



UNIVERSIDAD NACIONAL AUTÓNOMA DE MÉXICO
PROGRAMA DE MAESTRÍA Y DOCTORADO EN INGENIERÍA
INGENIERÍA ELÉCTRICA – TELECOMUNICACIONES

IMPLEMENTACIÓN DE HERRAMIENTAS COMPUTACIONALES
PARA LA ESPECIFICACIÓN DE LOS SUBSISTEMAS Y ESTIMACIÓN
DE COSTOS PARA UN SATÉLITE DE TELECOMUNICACIONES

TESIS
QUE PARA OPTAR POR EL GRADO DE:
MAESTRO EN INGENIERÍA

PRESENTA:
IRVING RENDÓN SALGADO

TUTOR PRINCIPAL:
DR. SALVADOR LANDEROS AYALA, FACULTAD DE INGENIERÍA

MÉXICO, D. F. NOVIEMBRE DEL 2013



Universidad Nacional
Autónoma de México

Dirección General de Bibliotecas de la UNAM

Biblioteca Central



UNAM – Dirección General de Bibliotecas
Tesis Digitales
Restricciones de uso

DERECHOS RESERVADOS ©
PROHIBIDA SU REPRODUCCIÓN TOTAL O PARCIAL

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

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



Universidad Nacional
Autónoma de México

Dirección General de Bibliotecas de la UNAM

Biblioteca Central



UNAM – Dirección General de Bibliotecas
Tesis Digitales
Restricciones de uso

DERECHOS RESERVADOS ©
PROHIBIDA SU REPRODUCCIÓN TOTAL O PARCIAL

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

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

JURADO ASIGNADO:

Presidente: Dr. Matías Maruri José María

Secretario: Dr. Ortega Arjona Jorge

Vocal: Dr. Landeros Ayala Salvador

1er. Suplente: Dr. Gutiérrez Castrejón Ramón

2do. Suplente: Dr. Martynyuk Oleksandr

Lugar o lugares donde se realizó la tesis: CIUDAD UNIVERSITARIA, CU.

TUTOR DE TESIS:

Dr. Landeros Ayala Salvador

FIRMA

DEDICATORIA

A mis padres *Roberto Rendón Alarcón* y *Guillermina Salgado Moreno* por brindarme esta gran oportunidad apoyándome incondicionalmente a lo largo de todos estos años. Gracias a su amor y comprensión he logrado alcanzar esta nueva meta.

A mi hermano *Axel Rendón Salgado* por acompañarme y orientarme a lo largo de mis estudios de licenciatura y maestría.

AGRADECIMIENTOS

A mi tutor el *Dr. Salvador Landeros Ayala* por su tiempo, dedicación y apoyo otorgado durante la dirección de la presente tesis.

A mis sinodales: *Dr. Matías Maruri José María, Dr. Ortega Arjona Jorge, Dr. Landeros Ayala Salvador, Dr. Gutiérrez Castrejón Ramón y Dr. Martynyuk Oleksandr* por las observaciones realizadas durante la revisión de la tesis.

Al *M. en I. Sergio Tirado Ledesma* por todos sus consejos y su valiosa amistad.

A todos mis *compañeros de generación de licenciatura y de maestría* con los cuales compartí experiencias muy gratas.

A *Ernesto Ramírez Cruz* por la gran amistad que formamos desde la licenciatura.

A todos mis *profesores de la Facultad de Ingeniería* los cuales sin excepción alguna me han aportado su valioso conocimiento.

A la *Coordinación de Estudios de Posgrado (CEP)* de la UNAM por la beca otorgada para la realización de mis estudios de maestría.

A la *UNAM* que a través de la Facultad de Ingeniería me ha brindado una formación integral y a la cual agradeceré eternamente.

ÍNDICE

Resumen	I
Abstract	I
Introducción	II
Objetivo	II
Definición del problema	II
CAPÍTULO 1	1
1.1. Subsistema de comunicaciones	1
1.1.1. Bandas y frecuencias asignadas	2
1.1.2. Antenas	3
1.1.2.1. Patrón de radiación	4
1.1.2.2. Ganancia	5
1.1.2.3. Área efectiva	5
1.1.2.4. Potencia isotrópica radiada efectiva (PIRE)	5
1.1.2.5. Polarización.....	6
1.1.2.6. Ancho de banda de la antena	7
1.1.2.7. Antenas utilizadas en satélites.....	7
1.1.3. Transpondedores	8
1.1.3.1. Transpondedor cuasi-lineal	9
1.1.3.2. Transpondedor regenerativo.....	11
1.1.4. Confiabilidad	11
1.1.5. Consideraciones de diseño	14
1.1.5.1. Área de cobertura.....	14
1.1.5.2. Banda de frecuencias.....	15
1.1.5.3. Calidad del enlace.....	16
1.2. Subsistema eléctrico	18
1.2.1. Fuente primaria.....	18
1.2.1.1. Celdas solares	19
1.2.1.2. Paneles solares	20
1.2.2. Fuente secundaria.....	20
1.2.2.1. Baterías	20
1.2.3. Acondicionador y circuitos de protección.....	22
1.2.4. Consideraciones de diseño	22
1.2.4.1. Estimación de la potencia total	22
1.2.4.2. Baterías	23
1.2.4.3. Paneles solares	24

1.3. Subsistema de propulsión	26
1.3.1. Impulso específico.....	26
1.3.2. Propulsión química.....	27
1.3.2.1. Propelentes sólidos.....	27
1.3.2.2. Gases fríos.....	27
1.3.2.3. Hidracina monopropelente.....	27
1.3.2.4. Bipropelente	27
1.3.3. Propulsión eléctrica.....	28
1.3.3.1. Propulsores resistivos de hidracina	28
1.3.3.2. Propulsores de arco eléctrico	29
1.3.3.3. Propulsores de plasma pulsante.....	29
1.3.3.4. Propulsores iónicos.....	29
1.3.4. Consideraciones de diseño	30
1.3.4.1. Órbita de transferencia.....	30
1.3.4.2. Inserción en la órbita geoestacionaria.....	31
1.3.4.3. Deriva de la órbita	32
1.3.4.4. Control de la orientación y mantenimiento de la posición.....	32
 CAPÍTULO 2	 35
2.1. Subsistema térmico.....	35
2.1.1. Fuentes de calor externas	35
2.1.2. Fuentes de calor internas.....	36
2.1.3. Rangos de temperaturas.....	36
2.1.4. Control térmico pasivo.....	36
2.1.5. Control térmico activo	37
2.1.6. Consideraciones de diseño	38
 2.2. Subsistema de telemetría, rastreo, comando y OBDH	 39
2.2.1. Telemetría, rastreo y comando.....	40
2.2.2. Procesamiento de datos a bordo	42
2.2.2.1. Arquitectura centralizada	42
2.2.2.2. Arquitectura descentralizada.....	43
2.2.3. Consideraciones de diseño	44
 2.3. Subsistema de orientación	 45
2.3.1. Estabilización por giro	46
2.3.2. Estabilización triaxial.....	47
2.3.3. Sensores	48
2.3.4. Actuadores	49
2.3.5. Consideraciones de diseño	49
 2.4. Subsistema estructural.....	 51
2.4.1. Consideraciones de diseño	51

CAPÍTULO 3	54
3.1. Diseño de software para el subsistema de comunicaciones	54
3.1.1. Variables de entrada	54
3.1.2. Variables de salida	55
3.2. Diseño de software para el subsistema eléctrico.....	58
3.2.1. Variables de entrada para el cálculo de las baterías.....	59
3.2.2. Variables de salida para el cálculo de las baterías	59
3.2.3. Variables de entrada para el cálculo de los paneles solares y resto del subsistema eléctrico	61
3.2.4. Variables de salida para el cálculo de los paneles solares y resto del subsistema eléctrico.....	62
3.3. Diseño de software para el subsistema de propulsión	63
3.3.1. Variables de entrada	63
3.3.2. Variables de salida	65
3.4. Diseño de software para el subsistema térmico	67
 CAPÍTULO 4	 69
4.1. Diseño de software para el subsistema de telemetría, rastreo, comando y OBDM	69
4.2. Diseño de software para el subsistema de orientación	70
4.3. Diseño de software para el subsistema estructural	72
4.4. Estimación del costo del satélite	72
 CAPÍTULO 5	 75
5.1. Aplicaciones y recomendaciones.....	75
5.2. Conclusiones	88
 REFERENCIAS.....	 91

ÍNDICE DE FIGURAS

Fig. 1-1. Regiones de servicio de telecomunicaciones de la UIT.	2
Fig. 1-2. Patrón de radiación de una antena direccional.	4
Fig. 1-3. Contornos de PIRE en banda Ku del satélite Satmex 6. Valores en dBW.	6
Fig. 1-4. Antenas utilizadas en satélites.	8
Fig. 1-5. Repetidor multicanal.	9
Fig. 1-6. Transpondedor cuasi-lineal de conversión simple.	10
Fig. 1-7. Transpondedor regenerativo.	11
Fig. 1-8. Cálculo del número de fallas en el tiempo (FIT).	12
Fig. 1-9. Ejemplo de posibles áreas de cobertura en el territorio mexicano.	15
Fig. 1-10. Variación típica del número de ciclos en función de la profundidad de descarga a 25 °C.	21
Fig. 1-11. Propulsor iónico.	28
Fig. 2-1. Fuentes de calor externas.	35
Fig. 2-2. Diagrama a bloques del subsistema de telemetría, rastreo, comando y OBDH.	40
Fig. 2-3. Arquitectura centralizada.	42
Fig. 2-4. Arquitectura descentralizada.	43
Fig. 2-5. Modelo HS 376 con estabilización por giro.	46
Fig. 2-6. Satélite con estabilización triaxial.	47
Fig. 2-7. Impacto en el subsistema de orientación.	50
Fig. 5-1. Simulador. Sección del subsistema de comunicaciones.	75
Fig. 5-2. Simulador. Sección del subsistema eléctrico.	76
Fig. 5-3. Simulador. Sección del subsistema de propulsión.	77
Fig. 5-4. Simulador. Sección los subsistemas de orientación, TTC y OBDH, térmico y estructural.	78
Fig. 5-5. Simulador. Sección de resultados.	79
Fig. 5-6. Simulación del subsistema de comunicaciones del Satmex 5.	81
Fig. 5-7. Simulación del subsistema eléctrico del Satmex 5.	82
Fig. 5-8. Simulación del subsistema de propulsión del Satmex 5.	83
Fig. 5-9. Simulación de los subsistemas de orientación, TTC y OBDH, térmico y estructural del Satmex 5.	84
Fig. 5-10. Simulación del subsistema eléctrico del Satmex 5. Segunda estimación.	85
Fig. 5-11. Simulación del subsistema de propulsión del Satmex 5. Segunda estimación.	86
Fig. 5-12. Resultados de la simulación del Satmex 5.	87

ÍNDICE DE TABLAS

Tabla 1-1. Principales bandas de frecuencias empleadas en comunicaciones por satélite.	3
Tabla 1-2. Asignación de frecuencias para la Región 2.....	3
Tabla 1-3. Fallas en el tiempo de elementos con aplicación espacial (relación de carga al 75 %).	13
Tabla 1-4. Características típicas de las tecnologías de celdas solares.	19
Tabla 1-5. Ventajas de las baterías Li-ion sobre las tecnologías disponibles.	21
Tabla 1-6. Relaciones para la estimación de la potencia total de la aeronave.....	23
Tabla 1-7. Variación estacional de la densidad de flujo del sol.	24
Tabla 2- 1. Valores de absorberencia y emisividad empleados para el diseño preliminar.	39
Tabla 2-2. Frecuencias empleadas para TTC.	41
Tabla 2-3. Complejidad del subsistema de TTC y OBDH.....	45
Tabla 2-4. Estimación de los parámetros de OBDH.	45
Tabla 2-5. Requerimientos típicos del subsistema estructural.	52
Tabla 2-6. Ventajas y desventajas de los materiales comúnmente empleados.	53
Tabla 3-1. Variables de entrada y de salida del subsistema de comunicaciones.	54
Tabla 3-2. Variables de entrada y salida para el cálculo de las baterías.....	58
Tabla 3-3. Variables de entrada y salida para el cálculo de los paneles solares y el resto del subsistema eléctrico.....	59
Tabla 3-4. Valores típicos de las diferentes tecnologías de baterías empleadas en satélites de comunicaciones.	59
Tabla 3-5. Valores típicos de las diferentes tecnologías de celdas solares empleadas en satélites de comunicaciones.	61
Tabla 3-6. Variables de entrada y de salida del subsistema de propulsión.	63
Tabla 3-7. Organización de los motores de acuerdo a la tecnología.....	64
Tabla 3-8. Características de los propulsores.	64
Tabla 4-1. Valores típicos para telemetría, rastreo y comando.	69
Tabla 4-2. Estimación de la masa y potencia de OBDH.	70
Tabla 4-3. Características de las ruedas de reacción.....	70
Tabla 4-4. Recomendación de la rueda de reacción en función del peso del satélite.	71
Tabla 4-5. Características típicas de los sensores de orientación.	71
Tabla 4-6. Relaciones de Estimación de Costo.	74
Tabla 5-1. Masa y costo del satélite Satmex 5.....	87

Resumen

En la presente tesis se analizan los subsistemas de un satélite de telecomunicaciones haciendo énfasis en su especificación y diseño, en base a ello se logran definir los métodos así como las consideraciones que se tomaron en cuenta para determinar las características principales de cada uno de ellos.

Se realiza la estimación de costos para un satélite de telecomunicaciones empleando el método de estimación paramétrica en el cual se obtienen las Relaciones de Estimación de Costo (REC) utilizando los distintos métodos de regresión que mejor se adaptan al comportamiento que describe una base histórica de datos de satélites de telecomunicaciones.

Se diseña un programa computacional el cual permite especificar cada uno de los subsistemas y estimar el costo de un satélite de comunicaciones.

Finalmente se comprueba el correcto funcionamiento de la herramienta computacional diseñada introduciendo los datos correspondientes al satélite mexicano Satmex 5 y comparando los resultados obtenidos con los valores reales de dicho satélite.

Abstract

The present thesis analyze the satellite communications subsystems focusing on the specification and design, on that basis we can define the methods and considerations that were taken into account to determine the main characteristics of each.

The cost is estimated for a telecommunications satellite using the parametric estimation method so it is necessary to obtain the Cost Estimating Relationships (REC) employing the different regression methods that best suited to the behavior that describes a historical database of telecommunications satellites.

A computer program is designed, the software allows you to specify each of the subsystems and estimate the cost of a telecommunications satellite.

Finally, the designed computational tool is tested by entering the data for the mexican satellite Satmex 5 and comparing the results with the actual values of that satellite.

Introducción

Hoy en día los satélites de telecomunicaciones son una tecnología imprescindible debido a que presentan características que las tecnologías terrestres no poseen como lo es su gran área de cobertura pudiendo ser global o regional y accediendo a lugares de difícil acceso brindando diversos tipos de servicios de entre los que destaca el servicio de radiodifusión que permite llevar una misma señal a distintos puntos.

El proyecto satelital desde que se genera el concepto hasta su lanzamiento tiene una duración de aproximadamente 4 años lo cual es demasiado tiempo teniendo en cuenta que las nuevas tecnologías se desarrollan a paso rápido dejando obsoletas a las antiguas.

Al ser un artefacto complejo es necesario que pase por diversas etapas que incluyen estudios de factibilidad, plan de negocios, estudio de los riesgos, autorización, organización, planeación, diseño, adquisición de partes, integración y pruebas, incluso después del lanzamiento se planean las actividades posteriores. Afortunadamente existen herramientas que permiten no solo reducir el tiempo necesario para poner un satélite en órbita sino que también ayudan a realizar una mejor elección de las características y tecnologías empleadas por cada subsistema, sin embargo, la mayoría de estas herramientas son propiedad de empresas privadas fabricantes de satélites por lo cual su acceso es restringido.

A lo largo de esta tesis se desarrollará la metodología empleada para la implementación de herramientas computacionales que permitan especificar los subsistemas y estimar los costos de un satélite de telecomunicaciones.

Objetivo

Desarrollar un sistema computacional que permita especificar cada uno de los principales subsistemas de un satélite de telecomunicaciones para poder visualizar el dimensionamiento técnico y los costos correspondientes.

Definición del problema

Para poder tomar decisiones adecuadas para el diseño y configuración de un satélite es necesario combinar las diferentes restricciones técnicas en base a los requerimientos, lo cual exige de herramientas computacionales para contar con las diversas alternativas de decisión.

CAPÍTULO 1

1.1. Subsistema de comunicaciones

El subsistema de comunicaciones es la carga útil de un satélite de telecomunicaciones, está conformado esencialmente por dos dispositivos: las antenas y los transpondedores. Las principales funciones del subsistema de comunicaciones son:

- Detectar la señal transmitida a una cierta frecuencia y con una polarización dada limitando la detección de interferencias o señales indeseadas.
- Amplificar la señal recibida añadiendo la menor cantidad de ruido y distorsión posible.
- Procesar la señal y disminuir su frecuencia debido a que durante la propagación la atenuación es mayor a frecuencias más altas y el satélite posee limitaciones de energía.
- Regular la potencia necesaria para la transmisión.
- Radiar la señal a una cierta frecuencia y con una polarización dada hacia el área de cobertura.

El diseño del subsistema de comunicaciones dependerá en gran medida del tipo de información que se quiera manejar ya sea voz, datos o video lo cual determinará el ancho de banda necesario, la cantidad y la capacidad de los transpondedores a utilizar. El área de cobertura tanto de transmisión como de recepción, las cuales generalmente son diferentes, determinarán la densidad de flujo necesaria en el satélite, la potencia de transmisión, la figura de mérito y las características de las antenas transmisoras y receptoras; también debe tomarse en cuenta dentro del diseño la confiabilidad deseada para que un número específico de canales continúen en funcionamiento después de un determinado tiempo.

El satélite es un conjunto de sistemas de gran complejidad integrado por varios subsistemas, el desempeño de cada uno de ellos depende en gran parte de los otros, razón por la cual se dice que un determinado subsistema tiene un impacto sobre el funcionamiento y características del satélite. Las principales áreas de impacto del subsistema de comunicaciones sobre el satélite son:

- El aumento de la masa.
- La potencia y la disipación requeridas.
- El tamaño y número de antenas.

Las cuales afectarán en mayor o menor medida dependiendo del diseño que se realice y atendiendo las limitantes tanto del mismo satélite como las que impone el lanzador.

El costo del subsistema de comunicaciones es del orden de varias decenas de millones de dólares lo que representa normalmente el 20% del costo total, mientras que el costo restante está dedicado a la plataforma y al lanzamiento. Debido a lo anterior las decisiones que toman los planificadores de sistemas resultan críticas para el desarrollo del proyecto. [1]

1.1.1. Bandas y frecuencias asignadas

Las bandas de frecuencia son asignadas de acuerdo al servicio de radiocomunicaciones empleado con el fin de permitir la compatibilidad entre ellos. La Unión Internacional de Telecomunicaciones (UIT), una agencia especializada de la Organización de las Naciones Unidas, clasifica los diferentes servicios de la siguiente manera: [2]

- Servicio fijo por satélite (FSS, *Fixed Satellite Service*).
- Servicio móvil por satélite (MSS, *Mobile Satellite Service*).
- Servicio de radiodifusión por satélite (BSS, *Broadcast Satellite Service*).
- Servicio de exploración terrestre por satélite (EES, *Earth Exploration Satellite Service*).
- Servicio de investigación espacial (SRS, *Space Research Service*).
- Servicio de operación espacial (SOS, *Space Operation Service*).
- Servicio de radiodeterminación por satélite (RSS, *Radiodetermination Satellite Service*).
- Servicio intersatelital (ISS, *Inter Satellite Service*).
- Servicio de aficionados por satélite (ASS, *Amateur Satellite Service*).

Siendo los servicios fijo, móvil y de radiodifusión los más utilizados. FSS incluye a aquellos servicios que no son de radiodifusión y en los cuales los puntos que mantienen comunicación no cambian su posición, es decir, permanecen fijos con respecto a la tierra. En MSS uno o ambos puntos pueden estar cambiando continuamente de posición, mientras que BSS son aquellos servicios que están destinados a ser recibidos por el público en general, razón por la cual también se le conoce como directo al hogar (DTH, *Direct To Home*).

Para cada uno de estos tres tipos de servicio se definen sus bandas de frecuencia las cuales pueden variar de acuerdo a la región. La UIT divide al mundo en tres regiones de servicio de telecomunicaciones las cuales pueden observarse en la Figura 1-1. [3]

- Región 1. Europa y África.
- Región 2. América.
- Región 3. Asia y Oceanía.

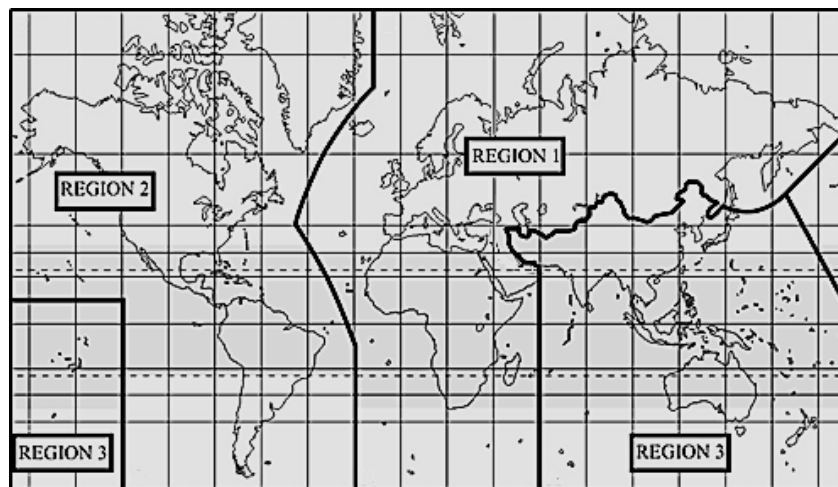


Fig. 1-1. Regiones de servicio de telecomunicaciones de la UIT.

Las principales bandas de frecuencia empleadas en comunicaciones por satélite se encuentran comprendidas dentro de las frecuencias ultra altas (UHF, *Ultra High Frequencies*) desde 300 MHz a 3 GHz y las frecuencias súper altas (SHF, *Super High Frequencies*) desde 3 GHz a 30 GHz, sin embargo, debido a que estas bandas son muy amplias resulta conveniente dividir las en sub-bandas tal y como se muestra en la Tabla 1-1. [1]

Tabla 1-1. Principales bandas de frecuencias empleadas en comunicaciones por satélite.

Banda	Rango de frecuencias [GHz]
L	1 – 2
S	2 – 4
C	4 – 8
X	8 – 12
K _u	12 – 18
K	18 – 26
K _a	26 – 40

Como puede observarse cada una de estas bandas posee un ancho de banda distinto presentándose mayores niveles de atenuación a frecuencias más altas, dichas características hacen que una banda sea o no propicia para la prestación de un cierto servicio de comunicaciones. A continuación la Tabla 1-2 muestra la asignación de frecuencias empleada para la región 2 de la UIT. [4]

Tabla 1-2. Asignación de frecuencias para la Región 2.

Servicio	Frecuencias uplink / downlink	Banda
Servicio fijo por satélite (FSS)	6 / 4 GHz	C
	8 / 7 GHz	X
	14 / 12 – 11 GHz	K _u
	30 / 20 GHz	K _a
Servicio móvil por satélite (MSS)	1.6 / 1.5 GHz	L
	30 / 20 GHz	K _a
Servicio de radiodifusión por satélite (BSS)	2 / 2.2 GHz	S
	12 GHz	K _u
	2.6 / 2.5 GHz	S

En la actualidad cada vez más satélites están utilizando la banda K_a debido a la saturación de las otras bandas. La ventaja de ocupar la banda K_a es que dispone de un mayor ancho de banda, mientras las desventajas son el tener niveles de atenuación más elevados, equipos más caros y emplear una mayor potencia en la transmisión.

1.1.2. Antenas

Una antena es un dispositivo conductor metálico cuyos principales objetivos son:

- Emitir ondas electromagnéticas hacia el espacio libre durante la transmisión.
- Transmitir la menor cantidad de potencia fuera de la región especificada.

- Capturar las ondas electromagnéticas provenientes del espacio libre durante la recepción.
- Capturar la menor cantidad de señales indeseadas, ya sea que provenga de una región diferente o no cumpla con las características de frecuencia y polarización deseadas.

Como se mencionó anteriormente una antena puede transmitir o bien captar ondas electromagnéticas, para poder realizar ambas funciones simultáneamente se utiliza un duplexor el cual acopla la antena con el transmisor y desacopla al mismo tiempo al receptor durante la etapa de emisión, y actúa de forma opuesta durante la etapa de recepción.

Las principales características de una antena están dadas por su patrón de radiación, la ganancia, el área efectiva, la polarización y el ancho de banda de la antena, además está relacionada íntimamente con la potencia isotrópica radiada efectiva (PIRE).

1.1.2.1. Patrón de radiación

El patrón de radiación es un diagrama o gráfica que se presenta en forma polar o cartesiana y representa las intensidades de campo eléctrico o densidades de potencia que presenta la antena en varias posiciones angulares. Una antena isotrópica se encarga de irradiar en todas direcciones de manera uniforme de tal manera que su patrón de radiación dentro de un plano define un círculo y en el espacio tridimensional define una esfera donde todos los puntos equidistantes tienen una misma intensidad de campo eléctrico o densidad de potencia. En caso de tratarse de una antena direccional se presentan varios lóbulos como en la Figura 1-2. [5] El lóbulo principal es aquél donde se concentra la mayor cantidad de energía y su posición indica la dirección de propagación, también se forman lóbulos menores los cuales representan la radiación o recepción de señales no deseadas.

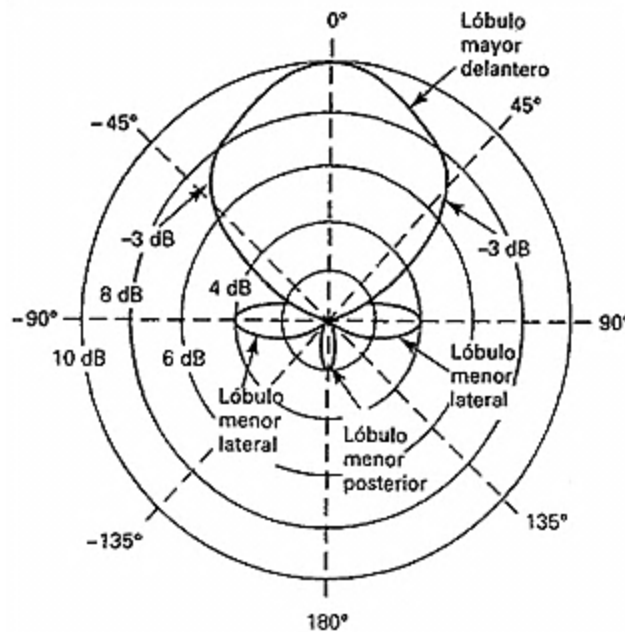


Fig. 1-2. Patrón de radiación de una antena direccional.

1.1.2.2. Ganancia

La ganancia de una antena se define como la relación de la densidad de potencia radiada por la antena entre la densidad de potencia radiada por una antena de referencia, típicamente una antena isotrópica la cual es alimentada por la misma cantidad de potencia. Para una antena de apertura, es decir, aquellas que utilizan superficies o aperturas para dirigir la onda electromagnética, la ganancia máxima G_{max} es obtenida de la siguiente manera:

$$G_{max} = \eta \frac{4\pi A}{\lambda^2} \quad (1)$$

Donde η es la eficiencia de antena, A es el área que delimita la antena y λ es la longitud de onda. Como puede apreciarse la ganancia máxima depende en gran medida de las dimensiones físicas de la antena así como de la longitud de onda la cual está íntimamente relacionada con la frecuencia de operación.

1.1.2.3. Área efectiva

El área efectiva de una antena (A_e) es la relación de la potencia captada por la antena y que es entregada a la carga entre la densidad de potencia que incide sobre la antena. Otra forma de obtener el área efectiva de una antena es como el producto entre la eficiencia de la antena y el área que delimita.

$$A_e = \eta * A \quad (2)$$

Donde la eficiencia η es proporcionada por el fabricante bajo ciertas condiciones de operación.

1.1.2.4. Potencia isotrópica radiada efectiva (PIRE)

La potencia isotrópica radiada efectiva es la potencia equivalente que necesitaría radiar una antena isotrópica para obtener la misma densidad de potencia alcanzada por otra antena en una dirección dada. El PIRE es un parámetro que indica el desempeño del equipo transmisor, puede ser calculado como el producto de la potencia de alimentación de la antena y su ganancia en una dirección dada.

$$PIRE = P_T * G \quad (3)$$

Muy a menudo se utilizan los contornos de PIRE para determinar el área de cobertura del satélite, los contornos o huellas de PIRE son aquellos que delimitan áreas geográficas en las cuales el satélite irradia con un mismo valor de PIRE, el punto central es la dirección de máxima potencia y alrededor de esta se van formando varios contornos que unen puntos de igual potencia la cual va disminuyendo conforme el contorno se extiende cubriendo una mayor área. La Figura 1-3 muestra los contornos de PIRE en la banda K_u del satélite Satmex 6. [6]

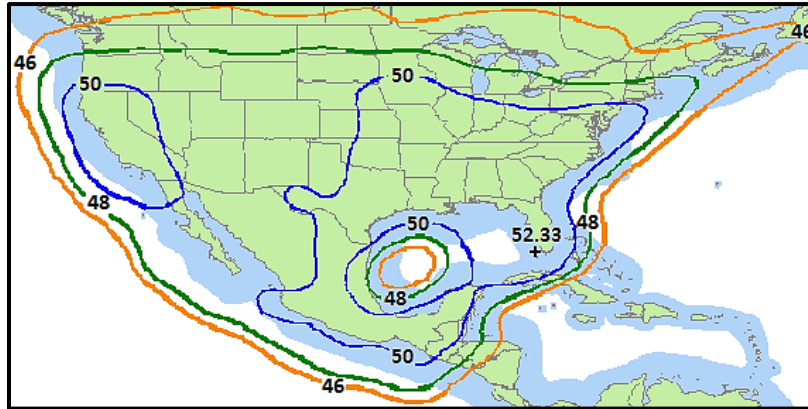


Fig. 1-3. Contornos de PIRE en banda Ku del satélite Satmex 6. Valores en dBW.

1.1.2.5. Polarización

Tanto la antena como el campo electromagnético producido ya sea durante la transmisión o recepción presentan una cierta polarización. La polarización de una onda electromagnética describe la forma y orientación del vector de campo eléctrico como función del tiempo. Una onda puede ser polarizada en tres formas:

- Polarización lineal. El campo eléctrico de la onda electromagnética está orientado con un ángulo constante a medida que se propaga. El ángulo puede ser cualquiera pero por conveniencia frecuentemente se utilizan los ángulos horizontal y vertical.
- Polarización circular. Es la superposición de dos ondas polarizadas linealmente (ortogonales entre sí, de igual amplitud y defasadas 90°) en el cual el vector resultante de campo eléctrico rota de manera perpendicular a la dirección de propagación describiendo circunferencias a su paso las cuales pueden tener sentido derecho, también conocido como horario por tener el mismo sentido que las manecillas del reloj, o sentido izquierdo, también conocido como antihorario.
- Polarización elíptica. Es la superposición de dos ondas polarizadas linealmente (ortogonales entre sí, de distinta amplitud y con un defase diferente a 0° ó 180°) o bien de dos ondas polarizadas circularmente pero de sentido contrario en el cual el vector rota de manera perpendicular a la dirección de propagación formando elipses a su paso las cuales al igual como ocurre con la ondas polarizadas circularmente pueden tener sentido derecho o izquierdo.

Una antena diseñada para transmitir o recibir una onda con una cierta polarización no puede transmitir ni recibir una onda con polarización ortogonal. Esta propiedad permite el establecimiento de dos enlaces a la misma frecuencia para una misma ubicación a lo que se le denomina reutilización de frecuencia por polarización ortogonal. En la práctica no es posible hacer que dos ondas sean perfectamente ortogonales debido a las imperfecciones de las antenas y a la despolarización de las ondas al viajar por el medio de transmisión.

1.1.2.6. Ancho de banda de la antena

El ancho de banda de una antena es aquél rango de frecuencias a las cuales las características de funcionamiento de la antena son similares a las que presenta en su frecuencia central, también puede expresarse de manera porcentual.

$$BW_{[\%]} = \frac{f_{superior} - f_{inferior}}{f_{central}} \times 100 \quad (4)$$

1.1.2.7. Antenas utilizadas en satélites

Las antenas que se emplean con mayor frecuencia en los satélites de comunicaciones son las antenas de apertura las cuales se caracterizan por concentrar la energía proveniente de las ondas electromagnéticas en un solo punto en el caso de utilizarse como antenas receptoras mientras que en el caso opuesto, cuando transmiten las ondas electromagnéticas lo hacen con una gran directividad iluminando únicamente las zonas de cobertura deseadas. Las antenas de apertura típicamente utilizadas en los satélites son:

- Antena de corneta. Las antenas de corneta o también conocidas como antenas de bocina se caracterizan por producir un haz de cobertura lo bastante ancho como para proporcionar servicios satelitales a un país o a un continente aunque de manera más frecuente son empleadas como alimentadores en las antenas con reflector. Las antenas de corneta están hechas de una guía de ondas la cual se ensancha con el fin de tener un mejor acoplamiento de impedancias entre el espacio y la guía de ondas, si el ensanchamiento tiene forma rectangular se le denomina corneta piramidal mientras que si lo hace en forma circular recibe el nombre de corneta cónica.
- Arreglo de antenas. Generalmente se utilizan cornetas como alimentadores y tal como su nombre lo indica es un arreglo de decenas de dispositivos alimentadores los cuales apuntan a un reflector parabólico produciendo así una huella de radiación conformada por varios haces, si se encuentran en fase la densidad de potencia aumentará mientras que si están desfasados, la densidad de potencia disminuye o incluso puede anularse. Las variables de diseño más comúnmente empleadas para obtener la huella de radiación deseada son: el número, tamaño, posición, potencia y fase de los alimentadores. El costo de la antena y principalmente el costo del lanzamiento es elevado debido al exceso de peso por la gran cantidad de alimentadores empleados, razón por lo cual esta tecnología está cada vez más en desuso.
- Antena perfilada. Es la tecnología que se ha venido adoptando en los últimos años debido a que genera una huella de radiación muy aproximada a la zona de cobertura y tanto el peso como el costo es relativamente bajo en comparación con los arreglos de antenas además de que estos últimos son más complejos. Consiste en un alimentador, típicamente una corneta

y un reflector semejante a una parábola cuya superficie ha sido modificada agregando protuberancias ya sea crestas o hendiduras las cuales varían en posición, profundidad o elevación de acuerdo a la zona de cobertura deseada con el fin de cambiar la dirección y la fase de las ondas electromagnéticas reflejadas. Como se mencionó anteriormente su diseño implica el determinar la posición, profundidad y elevación de las protuberancias para lo cual existen varios métodos pero al igual que en el arreglo de antenas es necesario realizar varias iteraciones hasta obtener el comportamiento requerido.

