



UNIVERSIDAD NACIONAL AUTÓNOMA DE MÉXICO

FACULTAD DE INGENIERÍA

**Consideraciones generales para un
satélite de telecomunicaciones de
nueva generación para México**

TESIS

Que para obtener el título de

Ingeniero Aeroespacial

P R E S E N T A N

Bialyk Mompelyhe Galvan Beristain

Miguel Antonio Jr. Olivera Gallegos

DIRECTOR DE TESIS

Dr. Salvador Landeros Ayala



Ciudad Universitaria, Cd. Mx., 2026



**PROTESTA UNIVERSITARIA DE INTEGRIDAD Y
HONESTIDAD ACADÉMICA Y PROFESIONAL
(Titulación con trabajo escrito)**



De conformidad con lo dispuesto en los artículos 87, fracción V, del Estatuto General, 68, primer párrafo, del Reglamento General de Estudios Universitarios y 26, fracción I, y 35 del Reglamento General de Exámenes, me comprometo en todo tiempo a honrar a la institución y a cumplir con los principios establecidos en el Código de Ética de la Universidad Nacional Autónoma de México, especialmente con los de integridad y honestidad académica.

De acuerdo con lo anterior, manifiesto que el trabajo escrito titulado CONSIDERACIONES GENERALES PARA UN SATELITE DE TELECOMUNICACIONES DE NUEVA GENERACION PARA MEXICO que presenté para obtener el título de INGENIERA AEROESPACIAL es original, de mi autoría y lo realicé con el rigor metodológico exigido por mi Entidad Académica, citando las fuentes de ideas, textos, imágenes, gráficos u otro tipo de obras empleadas para su desarrollo.

En consecuencia, acepto que la falta de cumplimiento de las disposiciones reglamentarias y normativas de la Universidad, en particular las ya referidas en el Código de Ética, llevará a la nulidad de los actos de carácter académico administrativo del proceso de titulación.

BIALYK MomPELYHE GALVAN BERISTAIN
Número de cuenta: 318322300



**PROTESTA UNIVERSITARIA DE INTEGRIDAD Y
HONESTIDAD ACADÉMICA Y PROFESIONAL
(Titulación con trabajo escrito)**



De conformidad con lo dispuesto en los artículos 87, fracción V, del Estatuto General, 68, primer párrafo, del Reglamento General de Estudios Universitarios y 26, fracción I, y 35 del Reglamento General de Exámenes, me comprometo en todo tiempo a honrar a la institución y a cumplir con los principios establecidos en el Código de Ética de la Universidad Nacional Autónoma de México, especialmente con los de integridad y honestidad académica.

De acuerdo con lo anterior, manifiesto que el trabajo escrito titulado CONSIDERACIONES GENERALES PARA UN SATELITE DE TELECOMUNICACIONES DE NUEVA GENERACION PARA MEXICO que presenté para obtener el título de INGENIERO AEROESPACIAL es original, de mi autoría y lo realicé con el rigor metodológico exigido por mi Entidad Académica, citando las fuentes de ideas, textos, imágenes, gráficos u otro tipo de obras empleadas para su desarrollo.

En consecuencia, acepto que la falta de cumplimiento de las disposiciones reglamentarias y normativas de la Universidad, en particular las ya referidas en el Código de Ética, llevará a la nulidad de los actos de carácter académico administrativo del proceso de titulación.

MIGUEL ANTONIO J R OLIVERA GALLEGOS
Número de cuenta: 318020075

Agradecimientos

Agradecemos a la Universidad Nacional Autónoma de México, no solo por toda la educación y formación que nos entregó, sino además por la oportunidad de aportarle algo a México y por brindarnos una experiencia universitaria que marcó nuestra vida académica y personal.

Agradecemos a la Facultad de Ingeniería por todo lo que nos entregó, confiando en que sabremos aprovecharlo para el bien de nuestro país; por todo el conocimiento que nos compartió y por formarnos como los ingenieros que hoy somos.

Agradecemos a Ingeniería Aeroespacial por darnos un campo de estudio sólido y retador, así como una formación integral que nos permitió desarrollar criterio técnico, pensamiento crítico y compromiso con la ingeniería y la ciencia.

Agradecemos a nuestros maestros y tutores por su tiempo, paciencia y guía, por compartir su experiencia y exigirnos siempre dar un paso más allá en nuestra formación profesional.

Una mención muy especial a Helen Julieta Ledesma Madrid, quien sin lugar a duda tuvo una participación muy importante en este trabajo y a quien estimamos profundamente. No nos queda más que desearte el mayor de los éxitos en tu carrera.

Agradecimientos

A diferencia de muchas cosas en la vida, uno sí sabe cuándo acabará la carrera; aun ignorándolo, vive cada momento como si fuera el último.

A Miguel Olivera Hernández, por apoyarme incondicionalmente y poner todos los recursos a mi disposición, por ser un gran consejero de vida y una gran inspiración. Te agradezco, papá.

A Rosario Adriana Gallegos Alcudia, quien siempre estuvo pendiente de que no me faltaran libros para estudiar ni respiros para disfrutar. Te agradezco, mamá.

Al Instituto de Ciencias Aplicadas y Tecnología, más específicamente al Dr. Augusto García Valenzuela, a la postulante a doctorado Nadia E. Álvarez Chávez y a la Dra. Anays Acevedo Barrera, porque fue en su laboratorio donde conocí la importancia de la investigación, donde me inspiré a seguir estudiando y donde encontré mi orgullo UNAM. Por todo lo que me han enseñado, les agradezco.

Una mención especial a José Antonio Zahuantitla Vázquez, a quien considero un hermano y un gran apoyo en lo que ahora es mi vida. Te agradezco.

A la Comunidad de las Tres Joyas, porque no solo necesité de conocimientos en ciencia para lo que hoy he logrado, sé que estoy en el camino correcto por ustedes. Les agradezco.

A todos mis maestros y amigos cercanos, a quienes no podría terminar de nombrar, quienes me han enseñado no solo de las materias, sino de cómo avanzar en mi carrera, les agradezco. Por último, reconozco el apoyo de Espíritu y Jun, quienes fueron dos amigos muy leales, acompañándome en cada aventura que se suscitaba y jamás dejándome solo. Agradezco profundamente su presencia.

Agradecimientos

Quiero expresar mi más profundo agradecimiento a mi padre, Jorge Galván Badillo, por acompañarme y sostenerme durante todos estos años. A pesar del frío, el cansancio y los obstáculos, siempre estuvo presente, con la mejor actitud y sin dejar que me rindiera. Gran parte de lo que soy y de lo que he aprendido se lo debo a él.

A mi madre y a mis abuelos, gracias por su apoyo incondicional, por escucharme en cada momento y por brindarme ánimo y consejo cuando más lo necesité.

A todos mis maestros por las enseñanzas, los consejos y el apoyo. De manera especial, al Dr. José Alberto Ramírez Aguilar, quien creyó en mí cuando dudé de poder continuar, me orientó y me ayudó a encontrar mi rumbo dentro de la carrera.

Al Dr. Salvador Landeros Ayala, por su respaldo en la realización de este trabajo, por compartir sus experiencias y por inspirarme a seguir preparándome en el sector espacial.

Al Dr. Raúl Sánchez García, al Mtro. Luis Martín Arenas García y al Ing. Oscar Noé Rosales González, por su guía constante, su motivación y por transmitirme los aprendizajes construidos a lo largo de sus trayectorias profesionales y por hacerme sentir parte de su equipo.

Finalmente, a mis amigos quienes me han acompañado en cada etapa de este camino y me demostraron que la familia va más allá de los lazos de sangre.

A cada uno de ustedes, gracias por formar parte de este proceso, por sus palabras de aliento y por todas las enseñanzas que marcaron este camino. Estoy convencida de que este logro también les pertenece.

Índice

Introducción.....	8
Capítulo I. Antecedentes.....	10
1.1 Las telecomunicaciones en México.....	11
1.2 Necesidades de conectividad.....	13
1.3 ¿Por qué México no cuenta actualmente con la capacidad de garantizar la conectividad para toda su población?	15
1.4 Objetivo	16
1.5 Metodología.....	17
Capítulo II Bandas de frecuencia.....	18
2.1 Análisis de la banda Ka	23
2.2 Análisis de la banda Q/V	24
2.3 Comparación entre ambas bandas	26
Capítulo III Posición orbital	27
3.1 La órbita geoestacionaria (GEO).....	27
3.2 La UIT y las posiciones orbitales de México	27
3.3 Gestión para Bandas de frecuencia.....	30
3.4 Proceso para solicitar una obtención de un recurso orbital	31
Capítulo IV Capacidad y cobertura	32
4.1 Capacidad satelital.....	32
4.2 Análisis de la cobertura necesaria para toda la república mexicana.....	34
4.3 Cobertura regional mexicana.....	36
4.4 Llave nacional.....	36
Capítulo V Subsistemas del satélite.....	38
5.1 Subsistema de comunicaciones	40

5.1.1 Antenas	43
5.2 Subsistema eléctrico	48
5.2.1 Celdas solares	51
5.3 Subsistema de propulsión	57
5.4 Subsistema de control térmico.....	62
5.5 Subsistema de posicionamiento y orientación.....	67
5.6 Subsistema estructural	70
5.7 Subsistema de telemetría, rastreo, comando (TTC) y OBDH	78
5.8 Peso.....	81
5.8.1 Importancia del peso en el lanzamiento	81
5.8.2 Distribución del peso	82
5.8.3 Estimación de la masa	84
5.9 Redundancia	91
5.9.1 Fallas y desgaste	93
5.9.2 Evaluación de la confiabilidad	95
5.9.3 Consideraciones de diseño.....	96
5.9.4 Redundancia en los subsistemas.....	96
5.10 Compatibilidad electromagnética	97
Capítulo VI Compatibilidad con cohetes espaciales actuales	105
6.1 Lanzamiento	106
6.2 Perfil de misión y necesidades orbitales.....	109
6.3 Relación con el lanzador seleccionado.....	112
6.4 Propuesta para el caso mexicano	114
Capítulo VII Entrenamiento operativo y de control del satélite	116
7.1 Entrenamiento Morelos	118

7.2 Propuesta de entrenamiento.....	119
7.3 Inteligencia artificial y nuevas tecnologías	121
7.4 Capacitación técnica desde un centro nacional de pruebas	122
Capítulo VIII Centro de Control Satelital.....	124
8.1 Estructura del segmento de control	124
8.2 Estaciones terrenas	127
8.3 Gestión de anomalías.....	130
8.4 Protocolos de contingencia.....	131
8.5 Propuesta de localización	132
8.5.1 Criterios técnicos y operativos de localización	132
8.5.2 Evaluación comparativa por regiones.....	135
8.5.3 Sede propuesta para el centro nacional de control	137
8.5.4 Propuesta del nodo espejo	137
8.6 Evaluación presupuestal del centro de control	137
Capítulo IX Documentación.....	140
Capítulo X Fabricación.....	150
10.1 Requerimientos para la integración satelital.....	150
10.2 Ensayos mecánicos y eléctricos necesarios.	152
10.3 Normativa y certificación del centro	153
10.4 Propuesta de localización del centro	155
10.5 Beneficios operativos y estratégicos.....	157
10.6 Presupuesto estimado del centro de fabricación.....	158
Capítulo XI Desarrollo de la industria mexicana	161
11.1 Desarrollo en México	161
11.2 Capacidades tecnológicas en México	163

11.3 Marco legal y normativo.....	164
11.4 Financiamiento	165
Referencias	172
Apéndices	177
Apéndice A.	177
Apéndice B	178

Introducción

El presente trabajo tiene como propósito principal exponer la importancia del desarrollo de un satélite mexicano de telecomunicaciones de nueva generación, así como establecer las consideraciones y requerimientos generales necesarios para evaluar su viabilidad técnica, operativa y estratégica. Esta propuesta se genera debido a la brecha de conectividad existente en el país, principalmente en las zonas rurales y de difícil acceso, donde la infraestructura terrestre es limitada o sumamente costosa. A través de este trabajo, se busca presentar las bases conceptuales e ingenieriles para fortalecer las capacidades nacionales relacionadas con las telecomunicaciones satelitales y contribuir al acceso equitativo a los servicios de información y comunicación.

Con el fin de definir las bases de una arquitectura satelital capaz de reducir de manera significativa la brecha digital en México para garantizar los servicios de telecomunicaciones en zonas marginadas, a través del uso de las posiciones orbitales con las que ya cuenta el país, además de la infraestructura desarrollada en años anteriores. A través de esta propuesta, se plantea el uso de tecnológicas modernas como satélites de alto rendimiento y el aprovechamiento de bandas de frecuencia avanzadas que permiten ofrecer servicios de conectividad confiables y de largo plazo, sin dejar de lado las limitaciones y consideraciones necesarias para su uso.

Este propósito está relacionado con los conocimientos adquiridos durante la formación en ingeniería aeroespacial, especialmente en las áreas de telecomunicaciones, sistemas espaciales y análisis de diseño de una misión espacial.

En el caso particular de México, se han puesto en órbita diversos satélites con propósitos y misiones variados; sin embargo, el avance tecnológico a nivel global ha sido muy rápido y México no ha tenido un desarrollo notable en el sector espacial ni en el ámbito de las telecomunicaciones. Actualmente, el país aún depende de otras naciones para la adquisición de imágenes satelitales destinadas a la observación del territorio, además de contar con pocos satélites en órbita, los cuales presentan una tecnología poco reciente. Asimismo, algunos de estos satélites se encuentran próximos a terminar con su vida útil, por lo que es necesario

reemplazarlos para evitar la pérdida de posiciones orbitales, las cuales son fundamentales para mantener los servicios de telecomunicaciones en México.

Otro problema que enfrenta el país es que una parte considerable de la población no cuenta con acceso a conectividad, debido a que habita en zonas remotas y/o rurales, lo que dificulta la provisión de servicios de telecomunicaciones por los altos costos que implica el despliegue de infraestructura en estas regiones.

Por estos motivos, que serán desarrollados con mayor detalle en los apartados siguientes, resulta necesario que México impulse el desarrollo de un satélite moderno de telecomunicaciones que le permita posicionarse a la vanguardia en el sector espacial y , en consecuencia, beneficiar a la población en general, ya que contribuiría a solucionar el problema de la conectividad, generar empleos y promover el desarrollo del sector espacial nacional.

Capítulo I. Antecedentes

Las redes satelitales son parte vital de la vida del ser humano, debido a que proveen servicios como la navegación, la telemedicina, la educación, la conectividad a internet y, principalmente, las comunicaciones. Estas redes son un papel clave en el progreso de la sociedad, ya que su desarrollo ha impulsado avances tecnológicos que benefician a diversos sectores de la población.

Dentro de sus ventajas destaca la posibilidad de mantenerse conectado de manera remota permitiendo a la sociedad comunicarse en todo momento, fortaleciendo las relaciones sociales, facilitando el acceso inmediato a la información y a las noticias, y promoviendo el aprendizaje continuo y el desarrollo personal. De la misma manera, a nivel gubernamental, se ha podido establecer protocolos de seguridad y respuesta ante situaciones de emergencia, se ha mejorado la administración pública mediante la comunicación eficiente entre diferentes naciones y dependencias, y se han fortalecido las capacidades de monitoreo y vigilancia del territorio a través de la observación de la Tierra, el monitoreo ambiental, la meteorología y el seguimiento del clima.

En general, las telecomunicaciones son sumamente importantes porque constituyen la base de múltiples actividades sociales, económicas y estratégicas que permiten el funcionamiento de la sociedad moderna. Sin embargo, una parte significativa de la población mundial aún no tiene acceso a estas redes.

A nivel internacional, la Organización de las Naciones Unidas (ONU) reconoce el acceso a internet como un derecho humano esencial, por lo que, alcanzar una conectividad universal es vital para el desarrollo de la sociedad. Esta situación refleja una problemática de carácter económico y tecnológico, además, hace evidente la existencia de una brecha en el incumplimiento de un derecho fundamental. En muchos casos, las poblaciones que carecen de conectividad se localizan en zonas rurales o de difícil acceso, donde la ausencia de servicios de telecomunicaciones se suma a otras carencias estructurales, hecho que subraya la importancia de diseñar políticas integrales orientadas a reducir la brecha digital y promover la justicia social.

1.1 Las telecomunicaciones en México

La primera organización gubernamental para el espacio en México fue la Comisión Nacional para el Espacio Exterior (CONEE), creada en el año de 1962 por el presidente Adolfo López Mateos, con el objetivo de proporcionar apoyo en la investigación en cohetes, telecomunicaciones y estudios atmosféricos. Sin embargo, fue disuelta en 1977 debido a la crisis económica del país.

En 1968, el gobierno mexicano se afilió a la organización internacional Intelsat, que sería la proveedora del servicio de televisión en México. No obstante, el satélite destinado para esta tarea presentó fallas y no logró ponerse en órbita, por lo que, México tuvo que rentar un satélite a la NASA para transmitir los Juegos Olímpicos. En ese mismo año, se construyó la primera estación terrena en Tulancingo, Hidalgo.

Durante un largo periodo, México adquirió imágenes satelitales producidas por el sistema Landsat para monitorear el territorio nacional. Sin embargo, surgieron preocupaciones respecto al acceso que los gobiernos extranjeros tenían a estos datos, así como a la gran brecha de telecomunicaciones entre zonas urbanas y rurales. Posteriormente, en 1979, el gobierno mexicano gestionó la adquisición de dos posiciones orbitales geoestacionarias con el objetivo de lanzar sus propios satélites. Tres años después, la Secretaría de Comunicaciones y Transportes (SCT) contrató a la empresa estadounidense Hughes Space and Communications (posteriormente adquirida por Boeing) para desarrollar el primer sistema satelital mexicano. Este proyecto dio lugar a la fabricación de un sistema satelital llamado Morelos y la construcción de un centro de control terrestre en la delegación Iztapalapa. Dicho sistema satelital estuvo conformado por dos satélites: el Morelos I, desorbitado en 1994, y el Morelos II, que operó diez años más; posteriormente se incorporaron los satélites Solidaridad. La SCT (actualmente la Secretaría de Infraestructura, Comunicaciones y Transportes, SICT) se encargó de la supervisión y operación de los satélites. Sin embargo, el diseño, la construcción, y la capacitación fueron realizadas por la empresa Hughes Aircraft.

En 1997, la industria de telecomunicaciones, incluidos los sistemas satelitales, fue privatizada después de una reforma a la Ley de Telecomunicaciones, lo que llevó a que el

control del sector fuera por parte de la empresa satélites mexicanos (SATMEX), dicha empresa desarrollo y lanzo una nueva generación de satélites. Posteriormente, en el año 2001, México se abrió al mercado satelital para obtener inversiones extranjeras, lo que genero una mayor participación de empresas internacionales en el sector.

En el año 2005, la secretaria de Comunicaciones y transportes SCT (hoy SICT), concesiono una posición geoestacionaria a la empresa mexicana QuetzSat que en 2011 coloco un satélite allí. A pesar de la privatización, la SCT mantuvo una participación en el sector espacial con el objetivo de proteger la seguridad nacional. Para ello, adquirió el sistema Mexsat, compuesto por tres satélites: Mexsat 1 (Centenario), que se perdió en su lanzamiento; Mexsat 2 (Morelos III); y Mexsat 3 (Bicentenario), los cuales fueron puestos en órbita entre 2012 y 2015. En 2010, se creó la agencia espacial mexicana (AEM), con el propósito de impulsar el desarrollo de la ciencia y la tecnología espaciales, y posicionar a México como una nación líder en la creación de bienes y servicios dentro de la industria espacial a nivel internacional.

Tabla 1. Comparativa de los sistemas satelitales mexicano

Año / Fecha	Sistema Satelital	Evento principal	Información relevante	Fin de vida útil estimado
17/06/1985 27/11/ 1985	Morelos I y II	Lanzamiento de los primeros satélites mexicanos	Bandas C y Ku, plataforma HS-376, comunicaciones fijas	1994 1995
20/11/1993	Solidaridad 1	Puesta en órbita	Bandas C, Ku y L, seguridad nacional	29/08/2000
7/10/1994	Solidaridad 2	Puesta en órbita	Servicios móviles y fijos, plataforma HS-601	Finales de 2008 (extendida con órbita inclinada)
29/08/2000	Solidaridad 1	Fin de vida útil	Fallas técnicas desde 1999	2000
1998	Satmex-5	Lanzamiento	Bandas C y Ku, alta potencia, cobertura continental	Entre 2013 y 2014
02/02/ 2005	QuetzSat	Concesión banda Ku	Radiodifusión satelital (DBS)	≈2026
2006	Satmex-6 (Eutelsat 113 West A)	Lanzamiento	12,000 W, telecomunicaciones comerciales	2024
04/2008	Solidaridad 2	Órbita inclinada	Extensión de vida útil en banda L	2027
17/10/2010	MEXSAT	Firma del contrato del sistema	Recuperación de control estatal	2028
29/09/2011	QuetzSat-1	Lanzamiento	Televisión DTH, banda Ku	≈2030
2012	Bicentenario (Mexsat-3)	Lanzamiento	Servicios fijos gubernamentales, hasta 2027	≈2030
2013	Satmex-8 (Eutelsat 117 West A)	Inicio de operaciones	Cobertura América Latina, bandas C y Ku	2028
2015	Satmex-7 (Eutelsat 115 West B)	Lanzamiento	Primer satélite totalmente eléctrico de Eutelsat	Aprox. 2030-2031
2015	Morelos III	Entrada en operación	Banda L, comunicaciones seguras	2030
2016	Satmex-9 (Eutelsat 117 West B)	Primer satellite "All-Electric" en México	Banda Ku, propulsion iónica.	2031

En la tabla 1 se puede observar la comparación de los sistemas satelitales donde muchos de ellos están próximos a finalizar su vida útil en los siguientes años, por lo que, es importante que México lo considere y evalúe las posibles consecuencias que estos acontecimientos puedan provocar relacionadas con las telecomunicaciones y los servicios que actualmente se le ofrece a la población.

1.2 Necesidades de conectividad

México es un país con un territorio extenso, cuya población se encuentra distribuida en 192,147 localidades; sin embargo, el 66% se concentra en solo 930 localidades de más de 10 mil habitantes. En contraste, alrededor de 10.1 millones de personas (equivalente al 9% de la población nacional) viven en más de 170 mil pequeñas localidades. A nivel internacional, se estima que las localidades con menos de 5,000 habitantes no resultan rentables para los operadores de telecomunicaciones comerciales tradicionales. En el caso de México, más de 32 millones de personas viven en localidades de este tipo. Huerta Velázquez & Pietrasanta Baldazo (2025).

En otras palabras, al igual que en otros países, el reto de conectar al 10% de la población que habita en zonas rurales equivale a desplegar una red del mismo tamaño que la existente para el resto del país. Bajo un esquema de provisión de servicios exclusivo de grandes operadores, este desafío resulta económicamente inviable, lo que hace necesaria la participación de operadores locales y comunitarios, quienes han demostrado mayor viabilidad y sostenibilidad en dichas regiones.

De acuerdo con el artículo 6° Constitucional, *El Estado garantizará el derecho de acceso a las tecnologías de la información y comunicación, así como a los servicios de radiodifusión y telecomunicaciones, incluido el de banda ancha e Internet, por lo que, en todas las localidades mexicanas debe garantizarse la disponibilidad de servicios de telecomunicaciones asequibles*, es decir, con costos accesibles para la población.

Desde 2019, la SCT (actualmente la Secretaría de Infraestructura, Comunicaciones y Transportes, SICT), que clasifica las localidades sin conectividad con base en diversos

criterios, con el objetivo de orientar las acciones de expansión de telecomunicaciones por parte de distintos actores: gobierno, operadores comerciales, pequeños operadores, operadores públicos, público-privados y comunitarios. Cabe destacar que, entre 2019 y 2024, el número de localidades consideradas de atención prioritaria por carecer de servicios fijos y móviles se redujo de 5,758 a 908. En la Figura 1 se muestra un mapa de las localidades con y sin cobertura a internet, en el territorio mexicano, obtenida de Huerta Velázquez & Pietrasanta Baldazo (2025).



Figura 1. Mapa de localidades con y sin cobertura a internet con 100 o más habitantes del Programa de Cobertura Social 2023-2024. Huerta Velázquez, E. (2025)

En resumen, existe una marcada brecha de conectividad entre las áreas urbanas y rurales, ya que estas últimas enfrentan mayores obstáculos para acceder a servicios de Internet y telecomunicaciones debido a la falta de infraestructura y a su baja rentabilidad económica.

Esta situación ha impactado significativamente el desarrollo social y económico de las comunidades rurales, debido a que limita el acceso a servicios básicos como la educación y la salud, al mismo tiempo que reduce oportunidades económicas y margina la participación de la comunidad. Como consecuencia, las desigualdades socioeconómicas y dificultad en el progreso representan a dichas comunidades.

Se han propuesto soluciones como programas de acceso universal con el fin de ampliar la conectividad, a través de subsidios, tarifas preferenciales y otras medidas buscando que los

servicios de internet y telecomunicaciones sean más accesibles para la población de escasos recursos. Al igual que se han impulsado modelos de negocio alternativos, como redes comunitarias, el uso de infraestructura compartida y se han implementado tecnologías no convencionales, con el objetivo de llevar conectividad a zonas donde los modelos tradicionales no son viables.

Por otro lado, las colaboraciones entre el sector público y el privado para promover la inversión en infraestructura y el desarrollo de soluciones de conectividad han cerrado la brecha digital, esto sucede al mismo tiempo que se implementan programas de capacitación y desarrollo de habilidades digitales para promover el uso de las tecnologías de la información y la comunicación y, de esta manera, maximizar los beneficios de la conectividad.

Sin embargo, a pesar de los avances y el aumento en los niveles de cobertura, México aún no cuenta con una solución estable y de largo plazo. Por lo que, la propuesta de desarrollar un satélite de telecomunicaciones de nueva generación es viable porque sería capaz de contribuir significativamente a la reducción de la brecha digital en distintas regiones del país y fortalecería las telecomunicaciones y sus servicios.

1.3 ¿Por qué México no cuenta actualmente con la capacidad de garantizar la conectividad para toda su población?

A nivel nacional, se han señalado los límites de los grandes operadores para generar rentabilidad en zonas de menor población e ingresos, así como su dificultad para atenderlas. Lo anterior se debe a que los ingresos que genera una localidad pequeña no cubren los costos que requiere la operación de la red de un operador tradicional, como los asociados a la infraestructura pasiva y activa, lo que se refiere a la renta de terreno, torre, costo mensual de la radio-base, electricidad y mantenimiento. (Huerta Velázquez & Pietrasanta Baldazo, 2025).

Como se vio anteriormente, México tiene varios satélites en órbita, algunos de ellos, como los Mexsat, se diseñaron para comunicaciones gubernamentales, es por ello, por lo que, no brindan conectividad masiva de banda ancha para toda la población. Además, el territorio

nacional cuenta con una orografía que dificulta la recepción de señales satelitales en determinadas áreas, esto se debe a los sistemas montañosos de México. Como resultado, es necesario el desarrollo de infraestructuras y tecnologías más avanzadas que puedan proveer un acceso eficiente a estas zonas.

Asimismo, gran parte de la infraestructura de telecomunicaciones en México está en manos de empresas privadas, las cuales pueden no considerar rentable extender la cobertura satelital a comunidades con baja densidad de población. Como se mencionó anteriormente, resulta igual de costoso llevar cobertura a localidades con poca densidad de población que a las que tienen una alta densidad; sin embargo, en las primeras no se cubren los gastos de infraestructura y servicio, lo que genera pérdidas a las empresas. Además, los costos del servicio serían sumamente elevados y la población de zonas rurales no cuenta con los recursos suficientes para solventar ese tipo de gastos.

Para el desarrollo de un satélite se requiere una combinación de tecnologías, una gran inversión en infraestructura, un plan de acción y una buena disposición por parte de los involucrados.

Además de los retos técnicos y geográficos, un factor clave que ha limitado la capacidad de México para garantizar conectividad nacional es la falta de infraestructura propia para el desarrollo, las pruebas y la operación de sistemas satelitales de gran escala. Si bien se han establecido estaciones terrenas para el monitoreo, la dependencia de empresas extranjeras en la fabricación, lanzamiento y operación ha perpetuado una brecha tecnológica que restringe la soberanía nacional en telecomunicaciones. Esta situación compromete la continuidad operativa de futuros programas satelitales y subraya la necesidad de construir un ecosistema industrial y científico que respalde de forma autónoma este tipo de misiones.

1.4 Objetivo

Este trabajo tiene como objetivo realizar una propuesta de las consideraciones generales para el desarrollo de un satélite mexicano de comunicaciones de nueva generación que ayude a reducir la brecha de conectividad en el país, e identifica los requerimientos esenciales para evaluar su viabilidad técnica, operativa y estratégica.

1.5 Metodología

Este proyecto es una propuesta de desarrollo de un satélite geoestacionario de telecomunicaciones para ayudar a reducir la brecha de conectividad que existe en México. Principalmente en las zonas rurales y de escasos recursos, además de escuelas y hospitales, donde la comunicación constante es sumamente necesaria. Esta propuesta tiene una arquitectura que usa la banda Ka para los enlaces de usuario y la banda Q/V para los enlaces de alimentación, además del uso de un repetidor transparente para que el sistema funcione bien y sea confiable.

Sin embargo, se presentan problemas técnicos como la atenuación por lluvia, la absorción del aire en las bandas de frecuencia alta, la gestión del espectro radioeléctrico con los organismos nacionales e internacionales, las limitaciones de potencia y peso, los altos costos de desarrollo y la notable falta de infraestructura en el país para hacer pruebas y operar el satélite.

Es por ello por lo que el alcance es meramente conceptual, ya que, el objetivo no es hacer el satélite, sino analizar su viabilidad y definir las consideraciones generales operativas, es decir, sentar las bases del planteamiento para que en un futuro se pueda desarrollar un sistema satelital nacional similar.

Esta propuesta no solo aborda temas de telecomunicaciones, sino que además se desarrollan los diferentes subsistemas que conforman un satélite con propuestas de uso de nuevas tecnologías, que se han usado en la actualidad para satélites similares al que se plantea.

Finalmente, es importante mencionar que un satélite de telecomunicaciones de nueva generación puede ayudar a fortalecer la soberanía tecnológica, impulsar la industria espacial mexicana y ayudar al desarrollo social y económico del país porque da acceso igual a la conectividad.

Capítulo II Bandas de frecuencia

El espectro radioeléctrico es un recurso finito que se administra por la Comisión Reguladora de Telecomunicaciones (CRT) en México. Esta se encarga de mantener actualizado el Cuadro Nacional de Atribución de Frecuencias para una adecuada planeación, administración y control del espectro radioeléctrico, además de que garantiza la disponibilidad de bandas de frecuencia del espectro y la capacidad de redes para uso federal como la conectividad en sitios públicos y cobertura social.

La Unión Internacional de Telecomunicaciones (UIT), es el organismo encargado de regular y organizar las bandas de frecuencia asignados para cada región. El mundo se divide en tres regiones, presentadas en la Figura 2, cada banda de frecuencia tiene un límite inferior y superior con su respectiva tolerancia, pero pueden variar dependiendo de la región.

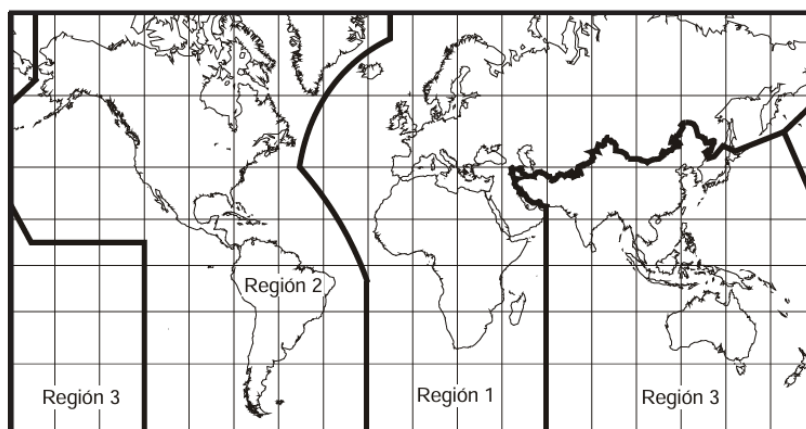


Figura 2. División del mundo por regiones hecha por la UIT para fines de radiocomunicaciones. Neri, R., & Landeros, S. (2015)

El CRT se encuentra regulado por la Unión Internacional de Telecomunicaciones, y esta última ha asignado las siguientes bandas de frecuencia para uso satelital, presentadas en la Tabla 2.

Tabla 2. Bandas de frecuencias asignadas para uso satelital

Banda	Subbandas	Frecuencia
VHF	-	30 – 300 MHz
UHF	L, S	300 MHz – 3 GHz
SHF	C, X, Ku, Ka, Q / V	3 – 50 GHz

Como se puede observar en la Tabla 2, cada banda de frecuencia contiene subbandas de frecuencia, cuyas características son las siguientes se describen en la Tabla 3.

Tabla 3. Subbandas de frecuencias asignadas para uso satelital

Subbanda	Enlace ascendente (GHz)	Enlace descendente (GHz)	Tipo de servicio
L (2/1 GHz)	1.626 - 1.660 (34 MHz)	1.525 - 1.559 (34 MHz)	Comunicaciones satelitales móviles.
S (4/2 GHz)	2.025 - 2.69 (44 MHz)	2.2 - 2.69 (49 MHz)	Transmisión de datos, televisión directa por satélite y servicios gubernamentales.
C (6/4 GHz)	5.925 - 6.425 (500 MHz)	3.7 - 4.2 (500 MHz)	Servicio fijo por satélite que no es móvil ni de radiodifusión.
X (8/7 GHz)	7.9 - 8.4 (500 MHz)	7.25 - 7.75 (500 MHz)	Reservada para transmisiones militares.
Ku (14/12 GHz)	14 –14.5 (500 MHz)	11.7 - 12.2 (500 MHz)	Servicio fijo por satélite que no es móvil ni de radiodifusión.
Ku (17/12 GHz)	17.3 - 17.8 (500 MHz)	12.2 - 12.7 (500 MHz)	Servicio en el que las señales transmitidas son recibidas directamente en los hogares.
Ka	27.5 - 31 (3500 MHz)	17.7 - 21.2 (3500 MHz)	Servicio fijo por satélite que no es móvil ni de radiodifusión.
Q / V (50/40 GHz)	47.2 - 50.2 (3000 MHz)	39.5 - 42.5 (3000 MHz)	Servicio fijo por satélite que no es móvil ni de radiodifusión.
	Banda V	Banda Q	

En la Tabla 3 se puede apreciar que la banda Ka ofrece un ancho de banda de 3,500 MHz, lo que permite una mayor transmisión de datos. Sin embargo, el satélite requiere operar con niveles elevados de potencia y, en ciertos casos, no se aprovecha toda su capacidad con el fin de reducir la demanda energética. De acuerdo con Centeno Ramírez (2016), una de las

principales desventajas de esta subbanda de frecuencia es su alta sensibilidad a la atenuación por lluvia, fenómeno que ocurre con menor intensidad en las bandas C y Ku.

En la actualidad, este efecto se mitiga mediante técnicas de modulación y codificación adaptativas (ACM) y control dinámico del enlace, que permiten ajustar los parámetros de transmisión para mantener la calidad del servicio. Como resultado, se asegura que incluso en días lluviosos o mal clima, la transmisión de datos sea confiable y eficiente. En la Tabla 4 y en la Tabla 5, se presentan los rendimientos totales del sistema para bandas C, Ku y Ka el cielo despejado y bajo efectos de absorción atmosférica y lluvia.

Tabla 4. Rendimiento total del sistema para las bandas C, Ku y Ka en el cielo despejado.

Banda	C/N₀ Total [dB*Hz]	C/N Total [dB]	Eb/N₀ Total [dB]
C	86.486	14.444	14.444
Ku	97.114	25.073	25.073
Ka	102.689	30.648	30.648

Tabla 5. Rendimiento total del sistema para las bandas C, Ku y Ka bajo efectos de absorción atmosférica y lluvia.

Banda	C/N₀ Total [dB*Hz]	C/N Total [dB]	Eb/N₀ Total [dB]
C	85.558	13.517	13.517
Ku	90.773	18.732	18.732
Ka	95.733	23.692	23.692

Dado que no se cuenta por ahora con una estimación del rendimiento total del sistema en la banda Q/V, se propone una extrapolación con los resultados disponibles para ambos casos: cielo despejado y con absorción atmosférica y lluvia.

Estos valores para las bandas Q/V son interpretados como aproximaciones para obtener una idea general de cómo se comporta, algunos estudios como Hossain y Islam (2017), Das et al. (2021) y Biscarini et al. (2024), así como las recomendaciones de la Unión Internacional de Telecomunicaciones (ITU, 2023), han demostrado la presencia de absorción gaseosa y precipitación, además de que demuestran que el desempeño del sistema no escala de manera lineal ni con la frecuencia ni con la intensidad de la lluvia, debido a que la naturaleza de los

mecanismos de atenuación atmosférica a frecuencias milimétricas no es lineal. Particularmente, la interacción entre las ondas electromagnéticas, las gotas de lluvia y los gases atmosféricos presentan dependencias relacionadas con parámetros meteorológicos, geométricos y estadísticos.

Para cielo despejado:

Manteniendo el mismo diámetro de antenas y potencia se pasa de Ka ($\approx 30 \text{ GHz}$) a Q/V ($\approx 40/50 \text{ GHz}$) entonces:

$$\Delta \frac{C}{N_0} \approx 20 \log \frac{f_{Q/V}}{f_{Ka}} - 20 \log \frac{f_{Q/V}}{f_{Ka}} + 20 \log \frac{f_{Q/V}}{f_{Ka}} - \Delta A_{gas} - \Delta T_{sys} \quad (2.1)$$

Donde:

$\Delta \frac{C}{N_0}$ Es el cociente de la portadora de densidad de ruido entre dos bandas de frecuencia.

$f_{Q/V}$ frecuencia de operación en la banda Q/V [GHz]

f_{Ka} frecuencia de operación de la banda Ka [GHz]

ΔA_{gas} Incremento de la atenuación por absorción gaseosa al pasar de Ka a Q/V [dB]

ΔT_{sys} Temperatura de ruido del sistema [dB]

Considerando que:

- Para ΔA_{gas} usualmente aumenta al pasar de $Ka \rightarrow Q/V \approx 0.3 - 1 \text{ dB}$ según 40-50 GHz y elevación.
- Para T_{sys} suele empeorar en Q/V (LNA/convertidores, los valores típicos van de 1 – 2 dB).
- Con el valor de Ka para cielo despejado $\frac{C}{N_0} = 102.689 \text{ dB} \cdot \text{Hz}$

$$\Delta \frac{C}{N_{0Q/V}} \approx 102.689 + 20 \log \frac{50 \text{ GHz}}{30 \text{ GHz}} - 0.5 - 1.5 \approx 102.689 + 4.437 - 0.5 - 1.5$$

$$\Delta \frac{C}{N_{0Q/V}} \approx 105.1 \text{ dB} \cdot \text{Hz}$$

La diferencia de $\frac{C}{N_0} - \frac{C}{N}$ en Ka es 72.041 dB, así que usando el mismo ancho de banda para Q/V:

$$\frac{C}{N} \approx \frac{E_b}{N_0} \approx 105 - 72.041 \approx 33.1 \text{ dB}$$

Para el caso de efectos de absorción atmosférica y por lluvia:

La diferencia de $\frac{C}{N_{0des}} - \frac{C}{N_{0lluvia}}$ en Ka es $102.689 - 95.733 = 6.96 \text{ dB}$

En CDMX, a 40-50 GHz, la atenuación específica de lluvia γ_R suele ser de aproximadamente 2.72 a 7.31 dB/Km (datos obtenidos a través del código del apéndice A).

Al realizar los cálculos correspondientes, implementando un código (apéndice B), basado en los modelos ITU-R P.838-3 (atenuación específica por lluvia) y ITU-R P.618-14 (longitud efectiva del trayecto de lluvia) se obtuvieron los siguientes resultados:

Rendimiento total del sistema para la banda Q/V en el cielo despejado.

C/No Total [dB*Hz]	C/N Total [dB]	Eb/No Total [dB]
105.1	33.1	33.1

Rendimiento total del sistema para la banda Q/V bajo efectos de absorción atmosférica y lluvia.

C/No Total [dB*Hz]	C/N Total [dB]	Eb/No Total [dB]
92.6	20.6	20.6

Como se mencionó anteriormente, estos valores solo son aproximaciones útiles para tener una idea general del comportamiento esperado del enlace. No obstante, ante la escasez de mediciones experimentales en bandas Q/V y con fines de análisis preliminar del presupuesto de enlace, el uso de valores aproximados continúa siendo una práctica común en la literatura,

siempre que se reconozca su carácter indicativo y no predictivo (Biscarini et al., 2024; Cano et al., 2024; Hossain & Islam, 2017; International Telecommunication Union [ITU], 2023)

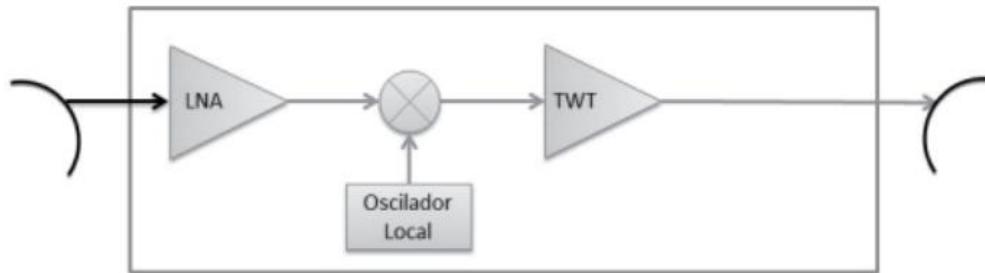


Figura 3. Repetidor transparente. Neri, R., & Landeros, S. (2015)

Considerando todo lo anterior, se recomienda el uso de la banda Ka como un satélite de repetidor transparente, debido a que este repetidor recibe la señal en el enlace de subida, la filtra, convierte de frecuencia y la amplifica, y la vuelve a transmitir en el enlace de bajada sin demodularla ni procesarla en banda base. Su uso se considera debido a la simplicidad de arquitectura con un diseño eficiente y predecible, su compatibilidad con estaciones terrenas y formas de onda existentes, finalmente, su bajo costo y peso.

