



UNIVERSIDAD NACIONAL AUTÓNOMA DE MÉXICO
PROGRAMA DE MAESTRÍA Y DOCTORADO EN INGENIERÍA
MECÁNICA – MECATRÓNICA

DISEÑO Y CONSTRUCCIÓN DE UN PROPULSOR ESPACIAL PARA UN MICRO-
SATÉLITE

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

PRESENTA:
ERIC ADRIAN TEJADA MALPICA

TUTORES PRINCIPALES:
DR. JORGE ALFREDO FERRER PÉREZ, FACULTAD DE INGENIERÍA
DR. YU TANG XU, FACULTAD DE INGENIERÍA

MÉXICO, D. F. JUNIO 2015



Universidad Nacional
Autónoma de México

Dirección General de Bibliotecas de la UNAM

Biblioteca Central



UNAM – Dirección General de Bibliotecas
Tesis Digitales
Restricciones de uso

DERECHOS RESERVADOS ©
PROHIBIDA SU REPRODUCCIÓN TOTAL O PARCIAL

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

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

JURADO ASIGNADO:

Presidente: Dr. Yu Tang Xu
Secretario: Dr. Saúl Daniel Santillán Gutiérrez
Vocal: Dr. Jorge Alfredo Ferrer Pérez
1 er. Suplente: Dr. Carlos Romo Fuentes
2 do. Suplente: Dr. Fernando Velázquez Villegas

Lugares donde se realizó la tesis: Facultad de Ingeniería UNAM, Centro de Alta Tecnología UNAM.

TUTORES DE TESIS:

DR. JORGE ALFREDO FERRER PÉREZ

DR. YU TANG XU

FIRMA

FIRMA

Resumen:

Esta tesis trata sobre un proyecto de ingeniería aplicado al área espacial con fines de innovación tecnológica.

El proyecto consistió elementalmente sobre el diseño, caracterización y fabricación de un propulsor de efecto Hall destinado para un sistema de propulsión para un micro-satélite que está basado en los requerimientos de un proyecto satelital llamado "Quetzal", realizado por el Centro de Alta Tecnología de la UNAM.

El propulsor que se describe en esta tesis está compuesto funcionalmente de las siguientes piezas: una cámara de descarga, bobinas, un aislante eléctrico, un ánodo y la estructura mecánica del propulsor.

De igual modo se hace una breve descripción de los elementos adyacentes al propulsor para entender su funcionalidad, así como los criterios de diseño y pruebas en sus componentes empleados con el objetivo de garantizar el adecuado funcionamiento del propulsor. Tales resultados se describen así como las especificaciones técnicas y el proceso de manufactura.

Al final, se presentan algunas recomendaciones y trabajo futuro que se podrá efectuar como mejora continua para el propulsor.

Dedicatoria:

Este trabajo se lo dedico con mucho cariño y afecto a mi familia porque sin ustedes nunca hubiera podido llegar hasta aquí. A mi papá Eric, por enseñarme todo lo que sabes y por transmitirme esa fascinación por la ciencia ficción y el espacio. A mi mamá Silvia, por enseñarme a hacer bien las cosas, por todos los valores que me has inculcado y que me han ayudado a salir adelante. A mi tía Norma, a quien considero mi segunda mamá y quien ha estado siempre al pendiente de mí. A mis hermanos Cristian y Dany, por sus consejos y entusiasmo. Mi gratitud eterna por su confianza en mí, por animarme a seguir adelante día con día y por su apoyo incondicional, los quiero muchísimo.

Agradecimientos:

Mi mayor agradecimiento a mi asesor el Dr. Jorge Alfredo Ferrer Pérez quien desde el principio tuvo fe en mí y me apoyó en todo lo que necesité para la realización de este trabajo. Gracias por creer en mí y por ayudarme a realizar parte de mi sueño.

Al Ingeniero Miguel Ángel Hernández Alcántara a quien considero mi gran maestro de manufactura y agradezco por compartirme sus conocimientos, por hacerme ver las cosas desde otro punto de vista, y sobre todo porque el proyecto se pudo hacer tangible por su apoyo.

A Ricardo Solano Ramírez por ser muy buen amigo y por ayudarme hasta el último momento.

A Olivia Moreno Ruiz por su gran cariño y apoyo en todo momento.

A mis compañeros y amigos de maestría Rogelio López Cruz y Horacio Gutiérrez Osorio por su gran afecto y amistad.

Al Dr. Carlos Romo Fuentes, al Dr. Saúl Santillán Gutiérrez y al Dr. Yu Tang Xu, por su apoyo y consejos durante todo el trayecto de mi maestría.

Al M.I. Ricardo Arturo Vázquez Robledo, al Dr. Saúl de la Rosa Nieves y al Dr. Fernando Velásquez Villegas por sus consejos y aportaciones.

Al Dr. Alvar Sáenz Otero director del Laboratorio de Sistemas Espaciales del MIT, quien me apoyó durante mis estancias en MIT y me brindo su confianza.

Al Dr. Paulo C. Lozano director del Laboratorio de Propulsión Espacial del MIT quien me orientó y me permitió utilizar y conocer su laboratorio en estos viajes.

Al Ing. Catarino Fernando Pérez Lara y al M.I. Juan Carlos Cedeño Vázquez del Laboratorio de Electricidad y Magnetismo de la Facultad de Ingeniería.

A la Maestra Virginia Corral Rodríguez por su apoyo en los trámites a lo largo de la maestría.

Al Instituto Tecnológico de Estambul por su apoyo con el material académico

Al Centro de Alta Tecnología de la UNAM.

Al Laboratorio Nacional de Ingeniería Espacial y Automotriz.

Al Consejo Nacional de Ciencia y Tecnología.

Al MIT International Science and Technology Initiatives (MISTI).

Al Programa de Apoyos para la Investigación e Innovación Tecnológica (PAPIIT).

A la Red de Ciencia y Tecnología del Espacio (RedCyTE).

A Matlab, a Solidworks, a Systems Tool Kit (STK) de AGI a por sus valiosas licencias de Software.

"El cielo no es un límite solo para aquellos que no temen volar."

Bob Bello, Sci-Fi 2010 Almanac

RESUMEN DE LA TESIS	iii
DEDICATORIAS	iv
AGRADECIMIENTOS Y DEDICATORIAS	v

NOMENCLATURA

-Lista de figuras	xi
-Lista de tablas	xii

TABLA DE CONTENIDO

CAPÍTULO 1: INTRODUCCIÓN GENERAL

Introducción	
1.1-Propósito del estudio	1
1.2-Justificación del estudio	1
1.3-Objetivos e hipótesis	2
1.3.1-Objetivo de la tesis	2
1.3.2-Hipótesis	2
1.3.3-Requerimientos	3
1.3.4-Del contenido de la tesis	3
1.3.5-Contribuciones y aportaciones	3
1.4-Antecedentes	4
1.5-Resumen	5

CAPÍTULO 2: FUNDAMENTOS DE LOS SISTEMAS ESPACIALES

2.1-Los satélites	9
2.1.1-Definición de un satélite	9
2.1.2-Clasificación de los satélites	10
2.1.2.1-Estabilización	10
2.1.2.2-Tipo de Misión	12
2.1.2.3-Tipo de órbita	15
2.1.2.4-Masa Total	16
2.1.3-Subsistemas de los satélites	16
2.1.3.1-Definición de un subsistema	16
2.1.3.2-Descripción de cada subsistema	17
2.2-Las órbitas	20
2.2.1-Definición de una órbita y una trayectoria	20
2.2.2-Clasificación de las órbitas	20
2.2.2.1-Altura	20
2.2.2.2-Inclinación	22
2.2.2.3-Excentricidad	25

CAPÍTULO 3: LA PROPULSIÓN ESPACIAL

3.1-Propulsión	30
3.1.1-Definición de propulsión	30
3.1.2-Propulsión de lanzamiento	30
3.1.3-Propulsión espacial	30
3.1.4-Clasificación de la propulsión espacial	31
3.2-Ecuaciones fundamentales de propulsión	31

3.2.1-Ecuación Ideal del Cohete y Ecuación de Tsiolkovsky	31
3.2.2-Masa inicial	34
3.2.3-Relación de masas	34
3.2.4-Fracción de masa del propelente	35
3.2.5-Empuje	35
3.2.6-Velocidad de escape	35
3.2.7-El impulso específico.....	35
3.2.8-El gasto másico	35
3.2.9-Energía cinética instantánea del cohete.....	36
3.2.10- Potencia del chorro.....	36
3.2.11-Potencia de un propulsor eléctrico	36
3.2.12-Eficiencia de conversión de potencia	36
3.3-Propulsión química	37
3.3.1-Sistemas de gas frío	37
3.3.2-Sistemas de gas caliente	37
3.4-Propulsión eléctrica	37
3.4.1-Propulsión electrotérmica	37
3.4.2-Propulsión electrostática.....	37
3.4.3-Propulsión electromagnética.....	37
3.5-Propulsores eléctricos	38
3.5.1-Resistojet	38
3.5.2-Arcjet.....	39
3.5.3-Propulsor iónico.....	39
3.5.4-Propulsor de plasma pulsado	41
3.5.5-Propulsor magnetoplasmadinámico.....	41
3.5.6-Propulsor de emisión de campo eléctrico	42
3.5.7-Propulsor coloidal	43
3.6-Consideraciones en la selección de un propulsor.....	44
3.7-El sistema de propulsión eléctrica de un micro-satélite.....	50
3.7.1-El propulsor	50
3.7.2-Sistema de control y potencia de propulsión.....	51
3.7.3-Unidad de procesamiento de potencia	51
3.7.4-Unidad de control de propulsión	51
3.7.5-Sistema de alimentación del propelente	51
3.7.6-Controlador de flujo del propelente.....	51
3.7.7-Tanque de almacenamiento del propelente	52
3.7.7-Sistema de conexiones generales	52
3.7.7-Integración en el satélite.....	52

CAPÍTULO 4: PROPULSORES DE EFECTO HALL

Marco teórico	54
4.1-El efecto Hall (explicación cualitativa)	54
4.2-Funcionamiento del propulsor de efecto Hall.....	55
4.3-Rangos de operación de los propulsores Hall	60
4.4-Componentes principales del propulsor Hall	61
4.4.1-Circuito magnético.....	61

4.4.1.1-Configuraciones del circuito magnético	62
4.4.2-Cátodo.....	64
4.4.3-Ánodo/Inyector.....	66
4.4.4-Estructura mecánica	67
4.4.5-Aislante eléctrico	67
4.4.6-Cámara de descarga con paredes cerámicas.....	67
4.4.7-Propelente	67
4.5-Tipo de propulsores Hall: SPT y TAL	70
4.5.1-El propulsor de plasma estacionario.....	70
4.5.2-El propulsor con capa de ánodo	71
4.6-Las diferentes configuraciones del propulsor de efecto Hall	72
4.6.1-Propulsor de alto impulso específico.....	72
4.6.2-Propulsor dual.....	72
4.6.3-Propulsor de baja potencia	72
4.6.4-Propulsor de doble etapa	73
4.6.5-Propulsor cilíndrico	73
4.6.6-Propulsor con cúspides magnéticas divergentes.....	74
4.6.7-Propulsor lineal	75
4.6.8-Propulsor multicanal.....	75
4.6.9-Propulsores agrupados	76
4.7-Principales centros de investigación de los propulsores de efecto Hall.....	77

CAPÍTULO 5: DISEÑO DE UN PROPULSOR DE EFECTO HALL

5.1-Proceso de diseño.....	78
5.2-Análisis de la misión	79
5.3-Especificación la misión	80
5.4-Elección del tipo de maniobra orbital.....	81
5.5-Parámetros de diseño.....	81
5.5.1-Cálculo del cambio en la velocidad.....	81
5.5.2-Algoritmo de dimensionamiento para etapas eléctricas.....	86
5.6-Escalamiento de un propulsor de efecto hall.....	89
5.6.1-Método de escalamiento del propulsor	92
5.6.2-Propulsores candidatos tomados como base	93
5.6.3-Escalamiento de la cámara de descarga	93
5.6.4-Escalamiento del circuito magnético	94
5.6.5-Escalamiento del ánodo/inyector.....	94
5.7-Comparación de los datos obtenidos con los datos de los propulsores de base.....	96

CAPÍTULO 6: CONSIDERACIONES, PRUEBAS Y MANUFACTURA DEL PROPULSOR DE EFECTO HALL DISEÑADO

6.1-Manufactura de la Cámara de descarga.....	97
6.2-Manufactura del circuito magnético	98
6.3-Manufactura del ánodo / inyector	99
6.4-Manufactura de la estructura y del suministro de propelente	100
6.5-El Cátodo utilizado para el propulsor	101
6.6-Configuración final del propulsor de efecto hall	102

CONCLUSIONES	103
RECOMENDACIONES Y TRABAJO A FUTURO	105
APENDICE A	106
APENDICE B	111
APENDICE C	115
APENDICE D	118
APENDICE E	119
BIBLIOGRAFÍA Y REFERENCIAS	121

NOMENCLATURA

LISTA DE FIGURAS:

- Figura 1.1: El micro-satélite "Quetzal".
- Figura 1.2: Vista de algunos componentes del micro-satélite "Quetzal".
- Figura 1.3: Subsistemas del micro-satélite "Quetzal".
- Figura 1.4: Vista esquemática del micro-satélite "Quetzal".
- Figura 1.5: Órbita propuesta para el micro-satélite "Quetzal".
- Figura 2.1: Satélite estabilizado por rotación – Configuraciones de giro simple y de giro doble.
- Figura 2.2: Satélite con estabilidad en 3 ejes.
- Figura 2.3: Satélite de comunicaciones.
- Figura 2.4: Satélite de percepción remota.
- Figura 2.5: Subsistemas de un satélite.
- Figura 2.6: Diagrama general de interfaces entre los subsistemas de un satélite.
- Figura 2.7: Ejemplo de movimiento orbital – satélite que gira alrededor de la Tierra.
- Figura 2.8: Ejemplo de trayectoria - camino seguido por un cohete en su camino durante el lanzamiento del satélite.
- Figura 2.9: Órbitas LEO, MEO, GEO, GSO, HEO.
- Figura 2.10: Inclinación orbital.
- Figura 2.11: Órbita Ecuatorial.
- Figura 2.12: Órbita Polar.
- Figura 2.13: Órbita helio-síncrona.
- Figura 2.14: Órbita Progrado.
- Figura 2.15: Órbita Retrógrada.
- Figura 2.16: Excentricidad en una órbita.
- Figura 2.17: Órbita Circular.
- Figura 2.18: Órbita Elíptica.
- Figura 2.19: Órbita transferencia de Hohmann.
- Figura 2.20: Órbita Tundra.
- Figura 2.21: Órbita Molniya.
- Figura 2.22: Órbita parabólica.
- Figura 2.23: Órbita hiperbólica.
- Figura 3.1: Clasificación de los sistemas de propulsión.
- Figura 3.2: Representación de un cohete de masa variable en un estado inicial y un estado final moviéndose a una velocidad v , antes y después de encenderse, respectivamente.
- Figura 3.3: Esquema de un propulsor resistojet monopropelente.
- Figura 3.4: Esquema de un propulsor arcjet.
- Figura 3.5: Esquema de un propulsor iónico.
- Figura 3.6: Esquema de un propulsor de plasma pulsado (PPT).
- Figura 3.7: Esquema de un propulsor magnetoplasmadinámico (MPD).
- Figura 3.8: Esquema de un propulsor de emisión de campo eléctrico (FEEP).
- Figura 3.9: Esquema de un propulsor coloidal.
- Figura 3.10: Cuadro comparativo de las características típicas de los principales propulsores eléctricos.
- Figura 3.11: Fracción de masa del propelente en función del cambio en la velocidad.

Figura 3.12: Información general de las regiones aproximadas de aplicación de diferentes sistemas de propulsión (especialmente eléctricos) en términos de impulso específico y empuje, donde las líneas eléctricas (de potencia) constante (suponiendo una eficiencia de conversión de potencia del 50%) ilustran los requisitos de energía eléctrica para obtener empuje.

Figura 3.13: Información general de las regiones aproximadas de aplicación de diferentes sistemas de propulsión eléctrica en términos de potencia e impulso específico.

Figura 3.14: Velocidades efectivas de escape en función de las aceleraciones típicas de vehículos propulsados.

Figura 3.15: Diagrama general conceptual de las interfaces de un sistema de propulsión.

Figura 3.16: Sistema de control y potencia de propulsión.

Figura 3.17: Sistema de alimentación de Propelente.

Figura 3.18: Tanque de almacenamiento del propelente.

Figura 4.1: Ejemplo del efecto Hall sobre una placa conductiva.

Figura 4.2: Dinámica de las partículas y de los campos en el propulsor. A) Movimientos de las partículas y de los campos en la cámara de descarga. B) Ejemplo de los movimientos que se presentan en el propulsor.

Figura 4.3: Región de ionización dentro de la cámara de descarga.

Figura 4.4: Funcionamiento del propulsor de efecto Hall.

Figura 4.5: Comportamiento de las líneas del campo magnético en un solenoide.

Figura 4.6: Configuraciones del circuito magnético. A) Configuración clásica 4 bobinas afuera 1 al centro, B) Configuración 3 bobinas afuera 1 al centro, C) Configuración de "n" bobinas afuera 1 al centro, D) Solenoide para configuración en "tándem", E) Imán permanente afuera, F) Configuración una bobina fuera una bobina al centro, G) Configuración una bobina afuera.

Figura 4.7: Esquema de un cátodo hueco.

Figura 4.8: Esquemas de los tres tipos característicos de cátodos huecos (A, B, y C) dependiendo de la geometría del orificio.

Figura 4.9: Diferentes tipos de propelentes utilizados en los propulsores de efecto Hall.

Figura 4.10: El propulsor de plasma estacionario (SPT).

Figura 4.11: El propulsor con capa de ánodo (TAL).

Figura 4.12: (A la derecha) Ejemplo de un propulsor dual (el PPS-5000). (A la izquierda) El propulsor dual en funcionamiento (el PPS-5000).

Figura 4.13: (A la derecha) El propulsor BHT-200. (A la izquierda) El propulsor HT-100.

Figura 4.14: (A la derecha) Diagrama esquemático de un propulsor DS-HT. (En medio) Ejemplo de un propulsor DS-HT (el P5-2). (A la izquierda) El propulsor DS-HT en funcionamiento (el P5-2).

Figura 4.15: (A la derecha) Diagrama esquemático de un propulsor CHT. (En medio) Ejemplo de un propulsor CHT. (A la izquierda) El propulsor CHT en funcionamiento.

Figura 4.16: (A la derecha) Diagrama esquemático de un propulsor DCFT. (En medio) Ejemplo de un propulsor DCFT. (A la izquierda) El propulsor DCFT en funcionamiento.

Figura 4.17: (A la derecha) Ejemplo de un propulsor LHT. (A la izquierda) El propulsor LHT en funcionamiento.

Figura 4.18: (A la derecha) Ejemplo de un propulsor NCHT de dos canales (el X2). (A la izquierda) El propulsor NCHT de dos canales en funcionamiento (el X2).

Figura 4.19: (A la derecha) Ejemplo de un propulsor NCHT de tres canales (el X3). (A la izquierda) El propulsor NCHT de tres canales en funcionamiento (el X3).

Figura 4.20: (A la derecha) Ejemplo de una agrupación de propulsores (BHT-600). (A la izquierda) La agrupación de propulsores en funcionamiento (BHT-600).

Figura 5.1: Proceso a seguir para el diseño de un propulsor espacial.

Figura 5.2: Etapas que se realiza un cohete para llevar un satélite a una órbita inicial de aparcamiento.

Figura 5.3: Trayectoria utilizando transferencia “Low Thrust”.

Figura 5.4: Un cuerpo orbitando sobre otro en una trayectoria circular.

Figura 5.5: Cambio en la velocidad del satélite durante la transferencia de una órbita inicial a una órbita final.

Figura 5.6: Simulación obtenida que representa la transferencia de la órbita LEO1 a la órbita LEO2 del satélite con los valores propuestos.

Figura 5.7: Simulación obtenida que representa la transferencia de la órbita LEO1 a la órbita LEO2 del satélite con los valores propuestos en coordenadas polares.

Figura 5.8: Relación entre la potencia e Impulso Específico.

Figura 5.9: Relación entre la potencia e Impulso Específico.

Figura 5.10: Resumen del análisis ideal de escalamiento.

Figura 5.11: Esquema de las dimensiones de la cámara de descarga diseñada.

Figura 5.12: Esquema del ánodo/inyector diseñado.

Figura 6.1: Cámara de descarga diseñada en Nitruro de Boro.

Figura 6.2: Pruebas realizadas al circuito magnético.

Figura 6.3: Ánodo/Inyector diseñado.

Figura 6.4: Pieza superior diseñada que contiene a la cámara de descarga.

Figura 6.5: Fotografía del cátodo como candidato de la compañía Busek, Inc. para nuestro propulsor, tomada durante la estancia en el MIT.

Figura 6.6: Principales componentes del propulsor diseñado.

Figura 6.7: Diseño final del propulsor de efecto Hall.

LISTA DE TABLAS:

Tabla 1.1 Pesos del micro-satélite “Quetzal”.

Tabla 2.1: Clasificación de los satélites por su tipo de misión.

Tabla 2.2: Clasificación de las órbitas por su altura.

Tabla 2.3: Clasificación de las órbitas por su inclinación.

Tabla 2.4: Clasificación de las órbitas por su excentricidad.

Tabla 4.1: Características de algunos propelentes utilizados en el propulsor Hall.

Tabla 4.2: Principales centros de investigación de los propulsores de efecto Hall.

Tabla 5.1: Modelos de características de propulsores eléctricos.

Tabla 5.2: Comparación con los propulsores de base.

Tabla 6.1: Propiedades térmicas de los materiales considerados para el ánodo.

Capítulo

1

INTRODUCCIÓN GENERAL

1.1 PROPÓSITO DEL ESTUDIO

Hasta ahora en la actualidad en México no existen muchos trabajos e investigaciones relacionada con los sistemas de propulsión, y menos que estén orientados a los sistemas espaciales, así que el propósito de esta investigación pretende ser una guía general preliminar para enseñar, diseñar e incluir un sistema de propulsión a un micro-satélite prismático. Se busca crear el primer diseño de un propulsor de efecto Hall con ingeniería mexicana y a partir de él comenzar a formar las bases de la investigación en propulsión espacial en México.

Hay que tener en cuenta que esta primera versión del propulsor no será la final de vuelo, ya que la experiencia nos indica que los requerimientos o diseños en otros subsistemas van cambiando a lo largo del proyecto por lo cual se necesitarán crear varias versiones a futuro.

Sin embargo, mediante lo aprendido, se tratará de aclarar y proponer las nociones básicas para conocer los retos, dificultades, facilidades y todas las consideraciones para el diseño y la construcción de una versión final de vuelo del propulsor.

1.2 JUSTIFICACIÓN DEL ESTUDIO

El trabajo aquí presentado en el sistema de propulsión de un satélite pequeño tiene su fundamento, al observar los grandes grupos interdisciplinarios con experiencia, que se encuentran en el extranjero, y que tienen experiencia en el desarrollo de este tipo de proyectos, y con ello tener un acercamiento importante para conocer cómo se está haciendo esta tecnología en el mundo.

Esta tesis y los estudios abordados tratan de seguir los estándares científicos y lecciones aprendidas principalmente en el Laboratorio de Propulsión Espacial (Space Propulsion Laboratory SPL) del Instituto Tecnológico de Massachusetts (MIT), cuyo desarrollo tecnológico en la propulsión eléctrica y sistemas espaciales son de los más avanzados hasta la fecha con lo cual se considera en la actualidad uno de los principales Centros de investigación en esta área.