- **Reflectarrays.** Este tipo de antena consiste en un reflector plano formado por un arreglo de elementos radiantes (microcinta) y un alimentador. Cada elemento radiante se diseña de tal manera que la onda electromagnética generada por el alimentador se refleje con un cierto retardo de fase que permita dirigir el haz principal de la antena en una dirección en específico. Los reflectarrays son relativamente económicos, fáciles de instalar y de construir, tienen la ventaja de emplear un solo alimentador y de presentar una menor distorsión en comparación con las antenas que emplean un reflector parabólico, su principal desventaja es su estrecho ancho de banda.

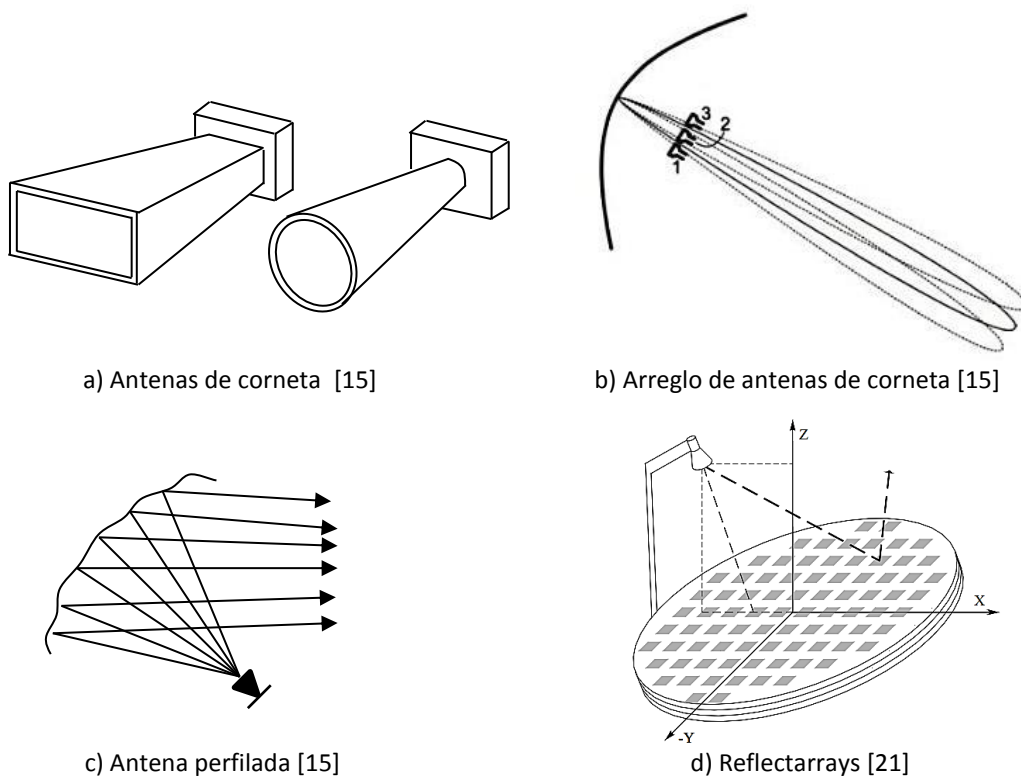


Fig. 1-4. Antenas utilizadas en satélites.

1.1.3. Transpondedores

Un satélite de comunicaciones puede ser considerado como un repetidor cuya función es recibir la señal portadora del enlace de subida (uplink) y procesarla para posteriormente retransmitirla a través del enlace de bajada (downlink). Los satélites de comunicaciones modernos llevan consigo

repetidores multicanal, cada uno de estos canales que van desde la antena receptora a la antena transmisora reciben el nombre de transpondedor (transmitter - responder). Las funciones básicas de un transpondedor son: amplificación de la señal, aislamiento de los canales vecinos de RF y la traslación en frecuencia. La Figura 1-5 muestra el diagrama de bloques de un repetidor multicanal o también conocido como repetidor de múltiples transpondedores. [1]

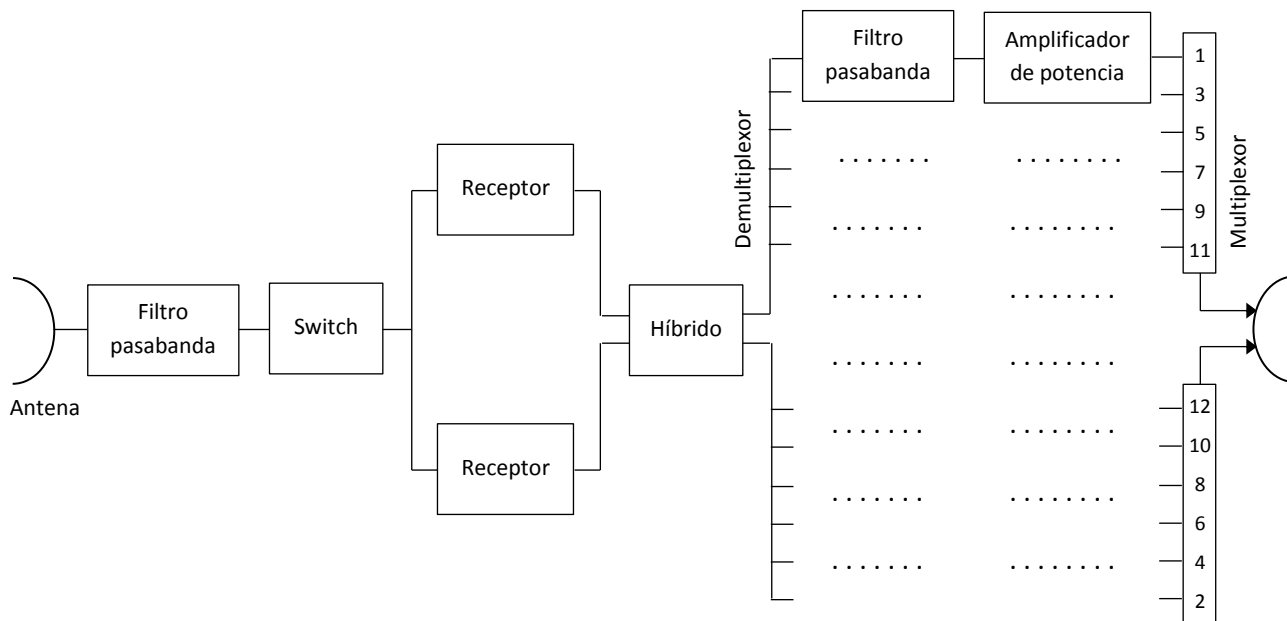


Fig. 1-5. Repetidor multicanal.

El repetidor multicanal mostrado caracteriza a un repetidor cuasi-lineal, esto quiere decir que el repetidor presenta una respuesta casi lineal siempre y cuando no se encuentre operando cerca de la potencia máxima de salida. Debido a su respuesta cuasi-lineal la señal transmitida desde la estación terrena saldrá del repetidor con un nivel de distorsión despreciable. Otro tipo de transpondedores son los llamados repetidores regenerativos los cuales realizan un procesamiento a bordo sobre las señales digitales para lograr un mejor funcionamiento de extremo a extremo ya que se encargan de regenerar la señal recibida.

Los transpondedores se encuentran sujetos a los impedimentos de la transmisión los cuales son función de la potencia disponible así como del ancho de banda. Los ingenieros en sistemas son los encargados de lidiar con el problema de equilibrar el costo de la potencia disponible, el ancho de banda y la confiabilidad contra el impacto que genera la distorsión la cual produce intermodulación, conversión de AM a PM e interferencia. Además de los impedimentos no lineales mencionados anteriormente se tienen los impedimentos lineales tal como el ruido térmico y desviaciones de amplitud y de la respuesta de fase contra frecuencia.

1.1.3.1. Transpondedor cuasi-lineal

Se le llama cuasi-lineal debido a que cuando los amplificadores con los que cuenta el transpondedor operan a niveles bajos de potencia se presenta una respuesta muy parecida a la

que tendría un dispositivo lineal, mientras que si se trabaja cerca del punto de operación de máxima potencia se obtiene una respuesta no lineal. Entonces para obtener la ganancia total necesaria que satisfaga los requisitos del sistema de comunicaciones se colocan una serie de amplificadores conectados en cascada los cuales operan en su parte lineal para evitar las no linealidades. Generalmente se emplean amplificadores de tubo de onda progresiva (TWTA, *Traveling Wave Tube Amplifier*) en la etapa de alta potencia debido a que presentan una mayor eficiencia.

El ancho de banda del transpondedor varía desde unos cuantos megahertz hasta 100 MHz aunque es muy común que se empleen transpondedores de 36 MHz y 72 MHz en los satélites de comunicaciones actuales.

La Figura 1-6 muestra un diagrama a bloques de un transpondedor cuasi-lineal. El diseño de este transpondedor es conocido como de conversión simple debido a que el traslado de la banda de uplink a la banda de downlink se realiza en un solo paso. [1]

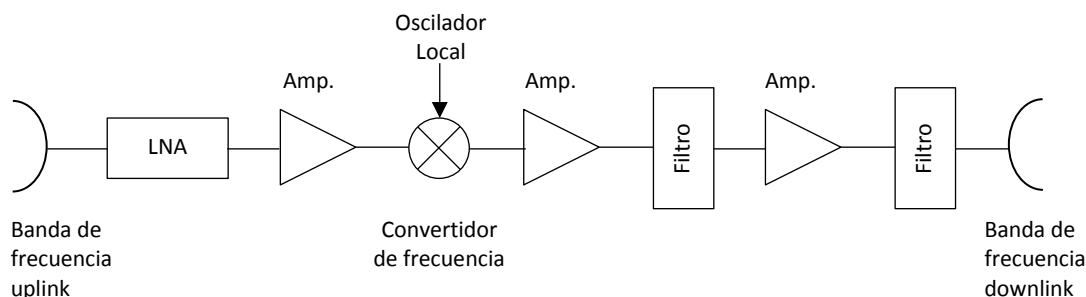


Fig. 1-6. Transpondedor cuasi-lineal de conversión simple.

El amplificador de bajo ruido (LNA, *Low Noise Amplifier*) tal como su nombre lo indica tiene la función de amplificar la señal de subida añadiendo una cantidad despreciable de ruido. En los sistemas de comunicaciones se emplean LNA con un ancho de banda bastante grande cercano a los 500 MHz para poder amplificar al mismo tiempo todas las señales que llegan al satélite. La potencia que proporcionan los LNA a su salida es muy poca por lo que es necesario utilizar amplificadores de alta potencia (HPA, *High Power Amplifier*) los cuales tienen la función de elevar la potencia de la señal a los niveles adecuados de transmisión mientras que los filtros eliminan los productos que se generan fuera del ancho de banda debido a la no linealidad de los amplificadores. El convertidor de frecuencia está compuesto por un oscilador local que multiplica las señales que entran por otra que es generada internamente y tiene la función de desplazar la banda de frecuencia uplink a la banda de frecuencia downlink asignada.

Otros dispositivos que forman parte de los transpondedores son el multiplexor y el demultiplexor como los que se observan en la Figura 1-5 la cual ilustra un repetidor multicanal. La función del demultiplexor es separar las señales recibidas en canales lo cual facilita el proceso de filtrado y de amplificación ya que el ancho de banda de la señal se divide. El multiplexor realiza la función

opuesta al demultiplexor, una vez que se han filtrado y amplificado las señales de cada canal este se encarga de juntarlas para conformar de nueva cuenta un solo ancho banda.

1.1.3.2. Transpondedor regenerativo

Cuando en la transmisión se emplean esquemas de modulación digital es posible emplear otro tipo de transpondedores más complejos pero que logran un incremento sustancial en la calidad del enlace, nos referimos a los transpondedores regenerativos también conocidos como transpondedores con procesamiento a bordo. El funcionamiento de un transpondedor regenerativo es similar al de un transpondedor cuasi-lineal, la diferencia radica en que el transpondedor regenerativo emplea transmisiones digitales por lo cual es posible regenerar la señal en el receptor, en este caso en el satélite de comunicaciones. Así pues, el transpondedor regenerativo deberá de contener un demodulador, una etapa de procesamiento y un modulador para regresar la señal a su forma original. La Figura 1-7 muestra un diagrama a bloques de un transpondedor regenerativo. [1]

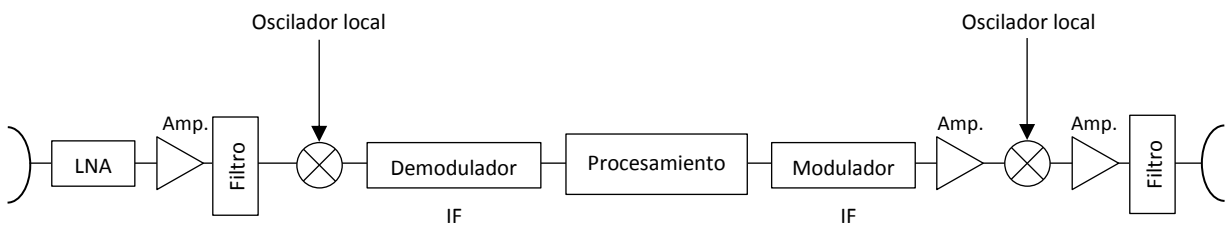


Fig. 1-7. Transpondedor regenerativo.

El hecho de regenerar la señal permite aislar los enlaces uplink y downlink, evitando la adición del ruido y la distorsión entre los dos enlaces. Así pues, el cálculo de la probabilidad de bit en error (P_b) se realizará de la siguiente manera:

$$P_b = P_U + P_D - P_U * P_D \quad (5)$$

Donde P_U es la probabilidad de error en el enlace de uplink y P_D es la probabilidad de error en el enlace de downlink. Tanto P_U como P_D resultan ser muy pequeñas por lo cual el producto entre ellas resulta despreciable y la ecuación anterior puede describirse como:

$$P_b = P_U + P_D \quad (6)$$

1.1.4. Confiabilidad

La confiabilidad de un sistema se define como la probabilidad de que dicho sistema opere de manera correcta durante el tiempo de vida para el cual fue diseñado. La confiabilidad de un sistema de comunicaciones por satélite depende tanto del satélite como de la estación terrena.

De manera general un satélite puede presentar dos tipos de fallas:

- Fallas por coincidencia. Son aquellas que ocurren de manera imprevista, son eventos extraordinarios.
- Fallas por uso. Por ejemplo, la degradación de los cátodos del amplificador TWTA o agotamiento de las fuentes de energía eléctrica, propulsión, etc.

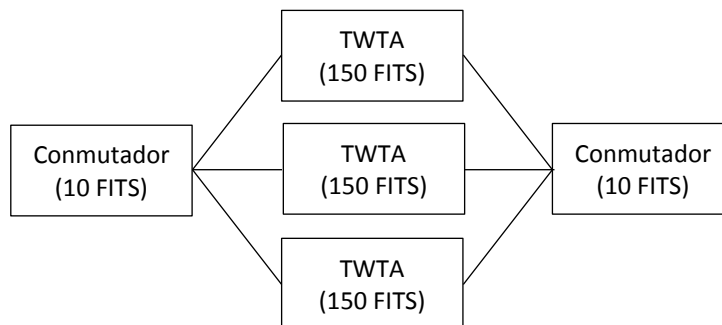
No debe confundirse la confiabilidad con la disponibilidad a pesar de que se encuentran íntimamente relacionadas. La disponibilidad de un satélite es el tiempo en el que este presta un servicio de comunicaciones de manera correcta durante un tiempo determinado, típicamente un año. Ambos conceptos se relacionan con el modelo de negocio del operador, por un lado la confiabilidad y la vida útil determinarán el tiempo en el que el operador amortizará el costo del satélite, así como la duración del negocio mientras que la disponibilidad indicará que tan productivo es el sistema de comunicaciones y en caso de ser baja se corre el riesgo de que no sea posible prestar ciertos servicios.

La confiabilidad de un sistema de n elementos puede ser calculada aplicando la regla de multiplicación de probabilidades dado que los eventos son independientes entre sí.

$$C = \prod_{i=1}^m C_i \quad (7)$$

Donde C representa la confiabilidad o probabilidad de supervivencia durante el tiempo de vida del satélite. Otra manera de obtener la probabilidad de supervivencia es utilizando el concepto de fallas en el tiempo (FIT, *Failures In Time*) el cual mide el número de fallas que se presentan en 10^9 horas de operación de tal manera que el número de fallas totales del sistema puede obtenerse tomando en cuenta los siguientes casos:

- Se suma el número de fallas de cada elemento en caso de estar conectados en serie.
- Se divide el número de fallas entre la cantidad de elementos de respaldo, es decir, cuando estos se encuentran conectados en paralelo.



$$\begin{aligned} \text{FITS}_{\text{TOTAL}} &= \text{FITS}_{\text{CONM.}} + \text{FITS}_{\text{TWTA TOTAL}} + \text{FITS}_{\text{CONM.}} \\ \text{FITS}_{\text{TOTAL}} &= 10 + (150/3) + 10 \\ \text{FITS}_{\text{TOTAL}} &= 70 \end{aligned}$$

Fig. 1-8. Cálculo del número de fallas en el tiempo (FIT).

Considerando una distribución de Poisson:

$$P(r) = \frac{(\lambda t)^r e^{-\lambda t}}{r!} \quad (8)$$

Donde r es el número esperado de fallas en el tiempo, λ el promedio de fallas por hora ($\text{FIT} \cdot 10^{-9}$), t el tiempo expresado en horas y $P(r)$ la probabilidad de que ocurran r fallas en t horas. Entonces la probabilidad de supervivencia es equivalente a que ocurran cero fallas, es decir, $r = 0$. Sustituyendo en la ecuación de distribución de Poisson se obtiene:

$$P = e^{-\text{FIT} \cdot 10^{-9} \cdot t} \quad (9)$$

Del cálculo del FIT puede verse que la probabilidad de supervivencia depende en gran medida de la arquitectura del satélite.

La confiabilidad del satélite puede ser aumentada introduciendo redundancias, es decir, emplear elementos de respaldo en aquellos dispositivos críticos o de menor confiabilidad del satélite. Debido a las limitantes como lo son el presupuesto disponible y la capacidad de la plataforma, no es posible alcanzar el 100 % de confiabilidad. En cuanto a la disponibilidad, esta aumenta cuando se introducen redundancias que actúan como remplazo del dispositivo afectado de manera inmediata (redundancia caliente) o reduciendo los tiempos de configuración y mantenimiento. [7]

Los resistores, capacitores, diodos de conmutación y los conectores resultan ser los elementos de mayor confiabilidad, mientras que los amplificadores TWTA y las partes móviles como relevadores y potenciómetros son los elementos con menor confiabilidad dentro de un satélite. Los fabricantes se encargan de proporcionar el número de fallas en el tiempo de sus productos el cual es obtenido bajo ciertas condiciones en particular y se muestran en las hojas características del dispositivo.

Las fallas en el tiempo de un dispositivo son reducidas drásticamente operando a potencias menores a las que el dispositivo funciona. Por ejemplo, un resistor que sea capaz de disipar 1 W es empleado en un sistema que requiere que dicha resistencia disipe 300 mW, entonces se dice que tiene una relación de carga del 30 %. En cualquier caso los parámetros de operación del dispositivo no deben de ser cercanos a los límites máximos de operación especificados por el fabricante. La Tabla 1-3 muestra fallas en el tiempo de varios componentes. [4]

Tabla 1-3. Fallas en el tiempo de elementos con aplicación espacial (relación de carga al 75 %).

Dispositivo	FIT	Dispositivo	FIT
Resistencia		Transistor (silicio)	
Carbón sólido	5	Standard	10
Película metálica	5	Conmutadores	10
Potenciómetros	200	Potencia	50
Capacitores		Circuitos integrados	
Carbón sólido	3	Digitales (bipolar)	10
Policarbonato	3	Analógicos	20
Tantalio sólido	20	FET IC	
Variable	20	1-10 compuertas	100
Alto voltaje	100	11-50 compuertas	500

Dispositivo	FIT	Dispositivo	FIT
Diodos de silicio		TWTA	150
Conmutadores	4	Transformadores	200
Standard	10	Potencia	30
Potencia	20	Señal	10
Zener	50		
Detector/mezclador	100		
Sección de filtros		Inductores	
Híbridos	25	Potencia	20
Pasabanda	10	Señal	10
Acopladores	10	Cristales de cuarzo	80
Circuladores	10	Relés	400
Conectores	1		

Como puede observarse los amplificadores TWTA son de los dispositivos con menor confiabilidad y debido a que forman parte imprescindible del subsistema de comunicaciones es necesario contar con amplificadores de redundancia. Se pueden presentar dos configuraciones de la arquitectura:

- Repuesto dedicado (dedicated spare). Los dispositivos de reserva cubren el fallo de cualquier TWTA.
- Matriz de corrimiento (slipping matrix). Cada TWTA es repuesto de los TWTA adyacentes.

La configuración de repuesto dedicado tiene la ventaja de no presentar interrupciones de canal y de ser de reconfiguración sencilla pero tiene las desventajas de que los TWTA de respaldo sean bastante caros debido a su gran ancho de banda. La configuración de matriz de corrimiento tiene la ventaja de que los TWTA de respaldo son relativamente baratos debido a que su ancho de banda es más estrecho pero tiene las desventajas de presentar interrupciones o pérdidas de canal y una reconfiguración compleja.

1.1.5. Consideraciones de diseño

El diseño del subsistema de comunicaciones debe ser tal que permita proporcionar servicios de telecomunicaciones (televisión, radio, telefonía, internet, etc.) dentro del área deseada ofreciendo un nivel de calidad aceptable según el tipo de servicio que se preste. Así pues, el diseño del subsistema de comunicaciones se basará principalmente en función del área de cobertura a servir, la banda de frecuencias elegida, la calidad de servicio especificada y el ancho de banda el cual depende de la cantidad y capacidad de los transpondedores. [8]

1.1.5.1. Área de cobertura

El área de cobertura se define como aquella área geográfica donde se dispone un determinado servicio, en comunicaciones satelitales también es conocida como huella satelital. El área de cobertura determina en gran medida la tecnología que emplea la antena.

Como se mencionó anteriormente, las antenas de apertura son las antenas empleadas con mayor frecuencia en los satélites de comunicaciones. Dentro de las antenas de apertura se prefieren aquellas que generan un haz conformado debido a que son capaces de producir una huella irregular la cual puede aproximarse de mejor manera al área de cobertura deseada reduciendo así el desperdicio de potencia.

Las antenas de apertura que generan un haz conformado pueden emplear dos diferentes tecnologías:

- Arreglo de antenas. Se emplea un arreglo de dispositivos alimentadores donde cada uno de ellos produce una huella cubriendo una cierta área geográfica tal que al superponer todas las huellas se genera un área de cobertura irregular.
- Antena perfilada. Emplea únicamente una corneta que radia sobre un reflector parabólico imperfecto, el cual presenta protuberancias que cambian el patrón de radiación de la antena y por consecuencia se modifica el área de cobertura.

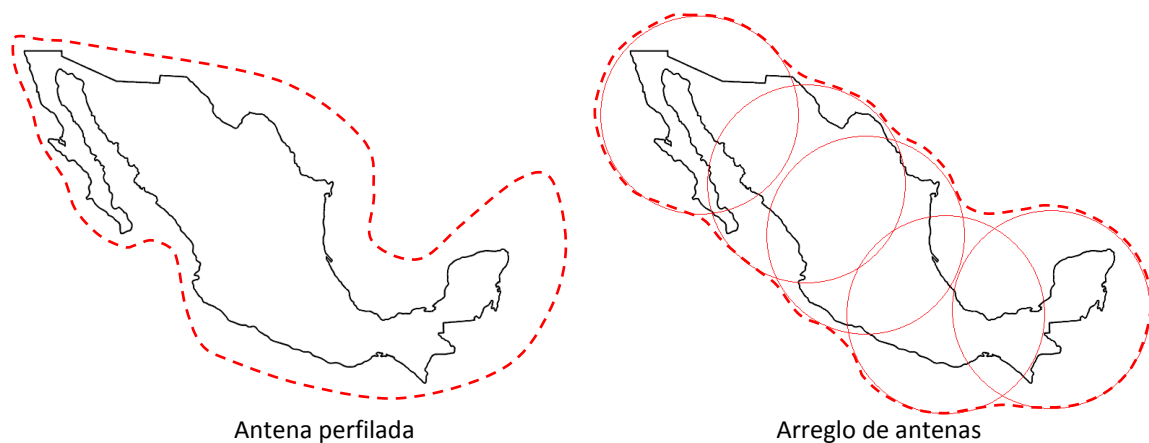


Fig. 1-9. Ejemplo de posibles áreas de cobertura en el territorio mexicano.

Como se observa en la Figura 1-9, en el caso de la antena perfilada el área de cobertura es igual a la huella generada por un solo alimentador mientras que en el arreglo de antenas se generan 5 huellas las cuales al superponerse conforman el área de cobertura. En la actualidad las antenas perfiladas van ganando terreno sobre los arreglos de antenas debido a que su construcción es más simple y a que su peso es menor lo que representa una reducción en el costo de lanzamiento.

1.1.5.2. Banda de frecuencias

La banda de frecuencias a emplear deberá de elegirse de acuerdo al tipo de servicio, al ancho de banda requerido y a la disponibilidad siempre vigilando que no se infrinjan las normas establecidas por la UIT relativas a la asignación de frecuencias.

Debido a que el ancho de banda disponible es limitado, se requieren emplear diferentes técnicas que ayuden a utilizar el ancho de banda de manera más eficiente.

La reutilización de frecuencia por polarización ortogonal se basa en el principio de que una antena diseñada para transmitir o recibir una onda con una cierta polarización no puede transmitir ni recibir una onda con polarización ortogonal. De lo anterior se dependen dos opciones:

- Emplear una cierta polarización para la recepción y en el momento de transmitir hacerlo con una polarización ortogonal a la recibida.
- Emplear ambas polarizaciones tanto en la recepción como en la transmisión pero con la condición de que los canales adyacentes tanto en la recepción como en la transmisión deben de tener polarización ortogonal y de que el canal retransmitido por el satélite debe ser de polarización contraria a la que fue recibida.

1.1.5.3. Calidad del enlace

La calidad del enlace depende de varios factores, de la configuración empleada, de los elementos que conforman tanto el transmisor como el receptor, etc. Sin embargo, es posible identificar un parámetro que describe en mayor medida la calidad de un enlace, dicho parámetro es la relación portadora a ruido (C/N), o su equivalente, relación de portadora a densidad de ruido (C/N₀) los cuales pueden ser calculados de la siguiente manera:

$$\left(\frac{C}{N}\right) = \frac{P_r}{N_r} = \frac{P_t * G_t * G_r \left(\frac{1}{L_{fs} * L_o}\right)}{k * T_s * B_N} \quad (10)$$

$$\left(\frac{C}{N_o}\right) = \left(\frac{C}{N}\right) * B_N = \frac{P_t * G_t * G_r \left(\frac{1}{L_{fs} * L_o}\right)}{k * T_s} \quad (11)$$

Donde P_r y N_r son la potencia de la señal y el ruido respectivamente, P_t es la potencia a la que se transmite la señal, G_t es la ganancia de la antena transmisora, G_r es la ganancia de la antena receptora, L_{fs} son las pérdidas por espacio libre, L_o son otras pérdidas debidas a la atenuación por lluvia, atmosférica, etc., k es la constante de Boltzmann, T_s es la temperatura de ruido del sistema en el receptor y B_N es el ancho de banda del ruido.

Expandiendo G_t, G_r y L_{fs} en la relación de portadora a densidad de ruido (C/N₀) tenemos que:

$$\left(\frac{C}{N_o}\right) = \frac{P_t * \left(\eta_t \frac{4\pi * A_t}{\lambda^2}\right) * \left(\eta_r \frac{4\pi * A_r}{\lambda^2}\right)}{\left(\frac{4\pi * r}{\lambda}\right)^2 * L_o * k * T_s} \quad (12)$$

Reagrupando y simplificando:

$$\left(\frac{C}{N_o}\right) = P_t * \eta_t * \eta_r \frac{A_t * A_r}{\lambda^2 * r^2 * L_o * k * T_s} \quad (13)$$

Donde η_t y η_r son las eficiencias de las antenas transmisoras y receptoras respectivamente, A_t es el área de la antena transmisora, A_r es el área de la antena receptora, λ es la longitud de onda y r es la distancia a la que están separadas las antenas.

De la ecuación anterior podemos observar la dependencia de (C/N_o) respecto a la potencia de transmisión, la ganancia y dimensión de las antenas, la longitud de onda (frecuencia) y la temperatura de ruido de ruido del sistema. A continuación se consideran tres diferentes configuraciones de enlaces satelitales para los cuales se evalúa la calidad en función de los parámetros principales. [1]

- Enlace con antenas de dimensiones fijas. Un ejemplo de este tipo de enlace es una red satelital con antenas de iguales características para cada estación, tal y como pasa con las redes de terminales de apertura muy pequeña (VSAT, Very Small Aperture Terminal). En la siguiente ecuación los parámetros que no pueden ser modificados se colocan dentro de los paréntesis cuadrados.

$$\left(\frac{C}{N_o}\right) = \left[\frac{\eta_t * \eta_r * A_t * A_r}{L_o * k} \right] \frac{P_t}{\lambda^2 * r^2 * T_s} \quad (14)$$

Podemos observar que mientras se incremente la potencia de transmisión y la frecuencia mejor será la calidad del enlace, y por el contrario mientras la distancia o la temperatura de ruido aumentan empeora la calidad del enlace.

- Enlace con antenas de ganancia fija. Un ejemplo de estos enlaces se tiene cuando el área de cobertura es fija como ocurre en redes móviles o en los servicios de radiodifusión. En la siguiente ecuación los parámetros que no pueden ser modificados se colocan dentro de los paréntesis cuadrados.

$$\left(\frac{C}{N_o}\right) = \frac{P_t * G_t * G_r}{\left(\frac{4\pi * r}{\lambda}\right)^2 * L_o * k * T_s} = \left[\frac{G_t * G_r}{(4\pi)^2 * L_o * k} \right] \frac{P_t * \lambda^2}{r^2 * T_s} \quad (15)$$

A diferencia del caso anterior la calidad del enlace baja si se aumenta la frecuencia.

- Enlace de una antena de ganancia fija con una antena de dimensiones fijas. Esta es una situación típica para un satélite de comunicaciones donde la antena transmisora del satélite es determinada en función del área de cobertura deseada y la antena de la estación terrena es lo más grande posible. Primero se calcularán los requisitos de cobertura de la antena. El ángulo sólido Ω que subtende un área A_s sobre la superficie de una esfera de radio r_s es:

$$\Omega = \frac{A_s}{r_s^2} \quad (16)$$

Si asumimos que la mayor parte de la energía radiada por la antena está concentrada en el haz principal, entonces G_t es inversamente proporcional al ángulo sólido Ω .

$$G_t \approx \frac{1}{\Omega} \quad (17)$$

$$G_t = \frac{K_1}{\Omega} = \frac{K_1 * r_s^2}{A_s} \quad (18)$$

Entonces (C/N_o) está dado por:

$$\left(\frac{C}{N_o}\right) = \frac{P_t * G_t * G_r}{L_{FS} * L_o * k * T_s} = \frac{P_t * \left(\frac{K_1 * r^2}{A_s}\right) * \left(\eta_r \frac{4\pi * A_r}{\lambda^2}\right)}{\left(\frac{4\pi * r}{\lambda}\right)^2 * L_o * k * T_s} \quad (19)$$

$$\left(\frac{C}{N_o}\right) = \left[\frac{K_1 * \eta_r * A_r}{4\pi * A_s * L_o * k}\right] \frac{P_t}{T_s} \quad (20)$$

Se puede observar que no existe dependencia con respecto a la frecuencia o la distancia por lo cual para este tipo de enlace no existe una frecuencia u órbita preferida.

1.2. Subsistema eléctrico

De todos los subsistemas del satélite, el diseño del subsistema de eléctrico es el que depende en mayor medida de las necesidades del cliente, específicamente del número de transpondedores, la potencia que consumen y por supuesto de su eficiencia. La potencia requerida en los satélites de comunicaciones regularmente es mayor a 10 kW, especialmente en aquellos que brindan servicios de radiodifusión de televisión o para comunicaciones personales y móviles. El subsistema eléctrico consiste en tres elementos fundamentales:

- Fuente primaria. Se encarga de convertir la energía disponible a una forma eléctrica.
- Fuente secundaria. Es aquella que sustituye a la fuente primaria cuando esta no se encuentra operativa.
- Acondicionador y circuitos de protección. Regula y distribuye la energía eléctrica con los niveles adecuados.