2.1 Análisis de la banda Ka

El uso de la banda Ka se propone usar para la conexión de los usuarios del servicio de comunicación satelital. Esta banda mejora la capacidad de los satélites de alto rendimiento (HTS) por su capacidad de banda ancha. Con el crecimiento de la capacidad en los HTS (High Throughput Satellites), según la tesis doctoral de Cornejo Gaibor (2020), el feeder link (enlace alimentador, entre la estación terrena principal o gateway y el satélite) se está migrando a banda Q/V, liberando así todo el espectro de Ka (3.5 GHz uplink (enlace ascendente, de la estación terrena al satélite) y 3.5 GHz downlink (enlace descendente, del satélite a la estación terrena) para uso exclusivo en el user link (enlace entre el satélite y los usuarios finales en tierra). Esto asegura que los usuarios dispongan de un ancho de banda suficiente para Internet satelital de alta velocidad.

Algunas características de la banda Ka es el rango de bajada que para esta banda es de 19.7 a 20.2 GHz y el rango de subida es de 29.5 a 30 GHz. Además, tiene una mayor capacidad

satelital al permitir múltiples spots beams (haces puntuales) y esquemas de reutilización de frecuencia.

De acuerdo con la asignación del espectro en Región 2 de la UIT, el Servicio Fijo por Satélite (FSS) para downlink opera en 17.70 a 19.70 GHz y para uplink opera en 24.75 a 25.25 GHz. Cada etapa del enlace, desde la transmisión en tierra, la propagación a través del espacio, hasta la recepción, se ve afectada por pérdidas, atenuaciones atmosféricas y limitaciones tecnológicas que se deberán compensar con técnicas de mitigación de desvanecimientos (ULPC, gateways redundantes) para asegurar la confiabilidad de nuestro sistema.

La banda Ka es la base actual de los satélites HTS, usada tanto para feeder como user links. Ofrece un espectro de 7 GHz total en ITU-R2, habilita múltiples spots beams, altas eficiencias espectrales y capacidades del orden de terabits por segundo, aunque con el reto de gestionar interferencias y atenuación por lluvia. Sin embargo, en arquitecturas de nueva generación se plantea migrar progresivamente los feeder links hacia bandas más altas como Q/V, con el fin de liberar mayor espectro en Ka para los enlaces de usuario

2.2 Análisis de la banda Q/V

La banda Q/V se considera como una de las bandas más importantes para mejorar la capacidad de los sistemas satelitales de alto rendimiento al habilitar enlaces feeder con anchos de banda superiores a los disponibles con las bandas tradicionales.

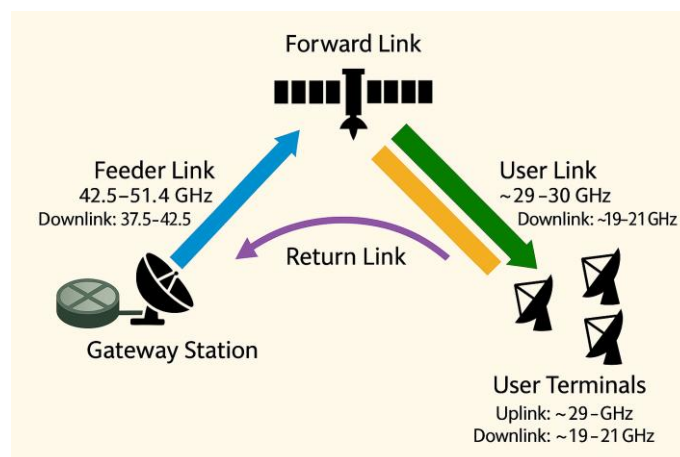


Figura 4. Arquitectura conceptual de un sistema HTS GEO con separación entre feeder link y user link. Adaptado de Cornejo Gaibor (2020) y ESA (2017).

La UIT ha asignado en la región 2 las porciones utilizadas por el servicio fijo por satélites (FSS) para sistemas geoestacionarios que van desde los 47.2 a 50.2 GHz (enlace ascendente, V) y de 39.5 a 42.5 GHz (enlace descendente, Q), con un estimado de 3000 MHz por dirección.

Por otro lado, las investigaciones recientes han definido una desagregación más detallada de las bandas Q y V, donde la banda Q se distribuye a lo largo de los 37.5 a los 39.5 GHz y 40 a 42.5 GHz, mientras que la banda V va desde los 42.5 a 43.5, 47.2 a 50.2 GHz y 50.4 a 51.4 GHz. Bajo esta segmentación del espectro, se considera un potencial aproximado de 5 GHz por dirección, que puede ser coordinado con otros servicios como Servicio fijo por satélite (FSS), servicio fijo (FS), Servicio de radiodifusión por satélite (BSS), servicio móvil por satélite (MSS), radioastronomía e investigación espacial.

Como se menciona en la tesis doctoral de Cornejo Gaibor (2020), en arquitecturas HTS con multihaz, el feeder link concentra el tráfico agregado de todos los haces de usuario. Por lo que, las bandas Q/V son la banda rectora del sistema porque determina la capacidad y disponibilidad global. Cambiar el *feeder* de Ka a Q/V libera todo el espectro Ka para el enlace de usuario, lo que permite dedicar los 3.5 GHz por dirección de Ka al acceso de terminales de apertura muy pequeña (VSAT) sin compartirlos con la red de retorno de gateway. Este arreglo (feeder en Q/V y usuario en Ka) genera que el sistema tenga capacidades agregadas del orden de Tb/s. Al aprovechar el ancho de banda disponible, condicionado por el diseño y la disponibilidad del enlace, además de que la banda Q/V es más vulnerable debido a los efectos de propagación, absorción atmosférica y atenuación por lluvia, por lo que, es necesario utilizar técnicas de mitigación de dichos efectos.

Operar a 40–50 GHz permite utilizar antenas gateway con haces muy estrechos, lo que ayuda al margen de enlace y al aislamiento espacial entre haces, pero exige mayor precisión en superficies, alineación y control de polarización cruzada para sostener C/I y C/XPI adecuados en el feeder.

2.3 Comparación entre ambas bandas

La banda Ka ofrece una banda ancha de 3500 MHz que ninguna otra banda ofrece y cuya ventaja se refleja en una menor congestión en las señales, mejor reutilización de frecuencia y menor interferencia. También, permite transmitir grandes cantidades de datos por segundo, entre los 8 y 100 Gb/s. [Neri, R., & Landeros, S., 2015]

Por otra parte, la banda Q/V también ofrece una banda ancha de 3000 MHz, y aunque se ve más afectada por climas de lluvia en comparación con la banda Ka es posible compensar las pérdidas con la potencia. Además, usar estas bandas permite reducir la interferencia con servicios terrestres.

Considerando ancho de banda y capacidades se recomienda una posición en la banda Ka para estaciones terrenas (usuarios) y en la banda Q/V como maestra o de gateway. Se recomienda la banda de la banda Q/V en gateway porque es necesario compensar la atenuación con la potencia, parámetro que se encuentra limitado en el satélite, pero no en la estación terrena. La banda Ka se sugiere para estaciones terrenas (usuarios) porque es posible compensar estas atenuaciones con la modulación o con inteligencia artificial para redireccionar la señal a la antena más conveniente, pero sin tocar la potencia necesaria, ideal para el satélite cuyos recursos son limitados.

Capítulo III Posición orbital

3.1 La órbita geoestacionaria (GEO)

La órbita geoestacionaria se encuentra a una altitud de 35,785 km sobre el plano del ecuador. Dicha órbita se caracteriza porque al poner un satélite a esa altura, su velocidad coincidirá con la velocidad de rotación de la Tierra, además de que su trayectoria es circular. Lo que garantiza una cobertura satelital constante, es decir, que los servicios no sean interrumpidos.

Estas características son sumamente beneficiosas para el desarrollo de un sistema espacial, debido a que facilita un seguimiento continuo y reduce las necesidades del uso de múltiples estaciones terrestres, lo que hace que el proyecto sea menos complejo y más barato.

En la órbita geoestacionaria se encuentran muchos satélites con aplicaciones muy diversas; sin embargo, actualmente se encuentra sobresaturada, lo que dificulta obtener nuevas posiciones orbitales sin interferir con las señales y el espacio de otros satélites. A pesar de esta limitación, una posición orbital en la órbita geoestacionaria representa la mejor opción para la propuesta de este satélite, debido a sus características. Para esta misión, se propone utilizar un satélite GEO de alto rendimiento o HTS (High Throughput Satellite), los cuales se distinguen por dos factores principales:

- a) Uso de haces puntuales o angostos organizados en un arreglo en mosaico, lo que permite cubrir un área más extensa y optimizar el uso de la señal.
- b) Reutilización de las bandas de frecuencias en haces no adyacentes, es decir, las mismas frecuencias pueden ser utilizadas más de una vez para diferentes áreas de cobertura, ofreciendo así un mayor rendimiento en comparación con los satélites tradicionales.

Consideramos que esta opción es la más adecuada para el tipo de misión, los recursos disponibles, el alcance y la cobertura que se busca lograr con el satélite.

3.2 La UIT y las posiciones orbitales de México

Como se mencionó anteriormente, la UIT es una de las organizaciones más importantes de las Naciones Unidas (ONU), ya que sus funciones están relacionadas con el tema de las

tecnologías de la información y la comunicación (TIC). Constituye el punto de convergencia mundial el desarrollo de redes y servicios, en los que participan tanto los gobiernos como el sector privado. [Ayala, S. L., Zúñiga, A. L., Garibay, A. S., Navarro, V. E., Talavera, B. A. C., Aguilar, J. F. R., Tun, D., De Jesús Serrano Arellano, A., Cornejo, I., & Jiménez, L. F. R., 2023]

Dentro de ella, el Sector de Radiocomunicaciones (UIT-R) es el encargado en la gestión del espectro de las frecuencias radioeléctricas y de las órbitas satelitales. También, elabora las normas técnicas conocidas como “Recomendaciones UIT-R”, que regulan la gestión del espectro. Asimismo, la UIT coordina los esfuerzos internacionales para que los satélites de comunicaciones, radiodifusión y meteorología puedan coexistir sin generar interferencias entre ellos, esto lo realiza a través de la planificación y asignación de bandas de frecuencia asociadas a las posiciones orbitales geoestacionarias (POG), para asegurar la equidad en el uso de los recursos orbitales.

Además de las posiciones asignadas, los países pueden ocupar una posición orbital geoestacionaria con bandas de frecuencia diferentes, siempre que su operación no cause interferencias a los demás sistemas. En 1982, México logró un acuerdo trilateral con Estados Unidos y Canadá para ocupar las posiciones orbitales geoestacionarias, mostradas en la figura 4, con coberturas regionales en América: 77° O, 113° O y 114.9° O y 116.8 O.

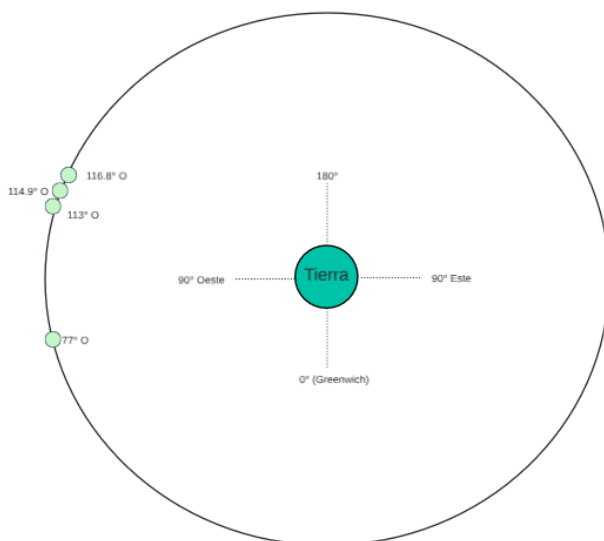


Figura 5. Distribución aproximada de las posiciones orbitales de México

A continuación, se presentan en la tabla 5 los recursos orbitales de México en órbita geoestacionaria. En ella es posible observar el operador que actualmente ocupa cada posición orbital, así como el tipo de servicio que brinda. Entre los principales se encuentran:

- BB (Broadcasting Satellite Service): Para la radiodifusión de programas de radio y televisión.
- DTH (Direct To Home): Se encarga de la transmisión de televisión directamente al hogar.
- FSS (Fixed Satellite Service): Otorga los servicios de voz y datos para ubicaciones fijas.
- MSS (Mobile Satellite Service): Se encarga de servicios de comunicación para usuarios móviles.
- SMS (Satellite Multimedia Services): Se encarga de la transmisión de datos, video y voz a través de satélites.
- VSAT (Very Small Aperture Terminal): Redes de comunicación para empresas.

Es importante señalar que SATMEX actualmente opera bajo el nombre de EUTELSAT y que los satélites que ocupan estas posiciones orbitales cuentan con designaciones distintas, las cuales se describen brevemente en la tabla 1.

Tabla 5. Recursos orbitales de México en órbita geoestacionaria

Posición Orbital	Tipo de servicio	Operador	Banda de frecuencia		Tiempo de vida de Proveedor
			Espacio – Tierra [GHz]	Tierra -Espacio [GHz]	
77° O	DTH	QuetzSat	11.7- 12.2 (Ku)	5.925 – 6.425 (C)	Finales 2026
113° O	SMS	SATMEX (Satmex 6)	3.7 – 4.2 (C) 11.7-12.2 (Ku)	5.925 – 6.425 (C) 14 – 14.5 (Ku)	Desorbitado en el 2024.
114.9° O	SFS BB	SATMEX (Satmex 7)	3.7 – 4.2 (C) 11.7 – 12.2 (Ku)	5.925 – 6.425 (C) 14 – 14.5 (Ku)	Finales 2034
116.8° O	DTH VSAT FSS	SATMEX (Satmex 8)	3.4-4.2 (C) 11.7-12.2 (Ku)	5.925 – 6.425 (C) 14-14.5 (Ku)	Finales 2028
116.8° O	BB DTH VSAT MSS	SATMEX (Satmex 9)	11.7-12.2 (Ku)	14-14.5 (Ku)	Finales 2031

Para el desarrollo de este proyecto, se sugiere utilizar la posición orbital 113° O, ya que ha sido desocupada en el 2024. Puede ser estratégico para el país utilizarla, debido a que fue asignada por acuerdo internacional, además de que a través de ella se puede otorgar cobertura continental, proveer una mejor transmisión y recepción de información porque se encuentra casi perpendicular al territorio mexicano.

Sin embargo, la posición 113°O únicamente puede operar en las bandas Ku y C, debido a los permisos obtenidos por la UIT. En consecuencia, es necesario realizar los trámites correspondientes para solicitar una posición orbital que permita operar en las bandas Ka y Q/V.

3.3 Gestión para Bandas de frecuencia

El objetivo de este satélite es proporcionar servicios de telecomunicación culturales, científicos, educativos, de salud y comunicaciones para zonas rurales de difícil acceso. Para asegurar la asignación y concesión de la banda de frecuencia radio eléctrica es necesario saber el tipo de concesión que será solicitada ante el CRT. Existen distintos cuatro tipos de concesiones [Ayala, S. L., Zúñiga, A. L., Garibay, A. S., Navarro, V. E., Talavera, B. A. C., Aguilar, J. F. R., Tun, D., De Jesús Serrano Arellano, A., Cornejo, I., & Jiménez, L. F. R., 2023]:

1. Para uso privado: Con el propósito de comunicación privada.
2. Para uso privado experimental: Para la explotación de recursos con el fin de investigación de nuevas tecnologías.
3. Para uso social: Que se encarga de la explotación de recursos orbitales para servicios de telecomunicaciones con propósitos culturales, científicos, educativos o a la comunidad sin fines de lucro.
4. Para uso orbital: Para aprovechar y explotar recursos orbitales para uso privado o comercial.

Para esta propuesta es necesaria una concesión para uso orbital porque nuestro objetivo es proveer un servicio para el beneficio de la sociedad y cuyo beneficio será la conectividad de todas las zonas rurales de difícil acceso con el resto del país. Conectar a todo México nos

permite pensar en igualdad de oportunidades educativas, de salud y económicas que beneficien el progreso del país.

3.4 Proceso para solicitar una obtención de un recurso orbital

Para obtener un recurso orbital, es necesario que el estado la solicite a través de la Comisión Reguladora de Telecomunicaciones (CRT).

El proceso inicia cuando el interesado presenta una solicitud a la CRT donde indica su interés para operar un sistema satelital, además de los detalles técnicos preliminares que incluyen el tipo de órbita, las bandas de frecuencias que se solicitan, la cobertura y la capacidad financiera, estos detalles cambian dependiendo del tipo de misión y propósito.

El CRT evalúa la viabilidad del proyecto, tanto la parte jurídica como técnica, además verifica su compatibilidad con el marco normativo nacional. Una vez que el proyecto es viable, la CRT integra el expediente técnico que se presentara a la UIT con los parámetros orbitales, de frecuencia, coberturas y características de transmisión.

La CRT realiza ante la UIT las etapas formales: publicación anticipada, coordinación internacional y, finalmente, notificación para el registro. La UIT se encarga de verificar que esta solicitud de posición no interfiera con las posiciones orbitales de otros países.

Cuando la solicitud es aceptada, la UIT registra el recurso orbital a nombre del Estado mexicano. Después, la CRT puede otorgar al solicitante una concesión, que establece la posición orbital asignada, bandas autorizadas, servicios permitidos y obligaciones del concesionario.

Una vez con la concesión, se deben cumplir obligaciones como la puesta en servicio en tiempo, el uso eficiente del recurso, reportes técnicos y medidas de mitigación de desechos espaciales. El incumplimiento puede derivar en sanciones, incluida la revocación de la concesión y, en casos extremos, la pérdida del recurso ante la UIT.

Capítulo IV Capacidad y cobertura

La capacidad satelital se define como la cantidad de información que un satélite puede transmitir o procesar en bytes por segundo. Esta depende de las necesidades del servicio que se planea ofrecer y de las características físicas del satélite, como el número de transpondedores y el ancho de banda de operación. Como se menciona en capítulos anteriores, en la banda Ka se esperan 3500 MHz de banda ancha.

La cobertura, por otro lado, se refiere al área geográfica que la señal del satélite alcanza a cubrir. Esta depende de la posición orbital, de la potencia, de los haces y, en caso de tratarse de constelaciones, de la cantidad de satélites disponibles.

Para el desarrollo de este satélite, la capacidad y cobertura se definen a partir de la necesidad de prestar servicios de telecomunicaciones a áreas remotas del país, hospitales públicos, escuelas públicas y oficinas dependientes del gobierno.

4.1 Capacidad satelital

Para establecer un servicio adecuado, es fundamental determinar la velocidad de transferencia en megabytes por segundo. Tras analizar distintos paquetes de internet de empresas como Telmex y TotalPlay, concluimos que una velocidad de 100 Mbps es suficiente para cubrir las necesidades de las zonas rurales.

Consideramos un estándar común de consumo mensual promedio de 15 GB de subida ($MC_{subida} = 15 \text{ GB}$) y 25 GB de bajada ($MC_{bajada} = 25 \text{ GB}$). También, es necesario considerar las horas pico que, según el estándar, se considera del 7%. Siguiendo dicho estándar se calcula [Neri, R., & Landeros, S., 2015]:

1. La demanda por cliente en la hora pico (BHDC)

$$BHDC = \frac{(MC \cdot 7\%)}{30 \text{ Días}} \quad (4.1)$$

2. El requisito de rendimiento satelital necesario por cliente se denomina tasa de aprovisionamiento por cliente (P) y se expresa en kbps/cliente.

$$P [kbps] = \frac{BHDC [MB] \cdot 8 \frac{Mb}{MB} \cdot 1000 \frac{kb}{Mb}}{3600 s} = \frac{BHDC \cdot 8000}{3600} \quad (4.2)$$

Para bajada (forward)

Para subida (return)

$$BHDC = \frac{(25000 MB \cdot 7\%)}{30 \text{ Días}} = 58.3 MB$$

$$BHDC = \frac{(15000 MB \cdot 7\%)}{30 \text{ Días}} = 35 MB$$

$$P = \frac{58.3 MB \cdot 8000}{3600} = 129.63 kps$$

$$P = \frac{35 MB \cdot 8000}{3600} = 77.77 kps$$

El satélite con mayor capacidad disponible actualmente alcanza los 500 Gbps y permite atender a unos 4 millones de usuarios simultáneamente. Sin embargo, para lograr una cobertura total será necesario desplegar varios satélites. Además, desarrollar un satélite de 500 Gbps excede nuestro presupuesto, ya que, a mayor capacidad, mayor es el costo de desarrollo. Por ello, se contempla la opción de diseñar un satélite con una capacidad aproximada de 300 Gbps, lo que representa una solución más viable tanto técnica como financieramente.

A continuación, se presenta el cálculo de la capacidad de subida y bajada requerida por usuario. Para determinar la capacidad total necesaria, esta debe multiplicarse por el número estimado de usuarios que utilizarán el servicio. En el desarrollo del proyecto se contempla brindar servicio a 2.5 millones de usuarios, cifra que se ajusta en función de la capacidad del satélite.

Entonces, ahora calculamos la capacidad total del satélite:

$$C_{Total} = (2\,500\,000 \text{ usuarios}) \cdot (P_{subida} + P_{bajada}) \quad (4.3)$$

$$C_{Total} = (2\,500\,000 \text{ usuarios}) \cdot (129.6 + 77.7 \text{ kps})$$

Considerando un factor de seguridad estándar del 10% para evitar congestiones y mantener una velocidad de conexión óptima.

$$C_{Total} = (2\,500\,000 \text{ usuarios}) \cdot (207.41 \text{ kps} + 10\%)$$

$$C_{Total} = 570370370.37 \text{ kps} = 570 \text{ Gbps}$$

Con esta estimación, se determina que la capacidad necesaria para brindar el servicio a 2.5 millones excede la capacidad aproximada que se esperaba, por lo que, se propone reducir el número de usuarios, debido a que, si se reduce el consumo mensual típico, quedaría muy pobre el servicio que se ha propuesto a lo largo de este trabajo. Para ello, se calcula que con 1.6 millones de usuarios:

$$C_{Total} = (1\,600\,000 \text{ usuarios}) \cdot (207.41 \text{ kps} + 10\%)$$

$$C_{Total} = 365037037.04 \text{ kps} = 366 \text{ Gbps}$$

Con esta estimación, se determina que el satélite deberá contar con una capacidad total de **366 Gbps**, una cifra viable y alcanzable para México que, además, ofrecerá una cobertura amplia y significativa para conectar tanto zonas rurales como servicios públicos.

4.2 Análisis de la cobertura necesaria para toda la república mexicana

Como se mencionó en la introducción, y de acuerdo con el Programa de Cobertura Social 2023-2024 (Huerta Velázquez, 2025), en México existen localidades rurales de difícil acceso y con poca población, esto significa que son localidades que no tienen acceso a internet ni otros servicios de telecomunicaciones. Ahora también, consideraremos hospitales, escuelas y dependencias de gobierno. El objetivo es proponer un satélite que nos permita conectar a todo México para ofrecer mejores condiciones de vida e igualdad de acceso a entidades educativas, de salud y procesos de gobierno.

Según datos del Instituto Nacional de Estadística y Geografía (INEGI), en México existen 9.3 millones de familias en estado de pobreza, que no tienen conectividad. Considerando 5 integrantes por familia esto nos da un total de 46.5 millones de personas con potencial a tener acceso a internet.

Además del acceso a internet para la población en general, es importante garantizar la conectividad de servicios básicos en el país. Se estima que existen 1 494 hospitales, unidades de atención ambulatoria, es decir, clínicas y centros de salud son aproximadamente 21 000 unidades, escuelas públicas se estiman 265 000. Finalmente, consideramos que los servicios de telemedicina y tele escuela representarían aproximadamente el **30 % de la demanda de la capacidad satelital**, dado el número de instituciones y la necesidad de fortalecer la educación a distancia y los recursos digitales en el aula.

Para tal fin, se adopta un valor promedio mensual por unidad de 15 GB de subida y 25 GB de bajada, el cual se considera suficiente para soportar la transferencia de archivos médicos como radiografías y tomografías, así como para las necesidades de tele escuelas, incluyendo el envío y recepción de materiales educativos, videoconferencias y otros recursos digitales educativos.

Un satélite de telecomunicaciones puede satisfacer necesidades no solo de conectividad, sino que también cambiaría la manera de hacer los trámites, beneficiando a personas que se encuentran lejos de las grandes urbes, además de que el acceso a servicios públicos como la telefonía fija y el internet permitirían establecer una comunicación con dichas comunidades remotas. Esto permitiría reducir la desigualdad y apoyar el desarrollo social y económico de las regiones más aisladas del país.

En el desarrollo del proyecto se propone brindar servicio a 2.5 millones de usuarios, con una capacidad aproximada de 300 Gbps, lo que representa una solución más viable tanto técnica como financieramente, teniendo en cuenta que un satélite con mayor capacidad disponible actualmente alcanza los 500 Gbps. Sin embargo, debido a las limitaciones encontradas en el subcapítulo anterior, se propone brindar servicio a 1.6 millones de usuarios con una capacidad de 366 Gbps.

Con un total de 1.6 millones de usuarios, que representan alrededor de 320 mil familias, se considerará únicamente el 70 % de esta cifra (224 mil familias), destinando el 30 % restante a servicios públicos. Bajo este escenario, si se estableciera una tarifa de \$150 pesos mensuales por el servicio de internet para las familias actualmente desconectadas, el ingreso potencial alcanzaría aproximadamente los \$33.6 millones de pesos al mes.

En el caso de hospitales y escuelas, al establecer una tarifa de \$800 pesos mensuales por acceso a internet y considerando el 30 % correspondiente (96 mil unidades), se generaría un ingreso estimado de \$76.8 millones de pesos mensuales. De esta manera, sin incluir aún a las oficinas de gobierno, el beneficio económico hipotético total alcanzaría aproximadamente \$110.4 millones de pesos al mes.

4.3 Cobertura regional mexicana

Para este caso existen dos tipos de cobertura que podríamos utilizar. La primera es la cobertura nacional focalizada, ya que un satélite en órbita GEO, ubicado en 100°W o 113°W con haces puntuales dirigidos a México, permitirá distribuir mejor el ancho de banda en zonas de mayor demanda, como la CDMX, Monterrey, Guadalajara y áreas rurales con baja conectividad.

Por otra parte, una cobertura específica brindaría conectividad en zonas rurales y de difícil acceso, al emplear haces dedicados para regiones alejadas del país. Con nuestro proyecto se estima dar servicio a 1.6 millones de personas. Considerando que el servicio está orientado a conectar comunidades pequeñas de difícil acceso, con un promedio de 5 mil habitantes cada una, como se mencionó en el capítulo I, con esta propuesta se estima dar cobertura a aproximadamente 320 comunidades.

4.4 Llave nacional

Se busca aprovechar los recursos y la infraestructura generados en esta propuesta, para que la sociedad tenga el beneficio de acceder fácilmente a sus documentos, realizar pagos de servicios, trámites y otras gestiones desde la comodidad de su hogar.

Actualmente, en la República Mexicana existen ciertas plataformas y aplicaciones que permiten a la población digitalizar sus documentos y efectuar algunos trámites. No obstante, estos servicios solo están disponibles para una minoría, principalmente en la zona centro del país o en estados con mayor desarrollo económico.

El resto de la población tiene que trasladarse a estas zonas para consultar sus documentos o realizar trámites como el pago de servicios de luz o predial, por lo que, la propuesta de

generar una llave nacional, aprovechando los recursos y la infraestructura terrestre satelital, representa una solución viable. Esta iniciativa permitiría obtener información importante y actualizada de la población mexicana, garantizando que cualquier persona, incluso en zonas remotas, tuviera acceso a sus documentos personales, además de la posibilidad de realizar trámites y pagos de servicios de manera sencilla.

Capítulo V Subsistemas del satélite

Es muy importante mantener y garantizar la funcionalidad del satélite en el espacio, ya que es imposible subir al espacio a arreglarlo. Esto podría significar la pérdida del proyecto y la pérdida de la posición orbital hasta que reingrese a la Tierra, lo que podría implicar años de inutilidad de la posición orbital.

Los satélites son sistemas compuestos por una serie de subsistemas que requieren de un análisis en diferentes campos de especialización, los cuales se complementan entre sí, formando un sistema global, completo y funcional para las telecomunicaciones.

El satélite requiere energía eléctrica para funcionar, por lo que cuenta con un sistema de suministro de energía, que incluye también el almacenamiento. Para mantenerse en órbita, dispone de un sistema de propulsión que realiza las correcciones necesarias. Dado que se encuentra expuesto a temperaturas extremas, tanto altas como bajas, regula su temperatura a través del sistema de control térmico.

Además, las antenas y el satélite deben estar orientados correctamente, en una posición de apuntamiento específica; esta tarea la realiza el sistema de orientación y control. Para transmitir información se utilizan las antenas, pero para que la transmisión se realice en la frecuencia asignada, se requiere el sistema de comunicaciones. Por otro lado, a través de la telemetría se supervisa el estado del satélite, se verifica si se comporta como se espera y se realizan los ajustes necesarios durante la operación.

Finalmente, quien procesa y coordina todas estas funciones es la computadora de a bordo, y todos estos sistemas están integrados dentro de la estructura del satélite. A continuación, se presenta la tabla 6 de los principales subsistemas y sus funciones, obtenida del libro “Comunicaciones por satélite” (Neri Vela & Landeros Ayala, 2015).

Tabla 6. Principales subsistemas de un satélite y sus funciones

Subsistema	Función
Comunicaciones	Amplificar las señales recibidas, cambiar su frecuencia y entregárselas a las antenas para que sean retransmitidas hacia la Tierra, Posibilidades de conmutación y procesamiento Dentro de este subsistema se encuentran las antenas que se encargan de recibir y transmitir las señales de radiofrecuencia desde o hacia las direcciones y zonas de cobertura deseadas.
Energía eléctrica	Suministrar electricidad a todos los equipos, con los niveles adecuados de voltaje y corriente, bajo condiciones normales y también en los casos de eclipses.
Control térmico	Regular la temperatura del conjunto, durante el día y la noche
Posicionamiento y orientación	Determinar y mantener la posición y orientación del satélite. Estabilización y orientación correcta de las antenas y paneles de células solares.
Propulsión	Proporcionar incrementos de velocidad y pares para corregir las desviaciones en posición y orientación. Última etapa empleada para la colocación del satélite en la órbita geoestacionaria al inicio de su vida útil.
Telemetría, rastreo y comando	Intercambiar información con el centro de control en Tierra para conservar el funcionamiento del satélite. Monitoreo de su “estado de salud”.
Estructural	Alojar todos los equipos y darle rigidez al conjunto, tanto durante el lanzamiento como en su medio de trabajo.

Cada sistema del satélite se diseña según los requerimientos y necesidades específicas de la misión para asegurar su operación eficiente y confiable durante toda su vida útil. Estos requerimientos no son arbitrarios, sino que dependen de una serie de parámetros técnicos y operativos previamente definidos, que se relacionan al tipo de misión y objetivo que se desea

realizar. En la figura 6 se puede observar un breve diagrama de la arquitectura de un satélite de comunicaciones.

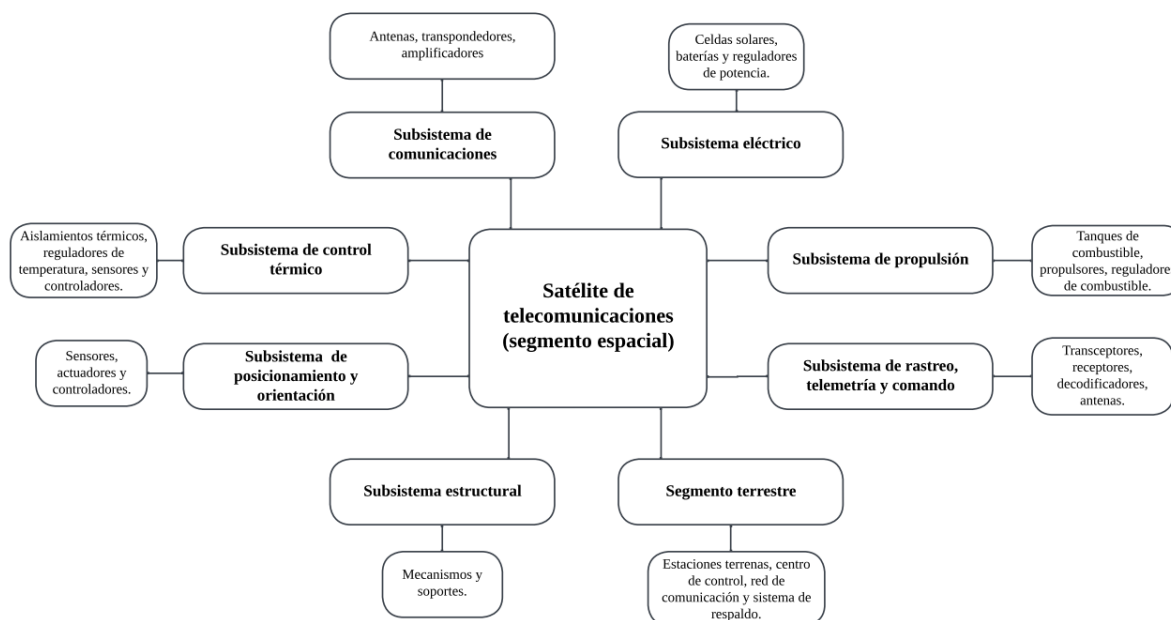


Figura 6. Estructura general de los subsistemas de un satélite.

Las características que definen el diseño del subsistema son: la capacidad del sistema, la cantidad y velocidad de información que puede procesar y transmitir; la frecuencia de operación, de la que depende la calidad de las comunicaciones; el ancho de banda, que se refleja en la cantidad de datos que pueden enviarse simultáneamente; y la cobertura, la extensión geográfica que el satélite podrá cubrir desde su posición orbital.

5.1 Subsistema de comunicaciones

Las antenas reciben las señales, pero estas deben ser procesadas para poder interpretar la información que contienen y definir qué datos deben enviarse. Una vez captadas, las señales se agrupan, se amplifican, se procesan digitalmente y se trasladan a frecuencias más bajas dentro del espectro electromagnético, lo que permite su adecuada gestión dentro del subsistema. Cuando las señales se transmiten de regreso a la Tierra, se amplifican nuevamente y se reagrupan para su envío. Todas estas funciones son realizadas por el subsistema de comunicaciones, asegurando una correcta recepción y transmisión de señales.

Cuando se habla de grupos, se hace referencia a canales de banda ancha cuya banda está en el orden de los MHz. Usualmente, para las bandas de frecuencia Ku, se suelen procesar doce señales en paralelo, este estándar cambia según las necesidades del satélite. A partir de estos grupos se definen los transpondedores, y cada transpondedor (canal de banda ancha) contiene múltiples canales de datos la Figura 6 es la representación de los grupos, es decir, transpondedores.

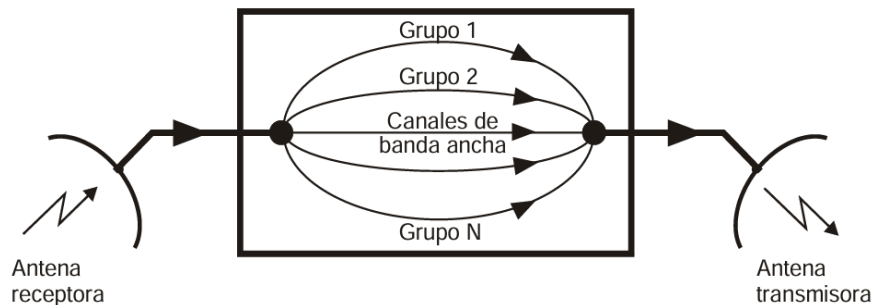


Figura 6. Diagrama simplificado de la relación entre los subsistemas de antenas y de comunicaciones. Neri, R., & Landeros, S. (2015)

Aunque el transpondedor es una parte muy importante del subsistema de comunicaciones, está conectado con otros componentes significativos, como el amplificador de bajo ruido y el demultiplexor. Estos elementos suelen estar integrados físicamente, lo que puede llevar a confusión y hacer que se consideren erróneamente como parte del transpondedor. La Figura 7 es una representación del sistema de comunicaciones donde se logra apreciar los elementos que lo integran.

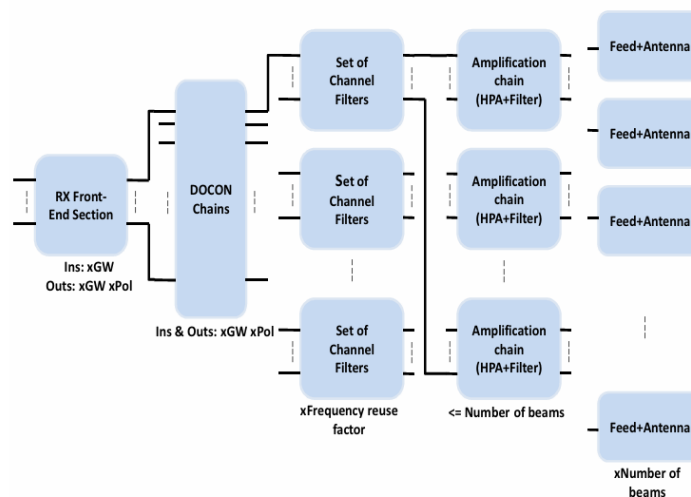


Figura 7. Diagrama de la distribución del subsistema de comunicaciones obtenido de Alegre-Godoy, Vázquez-Castro y Alagha (2012).

Las características del sistema de comunicaciones dependerán de la frecuencia de operación de nuestro satélite como explicamos en el capítulo 2, la frecuencia que utilizaremos será de la banda Ka como secundaria y en la banda Q/V para gateway.

Tener dos frecuencias diferentes de operación significa que nuestro satélite será híbrido; es decir, deberá contar con el equipo necesario para trabajar en la banda Ka y Q/V. Esto tiene la ventaja de duplicar la capacidad en el número de canales que puede procesar simultáneamente. Además, se diseñarán bandas capaces de trabajar con rangos de frecuencia de 3500 MHz para la transmisión y 3000 MHz para la recepción.

El amplificador de bajo ruido actúa antes de separar las señales en los transpondedores; esto quiere decir que nuestro amplificador de banda Ka debe tener un ancho de banda de 3500 MHz, y el de Q/V, un ancho de banda de 3000 MHz. De esta manera, tenemos una banda ancha al menos seis veces más grande que en la banda Ku.

Usando 24 para la banda Ka, considerando una banda de guarda de 6 MHz:

$$BW_{seg_{Ka}} = \frac{3500 \text{ MHz} - (6 \text{ MHz} \cdot 23)}{24}$$

$$BW_{seg_{Ka}} = 140 \text{ MHz}$$

Usando 24 para la banda Q/V, considerando una banda de guarda de 6 MHz:

$$BW_{seg_{\frac{Q}{V}}} = \frac{3000 \text{ MHz} - (6 \text{ MHz} \cdot 23)}{24}$$

$$BW_{seg_{\frac{Q}{V}}} = 119.25 \text{ MHz}$$

En conclusión, para nuestro satélite se contempla un sistema de comunicaciones capaz de operar en bandas anchas dentro de las bandas Ka y Q/V, requiriendo un total de 24 transpondedores: doce de 140 MHz y doce de 119,25 MHz, respectivamente.

5.1.1 Antenas

Las antenas son responsables de transmitir y recibir información. Primero, captan las señales provenientes de las estaciones terrenas, procesan la información y luego envían las señales de vuelta a la Tierra, en forma de haces de potencia. Es decir, las antenas son puertos de entrada y salida que transforman señales electromagnéticas en señales eléctricas y viceversa (transductores). (Neri Vela & Landeros Ayala, 2015)

Los alimentadores, que se utilizan en antenas reflectoras, suelen ser cornetas conectadas a guías de ondas. Estas guías dirigen la energía hacia un reflector parabólico o, alternativamente, reciben la energía de este para transmitirla a los equipos receptores. Las antenas varían por tamaño y configuración, dependiendo de los requerimientos de cobertura y frecuencia de operación. Un ejemplo de este fenómeno es que, para tener cobertura de una zona geográfica amplia con una antena parabólica, se necesita una antena pequeña; mientras que, si se desea cobertura de una zona geográfica pequeña, se requiere una antena grande. En la Figura 8 se ilustran varios tipos de antenas empleadas en comunicaciones.

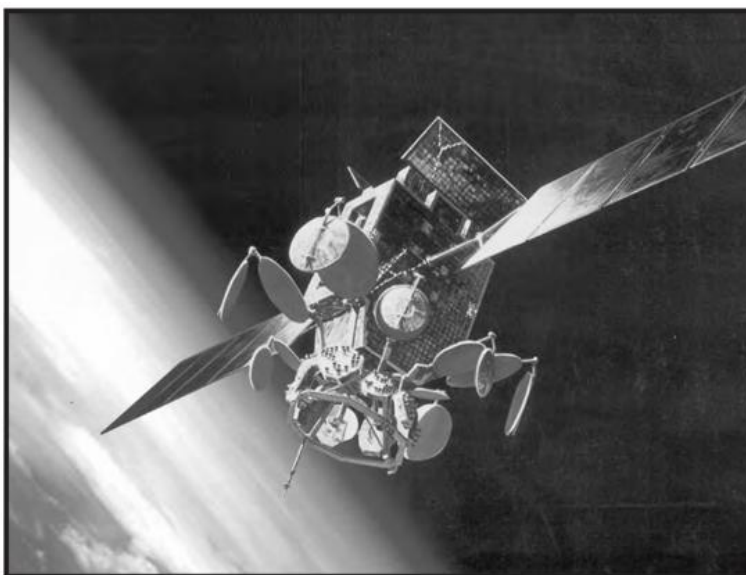


Figura 8. Ilustración de un satélite Astrolink para servicios multimedia de banda ancha. Neri, R., & Landeros, S. (2015)

Las antenas parabólicas tienen este tipo de comportamiento debido a que entre más grande es la antena su haz principal de radiación se vuelve más angosto, sin embargo, la ganancia aumenta, es decir, irradia con niveles más altos de densidad de potencia. La frecuencia

también es un factor importante que considerar en el diseño de nuestra antena, esto porque entre mayor es la frecuencia mayor es la capacidad de concentración de energía y ahora la capacidad de concentrar la potencia en un haz angosto depende de las dimensiones eléctricas. Lo anterior dicho define una antena de apertura, es un tipo de antena que tiene una "apertura" o "boca" por donde se emiten o reciben las señales electromagnéticas. La energía se distribuye a través de esta abertura para enfocar las ondas en una dirección específica.

Para que se cumpla el objetivo de nuestro satélite debe de ser capaz de transmitir y recibir señales de toda la república mexicana, por ello consideramos que, de nuestro diseño preliminar, debe ser una antena pequeña y también sabemos que su frecuencia de operación (Ka, Q/V) por lo que deberemos cuidar sus dimensiones eléctricas.