El proceso de estudio aprendido para enfrentar el proceso de investigación de sistemas de propulsión y de sistemas espaciales se basó siguiendo la metodología del libro “Space Mission Analysis and Design” (SMAD) y de la metodología CDIO (Concebir, Diseñar, Implementar, Operar), que fue enseñada por parte de profesores del MIT y que son la base del tipo de trabajo que desarrollan los ingenieros del MIT. Sobre la base de esos conceptos, se busca poder establecer después una metodología nacional a través del estudio de varias metodologías de diseño y desarrollo de programas espaciales, entre ellos cohetes, propulsores eléctricos de baja potencia, y así aumentar la enseñanza activa y práctica, hacer hincapié en la formulación y resolución de problemas, en el aprendizaje de conceptos y reforzar los mecanismos de reacción al aprendizaje.

Se decidió hacer un propulsor de efecto Hall debido a que representa una manera muy didáctica de aprender las nociones básicas del principio de funcionamiento de la propulsión eléctrica, además de que creemos que es de los más representativos. Una vez que el propulsor se haya probado, se creará un protocolo nacional de fabricación y de pruebas de propulsores.

Por otra parte, en el mundo existe un cambio de paradigma: pasar de grandes satélites que cuestan miles de millones de dólares a satélites pequeños que cuestan unos cientos de miles de dólares y que han demostrado ser confiables para aplicaciones científicas y con potencial en el futuro para el ser usados de manera comercial, y así lograr también que otros países latinoamericanos tengan acceso y manejo propio de esta tecnología.

Por otro lado, existe una necesidad mundial por contar con sistemas propulsivos para satélites pequeños para realizar misiones científicas más complicadas y aumentar su versatilidad. De forma paralela se definirá la misión del satélite donde el subsistema de propulsión será usado, ya que con base a los requerimientos de la misión, cada uno de los subsistemas del satélite deberá ser diseñado. El objetivo a largo plazo es usar este subsistema para unir dos proyectos satelitales en una constelación: Proyecto Quetzal –satélite que medirá contaminantes– y Proyecto Cóndor, –satélite que medirá perturbaciones en la ionosfera—. Por ello creemos que es necesario un sistema de propulsión para ejecutar todas las maniobras de cambio de posición que requieran y por consiguiente, que trabajen en conjunto. [40]

Hoy en día, México ha sido dependiente de otros países (ya sean instituciones y/o empresas extranjeras) para adquirir y contar con tecnología espacial, el reto ha sido encontrar información y conocimientos que comúnmente están restringidos por países de alto nivel tecnológico (principalmente de Estados Unidos). Uno pensaría que es más fácil comprar este tipo de tecnología porque en el mercado actual existen diversos componentes y sistemas a la venta, pero el hecho es que no pueden ser adquiridos debido a los tratados internacionales que prohíben a México importar y adquirir componentes y dispositivos de calidad espacial (Reglamento Internacional de Tráfico de Armas ITAR), esto ha causado que se tenga un retraso científico y tecnológico de más de 30 años, y que se gaste mucho dinero en información y servicios que rentamos a otros, por lo cual, se tiene una necesidad muy grande de desarrollar nuestra propia tecnología.

1.3 OBJETIVOS

1.3.1 Objetivo de la tesis

Desarrollar un prototipo preliminar de un propulsor de efecto Hall que resuelva las necesidades del sistema de propulsión de un micro-satélite prismático rectangular con características similares a las del Micro-Satélite Quetzal.

1.3.2 Hipótesis

Se espera que a partir del uso del propulsor de efecto Hall, se pueda controlar un micro-satélite para que realice maniobras de inserción en la órbita, mantenimiento, apuntamiento, estabilización, cambios de velocidad, elevación, correcciones en su órbita, transferencia de una órbita a otra y desorbitarlo para que no se genere basura espacial, lo que impacta directamente en la misión.

1.3.3 Requerimientos

Desarrollar un subsistema propulsivo de baja potencia (de bajo consumo energético) y compacto, que sea de un bajo costo (a diferencia de los propulsores comerciales), con una vida útil adecuada para que pueda satisfacer las necesidades de la misión en cuanto a maniobrabilidad y mantenimiento de órbita.

Hay que tener en cuenta que en este trabajo no nos enfocaremos a que este propulsor tenga un buen desempeño, ni confiabilidad, ni que sea un subsistema de propulsión completo, o que sea una versión final o casi final de vuelo.

1.3.4 Del contenido de la tesis

Capítulo 1.- Conocer los objetivos principales y el origen del tema de la tesis.

Capítulo 2.- Conocer los fundamentos de los sistemas espaciales y el medio donde se mueven.

Capítulo 3.- Conocer los fundamentos de la propulsión espacial y del subsistema de propulsión que conforma un micro-satélite.

Capítulo 4.- Conocer el principio de funcionamiento, las características y los parámetros del propulsor de efecto Hall.

Capítulo 5.- Conocer la metodología para el diseño de un sistema de propulsión para poder diseñar un propulsor de efecto Hall.

Capítulo 6.- Conocer el proceso de manufactura y el uso de los componentes espaciales que requiere el propulsor de efecto Hall diseñado.

1.3.5 Contribuciones y aportaciones

Marcar la pauta de la metodología y consideraciones que se debe seguir en base a un estudio realizado para hacer predecible el comportamiento de un propulsor de efecto Hall.

Encontrar aún dentro de lo empírico, como sistemáticamente se puede de manera local y sin necesidad de recurrir a otras instancias, desarrollar un propulsor de efecto Hall encontrando los parámetros que ayuden a tomar decisiones en el diseño y producir esta clase de tecnología.

Generar documentación que pueda contribuir al desarrollo de nuevas tecnologías que estén al alcance de todos, lo que producirá que a las nuevas generaciones les sea más fácil desarrollar sus ideas y proyectos en el área aeroespacial, y por consiguiente mejorar la calidad de vida en la sociedad.

Ayudar a personas que les interesen el área aeroespacial y los sistemas de propulsión de micro-satélites, lograr que sirva como una guía o libro de consulta para que puedan tener un mayor conocimiento de cómo desarrollarlo.

Desarrollar un propulsor en México, y hacer la primera propuesta de un sistema de propulsión para el micro-satélite "Quetzal".

Desarrollar protocolos de pruebas y validación de propulsores para micro-satélites.

Con la realización de algunos componentes de prototipado rápido, proporcionar la realización de procesos que permitan generar piezas nuevas e idénticas, reduciendo considerablemente los problemas en los procesos de manufactura. Por otra parte mediante el diseño, evitar complicaciones en manufactura para hacer partes del propulsor con maquinaria relativamente sencilla y mantener el rendimiento de un propulsor de efecto Hall

Generar documentación para las futuras generaciones que se integren para hacer su servicio social, esto con el objetivo de desarrollar recursos humanos para el área aeroespacial y así mismo que el trabajo sirva como interface de comunicación con los diferentes subgrupos integrados en el proyecto “Quetzal”.

La experiencia adquirida en este proyecto habrá de servir como base para el desarrollo de la primera plataforma satelital mexicana de alto nivel tecnológico en beneficio de la sociedad mexicana, y que asiente las bases para cubrir las necesidades en ese campo.

1.4 ANTECEDENTES

En la actualidad, la tendencia se ha orientado hacia el desarrollo de tecnologías propias en el ámbito espacial, lo cual puede permitir a naciones emergentes ingreso al espacio con el desarrollar misiones cuyos proyectos sean de bajo costo, logrando que el espacio esté al alcance de un mayor número de usuarios que actualmente no cuenten con la capacidad para costear dichas misiones y principalmente beneficiando países en desarrollo y que de esta manera podrán obtener independencia tecnológica, tal vez no en su totalidad en un principio, pero si paulatinamente.

En México, la Universidad Nacional Autónoma de México (UNAM) a través de su historia ha sido de las primeras instituciones en abarcar el área aeroespacial, y ha ido formando especialistas dedicados a esta área de la ciencia. Actualmente está formando un grupo de tecnología espacial ya que actualmente los servicios satelitales con los que cuenta la comunidad mexicana sólo se obtienen mediante la renta, compra o por medio de colaboraciones internacionales, y son realizados solo por satélites extranjeros. [40]

Esta tendencia también ha provocado que otros países que se encuentran en la misma situación hayan empezado a adentrarse en el desarrollo de estas tecnologías y con ello poder empezar a lanzar satélites pequeños, para aplicaciones sencillas como fotografía, percepción remota, estudio de la ionosfera, monitoreo; del cambio climático, de incendios forestales, de deslaves, de inundaciones, de erupciones volcánicas, por mencionar algunas, dándonos una muestra clara del interés existente en el desarrollo en el campo espacial el cual ha tomado mucho auge en diversos países a pesar de limitaciones en su economía, localización, religión, etc.

Por lo mencionado anteriormente, se puede decir que esta tesis se originó de la necesidad de generar conocimientos y tecnologías en el área aeroespacial en México, en la cual se están desarrollando diversos proyectos que requieren estudio y atención por parte de estudiantes, investigadores, empresas e instituciones académicas como la UNAM.

Uno de estos proyectos es el “Quetzal” que surgió a partir de la propuesta desarrollada por el Centro de Alta Tecnología de la Facultad de Ingeniería (CAT-FI) de la UNAM y el Departamento de Aeronáutica y Astronáutica del Instituto Tecnológico de Massachusetts (MIT).

Esta propuesta se presentó por parte de la UNAM en el programa del MIT llamado “MIT International Science and Technology Initiatives (MISTI)”, que está enfocado a estimular la colaboración internacional del MIT con otras instituciones internacionales, además de conectar a estudiantes y profesores con las áreas de investigación e innovación alrededor del mundo para la realización de proyectos de interés mutuo, en los cuales apoya otorgándoles capital y recursos que se obtienen de sus “fondos semilla”.

Dicha propuesta llamada “Design of a Satellite Research Platform for Pollution Monitoring in Mexican Cities: Quetzal 1rst Stage” ganó el apoyo en el año 2010 y le dio la oportunidad a la UNAM de generar y adquirir conocimientos en el área aeroespacial e impulsar en un inicio a un grupo de estudiantes y profesores que contribuyeran con el desarrollo en el país.

1.5 RESUMEN

El proyecto “Quetzal” consiste en la creación de un micro-satélite científico de percepción remota que pueda monitorear las concentraciones de contaminantes en el aire sobre zonas urbanas sobre la ciudad de México desde una órbita terrestre baja, y además de que pueda tenerse acceso a él por parte estudiantes e investigadores con información recolectada por dicha plataforma.

Se espera que la realización de este proyecto se dé en un periodo relativamente corto, dado que abarca desde la concepción de su propósito hasta la implementación y operación en el espacio exterior. La vida útil del sistema satelital total se espera que sea de 4 años y el de los propulsores en menos de 5 años basados en la calidad de vida de los ya probados por el SPL del MIT.

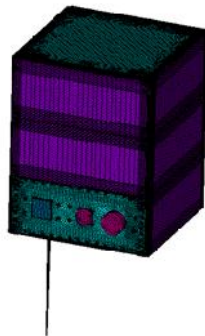


Figura 1.1: El micro-satélite “Quetzal”. [52]

Los siguientes datos son propuestos en base al análisis hecho por parte de estudiantes e investigadores del CAT-FI.

Masa: Se estima que la masa total del micro-satélite consista básicamente en una estructura externa prismática que soporte a las celdas solares en sus cuatro caras principales, en tres diferentes módulos internos donde van situados los subsistemas restantes (equipos electrónicos y carga útil) con sus respectivos pesos y dos tapas ubicadas en los extremos. En la tapa inferior van montadas antenas e instrumentos. Con estos pesos ajustados para la configuración rectangular del micro-satélite tenemos un peso total aproximado de 76.20 [kg] (aproximadamente 80 [kg]), de los cuales

28.34 [kg] son de la estructura con un espesor en las paredes de 0.5 [mm], 44.72 [kg] son de la instrumentación y carga útil, y por último 3.14 [kg] son de los paneles Honeycomb de aluminio.

Tabla 1.1: Pesos del micro-satélite "Quetzal".

Subsistema	Peso (kg)
Computadora de abordo (OBC)	7.00
Unidad de interface de la misión(MIU)	4.00
Unidad de Interface Remota (RIU)	3.00
Batería	9.00
Cilindros de Combustible (2)	6.00
Sistema de propulsión	3.00
Sistema de control y distribución	3.00
Transmisor	1.25
Receptor	1.25
Antena	0.05
Cámara, Transmisor , Receptor	4.00
Detector UV e IR, Transmisor , Receptor	4.00
Giroscopios	6.00
Paneles Honeycomb	0.57

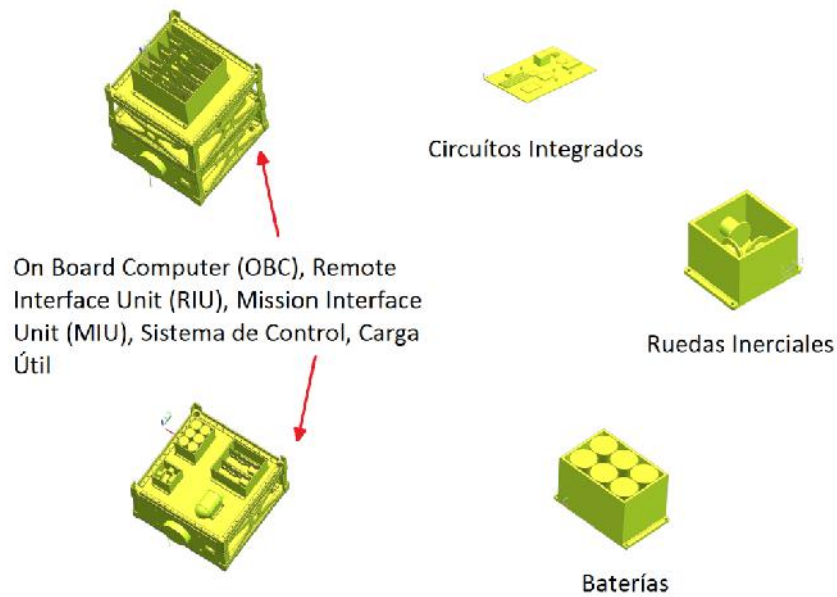


Figura 1.2: Vista de algunos componentes del micro-satélite "Quetzal". [52]

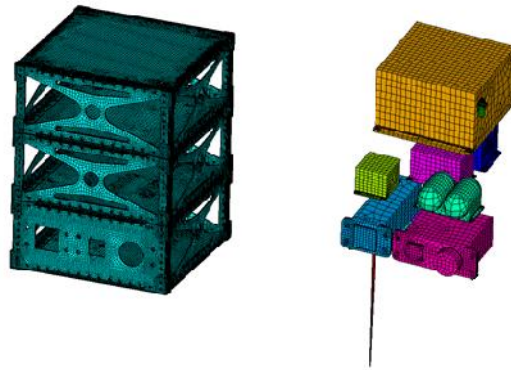


Figura 1.3: Subsistemas del micro-satélite “Quetzal”. [52]

Materiales: En cuanto a los materiales estructurales, luego de algunos cálculos preliminares, y por consideraciones de resistencia estructural, fundamentales para el sistema, se eligió aluminio 6061-T6.

Dimensiones: Se estima que las dimensiones aproximadas sean de 50 [cm] x 50 [cm] x 70 [cm], abarcando los 3 módulos que contienen a los equipos electrónicos y su carga útil.

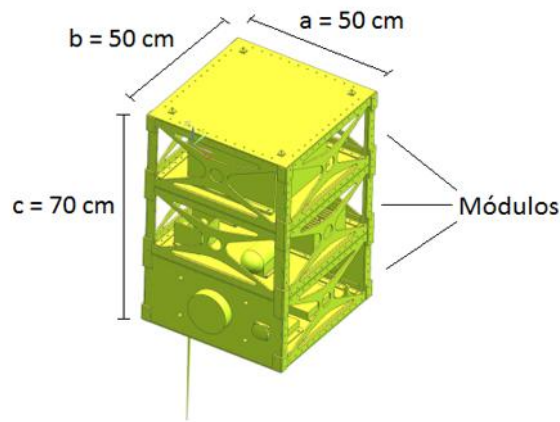


Figura 1.4: Vista esquemática del micro-satélite “Quetzal”. [52]

Órbita: La órbita del micro-satélite se definió como órbita terrestre baja (LEO), helio-síncrona (o solar-síncrona) y circular, a una altura de 686 [km] y con una inclinación de 98 grados ($i=98^\circ$); esto implica un período orbital de 87 minutos (aproximadamente 90 minutos) y tiempos de eclipse variables desde 0 a 45 minutos, según distintas épocas del año. La presión a la que estará expuesto será de 10×10^{-8} [Torr].

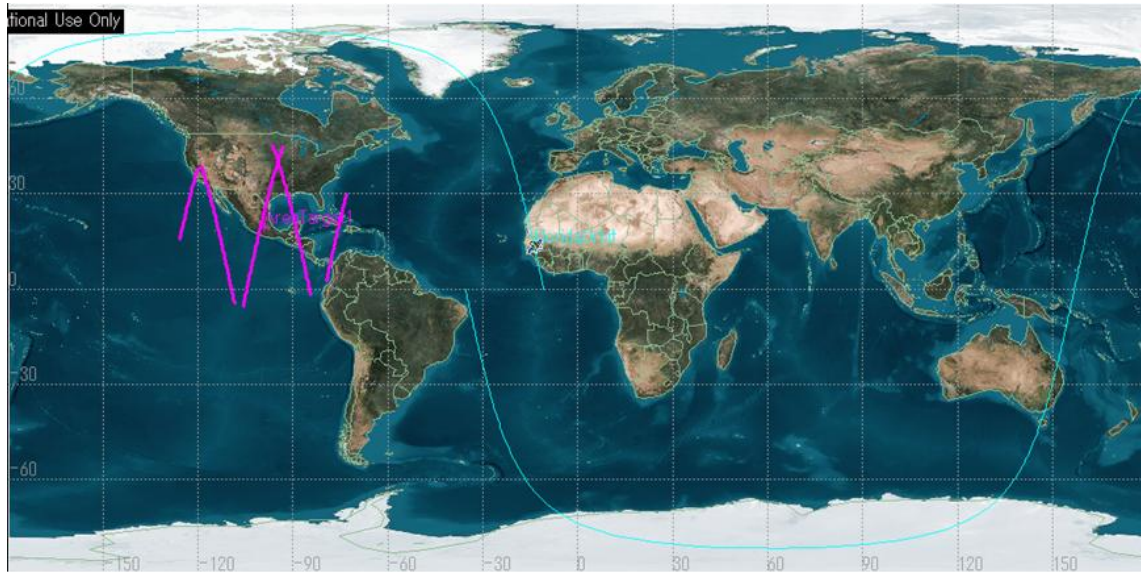


Figura 1.5: Órbita propuesta para el micro-satélite "Quetzal". [40]

Capítulo

2

FUNDAMENTOS DE LOS SISTEMAS ESPACIALES

Un área muy desafiante en los últimos tiempos ha sido el desarrollo de proyectos espaciales, ya que ha puesto a prueba los niveles de ingeniería e investigación al máximo para llevar a cabo las misiones espaciales. Para conocer sobre las tecnologías espaciales necesitamos primero entender que son, cómo es que funcionan, y en donde se mueven.

En este capítulo se hará una descripción general sobre los diferentes tipos de satélites, sus clasificaciones, los diferentes tipos de subsistemas que los componen y sus aplicaciones. También se dará una breve explicación de los diferentes tipos de órbitas en los cuales los satélites se mueven.

2.1 LOS SATÉLITES

2.1.1 Definición de un satélite

Un satélite en general es cualquier cuerpo natural o artificial en movimiento alrededor de un cuerpo celeste. En el presente contexto, se hace referencia solamente a los satélites artificiales que orbitan el planeta Tierra y sus características. Estos satélites se ponen en una órbita deseada y tienen cargas útiles dependiendo del tipo de misión.

Aunque la idea de un satélite se originó en el deseo de poner un objeto en el espacio, que pareciera estar estacionario con respecto a la superficie de la Tierra (esto ha hecho posible una gran cantidad de servicios de comunicación), se han desarrollado muchas otras variantes en los que no necesariamente el satélite tuviera que ser fijo con respecto a un observador en la Tierra para llevar a cabo la función prevista. La vida útil de un satélite depende del objetivo de la misión, el cual decidirá el tiempo en el que orbite la Tierra.

NOTAS: Las sondas espaciales suelen denominarse como satélites artificiales, estrictamente hablando, una sonda se distingue de un satélite artificial en que está diseñado para funcionar durante largos periodos de tiempo y hacer viajes interplanetarios con el fin de estudiar los diferentes cuerpos celestes, además de que no establece una órbita alrededor del objeto que estudia, sino que se lanza hacia un objeto concreto, o bien termina con una ruta de escape hacia el exterior del sistema solar.

A un satélite natural también se le conoce como luna.

Un cuerpo celeste se define como un objeto simple en el espacio, que puede interactuar con otro cuerpo por la ley de gravedad (orbitándolo o siendo orbitado) como planetas, satélites naturales o estrellas, o bien, si no hay fuerzas que influyan sobre él, se mantiene como un cuerpo errante en medio del espacio como lo hacen los asteroides o cometas.

Un astro es un cuerpo celeste con forma bien definida.

Un objeto astronómico es un conjunto, una entidad física significativa, una asociación o estructura que la ciencia ha confirmado que existe en el Universo (como un cinturón de asteroides) y se puede confundir fácilmente con el término de cuerpo celeste.

Los términos nave espacial, vehículo espacial o astronave, se refieren a un vehículo diseñado para funcionar más allá de la atmósfera terrestre (en el espacio exterior), y puede no ser tripulado y autónomo (como un satélite o sonda espacial), o bien, estar tripulado (como una estación espacial o un cohete lanzador también conocido como módulo espacial).

2.1.2 Clasificación de los satélites

Los satélites se clasifican principalmente por su medio de estabilización, por el tipo de misión, por el tipo de órbita y por su masa total, aunque se pueden clasificar de otras maneras. A continuación se explicará brevemente en que consiste cada clasificación.

2.1.2.1 Estabilización

Un satélite se dice que está estable cuando puede mantenerse en un estado de equilibrio mientras recibe continuamente algún tipo de flujo de perturbaciones (ya sea de materiales, energía o información). Estos satélites se dividen en:

Satélites estabilizados por rotación: Son satélites en los cuales la estabilización se consigue controlando su movimiento al hacerlo girar (como un trompo) a una velocidad entre 15 [rpm] y 100 [rpm] alrededor de un eje perpendicular (eje principal) al plano orbital, que tiene un momento de inercia máximo. Para mantener la estabilidad, el momento de inercia sobre el eje de giro deseado debe ser al menos 10% mayor que el momento de inercia alrededor del eje transversal; esto hace que el cuerpo giratorio ofrezca rigidez inercial, lo que impide que los satélites se muevan a la deriva de su orientación deseada.

Hay dos tipos de configuraciones de rotación:

La configuración de giro simple, en la cual la carga útil del satélite y otros subsistemas se colocan en el cuerpo de rotación, mientras que la antena y la alimentación se colocan en la plataforma de giro. La configuración de giro doble, en la cual toda la carga útil junto con la antena y la alimentación se coloca en la plataforma de giro mientras que los otros subsistemas están situados en el cuerpo de rotación.

La plataforma de giro da vueltas en una dirección opuesta a la del cuerpo de rotación del satélite. Este tipo de satélite se caracteriza por tener un cuerpo de forma cilíndrica y en ambas configuraciones, los paneles solares se montan en el cuerpo cilíndrico del satélite. Los satélites modernos casi invariablemente emplean la configuración de giro doble.

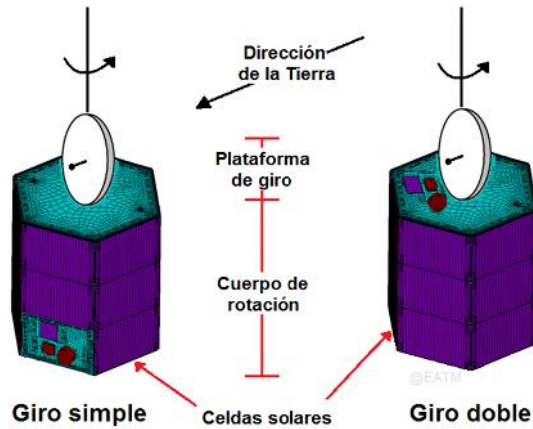


Figura 2.1: Satélite estabilizado por rotación – Configuraciones de giro simple y de giro doble.