1.2.1. Fuente primaria

La fuente primaria puede ser un arreglo de celdas solares o bien una batería nuclear. A pesar de que en la actualidad es posible emplear baterías nucleares resultan ser demasiado costosas por lo cual únicamente se utilizan en misiones espaciales donde la energía solar es muy débil. Hasta la fecha todos los satélites de comunicaciones han utilizado arreglos de celdas solares como fuente primaria.

Durante el intervalo de tiempo que va desde que el satélite es lanzado al espacio hasta que alcanza su órbita final, los arreglos de celdas solares no pueden desplegarse, por lo cual la fuente secundaria (baterías) se encarga de suministrar la energía eléctrica realizando las funciones propias de la fuente primaria dentro de este lapso.

El funcionamiento de las celdas solares puede ser explicado utilizando el principio del efecto fotovoltaico: mientras más grande sea la densidad de flujo de la radiación solar, mayor será la energía eléctrica generada por las celdas. Así pues, la energía generada por las celdas solares dependerá de la densidad de flujo de la radiación solar, de la temperatura a la que estas se encuentren (a menor temperatura se obtendrá un mayor voltaje) y de su eficiencia de conversión.

La densidad de flujo de la radiación solar a una distancia de una unidad astronómica (longitud del semieje mayor de la elipse que describe la Tierra alrededor del sol, aproximadamente 150 millones de km) es de $1,353 \text{ W/m}^2$, sin embargo, el valor obtenido de las mediciones realizadas en el espacio es del orden de $1,370 \text{ W/m}^2$. El flujo solar capturado por las celdas solares cambiará a lo largo del año en función de la distancia entre el satélite y el sol así como de la inclinación. [9]

1.2.1.1. Celdas solares

Un parámetro muy importante de las celdas solares es su eficiencia de conversión, es decir, que porcentaje de la energía solar es convertida a eléctrica. La eficiencia de conversión de las celdas solares disminuye con el paso del tiempo y lo hace en función de la órbita y la actividad solar. Para minimizar la degradación de la eficiencia, cada una de las celdas es protegida por una cubierta de cristal hecha en cuarzo o de sílice fundido la cual es transparente a las longitudes de onda a las que la celda es sensible y atenúa aquellas radiaciones que la dañan.

La eficiencia de conversión al inicio de vida (BOL, *Beginning Of Life*) de una celda de silicio típicamente es del 15 % la cual decrece en un tiempo de 10 años considerados el fin de vida (EOL, *End Of Life*) con una eficiencia del 9.2 %. La Tabla 1-4 muestra la eficiencia de conversión de BOL y EOL de las tecnologías de celdas solares utilizadas en los satélites de comunicaciones. [4]

Tabla 1-4. Características típicas de las tecnologías de celdas solares.

Tipo de celda	Eficiencia, BOL, 28 °C		Eficiencia, EOL, 1E15 MeV, 60 °C		Peso de la celda kg/m^2
	%	kW/m^2	%	kW/m^2	
Si (200 μm)	12.6	0.170	8.7	0.118	0.464
Si (67 μm)	15.0	0.203	9.2	0.124	0.156
GaAs/Ge (137 μm)	19.6	0.265	14.7	0.199	0.720
Película delgada	12.6	0.170	9.5	0.128	0.100
Multicapas	26.0	0.338	18.8	0.254	0.720

En caso de utilizarse estabilización triaxial se emplean paneles solares, los cuales se mueven de manera automática de tal forma que siempre estén apuntando al sol para captar una mayor densidad de flujo. Si se emplea una estabilización por giro las celdas solares recubren el cuerpo del satélite aunque en algunos casos también cuentan con paneles solares.

1.2.1.2. Paneles solares

Los paneles solares consisten en arreglos de celdas solares interconectadas entre sí para suministrar la potencia que el satélite requiere. El voltaje requerido determina el número de celdas solares que van a conectarse en serie mientras que la corriente requerida determina el número de celdas solares que se conectan en paralelo.

Las celdas solares se organizan de tal modo que la probabilidad de rotura y la sombra producida por el mismo satélite sobre los arreglo de celdas solares sea mínima.

Así pues, la elección del número de combinaciones de celdas solares conectadas en serie o en paralelo deberá ser tal que maximice el funcionamiento del panel solar tomando en cuenta la probabilidad de falla de las celdas solares de cada arreglo.

El aumento de la eficiencia de los paneles solares junto con la reducción del peso se logra utilizando concentradores de luz, los cuales se encargan de reflejar la luz del sol y concentrarla sobre el panel solar aumentando así la densidad de flujo de la radiación solar. Otra opción son los paneles reflectivos los cuales se montan a un costado de los paneles solares con un cierto ángulo de inclinación con el fin de incrementar la luz incidente.

1.2.2. Fuente secundaria

La fuente de energía secundaria se encarga de almacenar la energía generada por la fuente primaria cuando esta se encuentra operando, en caso de presentarse eclipses la fuente primaria compuesta por paneles solares deja de operar y durante de estos lapsos de tiempo la fuente secundaria es la encargada de proveer la energía eléctrica al satélite. Comúnmente se emplean las baterías electroquímicas como fuentes secundarias.

1.2.2.1. Baterías

Una batería se encarga de almacenar la energía realizando una conversión de energía eléctrica a química durante el periodo de carga y realizando la conversión inversa durante el periodo de descarga repitiendo este ciclo miles de veces durante su vida útil. La cantidad de energía almacenada dentro de una batería es la capacidad medida en amperes por hora o watts por hora. Las baterías pueden ser conectadas en serie para aumentar el voltaje o en paralelo para aumentar la corriente de salida.

La elección del tipo de baterías a emplear depende de varios factores, principalmente de la frecuencia de operación, las características de la carga y la profundidad de descarga. También resulta de gran importancia la órbita en la que se planea colocar el satélite de comunicaciones ya sea que se trate de una órbita baja (LEO, *Low Earth Orbit*) o una órbita geoestacionaria (GEO, *Geostationary Earth Orbit*).

La profundidad de descarga (DOD, *Depth Of Discharge*) se define como el porcentaje de la capacidad total de la batería que se ha utilizado durante el periodo de descarga. Un satélite LEO tiene un periodo orbital de aproximadamente 100 minutos presentándose eclipses de 30 a 40 minutos de duración por órbita, mientras que en los satélites GEO el periodo orbital es de 24 horas presentándose eclipses de hasta 70 minutos, por lo tanto, un satélite LEO experimentará durante un año aproximadamente 5,000 ciclos de carga y descarga de la batería con una profundidad de descarga del 15 % al 25 %, mientras que en un satélite GEO se presenta una menor cantidad de ciclos de carga y descarga pero cuando se tienen largos periodos de eclipse la profundidad de descarga es cercana al 50 % siendo mucho más grande que la que se presenta en satélites LEO. Como se muestra en la Figura 1-10, grandes porcentajes de descarga implicarán una reducción en los ciclos de vida de la batería. [4]

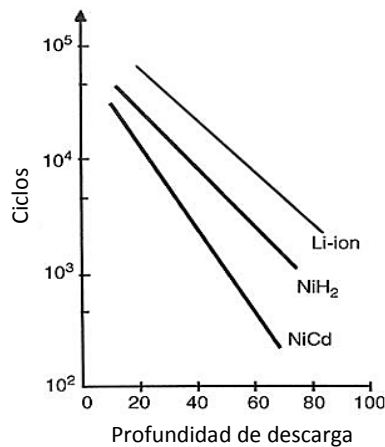


Fig. 1-10. Variación típica del número de ciclos en función de la profundidad de descarga a 25 °C.

Una vez que se conoce el número de ciclos y la profundidad de descarga promedio se procede a determinar la capacidad total de las baterías así como la tecnología a emplearse. Las baterías Níquel-Cadmio (NiCd) son utilizadas desde el inicio de los satélites de comunicaciones, pero empezaron a ser remplazadas en los años setentas por las baterías de Níquel-Hidrógeno (NiH₂) debido a a que estas últimas presentan una mayor densidad de energía (relación de energía almacenada entre la masa) y tiempos de vida más grandes. En la actualidad estas dos tecnologías de baterías están empezando a ser desplazadas por las baterías de Ion-Litio (Li-ion), la Tabla 1-5 muestra las ventajas que tienen las baterías Li-ion sobre las tecnologías antes mencionadas. [4]

Tabla 1-5. Ventajas de las baterías Li-ion sobre las tecnologías disponibles.

Parámetro	NiCd	NiH ₂	Li-ion	Ventajas de Li-ion
Densidad de energía (Wh/kg)	30	70	165	Menor peso.
Profundidad de descarga (%)	50	75	75	A 75 % Li-ion tiene más ciclos de vida que NiH ₂ .
Eficiencia (%)	72	70	96	Reducción de la potencia de carga.
Auto descarga (% / día)	1	10	0.3	Practicamente no se descarga y tiene un manejo más simple en el lanzamiento.
Rango de temperatura (°C)	0 a 40	-20 a 30	0 a 40	Fácil manejo.
Efecto de memoria	Si	Si	No	No hay reacondicionamiento.
Monitoreo	No	Presión	Voltaje	Mejor observación de los estados de carga.
Modular	No	No	Si	Es posible poner células en paralelo.

1.2.3. Acondicionador y circuitos de protección

La regulación de la energía eléctrica del satélite de comunicaciones puede ser dividida en tres categorías: control de los paneles solares, regulación del voltaje y carga de la batería. [4]

- Control de los paneles solares. La energía generada por los paneles solares debe de ser controlada para evitar sobrecargar las baterías y producir un calentamiento indeseado. Se utilizan dos técnicas: seguimiento de potencia pico (PPT, *Peak Power Tracker*) y transferencia de energía directa (DET, *Direct Energy Transfer*). PPT es un sistema no disipativo ya que extrae de los paneles solares la potencia exacta que requiere el satélite mientras que DET disipa la potencia que no es usada por la carga a través de bancos de resistencias ubicados en el exterior evitando así la disipación de potencia en el interior.
- Regulación del voltaje. Se emplean 3 técnicas: sin regular, cuasiregulado y totalmente regulado. En la técnica sin regular, el voltaje es regulado únicamente por la batería, en un sistema cuasiregulado solamente se regula el voltaje durante la carga de la batería mientras que en el sistema totalmente regulado lo hace durante la carga y descarga.
- Carga de la batería. Las baterías pueden ser cargadas de manera individual o en paralelo. La desventaja de la carga en paralelo es que el voltaje en cada una de las baterías es el mismo pero la corriente y la temperatura no. La carga individual de las baterías optimiza su funcionamiento ya que permite cargar cada batería hasta el límite que ella misma impone, desafortunadamente los cargadores individuales introducen impedancias, partes electrónicas y disipación térmica la cual no se presenta con la carga en paralelo.

1.2.4. Consideraciones de diseño

El diseño del subsistema eléctrico se realiza bajo la premisa de satisfacer las necesidades de potencia demandadas por cada uno de los subsistemas del satélite. Una vez que se ha estimado la potencia requerida se procede a calcular las características de la fuente primaria y secundaria. A continuación se muestran las técnicas y métodos empleados para la especificación del subsistema eléctrico.

1.2.4.1. Estimación de la potencia total

El diseño de un satélite empieza con la definición de la carga útil, en el caso de un satélite de comunicaciones la carga útil es el mismo sistema de comunicaciones. En principio es difícil conocer la potencia requerida por el satélite, sin embargo, la potencia total puede ser estimada en función de la potencia demandada por la carga útil. En base a esto puede realizarse una estimación inicial que nos dé una idea general sobre nuestras necesidades.

La Tabla 1-6 muestra diferentes relaciones para la estimación de la potencia total P_T basadas en el análisis de datos estadísticos de diseños de aeronaves anteriores donde P_{PL} es la potencia demandada por la carga útil. [10]

Tabla 1-6. Relaciones para la estimación de la potencia total de la aeronave.

Misión	Relación de estimación de potencia
Comunicaciones	$P_T = 1.1568 P_{PL} + 55.497$
Meteorología	$P_T = 602.18 \ln (P_{PL}) - 2,761.4$
Planetaria	$P_T = 332.93 \ln (P_{PL}) - 1,046.6$
Otras misiones	$P_T = 210 + 1.3 P_{PL}$

Conforme vaya avanzando el proyecto de la construcción del satélite de comunicaciones pueden irse realizando nuevas estimaciones que tengan una mejor precisión. Debe señalarse que la potencia total estimada con las relaciones anteriormente presentadas no contempla contingencias, razón por la cual deben de ser sumadas a la potencia total calculada.

Así pues, la relación empleada para la estimación de potencia total para el satélite de comunicaciones será la siguiente:

$$P_T = 1.1568 P_{PL} + 55.497 \quad (21)$$

1.2.4.2. Baterías

Como se mencionó anteriormente, las baterías se encargan de suministrar la energía demandada por el satélite cuando la fuente primaria no se encuentra en condiciones tal y como ocurre durante los eclipses.

La potencia que deben de proveer las baterías durante un eclipse (P_e) puede calcularse como:

$$P_e = \frac{P_{PL} + P_h}{\eta_d} \quad (22)$$

Donde P_h es la potencia demandada por el resto de los subsistemas durante el eclipse incluyendo la potencia de los calentadores empleados en el control térmico de la carga útil y η_d es la eficiencia de descarga de la batería incluyendo el regulador y los circuitos de acondicionamiento. La energía total de las baterías (U_b) en watts por hora es:

$$U_b = \frac{P_e * t_e}{d} \quad (23)$$

Donde t_e es el periodo máximo del eclipse y d es la profundidad de descarga. Y la capacidad de las baterías (C_b) en amperes por hora puede ser calculada como:

$$C_b = \frac{U_b}{V_d} = \frac{P_e * t_e}{V_d * d} \quad (24)$$

Donde V_d es el voltaje de descarga. Si la batería es cargada un determinado tiempo (t_c) y con una cierta eficiencia de carga (η_c), entonces la potencia de carga de las baterías (P_c) puede ser obtenida como: [1]

$$P_c = \frac{d * U_b}{\eta_c * t_c} = \frac{P_e * t_e}{\eta_c * t_c} \quad (25)$$

1.2.4.3. Paneles solares

El panel solar debe de ser diseñado para proveer la potencia demandada por todos los subsistemas incluyendo la potencia de carga de las baterías. Así pues, la potencia que deben proveer los paneles solares (P_{PST}) se calcula como:

$$P_{PST} = kP_T \quad (26)$$

Donde k es un factor de margen del diseño (por ejemplo, 1.05 ó 1.10). Usualmente el subsistema eléctrico se divide en dos partes, los requisitos de potencia para cada parte deben de ser calculados por separado empleando la ecuación anterior. [1]

La potencia disponible por parte de los paneles solares fluctúa de acuerdo al tiempo ya que la densidad de flujo del sol cambia durante todo el año debido a la variación de la distancia al sol y la declinación. La densidad de flujo del sol (G_{sol}) puede ser calculada de la siguiente manera:

$$G_{sol} = \frac{\cos \delta}{r^2} \Phi \equiv F\Phi \quad (27)$$

Donde $\Phi = 1,360 \text{ W/m}^2$ es la densidad de flujo de la radiación solar a una distancia de una unidad astronómica (1 AU es aproximadamente 150 millones de km), r es la distancia de la tierra al sol, δ es la declinación del sol y F es el factor estacional mostrado en la Tabla 1-7. [1]

Tabla 1-7. Variación estacional de la densidad de flujo del sol.

Fecha	Distancia relativa (AU)	Declinación (°)	F	G_{sol} (W/m ²)
Equinoccio de primavera	0.996	0	1.008	1,371
Solsticio de verano	1.016	23.4	0.839	1,209
Equinoccio de otoño	1.003	0	0.993	1,351
Solsticio de invierno	0.984	-23.4	0.948	1,289

La potencia generada por cada panel solar (P_{PS}) es:

$$P_{PS} = \frac{P_{PST}}{N_{PS}} \quad (28)$$

Donde N_{PS} es el número de paneles solares empleados. El panel solar es diseñado para las peores condiciones cuando la cantidad de energía solar disponible está al mínimo, es decir, durante el

solsticio de verano y cuando se acerca el fin de la vida útil del satélite ya que la eficiencia de las celdas se degradada considerablemente. El número de celdas en un panel (N_{SC}) es: [4]

$$N_{SC} = \frac{P_{PS}}{\eta_{EOL} * \Phi * FP * A_{SC}} \quad (29)$$

Donde η_{EOL} es la eficiencia al final de la vida útil de las celdas solares, FP es el factor de pérdidas el cual contempla las pérdidas debidas a los protectores de las celdas solares, al cableado y a la sombra producida por las antenas, A_{SC} es el área de cada celda solar. Por lo tanto, el área del panel solar estará dada por A_{PS} : [4]

$$A_{PS} = \frac{N_{SC} A_{SC}}{FR} \quad (30)$$

Donde FR es el factor de relleno.

Cuando se emplea un sistema de estabilización triaxial, el panel solar gira de tal manera que permanece apuntando hacia el sol, entonces la relación del área del panel entre su área iluminada (g) será $g=1$. Con un sistema de estabilización por giro las celdas solares se encuentran colocadas alrededor de un cilindro con una superficie de $\pi * D * h$ donde D es el diámetro y h la altura, entonces el área iluminada será el área proyectada $D * h$, por lo que $g = (\pi * D * h) / (D * h) = \pi$.

Las celdas están organizadas en líneas las cuales proveen el voltaje y la corriente deseada. El panel se diseña para que cada celda opere en su EOL a un punto máximo de voltaje (V_{mp}) y de corriente (I_{mp}) y con una potencia de salida $P_{sc} = V_{mp} * I_{mp}$. La potencia total del panel se obtiene como $P = V * I$, donde V es el voltaje de bus e I es la corriente total. El número de celdas conectadas en serie por línea (N_s) son:

$$N_s = \frac{V + \Delta V}{V_{mp}} \quad (31)$$

Donde ΔV es la caída de voltaje a través de los elementos conectados en serie. El número de líneas de celdas conectadas en paralelo (N_p) es:

$$N_p = \frac{N}{N_s} \quad (32)$$

La degradación actual (L_{actual}) después de cierta cantidad de años (t_{life}) puede ser calculada como:

$$L_{actual} = (1 - \text{degradación por año})^{t_{life}} \quad (33)$$

Entonces:

$$P_{actual} = P_{BOL} * L_{actual} \quad (34)$$

Donde P_{actual} es la potencia que provee actualmente el panel solar y P_{BOL} la potencia que proporciona al comienzo de la vida útil del satélite.

1.3. Subsistema de propulsión

El subsistema de propulsión o de control a reacción tiene como función principal generar fuerzas que actúen en el centro de masa del satélite para modificar la órbita que describe, ya sea para asegurar su inserción dentro de una nueva órbita o controlar la deriva del satélite dentro de la órbita en la que se encuentra. Además, el subsistema de propulsión se encarga de asistir al subsistema de orientación.

El principio de funcionamiento de los propulsores se basa en la tercera ley de Newton o ley de acción y reacción: "A toda acción corresponde una reacción de igual magnitud pero de sentido opuesto". Es por ello que los propulsores expulsan materia a gran velocidad a través de sus ductos o toberas lo cual provoca una fuerza de empuje en el sentido contrario. [11]

Pueden considerarse dos tipos de propulsores:

- Propulsores de baja potencia. Su fuerza de propulsión va desde unos cuantos milinewtons hasta unos cuantos newtons y son utilizados para mantener el control de la orientación y de la órbita.
- Propulsores de media y alta potencia. Su fuerza de propulsión va desde cientos de newtons hasta decenas de miles de newtons y son utilizados para el cambio de órbita del satélite durante la fase de lanzamiento ya sea que el lanzador lo coloque en la órbita circular baja o en su órbita elíptica de transferencia.

También se consideran dos tipos de propulsión:

- Propulsión química. Su fuerza de propulsión va de los 0.5 newtons hasta varios cientos de newtons en caso de emplearse propelentes líquidos, y va desde cientos a decenas de miles de newtons cuando se emplean propelentes sólidos.
- Propulsión eléctrica. Su fuerza de propulsión ronda por los 100 milinewtons.

1.3.1. Impulso específico

Los propelentes se caracterizan por un parámetro llamado impulso específico (I_{SP}) el cual se define como el impulso (fuerza por tiempo) que se presenta durante un cierto tiempo (dt) por unidad de peso del propelente consumido (dM) durante este intervalo de tiempo.

$$I_{SP} = F \frac{dt}{g * dM} = \frac{F}{g \left(\frac{dM}{dt} \right)} = v/g \quad (35)$$

Donde g es la constante de gravedad terrestre, F es la fuerza y v es la velocidad. La ventaja del impulso específico es que sus unidades son los segundos los cuales son la unidad de tiempo empleada en todos los sistemas de medición. [4]

1.3.2. Propulsión química

El principio de propulsión química es la generación de gases a una alta temperatura en el interior de una cámara, dichos gases son producidos por la combustión de los propelentes líquidos o sólidos. Los gases generados querrán escapar de la cámara a través de una tobera que a su vez acelerará su velocidad de escape produciendo así una fuerza de propulsión. [4]

1.3.2.1. Propelentes sólidos

Los motores que emplean propelentes sólidos se reservan para generar incrementos de velocidad para la inserción en la órbita final. Estos motores tienen la desventaja de que solo pueden ser utilizados una ocasión ya que una vez que están encendidos no pueden apagarse pero tienen la ventaja de usar los propelentes más simples de todos y de producir una gran fuerza de propulsión que va desde los cientos a decenas de miles de newtons. El impulso específico que proporcionan es del orden de los 295 segundos.

1.3.2.2. Gases fríos

Los primeros subsistemas de propulsión utilizaron gases fríos como el nitrógeno y el peróxido de hidrógeno. La propulsión con gases fríos consiste en un depósito en el cual se encuentra un gas sometido a presión, dicho gas se libera a través de una tobera y es así como genera una fuerza de propulsión. Estos sistemas proporcionan una baja propulsión y un pequeño impulso específico menor a 100 segundos.

1.3.2.3. Hidracina monopropelente

La hidracina monopropelente también conocido como monopropulsante fue el sustituto de la tecnología de los gases fríos. La hidracina (N_2H_4) se inyecta en una cámara donde interactúa con un metal catalizador (iridio) el cual es diseñado de tal forma que el área de contacto sea lo más grande posible, al reaccionar se produce una mezcla de nitrógeno, hidrógeno y amoníaco a temperaturas cercanas a 900 °C obteniéndose un impulso específico de alrededor de 220 segundos.

1.3.2.4. Bipropelente

En la actualidad el sistema bipropelente también conocido como bipropulsante es empleado cada vez más. En este sistema no se emplea un catalizador, se emplean dos propelentes distintos, uno funge como combustible y el otro como oxidante. La ventaja de los bipropelentes es que no necesitan ningún sistema de ignición, basta con unir las dos sustancias para que se produzca una combustión instantánea. Las sustancias comúnmente empleadas son la hidracina monometílica (CH_3NHNH_2 o MMH) como combustible y el tetróxido de nitrógeno (N_2O_4) como oxidante. El gas

producido es una mezcla de agua, nitrógeno, dióxido de carbono, monóxido de carbono e hidrógeno. Otra ventaja del bipropelente es que permite colocar el satélite en su órbita final así como realizar las maniobras de corrección de orientación y posición haciendo uso de los mismos tanques de almacenamiento de combustible.

El rendimiento del sistema dependerá de la proporción en que se realice la mezcla de ambos propelentes proporcionando un impulso específico que va desde 290 a 310 segundos.

1.3.3. Propulsión eléctrica

La propulsión eléctrica involucra el uso de campos electrostáticos o electromagnéticos para acelerar y expulsar el material ionizado. La propulsión eléctrica es una tecnología avanzada en comparación con la propulsión química. Se caracteriza por una baja fuerza de propulsión menor a 0.1 Newtons pero con un gran impulso específico de 1,000 a 10,000 segundos debido a que el propelente es expulsado a una velocidad casi veinte veces mayor a como ocurre en un propulsor químico con lo cual puede lograrse una reducción significativa de la masa del propelente.

Anteriormente no se empleaban propulsores eléctricos debido a que los satélites no contaban con la energía eléctrica suficiente, en la actualidad esto ya no representa ningún problema gracias al desarrollo de paneles solares y baterías más eficientes. En los sistemas con propulsión eléctrica es común emplear la potencia específica la cual es la relación de la energía eléctrica consumida entre el impulso obtenido, obteniéndose típicamente valores entre 25 a 50 W/mN dependiendo del tipo de propulsor. La Figura 1-11 muestra las partes principales de un propulsor iónico. [12]

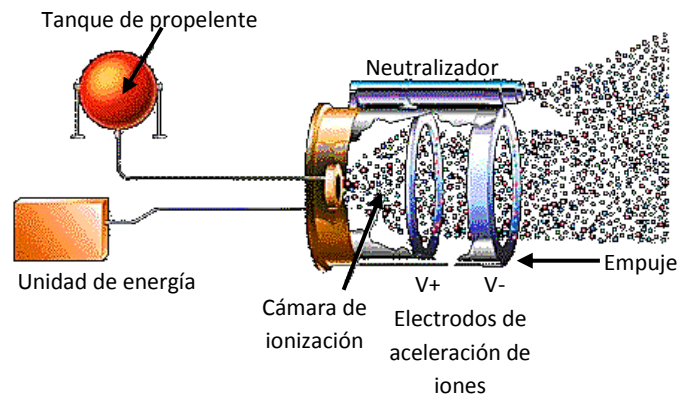


Fig. 1-11. Propulsor iónico.

1.3.3.1. Propulsores resistivos de hidracina

Para aumentar la velocidad de expulsión y por lo tanto el impulso específico de los propulsores de hidracina es necesario que el gas que se obtiene después de la descomposición catalítica sea calentado a una temperatura de aproximadamente 2,000 °C antes de salir por la tobera, esto se logra utilizando un termocambiator que se encarga de transferir el calor generado eléctricamente

hacia el gas producido. El impulso específico que se obtiene es del orden de 300 segundos. Las desventajas que presentan los propulsores resistivos de hidracina radican en la gran cantidad de energía eléctrica utilizada por cada motor (varios cientos de watts), una baja fuerza de propulsión de aproximadamente unos 0.5 Newtons, problemas con el comportamiento de los materiales a altas temperaturas y como consecuencia una baja confiabilidad. [13]

1.3.3.2. Propulsores de arco eléctrico

Un propulsor de arco eléctrico de baja potencia consiste básicamente en un ánodo hecho de materiales capaces de soportar altas temperaturas como el tungsteno puro o una aleación de tungsteno y renio. El cátodo usualmente está hecho de tungsteno toriado (tungsteno que contiene aproximadamente 2 % de torio) el cual tiene forma de una varilla con punta cónica. El gas propelente (argón, amoníaco o hidracina descompuesta por medio de la catálisis) es introducido a la cámara y es calentado por medio de una descarga de arco eléctrico. Los propulsores de arco eléctrico de baja potencia tienen la gran desventaja de operar con potencias cercanas a 1 kW, aunque su uso puede justificarse en satélites geoestacionarios de tamaño mediano y pequeño realizando maniobras de corrección de órbita. [13]

1.3.3.3. Propulsores de plasma pulsante

En un propulsor de plasma pulsante el propelente es ionizado y luego acelerado electromagnéticamente en medio de dos electrodos paralelos los cuales operan en forma pulsante. Una barra de teflón empleada como combustible es empujada hasta un tope retenedor entre dos electrodos por medio de un resorte. Los electrodos están conectados a un capacitor el cual es incapaz de descargarse debido a que el vacío y la barra de teflón sólido entre los electrodos no proveen un camino conductor. Una bujía colocada cerca de la superficie de la barra de teflón sólido se dispara lo cual provoca la descarga entre los dos electrodos. Como el capacitor se descarga se producen grandes corrientes del orden de miles de amperes las cuales son momentáneamente conducidas a través del material propelente y las fuerzas de Lorentz resultantes de la interacción de la corriente con el campo magnético generado por sí mismo actúan sobre los componentes ionizados del material propelente, acelerando el plasma y siendo expulsado por el propulsor. En este proceso, la barra de teflón es empujada hacia adelante hasta el tope retenedor y después es puesto en posición para el siguiente pulso. El impulso específico que obtiene está entre 1,000 y 5,000 segundos. [13]

1.3.3.4. Propulsores iónicos

En un propulsor iónico las partículas cargadas (iones) son aceleradas mediante un campo eléctrico. El material ionizado (mercurio, xenón o cesio) es un material pesado en estado líquido con una temperatura igual a la temperatura de almacenamiento con el fin de facilitar su alimentación al

propulsor. Al expulsar el material de la tobera se crea un rayo ionizado que impulsa al satélite. Entonces resulta necesario neutralizar la carga eléctrica producida por dicho rayo, esto se logra inyectando la misma cantidad de carga pero con signo opuesto para evitar un aumento excesivo en el potencial eléctrico del satélite con respecto al medio circundante, para ello se emplea un neutralizador. Se han desarrollado varios tipos de propulsores iónicos, la diferencia radica en la técnica que se emplea para obtener los iones de los átomos metálicos.

Así pues, cuando el material es ionizado después de que el propelente ha sido evaporado por arco eléctrico se genera un impulso específico de 2,000 a 3,000 segundos y la fuerza de empuje va desde 2 a 20 mN lo cual corresponde a un consumo de energía entre 60 a 600 watts. Cuando el material se ioniza por medio de la emisión de campo se generan un impulso específico entre 8,000 y 10,000 segundos, una fuerza de propulsión de 10 mN y un consumo de energía bastante elevado del orden de 1kW. [13]

1.3.4. Consideraciones de diseño

En la mayoría de las misiones, un satélite de comunicaciones requiere un subsistema de propulsión que permita mantener una orientación apropiada, inyectarse a sí mismo en una órbita geoestacionaria, conservar su longitud asignada mediante maniobras de corrección y asistir al control de orientación. La inserción en la órbita geoestacionaria es llevada a cabo gracias a un cohete de combustible sólido, bipropelente o iónico llamado frecuentemente motor de apogeo el cual se encuentra integrado al satélite. Un propelente líquido como la hidracina puede ser usado en la órbita de transferencia, en las maniobras empleadas para controlar la deriva de la órbita, las maniobras de corrección de órbita y el control de orientación. El subsistema de propelente líquido es a menudo conocido como subsistema de control de reacción (RCS, *Reaction Control Subsystem*).

1.3.4.1. Órbita de transferencia

Durante la órbita de transferencia, la orientación de la aeronave deberá de estar con un cierto ángulo con respecto del sol de tal forma que se satisfagan las limitantes de potencia solar y se mantenga un equilibrio térmico. El ángulo entre el eje de la aeronave y una línea que apunta hacia el sol deberá ser lo más cercana a 90° como sea posible, usualmente el ángulo está entre el rango de 65° a 115°.

Durante la órbita de transferencia, la aeronave mantiene su estabilización girando alrededor de su propio eje. El satélite da alrededor de cuatro revoluciones a la órbita de transferencia mientras los subsistemas son revisados, la orientación es verificada y mientras el apogeo es cada vez más cercano a la longitud asignada.

Poco después de la inserción en la órbita de transferencia se realizan las maniobras de reorientación para alinear el eje de la aeronave a lo largo de la dirección que describe el

incremento de velocidad requerido hasta el apogeo. Si la orientación del eje de rotación debe de ser corregido por un ángulo $\Delta\theta$, entonces el cambio en el momento angular ($|\Delta H|$) es:

$$|\Delta H| = 2 * I * \omega * \sin \frac{\Delta\theta}{2} \quad (36)$$

Donde I es el momento de inercia alrededor del eje de rotación y ω es la velocidad angular de rotación. La torsión requerida por el propulsor (N) es:

$$N = \eta * F * r \quad (37)$$

Donde F es el empuje, η es la eficiencia y r es el brazo de momento el cual se calcula de la siguiente manera:

$$r = (R + \Delta z * \tan \delta) * \cos \delta \quad (38)$$

Donde R es la distancia radial desde el propulsor hasta el eje de la aeronave, Δz es la distancia axial desde el propulsor al centro de masa y δ es el ángulo de inclinación. Si relacionamos la torsión requerida por el propulsor y el momento angular tenemos que:

$$N * \Delta t = |\Delta H| \quad (39)$$

$$\eta * F * r * \Delta t = 2 * I * \omega * \sin \frac{\Delta\theta}{2} \quad (40)$$

Entonces la cantidad de propelente requerida es:

$$m \approx \frac{F * \Delta t}{I_{SP} * g} = \frac{2 * I * \omega}{\eta * I_{SP} * g * r} * \sin \frac{\Delta\theta}{2} \quad (41)$$

Donde g es la constante de gravedad. Si el cambio de orientación es significativo, del orden de 130°, entonces para el cálculo de $\sin(\Delta\theta/2)$ la aproximación para ángulos pequeños no puede ser empleada.

Durante las maniobras de reorientación, la altura de perigeo se reduce un poco. Entonces, durante el siguiente apogeo se aplica un incremento de velocidad para restaurar la altura de perigeo. Esta maniobra es llamada de precalentamiento y representa una pequeña contribución a la velocidad del motor de apogeo. [1]

1.3.4.2. Inserción en la órbita geoestacionaria

Si m_0 es la masa de la aeronave después de la separación del vehículo lanzador, la cual se ha reducido por la cantidad de combustible empleado en la órbita de transferencia, entonces el propelente requerido para la inserción en la órbita geoestacionaria (Δm_{geo}) es:

$$\Delta m_{geo} = m_0 \left[1 - e^{-\frac{\Delta v}{I_{SP} * g}} \right] \quad (42)$$

El cálculo del propelente presupuestado debe de contemplar pequeños errores en el apuntamiento y en el incremento de velocidad, también deberán de considerarse las pérdidas cosenoidales debidas a la ligera conicidad que presenta el eje de la aeronave (menor a unos cuantos grados).