Según el libro “Comunicaciones por satélite”, la dimensión eléctrica de una antena se define como el número de longitudes de onda que cabrían alineadas a lo largo del diámetro o de la dimensión mayor de su apertura o boca. Un ejemplo es cuando tenemos una antena parabólica de dos metros de diámetro que irradia energía a una frecuencia de 12 GHz generará un haz de iluminación más estrecho que si operara a una frecuencia de 4 GHz. Esto se debe a que, a mayor frecuencia, la longitud de onda electromagnética se acorta, lo que aumenta el tamaño eléctrico de la antena. (Landeros, S. & Neri, R., 2015)

Y entonces tenemos la ganancia máxima $G_{m\acute{a}x}$ de una antena de apertura:

$$G_{m\acute{a}x} = \eta \frac{4\pi A}{\lambda^2} = \eta \left(\frac{\pi D}{\lambda} \right)^2 \quad (5.1)$$

Donde:

A : *área física de apertura*

D : *diámetro del plato*

λ : *longitud de onda*

η : *eficiencia total*, Se considera de 0.55 para casos usuales.

Haciendo el despeje necesario para calcular el diámetro de la antena:

$$D = \frac{\sqrt{\frac{G_{m\acute{a}x}}{\eta}}}{\pi} \cdot \left(\frac{c}{f}\right) \quad (5.2)$$

Recordando que $G_{m\acute{a}x} = 10^{\frac{x \text{ dBi}}{10}}$ y retomando la tabla 3, del capítulo II, para considerar las frecuencias máximas de la banda Ka y Q/v respectivamente.

Para la banda Ka, considerando una cobertura amplia, se espera una ganancia de 45 dBi:

$$D = \frac{\sqrt{\frac{10^{4.5}}{0.55}}}{\pi} \cdot \left(\frac{3 \cdot 10^8}{32 \cdot 10^9}\right)$$

$$D = 0.7155 [m]$$

Para la banda Q/V, considerando una cobertura amplia, se espera una ganancia de 50 dBi:

$$D = \frac{\sqrt{\frac{10^5}{0.55}}}{\pi} \cdot \left(\frac{3 \cdot 10^8}{52 \cdot 10^9}\right)$$

$$D = 0.7830 [m]$$

Otra parte importante es el alimentador o corneta; estos iluminan el reflector (antena parabólica) para que sea capaz de radiar a la Tierra. Las cornetas suelen estar en arreglos y tienen geometrías cuadradas, circulares o irregulares. Son ubicadas frente a la antena parabólica, como se muestra en la Figura 9. La geometría puede, o suele, ser irregular para tener sólo la cobertura necesaria, evitando que se desperdicie potencia en lugares donde no será requerido recibir señales.

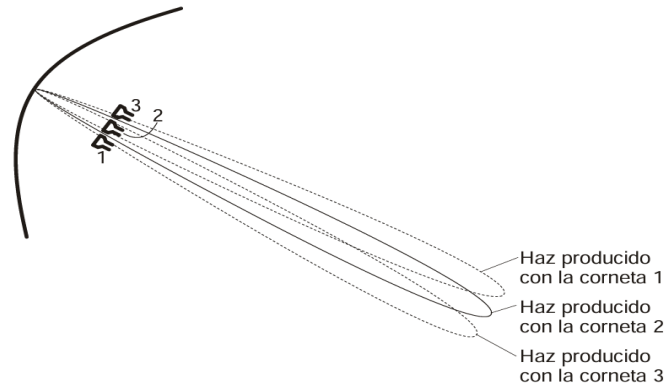


Figura 9. Ejemplo de tres cornetas que iluminan a un mismo plano parabólico y producen 3 haces hacia la Tierra. Neri, R., & Landeros, S. (2015)

Cada corneta genera un haz que se proyecta sobre la superficie terrestre, reflejándose en diferentes ángulos y formando una huella específica en la Tierra. Para determinar cuántos haces se requieren para cubrir la totalidad del territorio mexicano, se utiliza la siguiente fórmula, [Cornejo Gaibor, 2020]:

$$N_{b_{min}} \approx \frac{A_c}{A_h} \quad (5.3)$$

Donde:

- A_h representa el área de cada celda hexagonal asociada a un haz.
- A_c es el área total que se desea cubrir.

Para calcular el área de estas celdas, tomamos como referencia el siguiente diagrama:

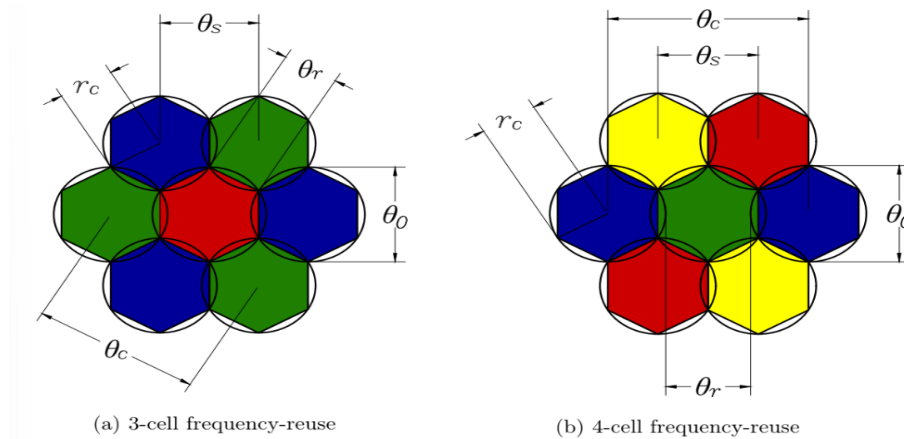


Figura 10. Los diseños de cuadrícula hexagonal de 3 celdas y 4 celdas para la reutilización de frecuencia, ilustrando los parámetros del haz. Cornejo Gaibor. (2020)

A partir de una estimación del radio de cada haz, utilizamos la siguiente ecuación para calcular el área que cubre cada uno. En este caso, se considera un valor de 200 km para el radio r_c , ya que esta elección permite garantizar un mejor flujo de datos y evita la saturación de la capacidad del satélite.

$$A_h = \frac{3\sqrt{3}}{2} r_c^2 \quad (5.4)$$

$$A_h = \frac{3\sqrt{3}}{2} (100 \text{ km})^2$$

$$A_h = 103\,923.05 \text{ km}^2$$

Retomando, se calcula el número mínimo de haces necesarios para cubrir los 1,964,375 km² del territorio mexicano. Posteriormente, se añade un 20% adicional para asegurar una disposición más eficiente y continua de los haces sobre la superficie, utilizando la ecuación 5.3, se obtiene:

$$N_{b_{min}} = \frac{1\,964\,375 \text{ km}^2}{103\,923.05 \text{ km}^2} + 20\%$$

$$N_{b_{min}} \approx 23$$

La siguiente figura es una aproximación de la geometría de México con los haces.

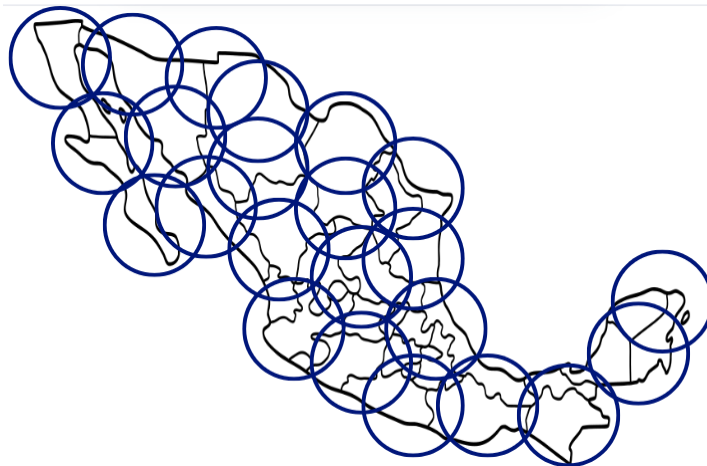


Figura 11. Ejemplo de aproximación de la geometría de México con los haces.

Para el sistema de antenas banda Ka, se recomienda un diámetro 0.72 [m]. En la banda Q/V, gateway, se recomienda un diámetro de 0.8 [m] con una configuración de al menos veintitrés alimentadores.

5.2 Subsistema eléctrico

Este subsistema es vital para el funcionamiento de todo el satélite, ya que de este depende que el satélite obtenga un suministro de potencia eléctrica sin interrupciones y sin variaciones significativas para que todos los demás subsistemas obtengan la energía que necesitan y funcionen correctamente.

Este subsistema se divide en tres elementos fundamentales los cuales son una fuente primaria, una fuente secundaria y un acondicionador de potencia.

Dentro de nuestra propuesta, se tiene pensado que este satélite sea híbrido en comunicaciones, debido a que este tipo se caracteriza por tener una mayor capacidad, pero requiere de mayor energía, lo que significa que es necesario utilizar fuentes robustas que sean capaces de suministrar la energía que se requiere en todo momento.

Como se mencionó anteriormente, es necesario el uso de dos fuentes, la fuente primaria está constituida por un arreglo de celdas solares, dichas celdas funcionan con el principio del efecto fotovoltaico, es decir entre mayor densidad de flujo obtengan de la radiación solar, mayor será la electricidad que generen. Asimismo, dependen de la temperatura a la que estén expuestas, pero de manera inversamente proporcional, esto quiere decir que entre menor sea la temperatura a la que estén expuestas, mayor será el nivel de voltaje que las celdas solares puedan entregar. Sin embargo, es importante mencionar que para usar arreglos de celdas solares se deben de considerar muchos factores, ya que existen desventajas considerables por su uso, algunas de ellas se mencionan a continuación:

- Desde un inicio las celdas solares tienen un factor de eficiencia bajo en la conversión de energía solar a eléctrica.
- Su eficacia va disminuyendo a lo largo de su vida de operación debido a que se encuentran expuestas a diferentes tipos de radiación.

- La intensidad de radiación solar a la que se encuentran expuestas no siempre es constante, esto gracias a la inclinación del eje de rotación de la Tierra sus movimientos de rotación y traslación y, por tanto, los movimientos del satélite.
- La distancia del satélite al Sol y el movimiento aparente del Sol respecto al satélite.

Dichas desventajas pueden mitigarse al mantener la orientación del satélite relativamente estable respecto a la Tierra, además de conservar a las celdas solares orientadas siempre hacia el Sol, de tal manera que el ángulo de incidencia de los rayos del Sol sea el más óptimo posible para tener la mayor eficacia de conversión.

Como fuente secundaria se propone el uso de baterías de NiH_2 y $Li - Io$ que se caracterizan por ser recargables y se utilizan en aplicaciones espaciales por su alta densidad energética y capacidad de voltaje, además de un bajo impacto ambiental y resistencia a los ciclos de carga y descarga.

Finalmente, se propone el uso de reguladores, convertidores y circuitos de protección para regular y distribuir la electricidad a cada uno de los subsistemas del satélite.

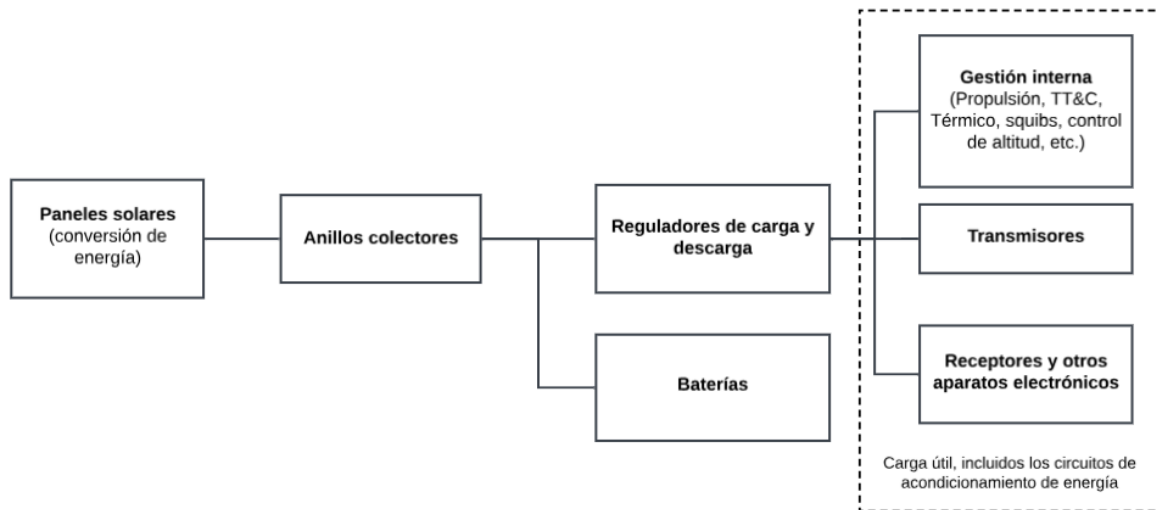


Figura 12. Diagrama de un sistema básico de energía primaria del satélite, obtenido de Pritchard, Suyderhoud, & Nelson, 1993.

Considerando el diagrama mostrado en la Figura 12, la potencia primaria total se calcula en relación con los diferentes tipos de transmisores RF. Para cada uno, se usa el número de unidades n_i , la potencia individual P_i y la eficiencia global η_i , además se incluyen las potencias primarias del amplificador del controlador:

$$P_t = \sum_{i=1}^n n_i \frac{P_i}{\eta_i} \quad (5.5)$$

La potencia del receptor P_r puede conocerse por separado y sumarse al factor a de la potencia del transmisor P_t para considerar al transpondedor. Por lo que, la potencia total del transpondedor queda como:

$$P_T = P_t + P_r = aP_t \quad (5.6)$$

El factor a es aproximadamente 1.05 para satélites grandes. Además, existen otros elementos como los convertidores de frecuencia y los osciladores locales que deben de ser incluidos en el cálculo previo.

La gestión interna de la potencia P_h incluye la potencia del subsistema de telemetría, rastreo y comando (TT&C), el control de altitud y propulsión. Tiene un componente constante P_{h0} y un componente hP_T proporcional a la potencia total del transpondedor, es decir,

$$P_h = P_{h0} + hP_T \quad (5.7)$$

La potencia que debe ser proporcionada por las baterías durante un eclipse se calcula como:

$$P_e = \frac{eP_T + P_h}{\eta_d} = \frac{(e + h)P_T + P_{h0} + P_{he}}{\eta_d} \quad (5.8)$$

Donde e es el factor del eclipse y η_d es la eficiencia de la batería descargada, incluyendo circuitos reguladores y acondicionadores. La energía total de la batería en watts horas es:

$$U = \frac{P_e t_e}{d} \quad (5.9)$$

Y la capacidad de la batería en amperes horas es

$$C = \frac{U}{V_d} = \frac{P_e t_e}{V_d d} \quad (5.10)$$

Donde t_e es el periodo máximo del eclipse (1.2 horas), d es la profundidad de la descarga (típicamente 0.8) y V_d es el voltaje de descarga.

Si la batería debe ser cargada en tiempo t_c con eficiencia η_c , entonces la potencia de carga es:

$$P_c = \frac{dU}{\eta_c t_c} = \frac{P_e t_e}{\eta_c t_c} \quad (5.11)$$

La potencia total primaria que debe ser proporcionada por las celdas solares es:

$$P = k(P_T + P_h + P_c) = k[a(1 + h)P_t + P_{h0} + P_c] \quad (5.12)$$

Donde k es el margen de diseño (por ejemplo 1.05 o 1.1). Durante la temporada de eclipses, la potencia de batería de carga es obtenida con la ecuación 5.11. Cuando no es temporada de eclipses la batería normalmente se carga lentamente a aproximadamente una décima parte de esta velocidad. Normalmente, el subsistema de energía eléctrica se divide en dos subsistemas. Por lo tanto, el requerimiento de energía para cada subsistema debe calcularse con la ecuación 5.12 por separado.

5.2.1 Celdas solares

El arreglo de las celdas solares debe dimensionarse para proporcionar la potencia requerida por la ecuación 5.12 considerando el deterioro por la radiación y la variación en la disponibilidad de la energía solar. Dicha variación puede ser considerada a través de un factor exponencial $e^{-\lambda t}$, donde t es la vida útil del diseño y λ suele ser aproximadamente 0.025 lo que permite una degradación de alrededor del 20% en 7 años.

La densidad del flujo solar G varia a lo largo del año debido a la variación de la distancia al sol y la variación de la declinación. Puede ser calculada como:

$$G = \frac{\cos \delta}{r^2} \Phi = F\Phi \quad (5.13)$$

Donde $\Phi = 1360 \frac{W}{m^2}$ es el flujo de radiación solar por unidad de área a una distancia de 1 AU , r es la distancia de la Tierra al Sol y δ es la declinación del Sol. Existe un factor F que indica la variación del flujo solar dependiendo de la temporada, dichas variaciones se presentan en la siguiente tabla, obtenida de Pritchard, Suyderhoud, & Nelson, 1993.

Tabla 10. Variación de la densidad de flujo solar por temporada

Fecha	Distancia relativa (AU)	Declinación (°)	F	G ($\frac{W}{m^2}$)
Equinoccio de vernal	0.996	0	1.008	1371
Solsticio de verano	1.016	23.4	0.889	1209
Equinoccio Autumnal	1.003	0	0.993	1351
Solsticio de invierno	0.984	-23.4	0.948	1289

También existen simuladores como STK o SPENVIS, que nos permiten predecir y/o calcular la variación de flujo solar a lo largo del tiempo. Como se muestra en la figura 14 con ayuda de SPENVIS tenemos una estimación del flujo solar a lo largo del del tiempo, en este caso para 4 orbitas completadas.

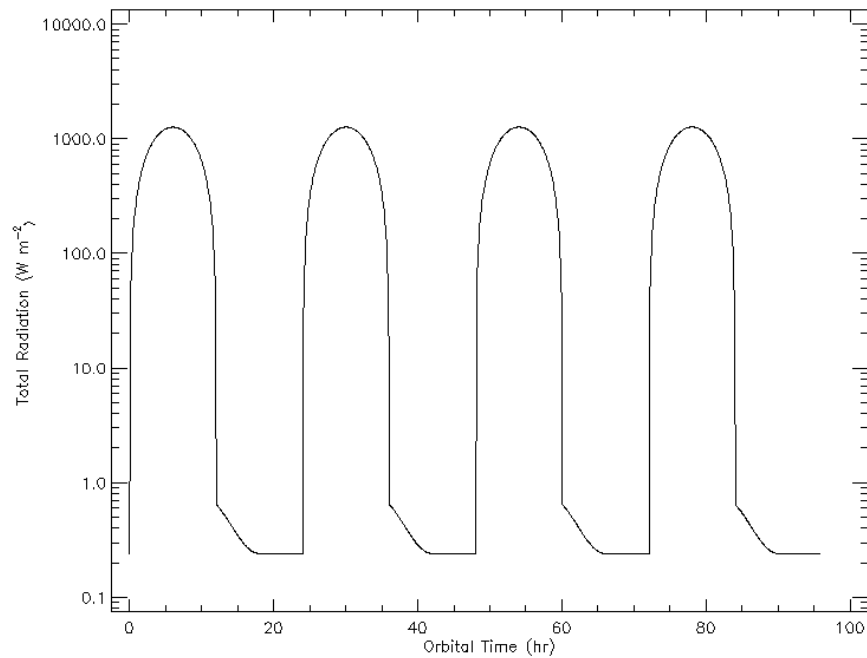


Figura 14. Flujo solar obtenido de SPENVIS para órbita geoestacionaria

Para calcular la potencia generada por una celda solar se ocupa la siguiente formula

$$P_{sc} = \eta_{sc} \eta_{cg} G A_{sc} \quad (5.14)$$

Donde η_{sc} es la eficiencia de la celda (que se degrada con el tiempo), η_{cg} es la eficiencia del cubreobjetos, G en la densidad de flujo solar y A_{sc} es el área de la celda solar. El tamaño del

conjunto está diseñado para la condición de energía solar mínima, que ocurre en el solsticio de verano y al final de su vida útil. El número total de celdas en el conjunto se calcula como:

$$N = \frac{g}{\eta_w \eta_a S} \left(\frac{P}{P_{sc}} \right) \quad (5.15)$$

Donde η_w es la eficiencia del cableado general del panel, η_a es el factor que considera las pérdidas de coseno debido a la actitud de la nave espacial, g es el factor de la geometría igual a la relación del área total y el área iluminada efectiva, S es el factor de sombra y P es la potencia total requerida (incluyendo el margen). Por lo tanto, el área en conjunto de las celdas solares es:

$$A = \frac{N A_{sc}}{f} = \frac{g P}{G \eta_{sc} \eta_{cg} \eta_w \eta_a S f} \quad (5.16)$$

Donde f es la fracción del embalaje.

En un satélite estabilizado de tres ejes, las celdas están montadas sobre paneles planos y el brazo del panel solar gira una revolución por día para mantener el conjunto apuntando al sol, por lo que, $g = 1$. Este factor cambia si se prefiere utilizar un estabilizador por giro.

El arreglo de las celdas solares está diseñado para proporcionar el voltaje y la corriente deseado, además de que sean capaces de operar hasta el final de su vida útil en el punto máximo de potencia. La potencia total del arreglo está dada por $P = VI$, donde V es el voltaje del bus y I es la corriente total. El número de celdas en serie está dado por:

$$N_s = \frac{V + \Delta V}{V_{mp}} = \frac{1}{\eta_w} \frac{V}{V_{mp}} \quad (5.17)$$

Donde ΔV es la caída de voltaje entre los elementos del conjunto y V_{mp} es el voltaje de salida de una sola celda, asimismo, I_{mp} es la corriente de salida de una celda. Finalmente, el número de celdas en paralelo es:

$$N_p = \frac{N}{N_s} = \frac{g}{\eta_a S} \frac{I}{I_{mp}} \quad (5.18)$$

Haciendo un análisis para una propuesta de diseño considerando la banda Ka en bajada (2000 W) y la Q/V en subida (2500 W), con los siguientes parámetros propuestos:

Elementos	Valor
$n_{Ka} = 40$	40 transmisores banda Ka
$P_{Ka} = 50 \text{ W}$	Potencia por transmisor Ka
$\eta_{Ka} = 0.5$	Eficiencia TWTA en Ka
$n_{Q/V} = 25$	25 transmisores banda Q/V
$P_{\frac{Q}{V}} = 100 \text{ W}$	Potencia por transmisor Q/V
$\eta_{Q/V} = 0.45$	Eficiencia TWTA en Q/V
$a = 1.05$	Factor del transpondedor
$h = 0.1$	Housekeeping proporcional
$P_{h0} = 700 \text{ W}$	Potencia constante del bus
$e = 0.35$	Factor de eclipse (GEO)
$\eta_d = \eta_c = 0.9$	Eficiencias batería/carga
$d = 0.8$	Profundidad descarga
$t_e = 1.2 \text{ h}$	Tiempo de eclipse (GEO máximo)
$t_c = 1 \text{ h}$	Tiempo de carga (Operacional)
$k = 1.1$	Margen de diseño
$V_d = 28 \text{ V}$	Voltaje típico del bus DC en satélites GEO
$V_{mp} = 2.4 \text{ V}$	Voltaje en punto de máxima potencia de una celda solar
$I_{mp} = 0.45 \text{ A}$	Corriente típica de una celda solar eficiente
$A_{sc} = 0.01 \text{ m}^2$	Área de una celda solar tipo ($10 \times 10 \text{ cm}$)
$G = 977 \frac{\text{W}}{\text{m}^2}$	Flujo solar mínimo en el solsticio con degradación.
$f = 0.9$	Fracción de empaquetamiento (rellano del panel con celdas)
$S = 0.97$	Factor de sombra
$g = 1$	Geometría ideal (orientación óptima al sol, 3-ejes)

Para la potencia primaria de los transmisores P_t , utilizando la ecuación 5.5:

$$P_t = \sum_{i=1}^2 \frac{n_i P_i}{\eta_i} = \frac{40(50 \text{ W})}{0.5} + \frac{25(100 \text{ W})}{0.45} = 4000 + 5555.55 = 9555.55 \text{ W}$$

La potencia total del transpondedor P_T , utilizando la ecuación 5.6:

$$P_T = aP_t = 1.05(9555.55 \text{ W}) = 10033.3275 \text{ W}$$

La potencia de housekeeping P_h , utilizando la ecuación 5.7:

$$P_h = P_{h0} + hP_T = 700 \text{ W} + 0.1 (10033.3275 \text{ W}) = 1703.3327 \text{ W}$$

La potencia de batería en eclipse P_e , utilizando la ecuación 5.8:

$$P_e = \frac{(e + h)P_T + P_{h0}}{\eta_d} = \frac{(0.35 + 0.1)(10033.3275 \text{ W}) + 700 \text{ W}}{0.9} = 5794.4415 \text{ W}$$

La energía y capacidad de la batería, utilizando la ecuación 5.9 y la ecuación 5.10, respectivamente:

$$U = \frac{P_e t_e}{d} = \frac{5794.4415 \text{ W} (1.2)}{0.8} = 8691.6622 \text{ Wh}$$

$$C = \frac{U}{V_d} = \frac{8691.6622}{28} = 310.4165 \text{ Ah}$$

La potencia de carga P_c , utilizando la ecuación 5.11:

$$P_c = \frac{P_e t_e}{\eta_c t_c} = \frac{5794.4415 \text{ W} (1.2 \text{ h})}{0.9 (1 \text{ h})} = 7725.922 \text{ W}$$

La potencia total primaria de celdas solares P , utilizando la ecuación 5.12:

$$P = k[a(1 + h)P_t + P_{h0} + P_c]$$

$$P = 1.1[1.05 \cdot 1.1 \cdot 9555.55 \text{ W} + 700 \text{ W} + 7725.922 \text{ W}] = 21408.8405 \text{ W}$$

Calculando el flujo solar G , utilizando la siguiente formula:

$$G = \lambda F \delta r \quad (5.19)$$

Donde

$\lambda = 1358 \frac{W}{m^2}$ Valor típico de la constante solar media en el espacio antes de perdidas.

$F = 0.99 - 1$ Factor de posición orbital (máx. en el afelio/perihelio).

$\delta = 0.94 - 0.98$ Factor de incidencia angular (orientación panel/Sol).

$r = 0.95 - 0.98$ Factor de degradación del flujo (por envejecimiento, suciedad, etc.).

$$G = 1358 (1)(0.97)(0.95) = 1251.4 \frac{W}{m^2}$$

$$G = 1251.4 \cdot e^{-0.025(7)} = 1050.5 \frac{W}{m^2}$$

La potencia de una celda solar P_{sc} , utilizando la ecuación 5.14:

$$P_{sc} = \eta_{sc} \cdot \eta_{cg} \cdot G \cdot A_{sc} = 0.25 \cdot 0.9 \cdot 1050.5 \frac{W}{m^2} \cdot 0.01 m^2 = 2.4 \frac{W}{celda}$$

Para calcular el número de celdas solares N , utilizando la ecuación 5.15:

$$N = \frac{g}{\eta_w \eta_a S} = \frac{1}{0.95 \cdot 0.98 \cdot 0.97} \cdot \frac{21182.1256 W}{2.4 \frac{W}{celda}} = 9596.93 celdas$$

El área total de celdas solares A , utilizando la ecuación 5.16:

$$A = \frac{N A_{sc}}{f} = \frac{9596.93 \cdot 0.01 m^2}{0.9} = 116.6325 m^2$$

Cálculo de las celdas en serie y paralelo, utilizando la ecuación 5.17 y la ecuación 5.18:

$$N_s = \frac{V_d}{\eta_w V_{mp}} = \frac{28 V}{0.95 \cdot 2.4 V} = 12.28 \approx 13 celdas en serie$$

$$N_p = \frac{N}{N_s} = \frac{9596.93}{13} = 738.2253 \approx 739 celdas en paralelo$$

El número total de celdas necesarias para este caso sería dado por:

$$N_T = 13 * 739 = 9607 \text{ celdas}$$

Y el área total cubierta sería:

$$A = \frac{NA_{sc}}{f} = \frac{9596.93 \cdot 0.01m^2}{0.9} = 106.744 m^2 \approx 107 m^2$$

Un panel solar de satélite generalmente no se construye con celdas individuales sueltas, sino que se agrupa en strings de celdas dentro de un módulo solar. Si se considera que un módulo típico podría tener unas 100 a 120 celdas, entonces:

$$Modulos = \frac{9607 \text{ celdas}}{110 \frac{\text{celdas}}{\text{modulos}}} = 87.33 \approx 88$$

Con 88 módulos, podrían repartirse en dos paneles solares de 44 módulos por panel.

En resumen, el arreglo de celdas solares tendría que ser de 9607 celdas, con 13 celdas en serie y 739 celdas en paralelo, con un área total cubierta de $107 m^2$ capaz de dar una potencia total primaria de 9555.55 W, haciendo todas las consideraciones pertinentes como la degradación de eficiencia, factores orbitales, perdidas eléctricas y bajo las condiciones más desfavorables de la radiación solar, actualmente se usan muchas ramas paralelas para alcanzar potencias de kW, por lo que, esta propuesta es pertinente.

5.3 Subsistema de propulsión

El sistema de propulsión es el subsistema que se encarga de proporcionar la energía necesaria para alcanzar, posicionar y mantener el satélite en la posición orbital deseada durante toda su vida útil. Comparando este sistema con los grandes motores de lanzamiento, aquí el objetivo es tener control de actitud y mantener el satélite en la posición orbital, mediante maniobras orbitales, garantizando un sistema confiable, preciso y capaz de operar durante la misión. (Neri Vela, R., & Landeros Ayala, S., 2015)

La principal función de este sistema, como se mencionó en el párrafo anterior, es la inserción del satélite en la posición orbital; maniobras de corrección de inclinación o transferencia;

control de actitud para la orientación de las antenas/sistema de comunicación, y retirar el satélite de órbita al finalizar su vida útil. Cabe mencionar que el sistema de propulsión y el sistema de orientación se complementan y apoyan entre sí, pero no hay que confundirlos.

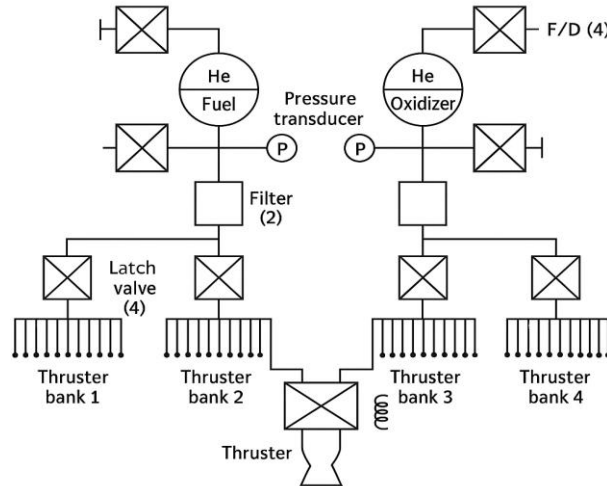
Este sistema genera empuje al expulsar gases a alta velocidad y temperatura a través de la tobera, cumpliendo con la tercera ley de Newton. La relación del empuje que se genere por cada unidad de peso de propelente consumida por segundo es el impulso específico. Entre mayor sea el impulso específico, se requerirá de menor masa de combustible para un mismo incremento de velocidad, reduciendo el peso del satélite y, en consecuencia, los costos de lanzamiento.

El empuje se define según el diseño del satélite. Los satélites que se estabilizan por giro tienen un empuje típico de 22 N; cuando la estabilización es triaxial, el empuje típico es de entre 10 y 22 N. Es importante hacer las consideraciones para evitar ruido en la orientación o compensar la inercia giroscópica, según el caso.

En términos generales, la propulsión satelital se clasifica en química y eléctrica (El-Sayed, 2016):

1. Propulsión química

- Monopropelente: Hace uso de un solo combustible, como la hidrazina (N_2H_4), que al pasar por un catalizador se descompone liberando gases que generaran el empuje. Es un sistema simple y fiable, usualmente útil para control de actitud y pequeñas correcciones orbitales.
- Bipropelente: combina un combustible y un oxidante (ej. MMH + N_2O_4), dando como resultado mayor impulso específico. Se usa en inserción orbital, grandes cambios de órbita y maniobras de escape. En la Figura 14 se puede ver el esquemático de un sistema de propulsión bipropelente.



2.
Figura 14. Esquemático de sistema de propulsión bipropelente. Neri Vela, R., & Landeros Ayala, S., (2015)

- Híbrida: mezcla combustible sólido con oxidante líquido. Aunque es segura en almacenamiento, su uso en satélites GEO y LEO aún es experimental.

3. Propulsión eléctrica

- Electrostática: incluye motores iónicos y de efecto Hall, que aceleran iones mediante campos eléctricos o magnéticos. Se emplean usualmente en satélites modernos para el mantener el satélite en órbita.
- Electromagnética: acelera plasma mediante campos eléctricos y magnéticos (ej. MPD, VASIMR), aún en fase experimental.
- Electro termal: calienta un gas por energía eléctrica y lo expulsa a través de una tobera, usualmente se utiliza en satélites pequeños o para correcciones finas.

Actualmente, se prefieren sistemas duales, es decir, combinar dos tipos de propulsión: motores químicos para alcanzar y ajustar la órbita, y propulsión eléctrica para mantener el satélite en posición orbital. Este arreglo optimiza el uso de combustible, reduce costos y alargar la vida útil del satélite, aprovechando la potencia de los sistemas químicos con la eficiencia de los eléctrico

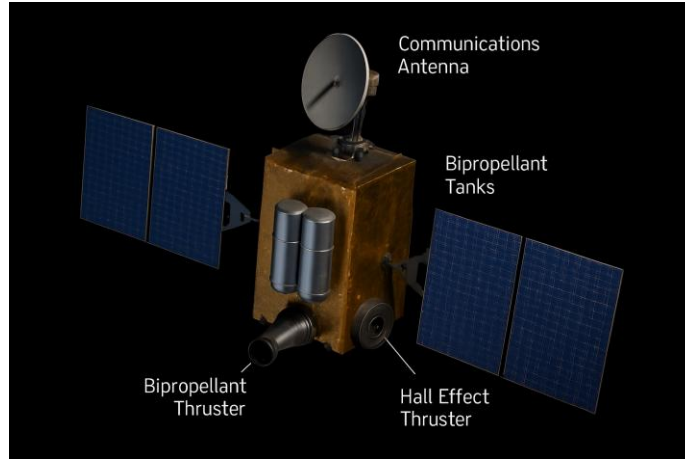


Figura 15. Diagrama de la integración y colocación de los componentes del subsistema de propulsión.

El principio, mediante el cual operan los propulsores químicos, es a partir de generar gases a altas temperaturas en el interior de una cámara de combustión mediante la reacción química de propelentes, y son acelerados al pasar por una tobera de escape. Proponemos un sistema de propulsión química bipropelente para la inserción orbital y cambios grandes de órbita para ello estimamos el siguiente flujo másico requerido considerando que:

- Los empujes típicos de los propulsores de satélites estabilizados por giro y triaxiales son aproximadamente de 22 Newtons
- Proponemos un sistema de propulsión química bipropelente de: $MMHN_2H_3(OH) + N_2O_4$ (tetróxido de dinitrógeno)
- Usando las tablas del combustible (punto anterior), tenemos un empuje específico para el vacío de 325 [s]

Sustituyendo en la ecuación de impulso específico y despejando:

$$I_{sp} = \frac{F}{\dot{m}g} \quad (5.20)$$

$$325 [s] = \frac{22 [N]}{\dot{m} 0.224 \left[\frac{m}{s^2} \right]}$$

$$\dot{m} = 0.3022 \left[\frac{kg}{s} \right]$$

Uno de los sistemas de propulsión eléctrica más empleados, en satélites de telecomunicaciones, es el propulsor de efecto Hall, perteneciente a la categoría de propulsores electrostáticos. Sus componentes principales son:

- Ánodo: Se encuentra dentro de una cámara anular de aceleración.
- Cátodo de descarga: Está fuera de la cámara y se encarga de emitir electrones hacia el interior.
- Campo magnético radial: Producido mediante electroimanes o imanes permanentes.
- Gas neutro: Usualmente xenón, por su alta masa atómica y facilidad de ionización.
- Cámara anular: Lugar para dar paso a la ionización y aceleración.

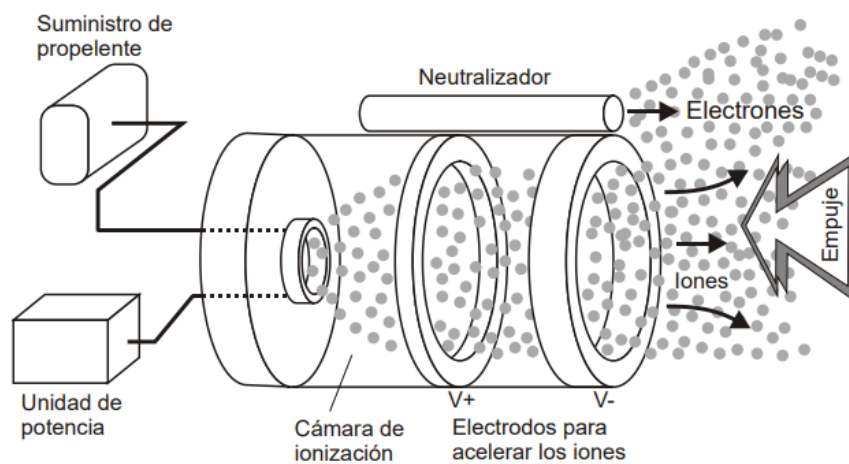


Figura 16. Diagrama de propulsor eléctrico de tipo Hall. Neri Vela, R., & Landeros Ayala, S., 2015

El propulsor de efecto Hall funciona mediante la inyección de un gas neutro, como el xenón, a baja presión dentro de una cámara anular. En esta región, un cátodo externo emite electrones que entran en la cámara y colisionan con los átomos de xenón, ionizándolos y generando iones positivos (Xe^+) y electrones libres. Al mismo tiempo, se establece un campo eléctrico axial entre el ánodo (ubicado dentro de la cámara) y el cátodo de descarga. Además, se aplica un campo magnético radial, perpendicular al campo eléctrico. Debido a la configuración cruzada de estos campos, los electrones quedan atrapados en un movimiento azimutal alrededor del eje del propulsor, generando una corriente conocida como corriente de efecto Hall. Mientras los electrones quedan atrapados, los iones positivos (debido a su mayor masa) no se ven afectados significativamente por el campo magnético y son acelerados axialmente por el campo eléctrico hacia la salida del propulsor. Esta aceleración genera un

chorro de iones de alta velocidad que genera el empuje del satélite. Finalmente, para evitar la acumulación de carga positiva en el chorro de escape, el cátodo también emite electrones hacia el haz de iones, neutralizando la carga para un funcionamiento estable.

Para el proyecto que estamos proponiendo recomendamos un sistema de propulsión dual, entre un motor químico de biopropelente con un propulsor eléctrico de tipo Hall. Mientras el primero garantiza el impulso inicial para alcanzar la órbita deseada el segundo se usará para mantenerlo en esa posición durante toda la misión.

5.4 Subsistema de control térmico

Para que cada subsistema funcione de manera correcta y optima es necesario mantener a cada uno en el rango de temperatura que le permita operar eficientemente (temperatura de operación), es por ello por lo que este subsistema es de suma importancia, pues con este se busca mantener un balance o equilibrio térmico dentro y fuera del satélite.

Como se mencionó en el subsistema eléctrico, el satélite se encuentra expuesto a diferentes temperaturas y, por lo tanto, radiaciones a lo largo de su vida de útil, además se genera calor en su interior cuya contribución principal proviene de los amplificadores de potencia; la energía que se absorbe del sol y de la Tierra. Por lo que, se debe de considerar la energía proveniente de la Tierra y la del Sol reflejada por su superficie, el calor generado al interior del satélite, el calor producido por la absorción de energía del Sol y finalmente, el calor radiado por el satélite al exterior, todas estas energías se deben de mantener lo más constante posible, con muy pocas variaciones para que el satélite funcione de manera íntegra y correcta.

La radiación espacial produce un efecto de ionización acumulada a largo plazo, generado principalmente por protones y electrones, el cual afecta a los dispositivos electrónicos basados en tecnología NMOS. Como consecuencia, puede provocar fallas en cualquier sistema electrónico que incorpore este tipo de tecnología.

Para proteger al satélite de la radiación, los sistemas se recubren con materiales que impidan la penetración de protones y/o electrones; un ejemplo común es el aluminio. Sin embargo, el nivel de protección depende también del grosor del material empleado.

Para estimar el grosor óptimo del blindaje, es necesario calcular previamente la radiación que recibirá el sistema. Para ello, puede utilizarse un simulador como STK, que permite realizar dicha estimación. Posteriormente, se consulta una gráfica que relaciona el grosor del material con la radiación incidente, como se muestra en la Figura 17 mencionada anteriormente. No debemos olvidar que debe considerarse que tanto el grosor como el material del blindaje deben estar alineados con los requerimientos de compatibilidad electromagnética, peso, espacio disponible y costo del satélite.

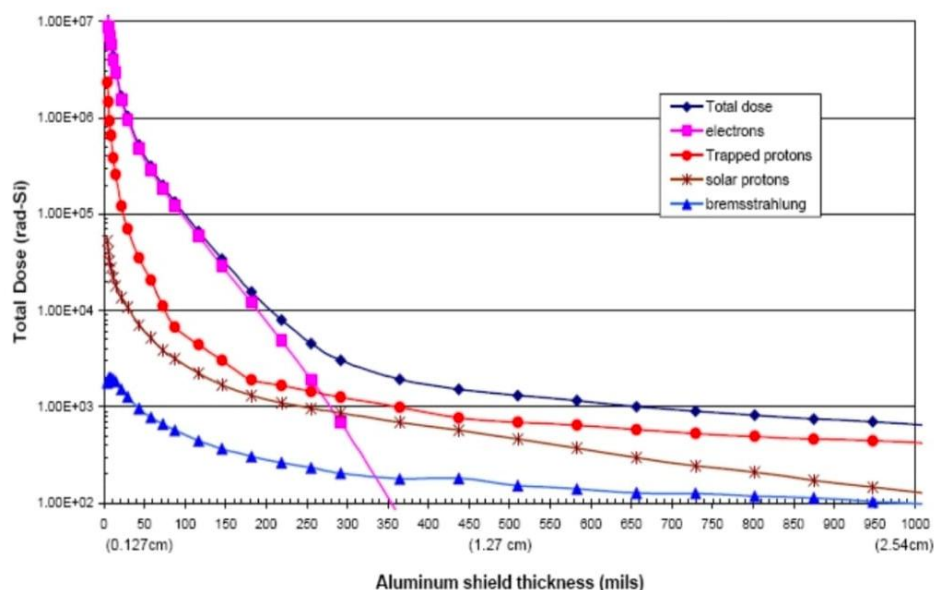


Figura 17. Curva característica para aluminio de dosis de radiación recibida según grosor del material. Christian Poiveiy, n.d.