Satélites con estabilidad en 3 ejes (o estabilización del cuerpo): Son satélites en los cuales la estabilización se consigue controlando su movimiento a lo largo de los tres ejes de rotación de un sistema coordenado "XYZ". El eje "x" hace referencia al cabeceo (pitch) que es la rotación en el eje de derecha a izquierda del satélite, el eje "y" hace referencia al alabeo (roll) que es la rotación en el eje de adelante a atrás del satélite, y el eje "z" hace referencia a la guiñada (yaw) que es la rotación en el eje de arriba a abajo del satélite.

La estabilidad de estos satélites es proporcionada por el sistema de control activo, que aplica pequeñas fuerzas correctivas sobre las ruedas de reacción (volantes de inercia) para corregir los cambios indeseables (perturbaciones) en la órbita del satélite, haciendo que el satélite gire en una dirección opuesta a la del cambio de velocidad de la rueda para mantener las antenas de la carga útil o sus sensores señalados continuamente hacia la Tierra.

Este tipo de satélite se caracteriza por tener un cuerpo similar a la forma de una caja rectangular, por tener paneles solares desplegados y por tener antenas montadas en el lado que mira hacia la Tierra y en los lados laterales adyacentes a la misma.

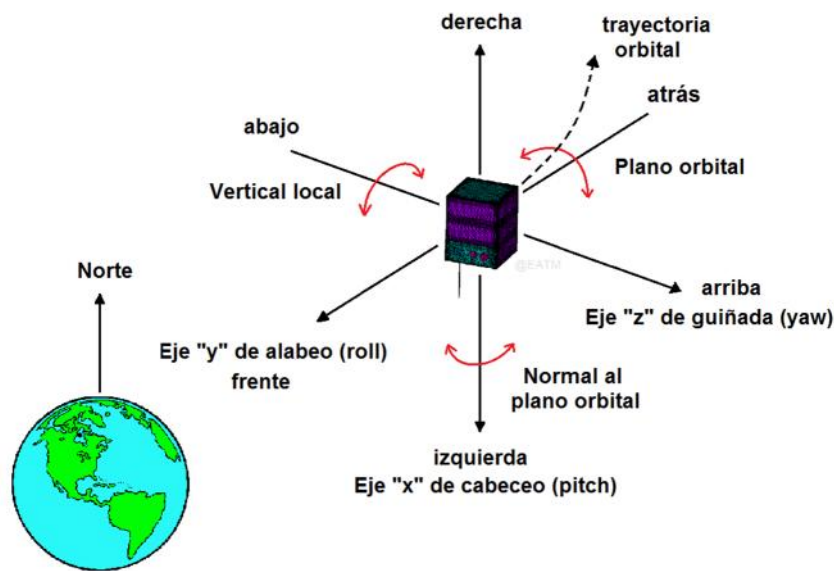


Figura 2.2: Satélite con estabilidad en 3 ejes.

2.1.2.2 Tipo de misión

La misión es la razón de ser del satélite, el motivo por el cual existe. Así mismo es la determinación de las funciones básicas que el satélite deberá contener para desempeñarse en un entorno determinado para cumplir tal misión. El tipo del satélite se determinará de acuerdo al objetivo de la misión por el cual fue creado. Los principales tipos de misión son los siguientes:

Satélites de comunicaciones: Son satélites que actúan como estaciones repetidoras, en los cuales reciben señales desde el suelo, las procesan y luego las retransmiten a la Tierra.

Las señales de radio que manejan ofrecen servicios interactivos ya sean de punto a punto, punto a multipunto o multipunto. Las áreas de aplicación de los satélites de comunicaciones incluyen principalmente las de emisión de televisión, telefonía internacional y los servicios de comunicación de datos.

Satélites de transmisión de datos: Son satélites de comunicaciones que se utilizan en la configuración interactiva punto a multipunto o nada más multipunto para la transmisión de información en forma digital.

Satélites de telefonía: Son satélites de comunicaciones que se utilizan para proporcionar servicios de telefonía de larga distancia (especialmente intercontinental) punto a punto o troncal, así como servicios de telefonía móvil, ya sea para complementar o para eludir las redes terrestres.

Satélites de televisión: Son satélites de comunicaciones que se utilizan para la retransmisión de programas de televisión a partir de un punto en el que se originan a una amplia zona geográfica. Normalmente estos satélites son GEO con configuración punto a multipunto.

Satélites de televisión por cable: Son satélites de comunicaciones que se utilizan para la retransmisión de los canales de programación hacia estaciones terrestres que lo envían a sus usuarios mediante el uso de cables de fibra óptica y cables coaxiales.

Satélites de radio: Son satélites de comunicaciones que se utilizan para proporcionar servicios de radiodifusión de audio de alta fidelidad a las estaciones de radiodifusión, servicios conocidos como la radio por satélite.

Satélites de navegación: Son satélites de comunicaciones que utilizan el envío y recepción de señales para determinar la posición exacta de un receptor en la Tierra (ya sea plataforma o un objeto) en cualquier momento especificado. Actualmente se encuentran en funcionamiento dos sistemas principales de navegación basados en satélites que son: el Sistema de Posicionamiento Global (GPS) de los EE.UU. y el Sistema Mundial de Navegación por Satélite (GLONASS) de Rusia. Estos satélites son utilizados en una amplia gama de aplicaciones económicas, científicas, civiles y militares.

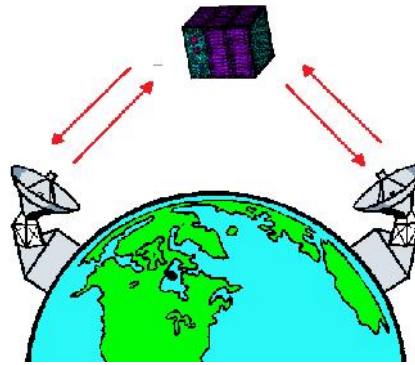


Figura 2.3: Satélite de comunicaciones.

Satélites de percepción remota: También conocidos como satélites de tele-observación o tele-detección, son satélites que recaban información sobre las características de la superficie de la Tierra durante el día y la noche, mediante la detección y registro de la energía reflejada o emitida. Algunas de las ventajas que proporcionan incluyen: la adquisición de datos continua, capacidades de revisiones frecuentes y regulares que resultan en información actualizada, área de cobertura amplia, buena resolución espectral, procesamiento y análisis semi-automatizado y/o computarizado, habilidad para manipular y mejorar los datos para una mejor interpretación de las imágenes y asignación de datos precisos.

Satélites de percepción remota pasivos: Son satélites que en base a su fuente de radiación detectan diversos tipos como: la radiación solar reflejada por los objetos en la superficie de la Tierra, la radiación térmica, y la radiación de microondas emitida por ellos.

Satélites de percepción remota activos: Son satélites que en base a su fuente de radiación hacen uso de fuentes artificiales: generalmente activos montados en una plataforma de teledetección. Estas fuentes artificiales iluminan los objetos en el suelo y la energía reflejada o dispersada por estos objetos son las se utilizan.

Satélites de percepción remota ópticos: Son satélites que en base a las regiones espectrales utilizadas para la adquisición de datos ópticos hacen uso de la región visible ($0.3 - 0.7 \mu\text{m}$), cerca de la IR ($0.72 - 1.30 \mu\text{m}$) y el IR de onda corta ($1.3 - 3.0 \mu\text{m}$) bandas de longitud de onda para formar imágenes de la superficie de la Tierra.

Las imágenes se forman mediante la detección de la radiación solar reflejada por objetos en el suelo y se asemejan a las fotografías tomadas por una cámara.

Satélites de percepción remota térmica infrarroja: Son satélites que en base a las regiones espectrales utilizadas para la adquisición de datos térmicos infrarrojos emplean el IR de onda media ($3 - 5 \mu\text{m}$) y el IR de onda larga ($8 - 14 \mu\text{m}$) que son bandas de longitud de onda. Las imágenes se derivan de la radiación térmica emitida por la superficie y los objetos de la Tierra. Como las diferentes partes de la superficie de la Tierra se encuentran a diferentes temperaturas, las imágenes térmicas por tanto aportan información sobre la temperatura de las superficies del suelo y del agua, así como de los objetos en ellos.

Satélites de percepción remota por microondas: Son satélites que en base a las regiones espectrales utilizadas para la adquisición de datos mediante sistemas de sensores remotos de microondas, suelen operar en una banda de longitudes de onda 1 cm a 1 m de la. La radiación de microondas puede penetrar a través de las nubes, bruma y polvo, por lo que la tele-observación con microondas una técnica independiente del tiempo o clima. Los sistemas de teledetección por microondas trabajan tanto durante el día como en la noche, ya que son independientes de las condiciones de iluminación solar. Otra de las ventajas que un sistema de teledetección de microondas ofrece es que proporciona información única sobre el viento del mar y la dirección de las olas, que no pueden ser proporcionados por los sistemas de teledetección visible e infrarroja. Sin embargo, la necesidad de un análisis sofisticado de datos y una resolución más pobre debido a la utilización de las bandas de longitud de onda más largas son las desventajas de los sistemas de microondas de teledetección.

Nota: La clasificación en base a la fuente de radiación y en base a las regiones espectrales utilizadas para la adquisición de datos, se aplican igualmente tanto a estaciones terrenas como a plataformas aéreas.

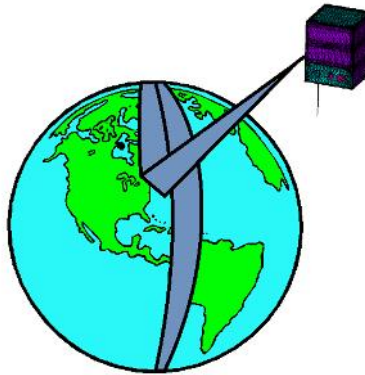


Figura 2.4: Satélite de percepción remota.

Satélites de predicción del clima: También conocidos como satélites meteorológicos, son satélites que miden las condiciones de la atmósfera utilizando instrumentos de a bordo. Los datos se transmiten a continuación a los centros de recolección donde se procesan y analizan para diversas aplicaciones, ayudando en hacer previsiones precisas y oportunas.

Estos satélites ofrecen algunas ventajas potenciales sobre los métodos convencionales, ya que pueden cubrir todo el mundo, mientras que las redes meteorológicas convencionales sólo cubren alrededor del 20 % del globo. Son esenciales para predecir el tiempo de cualquier lugar, independientemente de su ubicación e incluso en las regiones inaccesibles del mundo, como los océanos, donde otras formas de datos convencionales son escasas.

Nota: Los satélites de percepción remota se encargan de la superficie terrestre a diferencia de los de predicción del clima que se encargan de la atmósfera terrestre.

Satélites científicos: Son satélites que proporcionan plataformas basadas en el espacio para llevar a cabo la investigación fundamental sobre el mundo en que vivimos, nuestro espacio de cerca y de lejos. Estos satélites tienen una gran variedad de cargas útiles en función de su misión prevista la cuales son muchísimas. Las principales áreas de aplicación de estos satélites son Geodesia Espacial (estudio de la Tierra), el estudio de la atmósfera de la Tierra, el sistema solar y el universo.

Satélites militares: Son satélites que proporcionan una amplia gama de servicios que incluyen servicios de comunicación, la recopilación de datos e imágenes de inteligencia (espionaje), la predicción del tiempo, alerta temprana, armas espaciales, navegación y geo-posicionamiento.

Estos satélites facilitan la rápida recolección, transmisión y difusión de la información, que es un requisito importante en los sistemas militares de hoy en día. También ofrecen características como la cobertura global, alta disponibilidad, presencia adelantada no intrusiva, la capacidad de respuesta rápida y la flexibilidad inherente. Estas características les permiten proporcionar casi en tiempo real el apoyo de las operaciones militares en tiempo de paz, crisis y en todo el espectro del conflicto. También son muy útiles durante la fase de planificación de las operaciones militares, ya que proporcionan información sobre el orden enemigo de la batalla, las referencias geográficas precisas y lugares de amenaza.

Estaciones espaciales: Son satélites estructuralmente diseñados para que los seres humanos puedan vivir en el espacio exterior. Una estación espacial se distingue de otras naves espaciales tripuladas en que no dispone de propulsión o capacidad de aterrizar, utilizando otros vehículos como transporte hacia y desde la estación.

Tabla 2.1: Clasificación de los satélites por su tipo de misión.

Satélites de comunicaciones
Satélites de transmisión de datos
Satélites de telefonía
Satélites de televisión
Satélites de televisión por cable
Satélites de radio
Satélites de navegación
Satélites de percepción remota
en base a la fuente de radiación
Satélites de teledetección pasivos
Satélites de teledetección activos
en base a las regiones espectrales utilizados para la adquisición de datos
Satélites de teledetección óptica
Satélites de teledetección infrarroja térmica
Satélites de teledetección de microondas
Satélites de predicción del clima
Satélites científicos
Satélites militares
Estaciones espaciales

2.1.2.3 Tipo de órbita

El tipo del satélite dependerá de acuerdo al tipo de órbita donde se posicione, los cuales se apegan a las condiciones y características de la órbita donde se encuentre; ya sea su altitud, su inclinación o su excentricidad.

2.1.2.4 Masa total

Es la cantidad de materia que posee un satélite artificial. Estos satélites se dividen en:

Satélites Grandes: Son satélites cuyo peso es mayor a 1000 [kg]. Su vida útil es de 10 años a 15 años.

Satélites Medianos: Son satélites cuyo peso se encuentra entre 500 [kg] y 1000 [kg]. Su vida útil es de 7 años a 10 años.

Satélites Pequeños: También conocidos como Mini-satélites, son satélites cuyo peso se encuentra entre 100 [kg] y 500 [kg]. Su vida útil es de 7 años a 10 años.

Micro-satélites: Son satélites cuyo peso se encuentra entre 10 [kg] y 100 [kg]. Su vida útil es de 2 años a 5 años.

Nano-satélites: Son satélites cuyo peso se encuentra entre 1 [kg] y 10 [kg]. Su vida útil es de 4 meses a 1.5 años.

Pico-satélites: Son satélites cuyo peso se encuentra entre 0.1 [kg] y 1 [kg]. Su vida útil es de 4 meses a 1 año.

Femto-satélites: Son satélites cuyo peso es menor a 100 [g] (o menor a 0.1 [kg]). Su vida útil es de unos días a 3 meses.

Satélites CubeSat: Es el nombre genérico de un tipo de nano-satélites o pico-satélites de investigación (dependiendo su masa), que normalmente cuentan con un volumen de aproximadamente 10 [cm] cúbicos de capacidad que es lo que se conoce como 1U (una unidad), y un peso de no más de 1.3 [kg]. Estos satélites en su mayoría se caracterizan por tener una forma cúbica (de ahí su nombre) y por ser construidos habitualmente con elementos y componentes comerciales. El estándar CubeSat está diseñado para apilar varias unidades, de manera que se pueden construir satélites de 2U y 3U.

2.1.3 Subsistemas de los satélites

2.1.3.1 Definición de un subsistema

En la misma definición de sistema, se hace referencia a los subsistemas que lo componen, cuando se indica que él mismo está formado por partes que forman el todo. Estos conjuntos o partes pueden ser a su vez sistemas (en este caso serían subsistemas del sistema de definición), ya que conforman un todo en sí mismos y estos serían de un rango inferior al del sistema que componen. Estos subsistemas forman o componen un sistema de un rango mayor, el cual para los primeros se denomina macro-sistema.

Los diferentes subsistemas de un satélite tienen un objetivo específico, con su respectiva importancia para el pleno desarrollo de la misión. Los que comprenden un típico satélite incluyen los subsistemas mostrados en la siguiente Figura:

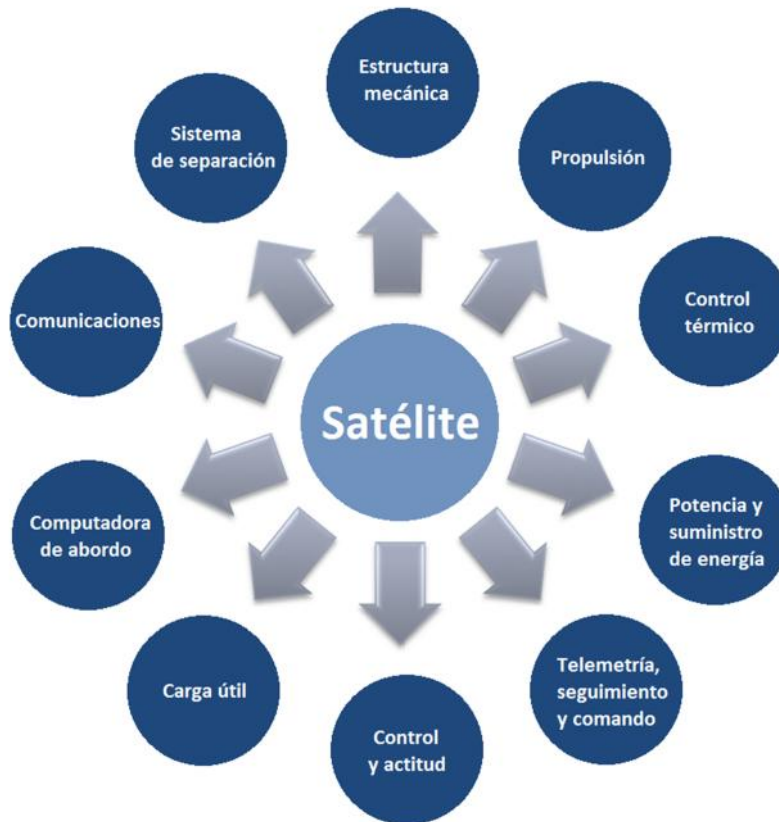


Figura 2.5: Subsistemas de un satélite.

2.1.3.2 Descripción de cada subsistema

1. Subsistema de estructura mecánica:

El subsistema estructural mecánico proporciona el marco o soporte estructural para el montaje de otros subsistemas del satélite (el hardware del subsistema en todos los medios previstos) y también una interfaz entre el satélite y el vehículo de lanzamiento.

2. Subsistema de propulsión:

El subsistema de propulsión se utiliza para proporcionar los empujes requeridos al impartir los cambios de velocidad necesarios y ejecutar todas las maniobras durante el curso de la vida del satélite mediante un propulsor. Esto incluye, realizar las principales maniobras requeridas para mover el satélite entre las órbitas y maniobras menos precisas para el control y actitud en la órbita de la misión.

También incluye la realización de maniobras más pequeñas necesarias durante la vida del satélite, como las que se requieren para la estación de mantenimiento.

3. Subsistema de control térmico:

El subsistema de control térmico se encarga de mantener la plataforma satelital dentro de sus límites de temperatura de funcionamiento en el ambiente espacial para el tipo de equipo a bordo del satélite. También asegura la distribución de la temperatura deseable a lo largo de la estructura del satélite, lo cual es esencial para mantener la estabilidad dimensional y la alineación de ciertos equipos críticos.

4. Subsistema de potencia y suministro de energía:

La función principal del subsistema de suministro de energía es recoger la energía solar, transformarla en energía eléctrica con la ayuda de una matriz de celdas solares y distribuir energía eléctrica a otros componentes y subsistemas del satélite. Dentro de este subsistema también se incluyen a las baterías, que proporcionan energía eléctrica de reserva durante periodos de eclipse, otras situaciones de emergencia y también durante la fase de lanzamiento del satélite cuando los paneles solares no se encuentran en funcionamiento.

5. Subsistema de telemetría, seguimiento y comando (TT & C):

También conocido como subsistema de telecomunicaciones, se encarga de monitorear y controlar el satélite de manera correcta desde la fase de despegue hasta el final de su vida operativa en el espacio. La parte de seguimiento del subsistema determina la posición de la nave espacial y sigue su recorrido utilizando información sobre el ángulo, distancia y de la velocidad que tiene. La parte telemetría recoge información sobre el estado actual de los diversos subsistemas del satélite, codifica esta información y a continuación, la transmite. El elemento de mando recibe y ejecuta órdenes de control remoto para efectuar cambios en las funciones de la plataforma, la configuración, la posición y la velocidad.

6. Subsistema de control y actitud:

También conocido como subsistema de orientación y estabilización de la órbita, se encarga de realizar dos funciones principales al hacer movimientos exactos y con mucha precisión. El primero es controlar la trayectoria orbital, que se requiere para asegurar que el satélite esté en la ubicación correcta en el espacio para proporcionar los servicios previstos. El segundo es proporcionar el control de actitud, que es esencial para evitar que el satélite se caiga o se voltee en el espacio y también para asegurar que las antenas queden orientadas hacia un punto fijo en la superficie de la Tierra.

7. Subsistema de carga útil:

El subsistema de carga útil es la parte del satélite que lleva la instrumentación necesaria para llevar a cabo su función prevista y por lo tanto es el subsistema más importante de cualquier satélite. La naturaleza de la carga útil en cualquiera de los satélites depende de su misión. La carga útil de base, en el caso de un satélite de comunicaciones, es el transpondedor, el cual actúa como un receptor, un amplificador y un transmisor. En el caso de un satélite meteorológico, un radiómetro es la carga más importante. Cámaras de alta resolución, escáneres multiespectrales y cartógrafos temáticos son las principales cargas a bordo de un satélite de tele-observación. Los satélites científicos tienen una variedad de cargas útiles, dependiendo de la misión. Estos incluyen telescopios, espectrógrafos, detectores de plasma, magnetómetros, espectrómetros y así sucesivamente.

8. Subsistema de computadora de abordo:

Se encarga de proporcionar almacenamiento y procesamiento de la carga útil y otros datos, y para permitir el intercambio y manejo de datos entre elementos del subsistema (es el cerebro principal que controla todo el satélite).

9. Subsistema de comunicaciones:

También conocido como subsistema de antena, proporciona un enlace de comunicación con la Tierra, donde se utilizan antenas para la recepción de señales por las estaciones terrenas, así como para la transmisión de señales hacia ellas (para el enlace descendente se utiliza la telemetría de datos de carga útil, y para el enlace ascendente, los comandos para controlar la nave espacial). Hay

una variedad de antenas disponibles para su uso a bordo de un satélite. La elección final depende principalmente de la frecuencia de funcionamiento y la ganancia requerida. Los tipos de antenas típicos utilizados en los satélites incluyen antenas de bocina, reflectores parabólicos de alimentación central y alimentación por offset y antenas de lente.

10. Subsistema de separación:

El subsistema de separación se refiere a todo el sistema que involucra el adaptador o interface que sujeta físicamente al satélite y al vehículo de lanzamiento. Este adaptador debe soportar los ambientes de vuelo sin fallar hasta cumplir su función: separar al sistema de separación de la última fase del vehículo lanzador mediante un dispositivo actuador, ya sea electromecánico o pirotécnico como lo son motores, resortes, extractores de los pernos de sujeción, tornillería con carga explosiva, etc.

Por otro lado, hay que tener en cuenta que a cada subsistema se le tiene que hacer pruebas de compatibilidad electromagnética, de confiabilidad y de sustentabilidad. Las interfaces entre los subsistemas de un satélite principalmente son de datos, mecánicas, de potencia y térmicas, las cuales comunican a cada subsistema entre sí para poder trabajar en conjunto y llevar a cabo la misión del satélite, como lo muestra la siguiente Figura 2.6.

Información del capítulo procesada de [27], [13], [33] y [4].