El incremento de la velocidad dependerá de la latitud a la que se encuentre el lanzador y demás detalles de la misión. [1]

1.3.4.3. Deriva de la órbita

Después de accionar el motor de apogeo, el satélite casi estará describiendo una órbita geosíncrona con un radio apenas un poco más grande que el radio final. La no circularidad es removida disminuyendo el apogeo y aumentando el perigeo. Si el satélite tiene una estabilización por doble giro, entonces la plataforma de antenas gira en sentido contrario para mantener la orientación y las antenas son desplegadas, es en este instante cuando el satélite de comunicaciones comienza su vida operativa. [1]

1.3.4.4. Control de la orientación y mantenimiento de la posición

Una vez que el satélite es colocado en órbita los propulsores son requeridos para realizar maniobras de corrección de norte-sur y de este-oeste, control de orientación, reubicación longitudinal y para retirar el satélite a una órbita más alta cuando este haya alcanzado su fin de vida.

Alrededor del 95 % del combustible destinado para las maniobras de corrección es empleado en las maniobras norte-sur debido a las perturbaciones de la luna y el sol. La corrección anual de la inclinación de la órbita (Δi) puede ser representada mediante la siguiente ecuación:

$$\Delta i = \sqrt{(A + B * \cos \Omega)^2 + (C * \sin \Omega)^2} \quad (43)$$

Donde Δi está expresada en grados, $A = 0.8457$, $B = 0.0981$, $C = -0.090$ y Ω es la ascensión recta del nodo ascendente de la órbita de la luna en el plano de la eclíptica expresada en grados durante un tiempo de T años.

$$\Omega = -\left(\frac{360^\circ}{18.613}\right)(T - 1,969.244) \quad (44)$$

El incremento de velocidad (Δv_i) requerido para corregir un cierto incremento de la inclinación de la órbita (Δi) está dado por:

$$\Delta v_i = 2 * v * \sin \frac{\Delta i}{2} \quad (45)$$

Donde v es la velocidad orbital, en el caso de la órbita geoestacionaria $v = 3,075$ m/s.

Para mantener el satélite dentro de $\pm 5^\circ$ de la latitud deseada se realizan maniobras de corrección norte-sur, típicamente una vez cada tres semanas. El incremento de velocidad anual para corregir la deriva este-oeste (Δv_{e-o}) a una longitud λ debido a la forma triaxial de la tierra es:

$$\Delta v_{e-o} = 1.76 * \sin[2 * (\lambda + 14.9^\circ)] \quad (46)$$

Donde Δv_{e-o} está dado en m/s. Por otra parte, la excentricidad de la órbita puede ser controlada realizando la corrección de la deriva este-oeste con dos incrementos desiguales durante la salida y la puesta del sol. Esta técnica asume que ambas correcciones se realizan en iguales intervalos de tiempo, típicamente alrededor de dos semanas para una tolerancia de longitud de $\pm 0.05^\circ$.

La masa de propelente requerido para el mantenimiento de la posición (Δm_{sk}) estará dada por:

$$\Delta m_{sk} = m_{BOL} * \left[1 - e^{-\frac{\Delta v_{sk}}{I_{SP} * g}} \right] \quad (47)$$

Donde m_{BOL} la masa del satélite al comienzo de vida, I_{SP} es el impulso específico efectivo a través de la vida útil del satélite y Δv_{sk} es la velocidad total requerida. Típicamente a los 10 años de vida de un satélite con un subsistema de propulsión de hidracina, el valor de I_{SP} se reduce de 220 segundos a 190 segundos.

El impulso específico debe de ser corregido debido a las pérdidas presentes en los propulsores. La corrección de empuje (ΔF) es:

$$\Delta F = (1 - \cos\delta) * F \quad (48)$$

Donde F es el empuje y δ es el ángulo de inclinación de los propulsores. Como el impulso específico está relacionado con el empuje ($I_{SP} \equiv F / (m * g)$), entonces I_{SP} debe de ser corregido aplicando el mismo factor. Se escoge un valor óptimo de δ de tal forma que se minimicen las pérdidas de los propulsores.

Los requisitos del control de orientación generalmente son pequeños y deben de ser estimados a partir de las perturbaciones de torsión. Para un satélite con estabilización triaxial los propulsores deben de producir una torsión opuesta mientras el momento angular de las ruedas de equilibrio se reduce y también deben de corregir las perturbaciones debidas a las maniobras de corrección de la posición.

Para satélites con estabilización por giro, los requisitos de propulsión para el control de la orientación se deben en su mayoría a la radiación solar, la cual hace que el eje de rotación se incline con respecto a la normal de la órbita. Un propulsor axial es activado mediante pulsos para restaurar la torsión. Para un pulso de duración Δt_p , la eficiencia del propulsor axial (η_{att}) se obtiene como:

$$\eta_{att} = \frac{\sin \frac{\Delta\psi}{2}}{\frac{\Delta\psi}{2}} = \frac{\sin \frac{\omega * \Delta t_p}{2}}{\frac{\omega * \Delta t_p}{2}} \quad (49)$$

El combustible requerido para un pequeño cambio en la orientación (Δm_{att}) será:

$$\Delta m_{att} = \frac{F * \Delta t_p}{I_{SP} * g} = \frac{I * \omega * \Delta \theta}{\eta_{att} * I_{SP} * g * r} \quad (50)$$

Donde I es el momento de inercia alrededor del eje de rotación, ω es la velocidad angular de rotación, $\Delta \theta$ es el ángulo de corrección, g es la gravedad y r es el brazo de momento. La precisión (inclinación del eje de rotación) del satélite típicamente es de 0.04 °/día en promedio. Si la tolerancia del control de orientación es de ± 0.15 ° entonces la frecuencia promedio con que se realizarán las correcciones será una vez cada 7 días. [1]

CAPÍTULO 2

2.1. Subsistema térmico

La función principal del subsistema térmico es la de mantener los equipos que integran el satélite de comunicaciones dentro del rango de temperaturas en el cual operan de manera adecuada, cabe señalar que cada elemento posee un rango de temperaturas propio el cual difiere dependiendo si está en funcionamiento o en espera (standby). Por lo tanto, es necesario que cada uno de estos dispositivos posea un mecanismo para el control de su temperatura. [14]

El mecanismo mediante el cual se lleva a cabo el control térmico es muy complejo, ya que se necesita mantener un equilibrio térmico entre la energía que emite el satélite y la que energía que absorbe, proveniente de fuentes de calor tanto externas como internas.

2.1.1. Fuentes de calor externas

Las fuentes de calor externas son aquellas que provienen del entorno del cual se encuentra rodeado el satélite. La única forma en la que el satélite interactúa con su entorno es por medio de la radiación, la cual se caracteriza por el intercambio de energía.

Las fuentes de calor externas de mayor relevancia son las siguientes:

- Radiación solar. Mientras el satélite recorre su órbita el sol ilumina diferentes partes. La cara que se encuentra orientada hacia el sol se calienta considerablemente mientras que las partes no iluminadas se mantienen frías.
- Radiación planetaria. Debido a que los planetas del sistema solar poseen una temperatura diferente de cero, todos ellos irradian energía. En el caso de los satélites de comunicaciones solo se considera la radiación emitida por la Tierra por medio de ondas infrarrojas.
- Albedo. Es aquella radiación que resulta de la reflexión de los rayos solares sobre la superficie terrestre.

La Figura 2-1 muestra las fuentes de calor externas mencionadas anteriormente. [15]

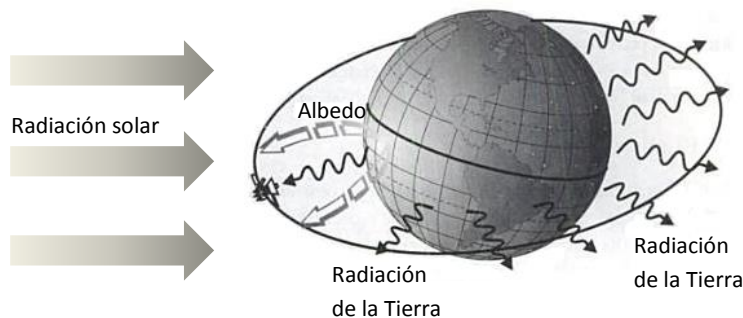


Fig. 2-1. Fuentes de calor externas.

2.1.2. Fuentes de calor internas

Las fuentes de calor internas son aquellas que se generan en el interior del satélite, cuya principal contribución proviene de los amplificadores de alta potencia. La transferencia de calor se lleva a cabo por conducción a diferencia de como sucedía en las fuentes de calor externas.

2.1.3. Rangos de temperaturas

Como se mencionó anteriormente, los rangos de temperaturas difieren de un equipo a otro. A continuación se enlistan algunos valores típicos. [4]

Antena: -150 °C a 80 °C.

Equipo electrónico: -30 °C a 55 °C en espera y de 10 °C a 45 °C en funcionamiento.

Panel solar: -160 °C a 55 °C.

Baterías: -10 °C a 25 °C en espera y de 0 °C a 10 °C en funcionamiento.

Sensor solar: -30 °C a 55 °C.

Tanques de combustible: 10 °C a 55 °C.

Estos rangos de temperatura son los que se espera que se presenten en el satélite una vez puesto en órbita, por lo cual es necesario que los equipos sean diseñados para soportar rangos de temperaturas más grandes para asegurar el correcto funcionamiento de los equipos.

Los dispositivos de control térmico son los encargados de mantener la temperatura dentro de estos rangos, se clasifica en dos: pasivos y activos.

2.1.4. Control térmico pasivo

El control pasivo se basa en las propiedades de emisión y de absorción de las superficies. La absorbencia se define como la relación que hay entre la potencia absorbida y la potencia incidente por unidad de área, mientras que la emisividad se define como la relación que hay entre la potencia radiada y la potencia que radiaría un cuerpo negro por unidad de área.

Dependiendo del material empleado, los valores de absorbencia y emisividad varían entre cero y uno. La relación que existe entre la absorbencia y la emisividad determina la temperatura promedio de la superficie expuesta al sol.

A continuación se mencionan algunos tipos de control térmico pasivo:

- Tipos de superficie. Se emplean diferentes tipos de superficies:
 - ❖ Pintura blanca. Absorbe la radiación infrarroja y refleja la radiación solar. A la luz del sol alcanza temperaturas desde -150 °C a -50 °C.

- ❖ Pintura negra. Absorbe todas las longitudes de onda, se caracteriza por una absorbencia y una emisividad alta. A la luz del sol alcanza temperaturas mayores a 0 °C.
 - ❖ Aluminio. Presenta una absorbencia y una emisividad pequeña. A la luz del sol presenta una temperatura cercana a 0 °C.
 - ❖ Metal pulido. Absorbe la parte visible de la radiación solar y refleja las radiaciones infrarrojas. A la luz del sol alcanza temperaturas desde 50 °C a 150 °C.
- Superficies de radiación. En los equipos de comunicaciones que disipan calor (como los amplificadores) se emplean radiadores con una baja relación de absorbencia entre emisividad. Estas superficies son capaces de radiar de manera eficiente el calor generado internamente mientras absorben la menor cantidad posible de radiación solar. Se fabrican con hojas de material plástico (Teflón, Kapton, Kevlar o Mylar) con un revestimiento de plata o aluminio en la cara del reverso.
 - Reflectores ópticos de cuarzo. Rechaza las radiaciones solares y al mismo tiempo transfiere el calor interno al vacío. Actúa como filtro ya que refleja las radiaciones de luz visible y ultravioleta producidas por el sol y permite el paso de las ondas infrarrojas producidas por los dispositivos electrónicos del satélite.

2.1.5. Control térmico activo

Generalmente el control térmico activo es más complejo que el pasivo, de manera frecuente consume potencia y en algunas ocasiones recursos de telemetría. Como regla, el control térmico activo solo debe de ser empleado cuando el control térmico pasivo no cumple los requisitos de temperatura por sí solo.

Así pues, el control térmico activo es empleado como complemento del control térmico pasivo, y consiste principalmente de:

- Calefactores de resistencia eléctrica. Se emplean para proteger a los componentes cuando el entorno es frío o para compensar el calor que deja de disiparse cuando algún dispositivo electrónico es apagado. Pueden ser activados mediante termostatos o mediante comandos. Otros uso de los calefactores de resistencia eléctrica es calentar los dispositivos hasta su mínimo punto de operación antes de ser encendidos.
- Caloductos. Se encargan de distribuir el calor producido en la superficie de radiación. Están compuestos por un doble tubo cerrado que tiene una cierta inclinación, el cual contiene un fluido que cambia de estado de líquido a gaseoso al aplicarle calor, el cual sube por el tubo y al llegar al extremo opuesto se condensa y cae por la diferencia de temperatura. Los caloductos poseen una gran capacidad de transferencia de calor debido a que los fluidos empleados tienen un valor elevado de calor latente (energía requerida para que una sustancia cambie de estado).

- Persianas térmicas (louvers). Cubren parte de la superficie radiadora y de acuerdo a la posición que se encuentren cambian las características de radiación, pueden ser activados mediante un transductor de temperatura o por comandos.

2.1.6. Consideraciones de diseño

El subsistema térmico se encarga de balancear el calor absorbido (por las fuentes de calor tanto externas como internas) con el calor radiado. El área del reflector solar óptico (OSR, *Optical Solar Reflector*) puede ser determinada empleando la ecuación de calor. [1]

$$\{Fuentes\ de\ calor\ externas\} + \{Fuentes\ de\ calor\ internas\} = \{Calor\ radiado\} \quad (51)$$

$$\alpha * A_a * G + P = \varepsilon * \sigma * \eta * A_e * T^4 \quad (52)$$

Donde α es la absorbencia, A_a es el área de absorción, G es el flujo solar por unidad de área, P es el calor generado internamente, ε es la emisividad, σ es la constante de Boltzmann, η es la eficiencia del radiador, A_e es el área de emisión y T es la temperatura. Los valores típicos para un espejo plateado de cuarzo son $\alpha = 0.2$, $\varepsilon = 0.8$, y $\eta = 0.9$. Esta ecuación puede ayudar a determinar el área del radiador para una temperatura máxima permitida.

En un satélite con estabilización triaxial, los radiadores son instalados en las caras norte y sur, y son diseñados para soportar las temperaturas más altas que puedan presentarse lo cual ocurre en solsticio de verano para el radiador norte y en solsticio de invierno para el radiador sur. En este caso, las áreas de absorción y emisión son iguales, $A_a = A_e = A$. Entonces se tiene que para cada radiador: [1]

$$A = \frac{P}{\varepsilon * \sigma * \eta * T^4 - \alpha * G} \quad (53)$$

De manera similar para los paneles solares:

$$\alpha * A_f * G = (\varepsilon_f * A_f + A_b * \varepsilon_b) * \sigma * T^4 \quad (54)$$

Donde A_f y A_b son el área frontal y el área trasera de los paneles solares respectivamente. Esta ecuación determina la temperatura de equilibrio para una cierta área del arreglo. Omitiendo la separación entre celdas y los bordes, se obtiene: [1]

$$T \approx \left[\frac{\left(\frac{\alpha}{\varepsilon_f}\right) * G}{\left(1 + \frac{\varepsilon_b}{\varepsilon_f}\right) * \sigma} \right]^{\frac{1}{4}} \quad (55)$$

Esta ecuación es independiente del área del panel solar. Puede ejercerse control sobre la temperatura de equilibrio al elegir un valor apropiado de $\varepsilon_b / \varepsilon_f$.

En el caso de un satélite con estabilización por giro, el radiador es una banda con forma de circunferencia regularmente ubicada cerca de la parte superior del panel solar en forma de tambor. La ventaja de la estabilización por giro radica en que solo una parte está expuesta al sol, mientras que el área entera del satélite irradia el calor. Por consiguiente, $A_a=D*h$, pero $A_e=\pi*D*h$, donde D es el diámetro del satélite y h es la altura del radiador. El área de emisión es entonces, tres veces mayor al área efectiva absorbente. Por lo tanto, [1]

$$h = \frac{P}{D * (\epsilon * \pi * \sigma * \eta * T^4 - \alpha * G)} \quad (56)$$

La temperatura de equilibrio de las celdas solares es:

$$T = \left(\frac{\alpha * G}{\pi * \epsilon * \sigma} \right)^{\frac{1}{4}} \quad (57)$$

La Tabla 2-1 muestra los valores de absorbencia y emisividad de los materiales comúnmente empleados. [1]

Tabla 2- 1. Valores de absorbencia y emisividad empleados para el diseño preliminar.

Material	Condición	Absorbencia, α (Radiación solar de 6,000 K)	Emisividad, ϵ (0 °C a 40 °C)	α / ϵ
Aluminio 24-ST	Pulido	0.29	0.09	3.2
	Oxidado	0.55	0.20	2.7
Cobre	Pulido	0.35	0.03	11.7
	Oxidado	0.76	0.78	1
Grafito	Molido	0.88	---	~1
	Comprimido	---	0.98	~1
Acero inoxidable 301	Pulido	0.38	0.16	2
Molibdeno	Pulido	0.36	0.02	18
Níquel	---	0.36	0.12	3
Tantalio	---	0.45	0.03	15
Titanio	---	0.50	0.08	6.0
K-Monel	---	0.42	0.23	1.8
Plata	Pulido	0.07	0.03	2.3
Zinc	Pulido	0.55	0.25	2.2
Pintura de aceite, lampblack.	---	0.96	0.97	1
Pintura de aceite, plomo blanco	---	0.25	0.93	~0.26
Cuarzo	---	Transparente	0.89	---
Vidrio	---	Transparente	0.95	---

2.2. Subsistema de telemetría, rastreo, comando y OBDH

El subsistema de telemetría, rastreo, comando y procesamiento de datos a bordo (OBDH, *On Board Data Handling*) se encarga de proveer un enlace bidireccional entre el satélite y la estación

terrena que lo controla. La función de este subsistema es recolectar información y procesar la señal, tanto la que envía el satélite como la que es recibida por la estación terrena de control.

La Figura 2-2 muestra el típico diagrama a bloques del subsistema de telemetría, rastreo, comando y OBDH. [10]

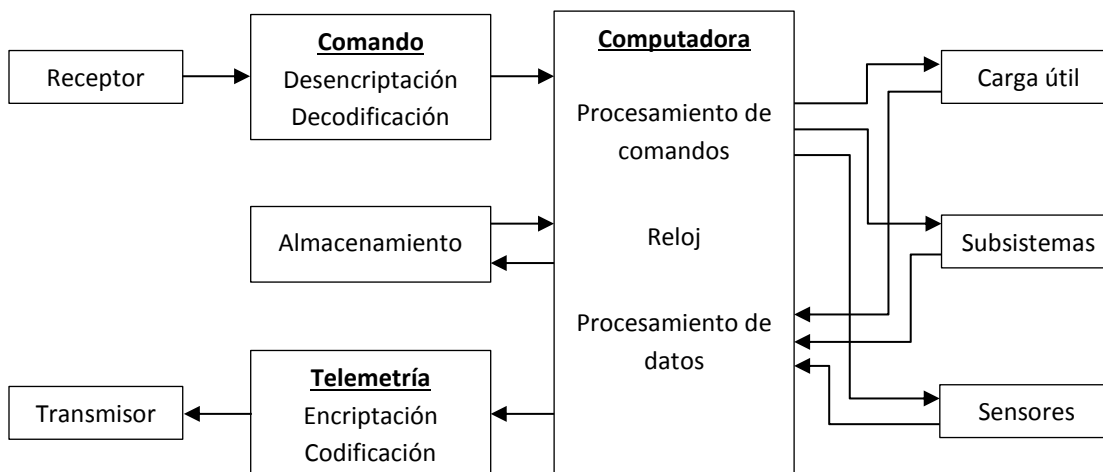


Fig. 2-2. Diagrama a bloques del subsistema de telemetría, rastreo, comando y OBDH.

Para su estudio resulta conveniente dividirlo en dos:

- Telemetría, rastreo y comando (TTC, *Telemetry, Tracking and Command*).
- Procesamiento de datos a bordo (OBDH).

2.2.1. Telemetría, rastreo y comando

La unidad de telemetría, rastreo y comando (TTC) se encarga de administrar y controlar el satélite permitiendo que este opere de forma segura, por lo cual se dice que monitorea el estado de “salud” del satélite. A continuación se mencionan sus funciones principales:

- Recolección, conformación, modulación y transmisión de la información relacionada con la configuración y desempeño del satélite.
- Recepción, demodulación, decodificación y distribución de las señales de mando destinadas a mantener el adecuado funcionamiento del satélite y adaptar la carga útil a las necesidades de la misión.
- Medición de la distancia del satélite a la estación terrena de control, y posiblemente la velocidad radial, a fin de permitir de permitir la localización del satélite y la determinación de los parámetros de su órbita.

Los enlaces de telemetría y comando son enlaces con una baja tasa de transmisión, de unos cuantos kilobits por segundo. En el caso de satélites con fines científicos (por ejemplo, observación de la tierra) emplean una tasa de transmisión alta, típicamente de unas cuantas decenas de megabits por segundos.

Los primeros satélites empleaban las bandas de frecuencias muy altas (VHF, *Very High Frequencies*) y la banda S para TTC sin tener en cuenta la banda de la carga útil, pero últimamente se ha tenido la tendencia a usar una parte de dicha banda para proporcionar los tres servicios. La Tabla 2-2 muestra las frecuencias empleadas para TTC en las bandas en VHF y S. [1]

Tabla 2-2. Frecuencias empleadas para TTC.

	VHF	Banda S
Uplink (MHz)	148 - 149.9	2,025 - 2,120
Downlink (MHz)	136 - 138	2,200 - 2,300
Precisión del rastreo (m)	20 - 140	5 - 175
Errores de propagación (m)	100 - 2,000	0 - 300

Puesto que la telemetría es de suma importancia en los satélites, los equipos transmisores y receptores deben de tener una redundancia de 2 a 1.

Para determinar la órbita del satélite es necesario realizar mediciones angulares así como de distancia para poder observar las oscilaciones debidas tanto a la inclinación de su plano como a la excentricidad de la órbita. La medición de la distancia se realiza empleando dos métodos:

- La estación terrena transmite una señal modulada en frecuencia en el enlace de uplink o de comando, el satélite la recibe y modula la señal de telemetría enviándola de regreso a la estación terrena la cual comprara la diferencia de fase entre la señal transmitida y la recibida para determinar la distancia. Se envían varias frecuencias (usualmente cuatro), algunas de alta frecuencia para obtener una mayor precisión y otras de baja frecuencia para resolver las ambigüedades de fase (múltiplos enteros de 360°).
- La estación terrena transmite señales pulsantes hacia el satélite el cual a su vez las retransmite hacia la estación terrena. La distancia se obtiene midiendo la diferencia entre tiempos de la misma manera como lo hace un sistema radar.

En cuanto a las mediciones angulares, estas se realizan empleando grandes antenas y sistemas de escaneo monopolso y cónicos.

Las señales de comando son muy pocas en comparación con las señales de telemetría y necesitan una determinada secuencia de operación para proteger el satélite contra accesos no autorizados, comandos falsos o errores. La secuencia empleada es la siguiente:

1. Se transmite una señal habilitadora que permite la operación del sistema de comandos.
2. El comando que desee ejecutarse es enviado y almacenado.
3. El comando es verificado al transmitir hacia la estación terrena una señal de telemetría.
4. Se transmite una señal de ejecución y el comando se lleva a cabo.

Los comandos son necesarios para muchas operaciones durante la operación manual, específicamente: la conmutación entre transpondedores, las maniobras de posicionamiento, cambios de orientación, control de la ganancia, etc. Durante el lanzamiento también se tienen

algunos otros comandos, por ejemplo, el comando de separación del vehículo lanzador, despliegue de antenas y paneles solares, y encendido del motor de apogeo. En la actualidad hay una tendencia a encriptar las señales de comandos para prevenir la manipulación no autorizada o malintencionada del satélite.

2.2.2. Procesamiento de datos a bordo

La unidad de procesamiento de datos a bordo (OBDH) se encarga de:

- Procesar los comandos. Decodificación, validación, reconocimiento y ejecución de los comandos.
- Adquisición, compresión, codificación y formato de la información de telemetría.
- Procesamiento de datos. Relacionada con el manejo del mismo subsistema (por ejemplo, tiempo y configuración) y de los demás subsistemas según las necesidades de cada uno.
- Almacenamientos de datos. Datos de telemetría, modalidades y software.
- Sincronización y manejo del tráfico.
- Monitorización y control. Adquisición y análisis del monitoreo y los parámetros de diagnóstico, toma de decisiones, generación y ejecución de los comandos adecuados.

Dependiendo del tipo de satélite y su complejidad puede que no sean requeridas todas estas funciones. De acuerdo a su arquitectura puede clasificarse en: arquitectura centralizada y arquitectura descentralizada.

2.2.2.1. Arquitectura centralizada

El OBDH puede restringirse a decodificar las señales de comando y codificar las señales de telemetría. La Figura 2-3 muestra el diagrama a bloques de esta arquitectura. [4]

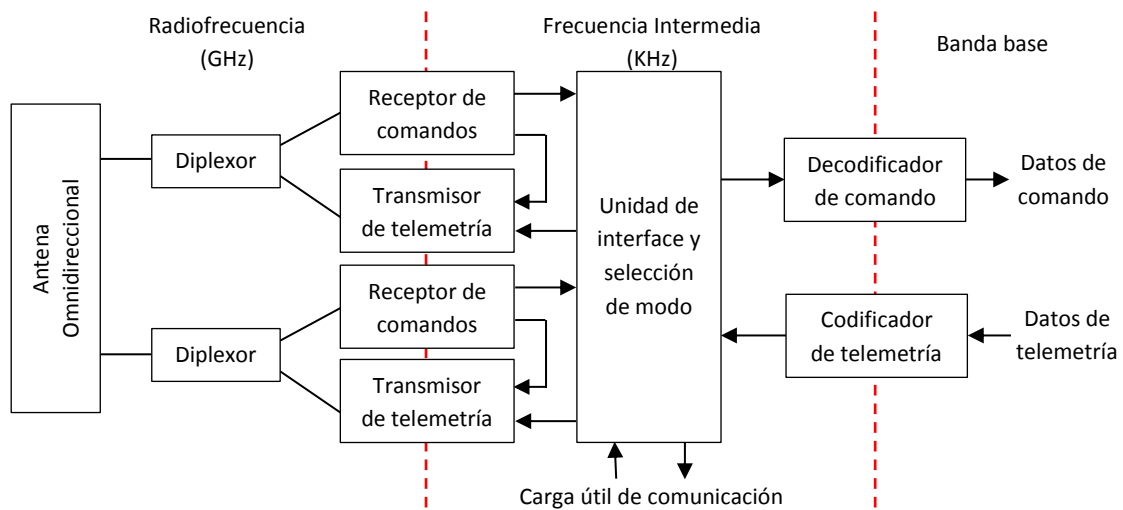


Fig. 2-3. Arquitectura centralizada.

El incremento en el número de canales de TTC tiene como consecuencia el aumento de la complejidad de este equipo. Además, es necesario dirigir las señales eléctricas de forma separada desde los equipos del satélite a la unidad de TTC, lo que se traduce en nuevos cableados y aumento de la masa. Entonces, esta arquitectura resulta inadecuada para los satélites modernos los cuales requieren una gran cantidad de canales de TTC debido a la complejidad de sus subsistemas.

2.2.2.2. Arquitectura descentralizada

Esta organización del sistema emplea un bus (canal) de comunicaciones entre los elementos que conforman el OBDH como lo ilustra la Figura 2-4. [4]

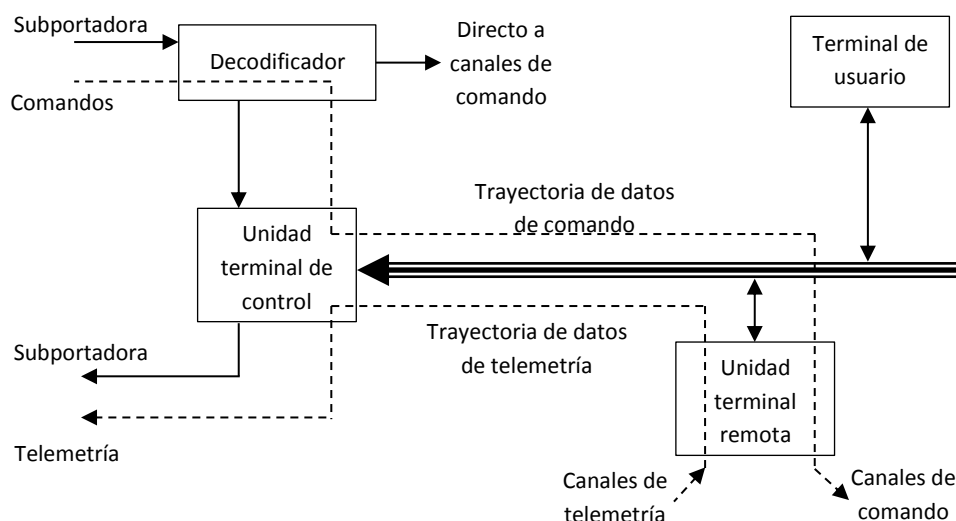


Fig. 2-4. Arquitectura descentralizada.

El decodificador al igual que en la arquitectura centralizada se encarga de restaurar el flujo de bits y posteriormente separarlo en las diferentes partes que conforman la estructura o formato de los datos.

La unidad terminal de control se encarga de realizar las siguientes funciones:

- Manejar los datos de comando y distribuirlos hacia los equipos a través del bus.
- Manejar el tráfico de datos en el bus.
- Interroga a las terminales para la adquisición de datos de telemetría.
- Multiplexaje de datos provenientes de la unidad terminal remota a través del bus.
- Modular la subportadora con el flujo de bits para obtener la frecuencia intermedia destinada para el transmisor de telemetría.

El bus se encarga de llevar la señal de reloj y los datos entre la unidad terminal de control y otra unidad; en ciertos casos, transporta señales de potencia para poder activar relevadores.

La unidad terminal remota se activa con la unidad terminal de control y realiza las siguientes funciones:

- Adquisición de datos de comando.
- Envío de comandos directamente a los equipos.
- Adquisición de señales de telemetría, conversión analógico-digital, codificación si es necesario y transmitir datos de telemetría a través del bus.

2.2.3. Consideraciones de diseño

A continuación se muestran los pasos a seguir para estimar las características del hardware como sus dimensiones, masa y la potencia que demanda. [13]

- Paso 1. Identificar las funciones que realizarán el sistema de TTC y OBDH. Como mínimo, en la mayoría de los casos se requiere el procesamiento de los comandos y la adquisición de los datos de las maniobras de corrección.
- Paso 2. Identificar requisitos e impedimentos. Una vez que se han identificado las funciones a realizar se procede a identificar los requisitos así como los impedimentos impuestos por factores externos, esto ayudará a minimizar los problemas de diseño del subsistema.
- Paso 3. Determinar la complejidad de las funciones. La Tabla 2-3 es empleada para realizar una primera estimación de la complejidad del subsistema. Como resultado se pueden clasificar las funciones del subsistema en simple, típico o complejo. Una vez que se han estimado los niveles de complejidad, se continúa con los pasos 4 y 5 para especificar las dimensiones, masa y potencia de cada elemento.
- Paso 4. Determinar la complejidad total del subsistema. La complejidad compuesta del subsistema se determina realizando una ponderación entre la complejidad de las funciones y los controladores de cada componente, dándole un mayor peso a estos últimos.
- Paso 5. Estimación de las dimensiones, masa y potencia de cada elemento. Los resultados de los pasos 3 y 4 son empleados junto con la Tabla 2-4 para estimar los parámetros del sistema dependiendo del nivel de complejidad que se tenga.

Los resultados pueden utilizarse como realimentación en el proceso de diseño y pueden ajustarse según sea necesario.

Como puede observarse y sin demeritar su importancia, a diferencia de otros subsistemas el impacto que se tiene tanto en las dimensiones como en la masa y la potencia que demanda son despreciables.

Tabla 2-3. Complejidad del subsistema de TTC y OBDH.

Requisitos o impedimentos	Complejidad del sistema		
	Simple	Típica	Compleja
Comandos de procesamiento: Tasa de los comandos Interfaz de la computadora Almacenamiento de comandos Número de canales	50 cmds/s Ninguno Ninguno <200 canales	50 cmds/s Computadora o almacenamiento Si 300 a 500 canales	≥ 50 cmds/s Si No es necesario >500 canales
Procesamiento de telemetría: Tasa de telemetría: Datos de maniobras Datos de la carga útil Interfaz de la computadora Número de canales	500 a 4 kbps Ninguno Ninguno <200 canales	4 a 64 kbps 1 a 200 kbps Ninguno 400 a 700 canales	64 a 256 kbps 10 kbps a 10 Mbps Si >500 canales
Otros: Reloj Equipo de vigilancia Control de orientación	Ninguno Ninguno Ninguno	Incluido Si, con computadora a bordo Ninguno	Incluido Incluido Incluido
Impedimentos del bus:	Una sola unidad	Una sola unidad o múltiples unidades	Centralizado o descentralizado
Confiabilidad de las partes clase B* : Una sola cadena Redundancia	0.8233 0.9875	0.7610 0.9736	0.6983 0.9496
Confiabilidad de las partes clase S* : Una sola cadena Redundancia	0.9394 0.9987	0.9083 0.9964	0.8285 0.9629
Radiación (dosis total):	<2 Krads	2 a 50 Krads	50 Krads a 1 Mrads
Espera (meses después de ordenar): Clase B Clase S	6 a 12 9 a 18	6 a 12 9 a 24	9 a 18 9 a 24

*Parámetros de calidad que se encuentran definidos en la MIL-STD-883.

En la Tabla 2-3 los cálculos de la confiabilidad se realizaron asumiendo una duración de la misión de 5 años.