Regresando al tema puramente térmico, este balance térmico es de mucha importancia sobre todo cuando ocurre un eclipse, ya que el satélite se enfría bruscamente al quedar en completa oscuridad y al ser expuesto de nuevo a los rayos del sol cambia bruscamente de temperatura, lo que puede afectar considerablemente el funcionamiento de sus subsistemas.

Para aproximar o estimar la temperatura se puede hacer uso de simuladores como STK, sin embargo, simplificando el modelo de desarrollo para nuestro subsistema de control térmico, consideramos únicamente dos fuentes principales de calor: la energía absorbida de la radiación solar y el calor generado internamente por el satélite. Dado que el satélite se encuentra en el vacío y está significativamente más expuesto a la radiación solar, por lo tanto,

el tipo de transferencia de calor que predomina y más nos interesa es la radiación. Por ello, trabajaremos con el siguiente balance de energía:

$$\{energía\ solar\ absorbida\} + \{calor\ interno\ generada\} = \{Calor\ radiado\}$$

Para alcanzar este equilibrio, se recurre principalmente a mecanismos de transferencia de calor por radiación, que es el proceso dominante en el entorno espacial. Por ello, se propone el uso de recubrimientos con distintos tipos de materiales que permitan proteger cada dispositivo según sus necesidades térmicas específicas. También, se plantea la implementación de reflectores ópticos de cuarzo en las caras del satélite, estos elementos actúan como filtros: reflejan la radiación solar en los rangos visible y ultravioleta, y al mismo tiempo permiten la salida de la radiación infrarroja generada por los equipos electrónicos hacia el espacio, facilitando la disipación del calor.

Para un satélite estabilizado en tres ejes, los radiadores se instalan en las caras norte y sur y se dimensionan para las condiciones más críticas de calor, que ocurren en el solsticio de verano para el radiador norte y en el solsticio de invierno para el radiador sur. En este caso, dado que las áreas de absorción y emisión son iguales, $A_a = A_e = A$. Por lo tanto, para cada radiador:

$$A = \frac{P}{\epsilon\sigma\eta T^4 - \alpha G} \quad (5.21)$$

De manera similar, para los paneles solares:

$$\alpha A_f G = (\epsilon_f A_f + A_b \epsilon_b) \sigma T^4 \quad (5.22)$$

Donde A_f y A_b son las áreas frontal y posterior de los paneles solares respectivamente. Esta ecuación determina la temperatura de equilibrio para un área de arreglo dada. Despreciando el espacio entre celdas y bordes, se obtiene:

$$T \approx \left[\frac{\left(\frac{\alpha}{\epsilon_f} \right) G}{\left(1 + \frac{\epsilon_b}{\epsilon_f} \right) \sigma} \right]^{1/4} \quad (5.23)$$

Dado que el satélite propuesto es triaxial cada panel se considera aislado, con una sola cara expuesta al Sol, y su geometría se aproxima al área de un disco equivalente (π) eliminando así el término $\left(1 + \frac{\epsilon_b}{\epsilon_f} \right)$, debido a que en este término se contabiliza tanto la radiación por la cara frontal como por la posterior. Finalmente se obtiene la forma de calcular la temperatura de equilibrio de las celdas solares:

$$T = \left(\frac{\alpha G}{\pi \epsilon \sigma} \right)^{1/4} \quad (5.24)$$

Donde:

- α : es la absorbencia solar (0.2 para reflectores ópticos de cuarzo de espejo silverado).
- ϵ : es la emitividad (0.8 para reflectores ópticos de cuarzo de espejo silverado).
- η : es la eficiencia de radiación (0.9 para reflectores ópticos de cuarzo de espejo silverado).
- σ : constante de Stefan – Boltzmann.
- T : es la temperatura termodinámica.
- G : es el flujo solar por unidad de área.
- A_a y A_e : son el área de absorptividad y emitividad respectivamente.

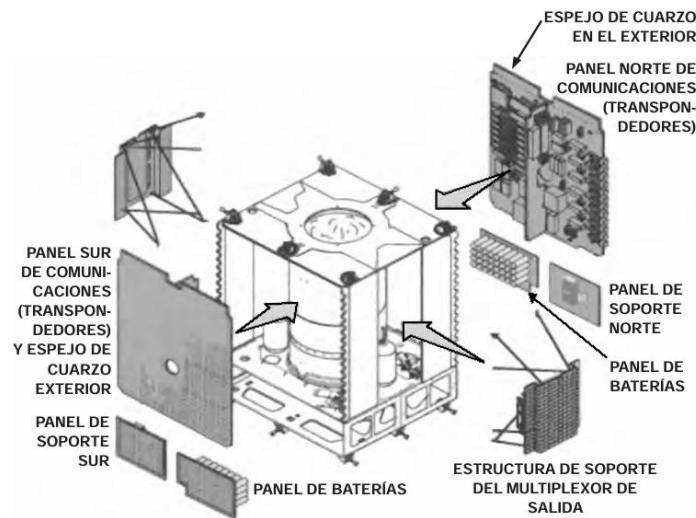


Figura 17. Diagrama de la integración y colocación del cuerpo principal del satélite triaxial (cortesía de Space Systems Loral)

Para los dispositivos externos como las antenas, se propone el uso de un aislante de temperatura, además el uso de colores específicos para el acabado de algunas partes del satélite, como pintura blanca en lugares de la estructura donde sea necesario absorber la radiación infrarroja de la Tierra y rechazar el flujo solar, pintura negra en lugares donde se necesite una absorbencia muy alta y pintura de aluminio para tener una baja emitancia y absorbencia. En la Figura 18 se muestra un ejemplo del satélite con los sistemas térmicos propuestos.

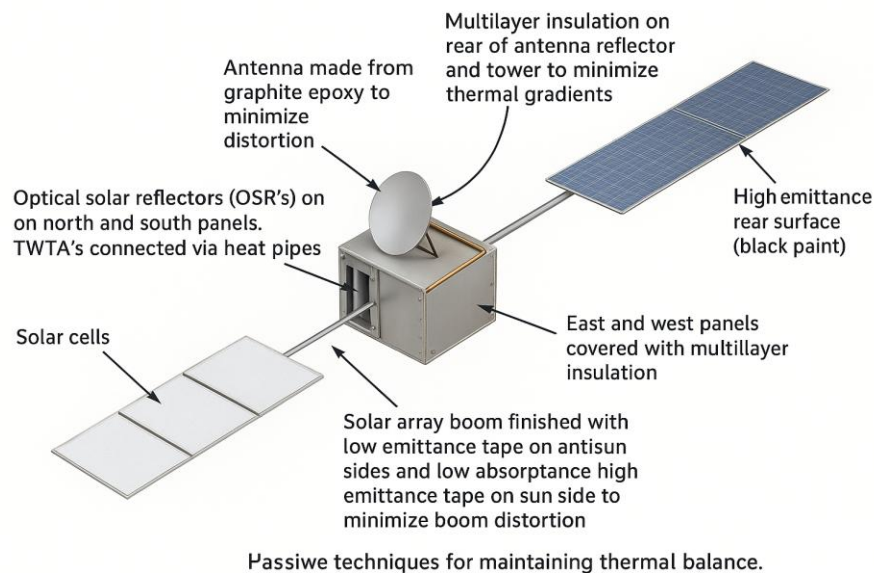


Figura 18. Técnicas pasivas para mantener el equilibrio térmico. Neri Vela, R., & Landeros Ayala, S., (2015)

Dado que es altamente probable que, durante su vida útil, el satélite atravesase periodos de eclipse, se propone la implementación de caloductos (heat pipes) como parte del sistema de control térmico. Estos elementos permiten redistribuir el calor generado por componentes internos, como los amplificadores de potencia, hacia otras zonas del satélite. Su uso es especialmente importante durante los eclipses. Donde el descenso térmico representa un riesgo para dispositivos sensibles como las baterías, las cuales pueden perder eficiencia o incluso dejar de funcionar a bajas temperaturas. Por lo tanto, se requiere un sistema pasivo de calefacción que ayude a mantener una temperatura estable y adecuada en el interior del satélite, minimizando los cambios térmicos bruscos y asegurando el funcionamiento continuo de todos los subsistemas.

5.5 Subsistema de posicionamiento y orientación

Dado que el satélite propuesto a lo largo de esta investigación es de comunicaciones, su objetivo principal es recibir señales radioeléctricas desde la tierra, específicamente desde el territorio mexicano y retransmitir dichas señales hacia el segmento espacial a través de antenas direccionales que deben permanecer orientadas hacia México en todo momento.

Por lo que, es necesario que la estructura satelital se mantenga orientada hacia la superficie de la Tierra, lo cual se obtiene mediante técnicas de estabilización por giro o estabilización triaxial. La primera consiste en que alguna parte del satélite o toda la estructura sea girada para conservar el equilibrio del conjunto mientras las antenas permanecen orientadas hacia la Tierra. La segunda consiste en la estabilización de la estructura mediante volantes giratorios que se colocan al interior sobre cada uno de los tres ejes utilizados como referencia para definir la orientación del satélite hacia la superficie terrestre.

Este subsistema funciona mediante un lazo de realimentación. Los sensores entregan la orientación medida del satélite respecto a una referencia conocida; el comparador calcula el error entre la actitud deseada y la actitud actual del satélite lo envía al procesador, donde se aplica la ley de control para genera órdenes de corrección. Dichas órdenes se envían a los actuadores: las ruedas de reacción modifican su velocidad para aplicar un par opuesto (preciso y continuo) y los propulsores aplican impulsos para correcciones grandes o descargar el momento acumulado en las ruedas.

Finalmente, se realiza una retroalimentación, en donde los sensores vuelven a medir la actitud de la nave, comparan el resultado con la referencia y el ciclo se repite hasta minimizar el error y mantener el apuntamiento. Este proceso se encuentra sintetizado en el diagrama de la Figura 19.

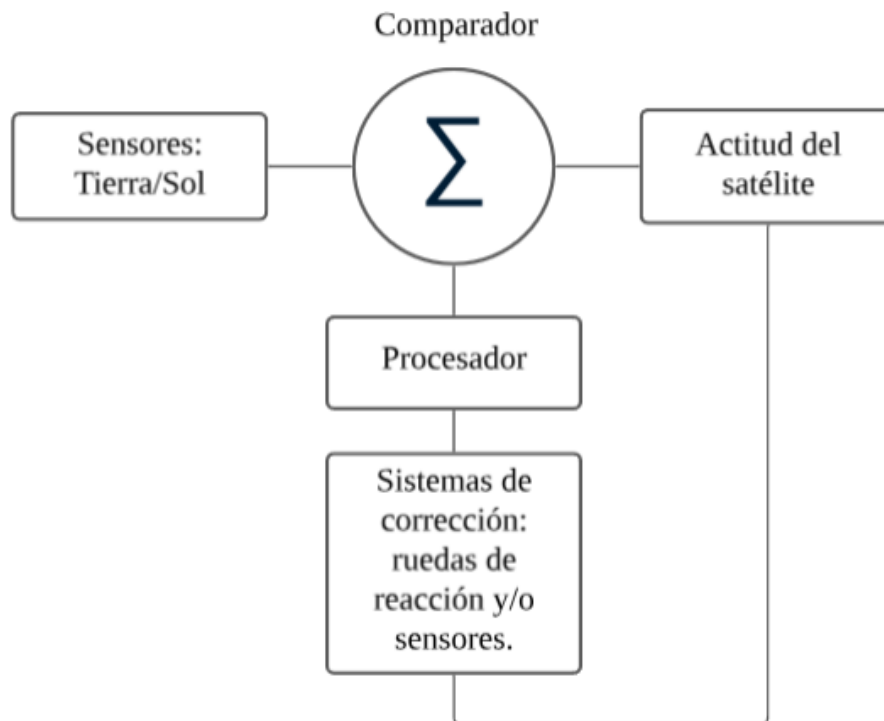


Figura 19. Subsistema básico de control de actitud

Para el caso de esta satélite resulta más conveniente el uso de tipo triaxial, el cual está compuesto de cuatro ruedas de reacción, aunque solo son necesario tres, la cuarta se añade en caso de que alguna falle. También, utiliza sensores terrestres y solares que son los encargados de mandar las coordenadas de la orientación del satélite en función de parámetros de la Tierra y del Sol.

Para el caso de las ruedas de reacción, se tienen las siguientes características:

Tabla 11. Características de las ruedas de reacción

Modelo	Momento angular [N*m*s]	Par [N*m]	Revoluciones	Potencia [W]	Masa [Kg]
			[± rpm]		
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

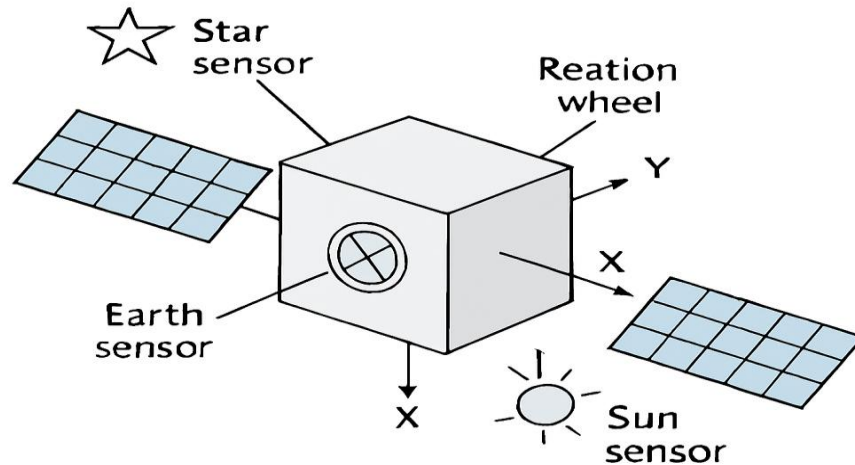
Para el caso de los sensores que son utilizados durante la orientación, tienen las siguientes características:

Tabla 12. 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
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

Para un satélite de grandes dimensiones como el que se está proponiendo, el uso de estabilización triaxial es más adecuado, especialmente por la necesidad de una alta precisión en la orientación y un adecuado desempeño en telecomunicaciones. Este método, emplea ruedas de reacción para mantener la estabilidad del satélite sin necesidad de rotar todo su

cuerpo, por lo tanto, se mejora significativamente el apuntado de las antenas y, en consecuencia, la calidad del servicio. Además, al evitar la rotación completa del satélite, se facilita el uso de antenas de grandes o instrumentos más complejos. Asimismo, los paneles solares se deben mantener orientados siempre hacia el Sol para aumentar la eficiencia energética del sistema.



Attitude and orientation control system of a geostationary satellite using reaction wheels and advanced sensors

Figura 20. Representación de sistemas de posicionamiento y orientación

5.6 Subsistema estructural

La base fundamental de un satélite está en su estructura, un esqueleto robusto y ligero que soporta y sostiene cada uno de los sistemas que permiten su funcionamiento. Más allá de ser un simple soporte, este chasis debe poseer una rigidez, la cual es necesaria para resistir las fuerzas y las aceleraciones al que el satélite está expuesto desde el momento de su lanzamiento. Por esta razón, este subsistema debe ser duradero, resistente y lo más ligero para optimizar el rendimiento y los costos de la misión.

La estructura estará expuesta a muchos desafíos mecánicos y ambientales. Debe absorber las vibraciones a las que estará expuesto en el lanzamiento, maniobras separación y al encender algún motor; soportar las elevadas aceleraciones que lo impulsan al espacio y mantener su

integridad frente a diversos esfuerzos mecánicos que surjan. Además, su diseño debe considerar la amenaza de los impactos de micro meteoritos y las fuerzas de atracción gravitacional de cuerpos celestes como la Tierra, la Luna y el Sol y las diferencias de temperatura. Incluso los empujes generados por su propio sistema de propulsión, necesarios para las maniobras orbitales, deben ser absorbidos y distribuidos por esta estructura.

Este sistema se divide en tres partes:

1. Estructura primaria: es la parte que transmite las cargas y sostiene a la carga útil, es de vital importancia ya que si presenta alguna falla puede generar la pérdida total del satélite.
2. Estructura secundaria: incluye componentes como los paneles solares, las antenas y al subsistema térmico, su falla no afectaría la integridad estructural, sin embargo, impactaría los objetivos de la misión.
3. Apéndices flexibles: En esta parte se analiza la interacción de los componentes con la dinámica del satélite, estos pueden ser la forma de emitir y transmitir de las antenas y el despliegue de los paneles solares.

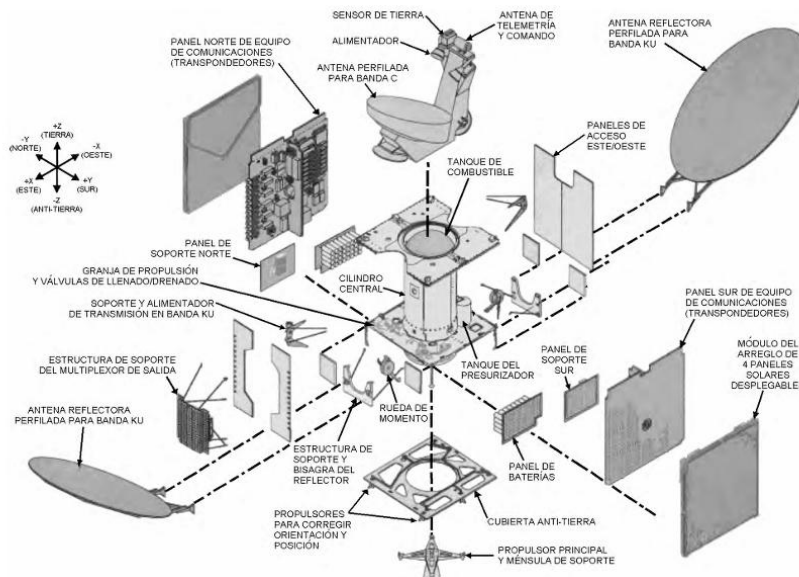


Figura 21. Diagrama de la posición relativa de los principales componentes de un satélite típico moderno con estabilización triaxial (Space Systems Loral)

Para el desarrollo de este subsistema es necesario seguir una metodología que asegure el correcto funcionamiento y el diseño más optimo y accesible para la misión, por lo que, se inicia con un proceso iterativo que consiste en la identificación de objetos y requerimientos de la misión, el diseño de los componentes por separados, una primera iteración del empaquetamiento del sistema, la selección de los materiales, su configuración final, el análisis y las pruebas. Para hacer este tipo de análisis se realizan comúnmente con software especializado como herramientas de diseño CAD en 3D y herramienta de simulación de CAE, en ellos se configuran y evalúan los materiales con sus propiedades y se ve la forma de interacción con el medio, de esta forma se obtiene un primer acercamiento de lo que se espera tener en la misión. Un software que se utiliza comúnmente para este tipo de pruebas es ANSYS, donde es posible cambiar las propiedades del sistema y analizar los efectos que se generan.

Luego de esto, se hace un análisis con cada uno de los subsistemas, se busca la manera de integrar todos los subsistemas dentro o fuera del satélite, se analiza su forma de interactuar y se hace un análisis más exhaustivo de los componentes que necesitaran un mejor control térmico, el gasto de energía que se tendrá y se aseguran de la compatibilidad de los componentes y corroboran que no existan interferencia entre componentes para evitar fallas durante la misión. Además de que se considera la compatibilidad electromagnética que tienen los subsistemas entre ellos.

En cuanto a la configuración específica del sistema estructural, tiene que ser un diseño bastante optimizado debido a que el peso de este tiene que ser de entre el 10 y 20% del total del satélite completo, es por ello que se utilizan diferentes elementos estructurales de tipo “truss” y “shell” para soportar cargas axiales y cortantes sin la necesidad de aumentar el peso del sistema, también están las estructuras de tipo sándwich (conocidas como Honeycomb, que es una configuración específica de este tipo de estructuras) las cuales consisten de una matriz cubierta por una placa, esto permite tener estructuras muy ligeras las cuales soporten cargas combinadas pero su costo es mucho mayor. Para estos componentes comúnmente se usan dos tipos de materiales, el primero son los materiales isotrópicos como el aluminio, magnesio, titanio, berilio, acero, los cuales tienen un comportamiento idéntico en todas sus direcciones. Los componentes con este tipo de comportamiento se evalúa su falla de una

manera muy sencilla, usualmente es aplicando el criterio de Von Mises, el cual es una equivalencia de los esfuerzos principales que sufre un cuerpo en todas sus direcciones y este se compara con el esfuerzo de cedencia del material (para cargas estáticas). El esfuerzo de VM se calcula de la siguiente manera:

$$\sigma_{VM} = \sqrt{\left(\frac{(\sigma_1 - \sigma_2)^2 + (\sigma_2 - \sigma_3)^2 + (\sigma_3 - \sigma_1)^2}{2}\right)} \quad (5.25)$$

Donde

$\sigma_1, \sigma_2, \sigma_3$ son los esfuerzos principales.

En cuanto a cargas dinámicas el procedimiento es algo similar pero el esfuerzo de Von Mises se compara con el esfuerzo de cedencia dinámico, el cual es el esfuerzo que una probeta puede soportar por 1 millón de ciclos, este valor se obtiene de los diagramas S-N de los materiales y tiene la siguiente forma:

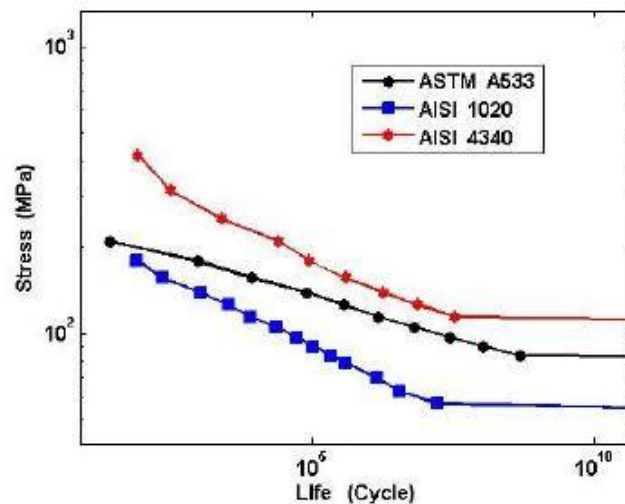


Figura 22. Diagrama S-N de diferentes aceros

Los segundos tipos de materiales son los ortotrópicos, los cuales tienen dos direcciones diferentes principales de comportamiento mecánico, y los anisotrópicos, que tienen 3. Los más usados de este tipo son los materiales compuestos como la fibra de carbono y Kevlar y materiales cerámicos. Estos materiales se modelan completamente diferente (usualmente asistido de computadora), el tensor de esfuerzos que los describe parte de la ley de Hooke y es el siguiente:

$$\begin{bmatrix} \sigma_{11} \\ \sigma_{22} \\ \sigma_{33} \\ \sigma_{23} \\ \sigma_{13} \\ \sigma_{12} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} C_{1111} & C_{1122} & C_{1133} & C_{1123} & C_{1113} & C_{1112} \\ C_{1122} & C_{2222} & C_{2233} & C_{2223} & C_{2213} & C_{2212} \\ C_{1133} & C_{2233} & C_{3333} & C_{3323} & C_{3313} & C_{3312} \\ C_{1123} & C_{2223} & C_{3323} & C_{2323} & C_{2313} & C_{2312} \\ C_{1113} & C_{2213} & C_{3313} & C_{2313} & C_{1313} & C_{1312} \\ C_{1112} & C_{2212} & C_{3312} & C_{2312} & C_{1312} & C_{1212} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_{11} \\ \varepsilon_{22} \\ \varepsilon_{33} \\ 2\varepsilon_{23} \\ 2\varepsilon_{13} \\ 2\varepsilon_{12} \end{bmatrix} \quad (5.26)$$

Para evaluar este tipo de materiales se hace por separado y se evalúa cada esfuerzo principal con su correspondiente esfuerzo de cedencia (estático o dinámico) en esa dirección.

Existen diferentes análisis para predecir el esfuerzo al cual se enfrentará el sistema estructural los cuales consisten en resolver modelos matemáticos de los correspondientes fenómenos.

Para obtener los esfuerzos causados por las vibraciones mecánicas existen dos rumbos diferentes: el primero es realizar un análisis espectral para encontrar las frecuencias de operación a las cuales se someterá nuestro sistema y posteriormente se realizará un análisis modal en el cual encontraremos las frecuencias a las cuales nuestro sistema entrará en la condición de resonancia, estos dos análisis se compararán y se verificará que las frecuencias obtenidas en ambos estudios no se empalmen. El otro camino es realizar el análisis espectral y hacer un análisis estructural con respuesta a frecuencia en el cual se evaluará en las frecuencias de operación obtenidas en el análisis espectral.

El análisis espectral es aquel que se basa en la descomposición de señales en sus componentes sinusoidales, cada una de ellas oscila a una frecuencia determinada con su correspondiente amplitud. Esto nos da la información en el dominio de la frecuencia mostrando la contribución de cada componente de frecuencia de la señal estudiada. (César Estrada, n.d.)

Para esto se siguen los siguientes pasos:

1. Se determina el periodo y frecuencia fundamental (ω_0) de la señal dada.
2. Se representa la señal en series de Fourier para una señal periódica y por la transformada de Fourier para las señales no periódicas.

$$\sum_{i=1}^n A_i * \text{sen}(2 * \pi * \omega_i) \quad (5.27)$$

3. Usando la representación de las series de Fourier, se buscan las frecuencias normalizadas, magnificaciones y los desfases de cada armónico.

$$\Omega_j = \frac{j^* \omega_0}{\omega} \quad (5.28)$$

$$H(\Omega_j) = \frac{\sqrt{1+(2*\zeta*\Omega)^2}}{\sqrt{(1-\Omega^2)^2+(2*\zeta*\Omega)^2}} \quad (5.29)$$

$$\varphi_j = \tan^{-1}\left(\frac{2*\zeta*\Omega_j}{1-\Omega_j^2}\right) \quad (5.30)$$

4. Se calculan las amplitudes y desfases de Fourier:

$$c_j = H(\Omega_j) \sqrt{a_j^2 + b_j^2} \quad (5.31)$$

$$c_0 = \frac{a_0}{2} \quad (5.32)$$

$$\phi_j = \tan^{-1}\left(\frac{a_j}{b_j}\right) \quad (5.33)$$

5. Si se busca el espectro se calcula y grafica las entradas y salidas:

Entradas: c_j

Salidas $c_j H(\Omega_j)$

Para calcular la respuesta forzada en el dominio del tiempo:

$$u(t)_F = \frac{1}{k} (c_0 + \sum_{j=1}^{\infty} c_j \sin(\Omega_j t - \varphi_j + \phi_j)) \quad (5.34)$$

Esto se puede realizar con una muestra aleatoria pero lo mejor es usar una muestra representativa del fenómeno para obtener información más fiable.

Un análisis modal se refiere a la forma en la que un sistema tiende a vibrar, este viene caracterizado por frecuencias características y direcciones principales en las que el desplazamiento tiende a ser el máximo y se le conoce como forma modal (Budynas & Keith Nisbett, n.d.). Esto lo podemos representar como:

Frecuencia modal + Forma modal = Modo de vibración; de igual manera:

Eigenvalores + Eigenvectores = Modo de vibración

Un análisis estructural con respuesta en frecuencia es aquel en el que se evalúa sobre un sistema una amplitud espectral en $\left[\frac{m}{s^2} \right]$ con respecto a su frecuencia característica en Hz.

Esto es justamente lo que obtenemos en el análisis espectral por lo que es muy útil realizar estos dos análisis ya que nos da un resultado muy completo. Para éste, existen dos soluciones, la solución modal y la directa.

La modal se obtiene al describir la ecuación del elemento finito dinámica en base neutral:

$$\hat{M}\eta'' + \hat{C}\eta' + \hat{K}\eta = \hat{F} \quad (5.35)$$

La solución directa se obtiene de asumir el comportamiento armónico de la respuesta y se da como parámetro de entrada a la excitación y su espectro para ir calculando cada uno de los componentes del vector de desplazamiento nodales para cada frecuencia de excitación y se resuelve la siguiente ecuación:

$$(\mathbf{1} + i\eta K) - \Omega_j^2 \mathbf{M}]U^j = F^j \quad (5.36)$$

A su vez, en nuestro caso es muy importante hacer un análisis estructural por efectos térmicos, este se considerará como estático debido a que se simplificará el proceso de acoplar los resultados. Esto se hace al resolver la ecuación del elemento finito pero usando diferentes términos, debido a que se cambia la matriz de rigidez por la matriz de conductividad térmica,

el desplazamiento nodal por la temperatura y el vector de fuerza por el vector de calor. Para ambos análisis estructurales se usará el criterio de Von Mises el cual se mencionó previamente y se sumará el esfuerzo máximo que se encuentre en los dos análisis.

$$\sigma_{Tot} = \sigma_m + \sigma_{term} \quad (5.37)$$

Este esfuerzo total es el que se considerará como el más completo y se comparará con la gráfica S-N de nuestro material para evaluar vida infinita, es decir, se hará el análisis de fatiga.

En nuestro caso proponemos usar una estructura principal hecha por componentes de tipo truss para todo tipo de cargas axiales y para los esfuerzos cortantes reforzaremos la estructura con placas logrando una estructura truss-shell, la cual es la más utilizada en este tipo de estructuras. Para la selección de material, se usarán los diagramas de Ashby, específicamente el cual relaciona la densidad con su dureza, Figura 23.

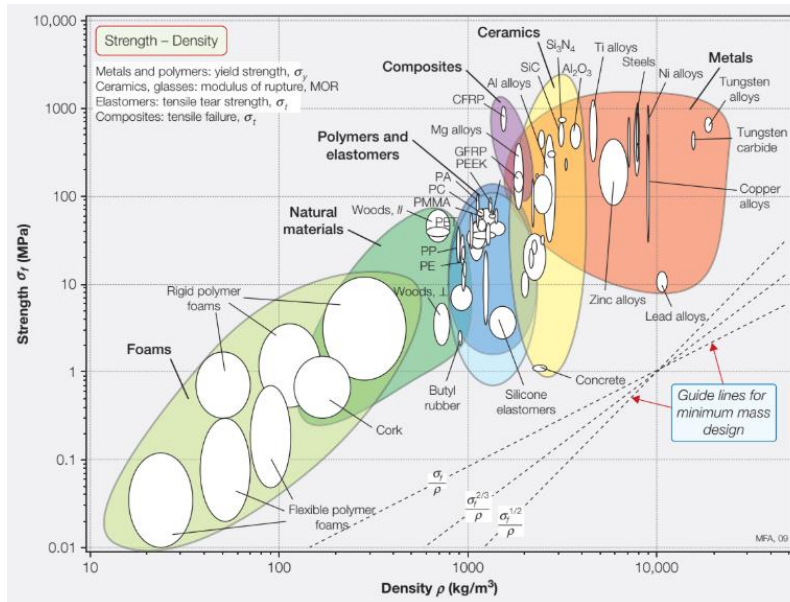


Figura 23. Diagrama de Ashby

Con este diagrama podemos seleccionar los materiales a usar ya que es muy fácil relacionar dos de los parámetros de mayor influencia para nuestro satélite. En este, hay tres líneas de guía las cuales se usan para considerar diferentes tipos de materiales (isotrópico, ortotrópico y anisotrópico), mientras mayor sea la pendiente representará un nivel de des-homogeneidad

mayor en el material a considerar. Esta línea se coloca en el eje de las abscisas dependiendo de los requerimientos mínimos a usar que se obtendrá con el esfuerzo máximo obtenido en el análisis estructural. Es casi seguro que los materiales a usar se encontrarán en la zona compuestos, cerámicos y metales con menor densidad.

5.7 Subsistema de telemetría, rastreo, comando (TTC) y OBDH

El subsistema de Rastreo, Telemetría y Comando (TTC) es el enlace operativo entre el satélite y el centro de control. A través de él se supervisa el estado del satélite y se envían órdenes seguras para operar, posicionar y orientar la plataforma. En paralelo, el Manejo de Datos a Bordo (OBDH, On-Board Data Handling) actúa como el cerebro del satélite, ya que, coordina la operación autónoma de los subsistemas, procesa la información que generan los sensores y ejecuta las acciones programadas o correctivas cuando es necesario. Ambos conforman el núcleo operativo y de control de la misión. (Neri Vela, R., & Landeros Ayala, S., 2015)

La telemetría mide y transmite a la Tierra variables indispensables para evaluar el estado del satélite como: voltajes, corrientes, presiones, temperaturas, potencias de salida de los amplificadores, posiciones de actuadores e interruptores, entre otras. Estas lecturas se convierten a digital, se multiplexan en el tiempo (TDM) y se envían en PCM a baja velocidad, con el fin de vigilar continuamente el funcionamiento y reaccionar prontamente si se detecta una anomalía.

El rastreo de posición y el cálculo de distancia se basan en dos métodos, el método por tonos, donde se modula en fase la portadora de subida con pares de tonos en el rango de los kilohertz; el satélite detecta esos tonos y remodula su propia portadora de bajada. En Tierra, se compara la transmitida con la recibida y, se calcula el rango con la diferencia. Por otro lado, el método por pulsos transmite trenes de pulsos que el satélite retransmite y el rango se obtiene por tiempo de vuelo (técnica tipo radar).

El enlace de comando habilita funciones, reconfigura el satélite y ejecuta maniobras. La secuencia típica para proteger el sistema es:

1. Envío de una señal de habilitación del sistema de comandos.

2. Transmisión y almacenamiento del comando.
3. Verificación por telemetría hacia la estación terrena
4. Ejecución del comando.

Entre las acciones más comunes están la conmutación de transpondedor, el station-keeping, los cambios de actitud, ajustes de ganancia, despliegue de antenas y paneles solares, entre otros. De acuerdo de la complejidad de los subsistemas de TTC y OBDH clasifica las funciones por complejidad (simple, típica o compleja) y estima la masa y la potencia en función a esa clasificación como se muestra en la siguiente tabla.

Tabla 14. Complejidad del subsistema TTC y OBDH

Requisitos o impedimentos	Complejidad del sistema		
	Simple	Típica	Compleja
Comandos de procesamiento			
Tasa de los comandos	50 cmds/s	50 cmds/s	≥ 50 cmds/s
Interfaz de la computadora	Ninguno	Computadora o almacenamiento	Si
Almacenamiento de comandos	Ninguno	Si	No es necesario
Número de canales	<200 canales	300 a 500 canales	>500 canales
Procesamiento de telemetría			
Tasa de telemetría			
Datos de maniobras	500 a 4 kbps	4 a 64 kbps	64 a 256 kbps
Datos de la carga útil	Ninguno	1 a 200 kbps	10 kbps a 10 Mbps
Interfaz de la computadora	Ninguno	Ninguno	Si
Número de canales	<200 canales	400 a 700 canales	>500 canales
Otros			
Reloj	Ninguno	Incluido	Incluido
Equipo de vigilancia	Ninguno	Si, con computadora a bordo	Incluido
Control de orientación	Ninguno	Ninguno	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	0.823	0.761	0.698
Redundancia	0.988	0.974	0.950
Confiabilidad de las partes clase S*			
Una sola cadena	0.939	0.908	0.829
Redundancia	0.999	0.996	0.963
Radiación (dosis total)	<2 Krads	2 a 50 Krads	50 Krads a 1 Mrads
Espera (meses después de ordenar)			
Clase B	6 a 12	6 a 12	9 a 18
Clase S	9 a 8	9 a 24	9 a 24

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

A partir de esta clasificación, se realiza la estimación de las dimensiones, la masa y la potencia para cada tipo de elemento

Tabla 15. Estimación de los parámetros de OBDH

Parámetro	Consideraciones	Complejidad del sistema		
		Simple	Típica	Compleja
Tamaño (cm ³)	Sólo comando	1 500 a 3 000	2 000 a 4 000	5 000 a 6 000
	Sólo 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)	Sólo comando	1.5 a 2.5	1.5 a 3.0	4.0 a 5.0
	Sólo 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)	Sólo comando	2	2	2
	Sólo telemetría	5 a 10	10 a 16	13 a 20
	Ambos	7 a 12	13 a 18	15 a 25

Con estas estimaciones se pueden realizar los cálculos para obtener las características del hardware y sus dimensiones, la masa de este subsistema y la potencia que demanda. Para el caso de la propuesta de nuestro satélite se puede implementar una lógica de tolerancia a fallos y algoritmos que tomen decisiones respecto a la orientación, estabilidad y a los demás subsistemas de manera autónoma para corregir errores o arreglarlos.

Es de suma importancia mantener el control y la operación del satélite durante toda su vida útil sobre todo por situaciones inesperadas o degradación de componentes, también este subsistema es el vínculo operativo entre el satélite y el centro de control de la tierra por lo que su correcto diseño y redundancia son críticos para la confiabilidad y disponibilidad del sistema espacial.

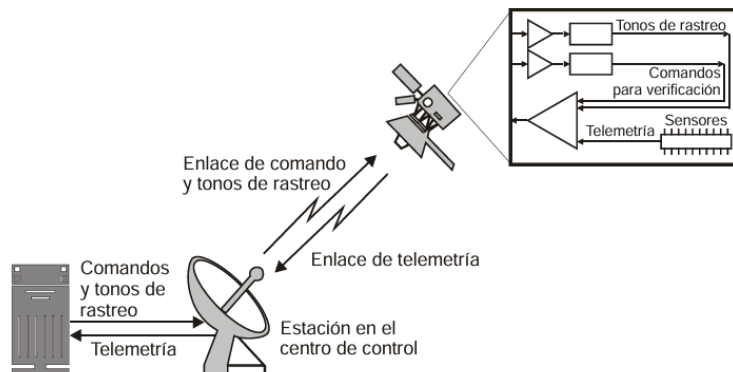


Figura 24. Diagrama del subsistema de rastreo, telemetría y comando

5.8 Peso

Uno de los parámetros más importantes durante el diseño, integración y operación de un satélite de comunicaciones es el peso total. Este factor influye directamente en aspectos como el tipo de lanzador, el costo total de la misión, la estructura del satélite, la eficiencia energética y, sobre todo, en la distribución de los subsistemas que lo constituyen. Por ello, la gestión adecuada del peso es esencial para garantizar la viabilidad técnica y económica del desarrollo de un sistema satelital, en especial en países como México, donde los recursos son limitados y se busca optimizar capacidades sin comprometer el desempeño.

5.8.1 Importancia del peso en el lanzamiento

El satélite debe de ser ligero para su transporte, y al mismo tiempo, resistente a las condiciones extremas del espacio exterior como las radiaciones solares, las altas temperaturas, las vibraciones mecánicas y los choques térmicos. Por lo que, es importante considerar que el peso puede afectar directamente la estabilidad del satélite al realizar maniobras orbitales e interactuar con la atmosfera terrestre, por esta razón debe existir un equilibrio entre la resistencia estructural, la eficiencia de transporte y la capacidad de carga útil.

Para un satélite mexicano moderno, como el que estamos proponiendo a lo largo de esta investigación, es indispensable garantizar la capacidad para el transporte de equipos de investigación, telecomunicación y sensores, sin que su masa se vea comprometida y asegurando que no impacten en el presupuesto estimado de la misión. Si la fabricación del satélite resulta ser sumamente costosa debido a su peso, esta propuesta no sería viable para el país, puesto que no podría llevar toda la carga útil necesaria y, en consecuencia, no cumpliría con los objetivos establecidos al inicio de la misión, es por ello, por lo que, se deben de analizar exhaustivamente los materiales y los procesos de fabricación para evitar que sean costosos y que el peso no sea excesivo.

Para su lanzamiento, el peso impacta directamente en el tipo de cohete requerido, ya que entre más pesado sea el satélite, más costoso será el lanzamiento debido a la capacidad necesaria del cohete, además de que el empuje necesario para ponerlo a la altura deseada será

mucho mayor, lo que aumentara el consumo de combustible, a su vez, el costo y la viabilidad de la misión.

Los satélites se clasifican de acuerdo con su tamaño como se muestra en la siguiente tabla:

Tabla 16. Clasificación de los satélites de acuerdo con su peso

Tipo de satélite	Peso
Femtosatélites	< 100 kg
Picosatélites	100 g – 1 kg
Nanosatélites	1 kg- 10 kg
Microsatélites	10 kg- 100 kg
Minisatélites	100 kg- 500 kg
Satélites medianos	500 kg – 1000 kg
Macrosatélites	>1000 kg

Este criterio es utilizado comúnmente por agencias espaciales y fabricantes para definir estándares de diseño, compatibilidad con lanzadores y costos de desarrollo.

5.8.2 Distribución del peso

En el diseño estructural de un satélite busca optimizar el uso de la masa, para obtener una alta confiabilidad sin exceder el límite de peso permitido por el vehículo lanzador, ya que esto puede afectar directamente factores como el costo, la arquitectura, el sistema de propulsión, la potencia disponible y, principalmente, la vida útil de la misión. El peso total se distribuye en los distintos subsistemas y en la carga útil que se requiere para el tipo de misión que se proponga.

Como se mencionó anteriormente, el subsistema estructural representa aproximadamente entre el 10% y 20% del peso total del satélite sin combustible. Además, componentes como paneles solares y reflectores también contribuyen al peso global, y deben diseñarse evitando interferencias mecánicas o resonancias perjudiciales que afecten a otros subsistemas o que no permitan el correcto funcionamiento del satélite.

Para reducir el peso sin comprometer la resistencia estructural, se propone el uso de materiales como:

- Aleaciones de aluminio y aluminio-litio.
- Compuestos de fibra de carbono.
- Titanio, en zonas críticas.

Estos materiales ofrecen alta rigidez con baja densidad, buena soldabilidad y resistencia a ambientes extremos del espacio, que son de gran ventaja para mantener el peso en un rango adecuado.

En general, la masa del satélite es una contribución de todos los componentes que lo conforman, como estructuras, dispositivos electrónicos, mecanismos de soporte, cableados y redundancia en los subsistemas, entre otros. Cada uno de ellos contribuye significativamente el peso total. No obstante, estos incrementos se pueden reducirse con el uso de tecnologías modernas, por ejemplo, antenas perfiladas que optimizan la masa y la complejidad del diseño, así como el posicionamiento estratégico de sensores de orientación, cuya correcta selección permite reducir su número sin afectar en la precisión. Asimismo, el uso de materiales más resistentes y ligeros contribuye a disminuir la masa. Sin embargo, estas propuestas de solución afectan directamente el costo del satélite, debido a que son mucho más costosas en comparación con las alternativas convencionales.