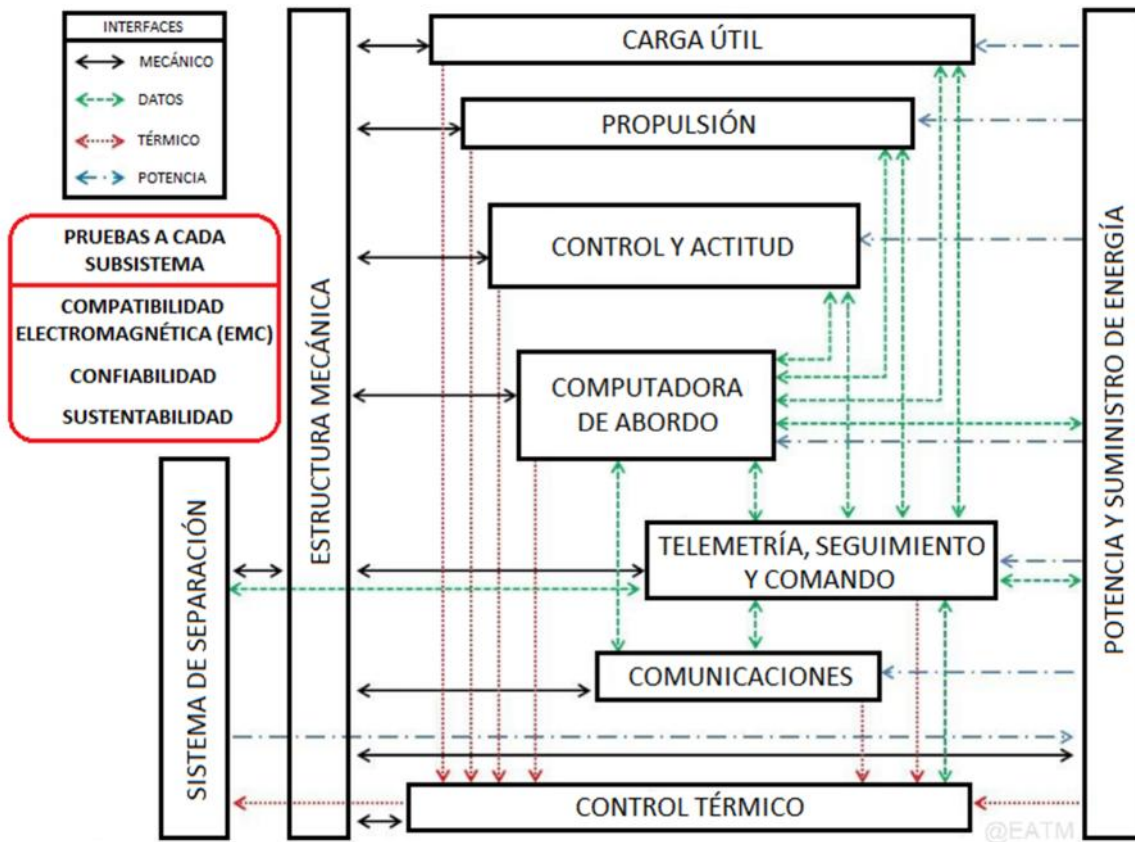


Figura 2.6: Diagrama general de interfaces entre los subsistemas de un satélite.

2.2 LAS ÓRBITAS

2.2.1 Definición de una órbita y una trayectoria

Mientras que una trayectoria es un camino trazado por un cuerpo en movimiento (un móvil), una órbita es una trayectoria que se repite periódicamente. Si bien el camino seguido por el movimiento de un satélite artificial alrededor de la Tierra es una órbita, el camino seguido por un vehículo de lanzamiento (un cohete) es una trayectoria llamada la trayectoria de lanzamiento.

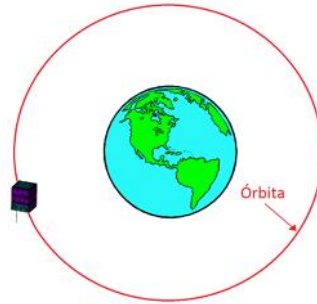


Figura 2.7: Ejemplo de movimiento orbital – satélite que gira alrededor de la Tierra.

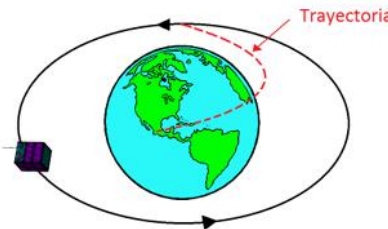


Figura 2.8: Ejemplo de trayectoria - camino seguido por un cohete en su camino durante el lanzamiento del satélite.

2.2.2 Clasificación de las órbitas

Las órbitas se clasifican principalmente por su altura, inclinación y excentricidad, aunque se pueden clasificar de otras maneras. Para esta clasificación sólo se hablará sobre órbitas Terrestres.

2.2.2.1 Altura

La altura o altitud es la distancia vertical de un cuerpo respecto a la superficie de la Tierra. Es absoluta si es medida desde el centro de la Tierra y geométrica si es medida desde el nivel medio del mar (también conocida como altitud geodésica). Para esta clasificación se utilizará la altura geométrica donde se tomará como el nivel del mar igual a 0 [km] y la altura absoluta como el radio de la órbita. El periodo orbital es el tiempo necesario para hacer una vuelta completa alrededor de la Tierra. A medida que aumenta la altitud de la órbita, lo mismo ocurre con el período.

Órbita terrestre baja (Low Earth Orbit LEO): Es una órbita geocéntrica con una altura orbital desde 150 km hasta 2000 km sobre la superficie de la Tierra con inclinaciones que varían de 0 a 90 grados. Si la inclinación llegara a ser mayor de 90 grados causaría que un satélite fuera en una dirección opuesta a la rotación de la Tierra. Estas órbitas tienen periodos orbitales más cortos (del orden de una hora y media casi dos), con retardos y pérdidas de propagación más cortos.

Normalmente son circulares pero pueden ser elípticas, nada más que su grado de excentricidad está limitado por el hecho de que la órbita no es mucho más grande que el diámetro de la Tierra (aproximadamente 12760 km).

Órbita terrestre media (Medium Earth Orbit MEO): También conocida como órbita circular intermedia, es una órbita geocéntrica circular con una altura orbital de 2000 [km] hasta 35786 [km] sobre la superficie de la Tierra. Estas órbitas tienen períodos orbitales del orden de 2 horas a casi 24 horas.

Órbita terrestre semisíncrona (SSO): Es una órbita terrestre media circular con una altura orbital de 20200 km aproximadamente y un periodo orbital de unas 12 horas.

Órbita terrestre alta (HEO): Es una órbita geocéntrica con una altura orbital de mayor o igual a 35786 km con inclinaciones que varían de 0 a 90 grados. Los períodos orbitales de esas órbitas son mayores de 24 horas, por lo tanto, los satélites en esas órbitas tienen un movimiento retrógrado aparente, esto es, incluso si están en una órbita progrado. Su velocidad orbital es menor que la velocidad de rotación de la Tierra, causando que su trayectoria terrestre se mueva hacia el oeste sobre la superficie de la Tierra.

Órbita terrestre geosíncrona (Geosynchronous Earth Orbit GEO): Es una órbita terrestre alta circular con una altura orbital de 35786 km con inclinaciones menores a 10 grados ($i < 10^\circ$). El periodo orbital es exactamente igual que el período de rotación de la Tierra, que es de un día sideral (aproximadamente 23 horas 56 minutos y 4.09 segundos).

Nota: Para un observador en un punto dado sobre la superficie de la Tierra, el satélite vuelve exactamente a la misma posición en el cielo después de un período de un día sideral. En el transcurso de un día, la posición del satélite en el cielo traza una trayectoria, típicamente en la forma de un analema (parecido al símbolo del infinito), cuyas características dependerán de la inclinación y de la excentricidad de la órbita.

Órbita terrestre geoestacionaria (GSO): Es una órbita geosíncrona y ecuatorial con una inclinación igual a cero grados ($i = 0^\circ$) (directamente por encima del Ecuador).

Nota: Para un observador en un punto dado sobre la superficie de la Tierra, el satélite parece estar estático y siempre fijo en un lugar en el cielo (se consideraría estacionario). El movimiento del satélite debe ser de Oeste a Este.

NOTAS: De manera incorrecta el término de “geosíncrona” puede ser utilizado para referirse a la geoestacionaria. Específicamente, la órbita terrestre geosíncrona (GEO) puede ser un sinónimo de órbita geosíncrona ecuatorial, o de órbita geoestacionaria terrestre. El término SSO también se puede aplicar a la órbita helio-síncrona por sus siglas en inglés. El término HEO se aplica tanto a la órbita terrestre alta como a la órbita altamente elíptica.

Tabla 2.2: Clasificación de las órbitas por su altura.	
Tipo	Distancia en kilómetros (km)
Terrestre Baja (LEO)	De 150 a 2000
Helio-Síncrona	De 600 a 800
Terrestre Media (MEO)	De 2000 a 35786
Semisíncrona (SSO)	20200

Terrestre Alta (HEO)	≥35786
Geosíncrona (GEO)	35786
Geostacionaria (GSO)	35786

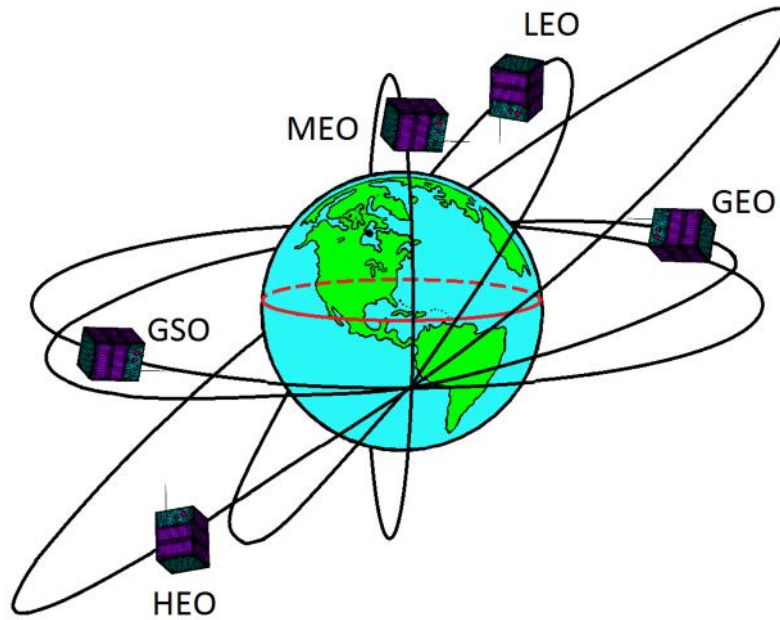


Figura 2.9: Órbitas LEO, MEO, GEO, GSO, HEO.

2.2.2.2 Inclinación

La inclinación (i) es el ángulo del plano de la órbita del satélite que forma con respecto al plano ecuatorial de la Tierra. Sobre esta base, las órbitas se pueden clasificar en órbitas ecuatoriales, órbitas polares y órbitas inclinadas.

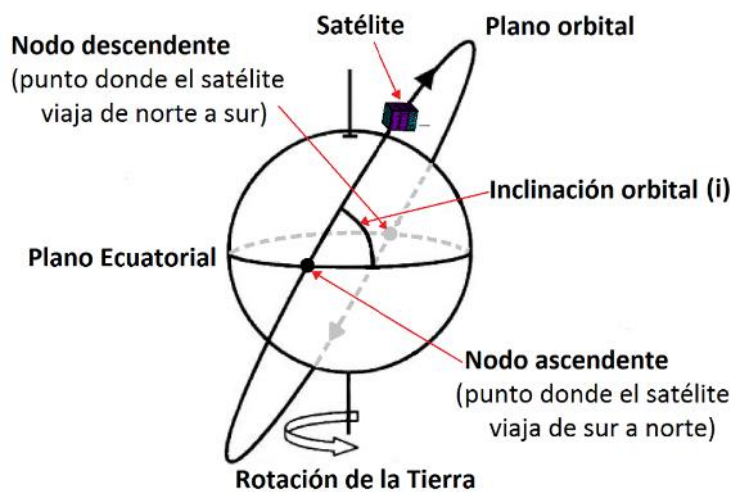


Figura 2.10: Inclinación orbital.

Órbita inclinada: Es una órbita que tiene un ángulo de inclinación entre 0° y 180° .

Órbita ecuatorial: Es una órbita en la que el plano orbital del satélite coincide con el plano ecuatorial de la Tierra (ángulo de inclinación igual a 0°). Un satélite en la órbita ecuatorial, tiene una latitud de 0° .



Figura 2.11: Órbita Ecuatorial.

Órbita polar: Es una órbita que tiene un ángulo de inclinación igual a 90° . Se le conoce así porque es una órbita que pasa por encima de los polos del planeta. La altura orbital varía desde 700 [km] hasta 1700 [km] sobre la superficie de la Tierra.



Figura 2.12: Órbita Polar.

Órbita helio-síncrona: También conocida como órbita solar-síncrona, es una órbita terrestre baja que está sincronizada con el sol, es decir, es una órbita que se encuentra en un plano que mantiene un ángulo de inclinación fijo con respecto a la dirección Tierra-Sol donde la inclinación depende de la altitud y de la excentricidad de la órbita, varía entre 90° y 99° , haciendo que las órbitas sean ligeramente retrógradas. La altura orbital varía desde 600 [km] hasta 800 [km] sobre la superficie de la Tierra.

Es una órbita casi polar que pasa por el Ecuador terrestre a la misma hora local en cada pasada de norte a sur, lo que da como resultado de esta propiedad que:

1. El satélite pase por encima de un lugar determinado en la Tierra cada vez a la misma hora solar local, garantizando de este modo casi las mismas condiciones de iluminación, variando solamente con las estaciones.
2. El satélite garantice la cobertura de toda la superficie de la Tierra, siendo casi polar en la naturaleza.

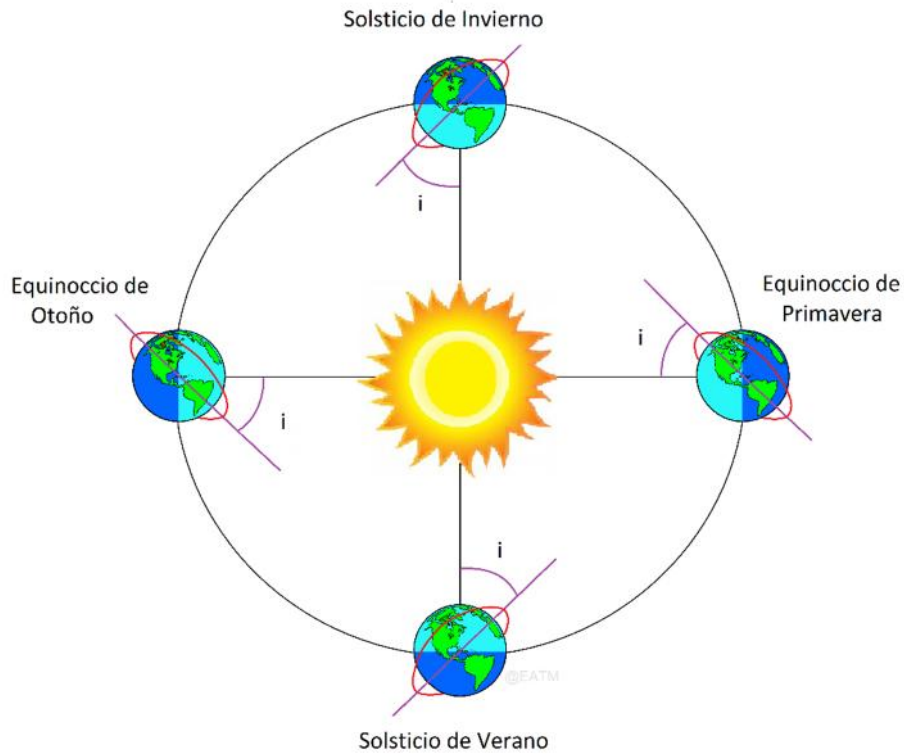


Figura 2.13: Órbita helio-síncrona.

Órbita progrado: También conocida como órbita directa, es una órbita donde la dirección en la que viaja el satélite es la misma que la dirección de rotación de la Tierra. Es la dirección en sentido anti horario, visto desde encima del Polo Norte solar. Esta órbita tiene un ángulo de inclinación entre 0° y 90° .

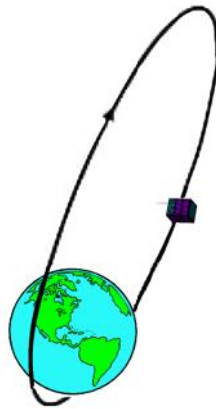


Figura 2.14: Órbita Progrado.

Órbita retrógrada: Es una órbita donde el satélite se desplaza en una dirección opuesta a la dirección de rotación de la Tierra. Es la dirección en sentido horario, visto desde encima del Polo Norte solar. Esta órbita tiene un ángulo de inclinación entre 90° y 180° .

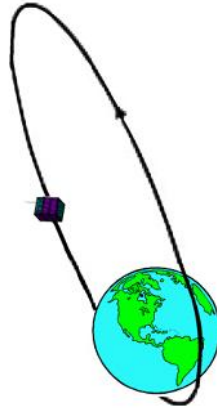


Figura 2.15: Órbita Retrógrada.

Tabla 2.3: Clasificación de las órbitas por su inclinación.	
Tipo	Ángulo en grados (°)
Ecuatorial	0
Geoestacionaria (GSO)	0
Inclinación Baja	
Progrado	Entre 0 y 90
Terrestre Baja (LEO)	Entre 0 y 90
Terrestre Alta (HEO)	Entre 0 y 90
Geosíncrona (GEO)	<10
Tundra	63.4
Molniya	63.4
Polar	90
Inclinación Alta	
Retrógrada	Entre 90 y 180
Helio-Síncrona	Entre 90 y 99

2.2.2.3 Excentricidad

La excentricidad (ϵ) es el grado de achatamiento de la órbita, que se define como la relación de la mitad de la distancia semifocal (c) (segmento que va del centro de la elipse a uno de sus focos), al semieje mayor (a), o sea $\epsilon = \frac{c}{a}$. Mientras más elíptica se vuelve la órbita, la excentricidad aumenta (es decir, indica que tan elíptica se encuentra una órbita).

La excentricidad está relacionada con los radios del apogeo y del perigeo y el semieje mayor mediante las siguientes relaciones:

$$r_a = a(1 + \epsilon)$$

$$r_p = a(1 - \epsilon)$$

Donde:

r_a = el radio de la órbita en el apogeo (radio de la Tierra r_t + altitud del apogeo)

r_p = el radio de la órbita en el perigeo (radio de la Tierra r_t + altitud del perigeo)

a = el semieje mayor de la órbita

ϵ = excentricidad

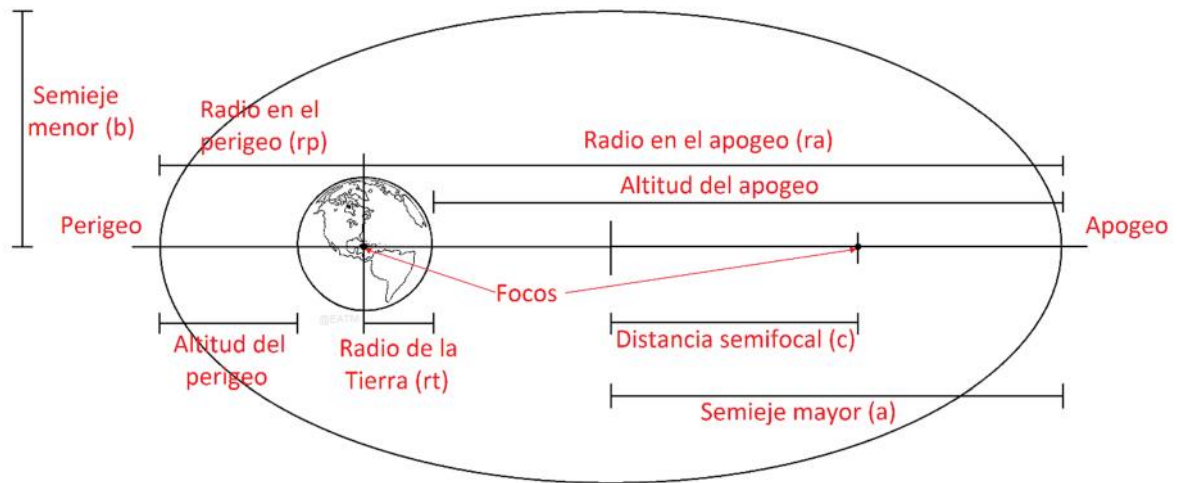


Figura 2.16: Excentricidad en una órbita.

NOTAS: En general el punto más próximo al foco se llama periapsis y el más alejado se llama apoapsis. En el caso de órbitas alrededor de la Tierra se denominan perigeo y apogeo; mientras que para órbitas alrededor del Sol se denominan perihelio y afelio.

En el caso de las órbitas parabólicas los parámetros “a” y “c” no tienen representación geométrica directa.

La distancia semifocal (c) de la sección cónica también se le conoce como semi-distancia focal (semi-distancia entre ambos focos) o distancia interfocal (distancia entre uno de sus focos y el centro).

Órbita circular: Es una órbita con una excentricidad igual a cero ($\epsilon = 0$) donde la velocidad del satélite es constante.

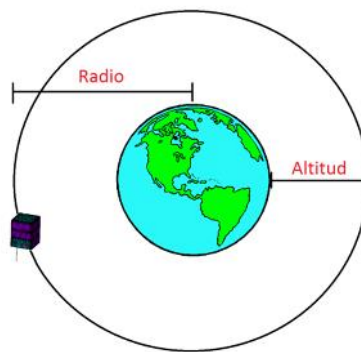


Figura 2.17: Órbita Circular.

Órbita elíptica: Es una órbita con una excentricidad entre cero y uno ($0 < \epsilon < 1$) donde la velocidad del satélite es rápida en su perigeo y lenta en su apogeo. El centro de la Tierra se sitúa en uno de los focos de la elipse. Su inclinación hace que las órbitas sean normalmente progrado.



Figura 2.18: Órbita Elíptica.

Órbita transferencia de Hohmann: Es una órbita elíptica tangente a dos órbitas circulares en su línea principal. El perigeo y apogeo de la elipse de transferencia son los radios de los círculos interior y exterior, respectivamente. Sólo la mitad de la elipse se vuela durante una maniobra eficiente que requiere de la energía de dos impulsos para la transferencia entre dos órbitas, lo que puede ocurrir en cualquier dirección, desde el interior hacia el círculo de la órbita exterior, o viceversa. Esta mitad de la órbita elíptica toca tanto la órbita circular inicial que se desea dejar y la órbita circular final que se quiere alcanzar, ya que ambas son órbitas circulares coplanarias que comparten un foco en común.

La energía mecánica en la órbita depende solo en el semieje mayor, en donde para la elipse la energía específica por unidad de masa ($\frac{m^2}{s^2}$) es negativa. El aumento de la energía mecánica requiere la reducción de su magnitud, con el fin de hacer que la excentricidad sea menos negativa. Las energías aumentan a medida que nos movemos desde el interior hacia el círculo exterior. Por lo tanto, el semieje mayor más grande que tiene la órbita, es el que tiene la mayor energía mecánica.

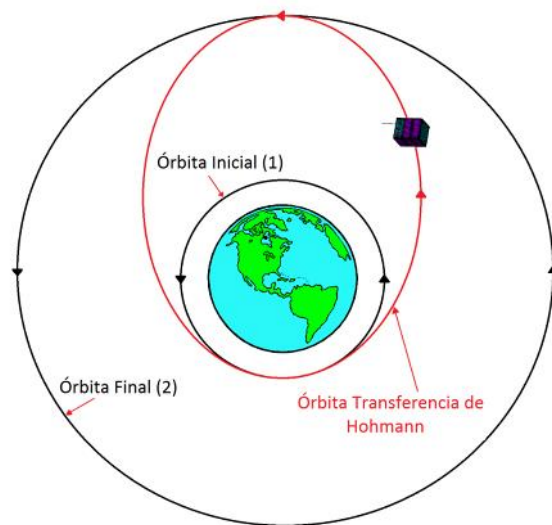


Figura 2.19: Órbita transferencia de Hohmann.

Órbita Tundra: Es una órbita elíptica con una excentricidad de 0.25 ($\epsilon = 0.25$), con altura orbital desde 18000 km en su perigeo y 54000 km en su apogeo, y con una inclinación de 63.4 grados ($i = 63.4^\circ$). El periodo orbital es de 24 horas.

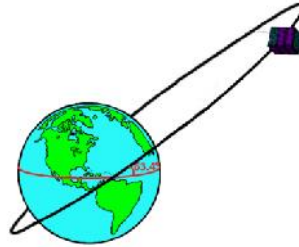


Figura 2.20: Órbita Tundra.