Tabla 2-4. Estimación de los parámetros de OBDH.

Parámetro	Consideraciones	Complejidad del sistema		
		Simple	Típica	Compleja
Tamaño (cm³)	Solo comando	1,500 a 3,000	2,000 a 4,000	5,000 a 6,000
	Solo telemetría	1,500 a 3,000	4,000 a 6,000	9,000 a 10,000
	Ambos	2,500 a 6,000	6,000 a 9,000	13,000 a 15,000
Masa (Kg)	Solo comando	1.5 a 2.5	1.5 a 3.0	4.0 a 5.0
	Solo telemetría	1.5 a 2.5	2.5 a 4.0	6.5 a 7.5
	Ambos	2.75 a 5.5	4.5 a 6.5	9.5 a 10.5
Potencia nominal (Watts)	Solo comando	2	2	2
	Solo telemetría	5 a 10	10 a 16	13 a 20
	Ambos	7 a 12	13 a 18	15 a 25

2.3. Subsistema de orientación

La principal función del subsistema de orientación es mantener a las antenas apuntando en la dirección correcta, ya sea a un punto ubicado sobre la superficie terrestre o incluso otro satélite. Para llevar a cabo dicha función es necesario que la orientación de la estructura del satélite se

mantenga estable con respecto al punto al cual apunta, esto se realiza empleando técnicas de estabilización por giro o de estabilización triaxial.

2.3.1. Estabilización por giro

La estabilización por giro fue empleada en los primeros satélites de comunicaciones, consiste en mantener girando la estructura del satélite proporcionándole un momento de rotación de unas cuantas decenas de revoluciones por minuto alrededor de uno de los principales ejes de inercia. Es un proceso muy simple que se beneficia de las propiedades del giróscopo pero tiene la desventaja de que la antena o la estructura que la sostiene debe de rotar en sentido contrario para contrarrestar el giro y permanecer aparentemente fija con respecto al punto al cual apunta. En los últimos satélites que emplearon la estabilización por giro no fue necesario que parte del satélite girara en sentido contrario, esto se debe a que se implementó un mecanismo de rodamiento de muy poca fricción el cual unía ambas secciones (la que gira y la que se mantiene fija). En el caso de un satélite geostacionario, el eje de rotación es paralelo a la línea imaginaria que une a los polos terrestres. La Figura 2-5 muestra el modelo HS 376 fabricado por Boeing Aerospace el cual emplea la técnica de estabilización por giro. [4]

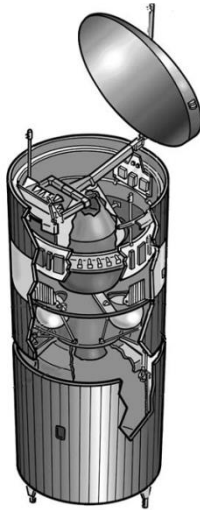


Fig. 2-5. Modelo HS 376 con estabilización por giro.

En la actualidad la estabilización por giro está cada vez más en desuso debido a lo siguiente:

- Poseen menor precisión en comparación con la estabilización triaxial.
- Requieren monitorear constantemente la masa del satélite para calcular de manera correcta el momento necesario para mantener la orientación.
- Consumen más combustible al reorientar la antena, reduciendo la eficiencia drásticamente cuando el reapuntamiento es frecuente.
- La energía solar que capta se limita a la superficie que abarca, lo cual lo hace inapropiado para su uso en los satélites de comunicaciones que se caracterizan por demandar grandes cantidades de potencia.

2.3.2. Estabilización triaxial

El término estabilización triaxial denota un sistema de control de orientación el cual se encarga de mantener fija la orientación del satélite con respecto a un determinado sistema de coordenadas. Debido a que la estructura del satélite mantiene una orientación fija con respecto a la tierra en el caso de los satélites de comunicaciones, se facilita el montaje de las antenas. Además, resulta sencilla la instalación de los paneles solares desplegables, los cuales están alineados de manera perpendicular al plano orbital y rotan alrededor de este eje para seguir la trayectoria del sol y así aprovechar la mayor cantidad de energía solar posible. La Figura 2-6 muestra el sistema de estabilización triaxial. [10]

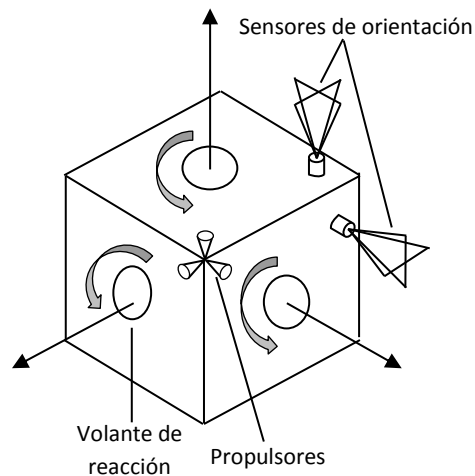


Fig. 2-6. Satélite con estabilización triaxial.

Entre las ventajas que ofrece este método de estabilización están las siguientes:

- Provee una mayor precisión limitada únicamente por la precisión propia del sensor. Se puede lograr una precisión de 0.001° .
- Tiene la capacidad de apuntar hacia cualquier dirección.
- Las maniobras de corrección se realizan con mayor rapidez.
- Cuenta con una gran capacidad de adaptación de acuerdo a las necesidades que se presentan.
- Los paneles solares pueden aprovechar de mejor manera la energía solar ya que siempre se encuentran apuntando hacia el sol.

Una de las ventajas que resulta determinante para su elección es el contar con más energía eléctrica. Por contraparte presenta las siguientes desventajas:

- El diseño es más complejo.
- Es caro y aumenta la masa del satélite.
- Existe el riesgo de que los paneles solares no se desplieguen o que no puedan orientarse correctamente.
- Aumenta la complejidad del subsistema térmico.

Independientemente de que se elija el método de estabilización por giro o el triaxial, el subsistema de orientación puede operar de dos formas distintas. En la primera forma, los actuadores son controlados de manera directa por los sensores de orientación mientras que la segunda forma de funcionamiento implica transmitir la información recolectada por los sensores hacia la estación terrena por medio del enlace de telemetría para que esta posteriormente envíe una señal de comando para realizar las maniobras de corrección de orientación necesarias.

2.3.3. Sensores

Los sensores se emplean para determinar la orientación que posee el satélite con respecto a la superficie terrestre, para ello se utilizan una variedad de sensores:

- Sensores de sol. Estos sensores son dispositivos fotovoltaicos los cuales generan una corriente eléctrica cuya magnitud depende de la inclinación que tienen los rayos solares que inciden sobre ellos. De esta forma, si se conoce la cantidad de corriente que generan será posible relacionarla con la dirección del sol. Estos sensores son de gran utilidad cuando se coloca el satélite en órbita ya que no siempre resulta posible utilizar a la Tierra como referencia.
- Sensores de Tierra. Emplean un dispositivo sensible al calor, como un bolómetro o una termopila que mide la radiación infrarroja emitida por la Tierra. Funcionan de una manera similar a los sensores de sol con la diferencia que estos miden la cantidad de calor y en función de ello el satélite cambia su orientación. Cuando los sensores “observan” el borde del planeta, el nivel de calor que detectan tiende a cero ya que el medio que lo rodea es frío.
- Sensores de radiofrecuencia. Detectan y miden las características de radiofaros o señales radioeléctricas transmitidas desde una estación terrena. Los sensores determinan con gran precisión la diferencia angular que hay entre el eje principal de radiación de la antena del satélite y la línea o trayectoria de las ondas de radio del radiofaro o haz piloto. En comparación con los sensores de sol y de Tierra presentan una precisión mejorándola en un factor de 2 o hasta 3.

Los tres sensores anteriormente mencionados son los que se utilizan con mayor frecuencia en el subsistema de orientación. Otro tipo de sensores son los estelares, que se caracterizan por ser muy precisos pero en la práctica se evita su uso debido a que añaden una mayor cantidad de peso al satélite.

La corrección de la orientación se realiza comparando los valores obtenidos de los sensores con un valor de referencia que se considera correcto, en función de ello se calculan las correcciones para reducir el error o la diferencia entre ambos valores y finalmente se realizan dichas correcciones mediante la operación de un actuador.

2.3.4. Actuadores

Un actuador es un dispositivo capaz de activar un proceso con la finalidad de producir un efecto sobre un proceso automatizado. En el subsistema de orientación se cuenta con los siguientes actuadores:

- Rueda de momento o giróscopo. Se tienen diferentes tipos de ruedas de momento, son similares en cuanto a la construcción pero cumplen distintas funciones.
 - ❖ Giróscopo de control de momento. Están compuestos de un rotor giratorio que gira a una velocidad constante y uno o más cardanes (componente mecánico que une dos ejes que giran con distinto ángulo). Una fuerza que se aplique en el eje del giróscopo provocará una torsión de control en el eje de la aeronave. Son más grandes y pesadas que las ruedas de reacción y consumen más potencia.
 - ❖ Ruedas de momento. Las ruedas de momento o volantes están diseñadas para operar a velocidades diferentes de cero. El momento puede cambiarse simplemente modificando la velocidad de la rueda. Usualmente se encuentran fijadas a la estructura que soporta a los demás subsistemas. Las ruedas de momento y de reacción difieren únicamente en la velocidad.
 - ❖ Ruedas de reacción. Son volantes que operan con un motor de D.C. (*Direct Current*) la cual de igual manera que en el caso anterior cambia el momento al aumentar o reducir la velocidad de la rueda. Por ejemplo, cuando un torque perturba la aeronave en el sentido del reloj, las ruedas de reacción empiezan a girar en dirección contraria para contrarrestar dicho torque.
- Propulsores. En la mayoría de los casos los propulsores se emplean como actuadores. El momento se genera al expulsar material de las toberas a gran velocidad. Los propulsores pueden ser empleados directamente como control de orientación.

2.3.5. Consideraciones de diseño

Una vez que el torque de disturbio (torque necesario para contrarrestar las perturbaciones) ha sido identificado y cuantificado, puede comenzarse a especificar las características de los actuadores. La primera consideración es la magnitud del torque, el actuador debe tener el suficiente control de autoridad para contrarrestar el torque de disturbio. La diferencia entre el torque de disturbio y el torque del actuador es una medida del control de autoridad. Típicamente el control de autoridad se expresa como un porcentaje tal que un actuador con el doble de capacidad que el torque disturbio tendría un margen del 100 % de control de autoridad.

Después de que se elige un actuador con el suficiente control de autoridad se procede a considerar los recursos con que cuenta el subsistema al transcurrir el tiempo. En caso de emplearse el sistema de estabilización triaxial con ruedas de reacción, debe de considerarse el tiempo de almacenamiento de las ruedas.

Las ruedas de reacción conservan el momento hasta que alcanzan su máxima velocidad, en este punto se dice que están saturadas por lo que deben de ser desaturadas por otro torque, para lo cual frecuentemente se emplean los propulsores.

En cuanto a la elección de los sensores, está directamente relacionada con la orientación requerida así como por la precisión que se desea obtener. También deben de tomarse en cuenta: la redundancia, tolerancia a los fallos y la tasa de datos disponible. Típicamente se identifican los sensores candidatos y se empieza un estudio de mercado para determinar cual ofrece una mayor relación costo-beneficio.

La Figura 2-7 muestra otros factores que influyen en el diseño del subsistema de orientación así como su impacto. [13]

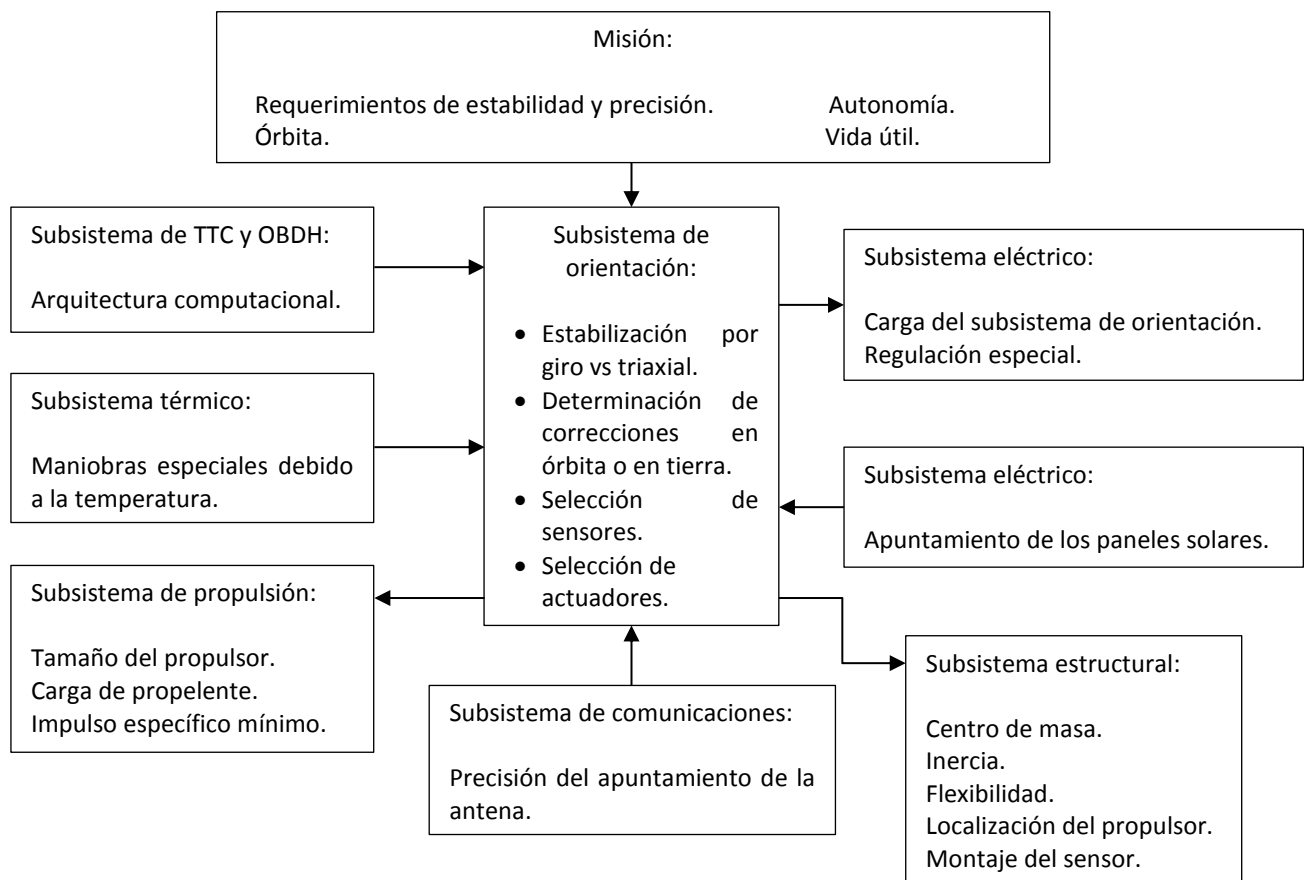


Fig. 2-7. Impacto en el subsistema de orientación.

2.4. Subsistema estructural

El subsistema estructural se encarga de sostener los demás subsistemas del satélite, brindando la rigidez necesaria para soportar las fuerzas y aceleraciones a las que se somete desde que abandona la superficie terrestre. Se desea que el diseño final de este subsistema sea lo suficientemente durable, resistente y lo más ligero posible.

Mientras más ligera sea la estructura, se podrán hacer las siguientes mejoras: cargar una mayor cantidad de combustible para extender la vida útil o incluir un mayor número de transpondedores para aumentar la capacidad del satélite de comunicaciones. Típicamente, la estructura representa un poco menos del 20 % de la masa total del satélite. Si se emplea un sistema de estabilización triaxial este porcentaje tiende a disminuir conforme el satélite se hace más grande y aumenta lentamente conforme el diámetro crece si se emplea un sistema de estabilización giro. Una estimación práctica de la contribución a la masa total está entre 15 % y 20 % sin tomar en cuenta el método de estabilización. [1]

Durante la etapa de lanzamiento así como la de puesta en órbita se presentan vibraciones, aceleraciones, esfuerzos aerodinámicos, fuerzas centrífugas, empujones de los propulsores y esfuerzos mecánicos cada que se desprende una parte del cohete o de la misma estructura. Una vez que el satélite alcanza su órbita final se ve afectado por los impactos de micrometeoritos, fuerzas de atracción de la Tierra, la Luna y el Sol principalmente, y empujes generados por el subsistema de propulsión.

Un buen diseño del subsistema estructural es aquél que es capaz de soportar todos los inconvenientes anteriormente mencionados sin sufrir deformaciones perjudiciales. Los esfuerzos a los que está sometida la estructura se convierten en tensiones las cuales posteriormente se convierten en deformaciones que pueden ocasionar una falla, es el deber de los diseñadores minimizar esta probabilidad de falla. [16]

2.4.1. Consideraciones de diseño

En el diseño del subsistema estructural es necesario que se involucren varias disciplinas de la ingeniería para tomar decisiones respecto a la fabricación, integración, pruebas, etc. Todas estas disciplinas deben de asegurar que se cubran todos los requerimientos críticos, incluso aquellos que parecen ser de menor importancia.

Los diseñadores deben lidiar con el problema de minimizar la masa de la estructura, tener una gran densidad de integración de los componentes y al mismo tiempo poder acceder a cada uno de ellos de manera individual para poder realizar pruebas e incluso remplazarlos en caso de ser necesario.

La Tabla 2-5 muestra los requerimientos que se van presentando de acuerdo a la fase en que se encuentre la misión. [13]

Tabla 2-5. Requerimientos típicos del subsistema estructural.

Fase de la misión	Requerimientos que debe soportar
Fabricación y ensamblado	<ul style="list-style-type: none"> • Fijación de los dispositivos. • Esfuerzos generados por el proceso de manufacturación.
Transporte y manejo	<ul style="list-style-type: none"> • Manejo por grúa o plataforma móvil. • Entorno del transporte ya sea por tierra, mar o aire.
Pruebas	<ul style="list-style-type: none"> • Pruebas de vibración o acústica.
Pre lanzamiento	<ul style="list-style-type: none"> • Manipulación durante la secuencia de apilamiento y verificación de los controles antes del ascenso.
Lanzamiento y ascenso	<ul style="list-style-type: none"> • Vibración durante el lanzamiento. • Vibraciones producidas por el motor de propulsión. • Esfuerzos durante la ignición, separación, maniobras.
Operaciones de la misión	<ul style="list-style-type: none"> • Esfuerzos producidos por la aceleración de los propulsores. • Maniobras de orientación y de corrección. • Temperatura del entorno.

Una característica muy importante de la estructura es el material del cual está hecho. Usualmente los materiales se clasifican en metálicos y no metálicos, la mayoría de los metales pueden considerarse casi homogéneos presentando propiedades constantes a través del mismo mientras que los materiales no metálicos están hechos de compuestos o son mezclas de varios materiales. Los materiales compuestos no son homogéneos y a diferencia de los metales no son isotrópicos, es decir, que sus propiedades difieren dependiendo de la dirección en que se analiza el compuesto mientras que en los metales las propiedades son las mismas sin importar la dirección.

La selección del material se realiza basándose en su fortaleza, rigidez, densidad, conductividad térmica, dilatación térmica, resistencia a la corrosión, ductilidad, dureza de ruptura (habilidad de resistir el crecimiento de una fisura), facilidad de fabricación, versatilidad en las opciones de conexión (por ejemplo, conexión por soldadura), disponibilidad y costo.

El metal más empleado es la aleación de aluminio del cual se tienen varios tipos. El aluminio es relativamente ligero, fuerte y se adquiere fácilmente en el mercado, su relación entre rigidez y peso es casi igual a la del acero pero su relación entre fortaleza y peso es normalmente más alta. La principal desventaja del aluminio sobre el acero es su baja densidad por lo cual si se necesitan emplear materiales más duros o más densos se prefiere emplear el acero o el titanio.

En cuanto a los compuestos es la fibra de carbono la que se emplea con mayor frecuencia, tiene propiedades mecánicas similares al acero, tiene una baja densidad y tiene una menor resistencia al impacto comparada con este último.

La Tabla 2-6 realiza una comparación entre los materiales comúnmente empleados. [13]

Tabla 2-6. Ventajas y desventajas de los materiales comúnmente empleados.

Material	Ventajas	Desventajas
Aluminio	Alta fortaleza vs peso. Ductilidad. Fácil de mecanizar. Baja densidad.	Relación relativamente baja de fortaleza vs volumen. Baja dureza. Alto coeficiente de expansión térmica.
Acero	Alta fortaleza. Amplio rango de fortaleza, dureza y ductilidad al tratarse.	Alta densidad. Difícil de forjar. Magnético.
Resistente al calor	Alta fortaleza vs volumen. Se mantiene la fortaleza a altas temperaturas. Ductilidad.	Alta densidad. No tan fuerte como algunos tipos de acero.
Magnesio	Baja densidad, muy eficiente para la estabilidad.	Susceptible a la corrosión. Baja relación fortaleza vs volumen.
Titanio	Alta fortaleza vs peso. Coeficiente de expansión térmica	Difícil de forjar. Posee una dureza de ruptura pobre.
Berilio	Alta rigidez vs densidad.	Baja ductilidad. Baja dureza de ruptura. Tóxico.
Compuesto	Puede ser modificado para obtener una mayor rigidez, alta dureza y un bajo coeficiente de expansión térmica. Baja densidad. Buen comportamiento bajo tensión.	Costoso para bajas producciones ya que requiere un programa de desarrollo. La fortaleza depende de la mano de obra. Los compuestos laminados no son fuertes cuando se comprimen. Frágil, puede ser difícil de unir.

CAPÍTULO 3

3.1. Diseño de software para el subsistema de comunicaciones

La carga útil determina las principales características del satélite, en este caso se trata del subsistema de comunicaciones el cual se adecua de acuerdo a los servicios que se desea prestar.

Al tratarse de una herramienta computacional es necesario desarrollar algoritmos que permitan especificar los parámetros esenciales del subsistema, para ello primero se identifican los datos o variables que causan un mayor impacto sobre el mismo subsistema de comunicaciones y sobre los demás. Los datos que posee de antemano el usuario y que introducirá al programa serán llamados variables de entrada mientras que los datos que son calculados internamente por el software y son mostrados posteriormente serán llamados variables de salida.

La Tabla 3-1 muestra las variables de entrada y de salida del subsistema de comunicaciones, algunos de estos datos pertenecen al subsistema de comunicaciones y otros son de carácter general propios de la misión.

Tabla 3-1. Variables de entrada y de salida del subsistema de comunicaciones.

Variables de entrada	Variables de salida
Altura de la órbita [Km]	PIRE máximo [dB]
Tiempo de vida del satélite [años]	Ganancia máxima [dBi]
Confiabilidad requerida del subsistema [%]	Diámetro de la antena parabólica [m]
Banda de frecuencias [C, Ku, Ka]	Confiabilidad de los transpondedores atendiendo la redundancia elegida [%]
Número de transpondedores por banda	Confiabilidad del arreglo de transpondedores [%]
Ancho del haz de media potencia [°]	Confiabilidad del subsistema de comunicaciones [%]
Frecuencia uplink [GHz]	Masa de las antenas [Kg]
Frecuencia downlink [GHz]	Masa de los transpondedores [Kg]
Potencia RF requerida de cada TWTA [W]	Masa del subsistema de comunicaciones [Kg]
FIT (Failures In Time) de cada TWTA [FIT]	Potencia del subsistema de comunicaciones [W]
Transpondedor transparente o regenerativo	
Eficiencia de la antena de Tx y Rx [%]	
Redundancia	
Confiabilidad del resto del subsistema [%]	

3.1.1. Variables de entrada

Algunas de las variables deberán de limitarse debido a los impedimentos que presentan las tecnologías actuales, la disponibilidad, el costo y el consumo de energía.

La altura de la órbita y el tiempo de vida del satélite son datos que generalmente no varían mucho ya que en la mayoría de los satélites de comunicaciones se prefiere utilizar la órbita

geoestacionaria y un tiempo de vida que permita amortizar los costos y obtener ganancias, típicamente entre 10 y 15 años.

La confiabilidad del subsistema de comunicaciones resulta crucial para los planificadores de sistemas ya que una falla podría afectar el servicio que se está proporcionando de manera temporal o permanente, lo cual repercutiría en decremento de la calidad y disponibilidad del servicio. El subsistema de comunicaciones contiene uno de los dispositivos menos confiables y más caros del satélite, los TWTA. Para combatir la baja confiabilidad se añaden redundancias que en caso de que un TWTA falle permiten que sea remplazado por otro por medio de switches.

Las fallas en el tiempo de cada TWTA típicamente son menores a 250 FITS, la eficiencia de las antenas es alrededor de 55 % y la confiabilidad del resto del subsistema que excluye la de los transpondedores es típicamente de 96 %.

El resto de las variables de entrada como las bandas de frecuencia, el número de transpondedores por banda, el ancho del haz de media potencia, las frecuencias de uplink y downlink, la potencia de los TWTA y los transpondedores transparentes o regenerativos son datos que deberán definirse atendiendo al de tipo servicio que se va a prestar, la disponibilidad del espectro radioeléctrico, el ancho de banda requerido, la cobertura y la confiabilidad del enlace.

3.1.2. Variables de salida

Se considera un diseño parabólico para las antenas tanto de transmisión como de recepción ya que sus dimensiones físicas y su peso son similares a las de la antena perfilada la cual se emplea con mucha frecuencia en comunicaciones satelitales debido a que son livianas, compactas, su huella de radiación es una buena aproximación de la zona de cobertura y son relativamente económicas. Al considerarse una antena parabólica los cálculos se realizan con las ecuaciones anteriormente mostradas en el Capítulo 1.

El PIRE máximo, es decir, el PIRE de la antena en la dirección donde la ganancia es máxima está dado por la siguiente ecuación:

$$PIRE_{max} = P_T * G_{max} \quad (58)$$

La ganancia máxima (G_{max}), puede calcularse como en la Ecuación 1 pero resulta más conveniente emplear la siguiente expresión que la relaciona directamente con la eficiencia de la antena (η) y el ancho del haz de media potencia (θ_{3dB}) de la antena expresado en grados.

$$G_{max} = \eta \left(\frac{70\pi}{\theta_{3dB}} \right)^2 \quad (59)$$

El diámetro (D) de la antena parabólica puede ser calculado como:

$$D = \frac{70c}{f\theta_{3dB}} \quad (60)$$

Donde c es la velocidad de la luz, f es la frecuencia y θ_{3dB} está expresado en grados.

Para obtener una mejor aproximación del PIRE y ganancias máximas puede aumentarse la eficiencia de la antena en función de que tan concentrada sea su huella de radiación.

La confiabilidad de los transpondedores se calcula de acuerdo a la redundancia elegida para cada banda empleando el algoritmo de Monte Carlo para redundancia standby (en espera) mientras que la confiabilidad total del arreglo de transpondedores se calcula aplicando la regla de multiplicación de probabilidades mostrada anteriormente en la Ecuación 7.

El algoritmo de Monte Carlo para redundancia standby selecciona un valor de probabilidad de manera aleatoria, si la probabilidad de supervivencia de un componente dado es menor que dicho valor aleatorio se dice que ocurre una falla en el componente de lo contrario se considera como un éxito. El algoritmo contempla la conmutación que permite reemplazar el componente que falló por el componente que está en standby si es que hay disponibles. La simulación se repite miles de veces para obtener resultados más precisos. Finalmente la confiabilidad de los transpondedores será igual a la relación de casos de éxito entre el número total de intentos. [1]

A continuación se muestra el algoritmo de Monte Carlo para redundancia standby programado en lenguaje C en forma de función:

```
double montecarlo(int tf , double lambda , int Array , int N , int m) {
    //Implementa el algoritmo de Monte Carlo.

    //tf: Tiempo de vida en años.
    //N: Número de componentes que se requiere estén en funcionamiento.
    //m: Número de componentes en standby.
    //lambda: FITS.
    //Array: Número de arreglos por banda. Ejemplo: 2 (12,2) en banda C.
    //      Se calcula exclusivamente para la banda C 2 conjuntos de 12
    //      transpondedores con 2 de redundancia por lo que en total se
    //      tendrían 24 transpondedores en funcionamiento y 4 de redundancia.

    //Inicialización de variables.
    int Ntrials = 100000; //Número de intentos.
    double F[100] = {0};
    double R[100] = {0};

    int i;
    int s;
    double x;
    double p;
    double px;
    double ps;
    double psx;
    double t;

    srand( int( time(NULL) ) ); //Se inicializa la semilla.
    rand(); //Se llama por primera vez para evitar que el valor empleado sea repetido.

    lambda = lambda * 8760E-9; //Factor para expresar lambda en años recíprocos.

    for (int k = 1 ; k <= Ntrials ; k++) {
        i = N;
```

```

s = m;

for (int j = 1 ; j <= N ; j++) {

    p = exp(-lambda * tf); //Probabilidad de supervivencia.
    px = (rand()%10001); //Genera un número aleatorio entre 0 y 10000.
    px = px / 10000; //Se divide para que esté entre 0 y 1.

    //El componente falla si la probabilidad de supervivencia p en
    //un tiempo tf es menor que la probabilidad aleatoria px.
    if (p < px) {
        do {
            s = s - 1; //Disminuyen los componentes en standby.

            if (s < 0) {
                F[i] = F[i] + 1;
                i = i - 1;
            }
            else {
                x = (rand()%10001); //Número aleatorio entre 0
                //y 10000.
                x = x / 10000; //Para que esté entre 0 y 1.
                t = tf * x;
                ps = exp(-lambda * (tf - t)); //Probabilidad
                //de supervivencia.
                psx = (rand()%10001); //Número aleatorio entre
                //0 y 10000.
                psx = psx / 10000; //Para que esté entre 0 y 1
            }
        }
        while (ps < psx && s >= 0);
    }
}

for (int j = 1 ; j <= N ; j++) {
    R[j] = 1 - F[j] / Ntrials;
}

return pow( R[N] , Array );
}

```

La confiabilidad del subsistema de comunicaciones se obtiene multiplicando la confiabilidad del arreglo de transpondedores por la del resto del subsistema.

La masa de las antenas parabólicas (W_{ant}) se puede aproximar en función de su diámetro (D) de la siguiente manera: [10]

$$W_{ant} = 2.89D^2 + 6.11D - 2.59 \quad ; \quad D \geq 0.7 \text{ m} \quad (61)$$

$$W_{ant} = 3 \text{ Kg} \quad ; \quad D < 0.7 \text{ m} \quad (62)$$

La masa de los transpondedores $W_{transpondedores}$ se aproxima por medio de la Ecuación 63 que al igual que la Ecuación 61 fueron obtenidas en base a datos estadísticos de misiones anteriores. [13]

$$W_{transpondedores} = 10^{0.305 + 0.135 \log(PotRFout) + 0.084[\log(PotRFout)]^2} \quad (63)$$

Donde la masa de los transpondedores está dada en kilogramos y PotRFout es la potencia RF de salida que se requiere de cada TWTA en watts. La masa de las antenas así como la de los transpondedores se calcula para cada banda de frecuencias y posteriormente se suman para obtener sus respectivos totales.

La masa del subsistema de comunicaciones se calcula como: [1]

$$W_{SubCom} = b_i \sum_i W_{transpondedores} + \sum_i W_{ant} \quad (64)$$

Donde la constante “b” es un factor que permite contemplar la masa de los receptores, conmutadores, convertidores de frecuencia, filtros y toda la electrónica restante. Para el caso de transpondedores transparentes se le asigna un valor de 1.15 y si se trata de un transpondedor regenerativo se emplea un valor de 1.2.

Para calcular la potencia del subsistema de comunicaciones primero se calcula la potencia que se consume en la transmisión (Pot_{TX}) por cada banda empleando la siguiente ecuación: [13]

$$Pot_{TX} = 10^{1.002 + 0.236 \log(PotRFout) + 0.178[\log(PotRFout)]^2} \quad (65)$$

Así pues, la potencia demandada por el subsistema de comunicaciones estará dada por: [1]

$$Pot_{SubCom} = \sum_i Pot_{TX} + \sum_j Pot_{RX} = a_i \sum_i Pot_{TX} \quad (66)$$

Donde “a” es un factor que permite incluir la potencia que consumen los receptores (Pot_{RX}). Si se emplean transpondedores transparentes se le asigna un valor de 1.05 y si se trata de un transpondedor regenerativo se emplea un valor 1.08.

3.2. Diseño de software para el subsistema eléctrico

El subsistema eléctrico es el encargado de almacenar y suministrar la energía eléctrica al resto de los subsistemas por lo cual resulta de gran importancia la elección de la tecnología que se va a emplear tanto en las baterías como en las celdas solares.

La Tabla 3-2 muestra los parámetros principales en el cálculo de las baterías.

Tabla 3-2. Variables de entrada y salida para el cálculo de las baterías.

Variables de entrada	Variables de salida
Tecnología empleada en las baterías	Potencia demandada por las baterías [W]
Densidad de energía [Wh/Kg]	Potencia suministrada durante el eclipse [W]
Profundidad de descarga	Energía almacenada por las baterías [Wh]
Eficiencia de carga	Cantidad de baterías empleadas
Eficiencia de descarga	Masa de las baterías [Kg]
Voltaje de descarga [V]	
Capacidad [Ah]	

La Tabla 3-3 muestra los parámetros principales en el cálculo de los paneles solares y el resto del subsistema eléctrico.

Tabla 3-3. Variables de entrada y salida para el cálculo de los paneles solares y el resto del subsistema eléctrico.