Además, estas consideraciones impactan en el despliegue orbital y en la eficacia de los sistemas de estabilización, control de actitud y el consumo del combustible y de energía durante las maniobras operativas.

En conclusión, reducir el peso del satélite puede tener un impacto positivo en el costo del lanzamiento, sin embargo, no significaría una reducción en el costo total de la misión. Por lo que se busca encontrar un equilibrio adecuado entre peso, costo y rendimiento, según los objetivos específicos de la misión.

5.8.3 Estimación de la masa

La estimación de la masa para un satélite de comunicaciones es de suma importancia porque tanto el costo del lanzamiento como del satélite dependen de este valor. Es posible hacer una estimación sumando las masas individuales de cada componente, pero es un proceso que solo puede hacerse después de tener el diseño y los componentes establecidos en su totalidad.

Sin embargo, se realizan cálculos preliminares de la estimación de la masa y la potencia requerida para aplicar determinadas consideraciones en el uso de ciertos componentes, ya que, desde un inicio se establece un presupuesto para el desarrollo del satélite y es importante apegarse a dicho presupuesto, porque puede que se realice un buen diseño, pero si su costo sobrepasa el presupuesto, no es viable y no se lleva a cabo dicho proyecto.

La estimación de la masa se calcula a través de ciertas relaciones que se presentan a continuación, obtenidas de Pritchard (1993).

Continuando con las consideraciones utilizadas a lo largo del subcapítulo 5.2 Subsistema eléctrico donde se determina P_A típicamente en el solsticio de verano.

La masa del subsistema de potencia primaria está dada por:

$$M_{pp} = M_a + M_b + M_c \quad (5.38)$$

Donde:

M_{pp} es la masa del panel solar

M_b es la masa de la batería

M_c es la masa de control de potencia

Para encontrar una aproximación de M_a y M_c se utilizan las siguientes formulas cuasi empíricas:

$$M_a = \frac{sP_a}{\gamma} + 10 \quad (5.39)$$

$$M_c = 0.001P_a + 10 \quad (5.40)$$

$$M_b = \frac{U}{\beta} = \frac{P_e T_e}{\beta d} \quad (5.41)$$

Donde γ es la potencia especifica en $\frac{W}{kg}$, entonces,

$$M_{pp} = \left(\frac{s}{\gamma} + 0.001 \right) P_a + \frac{(e + h)P_T + P_{h0} + P_{he}}{\beta \eta_d d} t_e + 20 \quad (5.42)$$

Donde

β es el factor de la batería $\frac{Wh}{kg}$

s es el factor “spin” $2 < s < \pi$ o es 1 para estabilización triaxial

e es el funcionamiento del transpondedor en eclipse

t_e es el tiempo de eclipse = 1.2 h

d profundidad de descarga

η_d es eficiencia de descarga, usualmente = 0.9

Al inicio de la década de 1990, el factor γ era de aproximadamente $30 \frac{W}{kg}$, valor que ha mejorado significativamente con el desarrollo tecnológico. En ese mismo periodo, las baterías de NiCd y NiH₂ presentaban valores cercanos a $30 \frac{W}{kg}$. Actualmente, las baterías de NiCd alcanzan entre 40 y $60 \frac{W}{kg}$, mientras que las de NiH₂ llegan a valores cercanos a $220 \frac{W}{kg}$, con una profundidad de descarga típica entre 0,7 y 0,8. Sin embargo, la tendencia actual en sistemas satelitales es la adopción de baterías de ion-litio, que ofrecen densidades energéticas de 150 a $250 \frac{Wh}{kg}$ y potencias específicas cercanas a 230 a $250 \frac{W}{kg}$.

Por otro lado, la masa de la carga útil se considera únicamente la masa total del transpondedor y de las antenas. Si hay n_i transmisores, cada uno de determinado tipo i con se considera su masa individual M_i , y si la masa de cada antena es M_{aj} , entonces:

$$M_{PL} = bR \sum_i n_i M_i + \sum_j M_{aj} \quad (5.43)$$

Donde R es la redundancia en el transmisor, b es el factor permitido para la masa de los receptores, switches, convertidores, filtros y toda la electronica restante del transpondedor. Los valores de b varían entre 1.1 a 2 dependiendo de la complejidad. Si se cuenta con los valores específicos de las masas de algún componente, es preferente usar estos valores en lugar de b .

Para reflectores parabólicos simples se utiliza la relación $\frac{f}{D}$, indica que la masa será proporcional al área superficial del reflector, que depende del cuadrado del diámetro. Debido a la complejidad de las antenas compuestas su masa varía rápidamente. Aunque es posible relacionar la masa de los subsistemas de soporte con la masa seca M_D este método no es recomendable, ya que no considera cómo varía dicha relación al aumentar la masa total, ni los cambios en la masa del transpondedor según la potencia primaria.

En este trabajo no es posible realizar cálculos más detallados de la propuesta, ya que ello requeriría contar con todos los componentes que integran cada subsistema. Además, los valores empleados en las estimaciones se basan en supuestos y parámetros típicos reportados en la literatura, no en datos de ingeniería reales del diseño. Un ejemplo de las relaciones de costo que se podría hacer se encuentra en la siguiente tabla (obtenida de Neri Vela & Landeros Ayala, 2015) donde es posible calcular la estimación del costo en relación con la masa.

Tabla 17. Relaciones de estimación de costo

Componente	Parámetro (X)	Rango	REC
Comunicaciones	Costo total del bus del satélite [KUSD]	8 000 – 5 0000	$0.1114 X^{1.1669}$
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	8 000 – 50 000	$0.0235 X^{1.2406}$
Nivel de programación	Costo total del bus del satélite	8 000 – 50 000	$0.229 X$
Equipo terreno de apoyo	Costo total del bus del satélite	8 000 – 50 000	$0.066 X$
Lanzamiento y operaciones de mantenimiento de órbita	Costo total del bus del satélite	8 000 – 50 000	$0.061 X$

Se propone una aproximación para la estimación de la masa, basada en la comparación con satélites de comunicaciones reales que operan en bandas y capacidades semejantes a las de esta propuesta, con el fin de obtener un rango de masa y costo más realista.

Tabla 18. Satélites reales con sus características

Satélite	Características
ViaSat-3	• Peso aproximado de 6 toneladas métricas (6000 kg). • Costo aproximado de 800 millones de dólares. (Incluyendo lanzamiento) • Potencia de hasta 25kW. • Banda Ka de alta potencia.
Satélite Júpiter 3 de Hughes	• Más de 500 Gbps de capacidad y velocidad de descarga de hasta 100 Mbps. • Peso alrededor de 9 toneladas. (9000 kg) • Costo inicial de 445 millones de dólares. • Utiliza las bandas Ka, Q y V.

Considerando que las características de esta propuesta de satélite son las siguientes:

- Potencia aproximada: 10 kW.
- Capacidad aproximada: 366 Gbps.
- Bandas Ka y Q/V.

Además, si consideramos que la masa está directamente relacionada con la potencia y con la capacidad del satélite, ya que estos factores determinan los componentes necesarios para satisfacer los requerimientos. Se puede realizar una extrapolación proporcional con los datos de la capacidad y el peso, de acuerdo con esto:

Extrapolación para el peso:

$$W_{est} = W_{ref} \left(\frac{Cap_{deseada}}{Cap_{ref}} \right) \quad (5.44)$$

$$W_{est} = 9000 \text{ kg} \left(\frac{366 \text{ Gbps}}{500 \text{ Gbps}} \right) = 6,588 \text{ kg}$$

Extrapolación para el costo:

$$Costo_{Gbps} = \frac{Costo_{total_{ref}}}{Cap_{ref}} \quad (5.45)$$

$$Costo_{est} = Costo_{Gbps} \times Cap_{des} \quad (5.46)$$

$$Costo_{Gbps} = \frac{445 \text{ M USD}}{500 \text{ Gbps}} = 0.89 \frac{\text{M USD}}{\text{Gbps}}$$

$$Costo_{est} = 0.89 \frac{\text{M USD}}{\text{Gbps}} (366 \text{ Gbps}) = 325.74 \text{ M USD}$$

Extrapolación para la potencia:

$$Costo_{kW} = \frac{Costo_{total_{ref}}}{P_{ref}} \quad (5.47)$$

$$Costo_{est} = Costo_{kW} \times P_{des} \quad (5.48)$$

$$Costo_{kW} = \frac{700 \text{ M USD}}{12 \text{ kW}} = 58.33 \frac{\text{M USD}}{\text{kW}}$$

$$Costo_{est} = 58.33 \frac{\text{M USD}}{\text{kW}} (10 \text{ kW}) = 583.3 \text{ M USD}$$

Promedio ponderado entre costo por Gbps y por kW:

$$Costo_{f_{est}} = \frac{Costo_{gbps} + Costo_{kW}}{2} \quad (5.49)$$

$$Costo_{f_{est}} = \frac{325.74 + 583.3}{2} = 454.52 \text{ M USD}$$

Esta extrapolación proporcional no da un valor exacto ni del peso ni del costo del satélite; sin embargo, se considera que el costo del satélite está relacionado de forma proporcional

tanto a su peso y a la potencia. Con estas fórmulas es posible obtener una estimación del costo de la propuesta, al basarse en satélites de comunicaciones reales con características similares en cuanto a la capacidad y la potencia.

De acuerdo con el libro Comunicaciones por Satélite (Neri Vela & Landeros Ayala, 2015) y con el ejemplo presentado en la siguiente tabla.

Tabla 19. Desglose de pesos y costos

Descripción	Peso (Kg)	Costo (k Dólares)
Antenas	107	10 755
Banda C	151	11 457
Band Ku	224	12 613
TTC	46	1 872
Orientación	84	4 320
Propulsión	204	6 075
Eléctrico	583	18 936
Estructura y térmico	528	7 479
IAT	-	16 371
Total	1 932	90 000

Utilizando el mismo procedimiento, pero con este ejemplo y el peso de 5940 kg:

Extrapolación para el costo:

$$Costo = \frac{Costo\ total_{ref}}{W_{ref}} \quad (5.50)$$

$$Costo_{est} = Costo \times W_{des} \quad (5.51)$$

$$Costo = \frac{90\ M\ USD}{1932\ kg} = 0.0466 \frac{M\ USD}{kg}$$

$$Costo_{est} = 0.0466 \frac{M\ USD}{kg} (6,588\ kg) = 307\ M\ USD$$

Comparando ambos costos es posible darnos cuenta de que la estimación para el ejemplo obtenido en el libro Comunicaciones por Satélite (Neri Vela & Landeros Ayala, 2015), es considerablemente menor. Sin embargo, la propuesta desarrollada en este trabajo es más semejante al satélite Júpiter 3, ya que, como se muestra en la tabla 19, está orientada al uso

de las bandas Ka y Q/V. Ambas operan a frecuencias más altas que las bandas C y Ku consideradas en el ejemplo de la tabla, lo que implica el uso de tecnologías y componentes más avanzados y costosos. Esta diferencia se refleja directamente tanto en el aumento de los costos como en el incremento del peso del satélite. Sin embargo, la estimación donde se obtiene un peso de 6588 kg y un costo de 307 M USD es significativa, ya que, es lo más cercano que se encuentran a parámetros reales obtenidos para misiones similares.

En resumen, el peso es una variable transversal a todo el ciclo de vida del proyecto, desde la selección del lanzador hasta la integración, pruebas, operación y disposición final. Su gestión efectiva requiere:

- Uso de materiales de alta eficiencia estructural.
- Arquitectura de diseño optimizada.
- Un presupuesto de masa bien definido y controlado.
- Herramientas de simulación -STK, Hyperworks, Ansys- para prever impactos en peso y desempeño.

Los subsistemas eléctrico, térmico y estructural son los que más peso aportan al sistema satelital, por lo que, estos subsistemas se deben analizar y considerar al momento de implementar estrategias de reducción de masa. Sin embargo, estas reducciones deben aplicarse con mucha precaución, ya que dichos subsistemas también son fundamentales para la operación continua de la misión. Por ejemplo:

- El subsistema eléctrico tiende a ser pesado debido a las baterías, los reguladores, convertidores y sistemas redundantes. Su diseño debe buscar la máxima eficiencia, sin comprometer la confiabilidad ni la duración de la misión.
- El subsistema térmico es crítico para mantener la integridad funcional de todos los demás componentes. Un mal diseño térmico puede acortar significativamente la vida útil de la misión, por lo que se recomienda optimizar su arquitectura, pero sin reducir su eficacia.

Finalmente, se debe tener en cuenta que una reducción excesiva del peso puede elevar los costos de producción debido al uso de materiales y tecnologías especializadas. Esto

representa un reto importante en contextos, donde el presupuesto destinado a la manufactura, pruebas, licencias, entrenamiento y lanzamiento es limitado. Por lo tanto, el diseño debe orientarse hacia una solución equilibrada entre ligereza, robustez y costo, permitiendo la viabilidad técnica y económica de misiones satelitales nacionales.

5.9 Redundancia

Existen dos tipos principales de redundancia generales:

- Redundancia en espera (stand by): los componentes de respaldo se activan solo si fallan los principales. Para un componente principal con tasa de falla λ_a y uno de respaldo con tasa λ_b , la confiabilidad es:

$$R = \frac{\lambda_b}{\lambda_b - \lambda_a} e^{-\lambda_a t} - \frac{\lambda_a}{\lambda_b - \lambda_a} e^{-\lambda_b t} \quad (5.5)$$

Si $\lambda_a = \lambda_b = \lambda$, se simplifica a:

$$R = e^{-\lambda t}(1 + \lambda t) \quad (5.53)$$

Para un sistema con n unidades totales y $m = n - N$ en espera, asumiendo conmutación perfecta y sin fallas en el respaldo.

$$R = e^{-N\lambda t} \sum_{k=0}^m \frac{1}{k!} (N\lambda t)^k \quad (5.54)$$

Si se conocen las tasas de falla de conmutación y componentes inactivos:

$$R = e^{-N\lambda t} [1 + Nab + \frac{1}{2!}(Na)(Na+1)b^2 + \dots + \frac{1}{m!}(Na)(Na+1) \dots (Na+m-1)b^m] \quad (5.55)$$

$$a = \frac{\lambda}{\mu + \lambda_s} \quad (5.56)$$

$$b = 1 - \exp[-(\mu + \lambda_s)t] \quad (5.57)$$

Donde:

μ es la tasa de falla del componente inactivo.

λ_s es la tasa de falla del proceso de conmutación.

- Redundancia activa: Todos los componentes redundantes operan simultáneamente, por lo que, si uno falla, los demás continúan operando sin interrupción perceptible.

$$R = \sum_{k=N}^n \frac{n!}{k! (n-k)!} p^k (1-p)^{n-k} \quad (5.58)$$

Donde $p = e^{-\lambda t}$ es la probabilidad de supervivencia de cada componente.

Ambas tienen ventajas según el contexto, pero también significan costos adicionales de masa, energía y complejidad en el sistema que deberán considerarse para seleccionar la mejor configuración a implementar.

Uno de los ejemplos más comunes de implementación de redundancia es en el subsistema de comunicaciones son los amplificadores de alta potencia como los TWTAs (Travelling Wave Tube Amplifiers) presentan una confiabilidad limitada (~ 1500 FITs), por lo cual se instalan múltiples unidades en redundancia, junto con conmutadores que permiten su reemplazo automático en caso de falla. Debido a que es imposible realizar mantenimiento físico en órbita, una de las estrategias más importantes para garantizar la continuidad del servicio es la implementación de redundancia en los diferentes subsistemas. Esta estrategia permite compensar el impacto de fallas en componentes críticos, esto aumenta la probabilidad de que el satélite cumpla con su vida útil esperada y garantice la continuidad de los servicios.

Un caso específico es el satélite Satmex 5, donde se utiliza una configuración de redundancia 4 a 2 en receptores para la banda C, esto quiere decir que sólo se requieren de dos receptores funcionando, pero se tienen dos más en caso de falla permitiendo mantener la operatividad ante múltiples fallas. En esta configuración, los conmutadores de microondas direccionan las señales hacia los receptores activos o de respaldo cuando ocurren fallas en el sistema.

Al hablar de redundancia se tienen que mencionar la confiabilidad y disponibilidad, ya que estos, son dos parámetros importantes en el diseño y operación de satélites de comunicaciones.

La confiabilidad de un satélite se define como la probabilidad de que este opere correctamente durante toda su vida útil, mientras que la disponibilidad se refiere al tiempo efectivo en el que puede brindar servicio sin interrupciones. Ambos están directamente relacionados con la arquitectura del sistema: la confiabilidad puede aumentarse mediante la redundancia de equipos o sistemas, y la disponibilidad mejora con la incorporación de

redundancia activa, donde múltiples equipos operan en paralelo sincronizado, permitiendo la corrección inmediata ante fallas.

5.9.1 Fallas y desgaste

La confiabilidad de un sistema espacial está influenciada por dos tipos principales de fallas: fallas aleatorias y fallas por desgaste. Estas se representan típicamente mediante el gráfico de tasa de falla frente a la edad del sistema, conocido como la "curva de bañera", que distingue tres regiones: mortalidad infantil, vida útil y desgaste. La primera región se caracteriza por una alta tasa de fallos que se disminuyen con el tiempo, la segunda, es la fase donde los fallos se mantienen relativamente constantes, estos fallos usualmente no están relacionados con el diseño y la fabricación, finalmente, la tercera región, es la tasa de fallos por desgaste y envejecimiento natural de los componentes.

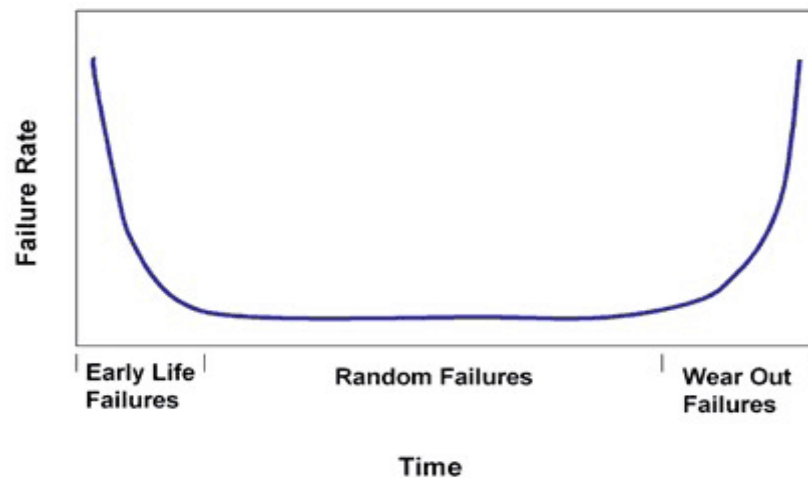


Figura 25. Tasa de fallos frente a la vida del satélite.

Para eventos aleatorios, como fallas de componentes, se asume una distribución de Poisson, donde la probabilidad de exactamente n fallas en un intervalo de tiempo dado es:

$$P(n) = \frac{a^n}{n!} e^{-a} \quad (5.59)$$

Donde:

$a = \lambda t$ es el numero promedio de fallas en el tiempo t .

λ es la tasa de falla (fallas por unidades de tiempo)

t es el tiempo operativo

La confiabilidad del sistema (probabilidad de que no haya fallas) se obtiene para $n = 0$ es

$$R_c = P(0) = e^{-a} = e^{-\lambda t} \quad (5.60)$$

El tiempo medio hasta la primera falla se calcula como:

$$\omega(t) = \lambda e^{-\lambda t} \quad (5.61)$$

Y el tiempo medio hasta la falla (MTTF) es:

$$T = \int_0^{\infty} \lambda t e^{-\lambda t} dt = \frac{1}{\lambda} \quad (5.62)$$

En algunos componentes como cojinetes, válvulas solenoides y tubos TWT, las fallas no son aleatorias, sino que siguen una distribución normal (gaussiana). En este caso, la confiabilidad está dada por:

$$R_{\omega} = \int_t^{\infty} \frac{1}{\sigma\sqrt{2\pi}} e^{-\left(\frac{(t-\mu)^2}{2\sigma^2}\right)} dt \quad (5.63)$$

Donde:

μ es la vida media del componente.

σ es la desviación estándar de la vida útil.

La vida útil del sistema puede modelarse como un truncamiento de una vida exponencial. La vida útil promedio truncada τ para una duración de misión U es:

$$\tau = \int_0^U \lambda t e^{-\lambda t} dt + e^{-\lambda U} \int_0^U t \delta(t - U) dt = T \left(1 - e^{-\frac{U}{T}}\right) \quad (5.64)$$

Esto permite estimar el número de lanzamientos requeridos para mantener la cobertura durante una vida útil L :

$$n = \frac{L}{pT(1 - e^{-\left(\frac{U}{T}\right)})} \quad (5.65)$$

Donde p es la probabilidad de éxito en un lanzamiento.

La disponibilidad del sistema con tiempo de reemplazo T_R es:

$$A = 1 - \frac{T_R}{pT} \quad (5.66)$$

Y con un satélite en órbita de respaldo:

$$A = 1 - 2 \left(\frac{T_R}{pT} \right)^2 \quad (5.67)$$

5.9.2 Evaluación de la confiabilidad

La confiabilidad en un satélite es la probabilidad que tiene para alcanzar el final de su vida útil operando de manera esperada para cumplir con la totalidad de la misión el tiempo estimado. Otro parámetro importante es la disponibilidad y se refiere a la productividad del satélite al ser operado, ambos parámetros nos una guía para determinar la redundancia requerida según el subsistema, esto nos ayudara a mejorar aumentar la probabilidad de éxito de la misión.

Para calcular la confiabilidad de nuestro sistema según el libro (Neri Vela & Landeros Ayala, 2015) tenemos:

$$P(n) = \sum_{i=1}^m P_i(n) \quad (5.68)$$

Donde $P_i(n)$ representa la probabilidad de supervivencia de cada parte del sistema. Para hacer una simplificación, se hace uso del FIT9 el cual representa el número de fallas que puede tener una componente en 10⁹ horas de operación; este parámetro es conocido para cada componente, pieza y equipo del satélite y debe ser proporcionado por el fabricante. Haciendo uso de los FIT's en la ecuación anterior obtenemos:

$$P_{FIT} = \sum_{i=1}^m P_{iFIT} \quad (5.69)$$

El impacto de la redundancia se puede modelar y calcular empleando valores de FIT (Failures In Time). A mayor número de componentes redundantes, menor será la tasa de fallas efectiva. Por ejemplo, se ha demostrado que:

- Con un solo TWTA, la confiabilidad a 15 años puede ser del 82%.
- Con dos TWTAs en redundancia, aumenta al 90%.
- Con cuatro, se puede alcanzar hasta el 94%.

Estos valores muestran cómo la confiabilidad crece con la redundancia, aunque con retornos decrecientes y un aumento considerable de costos y peso.

5.9.3 Consideraciones de diseño

La redundancia también influye en el diseño térmico, estructural y de energía. El número adicional de componentes implica mayor masa, consumo eléctrico y disipación térmica. Por esta razón, los diseñadores deben encontrar un equilibrio entre la confiabilidad deseada y las restricciones presupuestales y técnicas del satélite. Se ha observado que alcanzar confiabilidades del 99.99% puede ser poco viable económicamente.

La redundancia es una característica fundamental de un sistema y en especial para un sistema satelital en el que hacer mantenimiento físico es imposible, particularmente en aquellos destinados a servicios de comunicaciones que requieren alta disponibilidad y confiabilidad. Aunque la redundancia incrementa la masa y el costo, sus beneficios en términos de confiabilidad operacional justifican su uso. El mejor diseño de la redundancia debe considerar tanto criterios técnicos como económicos, siendo una de las decisiones clave en la arquitectura de un sistema satelital.

5.9.4 Redundancia en los subsistemas

Es importante considerar que es posible generar que todos los subsistemas del satélite sean redundantes, sin embargo, como se mencionó en el capítulo del peso, podría aumentar excesivamente el peso del satélite generando que la misión ya no sea viable. A continuación, se presentan algunas propuestas de componentes redundantes para cada subsistema, se llegó a esto a través de los satélites referencias que hemos mencionado anteriormente como el Jupyter3.

Tabla 20. Alternativas redundantes para cada subsistema

Subsistema	Alternativas redundantes
Eléctrico	Elección adecuada de baterías y paneles solares. Rutas alternativas para el cableado y la distribución.
Estructural	Diseño de elementos estructurales que soporten las cargas si uno falla; uso de materiales con doble propósito (ejemplo que generen un soporte y sean capaces de soportar la radiación).
Posicionamiento y orientación	Análisis de tolerancia a fallas en los sensores. Duplicar elementos como: sensores estelares, giroscopios y magnetómetros
Potencia	Configuraciones alternas de paneles y baterías. Redundancia en reguladores y convertidores.
Térmico	Sistemas pasivos (multicapa, pintura térmica) y activos (resistencias redundantes, válvulas de calor).
Telemetría, Rastreo, Comando (TTC) y OBDH	Canales redundantes de comunicación; procesadores duales; relojes independientes.
Propulsión	Integración de sistemas con LAM y propulsores iónicos; válvulas de respaldo; tanques múltiples.
Comunicaciones y antenas	Amplificadores de potencia (1+1, 3+2). Moduladores y convertidores de frecuencia duplicados.

5.10 Compatibilidad electromagnética

La compatibilidad electromagnética (EMC) es un factor clave en el diseño e integración de un satélite de comunicaciones, ya que en un espacio reducido conviven numerosos subsistemas electrónicos trabajando al mismo tiempo. El propósito es sencillo, pero complejo de lograr: que todos los componentes funcionen simultáneamente sin generarse interferencias que afecten el rendimiento global del satélite.

La energía electromagnética (EM) que entra a un sistema indica el nivel de ruido y la intensidad de las señales generadas por sus componentes. Es importante considerar que cada

componente del sistema es una fuente de emisión de ondas electromagnéticas (OEM). Por lo tanto, se debe determinar la distribución del campo de OEM en diversos puntos del sistema y analizar cómo es el acoplamiento de estas ondas. Las formas principales de acoplamiento incluyen:

- Galvánico: que ocurre por impedancias comunes.
- Capacitivo/eléctrico: que se manifiesta a través de los efectos de la interacción de los campos eléctricos entre circuitos.
- Inductivo/magnético: debido a los efectos de la interacción de los campos magnéticos entre circuitos
- Electromagnético: surgen de los efectos EM radiados, efecto de radiación.

Cuando conocemos las características y/o el tipo de acoplamiento, de nuestro sistema podemos definir cuál es la mejor acción para evitar el ruido, minimizarlo o eliminar su efecto, podemos:

1. Modificar las características del componente que genera el ruido (la fuente), voltaje, corriente, frecuencia de operación, dimensiones.
2. Elegir un receptor (el componente que se ve afectado por el ruido) insensible al ruido.
3. Eliminar o minimizar los canales de acoplamiento de ruido.

En términos teóricos, la EMC se apoya en el análisis de los campos electromagnéticos descritos por las ecuaciones de Maxwell para conocer la interacción del campo eléctrico (E) y el campo magnético (H) con el medio.

$$\Delta \cdot \overline{D} = \rho : \text{Ley de Gauss} \quad (5.70)$$

$$\Delta \cdot \overline{B} = 0 \text{ Ley de Gauss} \quad (5.71)$$

$$\Delta \times \overline{E} = -\frac{\delta \overline{B}}{\delta t} : \text{Ley de Faraday} \quad (5.72)$$

$$\Delta \times \overline{H} = J + \frac{\delta \overline{D}}{\delta t} : \text{Ley de Ampere - Maxwell} \quad (5.73)$$

El acoplamiento electromagnético ocurre cuando las dimensiones no son tan pequeñas respecto a la longitud de onda ($l = 10 \lambda$ $l=10\lambda$) para este caso se considera la dimensión geométrica más larga dentro del arreglo.

La distancia entre módulos, componentes o subsistemas, así como las mismas características de los mismo pueden hacer que se comporten como entes receptoras o transmisoras. Para caracterizar la distancia debemos conocer la frecuencia de operación para definir la zona cercana y la zona lejana con $\frac{1}{6}\lambda$, donde:

$$\frac{1}{6}\lambda > \text{Distacia} : \text{Zona Cercana}$$

$$\frac{1}{6}\lambda < \text{Distacia} : \text{Zona Lejana}$$

En zona cercana analizamos campo eléctrico, campo magnético y los acoplamientos eléctrico, magnético y galvánico. Como se muestra en la figura 26, existen dos modelos para estimar los campos radiados en la zona cercana: el elemento fundamental eléctrico (EFE) y el elemento fundamental magnético (EFM). Sus características se distinguen en que el EFE presenta dos componentes eléctricas y una componente magnética, por lo que su emisión es mayoritariamente eléctrica ($Z_{EM} > Z_{TEM}$); mientras que el EFM tiene una componente eléctrica y dos componentes magnéticas, siendo su emisión mayoritariamente magnética ($Z_{EM} < Z_{TEM}$).

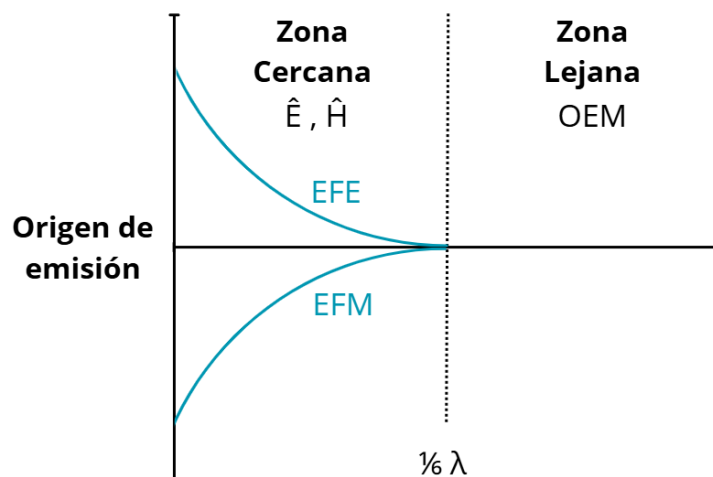


Figura 26. Diagrama representativo para ZL y ZC

Para zona lejana analizamos la onda electromagnética y la propagación de onda electromagnética (OEM) en un medio simple: transversal eléctrico (TE), transversal magnético (TM), transversal electromagnético (TEM) y/o Híbrido electromagnético (HEM). Es decir, la radiación se analizará con las ecuaciones de Maxwell.

Es importante identificar en qué zona electromagnética se encuentran nuestros sistemas entre sí, ya que de ello dependerá cómo los modelaremos para predecir su comportamiento y elegir la estrategia necesaria para contrarrestar los efectos electromagnéticos que puedan afectarlos y no empeorar el comportamiento del sistema.

Cuando consideramos implementar blindajes electromagnéticos, una onda incidente interactúa con el material de la barrera, generando una onda reflejada y una onda transmitida que penetra dicho material. Cuando el material es conductor, se producen pérdidas de energía significativas, principalmente por absorción y reflexión. La magnitud de esta atenuación depende directamente de las propiedades electromagnéticas del material, su espesor y, de manera crucial, del número de profundidades de la piel (skin depth) que el espesor representa.

Estas características las podemos aprovechar para el diseño de blindajes electromagnéticos eficaces; sin embargo, se generan diferencias de potencial que inducen corrientes eléctricas en el material. Estas se eliminan conectándolas a tierra para disipar la energía y evitar interferencias. No obstante, usar blindajes no siempre es la solución, ya que, dentro del blindaje, la formación de ondas estacionarias puede inducir fenómenos de resonancia con el componente blindado, comprometiendo el funcionamiento de la fuente de emisión contenida. Es decir, el blindaje puede beneficiar al receptor, pero podría afectar a la fuente.

Mencionado lo anterior, nuestro objetivo es ubicar los sistemas dentro de zonas de influencia lejanas para modelar con las ecuaciones de propagación de OEM, los cuales resultan más sencillos de atenuar. Cuando los sistemas se encuentran en la zona lejana, es posible reducir o incluso evitar la implementación de medidas adicionales de atenuación, logrando un buen desempeño simplemente mediante una correcta disposición física.

De los subsistemas que hemos presentado podemos definir las distancias mínimas a las que deberán posicionarse los componentes. En la tabla 21 en la columna “ $1/6 * \lambda * (ZC/ZL)$ ” se presentan las distancias mínimas para encontrarlos en la zona lejana del sistema.

Tabla 21. Tabla de análisis para distancia de zona lejana y zona cercana.

Sistema	Frecuencia de operación [Hz]	Longitud de onda [m]	$1/6 * \lambda * (ZC/ZL)$ [m]
Comunicaciones	3.50E+09	8.57E-02	0.01
Eléctrico	4.20E+09	7.14E-02	0.01
Posicionamiento	1.00E+10	3.00E-02	0.50
Telemetría	5.22E+09	5.75E-02	0.01

A partir de los resultados, se observa que todos nuestros componentes pueden ubicarse en la zona lejana. Por lo tanto, se buscará posicionarlos a la distancia mínima indicada en la última columna de la Tabla 21. Con esta información, es posible establecer un sistema de coordenadas que permita definir una ubicación preliminar para cada uno de los subsistemas.

Al conocer la región en la que operan nuestros subsistemas, también podemos identificar a qué tipo de pruebas de compatibilidad electromagnética serán más susceptibles. Además, esto nos permite caracterizar su comportamiento utilizando las ecuaciones de campo eléctrico y magnético correspondientes, según si cada subsistema se comporta predominantemente como una fuente eléctrica o magnética para predecir su respuesta a diferentes distancias.

Entre las principales fuentes de emisión electromagnética se encuentran:

- Transpondedores y amplificadores de potencia (como los TWTAs), por sus altas frecuencias y potencias.
- Antenas de transmisión y recepción, que deben evitar irradiaciones fuera de banda y efectos de intermodulación.
- Equipos digitales y fuentes de energía, que generan armónicos y ruido por conmutación.

Estas fuentes suelen modelarse mediante radiadores ideales: el dipolo eléctrico, típico de sistemas de alta tensión y baja corriente, y el dipolo magnético o loop, característico de alta

corriente y baja tensión. Este enfoque facilita la simulación de los campos generados y la aplicación de medidas de mitigación.

En lo que respecta a propagación, reflexión y blindaje, el paso de ondas electromagnéticas entre materiales distintos provoca fenómenos que se estudian a partir de las condiciones de frontera de Maxwell. De ahí surgen parámetros clave como los coeficientes de reflexión y transmisión, la razón de onda estacionaria (SWR) y el ángulo de Brewster, fundamentales para diseñar blindajes efectivos. Estos blindajes protegen a los subsistemas sensibles del ruido interno y externo mediante materiales con alta conductividad o permeabilidad.

La verificación de la EMC en pruebas físicas incluye:

- Pruebas de emisiones radiadas.
- Simulación del entorno electromagnético en campo cercano y lejano.
- Ensayos de inmunidad ante interferencias externas.
- Cálculo de contornos de irradiación para evitar emisiones fuera del área de cobertura.

El cumplimiento se asegura siguiendo estándares internacionales de compatibilidad electromagnética como MIL-STD-461E, cuyas pruebas requeridas y objetivos para sistemas espaciales son, como se muestra en la tabla 22 obtenida del estándar antes mencionado:

1. CE102: Mide las emisiones e interferencias debidas a la conducción para rangos de operación de 10 kHz a 10 MHz en cables de alimentación.
2. CE101: Mide la susceptibilidad por conducción en líneas de alimentación para rangos de operación de 30 Hz a 15 kHz.
3. CS114: Mide la susceptibilidad por conducción en los para rangos de operación de 10 kHz a 200 MHz en cables de alimentación.
4. CS115: Mide la susceptibilidad por conducción ante impulsos (respuesta al impulso), es decir, mide la respuesta ante descargas en el sistema.
5. CS116: Mide la susceptibilidad ante sinusoidales amortiguadas trascendentes en cables y cables de alimentación, evalúa el acoplamiento en los cables debido a interferencias eléctricas.

6. RE102: Mide las emisiones radiadas por campo eléctrico, es decir, la interferencia debido a campos eléctricos para rangos de operación de 10 kHz a 18 GHz en cables de alimentación.
7. RS103: Emisiones radiadas en antenas espurias o salidas de armónicos, es decir, se verifica que los armónicos o señales fuera de la banda ancha no salgan de los requerimientos provocando interferencias electromagnéticas para rangos de operación de 10 kHz a 40 GHz en cables de alimentación.

Tabla 22. Estándar de compatibilidad electromagnética MIL-STD-461

Equipment and Subsystems Installed In, On, or Launched From the Following Platforms or Installations	Requirement Applicability												
	CE101	CE102	CE106	CS101	CS103	CS104	CS105	CS109	CS114	CS115	CS116	RE101	RE102
Surface Ships		A	L	A	S	S	S		A	L	A	A	L
Submarines	A	A	L	A	S	S	S	L	A	L	A	A	L
Aircraft, Army, Including Flight Line	A	A	L	A	S	S	S		A	A	A	A	L
Aircraft, Navy	L	A	L	A	S	S	S		A	A	A	L	L
Aircraft, Air Force		A	L	A	S	S	S		A	A	A	A	L
Space Systems, Including Launch Vehicles		A	L	A	S	S	S		A	A	A	A	L
Ground, Army		A	L	A	S	S	S		A	A	A	A	L
Ground, Navy		A	L	A	S	S	S		A	A	A	A	L
Ground, Air Force		A	L	A	S	S	S		A	A	A	A	L

En el contexto mexicano, también resulta relevante la NMX-AE-003-SCFI-2021, que establece lineamientos de compatibilidad electromagnética aplicables a sistemas aeroespaciales y de telecomunicaciones, que se basa en el estándar MIL-STD-461E. Esta norma se alinea con criterios internacionales y busca garantizar la interoperabilidad de equipos electrónicos en entornos complejos. Por ello, la verificación de EMC en nuestro satélite deberá cumplir tanto con normas internacionales como con los marcos regulatorios nacionales, asegurando compatibilidad con estaciones terrenas locales y centros de control en México.

La compatibilidad electromagnética resulta muy importante porque los transmisores de alta potencia en las bandas Ka y Q/V pueden causar interferencias en TTC, OBDH y los

receptores de navegación. Esto puede provocar saturación, errores en la telemetría, en la orientación y en la sincronización de los datos.

El equipo define las zonas de operación y usa un mapa de distancias. El equipo puede usar las ecuaciones de campo eléctrico y campo magnético para prever las interferencias. Así, el equipo mejora el lugar donde pone los componentes dentro del satélite y también decide las pruebas de certificación que va a realizar.

Se recomienda aplicar blindaje físico, separación entre subsistemas y pruebas conforme al estándar MIL-STD-461E; para los subsistemas indicados en la Tabla 21, la separación física es la medida principal.

Capítulo VI Compatibilidad con cohetes espaciales actuales

El cumplimiento de una misión satelital no solo se basa en el diseño y funcionamiento del propio satélite; también es crucial su compatibilidad con los cohetes de lanzamiento disponibles en el mercado global. La selección del cohete apropiado se convierte en un factor clave que afectará aspectos como la viabilidad financiera del proyecto y la seguridad durante el despliegue para asegurar la llegada exitosa a la órbita geoestacionaria planificada.

En los capítulos anteriores se estableció la información principal sobre la misión espacial: el peso estimado del satélite a ser lanzado al espacio y su órbita ubicada en 113° Oeste para funcionar en las frecuencias Ka y Q/V requeridas. Estos criterios definen los mínimos requisitos que el cohete debe cumplir en términos de carga útil hacia la órbita de transferencia geoestacionaria (GTO). Además, es crucial tener en cuenta la fiabilidad histórica de cada vehículo espacial y evaluar las opciones ofrecidas por diversas agencias gubernamentales y empresas privadas para acceder al espacio exterior.

Para este análisis se revisan los principales cohetes que actualmente prestan servicios de lanzamiento a satélites de telecomunicaciones: Falcon 9 y Falcon Heavy (SpaceX), Ariane 5 y 6 (Arianespace), Long March (China) y Proton-M (Rusia), entre otros. Se emplea como referencia la literatura especializada en vehículos lanzadores (Neri Vela & Landeros, 2015; García García, 2013), complementada con tablas comparativas de capacidad a GTO y disponibilidad operativa.

Resulta útil incorporar un esquema del perfil de transferencia a órbita geoestacionaria mediante la maniobra de Hohmann, Figura 27 tomado de Neri Vela & Landeros (2015). Este recurso brinda una forma simple de mostrar el trayecto que sigue un satélite desde que es colocado inicialmente en la órbita de transferencia hasta que llegue finalmente a su ubicación estable en GEO, ayudando así a comprender los requisitos que deben cumplir los diferentes lanzadores.

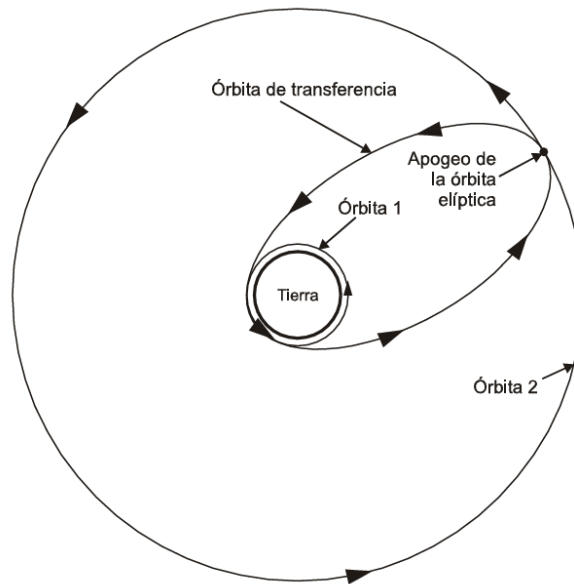


Figura 27. Uso de la órbita elíptica de transferencia para pasar de la órbita circular 1 (órbita baja) a la órbita circular 2 (órbita geosíncrona).

6.1 Lanzamiento

La selección del cohete lanzador está determinada por aspectos como el peso del satélite (aproximadamente 3.5-4 toneladas), la capacidad máxima de la cofia y las normativas regulatorias establecidas por cada proveedor. Para evaluar si el satélite geoestacionario propuesto es viable o no es necesario analizar si es compatible con los vehículos lanzadores disponibles en el mercado internacional. Este factor no solo afectará la capacidad de llegar a la órbita de transferencia geoestacionaria (GTO), sino también la seguridad y fiabilidad del despliegue y los costos asociados al proceso.

Entre las alternativas consideradas destacan los sistemas de lanzamiento de SpaceX (Falcon 9 y Falcon Heavy), ArianeGroup (Ariane 5 y Ariane 6), la familia Long March de China (particularmente los modelos CZ-3B/E y CZ-5), y el lanzador Proton-M operado por Roscosmos.