Órbita altamente elíptica (High Elliptic Orbit HEO): También conocida como órbita altamente excéntrica, es una órbita muy elíptica con una altura orbital desde 100 [km] en su perigeo y por encima de 35786 [km] en su apogeo.

Órbita Molniya: Es una órbita altamente elíptica con una excentricidad de 0.75 ($\epsilon = 0.75$), con altura orbital desde 400 [km] en su perigeo hasta 40000 [km] en su apogeo, y con una inclinación de 63.4 grados ($i = 63.4^\circ$). El periodo orbital es de 12 horas.

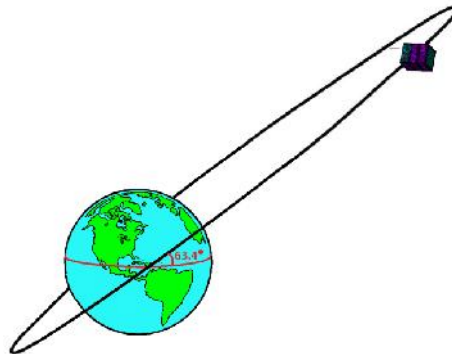


Figura 2.21: Órbita Molniya.

Órbita parabólica: Es una órbita con una excentricidad igual a uno ($\epsilon = 1$). En esta órbita, la velocidad es igual a la velocidad de escape (es la velocidad mínima con la que debe lanzarse un cuerpo para que escape de la atracción gravitacional de la Tierra, de forma que, al escapar de sus efectos, la velocidad del cuerpo sea cero).

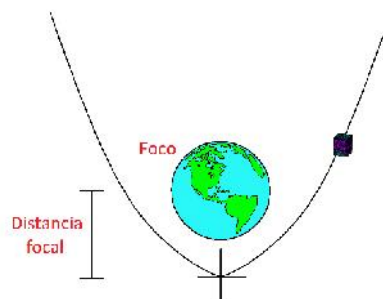


Figura 2.22: Órbita parabólica.

Órbita de captura: También conocida como órbita de escape reversa, es una órbita parabólica donde se requiere de alta energía mecánica para que el satélite se acerque a la Tierra. Esta órbita permite la captura del satélite, en lugar de que choque contra la superficie de la Tierra o de que haga una reentrada atmosférica.

Órbita de escape: Es una órbita parabólica donde se requiere de alta energía mecánica para que el satélite se aleje de la Tierra. Un satélite en esta órbita tiene en cada posición la velocidad de escape para esa posición con respecto a la Tierra. Si se llegara a incrementar la velocidad, la órbita se transformaría en una órbita hiperbólica.

Órbita hiperbólica: Es una órbita con una excentricidad mayor a uno ($\epsilon > 1$). En estas órbitas, el satélite escapa de la atracción gravitacional y continua su vuelo indefinidamente.

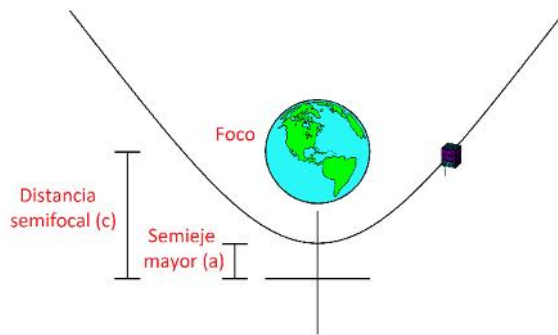


Figura 2.23: Órbita hiperbólica.

Tabla 2.4: Clasificación de las órbitas por su excentricidad.		
Tipo	(ϵ)	Semieje mayor (a)
Circular	0	= radio
Semisíncrona (SSO)	0	
Geosíncrona (GEO)	0	
Geoestacionaria (GSO)	0	
Elíptica	Entre 0 y 1	> 0
Tundra	0.25	
Transferencia de Hohmann		
Altamente Elíptica (HEO)		
Molniya	0.75	
Parabólica	1	∞
De Captura	1	
De Escape	1	
Hiperbólica	> 1	< 0

Información del capítulo procesada de [R24], [R25], [2], [13], [27], [18] y [55].

Capítulo

3

LA PROPULSIÓN ESPACIAL

En este capítulo se hará una descripción general sobre los principios básicos y medios de propulsión por los cuales los satélites se desplazan.

3.1 LA PROPULSIÓN

3.1.1 Definición de Propulsión

La propulsión es el movimiento generado sobre un cuerpo al ejercer una fuerza sobre él, lo que le produce un empuje o un impulso. La propulsión puede ser creada en cualquier acto de empuje hacia el frente de una fuente de energía motriz en relación a un cuerpo.

3.1.2 Propulsión de lanzamiento

Es cualquier tecnología o método aplicados a sistemas que se utilizan para mover objetos artificiales fuera de la atmósfera terrestre.

3.1.3 Propulsión espacial

Es cualquier tecnología o método aplicados a sistemas que se utilizan para mover objetos artificiales una vez que abandonan la atmósfera terrestre. Se busca que, dependiendo de la misión, los objetos realicen maniobras de mantenimiento, apuntamiento, estabilización, cambios de velocidad, elevación, inserción en una órbita, correcciones en su órbita, transferencia de una órbita a otra, desorbitarlo para que no se genere basura espacial, y que se puedan impulsar para llegar a un cuerpo celeste o a algún lugar en el espacio que quiera.

Los sistemas de propulsión de lanzamiento (como el de los cohetes) se denominan sistemas de propulsión principal, y los sistemas de propulsión espacial (como el de naves espaciales o satélites) se denominan sistemas de propulsión secundarios. Estos sistemas se basan en los dispositivos de propulsión a chorro que producen una fuerza (empuje) por la expulsión de materia almacenada, llamada propelente.

NOTAS: En la literatura técnica de las áreas de propulsión, los términos propulsor, motor, thruster o thruster, se utilizan comúnmente para denotar cualquier dispositivo que acelera y expulsa un chorro de propelente, impartiendo de este modo de empuje o thrust a la nave espacial en la que está montado.

El propelente, también llamado propergol o propulsante, se refiere al combustible de la nave espacial y son sustancias muy diversas pudiendo estar en estado sólido, líquido o mixto.

3.1.4 Clasificación de la propulsión espacial

Aunque existen diversos tipos de propulsión, en los sistemas espaciales existen básicamente dos formas de propulsión: La propulsión química, que utiliza las reacciones químicas para producir un flujo de gas caliente en movimiento rápido, proporcionando con ello un fuerte impulso. Y la propulsión eléctrica, que utiliza la potencia eléctrica que puede ser generada a partir de la luz solar con paneles solares fotovoltaicos para propulsar la nave espacial por medios más eficientes.

En este trabajo, nos enfocaremos en los sistemas de propulsión eléctrica y se comentará brevemente sobre los sistemas de propulsión química.

Para tener una idea más clara, en la siguiente Figura 3.1 se muestra un panorama más general:

Clasificación de los sistemas de propulsión

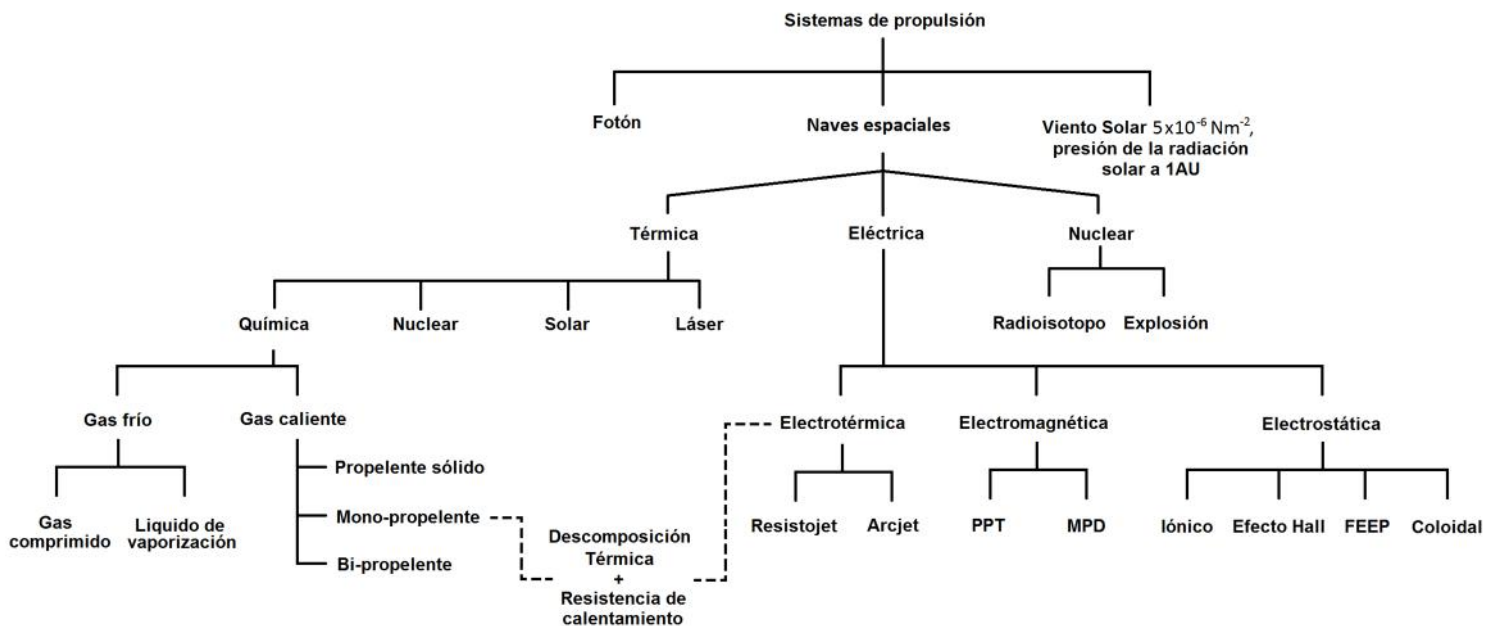


Figura 3.1: Clasificación de los sistemas de propulsión. [25].

3.2 ECUACIONES FUNDAMENTALES DE PROPULSIÓN:

3.2.1 Ecuación Ideal del Cohete y Ecuación de Tsiolkovsky

La "ecuación ideal del cohete" describe la relación entre la velocidad de la nave espacial y la masa del sistema que se deriva de la siguiente manera. Sea un sistema de masa variable en estado inicial que está en reposo, el cual pasa a un estado final después de haber sido encendido y en donde su combustible se ha usado plenamente habiendo perdido masa, representado en la siguiente Figura 3.2:

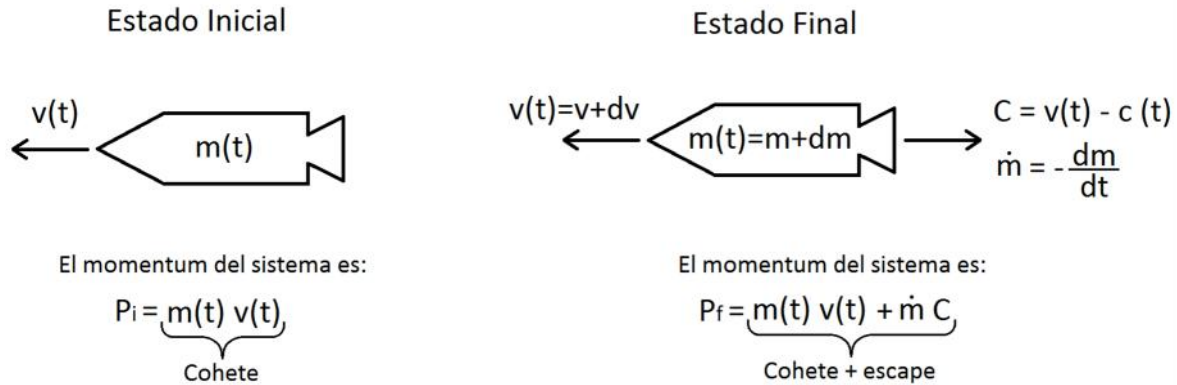


Figura 3.2: Representación de un cohete de masa variable en un estado inicial y un estado final moviéndose a una velocidad v , antes y después de encenderse, respectivamente.

Donde:

P_i = Cantidad de movimiento inicial

P_f = Cantidad de movimiento final

$v(t)$ = velocidad del cohete

$m(t)$ = masa del cohete

\dot{m} = gasto másico

C = velocidad relativa del cohete ó velocidad del material expulsado

c = velocidad efectiva de escape

m_f = masa final del cohete cuando el combustible se ha consumido plenamente

m_0 = masa inicial del cohete antes de encender el propulsor

m_p = masa del propelente total efectiva expulsada a través de la tobera

Δv = el cambio que se requiere en la velocidad

Si la cantidad de movimiento inicial es igual a la cantidad de movimiento final, tenemos:

$$P_i = P_f$$

$$mv = mv + \dot{m}C$$

$$mv = (m + dm)(v + dv) - dm(v + dv - c)$$

$$mv = mv + mdv + vdm + d^2mv - vdm - d^2mv + cdm$$

$$0 = mdv + cdm$$

$$0 = m \frac{dv}{dt} + c \frac{dm}{dt}$$

$$-c \frac{dm}{dt} = m \frac{dv}{dt}$$

$$\int_{m_0}^{m_f} \frac{dm}{m} = - \int_{v_0}^{v_f} \frac{dv}{c}$$

$$\ln \frac{m_f}{m_0} = - \frac{v_f - v_0}{c}$$

$$\ln \frac{m_f}{m_0} = - \frac{\Delta v}{c}$$

$$\frac{m_f}{m_0} = e^{-\frac{\Delta v}{c}}$$

$$m_f = m_0 e^{-\frac{\Delta v}{c}} \quad \leftarrow \text{Ecuación ideal del cohete}$$

Si sabemos que la masa final del cohete (m_f) es igual a la masa inicial del cohete (m_i) menos la masa del propelente (m_p), ya que se consumió todo el propelente al ser encendido y por lo tanto su masa cambió; o visto desde otro punto, la masa inicial del cohete es igual a la masa final más la masa del propelente ($m_0 = m_f + m_p$), podemos decir que:

$$m_p = m_0 - m_f$$

$$m_0 - m_p = m_0 e^{-\frac{\Delta v}{c}}$$

$$\frac{m_0 - m_p}{m_0} = e^{-\frac{\Delta v}{c}}$$

$$1 - \frac{m_p}{m_0} = e^{-\frac{\Delta v}{c}}$$

$$\frac{m_p}{m_0} = 1 - \left(e^{-\frac{\Delta v}{c}} \right)$$

$$\frac{m_p}{m_0} = \left(1 - e^{-\frac{\Delta v}{c}} \right) \quad \leftarrow \text{Ecuación de Tsiolkovsky}$$

Donde la podemos representar de diversas maneras:

$$\frac{m_p}{m_0} = \left(1 - e^{-\frac{\Delta v}{c}} \right) \Leftrightarrow m_p = m_0 \left(1 - e^{-\frac{\Delta v}{c}} \right) \Leftrightarrow m_p = m_f \left(e^{\frac{\Delta v}{c}} - 1 \right)$$

NOTA: La cantidad de movimiento, momento lineal, ímpetu o momentum es una magnitud física fundamental de tipo vectorial que describe el movimiento de un cuerpo en cualquier teoría mecánica. En mecánica clásica, la cantidad de movimiento se define como el producto de la masa del cuerpo y su velocidad en un instante determinado.

NOTA:

Partiendo de la cantidad de movimiento y de la Segunda Ley de Newton tenemos:

$$P = mv \Rightarrow \frac{dP}{dt} = m \frac{dv}{dt}$$

$$F = ma \Rightarrow F = m \frac{dv}{dt}$$

$$\therefore F = \frac{dP}{dt}$$

Generalizando para una masa variable o cambiante, por la regla del producto de dos derivadas:

$$F = \frac{dP}{dt} = \frac{d(mv)}{dt}$$

$$\frac{d(mv)}{dt} = m \frac{dv}{dt} + v \frac{dm}{dt} = \dot{m}v$$

Donde $v = c$ ← Velocidad de escape

$$\therefore F = \dot{m}c = T \quad \leftarrow \text{Empuje}$$

3.2.2 Masa inicial (m_0)

Es la masa inicial de la nave espacial o la masa total del satélite que consta del conjunto de todas las masas que lo conforman, y dependiendo del criterio que se vaya a emplear se consideran las masas que se necesiten. Las masas son: la masa de la carga útil (m_{pl}), la masa de la estructura y subsistemas (m_s), la masa del propelente (m_p), la masa del sistema de propulsión (m_{ps}), y la masa del sistema de suministro de potencia (m_{pp}).

$$m_0 = (m_{pl} + m_s + m_p + m_{ps} + m_{pp})$$

3.2.3 Relación de masas (MR)

Es un término que se aplica al cociente de la masa final entre la masa inicial, es decir, $MR = \frac{m_f}{m_0}$. Esto se aplica a vehículos de una etapa o de múltiples etapas; Para este último, la relación de masa total es el producto de las relaciones de masa etapa individual de un vehículo. Esta relación de masas es un parámetro importante en análisis de rendimiento de vuelos. Cuando MR se aplica a una sola etapa, sus etapas superiores se convierten en la "carga útil".

3.2.4 Fracción de masa del propelente (ζ)

Es un término que se aplica al cociente de la masa del propelente entre la masa inicial, es decir, $\zeta = \frac{m_p}{m_0}$. Aquí la masa inicial o carga consiste en la masa inactiva de propulsión (el hardware o componentes necesarios para encender y almacenar el propelente) y la masa efectiva de propelente. Aquí se excluyen a las masas de componentes no propulsivos, como el de la carga útil o de dispositivos de orientación. Se puede aplicar a vehículos de una etapa o a un sistema de propulsión. Cuando se aplica a un sistema de propulsión de cohetes, el valor de la fracción de masa del propelente (ζ) indica la calidad del diseño; por ejemplo, un valor de 0.91 significa que sólo el 9% de la masa de la nave espacial es hardware inactivo, por lo que siempre se desea un valor alto de ζ .

$$\zeta = \frac{m_p}{m_0} = \frac{m_0 - m_f}{m_0} = \frac{m_p}{m_p + m_f}$$

3.2.5 Empuje o Thrust (T)

El empuje es la fuerza suministrada por el motor a la nave espacial. Es la tasa de variación de la fuerza desde que la masa de la nave espacial varía con el tiempo debido al consumo del propelente. Indica qué tanto vas a poder mover la nave espacial aplicando una fuerza.

$$T = mc \text{ [N]}$$

El empuje es una fuerza de reacción descrita cuantitativamente por la tercera ley de Newton. Cuando un sistema expelle o acelera masa en una dirección (acción), la masa acelerada causará una fuerza igual en dirección contraria (reacción).

3.2.6 Velocidad de escape (c)

Es la velocidad media equivalente a la cual el propelente es expulsado del vehículo a través de la sección de salida.

$$c = I_{sp}g \left[\frac{m}{s} \right]$$

Nota: aquí el valor de la gravedad se utilizará siempre el de la Tierra ($g=9.81 \text{ [m/s]}$) aunque se estén realizando cálculos en otro cuerpo celeste.

3.2.7 El impulso específico (I_{sp})

Es el período en segundos durante el cual 1 kg de masa de propelente producirá un empuje de 1 [kg] de fuerza. Indica cuánto tiempo vas a poder ejercer la fuerza para mover la nave espacial.

$$I_{sp} = \frac{T}{\dot{m}g} = \frac{c}{g} \text{ [s]}$$

3.2.8 El gasto másico o flujo másico (\dot{m})

Es la magnitud que expresa la variación de la masa del propelente en el tiempo. Matemáticamente es el diferencial de la masa del propelente con respecto al tiempo.

$$m = -\frac{dm}{dt}$$

Donde el signo negativo (-) indica que está saliendo del sistema. También es:

$$m = \frac{T}{I_{sp}g} = \frac{T}{c} = \frac{2P_{jet}}{c^2} \quad \left[\frac{mg}{s} \right]$$

Donde g= constante de gravitación

3.2.9 Energía cinética instantánea del cohete (E_{jet})

La energía cinética de la materia eyectada del cohete es:

$$E_{jet} = \frac{1}{2} m_p c^2 \quad [Ws]$$

3.2.10 Potencia del chorro (P_{jet})

La potencia del chorro (ya sea de los gases o del vehículo) puede venir de una reacción química o de una fuente eléctrica:

$$P_{jet} = \frac{dE_{jet}}{dt} = \frac{1}{2} mc^2 = \frac{Fc}{2} \quad [W]$$

3.2.11 Potencia de un propulsor eléctrico (P)

La potencia total de entrada para un propulsor eléctrico es:

$$P = \frac{P_{jet}}{\sim} = \frac{mc^2}{2} = \frac{Fc}{2} \quad [W]$$

3.2.12 Eficiencia de conversión de potencia (η)

También llamada eficiencia de conversión eléctrica, es:

$$= \frac{P_{jet}}{P} = \frac{mc^2}{2P} = \frac{Fc}{2P} = \frac{F I_{sp} g}{2P} = \frac{F^2}{2mP}$$

3.3 PROPULSIÓN QUÍMICA

Es la conversión de energía química en energía cinética de los gases de escape que se generan en una tobera.

Existen principalmente dos clasificaciones de sistemas de propulsión química que actualmente se encuentran disponibles y que dependen del tipo de aplicación. La clasificación de la propulsión química de estos sistemas se divide en:

3.3.1 Sistemas de gas frío: Cuando están compuestos por un gas propelente inerte y comprimido que se almacena a altas presiones en un tanque, o por un propelente líquido vaporizado (vapor de hidrocarburos a alta presión), que es presurizado mediante su propia presión de vapor de equilibrio. La expulsión de estos gases a través de una tobera crea una fuerza de empuje.

3.3.2 Sistemas de gas caliente: Cuando están compuestos por propelentes líquidos (monopropelentes o biopropelentes), sólidos e híbridos (que no se ocupan en el espacio). La energía de una reacción exotérmica de combustión del propelente químico en un propulsor da como resultado gases con una alta temperatura, que son expulsados a través de una tobera. En contraste con el gas frío, los propelentes líquidos necesitan ser presurizados en su tanque de almacenamiento para alimentar a los propulsores con el propelente. Por esa razón, los sistemas de alimentación de propelente por bombeo no se aplican para naves espaciales con misiones largas de vuelo.

3.4 PROPULSIÓN ELÉCTRICA

Es la aceleración de un propelente mediante calentamiento eléctrico, y / o mediante fuerzas de campos eléctricos, y / o mediante fuerzas de campos magnéticos.

Existen principalmente tres clasificaciones de sistemas de propulsión eléctrica que dependen del tipo de aplicación (donde la energía eléctrica se puede convertir en energía cinética de empuje útil), y en los cuales se distinguen principalmente por el tipo de fuerza que se utiliza para acelerar las partículas cargadas del propelente. La clasificación de la propulsión eléctrica de estos sistemas se divide en:

3.4.1 Propulsión electrotérmica: Cuando el propelente (en forma de gas) se calienta mediante energía eléctrica, y luego es expulsado y acelerado a velocidades supersónicas, expandiéndolo termodinámicamente por una tobera. Si el propelente es calentado pasándolo sobre una superficie sólida calentada eléctricamente, es un propulsor resistojet. Si el propelente es calentado pasándolo a través de una descarga de arco, es un propulsor arcjet. El diseño es similar al de los cohetes térmicos o radioisótopos nucleares. Este tipo de propulsores ofrecen aumentos moderados de impulso específico en comparación con los sistemas de propulsión química, y actualmente son productos que ya no son comerciales.