Variables de entrada	Variables de salida
Tecnología empleada en los paneles solares	Potencia EOL suministrada por cada panel solar [W]
Número de paneles solares	Potencia EOL total suministrada [W]
Flujo solar [W/m ²]	Área de cada panel solar [m ²]
Relación de masa entre área [Kg/m ²]	Número de celdas empleadas por cada panel solar
Área de la celda solar [cm ²]	Masa de cada panel solar [Kg]
Eficiencia EOL de las celdas solares	Masa total de los paneles solares [Kg]
Factor de pérdidas	Masa del EPC [Kg]
Factor de soporte de masa [Kg/m ²]	Masa del subsistema eléctrico [Kg]
Factor de relleno	Potencia del subsistema eléctrico [W]

Para mayor claridad se separarán los cálculos de las baterías y del resto del subsistema eléctrico.

3.2.1. Variables de entrada para el cálculo de las baterías

Como puede apreciarse en la Tabla 3-2 las variables de entrada son las tecnologías empleadas en las baterías y sus características más importantes. Se consideran tres tipos de tecnologías: Níquel-Cadmio (NiCd), Níquel-Hidrógeno (NiH₂) y Ion-Litio (Li-ion).

Al elegir una de estas tres opciones se asignarán automáticamente los valores típicos de densidad de energía, profundidad de descarga, eficiencia de carga, eficiencia de descarga, voltaje de descarga y la capacidad según el tipo de tecnología seleccionada. Se podrá modificar el valor de cada parámetro en caso de que el usuario posea información mas precisa sobre las baterías que empleará. La Tabla 3-4 muestra los valores típicos para cada tecnología. [4]

Tabla 3-4. Valores típicos de las diferentes tecnologías de baterías empleadas en satélites de comunicaciones.

Parámetro	NiCd	NiH ₂	Li-ion
Densidad de energía [Wh/kg]	30	70	165
Profundidad de descarga	0.50	0.75	0.75
Eficiencia de carga	0.72	0.70	0.96
Eficiencia de descarga	0.72	0.70	0.96
Voltaje de descarga [V]	1.2	1.25	3.7
Capacidad [Ah]	30	90	100

3.2.2. Variables de salida para el cálculo de las baterías

La potencia suministrada por las baterías durante el eclipse se calcula con la Ecuación 67 mostrada a continuación:

$$P_e = \frac{P_{PL} + P_h}{\eta_d} \quad (67)$$

La suma que se obtiene en el numerador es igual a la diferencia que existe entre la potencia total que consume el satélite y la potencia de carga de las baterías, por lo cual se reescribe de la siguiente forma:

$$P_e = \frac{P_T - P_C}{\eta_d} \quad (68)$$

Si en la Ecuación 68 se sustituye la potencia de carga de las baterías por su equivalente mostrado en la Ecuación 25 se tiene que:

$$P_e = \frac{P_T - \frac{P_e * t_e}{\eta_c * t_c}}{\eta_d} \quad (69)$$

Despejando la potencia suministrada por las baterías durante el eclipse se tiene que:

$$P_e = \frac{\eta_c * t_c * P_T}{\eta_d * \eta_c * t_c + t_e} \quad (70)$$

En caso de que ya se haya calculado la potencia de los demás subsistemas el cálculo se realizará como:

$$P_e = \frac{Pot_{SubCom} + Pot_{SubProp} + Pot_{SubOrient} + Pot_{SubTTCyOBDH} + 120}{\eta_d} \quad (71)$$

Donde se suman las potencias de todos los subsistemas con excepción del eléctrico ya que durante el periodo de eclipse las baterías no demandan energía sino que al contrario se encargan de suministrarla. Se considera que el subsistema térmico consume 120 watts.

La Ecuación 70 se emplea como una primera aproximación cuando los demás subsistemas aún no han sido definidos mientras que la Ecuación 71 requiere que se hayan calculado previamente las potencias permitiendo una mayor exactitud en la estimación.

La potencia demandada por las baterías se obtiene empleando la Ecuación 25 y la energía almacenada con la Ecuación 23 ambas ecuaciones fueron mostradas en el Capítulo 1, para realizar el cálculo solo faltaría obtener el tiempo de duración de eclipse y el tiempo de carga de las baterías dentro de un periodo, por lo cual también es necesario calcular el tiempo de duración de la órbita. A continuación se muestran sus ecuaciones: [17]

$$t_{orb} = \sqrt{\frac{4\pi^2 a^3}{\mu}} \quad (72)$$

Donde "a" es la longitud en Km del semieje mayor de la trayectoria que describe el satélite y en caso de que se trate de una órbita circular será igual a su radio, μ es la constante de Kepler igual a $3.986 \times 10^5 \text{ Km}^3/\text{s}^2$.

$$t_e = \left[180 - 2 \cos^{-1} \left(\frac{R_E}{a} \right) \right] \left(\frac{t_{orb}}{360} \right) \quad (73)$$

Donde R_E es el radio terrestre de 6378 Km y el arco del coseno se calcula en grados, para la medición del tiempo se recomienda que se empleen horas en vez de segundos para que coincidan las unidades con las de densidad de energía y la capacidad de las baterías. [17]

$$t_c \approx t_{orb} - t_e \quad (74)$$

El tiempo de carga de las baterías empieza una vez que ha concluido el eclipse y termina cuando de nueva cuenta empieza a ocultarse el sol, cabe mencionarse que estas transiciones no ocurren de manera inmediata y mientras se llevan a cabo el nivel de radiación solar percibido por los paneles solares no es el óptimo. Para cuestiones de cálculo la Ecuación 74 se tomará como una igualdad.

El número de baterías empleadas se calcula como: [4]

$$N_b = \frac{U_b}{C_b V_d} \quad (75)$$

Y la masa de las baterías es: [4]

$$W_b = \frac{U_b}{D_b} \quad (76)$$

Donde D_b es la densidad de energía de las baterías.

3.2.3. Variables de entrada para el cálculo de los paneles solares y resto del subsistema eléctrico

Las variables de entrada son en su mayoría características propias de la tecnología de celdas solares elegida, el resto corresponde a las características de los paneles solares y el flujo solar. La Tabla 3-5 muestra los valores típicos para cada tecnología, de nueva cuenta al igual que con las baterías se podrán modificar dichos valores. [4]

Tabla 3-5. Valores típicos de las diferentes tecnologías de celdas solares empleadas en satélites de comunicaciones.

Parámetro	Si (200 μm)	Si (67 μm)	GaAs/Ge (137 μm)	Película delgada	Multicapas
Número de paneles solares	Se adapta según las necesidades, el valor por defecto es 4				
Flujo solar [W/m ²]	1209	1209	1209	1209	1209
Relación de masa entre área [Kg/m ²]	0.464	0.156	0.720	0.100	0.720
Área de la celda [cm ²]	10	10	10	10	10
Eficiencia EOL de las celdas	0.087	0.092	0.147	0.095	0.188
Factor de pérdidas	0.80	0.80	0.80	0.80	0.80
Factor de soporte de masa [Kg/m ²]	0.6	0.6	0.6	0.6	0.6
Factor de relleno	0.90	0.90	0.90	0.90	0.90

3.2.4. Variables de salida para el cálculo de los paneles solares y resto del subsistema eléctrico

La potencia suministrada por los paneles solares al fin de su vida útil se calcula utilizando la Ecuación 26 dándole un margen de diseño del 10% para prevenir cualquier contingencia, quedando expresada de la siguiente manera:

$$P_{PST} = kP_T = 1.10(1.1568 Pot_{SubCom} + 55.497) \quad (77)$$

En caso de que ya se haya calculado la potencia demandada por cada subsistema se emplea la siguiente ecuación que considera que el subsistema térmico consume 120 watts:

$$P_{PST} = Pot_{SubCom} + Pot_{SubElect} + Pot_{SubProp} + Pot_{SubOrient} + Pot_{SubTTCyOBDH} + 120 \quad (78)$$

La potencia suministrada por cada panel solar se obtiene dividiendo la potencia entre el número de paneles empleados como se muestra en la Ecuación 28.

El área de cada panel solar así como el número de celdas solares que posee cada uno de ellos se calculan con la Ecuación 30 y 29 respectivamente.

La masa de cada panel solar (W_{PS}) se obtiene como: [4]

$$W_{PS} = N_{SC} * A_{SC} * R_{W/Asc} + A_{PS} * FS \quad (79)$$

Donde $R_{W/Asc}$ es la relación de masa entre área de las celdas solares, FS es el factor de soporte de masa y el área de cada celda solar (A_{SC}) y del panel (A_{PS}) está expresada en m^2 .

La masa total de los paneles solares (W_{PST}) se obtiene multiplicando la masa individual de cada uno de ellos por el número de paneles solares.

$$W_{PST} = N_{PS} * W_{PS} \quad (80)$$

La masa del acondicionador electrónico de potencia (EPC, *Electronic Power Conditioner*) se estima de la siguiente manera: [1]

$$W_{EPC} = 0.01P_{PST} + 10 \quad (81)$$

La masa del subsistema eléctrico será la suma de las masas de las baterías, los paneles solares y el acondicionador electrónico de potencia.

$$W_{SubElect} = W_b + W_{PST} + W_{EPC} \quad (82)$$

El consumo de energía del acondicionador electrónico de potencia es despreciable en comparación con la consumida por las baterías, por lo cual se realiza la siguiente aproximación y que es tomada como igualdad para realizar el cálculo de la potencia consumida por el subsistema eléctrico.

$$Pot_{SubElect} \approx P_C \quad (83)$$

3.3. Diseño de software para el subsistema de propulsión

El subsistema de propulsión tiene como funciones principales el inyectar el satélite en la órbita final y realizar las maniobras de corrección. En la actualidad se emplean los propulsores que cuentan con sistema bipropelente, los eléctricos o una combinación de ambos dejando atrás el sistema de propelente sólido utilizado en los primeros satélites.

La Tabla 3-6 muestra las variables de entrada y salida del subsistema de propulsión, algunos datos de entrada corresponden a la órbita y otros a las características de los propulsores.

Tabla 3-6. Variables de entrada y de salida del subsistema de propulsión.

Variables de entrada	Variables de salida
Perigeo de la órbita de transferencia [Km]	Masa del satélite sin combustible [Kg]
Apogeo de la órbita de transferencia (en caso de seleccionar un sistema de propulsión totalmente eléctrico) [Km]	Margen de 6 meses de propelente [Kg]
Longitud de la órbita final [°]	Propelente empleado en maniobras de station-keeping [Kg]
Inclinación de la órbita de transferencia [°]	Propelente empleado en maniobras Este-Oeste [Kg]
Corrección promedio de la inclinación anual [°/año]	Incremento de velocidad empleado en maniobras Este-Oeste [m/s]
Tecnología de los propulsores	Propelente empleado en maniobras Norte-Sur [Kg]
Fuerza de propulsión del propulsor de apogeo [N]	Incremento de velocidad empleado en maniobras Norte-Sur [m/s]
Impulso específico del propulsor de apogeo [seg]	Masa del satélite al comienzo de la vida útil [Kg]
Masa del propulsor de apogeo sin combustible [Kg]	Propelente empleado en la circularización de la órbita [Kg]
Potencia eléctrica del propulsor de apogeo [W]	Propelente empleado en la inyección a la órbita final incluyendo la corrección de la inclinación [Kg]
Fuerza de propulsión del propulsor empleado para maniobras de station-keeping [N]	Incremento de velocidad empleado en la inyección a la órbita final incluyendo la corrección de la inclinación [m/s]
Impulso específico del propulsor empleado para maniobras de station-keeping [seg]	Masa del satélite en la órbita de transferencia [Kg]
Masa sin combustible del propulsor empleado para maniobras de station-keeping [Kg]	Masa del subsistema de propulsión [Kg]
Potencia eléctrica del propulsor empleado para maniobras de station-keeping [W]	Potencia del subsistema de propulsión [W]

3.3.1. Variables de entrada

El perigeo de la órbita de transferencia está alrededor de los 6700 Km, es decir, a una altura cercana a los 300 Km sobre el nivel del mar.

El apogeo de la órbita de transferencia solo se requiere proporcionar cuando se ha seleccionado el sistema de propulsión totalmente eléctrico. Como la fuerza de propulsión proporcionada por los propulsores eléctricos no es tan grande como la que proveen los bipropelentes, se opta por escoger un apogeo de la órbita de transferencia que sea más grande que la órbita final de tal

manera que la fuerza de propulsión necesaria para realizar el cambio de órbita sea menor, a esta técnica se le conoce como súper órbita de transferencia (STO, Super Transfer Orbit).

La longitud de la órbita final, la inclinación de la órbita de transferencia y la corrección promedio de la inclinación anual impactarán directamente en el consumo de combustible, dichos parámetros podrán ser modificados por el usuario en función de la zona donde el satélite vaya a prestar su servicio y del lugar donde se realice el lanzamiento.

Se podrá elegir entre tres distintas configuraciones de tecnologías para los propulsores las cuales se muestran en la Tabla 3-7.

Tabla 3-7. Organización de los motores de acuerdo a la tecnología.

Opción	Motor de apogeo	Motor empleado en maniobras de station-keeping
A	Bipropelente unificado	
B	Bipropelente	Eléctrico
C	Eléctrico (requiere STO)	

A continuación se muestran las características de algunos propulsores. [1], [13] y [18]

Tabla 3-8. Características de los propulsores.

Propulsor	Fuerza de propulsión [N]	Impulso específico [seg]	Masa sin combustible [Kg]	Potencia [W]
Propulsor bipropelente				
*Aerojet OMS	26 750	313	118	15
*R-40A	4 005	299	10	15
*S.E.P.	61 668	432	149	15
Aerojet	445	304	1.86	15
R-IE-3	111	272	3.7	15
Rocketdyne (1)	445	299	2.32	15
Rocketdyne (2)	1 335	287	8.39	15
Propulsor eléctrico				
**Iónico, DASA	0.0154	3 400	14.22	600
**Iónico, HAC	0.0178	2 585	11.8	500
**Iónico, MELCO	0.0276	2 906	16.28	740
**Iónico, MMS	0.018	3 250	15	600
**Iónico, NASA	0.1025	3 280	22.75	2 500
Arcjet, IRS/ITT	0.1148	480	2.975	850
Arcjet, Primex 1	0.2484	502	5.58	1800
Arcjet, Primex 2	0.2452	580	5.425	2 170
Efecto Hall, IST	0.0825	1 600	10.5	1 500
Efecto Hall, SPI	0.2444	2 042	27	4500
Plasma pulsante, JHU/APL	0.0006	847	5.85	30
Plasma pulsante, Primex	0.0003	1 200	1.7	20
Resistojet, Primex 1	0.3715	296	0.8	500
Resistojet, Primex 2	0.8145	299	0.9	900

*Propulsor bipropelente empleado para la inyección a la órbita final en el apogeo.

**Propulsor eléctrico que también puede ser empleado para la inyección a la órbita final en el apogeo.

3.3.2. Variables de salida

La masa del satélite sin combustible (W_{dry}) se estima de acuerdo a los datos que se tengan, una primera aproximación que aunque no es muy precisa resulta bastante útil para darnos una idea del consumo de combustible del satélite es el la siguiente:

$$W_{dry} = 1.666(W_{SubCom} + W_{SubElect} + W_{SubProp}) \quad (84)$$

Donde $W_{SubProp}$ es la masa del subsistema de propulsión que se obtiene de la suma de la masa sin combustible de cada uno de los propulsores que fueron elegidos, es decir:

$$W_{SubProp} = W_{PropApogeo} + N_{Prop} * W_{PropStation-Keeping} \quad (85)$$

Donde $W_{PropApogeo}$ y $W_{PropStation-Keeping}$ son las masas de los propulsores de apogeo y station-keeping respectivamente, en caso de elegirse una propulsión totalmente eléctrica la masa total del subsistema será igual a la del propulsor elegido. N_{Prop} es el número de propulsores de station-keeping siendo doce el valor por default para el caso del bipropelente y uno para el eléctrico.

La Ecuación 84 fue obtenida a partir de los valores típicos de un satélite de comunicaciones, una vez que se han calculado las masas de los demás subsistemas se realiza un cálculo más preciso:

$$W_{dry} = W_{SubCom} + W_{SubElect} + W_{SubProp} + W_{SubOrient} + W_{SubTTCyOBDH} + W_{SubTerm} + W_{SubEstruct} + W_{Otros} \quad (86)$$

Donde W_{Otros} es la masa del adaptador del motor de apogeo más la masa del arnés de cableado.

Para calcular la masa del propelente empleado en cada acción se emplea la ecuación de Tsiolkowski: [19]

$$m_p = m_f \left[e^{\frac{\Delta v}{g * I_{SP}}} - 1 \right] \quad (87)$$

Donde m_p es la masa de propelente consumido para generar un incremento de velocidad Δv , m_f es la masa final de la aeronave, g es la constante de gravedad e I_{SP} es el impulso específico al cual se quema el propelente. Como puede apreciarse primero deben de obtenerse los incrementos de velocidad los cuales se calculan de la siguiente manera:

Se calcula la energía mecánica específica de las órbitas de transferencia (E_{TO}) y la final (E_{FO}). [15]

$$E_{TO} = -\frac{\mu}{r_{perigeo} + r_{apogeo}} \quad (88)$$

$$E_{FO} = -\frac{\mu}{2 * r_{Orb}} \quad (89)$$

Donde μ es la constante de Kepler igual a $3.986 \times 10^5 \text{ Km}^3/\text{s}^2$, $r_{perigeo}$ y r_{apogeo} son los radios de perigeo y apogeo en Km respectivamente, y r_{Orb} es el radio de la órbita circular final.

Se procede a obtener las velocidades en el punto de interés. [15]

$$v_{TO} = \sqrt{2 \left(E_{TO} + \frac{\mu}{r_{Orb}} \right)} \quad (90)$$

$$v_{FO} = \sqrt{2 \left(E_{FO} + \frac{\mu}{r_{Orb}} \right)} \quad (91)$$

Donde v_{TO} y v_{FO} son las velocidades que tienen la órbita de transferencia y la órbita final respectivamente en un mismo punto r_{Orb} . Finalmente se calculan cada uno de los incrementos de velocidad.

El incremento de velocidad necesario para la inyección a la órbita final incluyendo la corrección de inclinación (Δv_{OF}) es: [19]

$$\Delta v_{OF} = \sqrt{v_{FO}^2 + v_{TO}^2 - 2 * v_{FO} * v_{TO} * \cos(i)} \quad (92)$$

Donde i es la inclinación de la órbita de transferencia. El incremento de velocidad anual necesario para las maniobras Norte-Sur (Δv_{N-S}) es: [19]

$$\Delta v_{N-S} = 2 * v_{FO} * \sin\left(\frac{\lambda}{2}\right) \quad (93)$$

Donde λ es la inclinación anual, típicamente de 0.810 grados por cada año. El incremento de velocidad anual necesario para las maniobras Este-Oeste (Δv_{E-O}) es: [1]

$$\Delta v_{E-O} = |1.76 * \sin[2 * (longitud + 14.9^\circ)]| \quad (94)$$

Donde la longitud de la órbita final está dada en grados.

Una vez que se calcularon los incrementos de velocidad se emplea la Ecuación 87 para empezar a realizar los cálculos. Así pues, el margen de 6 meses de propelente (W_{6meses}) se obtiene como:

$$W_{6meses} = W_{dry} \left(e^{\frac{\Delta v_{N-S} + \Delta v_{E-O}}{2 * g * I_{SP2}}} - 1 \right) \quad (95)$$

Donde I_{SP2} es el impulso específico del propulsor empleado para station-keeping. El propelente empleado en las maniobras Norte-Sur (W_{N-S}) y de Este-Oeste (W_{E-O}) es:

$$W_{N-S} = (W_{dry} + W_{6meses}) \left(e^{\frac{\Delta v_{N-S} * t_{life}}{g * I_{SP2}}} - 1 \right) \quad (96)$$

$$W_{E-O} = (W_{dry} + W_{6meses}) \left(e^{\frac{\Delta v_{E-O} * t_{life}}{g * I_{SP2}}} - 1 \right) \quad (97)$$

Donde t_{life} es el tiempo de vida útil del satélite en años. Entonces el propelente empleado en las maniobras de station-keeping (W_{S-K}) será la suma de las maniobras Norte-Sur y Este-Oeste.

$$W_{S-K} = W_{N-S} + W_{E-O} \quad (98)$$

La masa al comienzo de la vida útil del satélite (W_{BOL}) será igual a la masa del satélite sin combustible más la cantidad de propelente que consumirá durante el tiempo de vida al cual fue diseñado.

$$W_{BOL} = W_{dry} + W_{6meses} + W_{S-K} \quad (99)$$

La cantidad de propelente empleada para la circularización de la órbita (W_{Cir}) se fijará en un valor típico de 50 Kg. El propelente necesario para inyectar al satélite a la órbita final incluyendo la corrección de la inclinación ($W_{inyección}$) se obtiene como: [10]

$$W_{inyección} = (W_{BOL} + W_{Cir}) \left(e^{\frac{\Delta v_{OF}}{g^* I_{SP1}}} - 1 \right) \quad (100)$$

Donde I_{SP1} es el impulso específico del propulsor de apogeo. La masa del satélite en la órbita de transferencia será:

$$W_{TO} = W_{BOL} + W_{Cir} + W_{inyección} \quad (101)$$

En cuanto al cálculo del consumo de potencia del subsistema de propulsión se obtiene sumando la potencia de los propulsores de apogeo ($Pot_{PropApogeo}$) más la potencia de los de station-keeping ($Pot_{PropStation-Keeping}$).

$$Pot_{SubProp} = Pot_{PropApogeo} + N_{Prop} * Pot_{PropStation-Keeping} \quad (102)$$

3.4. Diseño de software para el subsistema térmico

El subsistema térmico es el encargado de regular la temperatura del satélite, como se mencionó anteriormente en el Capítulo 2 su diseño implica realizar cálculos complejos, distribuir de manera óptima la red de caloductos y una cuidadosa selección de los materiales térmicos.

A pesar de ser uno de los subsistemas más complicados puede aproximarse fácilmente tanto la potencia que consume ($Pot_{SubTerm}$) así como su masa ($W_{SubTerm}$) que son las características que presentan mayor impacto sobre el resto de los subsistemas, esto se debe a que tiene una mínima variación cuando se relacionan con la potencia total del satélite y su masa sin combustible respectivamente. Las siguientes ecuaciones fueron obtenidas a partir de los valores típicos que presenta un satélite de comunicaciones. [1]

$$W_{SubTerm} = 0.04 * W_{dry} \quad (103)$$

$$Pot_{SubTerm} = 0.03 * P_T \quad (104)$$

Tanto la masa sin combustible del satélite como la potencia total dependen de los valores que se obtengan del subsistema térmico por lo cual resulta conveniente expresar las ecuaciones de la siguiente manera:

$$W_{SubTerm} = \frac{W_{SubCom} + W_{SubElect} + W_{SubProp} + W_{SubOrient} + W_{SubTTCyOBDH}}{1 - kW_{SubTerm} - kW_{SubEstruct} - kW_{Otros}} * kW_{SubTerm} \quad (105)$$

Donde $kW_{SubTerm}$, $kW_{SubEstruct}$ y kW_{Otros} son los porcentajes de la masa del satélite sin combustible que representan los subsistemas térmico y estructural, y el adaptador del motor de apogeo junto con el arnés de cableado respectivamente.

$$Pot_{SubTerm} = \frac{Pot_{SubCom} + Pot_{SubElect} + Pot_{SubProp} + Pot_{SubOrient} + Pot_{SubTTCyOBDH}}{1 - kp_{SubTerm}} * kp_{SubTerm} \quad (106)$$

Donde $kp_{SubTerm}$ es el porcentaje de potencia eléctrica que consume el subsistema térmico.

CAPÍTULO 4

4.1. Diseño de software para el subsistema de telemetría, rastreo, comando y OBDAH

El diseño de software para este subsistema toma en cuenta el conjunto de pasos establecidos en el Capítulo 2. Primero se determinarán las características de la telemetría, rastreo y comando (TTC) utilizando la Tabla 4-1 la cual muestra los valores típicos para las bandas que se emplean con mayor frecuencia en TTC. [13]

Tabla 4-1. Valores típicos para telemetría, rastreo y comando.

Componente	Cantidad	Masa (W_{TTC}) [Kg]		Potencia (Pot_{TTC}) [W]
		c/u	Total	
Banda X				
Transpondedor	2	3.8	7.6	
Receptor				10.4
Transmisor				35
Filtros/Diplexor	1	1.5	1.5	0
Antenas				
Hemisférica	2	0.25	0.5	0
Parabólica	1	9.2	9.2	0
Guía de ondas	1	1.4	1.4	0
TOTAL			20.2	45.4
Banda S				
Transpondedor	2	6.87	13.74	
Receptor				17.5
Transmisor				40
Filtros/Diplexor	1	2.0	2.0	0
Antenas				
Hemisférica	2	0.4	0.8	0
Parabólica	1	9.2	9.2	0
De torniquete	1	2.3	2.3	0
Cable coaxial	1	0.5	0.5	
TOTAL			28.54	57.5
Banda Ku				
Transpondedor	2	4.45	8.9	
Receptor				4.3
Transmisor				20
Filtros/Diplexor	1	1.2	1.2	0
Antenas				
Corneta (cobertura global)	1	0.5	0.5	0
Parabólica	1	2.0	2.0	0
Guía de ondas	1	0.7	0.7	0
TOTAL			13.3	24.3

La información contenida en la tabla proviene de hojas de especificación de los fabricantes de hardware para comunicaciones resumiendo las características de las tecnologías de TTC utilizada actualmente.

Posteriormente se emplea la Tabla 2-3 para determinar el nivel de complejidad del subsistema y con la Tabla 2-4 se estima la masa (W_{OBDH}) y potencia de OBDH (Pot_{OBDH}), tomando en cuenta los valores máximos para considerar el peor de los casos se obtiene la siguiente tabla.

Tabla 4-2. Estimación de la masa y potencia de OBDH.

Parámetro	Complejidad del sistema		
	Simple	Típica	Compleja
Masa [Kg]:	5.5	6.5	10.5
Potencia [W]:	12	18	25

La masa total del subsistema de TTC y OBDH ($W_{SubTTCyOBDH}$) será igual a la suma de ambas masas multiplicada por un factor igual a 1.5 el cual considera el peso de los cables que se emplearán para interconectar el subsistema.

$$W_{SubTTCyOBDH} = 1.5 * (W_{TTC} + W_{OBDH}) \quad (107)$$

La potencia total del subsistema de TTC y OBDH se obtendrá como:

$$Pot_{SubTTCyOBDH} = Pot_{TTC} + Pot_{OBDH} \quad (108)$$

4.2. Diseño de software para el subsistema de orientación

El subsistema de orientación de los satélites actuales se caracteriza por ser de tipo triaxial ya que resulta más conveniente que el método de estabilización por giro.

Tabla 4-3. Características de las ruedas de reacción.

Modelo	Momento angular [N*m*s]	Torque [N*m]	Revoluciones [±rpm]	Potencia [W]	Masa [kg]
RSI 4-75/60	4	0.075	6000	20	3.7
HR 0610	4 - 12	0.07	6000	15	5
RSI 12-75/60	12	0.075	6000	20	4.85
RSI 15-215/20	15	0.215	2000	15	7.7
RDR 23-0	23	0.09	5250	20	6.95
HR 2020	27	0.13	6500	35	7.9
RSI 45-75/60	45	0.075	6000	15	7.7
HR 2030	19.5 - 45.6	0.21	6000	20	11.2
HR 12	12 - 50	0.1 - 0.2	6000	22	7
RDR 57-0	57	0.09	5250	20	9.05
HR 4520	60.75	0.135	5400	35	11.1
HR 4820	65	0.14	6000	20	10.2
RDR 68-3	68	0.075	6000	20	8.85
HR 2010	33.2 - 68.4	0.1	6000	17	10.9
HR 14	20 - 75	0.1 - 0.2	6000	22	8.5
HR 16	75 - 150	0.1 - 0.2	6000	22	12

El programa considerará únicamente el método de estabilización triaxial el cual empleará un conjunto de cuatro ruedas de reacción, aunque solo se necesitan tres para funcionar correctamente se añade otra rueda de reacción que servirá de reemplazo en caso de que alguna falle. En la Tabla 4-3 se muestran las características principales de las ruedas de reacción con que dispone el software. [10] y [20]

La siguiente tabla se obtuvo analizando las recomendaciones que se mostraban en la página web del fabricante de ruedas de reacción Rockwell Collins. [20]

Tabla 4-4. Recomendación de la rueda de reacción en función del peso del satélite.

Momento angular [N*m*s]	Rango del peso del satélite en órbita [Kg]
4 – 12	200 - 1000
15 – 45	500 - 1500
57 – 150	1500 - 5000

Otra decisión importante que hay que tomar en la especificación del subsistema de orientación es la elección del sensor la cual se basará principalmente en la precisión que se desea en el apuntamiento de la antena. La Tabla 4-5 muestra las características típicas de los diferentes sensores de orientación en la cual se exponen algunos sensores que a pesar de no ser comúnmente utilizados en los satélites de comunicaciones podrían llegar a ser empleados en casos especiales. [1]

Tabla 4-5. Características típicas de los sensores de orientación.

Sensor	Precisión [°]	Masa [Kg]	Potencia [W]
Sensor terrestre:			
Generador de pulsos	0.1 – 0.5	0.05 – 1.0	1.0
Escáner pasivo	0.5 – 3.0	1.0 – 10.0	0.5 – 14.0
Escáner activo	0.05 – 0.25	3.0 – 8.0	7.0 – 11.0
Sensor solar:			
Generador de pulsos	0.2	0.1	0
Aspecto solar	0.01 – 1.0	0.05 – 0.2	0
Buscador de nulos	0.01 – 0.2	0.05 – 1.5	0
Sensor estelar	0.02 – 0.1	1.5 – 10.0	1.5 – 20
Sensor inercial	0.01 °/hr – 0.05 °/hr	0.1 – 1.0	0.3 – 8
Magnetómetro	1.0 – 5.0	1.0 – 2.0	2

Considerando el peor de los casos posibles se consignarán la masa y potencia máxima del rango. Los cálculos de la masa ($W_{SubOrient}$) y la potencia del subsistema de orientación ($Pot_{SubOrient}$) se realizan empleando las siguientes ecuaciones:

$$W_{SubOrient} = 1.4 * (W_{4ruedas} + W_{sensores} + 14 + 10) \quad (109)$$

Donde $W_{4ruedas}$ es la masa de las cuatro ruedas de reacción, $W_{sensores}$ es la masa que suma el conjunto de sensores, se consideran 14 Kg que corresponden a los controladores de las ruedas de

reacción, 10 Kg de equipo de cómputo y demás dispositivos que permiten realizar correcciones de orientación automáticamente y el factor de 1.4 que permite incluir la masa de cables y conectores.

$$Pot_{SubOrient} = Pot_{3ruedas} + Pot_{sensores} \quad (110)$$

Donde $Pot_{3ruedas}$ es la potencia demandada por las tres ruedas de reacción que se encuentran funcionando y $Pot_{sensores}$ es la potencia total consumida por los sensores.

4.3. Diseño de software para el subsistema estructural

El principal objetivo del subsistema estructural es brindar el soporte y protección a los demás subsistemas del satélite. Como se estudió en el Capítulo 2 el diseño de este subsistema requiere conocer detalladamente los requerimientos que se presentan en las diferentes fases de la misión, es decir, durante la fabricación y ensamblado, transporte y manejo, pruebas, pre lanzamiento, lanzamiento y ascenso, y operaciones de la misión los cuales se mencionaron en la Tabla 2-5.

Se concluye que se requiere de un largo proceso de análisis para determinar la estructura óptima, sin embargo, al igual que como ocurre con el subsistema térmico, su masa presenta una mínima variación cuando se relaciona con la masa sin combustible del satélite por lo que su contribución está entre el 15 % y 20 % sin tomar en cuenta el método de estabilización. Se empleará un valor del 18% para el cálculo de la masa del subsistema estructural el cual podrá ser modificado por el usuario.

$$W_{SubEstruct} = 0.18 * W_{dry} \quad (111)$$

Otra forma de realizar el cálculo de manera similar a como se calculó la masa del subsistema térmico es la siguiente:

$$W_{SubEstruct} = \frac{W_{SubCom} + W_{SubElect} + W_{SubProp} + W_{SubOrient} + W_{SubTTCyOBDH}}{1 - kW_{SubTerm} - kW_{SubEstruct} - kW_{Otros}} * kW_{SubEstruct} \quad (112)$$

Y de igual forma se calcula la masa del adaptador del motor de apogeo más la masa del arnés de cableado (W_{Otros}).

$$W_{Otros} = \frac{W_{SubCom} + W_{SubElect} + W_{SubProp} + W_{SubOrient} + W_{SubTTCyOBDH}}{1 - kW_{SubTerm} - kW_{SubEstruct} - kW_{Otros}} * kW_{Otros} \quad (113)$$

4.4. Estimación del costo del satélite

El costo es un parámetro ingenieril el cual varía de acuerdo al tamaño, complejidad, tecnología, tiempo de vida útil, métodos para la reducción del riesgo y a la forma en que se gestiona el

proyecto. El análisis y predicción del costo es cada vez es más importante ya que determina si el proyecto es económicamente viable.

Se emplean tres métodos distintos para la estimación del costo: [13]

- Estimación detallada de abajo hacia arriba. Se identifican y especifican los componentes de nivel más bajo que conforman el subsistema, luego se estima el costo de los materiales y el trabajo necesario para desarrollar y producir cada elemento. Este método tiene la ventaja de adaptarse a un programa específico pero la base de su validez radica en la credibilidad de los expertos que determinaron las variables de entrada como las horas empleadas, el costo del material y los costos indirectos. No se recomienda emplear este método en estudios preliminares ya que no se cuenta con suficiente información referente al diseño.
- Estimación basada en analogías. Se usa el costo de un elemento o dispositivo que sea similar al que se va a emplear ajustándolo de acuerdo a las diferencias de tamaño o complejidad que presentan. Este método es aplicable a cualquier nivel de detalle pero es menos preciso que el método de estimación detallada de abajo hacia arriba y requiere que exista un dispositivo similar al que se va a utilizar así como información detallada del costo en la cual se basa la estimación.
- Estimación paramétrica. Emplea una serie de relaciones matemáticas que relacionan el costo con parámetros físicos, técnicos y de desempeño que de antemano se sabe que influirán de manera significativa en el costo total. Un conjunto de ecuaciones llamadas Relaciones de Estimación de Costo (REC) expresan el costo en función de los parámetros mencionados anteriormente. Su validez se sustenta en la combinación de los juicios emitidos por los ingenieros e información estadística que considera datos de proyectos anteriores, también es posible aplicar factores de complejidad que permiten contemplar los avances tecnológicos.