SpaceX representa una de las opciones más atractivas gracias a su alta frecuencia de lanzamientos, costos competitivos y una capacidad de carga muy por encima de los requerimientos del satélite propuesto, cuya masa estimada se encuentra entre las 3.5 y 4

toneladas. El Falcon 9, que puede transportar hasta 8.3 toneladas a GTO, sería más que suficiente para cumplir con la misión, mientras que el Falcon Heavy amplía aún más el margen, lo que permitiría incluso considerar lanzamientos duales o configuraciones más complejas si fuese necesario. Además, el hecho de que SpaceX opere desde Cabo Cañaveral implica ventajas logísticas relevantes para un proyecto con origen en América del Norte.

Los lanzadores europeos Ariane 5 y Ariane 6, operados desde la Guayana Francesa, presentan alta fiabilidad técnica y son compatibles con el satélite propuesto, al superar los 10,000 kg a GTO. La infraestructura que tienen, las prácticas de integración y toda la experiencia operativa ofrecen garantías técnicas. Los costos resultan más altos que los de SpaceX, pero aun así esta opción puede ser estratégica para misiones institucionales o colaboraciones europeas.

Los lanzadores Long March también son una alternativa viable. El CZ-3B/E cumple los requisitos, pero con poco margen. El CZ-5 tiene una capacidad parecida a la de Ariane o Falcon Heavy. El uso depende de las reglas que ponen las autoridades. Esto es importante sobre todo por ITAR si las partes vienen de Estados Unidos. También hay que cumplir los estándares y certificados de China.

Finalmente, el lanzador Proton-M, que ha sido durante años una opción sólida para satélites geoestacionarios, también es técnicamente compatible con el satélite mexicano. Sus capacidades permiten acomodar con holgura el perfil de masa y dimensiones estimado. A pesar de su historial operacional y de ser una plataforma madura, existen desafíos asociados con el entorno político, así como con el uso de propelentes hipergólicos considerados altamente contaminantes. Estas consideraciones podrían limitar su viabilidad en un contexto de cooperación internacional con énfasis en criterios de sostenibilidad y transparencia regulatoria.

Tabla 23. Características de compatibilidad

Vehículo Lanzador	Capacidad a GTO	Compatibilidad con Satélite	Ventajas	Limitaciones
SpaceX Falcon 9 / Falcon Heavy	Falcon 9: 8,300 kg Falcon Heavy: 26,700 kg	Alta Amplio margen de masa Compatible con vuelos individuales o duales	- Alta frecuencia de lanzamientos - Costo competitivo- Proximidad geográfica (Cabo Cañaveral) - Flexibilidad para vuelos compartidos	- Requiere adaptación al sistema de sujeción estándar. - Limitada flexibilidad en ventanas de integración.
Ariane 5 / Ariane 6	Ariane 5 ECA: 10,500 kg Ariane 6 A64: 11,500 kg	Alta Compatible con lanzamiento simple o compartido	- Alta fiabilidad - Experiencia consolidada - Infraestructura sólida en Guayana Francesa	- Costos generalmente más altos - Calendario sujeto a programas institucionales europeos
Long March (CZ-3B/E, CZ-5)	CZ-3B/E: 5,500 kg CZ-5: 14,000 kg	Media-Alta Compatible en CZ-5 Márgenes más ajustados con CZ-3B/E	- Costos bajos - Aumento en capacidades comerciales - Alternativa emergente	- Restricciones ITAR si hay componentes estadounidenses - Certificación e integración bajo normas chinas
Proton-M	6,300 kg	Alta Adecuado para masa y dimensiones del satélite	- Plataforma madura y con experiencia - Alta disponibilidad	- Consideraciones geopolíticas - Uso de combustibles hipergólicos

En la última década Long March y Proton-M siguen siendo consideradas opciones viables; sin embargo, enfrentan desafíos relacionados con regulaciones restrictivas y preocupaciones ambientales sobre su sustentabilidad y menor participación en el mercado internacional. En líneas generales el satélite es compatible con las principales plataformas comerciales lo que

brinda flexibilidad para elegir proveedor de servicios espaciales. SpaceX destaca por su relación calidad y precio, así como por la frecuencia de lanzamientos elevada y la reutilización de etapas en el Falcon 9 lo que lo convierte en un punto de referencia en la industria. En contraste Ariane 6 a pesar de tener costos más altos ofrece una fiabilidad histórica que se traduce en una garantía técnica sólida.

SpaceX se presenta como la mejor opción para México en términos técnicos y logísticos; no obstante, se debe tener en cuenta factores estratégicos como la cooperación internacional y los marcos regulatorios para tomar una decisión final acertada que considere los acuerdos institucionales vigentes.

6.2 Perfil de misión y necesidades orbitales

Para el satélite geoestacionario propuesto que operará en la longitud 113° O, el objetivo orbital es GEO: una órbita casi ecuatorial ($i \approx 0^\circ$), a 35 786 km sobre el ecuador, con periodo sideral ≈ 24 h. Esta configuración permite mantener la misma huella sobre México y la región objetivo, simplificando planificación de enlaces y continuidad del servicio durante la vida útil.

En la práctica, los lanzadores comerciales entregan la carga en una órbita de transferencia geoestacionaria (GTO), con perigeo bajo ($\sim 200\text{--}300$ km), apogeo cercano a GEO y una inclinación residual determinada por el azimut de lanzamiento y la latitud del sitio. Desde esa GTO, el satélite debe completar la circularización y reducir la inclinación, operaciones que dominan el presupuesto de ΔV posinserción. Según el perfil de vuelo y el lanzador, pueden emplearse variantes (p. ej., GTO supersincrónica o inserciones con mejor orientación del plano) para disminuir el costo del cambio de plano y optimizar tiempos/propelente.

Para anclar el cálculo a nuestro caso (lanzamiento probable en Falcon 9 desde Cabo Cañaveral, inclinación $\sim 27^\circ$), asumimos un GTO típico:

- Perigeo ≈ 250 km $\rightarrow r_p \approx 6628$ km
- Apogeo $\approx 35\,786$ km $\rightarrow r_a \approx r_{GEO} = 42164$ km
- Parámetros gravitacionales: $\mu = 398600$ km³/s²

(a) Velocidad en apogeo de la GTO (vis-viva):

$$a = \frac{r_p + r_a}{2} \quad (6.1)$$

$$v = \sqrt{\mu \left(\frac{2}{r} - \frac{1}{a} \right)} \quad (6.2)$$

Donde:

- $\mu = 3.986 \times 10^5 \frac{km^3}{s^2}$ es la constante gravitacional de la Tierra,
- r es el radio desde el centro de la Tierra hasta el punto considerado.
- a es el semi-eje mayor de la órbita.

Con los valores indicados:

$$a = 24396 \text{ km y } v_a \approx 1.603 \text{ km/s.}$$

(b) Velocidad circular en GEO:

$$v_{GEO} = \sqrt{\frac{\mu}{r_{GEO}}} \approx 3.075 \frac{km}{s}$$

(c) ΔV de apogeo con cambio de plano combinado

Si se ignora el plano, la circularización pura sería $\Delta V_{circ} \approx v_{GEO} - v_a \approx 1.472 \text{ km/s}$.

Sin embargo, desde CCAFS hay que reducir inclinación $\sim 27^\circ$. Es óptimo combinar circularización + cambio de plano en un solo impulso en apogeo (velocidad baja), cuyo costo vectorial es:

$$\Delta V_{comb} = \sqrt{v_a^2 + v_{GEO}^2 - 2v_a v_{GEO} \cos \Delta i} \quad (6.3)$$

Sustituyendo $\Delta i = 27^\circ$:

$$\Delta V_{comb} \approx 1.8 \frac{km}{s}$$

Resultado clave (escenario CCAFS, 27°): $\Delta V_{apogeo, combinado} \approx 1.80$ km/s.

Comparación Kourou ($\approx 5.2^\circ$): $\Delta v_{comb} \approx 1.49$ km/s.

(Diferencias por geometría del sitio y plano orbital) [Vallado, 2013].

Al aplicar la ecuación de vis-viva en los puntos de perigeo y apogeo de un GTO típico (perigeo $\approx 6\,628$ km y apogeo $\approx 42\,164$ km) y compararlo con la velocidad circular en GEO (42 164 km), se obtiene que el ΔV requerido para circularizar la órbita se encuentra entre 1450 y 1800 m/s, dependiendo principalmente de la inclinación inicial de inyección, que en lanzamientos desde Cabo Cañaveral suele rondar los 27° . Para fines de diseño, y considerando la trayectoria más probable mediante Falcon 9, se adopta un valor representativo de $\Delta V \approx 1500$ m/s.

A este requerimiento se suman otras maniobras necesarias para asegurar la operación completa durante la vida útil del satélite, tal como se resume a continuación:

Maniobra	ΔV estimado (m/s)
Transferencia GTO $\rightarrow$ GEO	1500
Corrección de deriva orbital	10–30 m/s por año $\times$ 15 años $\approx$ 300–400
Control de actitud / desaturación	50–100
Retiro a órbita cementerio	200–300
Total, aproximado	2000–2300 m/s

Este presupuesto total de ΔV es el que orienta la selección del sistema de propulsión del satélite. En escenarios con lanzadores capaces de inserción directa en GEO (ej. Ariane 5 o Proton-M), el requerimiento se reduce a menos de 1000 m/s. Sin embargo, en el esquema más viable para México —utilizar Falcon 9 en misión comercial compartida— el satélite

recibiría una inserción en GTO, por lo que se mantiene un presupuesto completo cercano a los 2300 m/s. Estos valores son coherentes con los márgenes de diseño utilizados por NASA y ESA para misiones geoestacionarias [NASA SP-2016-6105 Rev2; NASA/TM-2019-220309; ESA, 2020].

6.3 Relación con el lanzador seleccionado

En situaciones como estas es factible emplear sistemas de propulsión química básicos como monopropelentes para llevar a cabo ajustes menores de manera más simple [referencia Arianespace (2018) y García García (2013)]. El funcionamiento del sistema de propulsión del satélite está influenciado significativamente por la órbita inicial que le proporcionó el cohete lanzador. En situaciones en las que el cohete coloca al satélite en una órbita geoestacionaria de manera directamente como ha sucedido en ciertos perfiles de vuelos de Ariane 5 o Proton-M), los requisitos de cambio de velocidad (ΔV) se reducen considerablemente y se limitan entre 100–200 m/s para actividades como el mantenimiento de la actitud espacial y el control durante la fase final de su vida útil.

La situación cambia en la mayoría de los lanzadores comerciales actuales, entre ellos el Falcon 9 de SpaceX, que entrega su carga útil en órbita de transferencia geoestacionaria (GTO). En este perfil, el satélite debe completar la circularización y corrección de inclinación, lo que representa cerca de 1 500–1 800 m/s de ΔV adicional. Sumando las maniobras de mantenimiento orbital, control de actitud y retiro a órbita cementerio, el presupuesto total se aproxima a 2 300 m/s. Bajo estas condiciones, es indispensable contar con un sistema de propulsión robusto y eficiente que garantice la operación durante toda la vida útil [NASA SP-2016-6105 Rev2; ESA, 2020].

Eutelsat 172 (lanzado por Ariane en 2017), ha mostrado que este método es efectivo y está siendo cada vez más utilizado en la industria de satélites según informes de SES en 2018 y de la ESA en 2017. En este contexto particular la propulsión eléctrica se ha establecido como una opción estratégica sólida al brindar impulsos específicos superiores a 1 500 segundos lo que permite reducir considerablemente la cantidad de propelente necesario y así compensar las restricciones severamente limitadas impuestas por los lanzadores en cuanto a carga útil

se refiere. No obstante, este enfoque implica tiempos de transferencia prolongados del orden de varios meses antes de alcanzar la Órbita Geoestacionaria (GEO). Un ejemplo representativo es la misión SES -12 (Space X; 2018).

Tabla 24. Comparación entre inserción directa GEO e inserción en GTO

Escenario de lanzamiento	Perfil orbital inicial	ΔV requerido o a bordo	Propulsión típica recomendada	Ventajas	Limitaciones
Inserción directa GEO (ej. Ariane 5, Proton-M en perfiles específicos)	GEO (35 786 km, $i \approx 0^\circ$)	100–200 m/s	Química simple (monopropelentes)	Entrada rápida en servicio, diseño simplificado	Altos costos, menor disponibilidad, restricciones geopolíticas
Inserción en GTO (ej. Falcon 9, Ariane 6)	GTO (perigeo ~250 km, apogeo 35 786 km, $i \approx 5^\circ$ – 27°)	2 000–2 300 m/s	Química (bi-prop.) o eléctrica (xenón, Hall)	Costos competitivos, mayor flexibilidad comercial	Necesidad de maniobras de circularización, mayor consumo de propelente o tiempos largos si es eléctrico

En el caso de México, esta situación parece ser más plausible y resalta la importancia de analizar opciones mixtas que combinen la velocidad de implementación y la eficiencia en el uso de combustible [NASA SP -2016 -6105 Rev2 ; ESA , 2020]. La información previa resume las diferencias clave entre las situaciones en las que se insertan satélites directamente en GEO o en GTO. En el primer caso se simplifica el diseño del satélite y se reduce el presupuesto necesario para el cambio de velocidad (Δv), aunque puede implicar costos más altos en el lanzamiento y depender de proveedores limitados.

Para el contexto mexicano en particular, trabajar junto al cohete Falcon 9 implica considerar el escenario de Órbitas de Transferencia Geoestacionarias y planificar un sistema de propulsión que requiera un total aproximado de 2 300 m/s en velocidad delta-V. Una combinación de tecnologías - utilizando la propulsión química para la etapa inicial y la propulsión eléctrica para labores de mantenimiento y desaturación- se convierte en una

alternativa equilibrada para optimizar tanto el tiempo necesario para colocarlo en funcionamiento como la carga útil disponible.

6.4 Propuesta para el caso mexicano

El lanzamiento del satélite mexicano hacia la posición orbital de 113° Oeste dependerá necesariamente de la contratación de un proveedor internacional, ya que México no dispone actualmente de un vehículo lanzador propio. Bajo este contexto, la selección debe considerar no solo la capacidad técnica del cohete, sino también factores regulatorios, políticos, logísticos, de sostenibilidad y principalmente económicos.

La familia de cohetes chinos Long March ha aumentado su presencia a nivel internacional; sin embargo, para satélites que contienen componentes estadounidenses no es la opción más factible debido a las limitaciones del ITAR y a las dificultades de integración que suponen las certificaciones locales. Entre las opciones consideradas previamente se encuentran los cohetes europeos Ariane 5 y 6 que se caracterizan por su fiabilidad y amplia experiencia; sin embargo, poseen costos elevados y disponibilidad limitada al estar estrechamente ligados a los programas institucionales de la ESA. Por otro lado, tenemos el cohete ruso Proton-M que si bien tiene relevancia histórica enfrenta interrogantes debido a su declive en el ámbito comercial y a restricciones geopolíticas asociadas al uso de propulsores altamente contaminantes.

El plan requiere la inclusión en GTO y un presupuesto de ΔV de aproximadamente 2300 m/s para el satélite. Esta exigencia puede abordarse utilizando sistemas de propulsión híbridos que mezclen la rapidez química y la eficiencia eléctrica según se detalló previamente. En contraste, la opción más idónea para México sería el Falcon 9 de SpaceX debido a sus costos competitivos y la frecuencia elevada de lanzamientos desde Cabo Cañaveral que lo hacen logísticamente conveniente. Asimismo, la alternativa de vuelos compartidos brinda flexibilidad financiera para misiones en países en vías de desarrollo.

La opción más práctica para el escenario mexicano sería establecer una colaboración estratégica junto a SpaceX para asegurar la entrada al espacio mediante el uso de Falcon 9.

Esta elección no debería considerarse como una solución individual sino como parte integral de una estrategia nacional más amplia en la que la utilización de cohetes comerciales se complemente tanto mediante el desarrollo futuro de capacidades lanzadoras propias como gracias a alianzas internacionales que garanticen independencia tecnológica y viabilidad en el largo plazo.

Capítulo VII Entrenamiento operativo y de control del satélite

El entrenamiento es indispensable para el desarrollo de un satélite, ya que, es necesario que existan ingenieros y técnicos especializados que se encarguen del control, operación y administración del sistema satelital, tanto en Tierra como en el espacio.

Para ello, deben de tener un riguroso entrenamiento que les permita adquirir las habilidades y los conocimientos esenciales para poder realizar determinadas tareas y actividades para mantener al satélite y a sus subsistemas operando correctamente, sin embargo, es importante considerar que su operación debe de ser lo más optima posible, un ejemplo, es cuando el satélite necesita realizar determinado número de maniobras o movimientos con el fin de alcanzar una posición determinada, para ello los operadores encargados de la dinámica orbital del satélite, realizan los cálculos correspondientes para cumplir con su objetivo de establecer al satélite en cierta posición, sin embargo, para optimizar el consumo de combustible, se debe de buscar que el movimiento sea lo más eficiente posible, considerando las trayectorias que minimicen el uso de propulsión y aprovechen las condiciones orbitales favorables.

El entrenamiento debe de estar estructurado de tal manera que aporte todos los conocimientos necesarios para que los operadores sean capaces de resolver cualquier problema o falla al momento, ya que de ellos dependerá que la misión se cumpla o no con éxito, debido a que no es posible arreglar físicamente algún inconveniente o falla cuando el satélite ya se encuentre en órbita y este en el espacio, con esto, nos referimos a que los operadores al estar revisando continuamente el estado de todos los sistemas tienen la posibilidad de prevenir alguna falla que sea catastrófica y cause que el satélite deje de funcionar, lo que es una pérdida económica sumamente critica.

También, con este entrenamiento se capacita a los operadores para el manejo y control de las estaciones terrenas, aquí se transmitirán y recibirán los datos de operación de la misión, por lo que, para este caso es necesario darle el mantenimiento y la administración adecuada para cumplir con sus objetivos. En este caso, los operadores deben de ser capaces de:

1. Monitorear la telemetría: donde se adquieren las capacidades de interpretar los datos del satélite como la temperatura, voltajes, orientación, estado de los subsistemas. Además, detectar y diagnosticar anomalías en tiempo real.
2. Control de órbita y actitud: Aquí el operador aprenderá a ejecutar maniobras de control de órbita (corrección y mantenimiento) y a controlar la orientación del satélite, a través de las antenas y otros instrumentos.
3. Enviar comandos: Redactar, validar y enviar comandos al satélite de forma segura, además de verificar que los comandos se recibieron y se ejecutaron correctamente.
4. Gestionar anomalías: Para aplicar protocolos de contingencia ante fallas o eventos inesperados. Además de coordinar con equipos de ingeniería para que se resuelvan.
5. Planificación de operaciones: Programar ventanas de comunicación y tareas del satélite como descarga de datos, toma de imágenes, entre otros. Asimismo, coordinar con otras estaciones o agencias si es necesario.
6. Mantenimiento del segmento terreno: Aprender a supervisar el estado de los sistemas de comunicación, los servidores y software de control en las estaciones terrenas.
7. Registro y reportes: Adquieren habilidades para la documentación de la información, actividades, protocolos, comandos enviados, eventos, anomalías, acciones ejecutadas y estados operacionales. De la misma forma, se adquieren las habilidades para redactar informes cada determinado tiempo del estado del sistema y las operaciones.

Por lo tanto, la parte teórica del entrenamiento debe de tener dentro de su contenido:

- Fundamentos de comunicaciones satelitales: información respecto a mecánica y dinámica orbital, principios de enlaces, frecuencias, bandas, ancho de banda, modulación, entre otros.
- Arquitectura del satélite: Se dan a conocer y se explica la arquitectura del satélite, desarrollado cada uno de los subsistemas del satélite y como interactúan entre sí.
- Sistemas de control en Tierra: Uso de un software de control y monitoreo, las interfaces gráficas y los comandos, la automatización y la telemetría.
- Seguridad operacional: Se gestionan las claves y seguridad de enlaces, prevención de accesos no autorizados y manejo de fallos críticos.

- Simulacros y practicas: simulación ante anomalías, envió de comandos en escenarios de prueba, practica con las consolas, acercamiento bajo supervisión de situaciones reales.
- Normativas y estándares: todos los operadores deben de estar certificados bajo las normas estandarizadas, además de conocer los protocolos más recientes para determinadas situaciones.

En el marco del proyecto de infraestructura nacional, se propone que los procesos de entrenamiento estén directamente relacionados con los centros de operación y pruebas descritos en capítulos posteriores. Esto permitirá que el personal adquiera experiencia real, ya que podrá operar bajo determinadas condiciones técnicas y estándares que se efectuarán en un sistema satelital mexicano.

7.1 Entrenamiento Morelos

Debido a que México no cuenta con mucha experiencia como otras naciones en el desarrollo de tecnología espacial de este tipo, consideraremos como referencia el entrenamiento que se llevó a cabo para el sistema Morelos, el cual estuvo diseñado para formar de manera progresiva y completa al personal encargado de operar al sistema satelital, a través de un conjunto de actividades estructuradas que partieron desde una base teórica sólida y avanzaron hacia la práctica controlada, culminando en operaciones reales. Este entrenamiento se dividió en dos etapas:

Etapas 1:

Fue la categoría de entrenamiento donde a través del uso de hardware simulado y simuladores de operación se familiarizó a los operadores con las actividades que debían de realizar sin correr ningún riesgo.

En la segunda fase de esta etapa se preparó a los operadores con las listas de las señales RF, telemetría y comando, esenciales para el control satelital.

En la tercera fase, comenzó a utilizar el software y hardware real, aquí se aplicaron todos los conocimientos teóricos para la práctica.

Etapa 2:

Esta etapa se considera la fase formal, que es donde se impartieron los cursos generales y específicos sobre operación satelital con simuladores para cada subsistema.

Se realizaron simulaciones de la misión, donde se simulaban fallas que durante el entrenamiento se desarrollaran las habilidades de la resolución de problemas y la toma de decisiones instantáneas.

Luego, se comienza con las operaciones reales bajo supervisión de operadores con experiencia y finalmente, se realizó la supervisión y el control del centro de entrenamiento para garantizar los estándares de calidad.

El proceso finalizó con la incorporación de los entrenados a operaciones reales, ellos brindaron soporte activo en el sistema Moleros.

7.2 Propuesta de entrenamiento

Una buena propuesta de entrenamiento debe basarse en la experiencia previa, además de incorporar nuevas tecnologías como la inteligencia artificial para mejorar y afrontar de mejor manera los problemas complejos de este tipo de sistemas satelitales, de esta manera, al fortalecer la operación, también se fortalece la seguridad y la capacidad de innovación del sistema espacial mexicano.

El objetivo de proponer una nueva forma de entrenamiento es con el fin de crear especialistas en operación de satélites de comunicaciones, que sean capaces de gestionar el control orbital, monitorear la telemetría, operar las estaciones terrenas, diagnosticar y responder a fallas, además de aplicar las normas y estándares internacionales actuales, a través de la integración de las tecnologías como la automatización y la inteligencia artificial.

Como se mencionó en la primera parte de este capítulo, el contenido teórico es fundamental por lo que, debe estar conformado con conocimientos de comunicaciones satelitales, arquitectura del satélite, control en Tierra, seguridad y ciber-protección, normativas y estándares internacionales. El contenido práctico debe conformarse de simulaciones de

misiones, consolas reales o virtualizadas, prácticas de planificación operacional y evaluación diagnóstica. Aprovechando la estructura del entrenamiento de Morelos I, se podría estructurar el nuevo entrenamiento en diferentes etapas, las primeras dos estarían compuestas de un entrenamiento inicial y teórico, seguido de la simulación avanzada, utilizando herramientas desarrolladas con inteligencia artificial, y operación supervisada, las siguientes etapas consistirían en la práctica real de operación asistida en un centro de control con operadores capacitados y, finalmente, una etapa de capacitación especializada para los futuros operadores en la evaluación y certificación bajo los estándares y normas actuales.

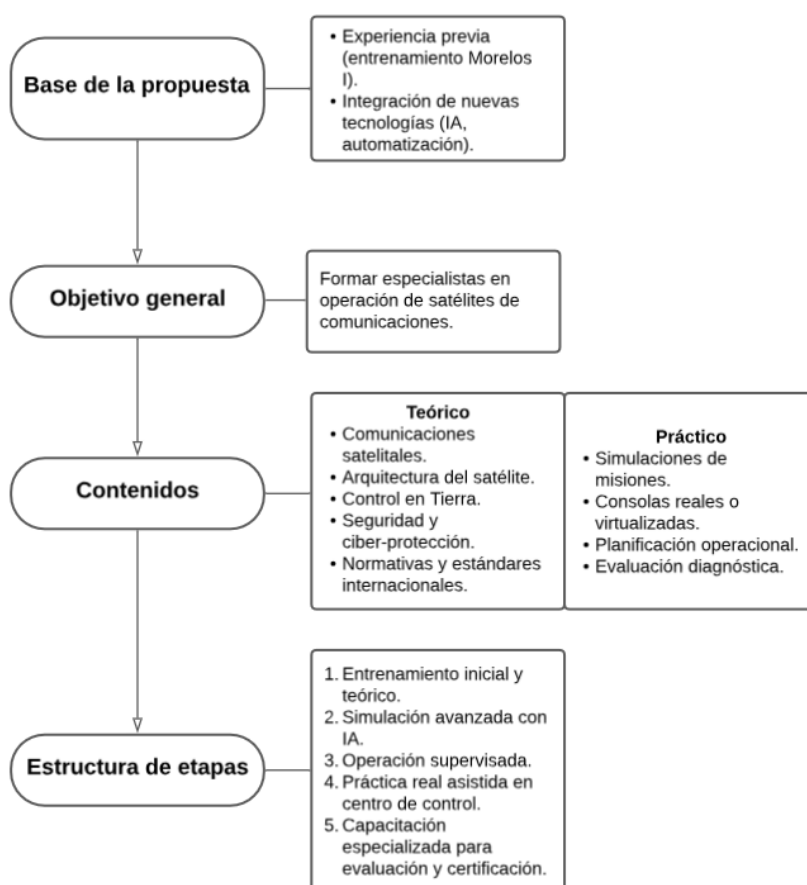


Figura 28. Diagrama de una propuesta del entrenamiento

A pesar de que en México el sector espacial no está tan desarrollado como en otros países, se cuenta con instituciones que pueden contribuir al desarrollo de nuevos especialistas, como universidades de gran relevancia. Entre ellas se encuentra la Universidad Nacional Autónoma de México, que dispone de institutos, facultades y laboratorios, como la Unidad de Alta Tecnología (UAT) y la Facultad de Ingeniería (FI). Asimismo, destacan el Instituto

Politécnico Nacional (IPN), la Universidad Aeronáutica en Querétaro (UNAQ) y el Tecnológico de Monterrey.

Por otro lado, están los centros de investigación como el Centro de Ingeniería y Desarrollo Industrial (CIDESI), el Instituto Nacional de Astrofísica, Óptica y Electrónica (INAOE) y el Centro de Investigación Científica y de Educación Superior de Ensenada (CICESE) que apoyan el desarrollo tecnológico y la investigación en este sector.

En resumen, México tiene un largo camino por recorrer, sin embargo, cuenta con muchas instituciones que pueden crear especialistas en el campo espacial, además es un país que cuenta con la capacidad para el desarrollo tecnológico espacial.

7.3 Inteligencia artificial y nuevas tecnologías

Los satélites tecnológicos son plataformas clave para probar las nuevas tecnologías emergentes, incluyendo componentes electrónicos, sensores avanzados, y mecanismos de operación autónoma. Estas plataformas fortalecen la investigación, ya que permiten la validación de algoritmos y estructuras inteligentes en condiciones reales.

Las nuevas generaciones de satélites pueden utilizar la inteligencia artificial para:

- Detectar fallas oportunamente mediante un análisis predictivo de datos de sensores.
- Optimizar trayectorias y uso de combustible a través de las redes neuronales o algoritmos genéticos.
- Aprendizaje automático para adaptar estrategias de comunicación en diversas condiciones en la atmosfera y en el tráfico orbital.

Para el entrenamiento de los operadores se puede implementar el uso de la inteligencia artificial para:

- Simuladores de vuelo satelital.
- Entornos inmersivos de realidad aumentada.
- Sistemas que evalúan decisiones del operador.

La inteligencia artificial permitiría adaptar las herramientas para una capacitación más accesible, autónoma y eficiente para preparar mejor al personal. Incluso puede utilizarse como una herramienta en el apoyo en la toma de decisiones, la solución a anomalías y el óptimo uso de la energía y los recursos como el combustible.

Todo lo que hemos descrito como nuevas tecnologías está enfocado en usarlas para las capacitaciones y entrenamientos, viendo más allá de solo el uso sino teniendo en cuenta al capital humano que será necesario para la operación.

7.4 Capacitación técnica desde un centro nacional de pruebas

Un centro nacional de integración y pruebas ayudará a revisar la tecnología y los componentes satelitales en ambientes controlados. El centro también servirá para capacitar al personal técnico especializado. Esta instalación tendría funciones parecidas a las del Goddard Space Flight Center de la NASA, el ESTEC de la ESA o el Instituto Nacional de Investigaciones Espaciales en Brasil. En estos lugares se hacen cosas como validar tecnología, simular operaciones reales y dar capacitación continua al personal.

Lo que se busca en los entrenamientos progresivos para los subsistemas satelitales es lograr que el personal use las herramientas que usaran durante la operación, como es el ejemplo del GSOC (German Space Operations Center) o en el CNEST Toulouse Space Center.

Además, este centro brindaría un espacio ideal para certificar a los operadores bajo normas técnicas reconocidas internacionalmente como:

- **NASA-STD-3001:** normas de salud y desempeño para operadores de sistemas espaciales.
- **ECSS-E-ST-10C Rev.1:** ingeniería general para sistemas espaciales de la Agencia Espacial Europea.
- **ISO 19683:2017:** calificación y pruebas ambientales para sistemas espaciales.
- **Manual CCSDS 320.0-B-6:** normas para telemetría y telecomandos, fundamentales para entrenamiento satelital.

Al contar con estas capacidades normativas y de infraestructura, el centro podrá ofrecer entrenamientos intensivos en detección de anomalías, planificación de misiones, automatización, gestión de telemetría, control de actitud, respuesta ante eventos críticos y otros aspectos que requieren experiencia directa. Esta formación técnica se complementará con una red de nodos espejo, como se propone en el capítulo 8, que permitirá extender el entrenamiento certificado a regiones clave del país, manteniendo la estandarización y redundancia del conocimiento.

Finalmente, este centro podría establecer convenios con universidades como la UNAM, IPN, UPAEP o UNAQ, así como con agencias como CONACYT o AEM, para habilitar programas duales, estancias de investigación y residencias técnicas. Estas colaboraciones facilitarían la incorporación temprana de talento en formación al ecosistema satelital nacional, permitiendo que México consolide no solo su capacidad tecnológica, sino también su soberanía operativa.

Capítulo VIII Centro de Control Satelital

El centro de control gestiona cada operación de una misión satelital. El centro de control permite el monitoreo, la operación y el mantenimiento del sistema en órbita. El centro de control es el núcleo del segmento de la tierra. La funcionalidad del centro de control abarca las tareas de telemetría y comando, el análisis de misión y la gestión de la carga útil.

En esta tesis se estudia el diseño de un satélite geoestacionario de alto rendimiento (HTS) en banda Ka y Q/V, por lo que, se necesita establecer un centro nacional de control satelital. Este debe ser diseñado para garantizar la continuidad operativa, la seguridad del sistema y la gestión eficiente de los datos que se generen a lo largo de toda la misión.

En México hay dos opciones: la primera es aprovechar la infraestructura que está en la Ciudad de México, donde el gobierno controla el sistema Mexsat. La segunda es construir un centro nuevo en Querétaro con la ayuda de los investigadores de la UNAM que actualmente residen en la UAT. Ese centro daría más independencia y permitiría crecer en el futuro, además, de que se aprovecharían los recursos y el desarrollo que actualmente se encuentra en ese estado.

A lo largo de este capítulo se describen las características técnicas, funcionales y estratégicas que debe cumplir dicho centro, así como su integración dentro del ecosistema espacial nacional propuesto.

8.1 Estructura del segmento de control

El centro de control es el corazón del segmento terrestre. El centro de control tiene la tarea de asegurar que el satélite geoestacionario, pensado para telecomunicaciones en banda Ka y Q/V, funcione siempre, de forma segura y eficiente. El centro de control maneja los enlaces de Telemetría, Seguimiento y Comando (TT&C). También hace el análisis de misión, la gestión de la carga útil, la coordinación del espectro y la atención de contingencias cuando algo no sale como se espera.

Se propone una arquitectura híbrida con nodos distribuidos y activos. A diferencia del modelo centralizado actual del sistema Mexsat —que opera desde estaciones en Iztapalapa y Hermosillo—, este diseño contempla un nodo principal conectado permanentemente con al menos un nodo espejo, los cuales no solo sirven como respaldo, sino que también pueden ejecutar funciones operativas en tiempo real. Esta estrategia permite una operación más resiliente, escalable y adaptable a futuros proyectos satelitales.

La estructura funcional del centro se divide en cinco áreas clave:

1. **Telemetría, Seguimiento y Comando (TT&C):** Envía los comandos al satélite y recibe de forma continua los datos de telemetría. Para que el sistema funcione, el sistema debe ser compatible con los estándares CCSDS. El sistema también necesita antenas que funcionen en la banda Ka. Las antenas deben tener margen suficiente para la atenuación que causa el clima.
2. **Centro de Misión (MCC):** Se encarga de planear y supervisar las operaciones. También lleva la gestión de eventos y coordina los diferentes subsistemas. Este espacio debe contar con consolas de operación sincronizadas y capacidad de operación continua las 24 horas del día.
3. **Procesamiento y análisis de datos:** Se hace la decodificación, el almacenamiento y el análisis de la telemetría que llega. Estas tareas se apoyan en algoritmos de inteligencia artificial que facilitan la detección de anomalías y la optimización del uso de la carga útil.
4. **Gestión espectral y redes:** Controla el uso del espectro radioeléctrico y conecta el sistema satelital con las redes terrestres.
5. **Contingencias y simulación operacional:** Ayuda a entrenar a los operadores y valida maniobras importantes antes de hacerlas. Con los nodos virtuales, se pueden simular fallas o cambios en la misión.

Para llevar a cabo las funciones descritas en cada módulo, es necesario contar con componentes tecnológicos específicos que aseguren la operación continua, segura y eficiente del sistema. En la Tabla 25 se presentan los elementos mínimos requeridos para el correcto funcionamiento del segmento de control.

Tabla 25. Elementos para el funcionamiento correcto de un segmento de control

Elemento	Función
Antenas	Encargadas del enlace bidireccional con los satélites.
Sistemas de procesamiento de señales	Decodificar la telemetría y modular los comandos transmitidos.
Estaciones redundantes	Garantizar la continuidad operativa frente a fallas o mantenimientos
Redes seguras y sistemas de respaldo	Proteger la integridad y confidencialidad de datos críticos.
Interfaz Hombre-Máquina (HMI)	Monitoreo y control.

Cada área se diseña con enfoque modular y posibilidad de interoperar con otros sistemas bajo estándares internacionales. Además, se contemplan tres niveles operativos: modo manual asistido, semiautónomo con validación humana, y modo autónomo para eventos predefinidos o de reacción rápida.

Esta estructura se ilustra en la Figura 29, donde se observa el flujo de información desde el satélite hacia las distintas áreas operativas del centro, así como la vinculación con el nodo espejo. El diagrama permite visualizar la lógica funcional del sistema y cómo se distribuyen las responsabilidades dentro del centro de control.

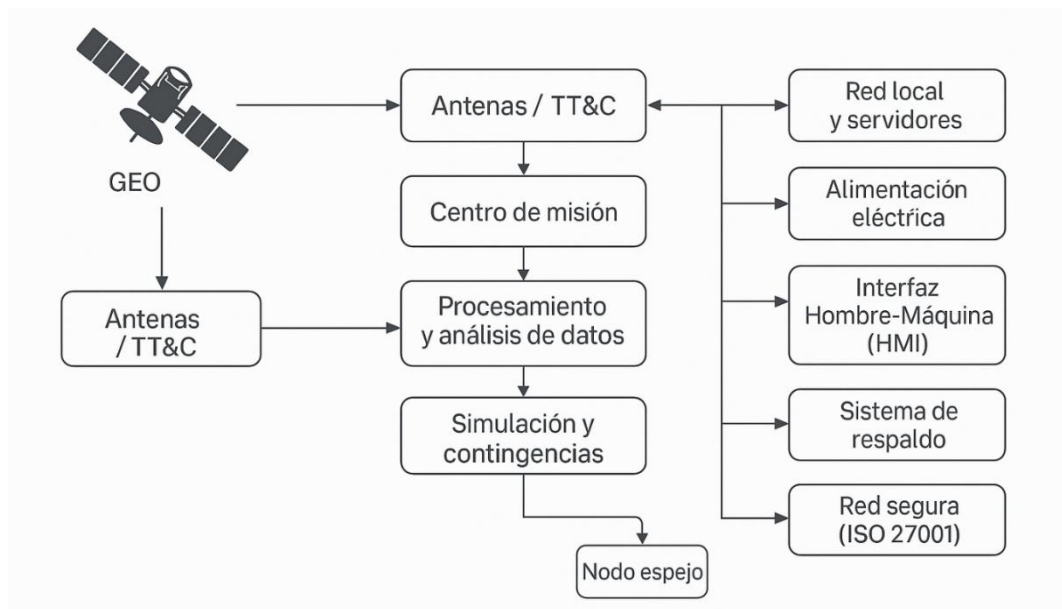


Figura 29. Diagrama de bloques genérico de una estación terrena

La estructura propuesta sigue las recomendaciones del CCSDS, la NASA-STD-7002B y las especificaciones ECSS. La propuesta plantea integrar desde el inicio herramientas de virtualización y una infraestructura de software (VNF), y hace que el sistema pueda usar los modelos de negocio tipo *Ground Segment as a Service* (GSaaS) para que la operación dure mucho tiempo.

8.2 Estaciones terrenas

Una estación terrena es todo el equipo terminal que se comunica desde la Tierra con el satélite. Esta estación es de suma importancia, ya que es la encargada del monitoreo constante del estado del satélite, al satisfacer necesidades vitales o prioritarias de comunicaciones que son fundamentales para el funcionamiento de la misión. Esta se encarga de la transmisión (*uplink*) para enviar comandos o datos, y de la recepción de señales del satélite (*downlink*) como la telemetría, imágenes, datos científicos o de comunicaciones. Esto se realiza a través del apuntamiento con precisión de una antena hacia el satélite; posteriormente, las señales son convertidas, amplificadas y procesadas. Finalmente, se supervisa el estado del sistema, se respalda la energía y se mantiene el enlace activo.

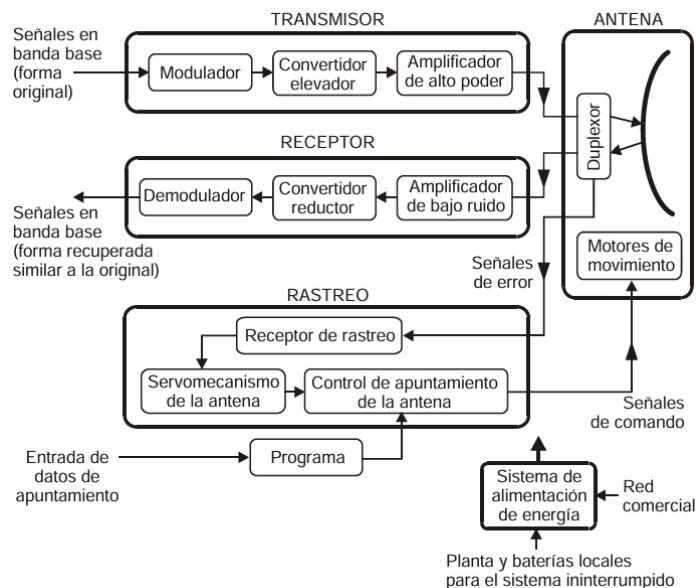


Figura 30. Diagrama de bloques genérico de una estación terrena

Como se muestra en la Figura 30 existen diferentes bloques que conforman una estación terrena. A continuación, se realizará el desglose a detalle de cada bloque:

El sistema de transmisión de señales (uplink) se encarga de preparar y enviar la información desde tierra hacia el satélite. En este proceso, el modulador usa las señales en banda base y las cambia a señales moduladas que sí se pueden enviar. Posteriormente, un convertidor elevador incrementa la frecuencia hasta la banda requerida por el satélite, y finalmente un amplificador de alta potencia eleva la señal a un nivel suficiente para que pueda alcanzar el satélite con la intensidad necesaria.

La recepción de señales (downlink) permite captar y procesar la información que viene del satélite. La antena recibe la señal y la pasa a un amplificador de bajo ruido (LNA). El LNA amplifica la señal sin mucho ruido. Después, un convertidor reductor baja la frecuencia de la señal a una banda manejable. Luego, el demodulador recupera la señal original en banda base. La señal en banda base se analiza, la señal se almacena o la señal se retransmite.

El sistema de rastreo, control y alimentación mantiene el funcionamiento correcto de la estación terrestre. El receptor de rastreo detecta la posición del satélite usando su señal. El sistema de control de apuntamiento hace los cálculos y mueve los servomecanismos para ajustar la antena. Este proceso es gestionado por un programa de control que traduce las efemérides en comandos automáticos.

Debido a que es necesario asegurar el funcionamiento de la estación terrena en todo momento, hay componentes de las estaciones que cuentan con sistemas redundantes o repetidos, como amplificadores de potencia o de bajo ruido, para garantizar la ininterrupción de los servicios de comunicación, además de tener algún bloque transmisor o receptor duplicado. En dado caso de que la estación tenga un sistema de rastreo, la antena comúnmente tiene un sistema separado de alimentación para realizar rastreo automático del satélite.

Las estaciones terrenas trabajan en conjunto con los centros de control de los satélites, los cuales, determinan los comandos y los parámetros que deben ser enviados y monitoreados. La estación terrena ejecuta físicamente la transmisión y la recepción de estas órdenes, además mantiene el enlace con el satélite y asegura la integridad de la señal.

En los sistemas satelitales que cubren áreas grandes o que usan mucha tecnología, las personas ponen varias estaciones en diferentes sitios. Estas estaciones funcionan al mismo

tiempo. Si una estación principal deja de funcionar, las otras estaciones siguen haciendo el trabajo. Este esquema distribuido que se presenta en esta tesis ayuda a que el sistema sea más resistente y también hace que sea más fácil de escalar.