3.4.2 Propulsión electrostática: Cuando el propelente (por lo general con un alto peso molecular) es ionizado por el bombardeo de electrones en un campo electro-magnético de alta frecuencia (radio-frecuencia) o mediante la extracción de iones de la superficie de un metal líquido bajo el efecto de un campo electrostático fuerte; y se acelera a altas velocidades (de 30 a 60 [km/s]) mediante la aplicación directa de un alto potencial producido por fuerzas de campos eléctricos a las

partículas ionizadas (tales como iones atómicos, gotitas, o coloides). Los electrones son inyectados en un haz de iones desde un emisor de electrones con el fin de mantenerlo eléctricamente neutro, evitando así una acumulación de carga eléctrica de la nave espacial. Otro tipo de propulsores (los de efecto Hall) utiliza un campo magnético aplicado para controlar los electrones en una descarga de plasma cuasi-neutral. Por otro lado, se pueden lograr impulsos específicos muy altos a costa de niveles de empuje bajos (de $[\mu\text{N}]$ a $[\text{N}]$). Además, con un control superior del empuje generado permite nuevos tipos de misiones espaciales que requieren un control de actitud de satélites muy preciso.

3.4.3 Propulsión electromagnética: Cuando el propelente es ionizado por diferentes medios y es acelerado por las interacciones de los campos electromagnéticos (fuerzas magnéticas y/o eléctricas) dentro de un plasma. Luego el plasma es expulsado a una velocidad muy alta debido a la interacción de una corriente de descarga con un campo magnético (fuerza de Lorentz). Los plasmas moderadamente densos son gases con una alta temperatura que son calentados por una descarga de arco, no se encuentran en equilibrio, son eléctricamente neutros, y son razonablemente buenos conductores de electricidad. Este tipo de propulsor combina impulsos específicos muy altos y la posibilidad de procesar niveles de potencia muy altos. Estos motores de propulsión eléctrica pueden producir niveles de empuje mucho más altos (de $[\text{N}]$ a $[\text{kN}]$) que los propulsores electrostáticos.

3.5 PROPULSORES ELÉCTRICOS

En esta parte se hará una breve descripción de los principales propulsores eléctricos, ya que hay muchos otros tipos de propulsores de propulsión eléctrica en el desarrollo o meramente concebidos que son demasiado numerosos para ser descritos en este trabajo.

3.5.1 Resistojet

Es un propulsor electrotérmico, en su mayoría monopropelente, que funciona con combustibles líquidos (generalmente Hidracina N_2H_4), los cuales se someten a una reacción muy exotérmica cuando se exponen a una cama catalítica. Los productos de combustión de esta reacción se calientan adicionalmente por medio de una cámara calentada por resistencia o sobre un elemento de calefacción por resistencia, representado esquemáticamente por la resistencia conectada a la batería en la Figura 3.3. Esto permite que el gas sobrecalentado pueda expandirse a través de una tobera convergente-divergente para maximizar la velocidad del gas de escape, lo que limita el I_{sp} a niveles bajos (<500 [s]). Sin el calentador eléctrico, el impulso específico de este tipo de motor químico monopropelente se limita a aproximadamente 230 [s]. El calor eléctrico añadido está limitado por las propiedades térmicas del material, de tal manera que mantiene su integridad estructural. Los propulsores resistojet de hidracina pueden llegar a tener un impulso específico de 310 [s]. Pueden tener incrementos adicionales si el gas propulsor tiene un peso molecular más pequeño. Por ejemplo, el Hidrógeno diatómico H_2 calentado, se puede utilizar para obtener impulsos específicos muy altos, alrededor de 700 [s].

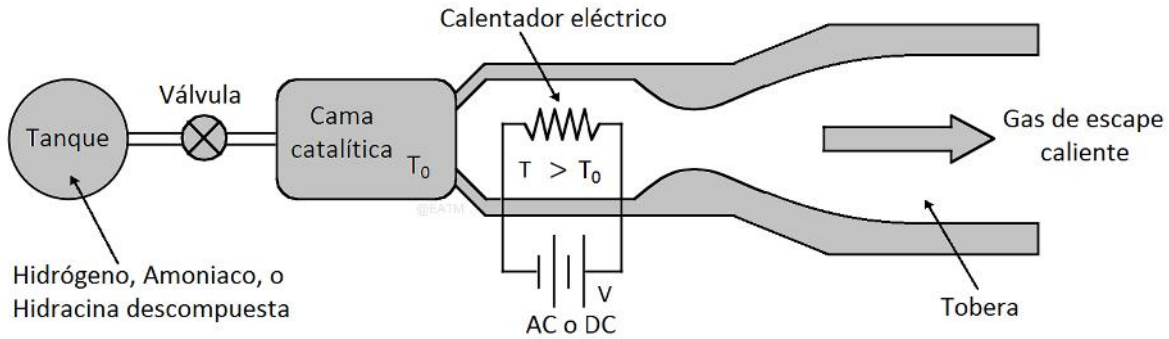


Figura 3.3: Esquema de un propulsor resistojet monopropelente.

3.5.2 Arcjet

Es un propulsor electrotérmico que aumenta el contenido de energía de un propelente gasificado. La forma en la que funcionan, es cuando se calienta un gas a temperaturas muy altas pasándolo por una corriente a través de un cátodo-ánodo de tal manera que se genera un arco eléctrico, lo que limita el I_{sp} a niveles bajos (<700 [s]), como se ve en la Figura 3.4. Aunque haya una descarga eléctrica en el camino del propelente, los efectos de plasma son insignificantes en la velocidad de escape debido a que el propelente es débilmente ionizado. La eficiencia de conversión de potencia es ligeramente menor que de los propulsores electrojet, pero el impulso específico es mayor. Los propulsores arcjet de hidracina pueden llegar a tener un impulso específico de 600 [s]. Por ejemplo, Hidrógeno, se puede utilizar para obtener impulsos específicos muy altos, alrededor de 1000 [s].

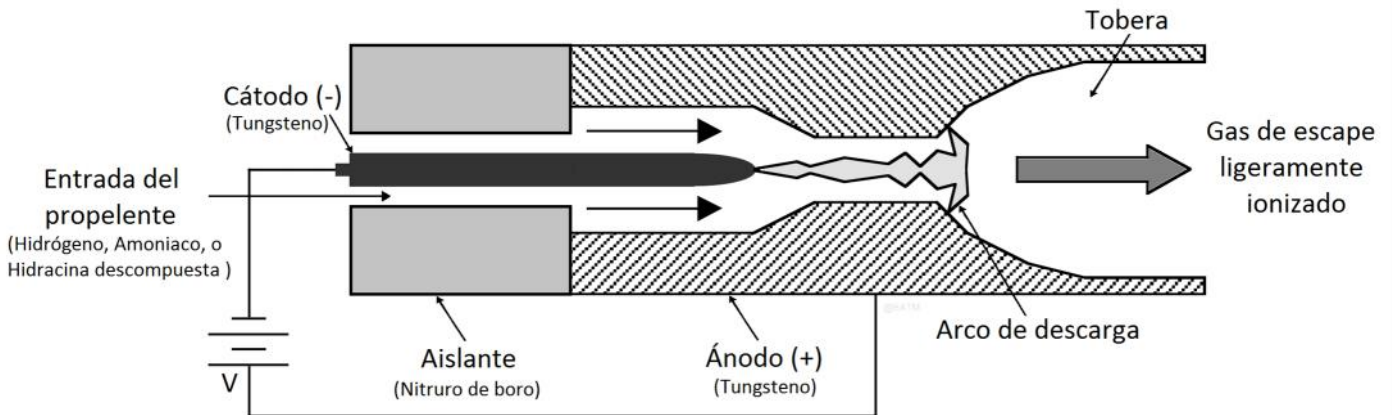


Figura 3.4: Esquema de un propulsor Arcjet.

3.5.3 Propulsor iónico

Es un propulsor electrostático que utiliza campos electrostáticos para acelerar iones cargados positivamente a velocidades muy altas. Los iones se crean dentro de la cavidad del motor por una descarga de cátodo mientras se inyecta un gas neutro (xenón Xe, argón Ar), creando un plasma. La siguiente Figura 3.5 muestra un esquema de este tipo de propulsor:

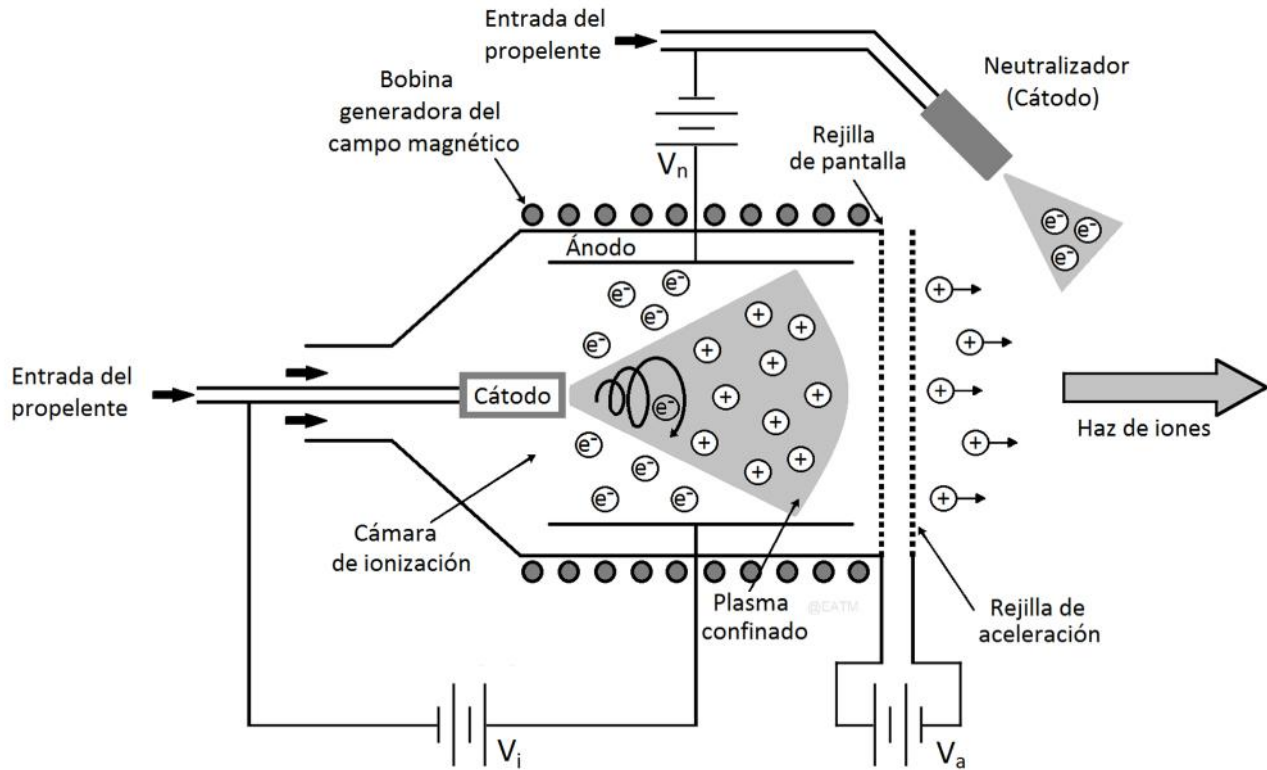


Figura 3.5: Esquema de un propulsor iónico.

Como se puede observar en la figura anterior hay tres fuentes de alimentación. La primera es un voltaje (V_i) que proporciona la corriente necesaria para flujo de electrones en el interior del motor. Estos electrones chocan con partículas neutras, mientras que son recogidos cuando se hace la difusión hacia el ánodo. La mayoría de estas colisiones de electrones en la capa exterior del gas propulsor, lo ionizan. En algunos diseños, se agregan campos magnéticos externos que capturan electrones para alargar su tiempo de vida en la cámara aumentando así la eficacia de ionización. La corriente electrónica recolectada por el ánodo se bombea hacia un cátodo externo debido a la diferencia de potencial de otra fuente de alimentación (V_n).

Estos electrones son emitidos por el cátodo externo para proporcionar neutralización del haz de iones, que es generada por el proceso de ionización dentro de la cámara de propulsión y acelerado a través de una diferencia de potencial (V_a) que se aplica a dos rejillas paralelas.

Los potenciales sobre estas superficies se seleccionan de tal manera que las rejillas repelen electrones, tanto dentro de la cámara de ionización como fuera del motor. Como resultado, se crea una región de carga positiva dentro de las rejillas de aceleración. Esta carga aumenta hasta un punto en el que se modifica el campo y la cantidad de corriente de iones, y por lo tanto de empuje, que puede ser extraída aproximándose a un valor máximo. Por lo cual se dice que este dispositivo es de carga espacial limitada.

La eficiencia de conversión de energía de este propulsor es relativamente alta (aproximadamente del 60% al 80%), así como también los impulsos específicos que se pueden obtener a partir de ellos (de 2000 [s] a más de 10000 [s]). Son muy buenos candidatos para las misiones que requieren

grandes cambios de velocidad. Sus unidades de procesamiento de energía (PPU), son complejas y relativamente pesadas.

3.5.4 Propulsor de plasma pulsado (PPT)

Es un propulsor electromagnético que utiliza un bloque de teflón empujado por un muelle entre dos electrodos, como se muestra en la Figura 3.6. Utiliza un sistema de fuente de alimentación/capacitor para proporcionar pulsos de corriente alta rápidos (en μs) que evaporan y ionizan parte del Teflón. La corriente eléctrica induce un campo magnético que se acopla con el gas ionizado para producir una fuerza de Lorentz $\mathbf{J} \times \mathbf{B}$ que acelera el material ionizado a altas velocidades. La tasa de repetición de los pulsos se utiliza para determinar el nivel de empuje. La eficiencia de estos dispositivos es extremadamente bajo, mientras que el impulso específico se encuentra entre 1000 y 1200 [s]. La naturaleza de los pulsos de estos motores los hace adecuados para las misiones que requieren un control preciso o pequeños ajustes orbitales.

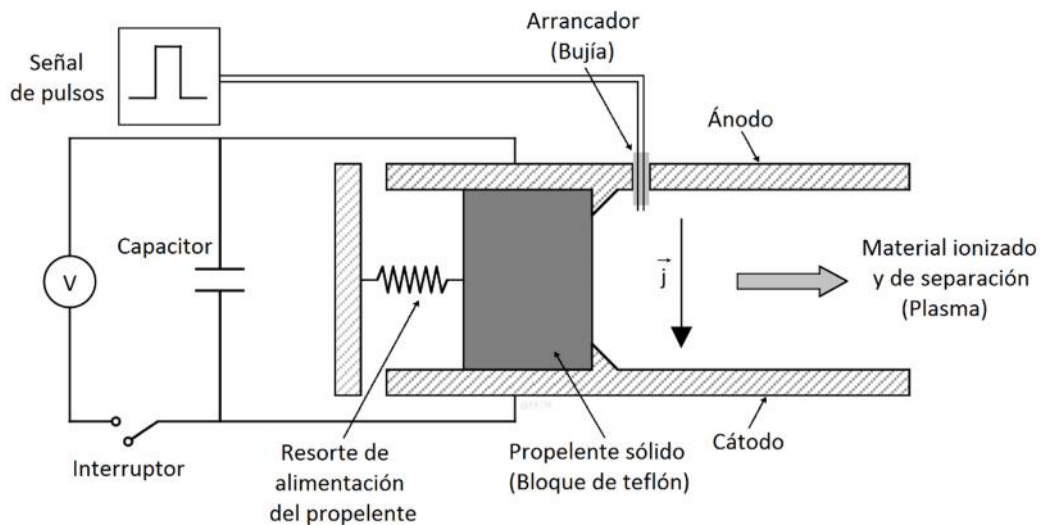


Figura 3.6: Esquema de un propulsor de plasma pulsado (PPT).

3.5.5 Propulsor magnetoplasmadinámico (MPD)

Es un propulsor electromagnético que utiliza un arco de corriente alto para ionizar una fracción significativa del propelente, y con fuerzas electromagnéticas (fuerzas de Lorentz $\mathbf{J} \times \mathbf{B}$) en la descarga de plasma se acelera el propelente cargado. Así como la corriente y el campo magnético se generan normalmente por la descarga de plasma, los propulsores MPD tienden a operar a muy altas potencias a fin de generar suficiente fuerza para una alta operación de impulso específico, y por lo tanto también generan alto empuje en comparación con las otras tecnologías descritas anteriormente.

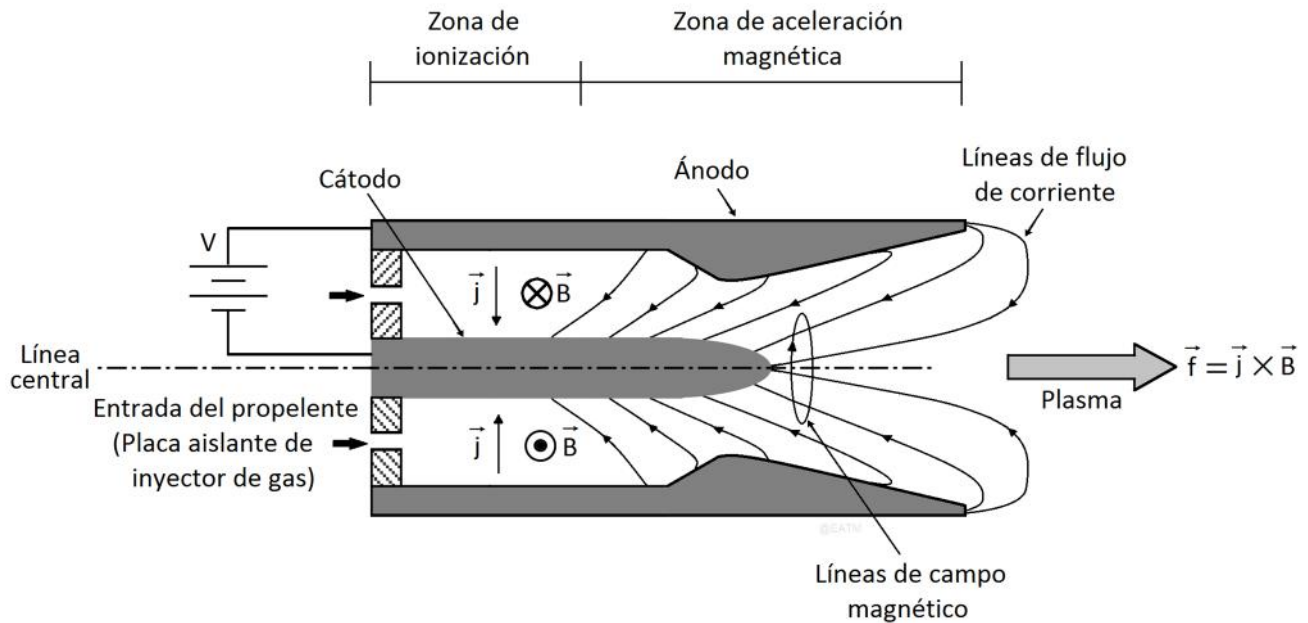


Figura 3.7: Esquema de un propulsor magnetoplasmadínámico (MPD).

3.5.6 Propulsor de emisión de campo eléctrico (FEEP)

Es un propulsor electrostático del tipo electrospray que utiliza una fuente de alimentación para generar un campo electrostático entre una superficie de metal líquido y un electrodo, como se muestra en la Figura 3.8. La forma del menisco en el líquido que pasa por una aguja se deforma en una forma cónica, aumentando así la fuerza local del campo, que alcanza valores suficientemente altos como para extraer los iones directamente desde la superficie del líquido. Se requiere de emisión de electrones mediante un cátodo externo (no mostrado) para neutralizar el haz de iones positivos. La mayoría de los metales necesitan calentamiento continuo para mantenerlos en la fase líquida. El campo que se necesita para evaporar los iones está vinculado a la tensión superficial del metal líquido. A excepción de utilizar cesio (Cs), la tensión superficial es muy alta en la mayoría de los metales, los voltajes tan típicos para la operación FEEP son > 5 [kV]. El impulso específico es por lo tanto extremadamente alto, (de 10000 [s]). El gasto másico, sin embargo, es muy bajo, por lo que el empuje y la corriente son, en general, pequeños. Por consiguiente, estos motores son buenos candidatos para las misiones que requieren control orbital muy preciso.

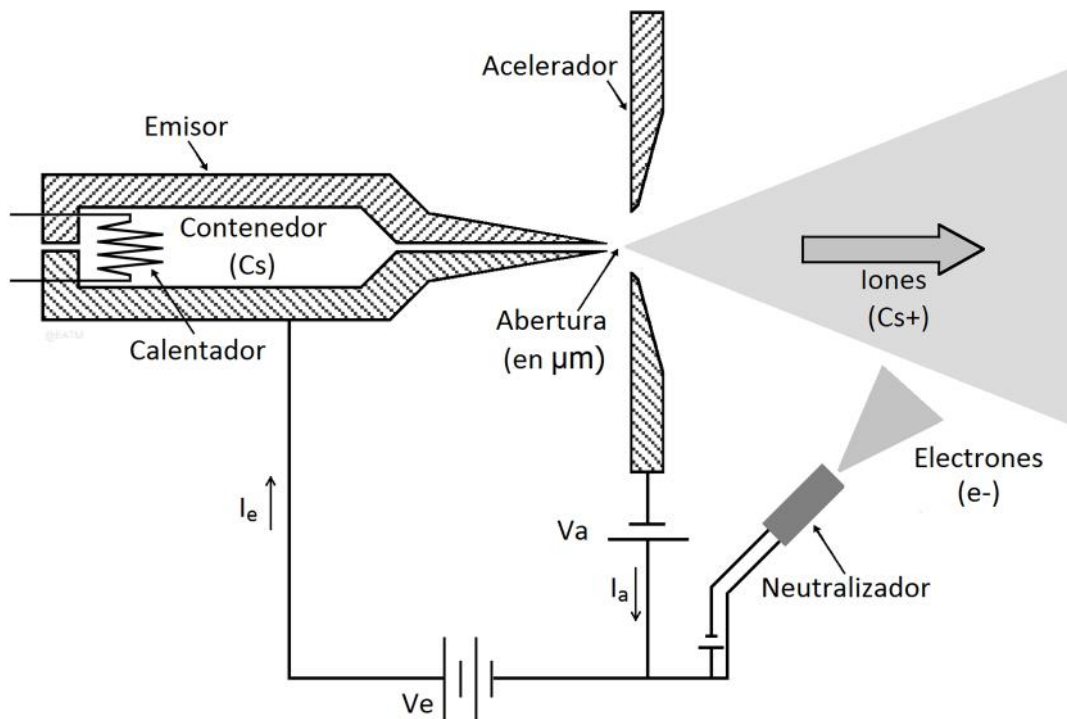


Figura 3.8: Esquema de un propulsor de emisión de campo eléctrico (FEEP).

3.5.7 Propulsor coloidal

También conocido como electrospray, es un propulsor electrostático que extrae iones o gotitas cargadas de líquidos conductores por el proceso de capilaridad y que son suministrados mediante pequeñas agujas. La forma del menisco en el líquido que pasa por la aguja se deforma en una forma cónica. Son muy similares a los propulsores FEEP como se puede observar en la Figura 3.9. Estos dispositivos se basan en el principio de la extracción y la aceleración electrostática de partículas cargadas de la superficie de líquidos altamente conductores.

Los propulsores coloidales además de expulsar iones también expulsan gotas cargadas eléctricamente o una mezcla de ambos, a diferencia de los FEEP que solo expulsan iones.

En este caso las gotitas tienen una baja carga específica, limitando así el impulso específico. Por otro lado, los impulsos específicos y corrientes más altos se pueden obtener mediante la extracción de iones de la superficie del líquido. Esta flexibilidad adicional los hace muy atractivos para las misiones que requieren una alta resolución en la determinación de empuje (sólo gotas, bajo I_{sp} , baja corriente) o de alto rendimiento (altas fracciones de iones de, alto I_{sp} , alta corriente).