Se empleará el método de estimación paramétrica ya que de los tres métodos es el único que puede implementarse mediante un software, razón por la cual es el más usado en la estimación preliminar de los satélites. Este método contempla varias consideraciones como: el hecho de que el costo de los nuevos satélites sea hasta cierto grado un reflejo del costo de los satélites que lo preceden, estimar los parámetros de entrada que van a elegirse ya que no es posible conocerlos con un 100 % de exactitud, determinar el rango histórico de satélites que se van a abarcar y en caso de ser necesario realizar un ajuste.

Para poder determinar las REC es necesario contar una base histórica, por lo cual se incluyeron los datos de varios satélites de comunicaciones los cuales permiten calcular las nuevas REC mediante métodos de regresión. La Tabla 4-6 muestra las REC obtenidas para cada subsistema así como las de otros elementos que impactan de manera significativa el costo total del proyecto satelital.

Tabla 4-6. Relaciones de Estimación de Costo.

Componente	Parámetro (X)	Rango	REC (\$K)
Comunicaciones	Costo total del bus del satélite [\$K]	8000 – 50000	$0.1114 X^{1.1669}$
Estructural	Masa de la estructura [Kg]	50 – 500	$192.91 X^{0.6306}$
Térmico	Masa del subsistema térmico [Kg]	25 – 120	$4.5862 X + 272.78$
Eléctrico	Masa del subsistema eléctrico [Kg]	70 – 800	$4399.1 \ln(X) - 10677$
TTC & OBDH	Masa del subsistema de TTC & OBDH [Kg]	10 – 60	$18.393 X + 937.87$
Orientación	Masa del subsistema de orientación [Kg]	15 – 110	$0.1807 X^2 + 6.2979 X + 2095.9$
Propulsión	Masa del bus del satélite [Kg]	200 – 2000	$1753.2 \ln(X) - 6991.8$
Integración, ensamblaje y pruebas	Costo total del bus del satélite (\$K)	8000 – 50000	$0.0235 X^{1.2406}$
Nivel de programación	Costo total del bus del satélite (\$K)	8000 – 50000	$0.229 X$
Equipo terreno de apoyo	Costo total del bus del satélite (\$K)	8000 – 50000	$0.066 X$
Lanzamiento y operaciones de mantenimiento de órbita	Costo total del bus del satélite (\$K)	8000 – 50000	$0.061 X$

CAPÍTULO 5

5.1. Aplicaciones y recomendaciones

A pesar de que el software está diseñado para especificar los subsistemas y estimar los costos de cualquier satélite de comunicaciones, se presenta un mejor desempeño cuando se consideran satélites de tipo geostacionario ya que al ser la órbita preferida por los satélites de comunicaciones se cuenta con una base de datos más grande.

El software consta de cinco secciones o pestañas, las primeras cuatro pestañas permiten especificar las características de los siete subsistemas de un satélite de telecomunicaciones mientras que la última muestra los resultados (presupuesto de masa, presupuesto de potencia y estimación de costos). Los datos deberán de ser introducidos de manera secuencial empezando por la pestaña de Comunicaciones la cual se abre por defecto al ejecutar el programa, al completar los datos se habilita la pestaña de la derecha y así sucesivamente hasta llegar a pestaña de Resultados.

La sección de comunicaciones se muestra en la Figura 5-1, inicialmente solo se encuentran activos los recuadros en blanco correspondientes a los Datos Generales (altura de la órbita, tiempo de vida del satélite y confiabilidad requerida del subsistema) por lo cual deberán de ser los primeros datos en introducirse colocando el cursor dentro del recuadro y consignando los valores correspondientes tomando en cuenta las unidades que se encuentran dentro de los corchetes.

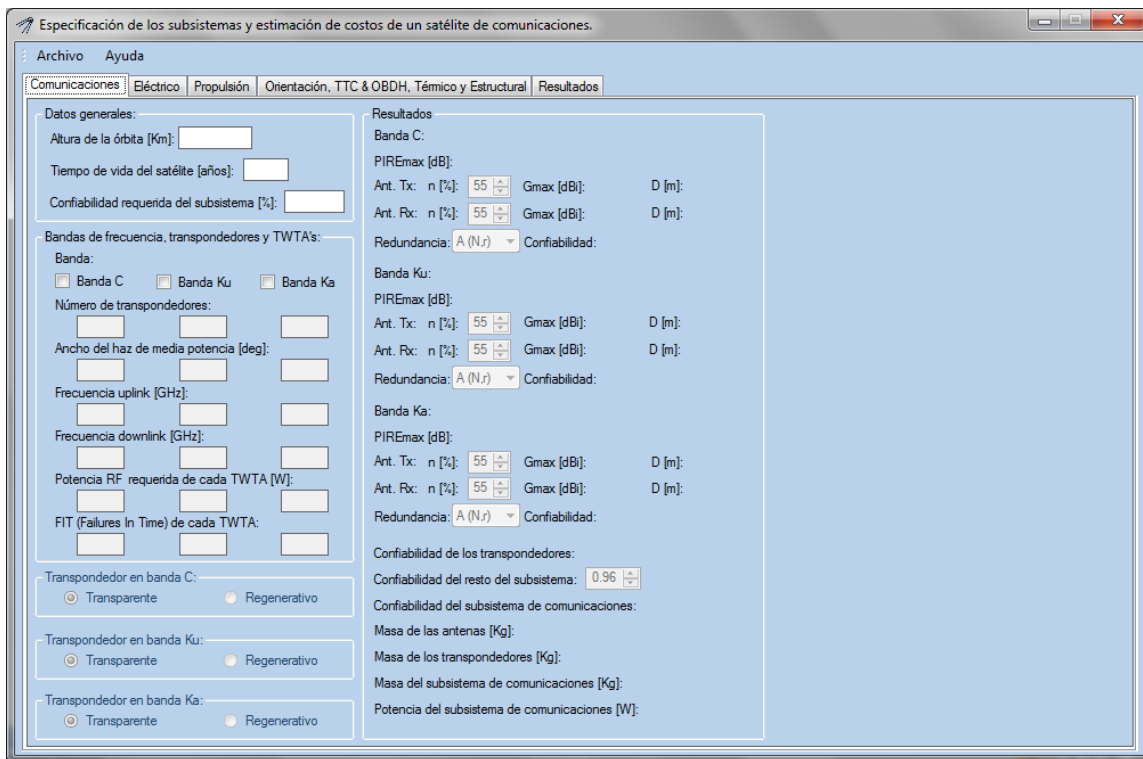


Fig. 5-1. Simulador. Sección del subsistema de comunicaciones.

Una vez que se hayan completado los Datos Generales se procede a elegir las bandas en que opera el satélite, esto se logra seleccionando el cuadro que se encuentra a la izquierda de cada una de las bandas con lo cual se habilitarán los datos de cada una de ellas (número de transpondedores, ancho del haz de media potencia, frecuencia de uplink, frecuencia de downlink, potencia RF de cada TWTA y sus fallas en el tiempo) los cuales se rellenan de la misma forma que los Datos Generales. También podrá elegirse la tecnología empleada en los transpondedores (transparente o regenerativo) seleccionando el círculo que se encuentra a la izquierda de la tecnología empleada. Posteriormente se mostrarán los primeros resultados correspondientes a las características de las antenas (eficiencia de las antenas, ganancia y diámetro) así como el PIRE. La eficiencia de las antenas podrá ser modificada por el usuario. Finalmente se deberá de indicar la configuración de la redundancia presionando el cuadro que contiene el texto: “A (N,r)”, donde A es el número de arreglos, N es el número de transpondedores activos por arreglo y r la redundancia por arreglo con lo que se mostrará una lista de las configuraciones típicas que admite el programa, para seleccionar una de ellas basta con hacer clic sobre esta.

Cuando ya se hayan introducido todos los datos se mostrarán el resto de los resultados (confiabilidad de cada banda, del conjunto de transpondedores, del resto del subsistema y del subsistema de comunicaciones, masa de las antenas, de los transpondedores y del subsistema de comunicaciones así como la potencia que consume) pudiéndose modificar la confiabilidad del resto del subsistema así como cualquier dato introducido previamente.

Posteriormente se habilita la pestaña Eléctrico correspondiente al subsistema eléctrico y que se muestra en la Figura 5-2.

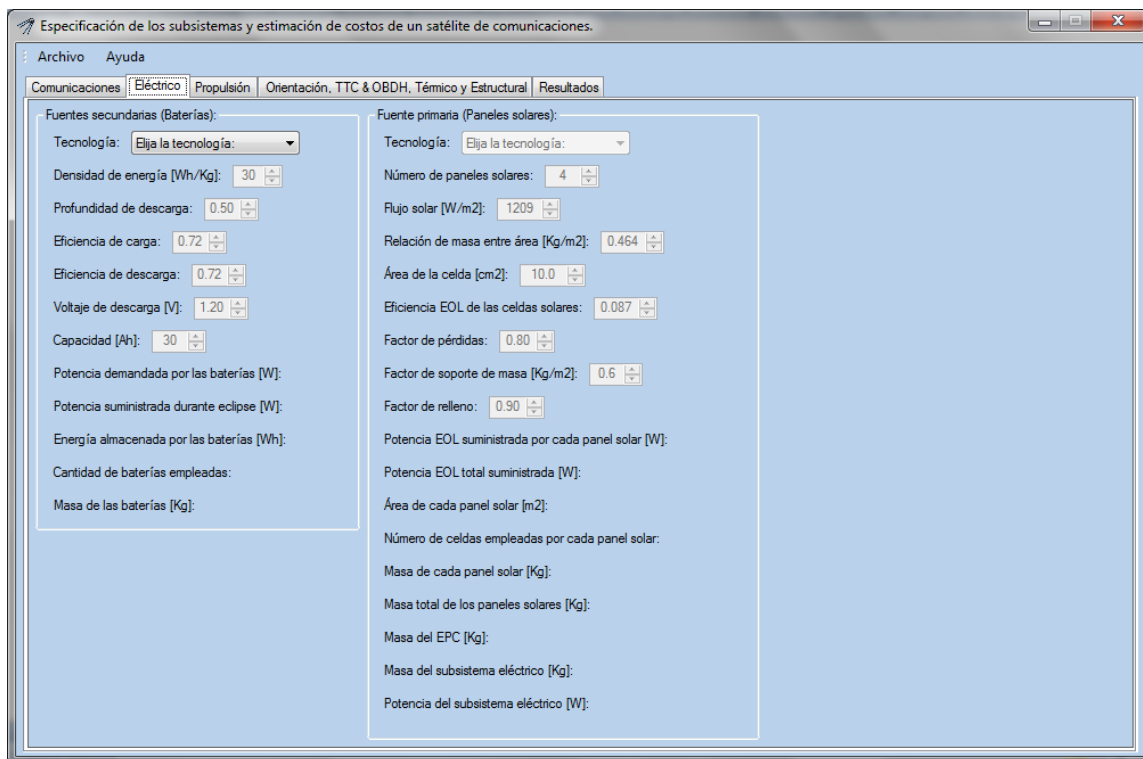


Fig. 5-2. Simulador. Sección del subsistema eléctrico.

Primero se selecciona la tecnología empleada en las fuentes secundarias (baterías) presionando sobre el cuadro que dice “Elija la tecnología” de la cual se desplegará una lista de opciones (NiCd, NiH₂ o Li-Ion) debiendo dar un clic sobre la selección, automáticamente se establecerán los valores típicos para cada una de las características (densidad de energía, profundidad de descarga, eficiencia de carga, eficiencia de descarga, voltaje de descarga y capacidad) propias de la tecnología seleccionada pudiendo ser modificados por el usuario en caso de contar con datos más precisos, también se muestran los resultados correspondientes a la fuente secundaria (potencia demandada por las baterías, potencia suministrada durante el eclipse, energía almacenada por las baterías, cantidad de baterías empleadas así como su masa total) que se obtienen al realizar los cálculos con dichos datos y que servirán para calcular la fuente primaria que ahora se encuentra habilitada. La tecnología empleada en la fuente primaria (paneles solares) se selecciona de la misma forma, eligiendo una de las opciones (Si 200µm, Si 67 µm, GaAs/Ge 137 µm, película delgada o multicapas) que se muestran dentro de la lista desplegable, al hacer esto se establecerán automáticamente las características típicas (número de paneles solares, flujo solar, relación de masa entre área, área de la celda, eficiencia EOL de las celdas solares, factor de pérdidas, factor de soporte de masa y factor de relleno) de la tecnología seleccionada pudiendo ser modificadas por el usuario, y de manera inmediata se muestran los resultados (potencia EOL suministrada por cada panel solar, potencia EOL total suministrada, área de cada panel solar, número de celdas empleadas por cada panel solar, masa de cada panel solar, masa total de los paneles solares, masa del EPC, masa del subsistema eléctrico y la potencia que consume) referentes al cálculo de los paneles solares y resto del subsistema eléctrico.

Posteriormente se habilita la pestaña Propulsión que se muestra en la Figura 5-3.

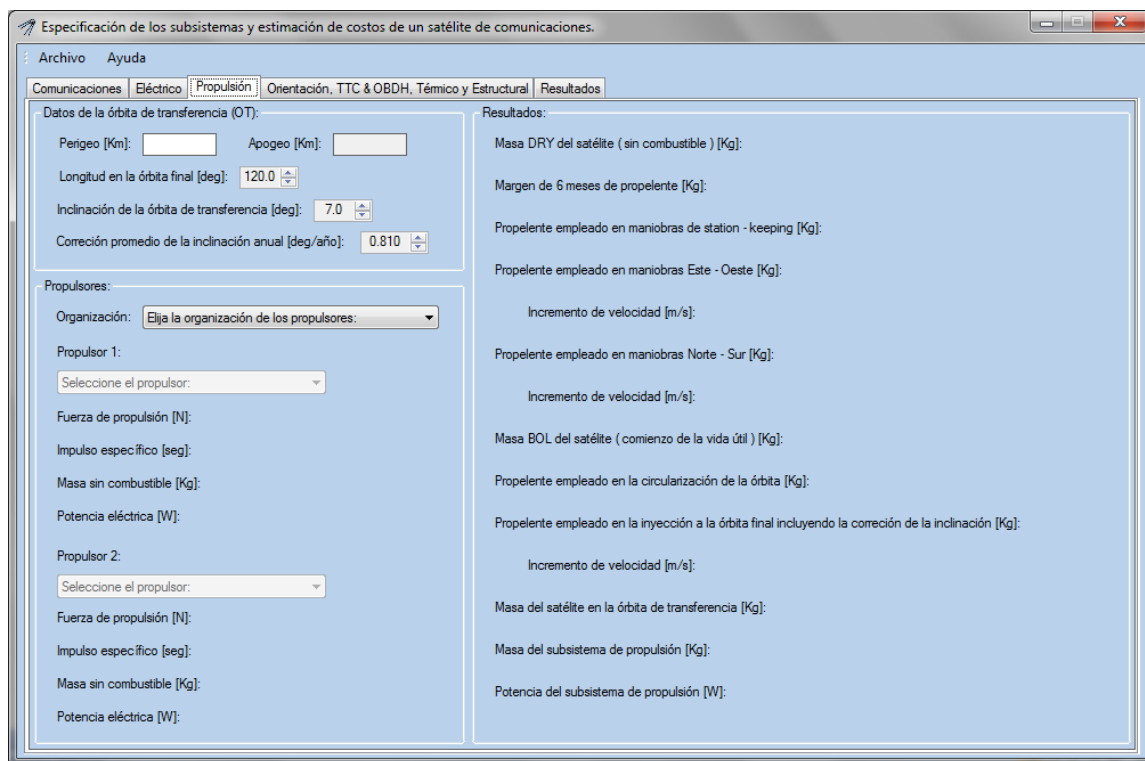


Fig. 5-3. Simulador. Sección del subsistema de propulsión.

En la sección del subsistema de propulsión primero se ingresarán los datos correspondientes a la órbita de transferencia en la que deberá de especificarse el perigeo, la longitud de la órbita final, la inclinación de la órbita de transferencia y la corrección promedio de la inclinación anual, en caso de que a continuación se elija un subsistema de propulsión totalmente eléctrico se habilitará el recuadro que corresponde al apogeo ya que este requiere emplear una súper órbita de transferencia cuyo apogeo es mayor que el de la órbita final.

Se prosigue a elegir la organización de los propulsores donde se mostrarán tres opciones (Bipropelente Q, Bipropelente y Eléctrico Q/E, y Eléctrico E), al elegir cualquiera de ellas se habilitará la selección de propulsores que mostrará una lista desplegable de los propulsores disponibles, al elegir uno de ellos se mostrarán sus principales características (fuerza de propulsión, impulso específico, masa sin combustible y potencia eléctrica), una vez que se especifiquen las características del subsistema de propulsión se mostrarán los resultados (margen de 6 meses de propelente, propelente empleado en maniobras de station-keeping, en maniobras de este-oeste, en maniobras de norte-sur, en la circularización de la órbita y en la inyección a la órbita final incluyendo sus incrementos de velocidad correspondientes, masa sin combustible del satélite, al comienzo de la vida útil, en la órbita de transferencia y del subsistema del propulsión así como la potencia consumida por este último) de manera automática, pudiendo realizar posteriormente cualquier modificación a los datos introducidos.

Se habilita la pestaña Orientación, TTC & OBDH, Térmico y Estructural en la que se especifican dichos subsistemas y que se muestra en la Figura 5-4.

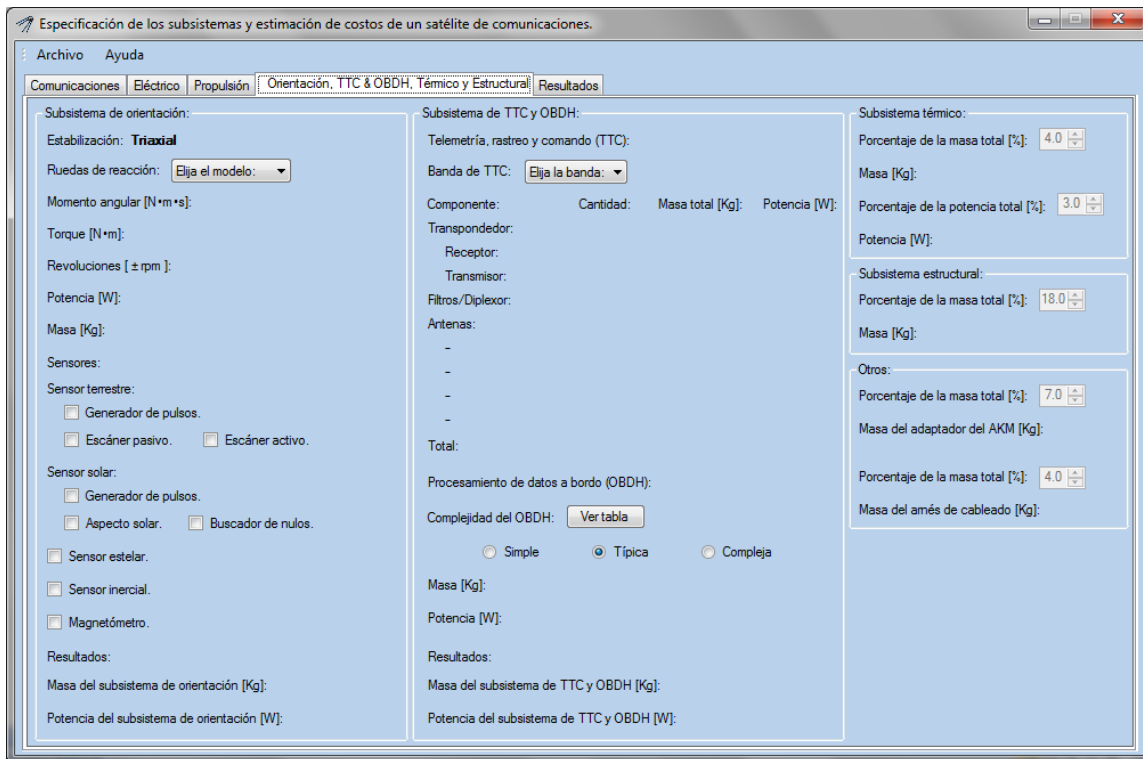


Fig. 5-4. Simulador. Sección los subsistemas de orientación, TTC y OBDH, térmico y estructural.

En el caso del subsistema de orientación se establece de manera predeterminada un sistema de estabilización triaxial que emplea ruedas de reacción las cuales son seleccionadas de entre las que se muestran en lista que se despliega al presionar sobre el cuadro que dice “Elija el modelo”, al elegir una de ellas se mostrarán sus características más importantes (momento angular, torque, revoluciones, potencia y masa). Para elegir los diferentes tipos de sensores (terrestre, solar, estelar, inercial y magnetómetro) que se emplearán se selecciona el cuadro que se encuentra a la izquierda de cada uno de ellos con lo que automáticamente se realizan los cálculos añadiendo su masa y potencia al subsistema de orientación. En el subsistema de TTC & OBDH primero se especifica la banda en la cual se realizarán los enlaces de telemetría, rastreo y comando, para ello se deberá presionar sobre el cuadro que dice “Elija la banda” con lo cual se desplegará una lista con tres opciones (X, S y Ku), al seleccionar una de ellas se mostrarán la cantidad, la masa y la potencia de cada uno de sus componentes así como el total. En el procesamiento de datos a bordo basta con elegir el grado de complejidad con la ayuda que se muestra en la tabla que se despliega al presionar el cuadro que dice “Ver tabla”, al hacerlo se mostrará de manera automática la masa y potencia de la unidad de procesamiento de datos a bordo. Para los subsistemas térmico y estructural solo se podrá modificar el porcentaje el cual representa la aportación de cada uno de ellos a la masa del satélite sin combustible o la potencia consume según sea el caso, esto se debe a que su nivel de diseño es más complejo. También se consideran otros aspectos como lo es la masa del adaptador del motor de apogeo y el del arnés de cableado que de igual forma se expresan como porcentaje. Los porcentajes que se muestran de manera predeterminada son los valores típicos y pueden ser modificados por el usuario.

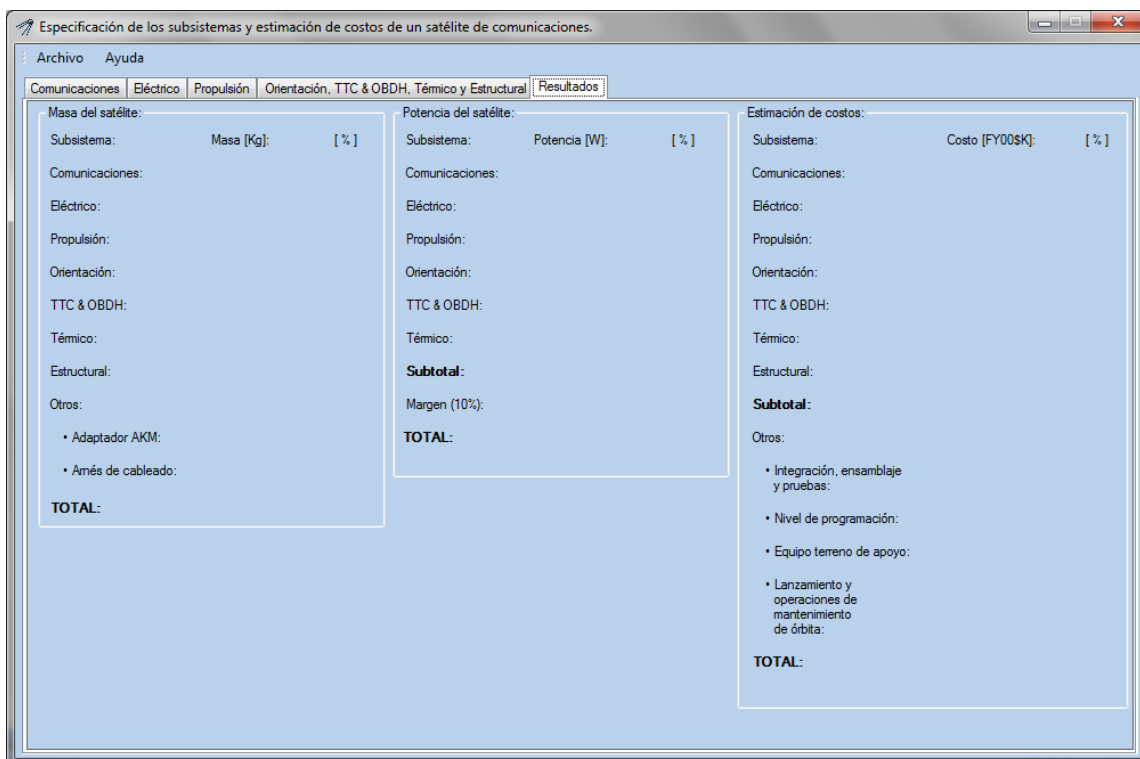


Fig. 5-5. Simulador. Sección de resultados.

Finalmente se habilita la pestaña de Resultados que se muestra en la Figura 5-5 la cual nos muestra el presupuesto de masa del satélite sin contemplar el combustible, el presupuesto de potencia eléctrica considerando un margen del 10 % y la estimación del costo en miles de dólares para cada uno de los subsistemas y para otros aspectos (integración, ensamblaje y pruebas, nivel de programación, equipo terreno de apoyo, lanzamiento y operaciones de mantenimiento de órbita) que forman parte de un proyecto satelital.

A continuación se mostrará el funcionamiento del software por medio de un ejemplo donde se introducirán los datos que corresponden al satélite Satmex 5.

El Satmex 5 es el quinto satélite mexicano, fue construido por Hughes Space and Communications Company y operado por la compañía Satmex. El 5 de diciembre de 1998 fue lanzado al espacio a bordo de un Ariane 4 desde la Guyana Francesa para ocupar la órbita geoestacionaria a una longitud de 116.8° W. A continuación se muestran más datos del satélite: [6]

Masa sin combustible: 1,950 Kg

Potencia: 8,000 W

Tiempo de vida: 15 años

Transpondedores: 24 transpondedores en banda Ku de los cuales 12 son de 110 W y los otros 12 de 132.5 W, 24 transpondedores en banda C con una potencia de 36 W, todos de 36 MHz de ancho de banda.

Redundancia: Para la banda Ku se tienen dos arreglos, cada uno cuenta con 8 transpondedores fijos mientras que los 8 restantes pueden conmutarse hacia cualquier arreglo, en total cuenta con 8 transpondedores de redundancia. Para banda C se tienen dos arreglos de 12 transpondedores fijos y 3 de redundancia cada uno.

Baterías: Cuenta con 32 baterías con la tecnología NiH₂ y 4 paneles solares con celdas de GaAs.

Propulsión: Propulsor de apogeo de combustible líquido y propulsor iónico para las maniobras de corrección de órbita, un sistema bipropelente funge como respaldo.

Estabilización: Tri-axial

Como se mencionó anteriormente al ejecutarse el programa se muestra la sección correspondiente al subsistema de comunicaciones la cual deberá llenarse introduciendo las características más relevantes de la misión y del satélite. En este ejemplo se introducirán los datos recabados anteriormente y en caso de no contar con información se hará una aproximación.

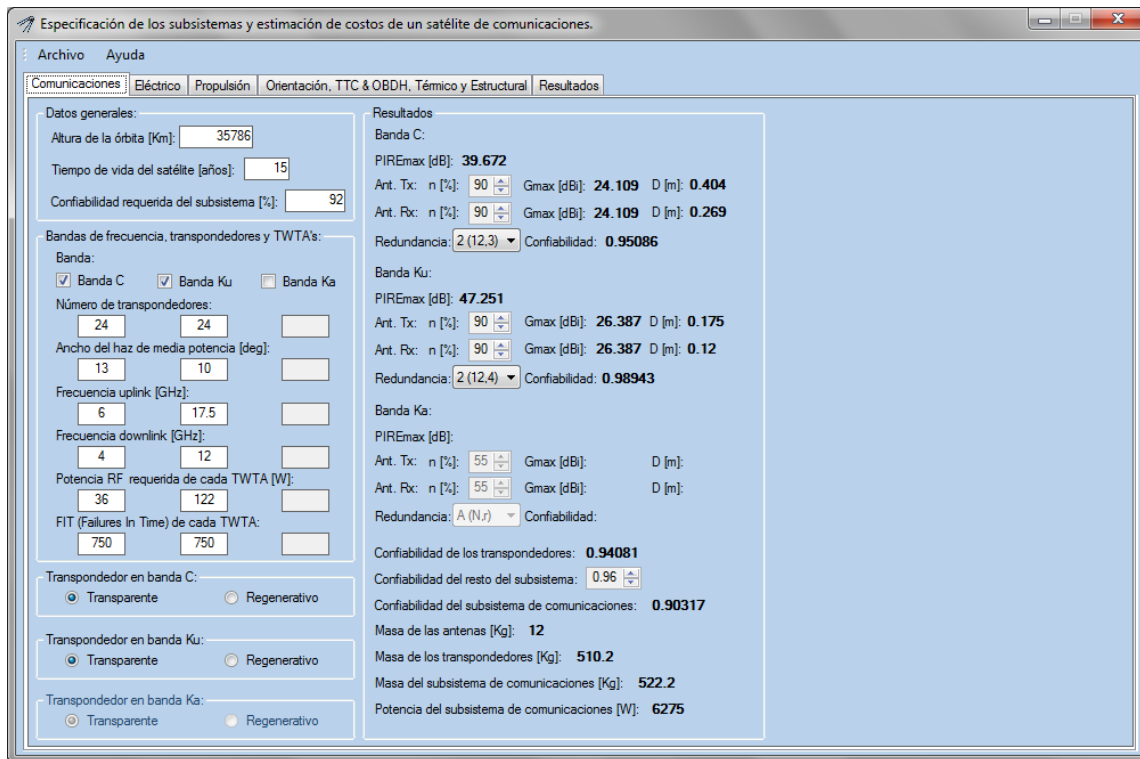


Fig. 5-6. Simulación del subsistema de comunicaciones del Satmex 5.

En la Figura 5-6 se muestran los datos introducidos a la sección de comunicaciones. Al tratarse de un satélite geostacionario se emplea una altura de 35,786 Km, a continuación se mencionan algunas recomendaciones y consideraciones que se tomaron en cuenta:

- La confiabilidad del subsistema de comunicaciones no es un dato conocido por lo que se considerará de 92% el cual es un valor típico.
- La banda Ku presenta 2 huellas de cobertura distintas, Ku-1 que presta servicios a Canadá, Estados Unidos y parte de México mientras que Ku-2 cubre casi todo el continente con excepción de Canadá, Guyana, Suriname, Guyana Francesa, Brasil y el sur de Argentina. La banda C presenta una huella de cobertura similar a Ku-2 con la diferencia de que puede prestar servicios en Guyana, Suriname, Guyana Francesa, aproximadamente en dos tercios de Brasil y en general cubre un mayor territorio tanto en el norte como sur de América. En base a la información recolectada supondremos que el ancho del haz de la banda C es cercano a los 13° mientras que el de la banda Ku será de 10° aprovechando que la huella de cobertura de Ku-2 es similar a la de la banda C.

- En cuanto a las frecuencias de uplink y downlink de ambas bandas se consignaron valores que se encuentran dentro del rango de frecuencias permitidas por la UIT para la Región 2 a la cual pertenece el continente Americano.
- En el caso de la potencia RF que se requiere obtener de cada TWTA para la banda Ku se realizó un promedio entre las dos potencia que emplea.
- Las fallas en el tiempo de los TWTA en la actualidad son típicamente menores a los 250 FITS, sin embargo, el satélite Satmex fue lanzado en el año de 1998 por lo cual la confiabilidad de los amplificadores que se emplearon no es la misma que la de los amplificadores actuales por lo que se consideró un valor de 750 FITS, cabe señalar que independientemente del valor elegido no se modificará el resultado debido a que su función principal es la de asistir al usuario en el cálculo de la redundancia que en este caso ya se encuentra definida de antemano.
- Como se mencionó anteriormente en el Capítulo 3, para obtener una mejor aproximación del PIRE es necesario aumentar la ganancia de las antenas, comúnmente cuando se trata de una antena perfilada puede realizarse el ajuste aumentando la eficiencia de la antena a un 90 %.

Una vez que se han introducido todos los datos se realizan los cálculos de manera automática, en caso de ser necesario pueden realizarse modificaciones.