Las estaciones tienen que usar antenas de tres metros de diámetro como mínimo. Las antenas deben contar con seguimiento automático y trabajar en banda Ka. Esto sirve para mantener una buena relación señal-ruido. Se sugiere agregar enlaces de fibra óptica y microondas a la red. Estos enlaces deben conectarse a los nodos que ya están funcionando en la red.

Esta recomendación puede respaldarse utilizando la fórmula del diámetro mínimo de una antena parabólica, dado un nivel de ganancia y una eficiencia determinada:

$$D = \frac{\lambda}{\pi} \sqrt{\frac{G}{\eta}} \quad (8.1)$$

Para una frecuencia en banda Ka de 30 GHz ($\lambda=0.01\text{ m}$), una eficiencia típica del 65% y una ganancia deseada de 45 dBi ($G = 10^{\frac{4.5}{10}}$), se obtiene:

$$D = \frac{0.01}{\pi} \sqrt{\frac{10^{\frac{4.5}{10}}}{0.65}} \approx 2.8\text{ m} \quad (8.2)$$

Por lo tanto, el uso de antenas de al menos tres metros de diámetro queda justificado para asegurar una ganancia suficiente y una comunicación efectiva en condiciones reales.

Necesitamos que la estación tenga las antenas de al menos tres metros de diámetro, con el seguimiento sin intervención humana y con la capacidad de operar en la banda Ka. La elección depende de la forma en que la banda Ka extiende la señal y de la necesidad de mantener la relación señal-ruido, según el capítulo 2. Recomendamos que la estación tenga los enlaces por fibra óptica y por microondas. Integramos esos enlaces en la red de nodos que se comunican entre sí.

8.3 Gestión de anomalías

En la operación de los satélites de comunicaciones, las anomalías en la órbita aparecen todos los días. Las anomalías pueden venir de fallas en los subsistemas, de errores de los operadores, de las condiciones del entorno espacial o del desgaste natural del equipo. Por eso el centro de control necesita un plan de gestión de anomalías. El centro de control también necesita los protocolos de contingencia que permitan al centro de control responder a tiempo y sin margen de error. La experiencia de las misiones anteriores muestra que la preparación decide si la misión se recupera o se pierde. Sin ella, el riesgo de fallo es inevitable. En la tabla 26, se hace un resumen de anomalías encontradas en misiones anteriores.

Tabla 26. Anomalías encontradas en misiones previas.

Misión	Falla
Morelos 1	Perdida de dos amplificadores TWTA en banda C y uno en banda Ku. Falla de un sensor de orientación
Solidaridad 1	Pérdida total del satélite por falla en el procesador a bordo
Leasat 4 (Hughes)	Pérdida total de comunicación durante el lanzamiento y puesta en órbita.
Palapa B1 (Indonesia)	Consumo excesivo de combustible durante el segundo año de operación.
Anik D2 (Telesat) y INSAT 1A (India)	Pérdida de combustible operativo.
Spacenet (GTE)	Falla del receptor de comando redundante

Las fallas pueden salir en distintas partes del sistema. Si nadie mira las fallas cuando pasan, la misión puede correr peligro. Por eso, la gestión de anomalías usa la detección temprana con el monitoreo constante de la telemetría. Esto ayuda a ver comportamientos que no son normales y permite tomar acciones antes de que aparezcan problemas. En esta propuesta, el centro de control tiene herramientas pensadas para ayudar en la toma de decisiones. El centro de control usa análisis predictivo con inteligencia artificial. El centro de control también usa simulaciones de fallos para probar respuestas antes de que pase una situación real.

El sistema tiene tres niveles. Los niveles del sistema son manual asistido, semiautónomo y autónomo. El sistema cambia la respuesta según la gravedad del evento. El sistema mantiene la estabilidad del satélite.

El módulo de contingencia se puede ampliar. El módulo de contingencia tiene nodos espejo que pueden tomar funciones que no pueden faltar cuando el nodo maestro falla. El módulo de contingencia permite hacer pruebas sin que la misión se vea afectada y el módulo de contingencia mejora la capacidad de recuperación del sistema. Los expertos recomiendan usar bancos de simulación y usar almacenamiento en red para crear condiciones que se ven en la práctica. Los expertos recomiendan mejorar los protocolos con los datos del pasado.

La gestión de anomalías sigue las prácticas del CCSDS y de las agencias como la ESA, la ISRO y la NASA. La gestión de anomalías asegura que la operación siga sin interrupciones. La gestión de anomalías cuida las inversiones importantes.

8.4 Protocolos de contingencia

Los protocolos de contingencia incluyen la identificación de eventos anómalos, además revisan y comparan datos y sensores, evalúan el impacto en los subsistemas y aplican comandos correctivos cuando es necesario. Estos protocolos pueden usar hardware redundante si hace falta. En muchos casos, un satélite puede continuar funcionando si los sistemas que están fallando se ajustan de la manera correcta.

Hoy los protocolos pueden automatizarse, es decir, el mecanismo de detección inmediata avisa al sistema y activa el canal redundante cuando el canal principal falla. El reinicio autónomo se inicia sin intervención y la medida de autoprotección protege al equipo ante sobre corrientes o ante temperaturas fuera de rango.

En esta tesis se muestra un módulo de contingencia que se une al centro de control, este tiene un nodo espejo que puede asumir las funciones cuando el nodo principal deja de funcionar. El módulo trabaja con sistemas de inteligencia artificial para acelerar el diagnóstico y para ejecutar soluciones que el sistema realiza solo o que los operadores revisan, según la gravedad del evento.

Los protocolos deben seguir estándares internacionales como los del CCSDS y la guía NASA-STD-7002B, garantizando respuestas eficaces, continuidad operativa y mejora constante del sistema.

8.5 Propuesta de localización

8.5.1 Criterios técnicos y operativos de localización

Elegir una sede para un centro de control satelital es un tema retador. No solo hay que considerar aspectos técnicos, sino también cómo funcionará en la práctica. El sitio perfecto debe poder mantener una conexión sólida con los satélites en el espacio, además de trabajar siempre de manera segura y sin parar. Y como el sistema satelital mexicano sigue creciendo, la sede necesita poder adaptarse y expandirse según sea necesario.

Como se menciono anteriormente, la primera opción puede ayudar a reducir los costos y a comenzar más rápido con el personal y los equipos que ya se encuentran allí. Pero esta opción todavía depende de las estructuras que ya existen y no deja ampliar mucho las capacidades del país.

Para tomar una buena decisión, consideramos algunas cosas clave. La NASA, la agencia espacial nacional de la I

ndia (ISRO) y la agencia espacial Europea (ESA), por ejemplo, han compartido su experiencia, y aprendimos de misiones mexicanas anteriores. Estas referencias pueden guiarnos bastante en este caso. Nos basamos en ellos para saber qué hace falta considerar cuando se toman decisiones que importan.

a) Estabilidad geológica y climática

Para elegir la sede de un centro de control satelital, hay que revisar si el terreno es estable. Hay que ver si en la zona hay riesgos de sismos o de volcanes. También se debe analizar el clima del lugar, sobre todo si hay temperaturas muy altas, muy bajas o si pasan eventos climáticos fuertes. Es mejor no escoger lugares con muchos sismos,

huracanes o inundaciones. Estos problemas dañan la infraestructura y hacen que las cosas no funcionen como deben.

En México, el centro-sur del país tiene más actividad sísmica. El norte es una zona más estable en cuanto a la geología, pero en el norte las temperaturas son muy extremas y esto puede afectar el funcionamiento de los equipos. Por eso, cada propuesta sobre dónde ubicar algo debe llevar un análisis de los riesgos geológicos y de clima. Este análisis necesita usar datos de años anteriores y lo que se espera para el futuro. Así se pueden agregar medidas que ayuden desde el principio, y así la operación puede funcionar bien por mucho tiempo.

b) Interferencia electromagnética

Para que el centro de control trabaje bien, hay que instalar el centro de control en un sitio donde no haya mucha interferencia electromagnética. Las señales pueden tener problemas por las antenas de telefonía, los transmisores de radio, los radares o las instalaciones industriales. Por eso, conviene no trabajar en las grandes ciudades y elegir las zonas rurales o las zonas semi rurales. Así, el enlace puede tener mejor calidad. También se cumplen las reglas internacionales, que piden dejar una distancia mínima con las fuentes que pueden causar interferencias.

La selección del sitio debe incluir estudios del entorno radioeléctrico, especialmente en bandas sensibles como la Ka, realizados en distintos momentos del día y del año. Es importante usar filtros y cuidar los equipos que se usan mucho. Un buen diseño del cableado sirve bastante. Así se puede bajar el ruido y lograr que todo siga funcionando bien cuando más se necesita.

c) Infraestructura energética y de comunicaciones

Para trabajar en un centro de control satelital hace falta tener buena energía y buenas comunicaciones. El centro de control usa sistemas de respaldo para seguir en funcionamiento si hay alguna falla o si el clima empeora. Para el tema de energía, la red eléctrica es necesaria. También hacen falta generadores de emergencia y bancos

de baterías. Un sistema automático permite cambiar entre las fuentes de energía y así la operación no se detiene.

Sobre las comunicaciones, es mejor tener un enlace principal que use fibra óptica. También es bueno contar con un enlace secundario por microondas o por satélite. Así se puede asegurar la conexión con las estaciones en tierra, las redes externas y los servicios de emergencia. Los dos sistemas deben estar en una red de nodos que ayude a manejar la carga y los datos. De esta manera, los servicios importantes siguen funcionando si hay algún problema.

d) Proximidad a polos de conocimiento e industria estratégica

Estar cerca de universidades, centros de investigación y empresas del sector aeroespacial ayuda a que la academia, la industria y el gobierno trabajen juntos.

Esta interacción es importante en el sector espacial porque el sector espacial cambia mucho. En México hay lugares como Querétaro, Guadalajara y la zona metropolitana de la Ciudad de México. Estos lugares tienen mucha infraestructura para la parte académica, tecnológica y también industrial. Por eso, son buenas opciones para poner este tipo de instalaciones.

e) Seguridad física y cibernética

La seguridad en el centro de control satelital es muy importante. La parte física y la parte digital deben estar protegidas porque cualquier problema puede afectar la operación del satélite. Para cuidar las instalaciones y a las personas, se necesita tener control de accesos, vigilancia todo el tiempo y planes de emergencia.

En el mundo digital, los sistemas de ciberseguridad son muy importantes. Estos sistemas deben seguir estándares internacionales. Tienen como principal propósito ayudar a proteger los comandos y la telemetría. Para esto, se usa cifrado, control de accesos y monitoreo todo el tiempo. Por eso, la seguridad tiene que estar presente desde que se empieza a diseñar el centro. La seguridad sigue siendo importante en todo el funcionamiento del centro.

f) Reglas y estándares

El diseño y operación del centro de control deben basarse en normas técnicas internacionales que garanticen la interoperabilidad, confiabilidad y calidad del servicio, y faciliten su integración con futuras misiones y agencias espaciales.

Entre los marcos normativos más relevantes destacan: CCSDS, ECSS, NASA-STD-7002B y el ISRO TRS.

Elegir el lugar perfecto para el centro nacional de control satelital es algo mucho más complejo de lo que parece. No solo hay que considerar los aspectos técnicos, sino también cosas como la estabilidad del terreno, la cantidad de interferencia electromagnética en el área y la presencia de infraestructuras clave. Lo que se busca es crear una base sólida para una infraestructura fuerte, que mire hacia el futuro y pueda responder a las necesidades del sector espacial en México sin problemas.

8.5.2 Evaluación comparativa por regiones

La elección de la sede del Centro Nacional de Control Satelital requiere una evaluación objetiva de distintas regiones del país, considerando criterios técnicos, operativos y de seguridad que aseguren su funcionamiento a largo plazo y su capacidad de expansión futura.

El análisis del apartado 8.5.1 definió seis criterios para evaluar las sedes del Centro Nacional de Control Satelital. Con esos criterios el equipo identificó cinco regiones que cumplen los criterios: Querétaro, la Zona Metropolitana del Valle de México, Guadalajara, Monterrey y Hermosillo. El Atlas Prospectivo Territorial Industrial indica que las regiones concentran parte del desarrollo industrial y tecnológico del país.

Ciudad de México

La capital tiene mucha infraestructura en tecnología, energía y comunicación. La capital está cerca de instituciones del gobierno, centros de investigación y universidades. Pero la zona tiene mucha actividad sísmica y demasiada carga electromagnética. Esto hace difícil que sea la sede principal, aunque tiene buena conectividad y logística.

Querétaro

Polo tecnológico en crecimiento, con infraestructura energética y de telecomunicaciones modernizada. Presenta baja actividad sísmica y buena conectividad por fibra óptica, según el CRT. También alberga centros universitarios especializados y goza de una ubicación estratégica. No obstante, se requiere evaluar su clima anual y la limpieza espectral en zonas industriales.

Guadalajara

En el sitio hay talento especializado y la infraestructura de comunicaciones del sitio está desarrollada. Algunas zonas urbanas del sitio presentan niveles moderados de interferencia electromagnética. La sismicidad del sitio es menor que la de la CDMX, pero la sismicidad del sitio supera a la de regiones del norte. Todo esto debe considerarse al definir la ubicación exacta del sitio.

Monterrey

La empresa tiene fuerza en el sector industrial, en el sector energético y en el sector digital. Tiene baja sismicidad y alta conectividad, respaldada por fibra óptica. Los retos principales son las temperaturas muy altas en verano y el ruido electromagnético que aparece por la cantidad de industria en la zona. Aun así, la capacidad que tiene para trabajar con redes de redundancia lo hace una opción que se puede usar.

Hermosillo

Con buena estabilidad geológica y baja densidad poblacional, Hermosillo reduce riesgos de interferencia electromagnética y permite enlaces redundantes por microondas u ópticos. Pero la distancia del centro político y académico del país puede hacer más difícil la colaboración entre instituciones. Tenemos que revisar las condiciones del clima extremo y también ver que haya suficiente energía disponible.

8.5.3 Sede propuesta para el centro nacional de control

Después de revisar los factores técnicos y estratégicos, vemos que Querétaro es la mejor opción para ubicar el Centro Nacional de Control Satelital. El estado tiene poca actividad sísmica y un clima templado. Las condiciones del estado reducen el riesgo de daños en la estructura, también evitan que se necesiten los sistemas de climatización caros para los equipos delicados.

En este contexto proponemos dos rutas. La primera ruta es iniciar operaciones usando las instalaciones que ya existen en la CDMX, y con esa ruta reducimos costos y reducimos tiempos. La segunda ruta es desarrollar poco a poco un nuevo centro en Querétaro, y con esa ruta conseguimos más independencia operativa y más margen para expandirnos a largo plazo. Las dos rutas pueden ir juntas dentro de una estrategia por etapas.

8.5.4 Propuesta del nodo espejo

El nodo espejo debe contar con funciones básicas como recepción de telemetría, envío de comandos y gestión de datos, con un diseño modular y compatible que permita su expansión gradual. Primero, trabajaría de forma pasiva y copiaría la información en tiempo real. Después, podría ayudar con algunas tareas operativas.

Se recomienda ponerlo en una zona diferente al centro principal, en un lugar con poca actividad sísmica y buena conexión, por ejemplo, Monterrey o Hermosillo. Para que todo funcione bien, se necesita una conexión segura y rápida, mejor si es fibra óptica. Esto ayuda a que la sincronización sea constante y da más confianza al sistema nacional de control satelital.

8.6 Evaluación presupuestal del centro de control

Contar con un cálculo detallado de costos es clave para planificar adecuadamente, priorizar inversiones y asegurar que las capacidades técnicas del centro cumplan con los estándares requeridos. Una estimación precisa evita retrasos, sobrecostos y deficiencias operativas, asegurando que el centro pueda cumplir sus funciones de manera eficiente y continua.

La metodología toma como base ejemplos de centros de control operados por agencias como NASA, ISRO, INPE y CONAE, adaptando sus lineamientos y escalas de inversión al contexto mexicano. Esto permite asegurar que las estimaciones sean realistas, considerando las condiciones técnicas, económicas y regulatorias nacionales.

La inversión inicial contempla los elementos indispensables para que el Centro Nacional de Control Satelital pueda iniciar operaciones con capacidades completas y seguras.

- **Infraestructura física:** El proyecto va a contar con la construcción o la mejora de un edificio. El edificio va a tener áreas técnicas y salas de control con sistemas de respaldo. En el edificio también habrá oficinas donde se hará el trabajo operativo. El edificio tendrá espacios para los servidores, para el mantenimiento y para hacer reuniones técnicas. El diseño permite que el centro trabaje todo el tiempo. El diseño también deja lugar para que el centro crezca más adelante.
- **Equipamiento técnico:** El equipo tiene estaciones de trabajo para los operadores. Hay antenas que se usan para los enlaces de telemetría. El equipo utiliza sistemas de rastreo y control. El hardware y el software permiten la gestión de la misión. Todo debe cumplir con estándares internacionales y permitir una integración adecuada con las tecnologías previstas para la misión satelital.
- **Redundancia y seguridad:** Incluye respaldo eléctrico, enlaces de comunicación redundantes y medidas de ciberseguridad para asegurar la continuidad operativa.
- **Integración con nodos espejo:** Si se implementa la propuesta descrita en el apartado 8.5, se deberá destinar parte del presupuesto a la conexión física y digital con un nodo espejo, asegurando la interoperabilidad y el traspaso automático de funciones en caso de contingencia.

El presupuesto operativo anual cubre los gastos necesarios para mantener en funcionamiento el Centro Nacional de Control Satelital de forma continua y eficiente.

- **Personal especializado:** incluye la contratación de ingenieros de operación, técnicos de mantenimiento, analistas de datos y personal de soporte administrativo. Este

equipo garantiza la supervisión 24/7, la respuesta a contingencias y la optimización de recursos.

- **Mantenimiento preventivo y correctivo:** contempla revisiones programadas y reparaciones de equipos críticos, como antenas, sistemas de energía, servidores y consolas de control, para asegurar su funcionamiento óptimo y prolongar su vida útil.
- **Licencias y actualizaciones de software:** cubre las renovaciones y mejoras de sistemas de control, plataformas de análisis de datos y programas de seguridad informática, asegurando que la infraestructura tecnológica se mantenga actualizada y protegida.
- **Servicios básicos y telecomunicaciones:** incluye el suministro de energía eléctrica, climatización de áreas técnicas, consumo de agua y costos de telecomunicaciones, tanto para enlaces de datos como para la interconexión con nodos y estaciones asociadas.

La estimación presupuestal se apoya en comparaciones con centros internacionales como el NASA Glenn Research Center, la ISRO en India, el INPE en Brasil y la CONAE en Argentina, utilizando datos de inversión de proyectos similares para establecer rangos realistas. Dentro de esta tesis, la proyección mantiene coherencia con la infraestructura y funciones descritas en los apartados 8.1 a 8.5, así como con los requerimientos de fabricación indicados en el capítulo 10.

La estimación de costos se apoya en normas y experiencias internacionales, así como en antecedentes nacionales como el sistema MEXSAT, para ajustarse a la realidad mexicana. La inversión inicial es de entre 40 y 55 millones de dólares. Los costos operativos cada año son entre 4 y 6 millones de dólares. El monto total varía según las capacidades y la redundancia que haga falta. La idea es desarrollar el proyecto por etapas. Se empieza con un escenario base y luego se agregan más funciones cuando haya recursos. Esto sigue el esquema de financiamiento que aparece en el capítulo 11.

Capítulo IX Documentación

Existe una documentación estándar que debe elaborarse y mantenerse durante el desarrollo de un proyecto satelital. Esta documentación es importante para presentarla a inversionistas y desarrolladores; además, también permite asegurar el control, seguimiento y correcto manejo del satélite, especialmente durante su operación desde la estación terrena. Asimismo, contar con un registro detallado y organizado facilitará mantenimientos, actualizaciones y futuros desarrollos tecnológicos basados en la experiencia del proyecto original.

Dentro de esta documentación se debe incluir resultados de pruebas y reportes, es importante mencionar que toda documentación debe estar redactada en inglés, usar el sistema internacional (SI), así como indicar fechas y cantidades acordadas. A continuación, se enlistan toda la documentación requerida a lo largo del desarrollo del proyecto.

1. General
 - 1.1. Reportes de avance
 - 1.2. Resumen ejecutivo
 - 1.3. Documentación de revisión
 - 1.4. Manejo de configuración
 - 1.5. Documentación de aseguramiento del producto
 - 1.6. Acceso a dibujos y documentación de control técnico
 - 1.7. Lista de estados de cualificación
 - 1.8. Documentación de pruebas del satélite
 - 1.9. Registros del satélite
 - 1.10. Resumen de sistema espacial
 - 1.11. Recomendaciones de operación
 - 1.12. Cronograma principal del programa y cronograma detallado
 - 1.13. El plan de control de ESD/EMC
2. Análisis del sistema espacial y sus subsistemas
 - 2.1. General
 - 2.2. Requerimientos generales para cada análisis y su reporte asociado
 - 2.3. Análisis de la misión

- 2.4. Análisis térmico
- 2.5. Análisis estructural
- 2.6. Análisis de control de altitud
- 2.7. Análisis del sistema eléctrico
- 2.8. Análisis de error
- 2.9. Análisis de rendimiento de combustible
- 2.10. Análisis de confiabilidad
- 2.11. Análisis de propiedades de la masa
- 2.12. Análisis dinámicos
- 2.13. Análisis de los sistemas de antenas
- 2.14. Análisis de los sistemas de comunicación
- 2.15. Análisis del peor escenario
- 2.16. Análisis de radiación
3. Requerimientos de entrenamiento
 - 3.1. Alcance
 - 3.2. Espacio necesario de entrenamiento
 - 3.3. Entrenamientos de seguimiento
 - 3.4. Cursos de control
 - 3.5. Plan de entrenamiento

Antes de entrar al detalle de los análisis técnicos por subsistema, es importante considerar la documentación que respalda la validación ambiental y funcional del sistema espacial. Este tipo de pruebas simula el entorno real de operación del satélite, y su documentación permite comprobar que los componentes cumplen con requisitos de misión bajo condiciones extremas.

Los documentos más relevantes incluyen:

- Plan de validación ambiental por subsistema.
- Procedimientos de prueba para cámaras térmicas y de vacío.
- Reportes de compatibilidad electromagnética (EMC), basados en normas internacionales como NASA-STD-6016C.

- Resultados de pruebas de vibración, choques y ciclos térmicos.
- Certificados de aceptación técnica por entorno simulado.
- Bitácoras de calibración y verificación funcional.

Este tipo de documentación es fundamental para procesos de auditoría, certificación internacional y reutilización futura de tecnologías. Su inclusión fortalece la trazabilidad del proyecto y alinea los procesos nacionales con estándares globales seguidos por centros como el Glenn Research Center (NASA) o UR Rao (ISRO).

Acotando con el tema de la tesis, se describe el punto dos (Análisis del sistema espacial y sus subsistemas) de la documentación requerida:

1) Análisis del sistema espacial y sus subsistemas

a) General:

En esta sección se describe los requerimientos de los análisis de los diferentes subsistemas que se deben hacer para el desarrollo y diseño del sistema espacial para demostrar que las especificaciones y requerimientos serán cumplidos.

b) Requerimientos generales para cada análisis y su reporte asociado:

Se presentan los reportes iniciales y deben:

- Establecer los objetivos del análisis y definir / describir la metodología usada.
- Describir los símbolos usados en las ecuaciones y establecer las condiciones de frontera y las respectivas restricciones.
- Copias de las gráficas, tablas, diagramas o resultados computacionales claros y adecuadamente marcados con escalas y calibraciones para facilitar su análisis.
- Proveer suficiente información para verificar que la veracidad y precisión de los análisis.

También se reportan las actualizaciones conforme se obtienen nuevos resultados resaltando los cambios realizados respecto al documento original.

c) Análisis de la misión:

- Se incluye una descripción cualitativa de la misión, dónde se deben incluir los siguientes detalles cuantitativos.
- Descripción secuencial de todas las operaciones iniciadas con las preparaciones necesarias desde el lanzamiento hasta la llegada a estación de control.
- Tabla de la secuencia de las propiedades de la masa y su predicción en el peor escenario del combustible de la misión, es decir, análisis de las propiedades de la masa y el propelente.
- Restricciones de altitud en la transferencia de órbita.
- Disponibilidad de ventana de lanzamiento y descripción detallada de factores restringidos.
- Requerimientos de telemetría, seguimiento y comando durante la transferencia de órbita.
- Altitud y determinación de la órbita durante la transferencia de órbita.
- Estrategias de maniobra para la transferencia de órbita.
- Incrementos de velocidad
- Consideraciones en caso de situaciones de emergencia y procedimientos de recuperación.

d) Análisis térmico

Se trata de un análisis térmico nodal completo y comprensible de sistema, estos análisis deberán contener todos los casos críticos, incluidos el lanzamiento, transferencia de órbita, etc. Se deberán proveer todos los análisis térmicos cubriendo desde antes del lanzamiento hasta después de este y se agregan las predicciones de temperatura. Además, la información de entrada deberá incluir lo siguiente:

- Los perfiles de disipación de calor por componente, incluyendo las subdivisiones nodales.
- Emitancia y absorbencia solar en las superficies. Efectos de contaminación o degradación a lo largo de la vida útil de satélite.
- Incidencia solar para todas las superficies externas.
- Conductividad térmica, calor específico, masa y dimensiones asignadas a cada nodo usado en el análisis.
- Factores de configuración geométrica y factores de intercambio de transferencia de calor por radiación.
- Conectividad de nodos
- Calentamiento del impulsor de pluma.

También, se deben entregar los rangos de temperatura del equipo durante todas las fases de la misión. Estos rangos de temperatura son resultado de los análisis térmicos y deben ser la base para los rangos de temperatura usados en la calificación y pruebas de aceptación.

e) Análisis estructural

El análisis debe caracterizar en su totalidad el comportamiento estructural durante todas las fases y ambientes de la misión como las distorsiones estructurales por el cambio de térmico en sus casos de operación más críticos. Así como análisis de estrés a compresión y modelos dinámicos para el lanzamiento del vehículo espacial.

f) Análisis de control de altitud

Este deberá cubrir el modelo dinámico, perturbaciones de torque altas y bajas, estabilidad y sensibilidad. Para el sistema electrónico de control de altitud y en los componentes de que se consideren críticos se deben realizar análisis del peor escenario, análisis de carga y tiempo.

g) Análisis del sistema eléctrico

Los análisis del sistema electrónico deben contener la siguiente información:

- Descripción del sistema: Descripción de la fuente de poder y los requerimientos de voltaje o corriente de cada subsistema.

- Predicción del arreglo solar: se estima el rendimiento del arreglo de paneles solares ante todas las condiciones críticas, posibles degradaciones y factores durante toda la vida útil del sistema. Los factores que se toman a consideración son: degradación por radiación, pérdida de transmisión óptica, intensidad de declinación estacional, efectos de temperatura, pérdidas térmicas por ciclo, pérdidas por diodos y arneses.
 - Copia de los resultados y software usado para hacer las predicciones de rendimiento del arreglo.
 - Se debe realizar un análisis detallado de la operación de la batería en órbita y en transferencia, incluyendo los planes de gestión de carga, tiempos de carga, efectos de temperatura y redundancia.
 - La predicción de capacidad y voltaje de la batería debe extenderse a 15 años, considerando mediciones previas de baterías idénticas.
 - Se debe incluir un modelo de predicción del desempeño y el software correspondiente en PDR.
 - Se requiere un análisis del sistema de acondicionamiento eléctrico que cubra los modos de operación normal y de emergencia.
 - Se debe definir el diseño de redundancia, los transitorios, la regulación de **ondulación en el voltaje (ripple)**, configuración a tierra del sistema y modos de operación de emergencia del subsistema.
- h) Análisis de error de apuntamiento
- Se debe estudiar los errores de guiado en modo de maniobra y operación normal para cada haz de antena, considerando beacon tracking y condiciones de apuntamiento a la Tierra.
 - Los errores deben ser agrupados en correlacionados y no correlacionados, combinándolos en un modelo probabilístico con una precisión de tres sigmas para los errores de yaw, pitch y roll.
 - La información de error de apuntado debe presentarse de manera que se pueda determinar el impacto en la cobertura de las zonas de transmisión.
- i) Análisis de rendimiento de combustible

- Se debe realizar un análisis de los requerimientos de propelente durante todas las fases de la misión, asegurando que la carga prevista es adecuada.
- Se debe determinar la cantidad de propelente necesaria para distintas configuraciones de lanzamiento considerando los vehículos propuestos por el contratista.
- Factores como eficiencia de los propulsores, número de arranques, duración de combustión y pérdidas por ángulos de empuje deben ser incluidos en los cálculos.

j) Análisis de confiabilidad

- Se debe realizar un estudio de la probabilidad de éxito operativo del sistema a lo largo de su vida útil prevista. La evaluación debe considerar factores como desgaste de componentes, fallos electrónicos, redundancia del sistema y tolerancia a fallas.
- Se deben incluir modelos predictivos que analicen la confiabilidad de los subsistemas clave, como comunicaciones, generación de energía, control térmico y sistemas de propulsión.
- La documentación debe presentar gráficos y tablas que reflejen la evolución de la confiabilidad del sistema en diferentes escenarios operativos. - Se deben considerar estrategias de mitigación de fallas y protocolos de recuperación para maximizar el tiempo de operación.

k) Análisis de propiedades de la masa

- Se debe realizar un análisis detallado de la masa de cada componente del sistema, incluyendo su distribución y contribución a la estabilidad de la estructura.
- Deben considerarse configuraciones en distintos escenarios operativos, incluyendo momentos de lanzamiento, transferencia orbital y operación en órbita final.
- Se debe evaluar el impacto de la masa en la maniobrabilidad y control del sistema, asegurando su compatibilidad con los requisitos de la misión.

l) Análisis dinámicos

- Se deben analizar las condiciones dinámicas a lo largo de todas las fases de la misión, desde el lanzamiento hasta la operación estacionaria.
- Se deben incluir estudios sobre la respuesta estructural a perturbaciones externas, tales como despliegue de antenas, paneles solares y efectos del movimiento del combustible en los tanques.
- La evaluación de comportamiento de apéndices flexibles y mecanismos de recuperación ante desviaciones de orientación debe ser parte del análisis.

m) Análisis de los sistemas de antenas

- Se debe proporcionar una descripción técnica completa del sistema de antenas, incluyendo diseño, características de rendimiento y validación a través de pruebas.
- Se deben presentar datos sobre ganancia, cobertura y supresión de lóbulos secundarios de cada antena en diferentes frecuencias operativas.
- La documentación debe permitir la verificación independiente del diseño mediante modelos analíticos y mediciones experimentales.

n) Análisis de los sistemas de comunicación

- Se deben realizar análisis detallados de los parámetros de radiofrecuencia (RF) y su impacto en el desempeño del sistema de comunicación.
- Se deben generar diagramas de cobertura para recepción (G/T) y transmisión (EIRP), con actualizaciones a lo largo del ciclo de vida operativo.
- Se debe presentar un presupuesto de potencia que incluya factores como pérdidas en guías de onda, filtros, multiplexores y variaciones de amplificación.

o) Análisis del peor escenario

- Se debe demostrar la robustez del diseño ante condiciones extremas, considerando el impacto del envejecimiento y la radiación.
- Se deben evaluar márgenes de seguridad en el funcionamiento de sistemas electrónicos, ópticos y mecánicos.

- El análisis debe validar que la misión puede operar eficientemente bajo los peores escenarios posibles.
- p) Análisis de radiación
- Se debe estudiar la exposición del sistema al ambiente espacial, considerando la radiación ionizante y no ionizante.
 - Se debe garantizar que los componentes electrónicos mantendrán un funcionamiento estable hasta el final de su vida útil.
 - Se debe describir el modelo de radiación utilizado y los efectos esperados sobre los materiales y estructuras.
- q) Análisis de interrupciones
- Se debe evaluar la probabilidad de pérdidas de comunicación, clasificadas en:
 - a. Pérdidas permanentes debido a fallas críticas.
 - b. Interrupciones temporales por fallas recuperables.
 - c. Variaciones en la disponibilidad del servicio por mantenimiento o restauración de sistemas.
 - Se deben definir estrategias de mitigación y procedimientos para minimizar el impacto de las interrupciones en la operación de la misión.

La documentación técnica debe cumplir con ciertos principios para garantizar su utilidad, claridad y trazabilidad. Estos lineamientos, tanto nacionales como internacionales, permiten que la información esté bien organizada, sea comprensible y esté lista para su validación por parte de terceros.

En el desarrollo de sistemas espaciales, resulta esencial alinear la documentación con normas que aseguren su compatibilidad y rigor técnico. Esto se vuelve especialmente relevante cuando se busca colaborar con agencias internacionales o acceder a procesos de certificación y auditoría en centros externos.

En México, existen normas aplicables como la NMX-CC-9001-IMNC-2015, enfocada en la gestión de calidad, y las NMX-AE-001-SCFI-2018 y NMX-AE-003-SCFI-2021, que establecen lineamientos para proyectos de alto impacto tecnológico. No obstante, estos

marcos deben complementarse con estándares internacionales específicos del sector espacial para alcanzar niveles de exigencia global.

Entre los principales referentes se encuentran:

- NASA-STD-6016C, estándar para el diseño de sistemas espaciales, que define los requisitos necesarios para validar, probar y aceptar estos sistemas en entornos reales.
- MIL-STD-1540E, normativa utilizada para evaluar la resistencia de componentes espaciales ante condiciones ambientales extremas.
- ECSS-E-ST-10, conjunto de normas europeas que establecen los principios básicos de la ingeniería espacial, adoptadas por la ESA y sus socios.
- BIS-ISRO, marco normativo de la India que destaca por su enfoque en mantener bajos costos operativos sin sacrificar la trazabilidad documental.

La incorporación de estos estándares fortalece la calidad del diseño, facilita las auditorías técnicas y abre la posibilidad de colaborar con actores internacionales como NASA, ESA, ISRO o CONAE. Al compartir formatos, vocabulario y protocolos de validación, se favorece la interoperabilidad y la integración con otras infraestructuras de validación satelital.

Integrar esta visión documental desde etapas tempranas del desarrollo satelital en México no solo refuerza la confiabilidad del proyecto actual, sino que posiciona al país para ofrecer servicios de validación y acompañamiento técnico a otras regiones de América Latina.

Capítulo X Fabricación

Para materializar un proyecto satelital se requiere una infraestructura adecuada, que incluya espacios físicos, tecnología, procesos y herramientas que garanticen eficiencia y calidad en cada etapa. Un diseño bien planificado de estas instalaciones minimiza riesgos, optimiza tiempos y asegura el cumplimiento de estándares de calidad en los centros de fabricación y pruebas.

10.1 Requerimientos para la integración satelital

Como se explica en el capítulo 6, el sistema de pruebas tiene que integrar y validar satélites de hasta una tonelada. Esa capacidad obliga a trabajar con estructuras más grandes y complejas que las estructuras de un CubeSat o de un microsatélite. La infraestructura debe asegurar operaciones seguras y ágiles. También debe ofrecer el espacio suficiente y las condiciones ambientales controladas, estas protegen los subsistemas más sensibles.

Se propone una sala limpia certificada ISO 8 (ISO 14644-1), con un límite máximo de 29,300 partículas/m³ mayores a 5 µm y un volumen operativo de entre 150 y 250 m³. El espacio debe permitir el uso de grúas y plataformas móviles para mover el satélite con seguridad. Este ambiente controlado es clave para evitar que los componentes ópticos, electrónicos o mecánicos se contaminen.

El sistema mantiene la temperatura en 20 grados Celsius más o menos 2 grados y mantiene la humedad relativa por debajo del 60 por ciento. El sistema renueva el aire al menos veinte veces por hora con los filtros HEPA. El sistema sigue prácticas similares a los centros como el ESTEC de la ESA.

En operación, un satélite puede experimentar temperaturas de -170 °C a +120 °C, dependiendo de su altitud, orientación y propiedades de los materiales, conforme a la NASA-STD-7002B y GSFC-STD-7000B. El sistema propuesto estima una disipación interna de 1,800 W, lo que se encuentra dentro del rango de plataformas medianas (1–2.5 kW) y debe verificarse mediante ensayos térmicos controlados.

Como referencia de cálculo, se tomó un subsistema representativo de 100 kg como masa de ensayo. Esta elección responde a criterios de validación típicos señalados en la NASA-STD-7002B, donde se recomienda emplear bloques térmicos equivalentes para estimar la respuesta de módulos individuales antes de realizar pruebas completas de sistema [NASA-STD-7002B-w-Change-1.pdf]. Si este subsistema estuviera construido con materiales metálicos convencionales, cuya capacidad calorífica promedio (c) es cercana a $900 \text{ J/kg}\cdot^\circ\text{C}$, y se expusiera a una variación térmica (ΔT) de 290°C , la energía requerida para cambiar su temperatura interna se calcula como:

$$Q = mc\Delta T \quad (10.1)$$

$$Q = 26.1 \text{ MJ}$$

Este valor representa únicamente la demanda energética pasiva, sin considerar pérdidas térmicas, eficiencia de transferencia ni la necesidad de mantener gradientes térmicos controlados. Para cumplir con estas condiciones, la cámara de termo-vacío deberá contar con shrouds térmicos activos, sistemas de regulación por rampas controladas, aislamiento eficiente y monitoreo remoto mediante sensores distribuidos. Además, se recomienda que la cámara permita realizar pruebas funcionales en paralelo, lo cual implica incluir alimentación eléctrica, líneas de comunicación y acceso óptico, si es necesario.

La duración de la campaña de validación de temperatura es de siete a catorce días. El equipo evalúa los perfiles térmicos, hace repeticiones y mide cuánto tardan los sistemas en estabilizarse. El rango de la duración coincide con el rango que usan los centros como el Johnson Space Center. En el Johnson Space Center la campaña tiene la etapa de preparación, la etapa de ejecución y la etapa de verificación de la función en los modos de operación.

En primer lugar, la cámara de termo-vacío debe instalarse en un espacio específicamente diseñado para alojarla. Este recinto debe contar con la resistencia estructural suficiente para soportar satélites de hasta 2000 kg , además de los sistemas de soporte, fijación e instrumentación térmica asociados. Se recomienda que exista un espacio libre mínimo de 1.5 metros alrededor del volumen de prueba para permitir maniobras seguras, así como una altura útil suficiente para operar grúas o manipuladores. El piso, por su parte, debe estar nivelado,

reforzado y recubierto con materiales antiestáticos, siguiendo criterios establecidos en normas como la ISO 14644-4, aplicables al diseño de entornos limpios.

La infraestructura debe ser modular y escalable. Esto permitirá, en caso de expansión del centro, integrar nuevas capacidades como pruebas combinadas de tipo térmico, mecánico o eléctrico, sin necesidad de rediseñar toda la instalación. Modelos como los implementados en el Johnson Space Center o el ESTEC de la ESA han demostrado la eficacia de esta aproximación modular.

10.2 Ensayos mecánicos y eléctricos necesarios.

Ensayos de vibración mecánica

Durante el lanzamiento el satélite recibe las aceleraciones, las vibraciones y las cargas que provienen de los motores y de los cambios entre etapas. Hay que comprobar que la estructura del satélite y los subsistemas del satélite pueden resistir las condiciones. La comprobación ayuda a evitar fallos que podrían poner en riesgo la misión.

Para reproducir este entorno se emplean plataformas de vibración especializadas (*shakers*), capaces de aplicar excitación mecánica en uno o varios ejes, incluyendo vibración simultánea en los planos X, Y y Z. Esto permite evaluar el acoplamiento dinámico entre componentes y simular condiciones cercanas al lanzamiento.

La intensidad y el tipo de vibración varían según el lanzador y el perfil de misión, pero normas como la ECSS-E-ST-10-03C y la NASA-STD-7002B marcan rangos típicos de 20 a 2000 Hz, con perfiles senoidales, aleatorios o de choque, según lo que se quiera evaluar. Para el sistema propuesto, que va a usar satélites de hasta 1000 kg, recomendamos un shaker de 35 a 50 kN y una capacidad total de cerca de 3 toneladas. La capacidad total incluye los herrajes y los márgenes de prueba. Seguimos los criterios del GSFC-STD-7000B para cargas de gran volumen.

También es recomendable hacer las pruebas con el satélite parcialmente energizado, manteniendo algunos sensores o subsistemas activos para detectar fallos funcionales que no se verían en una prueba puramente estructural.

Ensayos de compatibilidad electromagnética (EMI/EMC)

En órbita, el satélite activa los subsistemas al mismo tiempo —las antenas, los sensores, los procesadores, las fuentes de energía—. Si la interferencia se sale de los rangos permitidos, la interferencia puede afectar el control, la interferencia puede afectar las comunicaciones o la interferencia puede afectar los datos científicos.

Realizamos las pruebas EMI/EMC para verificar que el satélite no produzca interferencias indebidas y que el satélite pueda resistir señales externas. Para realizar esas pruebas seguimos normas como MIL-STD-461G y ECSS-E-ST-20-07C. Esas normas definen los límites, las configuraciones y los procedimientos de ensayo.

Se requiere una cámara anecoica blindada que cubra de 10 kHz a 18 GHz, capaz de evaluar emisión y susceptibilidad radiada y conducida. Estas pruebas permiten también identificar interferencias internas entre subsistemas, especialmente en la fase final de integración. Centros como el ESTEC de la ESA realizan estos ensayos con monitoreo remoto y protocolos de seguridad para proteger los equipos.

10.3 Normativa y certificación del centro

El cumplimiento de normas en un centro de validación espacial no es un trámite burocrático, sino un requisito para garantizar la confiabilidad de los ensayos. Si no se siguen procedimientos reconocidos internacionalmente, no es posible asegurar la precisión de los resultados. Las pruebas térmicas, mecánicas y electromagnéticas deben ejecutarse bajo estándares globales, reflejando con exactitud las condiciones exigidas en la industria aeroespacial.

Para la infraestructura que se propone, el diseño y los procedimientos deben seguir los marcos de normas. El sector depende de la cooperación y del intercambio de tecnología. Cumplir las

normas no es solo un requisito, además genera confianza y abre la puerta a colaboraciones dentro del país y fuera del país.

En México, tener un centro certificado brinda las garantías técnicas y legales a las personas que necesiten validar sus plataformas dentro del país y evita depender de las instalaciones en el extranjero. El centro certificado también fortalece la capacidad tecnológica del país y mejora la competitividad de México en el mercado espacial.