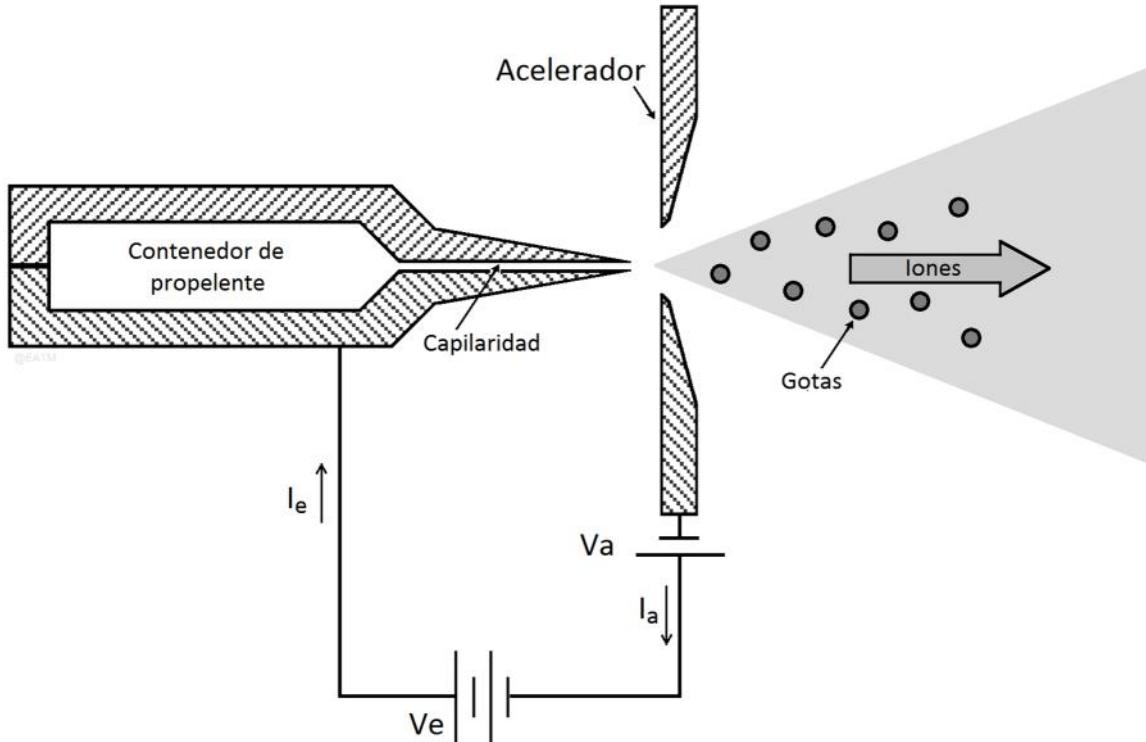


Figura 3.9: Esquema de un propulsor coloidal.

3.6 CONSIDERACIONES EN LA SELECCIÓN DE UN PROPULSOR

Para la selección de un propulsor apropiado para cualquier misión en particular se debe tener en cuenta una serie de limitaciones de ingeniería importantes, incluyendo la energía disponible, masa y volumen. Además, el uso de la propulsión eléctrica, en la actualidad, limita la planificación de la misión al uso de trayectorias de bajo empuje (Low Thrust). Una vez que todas estas limitaciones se hayan identificado y sean entendidas, se puede utilizar un cuadro comparativo de las características típicas de los propulsores eléctricos como el de la Figura 3.10 y gráficas como las de la Figura 3.11, Figura 3.12, Figura 3.13, Figura 3.14 para seleccionar un propulsor adecuado.

Figura 3.10: Cuadro comparativo de las características típicas de los principales propulsores eléctricos. Información procesada de [3], [25], [48] y [49].

Tipo de Propulsión eléctrica	Propulsor	Propelente	Potencia	Impulso específico (Isp) [seg]	Eficiencia del propulsor (η) [%]	Empuje (T)	Duración del empuje	Misión Típica	Ventajas	Desventajas	Comentarios
Electrotérmica	Resistojet	Hidracina (N ₂ H ₄), Amoniaco (NH ₃)	0.5-1.5kW	200-350	65-90	100-500mN	Meses	NSSK, EWSK, Inserción en la órbita, corrección de órbita, deorbitar	Dispositivo sencillo; fácil de controlar; acondicionamiento de potencia sencillo; bajo costo; relativamente alta eficiencia; puede utilizar muchos propelentes; requiere baja potencia; sistema de alimentación sencillo.	El Isp es bajo; pérdida de calor; la disociación de gas; calentamiento indirecto de gas; erosión; interfaces complicadas; bajo empuje; requieren mas potencia que un propulsor químico.	Operacional en satelites Intelsat; almacenar hidrógeno es un problema; permite la eliminación de residuos eficiente (en la ISS).
	Arcjet	Hidracina (N ₂ H ₄), Hidrógeno (H ₂), Amoniaco (NH ₃)	0.3-100kW	400-2000	40	200-2000mN	Meses	NSSK, transferencia de órbita (delta-V medio), elevación en órbita	Calentamiento directo del gas; baja tensión; dispositivo relativamente sencillo; relativamente alto empuje; puede usar el aumento de hidrazina catalítica; propolente inerte; PPU relativamente sencillo; sistema de alimentación sencillo.	Baja eficiencia; erosión a gran potencia; bajo Isp; corriente de alta; cableado pesado; pérdida de calor; acondicionamiento de potencia complejo; interfaces complicadas (especialmente las térmicas).	Las unidades de alto empuje necesitan potencia (Pe) de 100 kW o más; operacional en satélites Telstar; funciona con una descarga entre cátodo y ánodo; están siendo desplazados por otras tecnologías.
Electrostática	Iónico	Xenón (Xe), Argón (Ar), Kriptón (Kr), Bismuto (Bi)	0.05-10kW	1500-8000	50-80	10-200mN	Años	NSSK, transferencia de órbita (delta-V alto)	El Isp es alto; alta eficiencia; propolente inerte (xenón); propicio para misiones que requieren alto delta-v; vida útil adecuada; experiencia en vuelos.	Acondicionamiento de potencia compleja; altas tensiones; sólo propolente único; bajo empuje por unidad de superficie; fuente de alimentación pesada; PPU muy complejo; son grandes; relativamente son motores pesados; requieren alta potencia; bajo empuje.	Operacional en los satélites GEO, pruebas espaciales (DS1 / DAWN, RITA, Hayabusa); usan elementos pesados para no demandar mucha potencia.
		Xenón (Xe), Argón (Ar), Kriptón (Kr), Bismuto (Bi), Iodo (I), Zinc (Zn)	0.05-10kW	1500-3000	30-60	80-200mN	Meses	NSSK, elevación en órbita (delta-V medio)	Rango de Isp deseable donde el Isp es alto; compacto; potencia relativamente sencilla; propolente inerte (Xe); propicio para muchas misiones; eficiencia razonable; vida útil adecuada; experiencia en vuelos (mas con los rusos).	Propulsor único; sita divergencia del haz de iones; erosión, PPU complejo, preocupaciones EMI, contamina, requiere de alta potencia, bajo empuje.	Operacional (SMART-1).
Electromagnética	FEEP	Indio (In), Cesio (Cs)	10-150W	8000-12000	30-70	0.001-1mN	Semanas	Correcciones en órbitas pequeñas (precisión)	Ideales para misiones que requieren un control orbital muy preciso; son pequeños y compactos.	Su vida útil es limitada por la erosión de origen; problemas de contaminación.	Metal líquido; produce iones; es tecnología de micro-propulsión; requiere calor para fundir metales; requieren un neutralizador de electrones.
	Electrospray ó Coloidal	Glicerol + Aditivos	0.001-1W	200-4000	30-90	0.001-1mN	Semanas	Correcciones en órbitas pequeñas (precisión)	Muy buena eficiencia; Bajo TLR; costos de producción muy bajos; ideales para misiones que requieren una alta resolución en la determinación de empuje y alto rendimiento.	Su vida útil es limitada por la corrosión.	Es tecnología de micro-propulsión; se utiliza principalmente para Cubesats.
	Plasma Pulsado (PPT)	Teflón (PTFE)	0.05-1kW	600-2000	0.05-5	1-100mN	Años	Correcciones en órbitas pequeñas (precisión)	Es un dispositivo sencillo; de baja potencia; propolente sólido; no hay gas o un sistema de alimentación líquida; ningún efecto de gravedad cero en el propolente; adecuado para maniobras de precisión.	Bajo el empuje; productos de reacción de Teflón son tóxicos; pueden ser corrosivos o condensables; ineficiente, PPU grande.	Operacional; plasma acelerado electromagnéticamente; su bujía produce descarga sobre el material; el propolente es sólido; tasas de pulsos controlables.
	Magnetoplasma dinámico (MPD)	Amoniaco (NH ₃), Hidrógeno (H ₂), Litio (Li)	1-4000kW	2000-6000	2-6	1-200N	Semanas	Delta-V alto, alta potencia	Puede ser relativamente simple; el Isp es alto; alto empuje por unidad de área; su respuesta puede ser constante o pulsada.	Difícil para simular analíticamente; alta potencia específica; fuente de alimentación pesada; ineficientes; presentan retos de disipación de calor; difíciles de probar en la Tierra.	Varios de ellos han volado; propicios para misiones con gran potencia; su eficiencia es baja si se encuentra o utiliza la mitad de su potencia; con Mw funciona eficientemente; se ocupa para satelites pequeños.

La primera consideración importante para la selección de un sistema de propulsión adecuado será el equilibrio entre la capacidad de incremento de la velocidad (ΔV) y la masa del sistema, como se muestra en la siguiente Figura 3.11. Otro requisito importante del para el diseño es que la masa del sistema de propulsión no sea superior a un determinado porcentaje de la masa total de la nave espacial (fracción de masa del sistema de propulsión). Para evaluar el sistema de propulsión que nos conviene, se debe estimar el incremento de velocidad (ΔV) en las cifras de rendimiento de propulsión típicas, y se deben considerar los requisitos de impulso de la misión.

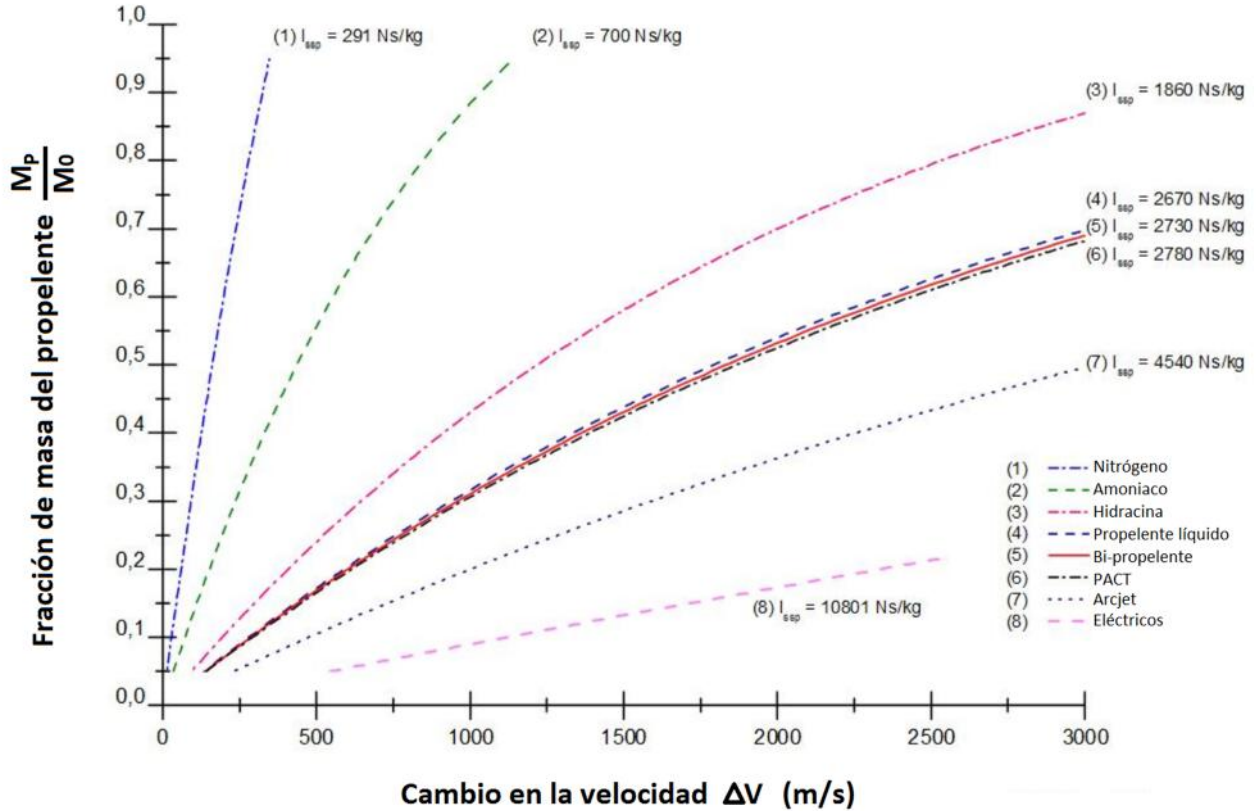
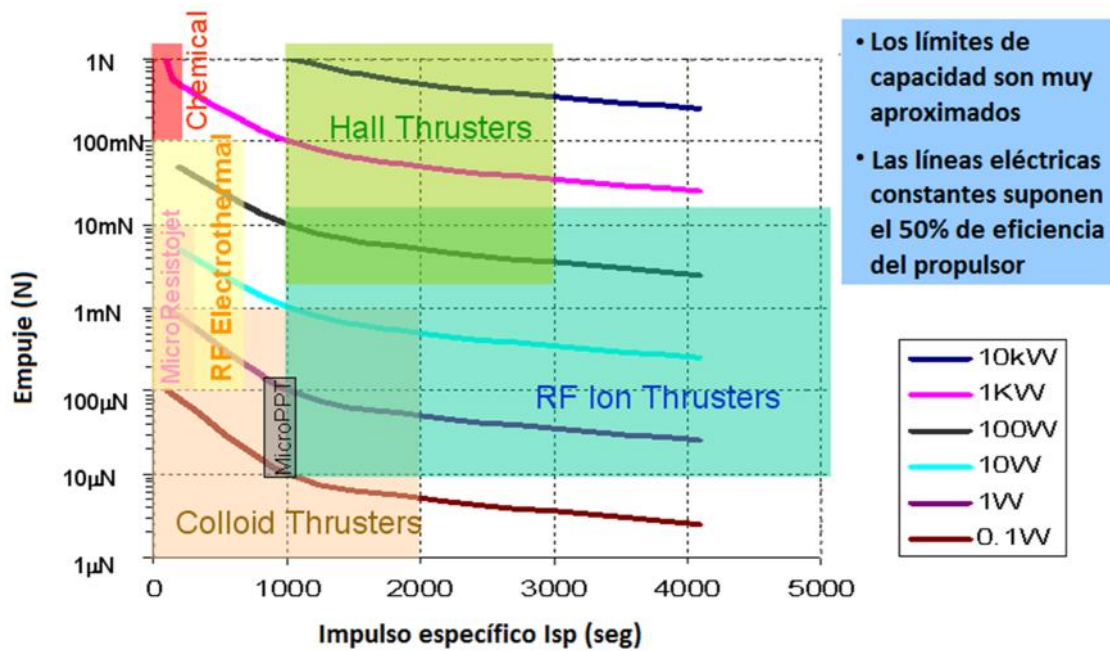


Figura 3.11: Fracción de masa del propelente en función del cambio en la velocidad, [49].



- Los límites de capacidad son muy aproximados
- Las líneas eléctricas constantes suponen el 50% de eficiencia del propulsor

Figura 3.12: Información general de las regiones aproximadas de aplicación de diferentes sistemas de propulsión (especialmente eléctricos) en términos de impulso específico y empuje, donde las líneas eléctricas (de potencia) constante (suponiendo una eficiencia de conversión de potencia del 50%) ilustran los requisitos de energía eléctrica para obtener empuje, proporcionada por Busek Co. y tomada de [55].

Es importante tener en cuenta que existe una variación considerable en los parámetros de funcionamiento de casi todos los propulsores de propulsión eléctrica. El rendimiento de un propulsor es usualmente consultado para una condición nominal óptima. Por lo general, esta condición puede ser la eficiencia de conversión de potencia máxima (también llamada eficiencia de conversión eléctrica), la vida útil máxima, el funcionamiento de operación más estable, o alguna combinación.

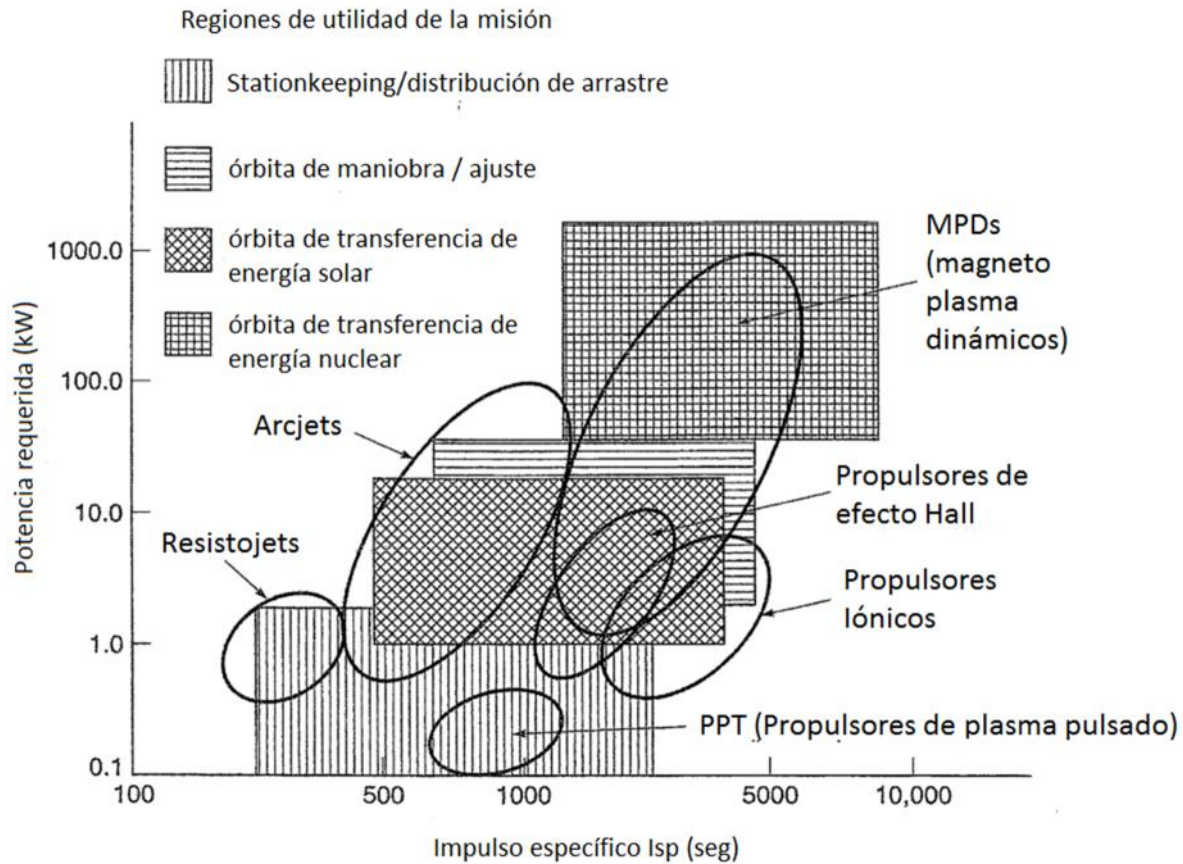


Figura 3.13: Información general de las regiones aproximadas de aplicación de diferentes sistemas de propulsión eléctrica en términos de potencia e impulso específico, [25].

Sin embargo, muchos propulsores eléctricos en estado estacionario pueden ser operados entre el 25% y el 200% de su potencia nominal. Por otro lado, en los propulsores electrostáticos, el impulso específico también se puede subir o bajar arbitrariamente variando el potencial de aceleración aplicado. Hay que subrayar que es probable que la operación fuera de los parámetros de funcionamiento nominales sea perjudicial para la eficiencia de conversión de potencia del propulsor en un corto plazo, y para su vida útil en un largo plazo. La pérdida de la eficiencia en general se puede apreciar a partir de datos de prueba disponibles, pero el efecto en su vida útil fuera de operación nominal es difícil de predecir, sin haber hecho verificaciones de prueba en la Tierra.

También hay que tener en cuenta que los niveles de empuje son pequeños en relación a los de los cohetes químicos y nucleares, pero los valores de impulso específico pueden ser sustancialmente superiores; esto puede traducirse en una mayor vida útil para el satélite que generalmente se encuentra limitada por la cantidad de propelente. En la siguiente Figura 3.14, se pueden observar los valores de rendimiento aproximados para diferentes tipos de sistemas de propulsión indicados en las regiones, tomando en cuenta que la masa del vehículo incluye al sistema de propulsión, y la carga útil se asume que es cero. Estos valores están en función de las velocidades efectivas de escape y de las aceleraciones de las naves espaciales que son propulsadas.

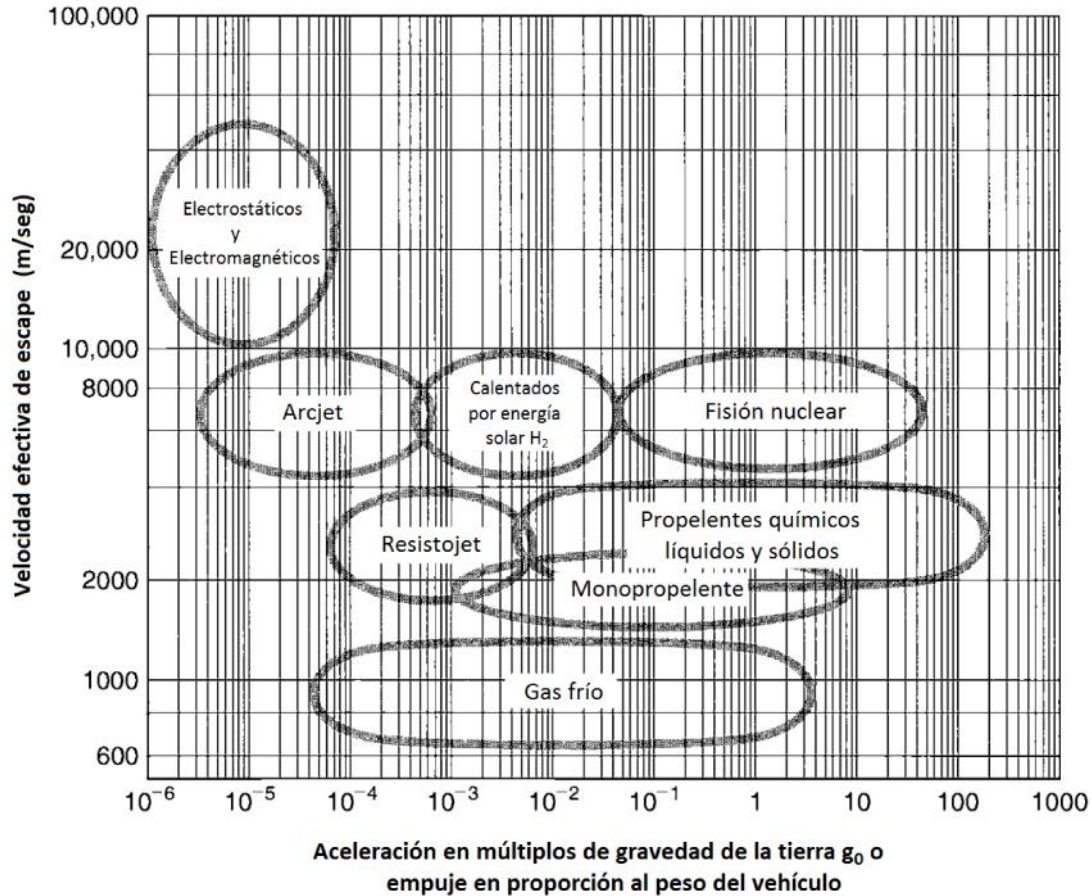


Figura 3.14: Velocidades efectivas de escape en función de las aceleraciones típicas de vehículos propulsados, [25].

Con respecto a la tecnología de sistemas propulsión eléctrica, como los electromagnéticos y los electrostáticos, aunque todavía se encuentra en fase de desarrollo, ha demostrado que logran velocidades efectivas de escape de un orden de magnitud mucho mayor que el mejor rendimiento del sistema de propulsión química.