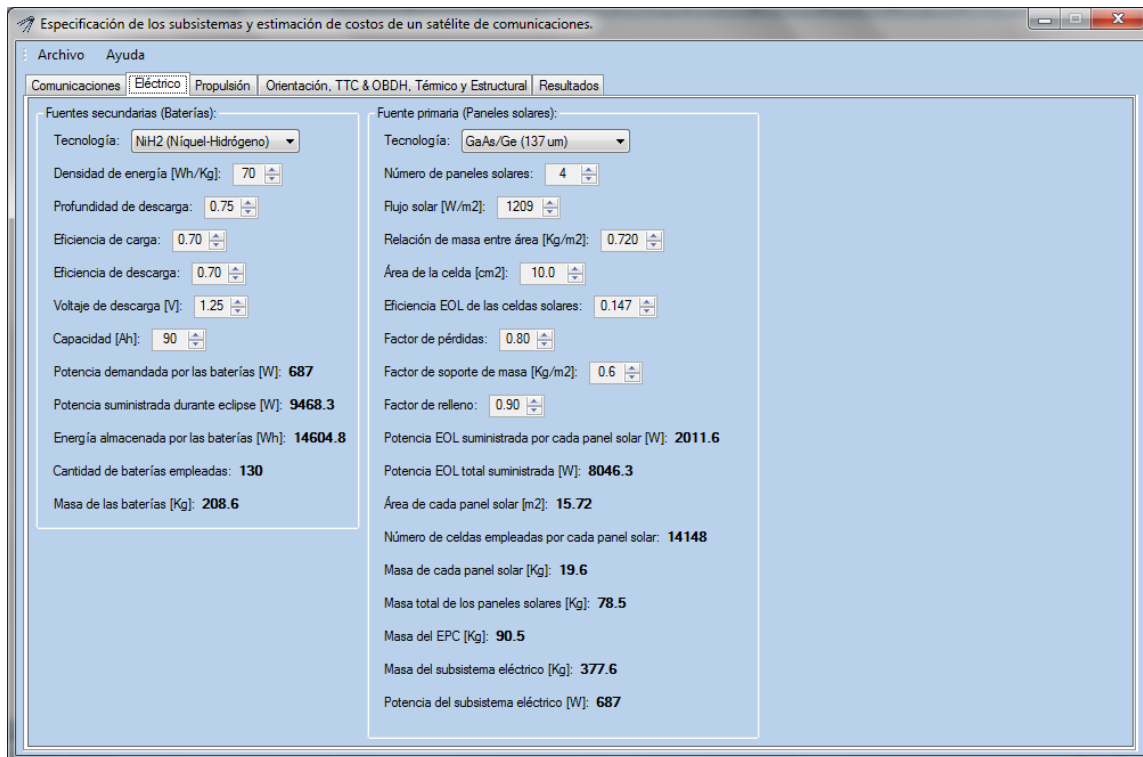


Fig. 5-7. Simulación del subsistema eléctrico del Satmex 5.

La Figura 5-7 muestra cómo se configuró el subsistema eléctrico así como los resultados obtenidos. En las baterías se empleó la tecnología de Níquel-Hidrógeno realizando los cálculos con los valores típicos al igual que con las celdas solares de Arseniuro de Galio.

Cabe recordar que los resultados mostrados son apenas la primera aproximación, a pesar de no ser muy exactos nos dan una buena idea del impacto que genera la elección de una determinada tecnología, principalmente en la masa y la potencia que suministrará el subsistema eléctrico.

La Figura 5-8 corresponde al subsistema de propulsión del Satmex 5. A continuación se mencionan algunas consideraciones realizadas.

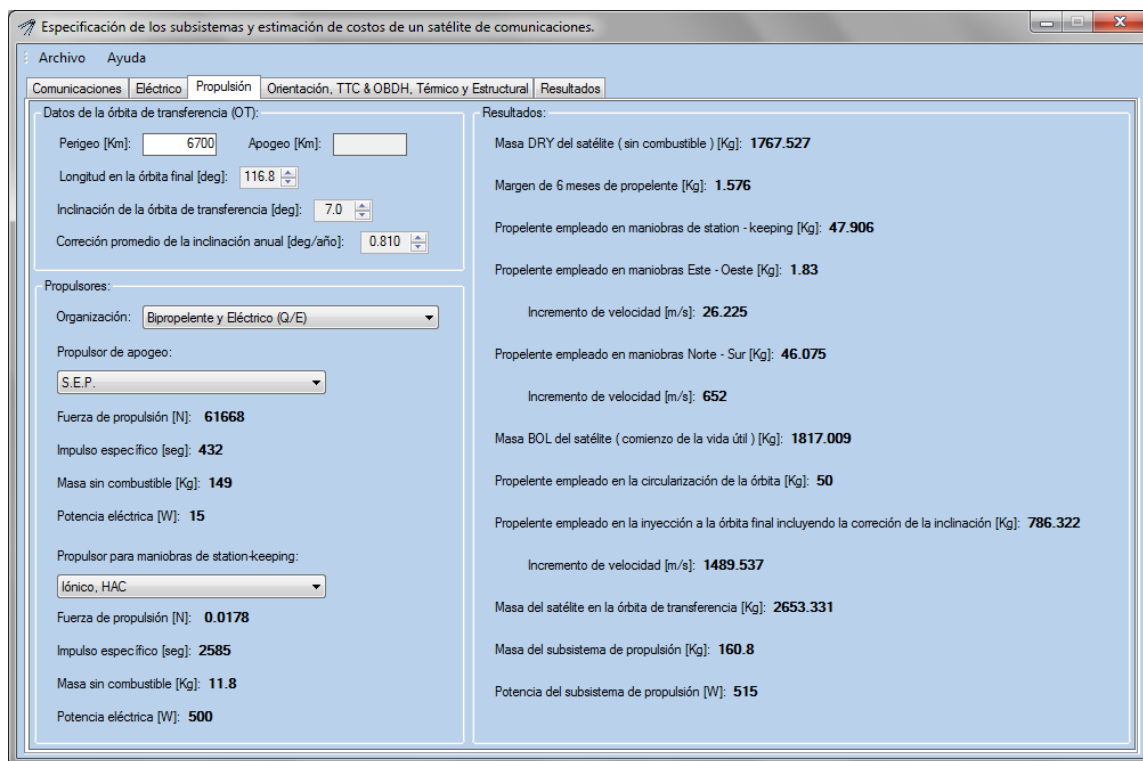


Fig. 5-8. Simulación del subsistema de propulsión del Satmex 5.

- Al ser lanzado al espacio por un cohete Ariane 4 se produce un importante ahorro en el combustible del satélite ya que es puesto directamente en la órbita de transferencia, comúnmente su perigeo es de alrededor de los 6700 Km, es decir, que se encuentra aproximadamente a 300 Km de altura respecto a la superficie terrestre.
- La longitud de la órbita final es de 116.8° W. En cuanto a la inclinación de la órbita de transferencia y la corrección promedio de la inclinación anual se tomaron los valores típicos.
- Al no contar con las características de los propulsores del Satmex 5 se eligió el propulsor de apogeo S.E.P. ya que era el que proporcionaba una mayor fuerza de propulsión y para las maniobras de station-keeping se seleccionó un propulsor iónico HAC de manera indistinta ya que las características de los demás propulsores son similares.

En la Figura 5-9 se observan las configuraciones elegidas para los subsistemas de orientación, TTC y OBDH, térmico y estructural.

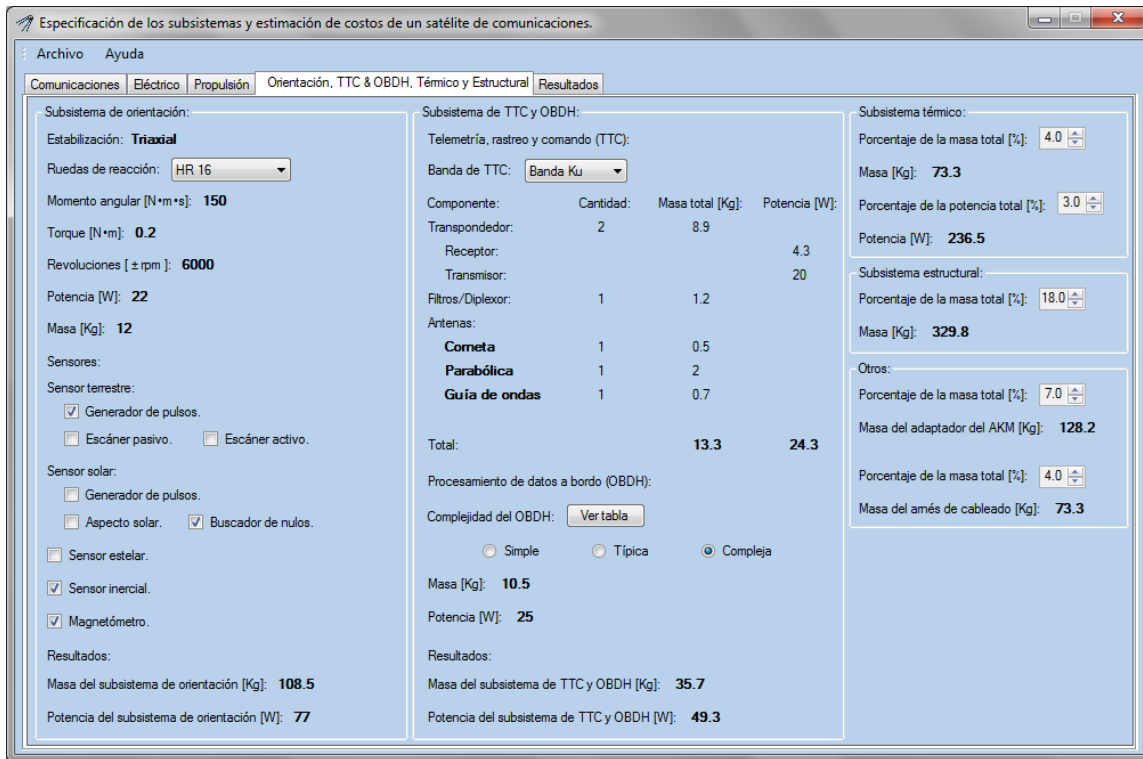


Fig. 5-9. Simulación de los subsistemas de orientación, TTC y OBDH, térmico y estructural del Satmex 5.

En el caso de los subsistemas restantes no se dispone de mucha información ya que estos generan un menor impacto tanto en la masa como en la potencia del satélite. Debido a lo anterior se realizaron las siguientes consideraciones y aproximaciones:

- El Satmex 5 emplea el método de estabilización triaxial el cual mantiene al satélite con una orientación fija con respecto a la tierra empleando las ruedas de reacción que generan el momento angular necesario para corregir los errores de orientación. De la Figura 5-8 se tiene que la primera aproximación de la masa del satélite al comienzo de su vida útil es de 1817 Kg, basándonos en la Tabla 4-4 que relaciona el peso del satélite con el momento angular requerido por la rueda de reacción se recomienda emplear una que produzca por lo menos 57 [N*m*s] de momento angular, se eligió la HR 16 fabricada por Honeywell Aerospace que produce un momento de hasta 150 [N*m*s].
- Se eligió una configuración típica para los sensores del subsistema de orientación la cual quedó conformada por un sensor terrestre del tipo generador de pulsos, un sensor solar buscador de nulos, un sensor inercial y un magnetómetro los cuales trabajan de manera conjunta para detectar cualquier perturbación que se presente en la orientación o posición del satélite.

- Desde hace algunos años se ha tenido la tendencia a destinar una pequeña porción del ancho de banda de la carga útil para prestar los servicios de telemetría, rastreo y comando, en este caso se emplea la banda Ku aprovechando que los transpondedores utilizan dicha banda.
- Al tratarse de un satélite de comunicaciones el procesamiento de datos a bordo adquiere un alto nivel de complejidad ya que es necesario procesar una gran cantidad de datos a una tasa muy elevada.
- Para la estimación del subsistema térmico, el subsistema estructural, el adaptador del motor de apogeo y el arnés de cableado se consignaron los porcentajes típicos que se presentan en un satélite comunicaciones.

Una vez que se han completado los datos de los siete subsistemas del satélite de comunicaciones se realiza una segunda estimación de manera automática en la cual se efectúan los cálculos correspondientes al subsistema eléctrico y al subsistema de propulsión.

La Figura 5-10 muestra los resultados de la segunda estimación del subsistema eléctrico la cual toma en cuenta la potencia consumida por cada uno de los subsistemas restantes y que fue calculada de manera individual.

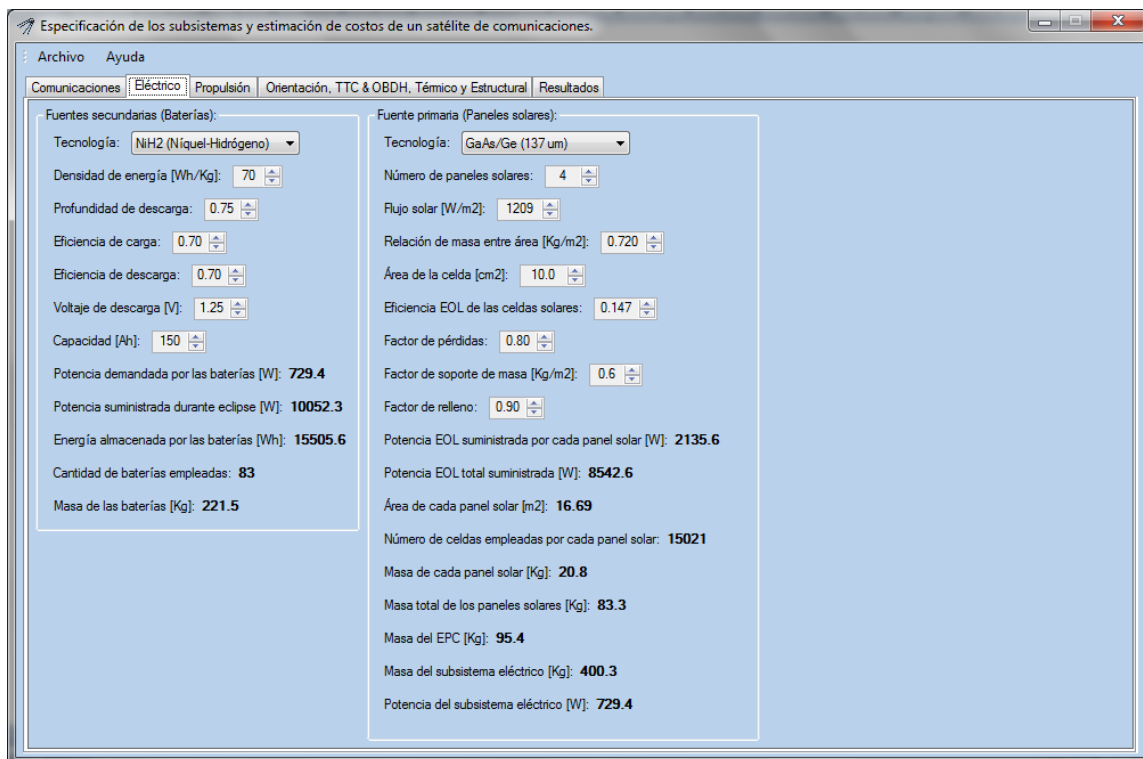


Fig. 5-10. Simulación del subsistema eléctrico del Satmex 5. Segunda estimación.

Si hacemos una comparación con la Figura 5-7 se aprecia un aumento, principalmente en la potencia demandada por las baterías y en la potencia que necesitan suministrar los paneles solares lo cual se refleja en el aumento de la masa y la potencia del subsistema eléctrico.

Una vez que se ha realizado la segunda estimación del subsistema eléctrico se ve modificada su masa por lo cual es necesario calcular nuevamente el subsistema de propulsión tomando en cuenta las masas de cada subsistema calculadas individualmente.

La Figura 5-11 muestra los resultados de la segunda estimación del subsistema de propulsión.

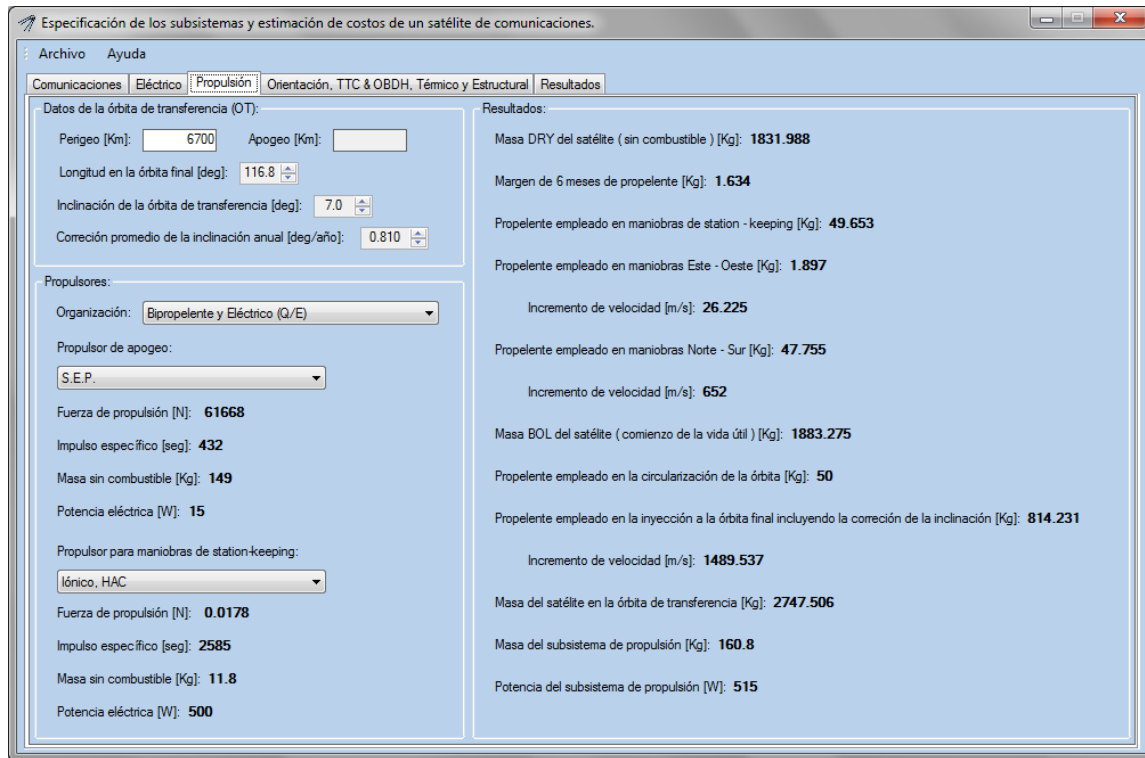


Fig. 5-11. Simulación del subsistema de propulsión del Satmex 5. Segunda estimación.

La masa del satélite sin combustible aumentó en comparación con la primera estimación mostrada en la Figura 5-8 y por consecuencia aumentó la cantidad de combustible necesaria para las maniobras de station-keeping, la circularización de la órbita, la inyección en la órbita final incluyendo la corrección de la inclinación y el margen de 6 meses, lo cual impacta en la masa del satélite en sus diferentes etapas.

La estimación final de masa, potencia y costo se muestra en la Figura 5-12. Se puede apreciar que los subsistemas de comunicaciones, eléctrico y estructural son los que más masa aportan al satélite con 1252.3 Kg que representan el 68.35 % del total. En cuanto a la potencia eléctrica como era de esperarse, es la carga útil la que presenta un mayor consumo seguida del subsistema eléctrico el cual necesita almacenar energía en sus baterías para abastecer a los demás subsistemas cuando se presentan eclipses y la energía solar no se encuentra disponible.

El costo de los siete subsistemas es cercano a los 60 millones de dólares, sin embargo, el presupuesto de un proyecto satelital no solo contempla el costo del satélite sino que también incluye la infraestructura empleada, los recursos humanos, las pruebas, el costo de lanzamiento y todo aquello que esté relacionado con el proyecto y que implique un gasto, así pues, al considerar

estos factores la estimación del costo total del proyecto satelital Satmex 5 asciende a 83 millones de dólares aproximadamente.

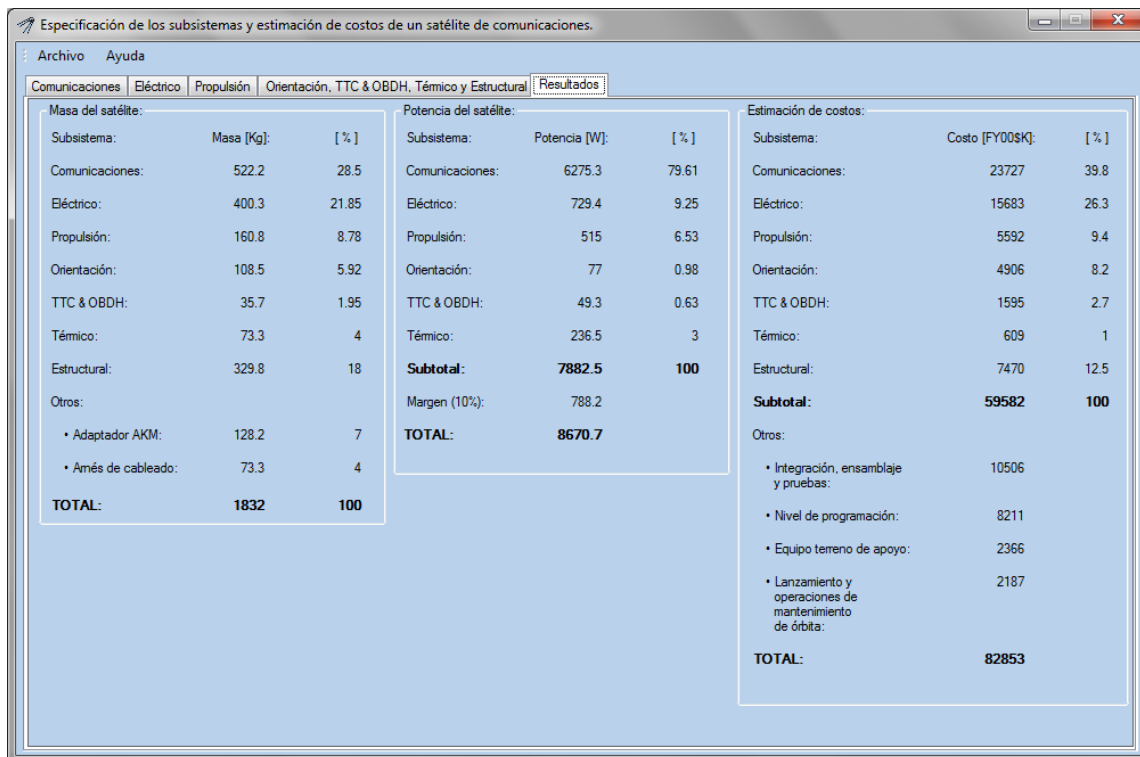


Fig. 5-12. Resultados de la simulación del Satmex 5.

La Tabla 5-1 muestra la masa y el costo reales del satélite Satmex 5.

Tabla 5-1. Masa y costo del satélite Satmex 5.

Subsistema	SATMEX 5	
	Masa [Kg]	Costo FY00\$K
Comunicaciones	482	34825
TTC y OBDH	46	1872
Orientación	84	4320
Propulsión	204	6075
Eléctrico	583	18936
Estructural y Térmico	528	7479
Otros	-	16371
TOTAL	1927	89878

Al realizar la comparación entre la masa, la potencia y el costo estimados por el simulador con la masa, la potencia y el costo reales podemos apreciar que el satélite simulado representa una muy buena aproximación y que se desarrolló una herramienta confiable en la especificación de los subsistemas y en la estimación de costos.

Si bien el resultado arrojado por el simulador no es totalmente determinante en el diseño final de un satélite de comunicaciones ya que este es en realidad un proceso largo y complicado,

representa un gran apoyo en la etapa preliminar de diseño generando el primer acercamiento y ayudando a identificar los componentes y tecnologías que generarán un mayor impacto en el diseño final.

Una gran virtud de los simuladores de este tipo es que permiten modificar los valores de los diferentes parámetros así como las tecnologías que se emplean, por lo que se puede realizar rápidamente una comparación entre las diferentes configuraciones posibles sin la necesidad de realizar manualmente una gran cantidad de cálculos y así ahorrarnos bastante tiempo, en base a dicha comparación se puede empezar a reducir el número de opciones disponibles descartando las menos viables desde el punto de vista económico e ingenieril, e incluso tomar una decisión definitiva respecto a un parámetro, tecnología o configuración de un cierto subsistema. Por otro lado, una de las principales limitantes de los simuladores que emplean las relaciones de estimación de costos es que estas están basadas en datos de proyectos satelitales anteriores y es necesaria su actualización cuando surgen nuevas tecnologías que desplazan a las antiguas, otra limitante es que de manera general considera que una reducción en la masa de cualquier subsistema implicará una reducción en el costo total cuando en algunas ocasiones podría ocurrir lo contrario ya que puede haberse desarrollado una tecnología más liviana pero que su fabricación tenga un nivel de complejidad tan alto que su costo sea mucho mayor que el de las tecnologías anteriores. Teniendo en cuenta las limitantes y virtudes del simulador propias de la metodología empleada se podrá tener una mayor precisión en la especificación y estimación del satélite.

5.2. Conclusiones

Se investigaron y se analizaron los subsistemas que forman parte de un satélite de comunicaciones, para cada uno de ellos se mencionaron las consideraciones más importantes que se toman en la etapa de diseño así como el impacto que estas generan sobre el resto de los subsistemas. Se lograron identificar los parámetros principales de cada subsistema y mediante el uso de métodos cualitativos o cuantitativos según conviniera se logró establecer la base que permitió desarrollar una herramienta computacional para la especificación de las partes más importantes de un satélite de comunicaciones.

En el software diseñado pueden apreciarse dos etapas: la especificación de los subsistemas y la estimación del costo del satélite.

La especificación de los subsistemas consiste en introducir al programa las características del satélite las cuales pueden fijarse de antemano o establecerse con la ayuda de herramientas que asisten al usuario en la toma de decisiones tal y como ocurre con la redundancia de los amplificadores de alta potencia del subsistema de comunicaciones la cual está en función de la confiabilidad, ésta es calculada por el software mediante la implementación del algoritmo de Monte Carlo para redundancia standby. Mientras se tenga más claro cuáles son las características que se desea que tenga el satélite mejor será la precisión del simulador, en caso de no contar con información detallada será necesario realizar una aproximación tomando en cuenta las

características típicas de un satélite de comunicaciones, tal es el caso de los subsistemas térmico y estructural los cuales debido a su alta complejidad no pueden ser especificados fácilmente, sin embargo, puede realizarse una aproximación de una manera muy sencilla aprovechando que se tiene una amplia base de datos que demuestra que su masa y potencia eléctrica están en función de la masa sin combustible del satélite y de la potencia total respectivamente presentando variaciones mínimas, por lo que en este caso resulta conveniente emplear los valores típicos propios de los satélites de comunicaciones.

La estimación del costo del satélite emplea el método de estimación paramétrica la cual se basa en ecuaciones llamadas Relaciones de Estimación de Costo (REC) y que fueron obtenidas empleando el método de regresión que más se aproxima al comportamiento que mostraba la base de datos de satélites de comunicaciones con que se disponía.

Durante el desarrollo del software se presentaron diferentes problemáticas así como nuevos aprendizajes que ayudaron a llegar a una resolución. Del subsistema de comunicaciones se encuentra una gran cantidad de literatura que contiene la descripción matemática de los diferentes elementos que lo componen, sin embargo, fue necesario realizar una selección de los parámetros más significativos, establecer la secuencia con que se realizan las operaciones, adecuar algunos factores considerando que se trata de un satélite de comunicaciones e implementar un algoritmo que fuese capaz de auxiliar al usuario en el cálculo de los transpondedores. Se observó que el peso del subsistema se incrementa mientras más elevada sea la banda de frecuencias empleada debido principalmente a las dimensiones físicas de las antenas, por otro lado, se demostró cómo la organización de la redundancia impacta directamente sobre la masa, confiabilidad y costo del satélite. En el subsistema eléctrico se seleccionaron las tecnologías con más presencia en el mercado actual tanto para la fuente primaria como para la fuente secundaria y se investigaron sus valores típicos los cuales pueden ser modificados por el usuario, también se investigaron las ecuaciones que permiten realizar el cálculo del subsistema, se enfrentó el problema del cálculo de la potencia total del satélite para lo cual se llevaron a cabo dos estimaciones independientes una de otra, la primera se obtiene a partir de la potencia del subsistema de comunicaciones con el fin de visualizar con anticipación el comportamiento que se obtiene al elegir alguna tecnología en particular mientras que la segunda estimación se realiza una vez que se han introducido los datos de todos los subsistemas ya que involucra la potencia demandada por cada uno de ellos. El subsistema de propulsión se basó principalmente en el cálculo de las órbitas así como los incrementos de velocidad necesarios para efectuar alguna acción de posicionamiento, mantenimiento o corrección, posteriormente se identificaron las características principales de los propulsores tales como su fuerza de propulsión y el impulso específico con el cual se logró estimar la cantidad de combustible con que cuenta el satélite en cada una de las etapas, finalmente se mostró que los sistemas de propulsión eléctricos principalmente los iónicos representan el futuro en la propulsión satelital empleando niveles de combustible menores a los de las otras tecnologías gracias a que presentan un impulso específico elevado mientras que su principal desventaja radica en que la fuerza de propulsión que ejercen es mucho menor que el de las demás tecnologías. En los subsistemas de orientación y de TTC &

OBDH se decidió realizar la especificación en base a los componentes y los requisitos técnicos exigidos por el usuario así como también por la complejidad de los elementos, para ello se llevó a cabo una investigación que recopila la información de los dispositivos comúnmente empleados en estos subsistemas atendiendo el tipo de satélite así como sus características principales que ayudan a que el usuario elija uno en particular. En el caso de los subsistemas térmico y estructural como se mencionó anteriormente, se tomaron los valores típicos de un satélite de comunicaciones, además se tomaron en cuenta el adaptador del motor de apogeo y el arnés de cableado que contribuyen al aumento de la masa del satélite. Una vez que ya se definieron cada uno de los subsistemas fue sencillo realizar los presupuestos de masa y de potencia, sin embargo, la estimación de costos basada en el método de estimación paramétrica requirió más atención ya que fue necesario obtener las REC, además de que se incluyeron otros aspectos que forman parte imprescindible de un proyecto satelital.

Así pues, se diseñó, se implementó y se comprobó el funcionamiento del simulador capaz de especificar las características más importantes de los diferentes subsistemas tomando en cuenta el estado del arte de cada uno de ellos y también capaz de estimar el costo de un satélite de comunicaciones, mencionando las ventajas y desventajas que conlleva el uso del simulador así como las consideraciones que se realizaron. Además, se obtuvo una mayor experiencia en la especificación y diseño de un satélite generándose un aprendizaje significativo.

En la actualidad las empresas encargadas de fabricar satélites cuentan con herramientas computacionales que les permiten realizar estimaciones con mayor precisión debido a la amplia base de datos que poseen, sin embargo, dichas herramientas computacionales son de carácter privado por lo cual su acceso es restringido, el simulador desarrollado en esta tesis representa un esfuerzo por poner a disposición del público una herramienta de características similares. A pesar de que los resultados obtenidos de esta manera tienen una buena precisión aún no son tan confiables como para presentarse dentro de una propuesta de licitación, no obstante de ello resultan indispensables ya que los resultados que se obtienen son consistentes y consumen una menor cantidad de tiempo en comparación con los otros métodos disponibles.

Hoy en día el objetivo de los proyectos satelitales no es solo brindar mayores prestaciones sino hacerlo a un menor costo y en el menor tiempo posible.

REFERENCIAS

- [1] W. L. Pritchard, H. G. Suyderhoud y R. A. Nelson, *Satellite Communication Systems Engineering*, Second ed., New Jersey: Prentice Hall, 1993.
- [2] M. J. Miller, B. Vucetic y Les Berry, *Satellite communications: Mobile and Fixed Services*, Springer, 1993.
- [3] UIT (Unión Internacional de las Telecomunicaciones), «UIT,» 2013. [En línea]. Available: <http://www.itu.int>. [Último acceso: 2013].
- [4] G. Maral y M. Bousquet, *Satellite Communications Systems*, Fifth ed., John Wiley & Sons, 2009.
- [5] W. Tomasi, *Sistemas de Comunicaciones Electrónicas*, México: Pearson Educación, 2003.
- [6] SATMEX (Satélites Mexicanos), «SATMEX,» 2013. [En línea]. Available: <http://www.satmex.com.mx>. [Último acceso: 2013].
- [7] J. J. García Ruíz de Angulo, *Los satélites de comunicaciones*, Marcombo, 1989.
- [8] B. G. Evans, *Satellite communication systems*, Third ed., Institution of Electrical Engineers, 1999.
- [9] P. Fortescue, J. Stark y G. Swinerd, *Spacecraft Systems Engineering*, Third ed., John Wiley & Sons, 2003.
- [10] C. D. Brown, *Elements of Spacecraft Design*, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2002.
- [11] T. Pratt, C. W. Bostian y J. E. Allnutt, *Satellite communications*, Second ed., John Wiley & Sons, 2003.
- [12] JPL (Jet Propulsion Laboratory), «Jet Propulsion Laboratory,» 2013. [En línea]. Available: http://dawn.jpl.nasa.gov/mission/ion_prop.asp. [Último acceso: 2013].
- [13] W. J. Larson y J. R. Wertz, *Space Mission Analysis and Design*, Third ed., Space Technology Library, 1999.
- [14] L. J. J. Ippolito, *Satellite Communications System Engineering*, John Wiley & Sons, 2008.

- [15] R. Neri Vela, Comunicaciones por satélite, México: International Thomson Editores, 2003.
- [16] M. Richharia, Satellite communications systems: design principles, McGraw-Hill, 1999.
- [17] D. Raj Cheruku, Satellite Communication, New Delhi: I. K. International Publishing House, 2010.
- [18] Astronautix, «Encyclopedia Astronautica,» 2013. [En línea]. Available: <http://www.astronautix.com/>. [Último acceso: 2013].
- [19] M. J. Sidi, Spacecraft Dynamics and Control, Cambridge University Press, 2000.
- [20] Rockwell Collins, «Satellite Stabilization Wheels,» 2013. [En línea]. Available: http://www.rockwellcollins.com/Products_and_Systems/Space_Components/Satellite_Stabilization_Wheels.aspx. [Último acceso: 2013].
- [21] J. A. Zornoza Ramírez, Tesis Doctoral. Desarrollo de técnicas de diseño para reflectarrays impresos multicapa con haz conformado, Madrid: Universidad Politécnica de Madrid, 2003.
- [22] STK (Satellite Tool Kit), «AGI,» 2013. [En línea]. Available: <http://www.agi.com>. [Último acceso: 2013].