Normas aplicables

- ISO 14644-1: Clasificación de salas limpias según partículas por m³. Se propone ISO 8, adecuada para integración previa al encapsulamiento, incluyendo criterios de monitoreo ambiental y mantenimiento.
- ECSS-E-ST-10-03C: Ensayos ambientales (vibración, choque, termo-vacío) con métodos reproducibles y validez internacional.
- ECSS-E-ST-20-07C Rev.2 (2022) y MIL-STD-461G: Procedimientos de compatibilidad electromagnética para emisiones radiadas/conducidas y susceptibilidad electromagnética.
- ISO 9001:2015 y AS9100D: Gestión de calidad, trazabilidad y control de procesos críticos; la AS9100 está orientada a fabricantes aeroespaciales.

Adoptar estas normas asegura que las pruebas sean aceptadas por agencias como NASA, ESA o JAXA, y facilita la cooperación con instituciones que ya operan bajo estos marcos.

Implicaciones operativas

Un marco normativo sólido posiciona al centro como infraestructura estratégica en América Latina. La homologación con estándares internacionales permite que las validaciones realizadas en México tengan reconocimiento global, reduciendo costos y tiempos asociados a la certificación en el extranjero.

Una infraestructura facilita la colaboración con las universidades, los centros tecnológicos y las empresas del sector. La colaboración impulsa la formación de talento y el intercambio de

conocimiento. La infraestructura genera las oportunidades de comercio, de ciencia y de diplomacia. Además, puede posicionar a México como proveedor de los servicios de validación de satélites para los países que aún no cuentan con capacidades de validación de satélites.

10.4 Propuesta de localización del centro

La elección de la sede determina que el proyecto funcione. El diseño debe cumplir los requisitos de técnica y los requisitos de normas, pero la ubicación influye directamente en la eficiencia de operación, en la relación con instituciones y en el crecimiento futuro. A diferencia de segmentos de tierra, el centro de ensayos del medio ambiente no tiene que estar pegado a las instalaciones de fabricación o a las instalaciones de control. El margen permite priorizar los criterios de logística, los criterios de técnica y los criterios de estrategia al momento de decidir dónde ubicar el centro.

Criterios de selección

a) Accesibilidad logística

La ubicación tiene que permitir que se transporte de forma segura los equipos y las estructuras grandes, y debe tener el acceso a las carreteras principales que sirvan para las cargas especiales y que no tengan el límite del terreno. La ubicación también tiene que estar cerca del aeropuerto que haga la carga de otro país, como el AICM o el AIQ, y tiene que poder conectar varios tipos de transporte, como la carretera, el ferrocarril y el avión. Las regiones de Querétaro, Guadalajara y Monterrey ya tienen la experiencia para mover las cosas de alta tecnología, y esa experiencia reduce el costo y reduce el tiempo de traslado.

b) Vínculo con instituciones técnicas

La proximidad a universidades y centros de investigación fortalece la disponibilidad de personal especializado y la colaboración técnica. Querétaro destaca por instituciones como la UNAQ y la UPQ, y la Ciudad de México por la UNAM y el IPN, con experiencia en instrumentación, electrónica y ensayos especializados. Ejemplos como el ESTEC de la ESA

demuestran que esta vinculación es clave para mantener las instalaciones actualizadas y competitivas.

c) Infraestructura industrial consolidada

Una red de la industria en fabricación, electrónica y control de calidad permite usar los proveedores locales, simplificar los mantenimientos y acelerar la integración de las tecnologías. Querétaro destaca por el clúster de la industria de los aviones y los parques de la industria. Monterrey destaca por los componentes de metal, los componentes de electrónica y los componentes de mecatrónica. Guadalajara destaca por la experiencia en la integración de los sistemas de electrónica y los centros de diseño de las empresas.

d) Estabilidad política y económica local

Los estados con bajo riesgo político, con reglas claras y con inversión constante en industrias especializadas, ofrecen el entorno seguro para las operaciones de largo plazo. Querétaro combina un crecimiento económico constante, una gran captación de inversión extranjera y más de 50 parques industriales con servicios especializados. La combinación de esos factores minimiza los riesgos y facilita la continuidad de la operación.

e) Potencial de expansión y vinculación internacional

El diseño del centro permite que el centro crezca cuando las necesidades de tecnología aumentan y ayuda a que el centro coopere con agencias que siguen los estándares ECSS e ISO. Ejemplos como el ESTEC en Europa y el CIATA en Colombia demuestran que una infraestructura que puede adaptarse y que tiene conexión a nivel de muchos países gana más relevancia. En este contexto, Querétaro, con el aeroclúster de Querétaro y las redes de vinculación de Querétaro, tiene una base que permite a Querétaro posicionarse como proveedor de servicios de validación satelital para la región.

Con base en los criterios técnicos, logísticos y estratégicos, Querétaro surge como la opción más sólida para albergar el centro, sin descartar la posibilidad de establecer nodos de apoyo en otras ciudades para tareas complementarias. Esta estrategia diversifica capacidades, amplía la cobertura nacional y refuerza la competitividad del país en el sector espacial.

10.5 Beneficios operativos y estratégicos.

La implementación de un centro nacional de validación satelital cerrará un eslabón del ecosistema espacial mexicano que depende de servicios de ensayo en el extranjero. Tener el centro permitirá a las universidades, a los centros de investigación y a las empresas trabajar juntos en el diseño del sistema satelital, en la integración del sistema satelital y en la prueba del sistema satelital. El centro reducirá los tiempos, los costos logísticos y las barreras idiomáticas o aduanales.

Contar con instalaciones del país para ensayos de calor, de fuerza y de compatibilidad electromagnética y para operar en condiciones como las del espacio permite controlar cada fase de la misión desde México. Las instalaciones dan continuidad, flexibilidad y adaptación a las necesidades del país. Las instalaciones crean un entorno donde los ingenieros, los técnicos y los investigadores pueden formarse y validar sistemas. Las instalaciones fortalecen el capital humano con habilidades que se usan en todo el mundo.

En la región el centro puede ser un referente latinoamericano para la validación de las cargas útiles y para las pruebas ambientales con los estándares ECSS e ISO. El centro sigue el modelo del ESTEC de la ESA, que presta servicios a otros países y actúa como un nodo técnico internacional. El CIATA en Colombia muestra que la colaboración entre las universidades, el gobierno y las empresas acelera el desarrollo tecnológico y facilita la integración de las capacidades.

Los beneficios de la tecnología y los beneficios de la economía se ven. Un centro en Querétaro ofrecería servicios a los países de Centroamérica y a los países de Sudamérica que hoy no tienen esa infraestructura. El centro impulsaría la integración de la ciencia en la región y posicionaría a México como un actor en el desarrollo de capacidades espaciales de Latinoamérica.

10.6 Presupuesto estimado del centro de fabricación

La evaluación presupuestal es importante para saber si el centro nacional de fabricación e integración satelital es viable. El análisis incluye la inversión inicial (CAPEX) y los costos de operación (OPEX). El análisis toma como referencia los modelos internacionales y ajusta los modelos internacionales a las necesidades técnicas del satélite propuesto —de dos toneladas— y al contexto mexicano. El propósito es estimar cuánto es necesario para poner en marcha el centro nacional de fabricación e integración satelital. Asimismo, asegurar que el centro nacional de fabricación e integración satelital pueda operar de forma sostenible en el largo plazo.

La inversión inicial contempla la construcción y equipamiento de las instalaciones necesarias para el ciclo completo de integración y pruebas de satélites de gran tamaño:

- **Infraestructura física:** construcción o adecuación de naves industriales y laboratorios de integración limpia (ISO 8 o superior), áreas de pruebas ambientales, salas de control, espacios de logística interna y almacenes especializados para grandes estructuras.
- **Equipamiento especializado:** bancos de integración estructural y funcional para satélites de hasta 2,500 kg, cámaras de vacío térmico de gran volumen, cámaras anecoicas para compatibilidad electromagnética (EMC), mesas de vibración de alta capacidad, grúas puente, sistemas de izaje y transporte interno, software de diseño y simulación, así como hardware de instrumentación de precisión.
- **Seguridad y certificación:** sistemas de control de acceso y monitoreo, protección contra incendios, protocolos de manipulación segura de cargas críticas, y certificación bajo normas internacionales (NASA-STD-6016C, BIS-ISRO, NMX).
- **Red logística interna:** áreas de carga y descarga adaptadas a grandes volúmenes, vehículos y plataformas para el transporte seguro de subsistemas y componentes satelitales.

Los gastos recurrentes asociados a la operación del centro incluyen:

- Personal técnico especializado, ingenieros de integración, personal administrativo y de soporte.
- Mantenimiento preventivo y correctivo de equipos e infraestructura.
- Insumos de laboratorio, consumibles técnicos y piezas de repuesto.
- Servicios básicos (electricidad, agua, climatización controlada) con demanda elevada por equipos de gran consumo energético.
- Seguros especializados y licencias de software.

La proyección presupuestal considera un único escenario de capacidad plena, diseñado desde el inicio para integrar y probar satélites de dos toneladas. Este modelo asegura que la infraestructura cumpla con los requerimientos de volumen, masa y precisión establecidos en estándares internacionales, evitando limitaciones operativas futuras.

Las estimaciones se sustentan en:

- **Casos internacionales:** Satellite Integration & Test Establishment (ISRO, India), Laboratório de Integração e Testes (INPE, Brasil) y Centro Espacial Teófilo Tabanera (CONAE, Argentina).
- **Normas y estándares:** NASA-STD-6016C, BIS-ISRO, NMX-AE-001-SCFI-2018 y NMX-AE-003-SCFI-2021, aplicadas al dimensionamiento de instalaciones y equipamiento.
- **Contexto nacional:** requerimientos descritos en los apartados 10.1 a 10.3 de esta tesis, así como la localización estratégica propuesta para optimizar logística y vinculación con la industria.

El rango de inversión inicial estimado para un centro de estas características se sitúa entre 150 y 200 millones de USD (aprox. 2,625 a 3,500 millones de MXN), considerando la infraestructura y el equipamiento necesarios para trabajar con satélites de gran tamaño. Se recomienda estructurar el financiamiento mediante un esquema mixto, combinando

inversión pública, colaboración internacional y alianzas con la industria aeroespacial nacional e internacional, asegurando así la viabilidad económica y técnica del proyecto.

Capítulo XI Desarrollo de la industria mexicana

La industria satelital ha revolucionado la comunicación, la navegación y la seguridad a nivel global, convirtiéndose en un elemento esencial para el progreso tecnológico y económico de las naciones. El lanzamiento del Sputnik 1 en 1957 marcó el inicio de la era espacial, evidenciando que el espacio podía ser explotado para fines científicos, comerciales y estratégicos. Durante la Guerra Fría, la carrera espacial intensificó la competencia entre países superpotencias, haciendo de los satélites símbolos de prestigio y modernidad que impulsaron inversiones masivas en tecnología avanzada.

En medio del impulso global, México empezó a notar que la tecnología satelital afecta directamente a las telecomunicaciones, a la meteorología y a la seguridad nacional. El país no tomó un papel central en la carrera espacial, pero la tecnología satelital generó consecuencias que dejaron claro que México debía unirse a esa dinámica. Poco a poco, el interés científico, el interés económico y el interés de seguridad coincidieron. La coincidencia del interés científico, del interés económico y del interés de seguridad creó políticas y decisiones. Las políticas y las decisiones dieron origen a programas nacionales. Los programas nacionales incluyeron el ámbito espacial en el desarrollo tecnológico del país.

11.1 Desarrollo en México

Entre los años 1950 y 1970, el México dio sus primeros pasos en el sector aeroespacial. El interés del país por entender y usar las tecnologías aeroespaciales lo impulsó a avanzar. La UNAM y el IPN empezaron a crear los programas de investigación. Los programas de la UNAM y los programas del IPN cubrían desde los fundamentos de la física espacial hasta los experimentos para diseñar los sistemas de comunicación. Los esfuerzos de la UNAM y los esfuerzos del IPN formaron los conocimientos especializados. Los esfuerzos también pusieron las bases para que, con el tiempo, el México pudiera entrar en las aplicaciones satelitales más complejas.

El interés por explorar el espacio dio la implementación de proyectos experimentales en diversas áreas, que incluían estudios sobre las propiedades de las órbitas terrestres, la propulsión y la estabilidad de las cargas en entornos suborbitales. La colaboración entre

organismos gubernamentales y centros de investigación facilitó la transferencia de conocimientos y la formación de ingenieros y científicos que posteriormente serían necesarios para el desarrollo de una infraestructura espacial nacional. Este proceso fue de suma importancia para crear las condiciones que permitieron a México anticiparse a las demandas tecnológicas internacionales.

El lanzamiento del satélite Morelos I en 1985 empezó el desarrollo satelital de México. El satélite Morelos I permitió la transmisión de señales en todo el país. El satélite Morelos I sentó las bases de la infraestructura espacial de México. Después de esa experiencia, México impulsó misiones como el satélite Morelos II y los programas Solidaridad y Bicentenario. Los programas Solidaridad y Bicentenario fortalecieron las capacidades de México en telecomunicaciones, en meteorología y en defensa. Con eso, México se consolidó como un país con experiencia en el espacio.

El crecimiento de la industria satelital en México ha necesitado una organización que coordine los esfuerzos. La Agencia Espacial Mexicana (AEM) se creó para cubrir la necesidad. Esta define políticas, administra recursos y establece vínculos con otros países y agencias. Desde entonces reúne y ordena la industria satelital, impulsa proyectos, impulsa programas y fomenta colaboraciones que mantienen el desarrollo satelital en el país.

De igual forma, la interacción con empresas privadas y multinacionales como Thales Alenia Space y Telecomm ha sido importante para complementar el conocimiento necesario para estos proyectos tan complejos. Estas alianzas han permitido la adquisición de tecnología y la ejecución de este tipo de misiones, y la colaboración con universidades y centros de investigación ha permitido la formación de ingenieros que llevan la operación y el desarrollo del sector.

Aunque México ha avanzado, todavía hay una división entre instituciones y entre la técnica que frena el desarrollo del sector. Por eso, es útil observar lo que hicieron países como India, Argentina y Brasil. En esos países el Estado tomó un papel importante desde el principio. El Estado unió la industria, las universidades y el marco regulatorio para crear un camino más firme

India, por ejemplo, consolidó su ecosistema espacial con la ISRO. La ISRO no solo centraliza la gestión de misiones, también administra la red de centros de integración, validación y operación de satélites. En América Latina, Argentina fabrica y opera satélites con autonomía, lleva a cabo una colaboración entre la CONAE y la INVAP.

México puede tomar como referencia esos modelos y aprovechar su posición estratégica, su capacidad industrial y su comunidad académica para construir una infraestructura propia que impulse el desarrollo satelital. No se trata de copiar lo que otros han hecho, sino de crear las bases para operar sistemas espaciales de manera soberana.

11.2 Capacidades tecnológicas en México

México ha fortalecido los satélites mediante convenios y colaboraciones con países. México coopera con la NASA, la Agencia Espacial Europea y la JAXA, y esas agencias comparten el intercambio de tecnología y el conocimiento con México. México también colabora con la Roscosmos, con la ISRO y con la CNSA. La colaboración permite a México entrar con más participación al sector de los viajes al espacio del mundo, participar en proyectos en conjunto y acceder a tecnologías.

A lo largo de los años, México ha desarrollado importantes capacidades en el diseño, integración, pruebas y operación de satélites. La ampliación de infraestructura, que consiste en centros de control, estaciones terrestres y laboratorios especializados, ha sido de suma importancia para la adquisición de tecnología y la implementación de innovaciones internacionales de las necesidades locales en el país. Esta evolución le ha permitido a México competir en un sector de alta tecnología, respaldando el desarrollo económico y la competitividad industrial.

El desarrollo de la industria de satélites en México depende de la educación y de la formación. Las universidades y los centros de investigación impulsan programas de ingeniería de satélites y de ciencias del espacio. Las universidades y los centros de investigación otorgan becas y organizan intercambios. Estos forman el capital humano que sostiene el avance de la tecnología del país. En este contexto, la miniaturización favorece proyectos de micro y

nanosatélites, como los CubeSats. La Universidad Nacional Autónoma de México y otras instituciones académicas lideran los proyectos de micro y nanosatélites.

Pero el país sigue con esas capacidades solo en los proyectos de la universidad. Aunque el Instituto Politécnico Nacional e instituciones hacen esfuerzos, México todavía no tiene la infraestructura que se necesita para diseñar, integrar y validar satélites sin importar su tamaño, y para cumplir con los estándares que se usan en el mundo. Por eso la tesis propone crear un Centro Nacional de Fabricación e Integración de Satélites, y propone que el Centro Nacional de Fabricación e Integración de Satélites se conecte con un centro nacional de control, como un paso que ayuda a escalar las capacidades, a reducir la dependencia de la tecnología y a fortalecer la soberanía del espacio del país.

El sector satelital ha generado un impacto importante en la economía mexicana, dando inversiones en el ámbito público y en el privado, ayudando al crecimiento de un mercado de servicios en telecomunicaciones, navegación y monitoreo. Esto se traduce en la creación de empleos calificados y en el desarrollo de tecnologías que contribuyen a mejorar la competitividad industrial del país.

11.3 Marco legal y normativo

Desde finales de 1957 el marco legal espacial se ha empezado a desarrollar y aunque México siempre formó parte de la UIT debido a la falta de un organismo encargado de regular e investigar hubo un tiempo que México se vio sesgado. Con la creación de la AEM se buscaba cerrar la brecha de sesgo creada por el descuido del desarrollo espacial.

Sin embargo, aunque México permite el 100% de inversión extranjera y cuanta marcos regulatorios, sólo una licitación pública, de cinco para otorgar concesiones para ocupar cuatro POG, ha sido concluida con éxito. México requiere mejorar y trabajar en su marco legal y en la política vigente para crecer la industria aeroespacial extranjera en el país y a la vez desarrollar la propia industria espacial nacional.

En el proceso de crear normas, México ya tiene algunas normas mexicanas que se enfocan en el sector espacial. Entre esas normas destacan la NMX-AE-001-SCFI-2018, que sirve para

diseñar y probar CubeSats, y la NMX-AE-003-SCFI-2021, que regula la compatibilidad electromagnética de los sistemas espaciales. Las normas son un primer paso para misiones académicas y experimentales. Pero las normas todavía no son suficientes para cubrir las exigencias de los satélites de mayor tamaño, del uso comercial o de los servicios continuos.

En este sentido, será necesario que México adopte y adapte estándares internacionales de ingeniería de sistemas, como el NASA-STD-6016C, utilizado por la NASA para definir criterios de diseño, prueba y operación, o el ECSS-E-ST-10 de la Agencia Espacial Europea, ampliamente aceptado en proyectos colaborativos. Esto permitiría homologar procesos de fabricación, integración y validación en territorio nacional, facilitando certificaciones externas, reduciendo costos logísticos y garantizando interoperabilidad técnica en futuros proyectos internacionales.

11.4 Financiamiento

Para que el proyecto avance, el proyecto necesita algo más que ideas. El proyecto necesita dinero para pasar del diseño a la operación. Sin una base de dinero, la propuesta se queda atascada antes de comenzar. Por eso, pensar en la planificación de dinero desde el inicio no es solo un trámite. Es un punto para que el proyecto pueda funcionar y para que el proyecto se mantenga en el tiempo.

Un proyecto puede conseguir dinero de varias formas, pero principalmente: recibiendo apoyo del gobierno y a través de la inversión de empresas. Combinando ambos apoyos se puede contar con recursos y avanzar. El financiamiento del Estado viene de instituciones públicas, de becas y de programas que impulsan la tecnología y la innovación. El financiamiento de empresas viene de fondos de capital de riesgo y de patrocinios de organizaciones que buscan los beneficios que el proyecto puede generar.

La elección entre una fuente y otra no es automática. Depende de varios factores que cambian según el proyecto. Estos dependen de cuán amplio es el proyecto, de qué quiere lograr el proyecto y de cuán accesibles son los recursos en el entorno donde se desarrolla el proyecto. En la práctica, cada vía de financiamiento sigue una lógica distinta y se activa en los contextos específicos.

Aquí se presenta un panorama general de los principales tipos de financiamiento, acompañado de una descripción breve para entender cómo encajan en el proceso de desarrollo de un proyecto.

1. Gubernamental: el financiamiento gubernamental se da de los fondos asignados mediante presupuestos estatales y subsidios que otorgan recursos a agencias espaciales nacionales. En este método de financiamiento, los gobiernos destinan una parte del presupuesto al desarrollo de tecnologías avanzadas, fomentando la investigación científica y asegurando servicios esenciales en áreas como seguridad nacional y conectividad.
2. Privado: el financiamiento privado viene de inversiones en capital de riesgo, aportes de capital privado o institucional e incluso inversiones realizadas por corporate venture capital.
3. Híbrido público - privado: Este modelo funciona porque une los recursos del sector privado y público, una alianza que se repite en muchos proyectos para unir tanto la experiencia técnica y los recursos privados como el apoyo de instituciones gubernamentales y su infraestructura.
4. Ingresos anticipados: Los ingresos anticipados aparecen cuando una compañía vende por adelantado una parte de la capacidad del satélite a los clientes que saben que van a necesitar el satélite, como operadores de telecomunicaciones o entidades públicas. Los clientes y la compañía firman los acuerdos a largo plazo, estos acuerdos permiten que el proyecto tenga dinero desde el inicio. El dinero llega en las etapas de diseño y de fabricación del satélite.
5. Préstamos y financiamiento estructurado: Este tipo de financiamiento busca conseguir recursos con préstamos bancarios, con la emisión de bonos o con otros instrumentos de deuda. Los activos o los contratos garantizan los préstamos bancarios, los bonos y los demás instrumentos de deuda.
6. Financiamiento multilateral o internacional: el financiamiento multilateral o internacional se obtiene mediante entidades y agencias globales que buscan apoyar proyectos con alto impacto social y tecnológico.

7. Crowdfunding o financiamiento participativo: es una forma de obtener fondos para un proyecto a través de contribuciones de muchas personas, generalmente a través de internet.

Para este proyecto, que busca llevar conexión y servicios de telecomunicaciones a zonas rurales, hospitales y escuelas, la expectativa es que el proyecto recibirá el apoyo del gobierno. Aun así, la inversión del proyecto no puede recaer en una fuente. Por eso el proyecto buscará sumar capital privado para arrancar con solidez. En la práctica, el financiamiento será un modelo híbrido público-privado.

Tabla 27. Estimaciones de inversión y operación.

Concepto	Costo Estimado (USD)	Costo Estimado (MXN)*	Fuente/Referencia
Centro Nacional de Control Satelital (CAPEX)	45 M	810 M	Tesis cap. 8.6, comparativa ISRO-INPE
Centro de Fabricación y Pruebas (CAPEX)	60 M	1,080 M	Tesis cap. 10.4, caso CONAE-INVAP
Costos Operativos Anuales (OPEX)	12 M	216 M	Tesis cap. 8.6 y 10.4, NASA Glenn
Satélite de Comunicaciones (fabricación + integración)	150 M	2,700 M	Referencia MEXSAT/GSAT, Airbus-Thales
Lanzamiento	90 M	1,620 M	Promedio lanzadores GTO (Ariane, Falcon 9, GSLV-MkIII)

La tabla 27 consolida las estimaciones de inversión y operación del proyecto, integrando las cifras mencionadas en los capítulos 8.6 y 10.4 junto con referencias internacionales ajustadas

al contexto mexicano. Se incluyen tanto los costos de capital (CAPEX) para el desarrollo de la infraestructura terrestre —centro nacional de control y centro de fabricación y pruebas— como los costos operativos anuales (OPEX) asociados a su mantenimiento y funcionamiento.

Asimismo, se presenta una estimación del costo del satélite de comunicaciones, su integración y el lanzamiento mediante proveedores comerciales, tomando como base proyectos recientes comparables como MEXSAT, GSAT e iniciativas de INVAP y ARSAT. Las cifras se plantean como aproximaciones que deberán refinarse durante la fase de diseño detallado, recomendándose una implementación por etapas para optimizar la asignación de recursos y facilitar el financiamiento.

Conclusiones

En este trabajo se hizo una propuesta para crear un satélite geoestacionario de telecomunicaciones, dicha propuesta permitió definir la viabilidad técnica, social y estratégica de un satélite GEO de alto rendimiento (HTS) para México, enfocado en reducir la brecha digital en zonas rurales y de difícil acceso.

Se eligió una arquitectura orbital geoestacionaria, donde se considera que el CRT asigne la posición y las frecuencias. Se tomaron en cuenta los tiempos y los requisitos por las reformas del gobierno. En cuanto al espectro, se seleccionó la banda Q/V como Gateway, con un ancho de banda de 3000 MHz, y la banda Ka para enlaces con usuarios de uso doméstico, con 3500 MHz, recomendando el uso de un repetidor transparente por su menor peso, costo y complejidad.

Dentro de sus resultados se resalta:

- La determinación de una capacidad satelital requerida de 366 Gbps, ajustada a un escenario realista de 1.6 millones de usuarios, además de servicios públicos prioritarios como hospitales y escuelas.
- La validación de una arquitectura HTS con separación entre user link en banda Ka y feeder link en banda Q/V, lo que maximiza el uso del espectro y permite escalar la capacidad.
- La estimación de una cobertura orientada a comunidades pequeñas y dispersas dentro del territorio nacional, con prioridad en regiones con baja rentabilidad para operadores convencionales.
- La integración del proyecto satelital con una visión de infraestructura nacional complementaria, como un centro de integración y pruebas satelitales en México.
- La propuesta del uso de tecnología moderna para desarrollo de cada uno de los subsistemas que conforman un satélite de telecomunicaciones. Como el uso de:
 - Baterías de níquel y baterías de litio, y un arreglo solar de 9607 celdas solares organizadas de manera óptima para cubrir un área de 107 m².

- Un sistema de propulsión dual: un motor químico de biopropelente y un propulsor eléctrico tipo Hall.
- Caloductos para redistribución del calor, la implementación de aislantes térmicos y la aplicación de recubrimientos térmicos para el control de absorción y emisión de radiación.
- Una configuración de estabilización triaxial y uso de ruedas de reacción para tener un control fino de la orientación del satélite.
- Una estructura basada en elementos tipo truss, propuesta de materiales como aleaciones de titanio y aluminio. Además del refuerzo estructural a través de la fibra de carbono y Kevlar para resistencia mecánica.

También se hizo consideración de las regulaciones y estándares nacionales e internacionales establecidos para los temas de las bandas de frecuencia, compatibilidad electromagnética y procesos administrativos.

Dichos resultados demuestran una propuesta en base a conceptos teóricos, fundamentos ingenieriles y dimensionamiento preliminar. Estos resultados, se obtuvieron a través de un análisis de las condiciones atmosféricas y de infraestructura, comparaciones con satélites HTS comerciales para verificar y obtener los valores propuestos, la revisión de la normativa y las regulaciones nacionales e internacionales y las estimaciones presupuestales para dicha propuesta.

Las aportaciones que se obtuvieron son:

- Una propuesta integral de un sistema satelital mexicano, desde diferentes puntos de vista, como lo son el espacial, social, regulatorio e industrial.
- La cuantificación preliminar de demanda nacional de conectividad rural, y como resultado, los requerimientos de capacidad satelital.
- La justificación técnica del uso combinado de banda Ka (usuario) y Q/V (alimentador) para un sistema de alto rendimiento de nueva generación para México.
- El enfoque de soberanía tecnología, al proponer el desarrollo de una infraestructura nacional para integración, pruebas y producción de tecnología espacial.

En consecuencia, el impacto de estas aportaciones es relevante para el desarrollo del sector espacial en México, además de evidenciar la necesidad del país por un satélite de telecomunicaciones capaz de reducir la brecha de conectividad para beneficiar a la sociedad mexicana, no solo en el tema de comunicaciones sino que generaría un mayor desarrollo tecnológico y económico dentro del país, pues posicionaría a México como un actor con capacidades propias en el sector espacial, más allá de ser solo usuario de servicios extranjeros.

Este proyecto traduce una necesidad social a requerimientos de ingeniería satelital cuantificables y define una arquitectura de misión coherente con tendencias actuales de satélites HTS, además de integrar aspectos técnicos, regulatorios, económicos y sociales en una visión sistémica del proyecto, finalmente, planea una ruta para que no se aborde de una manera aislada sino como parte de un ecosistema espacial nacional.

Desde un punto de vista ingenieril, este trabajo se aborda de manera multidisciplinaria al integrar diferentes áreas de desarrollo y no centrarse únicamente en el área de telecomunicaciones, además hace énfasis en la reducción de desigualdades sociales y en el impacto social, normativo y estratégico que puede tener.

Referencias

- Agencia Espacial Mexicana. (2023). Análisis del Desarrollo de los Satélites Mexicanos y las Constelaciones de Órbita Baja [PDF].
- Agencia Espacial Mexicana. (s. f.). *¿Qué hacemos?* Gobierno de México. Recuperado de <https://www.gob.mx/aem/que-hacemos>
- Alegre-Godoy, R., Vázquez-Castro, M. A., & Alagha, N. (2012). Offered capacity optimization mechanisms for multi-beam satellite systems. *2012 IEEE International Conference on Communications (ICC)*, 3180–3184.
- Álvarez, C. L. (2023). *Derecho satelital y del espacio exterior*. Universidad Nacional Autónoma de México, Instituto de Investigaciones Jurídicas; Universidad Panamericana.
- Amate, C. (2020). Rescatan un satélite de los años 70 gracias al crowdfunding. *Blogthinkbig.com*. Recuperado de <https://blogthinkbig.com/satellite-crowdfunding>
- AUSSAT Pty Ltd. (1987). *Draft request for tender for AUSSAT's second generation space segment*. AUSSAT Pty Ltd.
- Ayala, S. L., Zúñiga, A. L., Garibay, A. S., Navarro, V. E., Talavera, B. A. C., Aguilar, J. F. R., Tun, D., De Jesús Serrano Arellano, A., Cornejo, I., & Jiménez, L. F. R. (2023). Análisis del desarrollo de los satélites mexicanos y las constelaciones de órbita baja. *Ediciones Comunicación Científica eBooks*. <https://doi.org/10.52501/cc.169>
- Banco de Desarrollo de América Latina y el Caribe (CAF). (2025). *Proyecto de Desarrollo y Fabricación del Sistema Satelital Geoestacionario de Telecomunicaciones – Satélite ARSAT-SG1*. Recuperado de <https://www.caf.com/es/quienes-somos/proyectos/cfa011501-proyecto-de-desarrollo-y-fabricacion-del-sistema-satelital-geoestacionario-de-telecomunicaciones-segunda-generacion-satelite-arsat-sg1/>
- Biscarini, C., Nebuloni, R., Luini, L., & Riva, C. (2024). A model-chain to generate Q/V band attenuation time series from short-term numerical weather predictions. *IEEE Open Journal of Antennas and Propagation*, 5, 1–13. <https://doi.org/10.1109/OJAP.2024.XXXXXXX>
- Budynas, R.G., & Keith Nisbett, J (n.d.) *Diseño en ingeniería mecánica de Shigley*, 9na Edición.

- Cano, J., Queyrel, J., Castanet, L., & Bousquet, M. (2024). Improving the estimation of attenuation in Q/V band systems with a Kalman-based scintillation filter. arXiv. <https://arxiv.org/abs/2410.1352>
- Centeno Ramírez, M. F. (2016). Análisis para el uso de satélites en banda Ka en México (Tesis de licenciatura). Universidad Nacional Autónoma de México. CDMX, México.
- César, Estrada (n.d.) Dinámica de multicuerpos rígidos libres y forzados, Fundamentos de Vibroacústica para el Diseño.
- Comisión Nacional de Actividades Espaciales. (2021). *Informe de gestión anual*. CONAE. <https://www.argentina.gob.ar/ciencia/conae>
- Congreso de la Unión. (1917/2024). *Constitución Política de los Estados Unidos Mexicanos*. Diario Oficial de la Federación. <https://www.diputados.gob.mx/LeyesBiblio/pdf/CPEUM.pdf>
- Cornejo Gaibor, I. A. (2020). *Implementation of Machine Learning Techniques to Optimize the Ground Segment for High Throughput Satellite Systems in Q/V Band* [Tesis doctoral, Universidad Nacional Autónoma de México].
- Das, S., Codispoti, G., Riva, C., Luini, L., & Nebuloni, R. (2021). Analysis of rain fade characteristics from experimental satellite measurements at Ka/Q bands. *Advances in Space Research*, 68(4), 1754–1760. <https://doi.org/10.1016/j.asr.2021.04.033>
- De Castilla, C. L. Á. G. (2025). *Derecho satelital y del espacio exterior*.
- Duarte Muñoz, C. (2014). Lanzadores espaciales. *Hacia el Espacio*.
- European Cooperation for Space Standardization. (2019). *ECSS standards system description*. ECSS Secretariat. <https://ecss.nl/>
- Fabela Pérez, C. E. (2021). *Evaluación del desempeño de enlaces satelitales tipo multihaz bajo el estándar DVB-S2X en la banda Ka* [Tesis de maestría, Universidad Nacional Autónoma de México]. Facultad de Ingeniería, Programa de Maestría y Doctorado en Ingeniería.
- Gobierno de México. (2019). *Políticas para el aprovechamiento del sistema satelital mexicano*. Recuperado de https://www.gob.mx/cms/uploads/attachment/file/479550/conclusiones_politicas_para_el_aprovechamiento_del_sistema_satelital_mexsat_y_posiciones_orbitales.pdf

- Gobierno de México. (2025). *Programa Espacial Mexicano – Plan 2025–2030*. Recuperado de <https://www.gob.mx/atdt/es/articulos/programa-espacial-mexicano-388330?idiom=es>
- González Valenzuela, C. (2022). ¿Qué es un satélite geoestacionario y por qué son tan importantes? *Computer Hoy*.
- Hossain, S. M. S., & Islam, M. A. (2017). Estimation of rain attenuation at EHF bands for Earth–satellite links. arXiv. <https://arxiv.org/abs/1710.09836>
- Huerta Velázquez, E. (2025). *La política pública de conectividad en México: Recomendaciones para no perder lo ganado*. Brot für die Welt.
- Hughes Network Systems. (2021). *Satellite systems overview*. Hughes. <https://www.hughes.com/>
- Indian Space Research Organisation. (2020). *Annual report 2019–2020*. ISRO. <https://www.isro.gov.in/>
- Instituto Nacional de Estadística y Geografía (INEGI). (2025). Encuesta Nacional sobre Disponibilidad y Uso de Tecnologías de la Información en los Hogares (ENDUTIH) 2024: Reporte de resultados. <https://www.inegi.org.mx>
- Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais. (2018). *Relatório de atividades*. INPE. <http://www.inpe.br/>
- Instituto Politécnico Nacional. (2019). *El impacto de la industria satelital mexicana*. Recuperado de <https://www.boletin.upiita.ipn.mx/index.php/ciencia/813-cyt-numero-72/1678-el-impacto-de-la-industria-satelital-mexicana>
- International Telecommunication Union, Radiocommunication Sector (ITU-R). (1997). *Recommendation ITU-R P.676-3: Attenuation by atmospheric gases*. ITU.
- International Telecommunication Union. (2019). Specific attenuation model for rain for use in prediction methods (Recommendation ITU-R P.838-3). ITU Radiocommunication Sector.
- International Telecommunication Union. (2023). Attenuation by atmospheric gases (Recommendation ITU-R P.676-13). ITU Radiocommunication Sector.

- International Telecommunication Union. (2023). Propagation data and prediction methods required for the design of Earth–space telecommunication systems (Recommendation ITU-R P.618-14). ITU Radiocommunication Sector.
- INVAP S.E. (2017). *Desarrollo de infraestructura para la industria satelital*. <https://www.invap.com.ar/>
- Latam Satelital. (2025). México diseñará un satélite geoestacionario que garantizará conectividad en zonas remotas. Recuperado de <https://latamsatelital.com/mexico-disenara-un-satelite-geoestacionario-que-garantizara-conectividad-en-zonas-remotas/>
- NASA Glenn Research Center. (2019). *Facilities and capabilities*. NASA. <https://www.nasa.gov/glenn/>
- Neri, R., & Landeros, S. (2015). *Comunicaciones por satélite*. McGraw-Hill.
- Ornés, A. (s. f.). *Conectando el futuro: Satélites de alto rendimiento (HTS)* [Presentación en PowerPoint]. Seminario Regional de Radiocomunicaciones, RRS-17 Américas, Inmarsat. (Autor y evento identificados en la diapositiva final; no se indica fecha en el archivo).
- Pritchard, W., Suyderhoud, H., & Nelson, R. A. (1993). *Satellite communications systems engineering*. Prentice Hall.
- Radio Fórmula. (2018). Proyectos satélites de la UNAM buscan financiamiento. Recuperado de <https://www.radioformula.com.mx/tecnologia/2018/7/16/proyectos-satelites-de-la-unam-buscan-financiamiento-12768.html>
- Rebollar, B. (2015). Historia de los satélites mexicanos. *Hacia el Espacio*. Recuperado de <https://haciaelespacio.aem.gob.mx/revistadigital/articul.php?interior=262>
- Rosado, C. (1998). *Comunicación por satélite*. AHCET.
- Secretaría de Comunicaciones y Transportes. (2015). *Proyecto Sistema Satelital Mexsat*. SCT. <https://www.gob.mx/sct>
- Thales Alenia Space. (2022). *Satellites for telecommunications*. <https://www.thalesgroup.com/en/worldwide/space>
- Trevisi, R. (2019). Satélites geoestacionarios. Marco normativo, características, órbitas, construcción, registración, servicios. *Revista de Derecho Espacial*, 4.

- Tun Pastrana, L. E. (2024). *Satélites mexicanos: Implicaciones a la Seguridad Nacional y Desarrollo del país* (TDS 03/24). Instituto de Investigaciones Estratégicas de la Armada de México.
- Unión Internacional de Telecomunicaciones, Sector de Radiocomunicaciones (UIT-R). (2005). *Recomendación UIT-R P.838-3: Modelo de la atenuación específica debida a la lluvia para los métodos de predicción*. UIT.
- Unión Internacional de Telecomunicaciones. (2023). *Conectividad por satélite*. ITU News Magazine, No. 04. <https://www.itu.int>
- Universidad Nacional Autónoma de México. (s. f.). *Capítulo 1: Satélites geoestacionarios*.
- Willey J. Larson, James R. Wertz (2005). *Space mission analysis and design*. Space Technology Library.
- Xataka. (2023). Así es Ariane 6, el poderoso cohete de la ESA que competirá con el Falcon 9 de SpaceX y el Long March 3B chino.
- Ziman, D. (1994, junio). Sistema mexicano de satélites Solidaridad. En *Proc. of the Second Euro-Latin American Space Days, held in Buenos Aires, Argentina, 9–13 May 1994* (ESA SP-363). European Space Agency.

Apéndices

Apéndice A.

Código MATLAB para el cálculo de la atenuación específica por lluvia en bandas Q/V.

Basado en el modelo ITU-R P.838-3

```
%% Atenuación específica por lluvia en bandas Q/V
% Modelo: ITU-R P.838-3
% Ciudad: CDMX (valores de lluvia tomados de ITU-R P.837)
clear; clc;
%% Datos de entrada
f_GHz = [40 50]; % Frecuencias de interés [GHz]
R = [25 50]; % Tasas de lluvia [mm/h] (lluvia intensa típica CDMX)
polarizacion = 'H'; % 'H' = Horizontal, 'V' = Vertical
%% Coeficientes k y alpha (ITU-R P.838-3)
% Valores aproximados interpolados para 40-50 GHz
% Polarización horizontal
k_H = [0.15 0.20]; % k para 40 y 50 GHz
alpha_H = [0.90 0.92]; % alpha para 40 y 50 GHz
%% Cálculo de la atenuación específica
gamma_R = zeros(length(f_GHz), length(R));
for i = 1:length(f_GHz)
    for j = 1:length(R)
        gamma_R(i,j) = k_H(i) * R(j)^alpha_H(i);
    end
end
%% Mostrar resultados
fprintf('Atenuación específica por lluvia (gamma_R) [dB/km]\n');
fprintf('-----\n');
fprintf('f = %d GHz, R = %d mm/h --> gamma_R = %.2f dB/km\n', ...
    f_GHz(i), R(j), gamma_R(i,j));
end
end
```

La atenuación por Lluvia especifica se calculó, a través de:

$$\gamma_R = k * R^{\alpha};$$

Apéndice B

% Rendimiento total del sistema en banda Q/V

% Condiciones: cielo despejado y absorción atmosférica + lluvia

%

% Basado en:

% - Modelo ITU-R P.838-3 (atenuación específica por lluvia)

% - Modelo ITU-R P.618-14 (longitud efectiva del trayecto de lluvia)

clear; clc;

%% 1. Datos base del enlace (cielo despejado)

C_N0_clear = 105.1; % [dB-Hz] C/N0 total en cielo despejado

*Rb_dB = 72.041; % 10*log10(Rb), tasa de bits [dB]*

%% 2. Datos de lluvia (provenientes del Apéndice A)

gamma_R_min = 2.72; % [dB/km] atenuación específica mínima

gamma_R_max = 7.31; % [dB/km] atenuación específica máxima

%% 3. Longitud efectiva del trayecto de lluvia (ITU-R P.618)

L_eff = 1.8; % [km]

%% 4. Atenuación total por lluvia (intervalo)

*A_rain_min = gamma_R_min * L_eff; % [dB]*

*A_rain_max = gamma_R_max * L_eff; % [dB]*

% Valor representativo (escenario conservador)

A_rain_rep = 12.5; % [dB]

%% 5. C/N0 bajo absorción atmosférica y lluvia

C_N0_rain = C_N0_clear - A_rain_rep;

%% 6. Conversión a C/N y Eb/N0

C_N_clear = C_N0_clear - Rb_dB;

Eb_N0_clear = C_N_clear;

C_N_rain = C_N0_rain - Rb_dB;

Eb_N0_rain = C_N_rain;

%% 7. Mostrar resultados

fprintf("\n-----\n");

fprintf('RENDIMIENTO TOTAL DEL SISTEMA – BANDA Q/V\n');

fprintf('-----\n');

fprintf("\n>>> CIELO DESPEJADO:\n');

fprintf('C/N0 Total = %.1f dB-Hz\n', C_N0_clear);

fprintf('C/N Total = %.1f dB\n', C_N_clear);

fprintf('Eb/N0 Total = %.1f dB\n', Eb_N0_clear);

fprintf("\n>>> ABSORCIÓN ATMOSFÉRICA + LLUVIA:\n');

fprintf('Atenuación por lluvia (rango) = [%.2f, %.2f] dB\n', ...

A_rain_min, A_rain_max);

fprintf('Atenuación usada (escenario conservador) = %.1f dB\n', A_rain_rep);

fprintf('C/N0 Total = %.1f dB-Hz\n', C_N0_rain);

fprintf('C/N Total = %.1f dB\n', C_N_rain);

fprintf('Eb/N0 Total = %.1f dB\n', Eb_N0_rain);

fprintf("\n-----\n');