Por lo tanto, la propulsión eléctrica es esencial para reducir aún más la masa del sistema (sobre todo la del propelente), lo que permite agregar una carga útil mayor y hacer un mejor frente a las futuras necesidades de la misión que demanden alta potencia. Sin embargo, el costo, la complejidad, el funcionamiento y la fiabilidad del sistema también juegan un papel importante; además de que dependiendo de los niveles de empuje, la propulsión eléctrica puede imponer requisitos de alimentación severos en el sistema potencia y suministro de energía.

Información del capítulo procesada de [8], [3], [20], [25], [55], [48], [49], [26], [38], [12], [57], [R21], [8], [24], [31], [33], [58], [59].

3.7 EL SISTEMA DE PROPULSIÓN ELÉCTRICA DE UN MICRO-SATÉLITE

Es el encargado de realizar las principales maniobras requeridas para mover el satélite en el ambiente espacial durante toda su vida operativa, como son: las maniobras de inserción en una órbita deseada, maniobras de mantenimiento, maniobras de apuntamiento, maniobras de estabilización, cambios de velocidad, maniobras de elevación, correcciones de la órbita del satélite, transferencia de una órbita a otra y la maniobra para desorbitarlo (para no generar basura espacial).

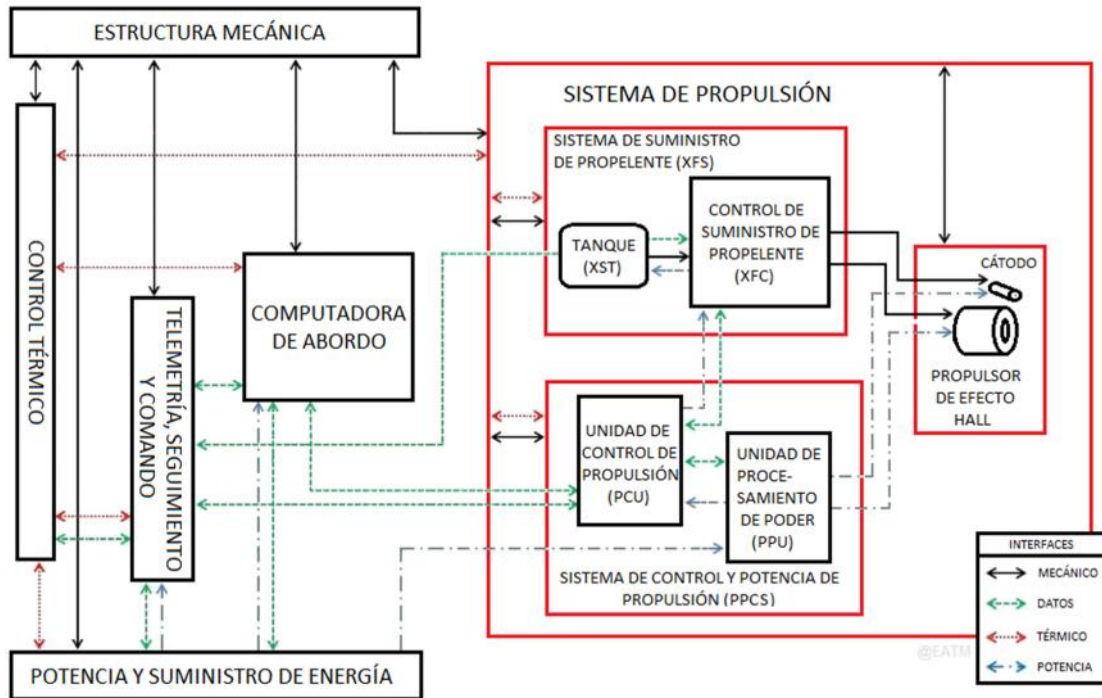


Figura 3.15: Diagrama general conceptual de las interfaces de un sistema de propulsión.

Este subsistema también está conectado con otros subsistemas con los que interactúa para poder mover al satélite como son: el subsistema de potencia y suministro de energía, el subsistema de telemetría, seguimiento y comando, el subsistema de computadora de abordó, el subsistema de control térmico y el subsistema de estructura mecánica.

El sistema de propulsión en un satélite está compuesto principalmente por tres subsistemas que son: el propulsor, el sistema de control y potencia de propulsión y el sistema de alimentación del propeleante. A continuación se explicará brevemente en qué consisten.

3.7.1 El propulsor

Es el subsistema dentro del sistema de propulsión encargado de proporcionar los empujes requeridos para impartir los cambios de velocidad necesarios para ejecutar todas las maniobras durante el curso de la vida del satélite.

3.7.2 Sistema de control y potencia de propulsión (Power and Propulsion Control Unit PPCS)

Es el subsistema dentro del sistema de propulsión compuesto por la Unidad de Procesamiento de Potencia (PPU) y por la Unidad de Control de Propulsión (PCU), las cuales en ocasiones se integran en una misma unidad formando el (PPU)

3.7.3 Unidad de procesamiento de potencia (Power Processing Unit PPU)

Es el subsistema dentro del sistema de propulsión encargado de suministrar la potencia eléctrica. Los elementos principales que son alimentados son: las bobinas del circuito magnético del propulsor, el cátodo neutralizador (en particular el electrodo del 'keeper' y el circuito de calentamiento).

La potencia de la que dispone proviene del subsistema de potencia y suministro de energía del satélite, la cual es de corriente continua y de un voltaje bajo (comúnmente 28 [V]). A su salida, la potencia la transfiere al propulsor con una corriente continua pero con voltaje mucho mayor (alrededor de 300 [V]).

3.7.4 Unidad de control de propulsión (Propulsion Control Unit PCU)

Es el subsistema dentro del sistema de propulsión encargado de controlar los comandos de control para el funcionamiento del propulsor y la alimentación del sistema de alimentación del propelente (XFS).



Figura 3.16: Sistema de control y potencia de propulsión (Crédito de la imagen: Thales Alenia Space)

3.7.5 Sistema de alimentación del propelente (Xenon Feed System XFS)

Es el subsistema dentro del sistema de propulsión compuesto por el Controlador de Flujo del Propelente (XFC) y el Sistema de almacenamiento del Propelente (XST).

3.7.6 Controlador de flujo del propelente (Xenon Flow Controller XFC)

Es el subsistema dentro del sistema de propulsión encargado de suministrar la cantidad de propelente requerido en los periodos de funcionamiento del propulsor y mantener cerrado el circuito cuando no se requiera de un empuje proporcionado por el propulsor, mediante válvulas de aislamiento, reguladores de flujo, pasos calibrados de flujo, etc. Se regula el flujo asegurando la cantidad óptima de propelente continuo a través del sistema de modo que la cantidad máxima de

iones del propelente se produce cuando el gas fluye a través del propulsor, lo que proporciona un control sobre los parámetros de funcionamiento del mismo, principalmente la corriente de descarga, y por tanto un control sobre el empuje obtenido y la potencia requerida.



Figura 3.17: Sistema de alimentación de Propelente (Crédito de la imagen: NASA)

3.7.7 Tanque de almacenamiento del propelente (Xenon Storage Tank XST)

Es el subsistema dentro del sistema de propulsión encargado de almacenar la cantidad de propelente requerido para la misión.

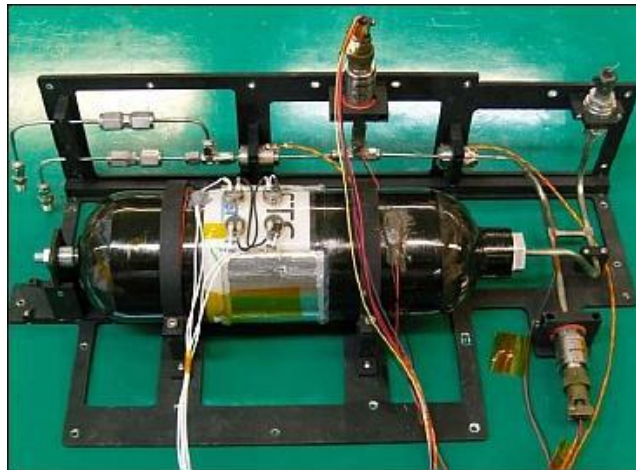


Figura 3.18: Tanque de almacenamiento del propelente (Crédito de la imagen: KAIST)

3.7.8 Sistema de conexiones generales

Si bien no son un subsistema como tal, son las encargadas de crear las diferentes conexiones entre el propulsor, el sistema de control y potencia de propulsión, el sistema de alimentación del propelente y los subsistemas del satélite. Estas conexiones constituyen un porcentaje pequeño pero considerable de la masa del sistema de propulsión, de los cuales están compuestas por: cableado, líneas de alimentación de propelente y conectores mecánicos.

3.7.9 Integración en el satélite

La integración en el satélite de un sistema de propulsión eléctrica requiere de muy pocas exigencias a diferencia de un sistema de propulsión química. Los bajos niveles de empuje no demandan importantes esfuerzos desde el punto de vista estructural. Sin embargo, la simple necesidad de acoplar el motor al satélite obliga a incluir una serie de elementos estructurales que aumentarán la masa del sistema. A la hora de realizar la unión del propulsor con el satélite se suele considerar la

posibilidad de variar la orientación del empuje; esto permite utilizar el propulsor eficientemente para distintos tipos de maniobra como los antes mencionados. También se debe tener presente que normalmente los motores están montados en dispositivos de orientación del empuje por lo que las líneas de propelente no deben interferir su movimiento

Por otro lado en el diseño debe preverse la presencia de tornillos, abrazaderas y similares para que no haya ningún elemento difícil de conectar. El conjunto de estos elementos consume un importante número de horas en montaje e inspección.

Capítulo

4

PROPULSORES DE EFECTO HALL

MARCO TEÓRICO

Existen diferentes tipos de propulsión, pero la propulsión eléctrica es la más adecuada para un micro-satélite y de entre los diferentes propulsores eléctricos; los propulsores electrostáticos son los más adecuados ya que el propelente es acelerado por la aplicación directa de fuerzas eléctricas en las partículas ionizadas. Normalmente este tipo de propulsores consumen poca energía eléctrica, son compactos y son ideales para misiones de energía limitada, dentro de los cuales se encuentra el propulsor de efecto Hall.

Dentro de la propulsión eléctrica, el propulsor de efecto Hall es uno de los primeros modelos en concebirse, salir al espacio, y tener una extensa experiencia de vuelo. Los motores Hall han sido motivo de investigación desde su concepción hasta nuestros días. Aun siendo una tecnología contrastada en muchos aspectos, la física de los motores Hall no se entiende por completo, sobre todo en cuanto se refiere a la movilidad de los electrones en el plasma y a la interacción del plasma con la pared. Esto hace que haya un interés científico permanente además del desafío de obtener diseños más óptimos con mejores características propulsivas.

Para ello primero hay que entender que es el efecto Hall el cual es el principio de funcionamiento del propulsor.

4.1 EL EFECTO HALL (Explicación cualitativa)

Conceptualmente, una demostración del efecto Hall es fácil de explicar con el siguiente experimento:

Tomando una placa delgada de material conductor, que lleva una corriente eléctrica (I), en este caso, suministrado por una batería. Se le puede colocar un par de puntas conectadas a un voltímetro opuestas entre sí a lo largo de los lados de esta placa de tal manera que la tensión o voltaje medido es igual a cero, como se muestra en la siguiente Figura 4.1 - 1(a).

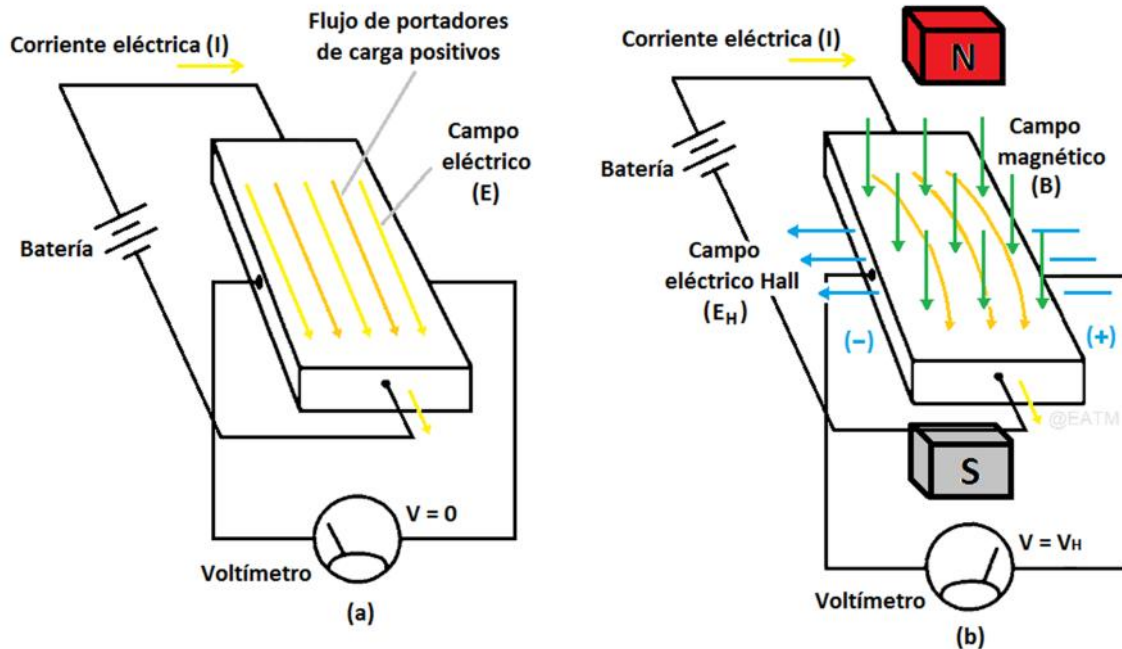


Figura 4.1: Ejemplo del efecto Hall sobre una placa conductiva.

Cuando un campo magnético se aplica a la placa de modo que está en ángulo recto ($\theta = 90^\circ$) con el flujo de corriente (I), como se muestra en la Figura 4.1 - 1(b), aparece un pequeño voltaje (tensión Hall) a través de la placa, que puede ser medida por el voltímetro. Esto es, porque al aplicarle el campo magnético aparece una fuerza magnética en los portadores de carga que los reagrupa dentro del material creando un potencial de cada lado, ya que los portadores de carga se desvían y agrupan a un lado del material conductor o semiconductor, apareciendo así una diferencia de potencial (V_H) y un campo eléctrico (E_H) perpendicular al campo magnético (B) y al propio campo eléctrico (E) generado por la batería).

Si se invierte la dirección (polaridad) del campo magnético, la polaridad de la tensión inducida también se invertirá (con esto podemos deducir si los portadores de carga de la placa son cargas positivas o negativas). Este fenómeno se conoce como efecto Hall. Este campo eléctrico es el denominado campo Hall (E_H), y ligado a él aparece el voltaje Hall (V_H).

Para una explicación cuantitativa del efecto Hall más detallada se puede consultar el Apéndice A.

4.2 FUNCIONAMIENTO DEL PROPULSOR DE EFECTO HALL

El propulsor de efecto Hall funciona de la siguiente manera y consta principalmente de las siguientes características: Dispone de una cámara cilíndrica anular (cámara de descarga o canal de distribución anular) con un radio exterior (R_2), un radio interior (R_1), un radio medio (R_m) que equivale al diámetro medio entre dos ($\frac{D}{2}$) y con una longitud del canal (L_c); un campo magnético, ya sea generado por bobinas o generado por imanes permanentes, colocados alrededor del canal anular y/o a lo largo de la línea central del propulsor; y dos electrodos, uno situado al fondo de la cámara (un ánodo metálico), que a su vez funciona como inyector y presenta orificios por donde se

suministra el propelente, y otro situado en el exterior de la cámara cilíndrica (el cátodo), a unos centímetros de la sección de salida de la cámara de descarga. En los diferentes diseños se presentan variantes en cuanto a la geometría de la cámara de descarga, o al número de bobinas o imanes permanentes utilizados, o a la posición y al número de los electrodos.

En la cámara de descarga se producen dos fenómenos: ionización (mediante la colisión entre los electrones confinados con las partículas neutras del propelente) y aceleración (mediante un campo eléctrico (E)).

Se tiene un propelente (normalmente Xenón) en estado gaseoso y fundamental, en el cual sus partículas constituidas por átomos o moléculas están eléctricamente neutras. Este propelente se suministra dentro de la cámara de descarga mediante un inyector que a su vez funciona como un electrodo ánodo que se encuentra situado al fondo del canal del propulsor, y también se suministra en pequeña proporción a un electrodo cátodo en el exterior del propulsor (alrededor del 3% al 10% del total suministrado).

Las partículas de propelente que pasan por el cátodo adquieren una carga eléctrica negativa (al ganar electrones) las cuales se convierten en iones cargados negativamente (aniones), y donde a partir de aquí llamaremos electrones.

De estos electrones, aproximadamente dos terceras partes se van hacia el exterior del propulsor y el otro tercio inicia su viaje atraídos electrostáticamente hacia el ánodo introduciéndose en la cámara de descarga cilíndrica anular.

En el camino, la mayoría de los electrones que conforman el tercio, quedan atrapados y confinados en un movimiento helicoidal alrededor del eje del propulsor en la entrada de la cámara de descarga por la acción de un campo magnético (B) radial generado por bobinas o imanes permanentes del sistema magnético, lo que dificulta el movimiento de los electrones hacia el ánodo, y aumentando así su tiempo de residencia, por ende el pico del campo magnético suele ser el punto de mayor gradiente de potencial y constituye lo que se denomina la zona de aceleración o zona delgada de ionización (L_a). Esto es debido a que el campo magnético (B) en el interior del canal es lo suficientemente fuerte para reducir el radio de Larmor de electrones a un valor pequeño y aumentar el radio de Larmor de iones, en comparación con la anchura del canal de descarga. La geometría anular del canal también aumenta el confinamiento ya que cierra su desvío azimutal.

El movimiento típico de las partículas cargadas es en forma de círculos o hélices alrededor de las líneas de fuerza del campo magnético. A este movimiento se le llama rotación de Larmor (giro, movimiento ciclotrónico). A la frecuencia del movimiento se le llama frecuencia ciclotrónica y al radio de órbita radio de Larmor.

La ecuación general para el radio de Larmor es:

$$r_L = \frac{v_L}{\omega_c}$$

Donde v es la velocidad perpendicular y ω_c es la frecuencia del ciclotrón definida por

$$\omega_c = \frac{|q|B}{m}$$

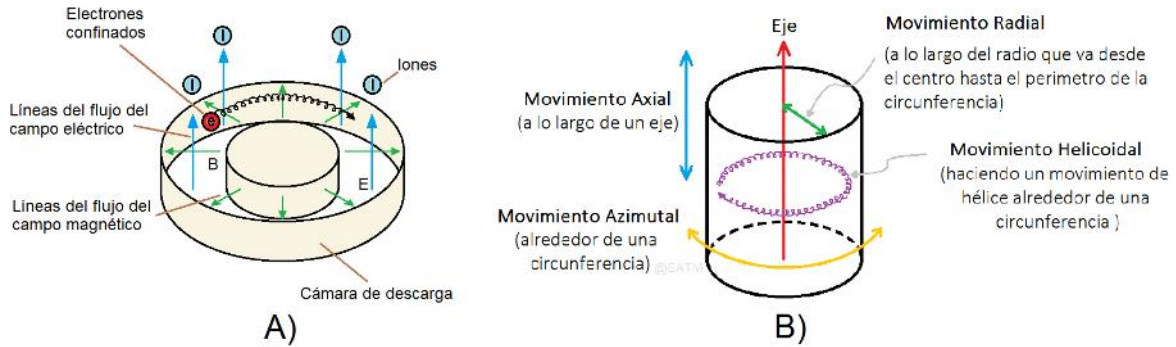


Figura 4.2: Dinámica de las partículas y de los campos en el propulsor. A) Movimientos de las partículas y de los campos en la cámara de descarga. B) Ejemplo de los movimientos que se presentan en el propulsor.

Algunos de estos electrones logran atravesar el campo lentamente y difundirse hasta llegar al ánodo formando un flujo de electrones contrario al del propelente, produciendo una diferencia de potencial entre el ánodo y el cátodo. El aumento del tiempo de residencia de electrones aumenta la eficiencia de ionización.

La acción combinada del campo eléctrico (E) y del campo magnético (B) produce una compleja dinámica sobre los electrones que se traduce principalmente en una corriente eléctrica azimutal que rota respecto al eje del propulsor en la cámara de descarga (L_a).

Si llegara a faltar el campo magnético, el movimiento del electrón sería axial, y por lo tanto la velocidad térmica de los electrones v_{th} puede ser sustituida por la velocidad perpendicular en la ecuación anterior para obtener el radio de Larmor del electrón r_e :

$$r = \frac{v_{th}}{\omega_c} = \frac{m v}{eB} = \frac{m}{eB} \sqrt{\frac{8k_B T}{\pi m}} = \frac{1}{B} \sqrt{\frac{8k_B T_{eV}}{\pi e}} \ll L$$

Donde T_{eV} es la temperatura del electrón en [eV], m es la masa del electrón, v es la velocidad del electrón, k_B es la constante de Boltzmann, e es la cantidad de carga eléctrica del electrón, B es el campo magnético, y L se toma como la longitud característica o la longitud del plasma dentro de la cámara de descarga (L_c). También (L) puede ser tomada como la longitud de la cámara de descarga para un orden de magnitud de comparación.

Esta rotación de los electrones es una corriente denominada corriente Hall ($I_H = E \times B$), y es de aquí donde el dispositivo toma su nombre (Propulsor de efecto Hall). El parámetro de Hall, es un indicador del confinamiento de los electrones por el campo magnético, por lo que se dice que los electrones están magnetizados cuando $\Omega_e^2 \gg 1$. El parámetro de Hall se calcula mediante la siguiente expresión

$$\Omega_e^2 = \frac{\omega_c^2}{v^2}$$

Las partículas de xenón neutras que salen del inyector colisionan con los electrones confinados en la zona de ionización (L_a), haciendo que se ionicen positivamente (desprendiéndole el electrón más débil retenido mediante la energía de ionización (potencial de ionización)). Los desprendimientos ocasionados por los choques con las partículas neutras y con las paredes, y las inestabilidades del medio, permiten que algunos otros electrones escapen del campo magnético se desplacen también hacia el ánodo en su mayoría.

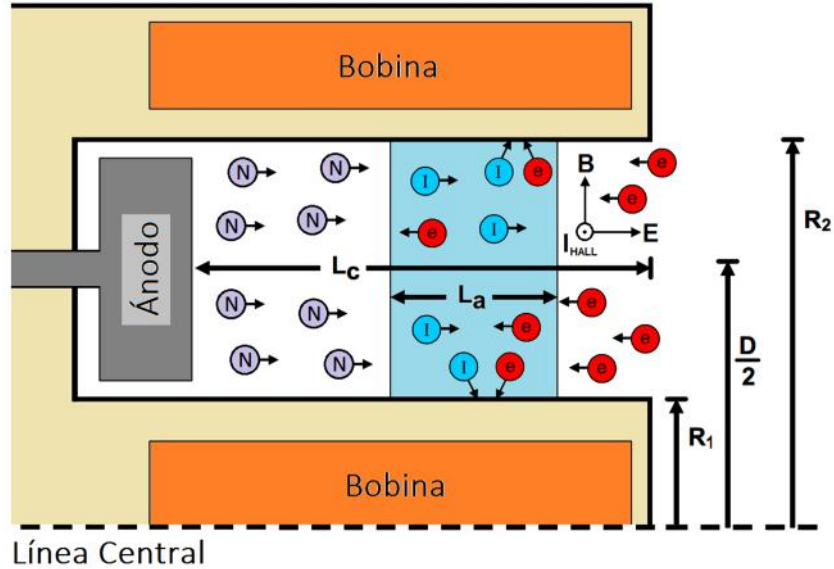


Figura 4.3: Región de ionización dentro de la cámara de descarga, [60].

Los iones positivos, a diferencia de los electrones, están débilmente magnetizados (por tener una masa más grande), por lo que su movimiento se debe básicamente a la acción del campo eléctrico (E) axial que se encuentra entre el ánodo y el cátodo. De tal manera que se generan los iones en el interior de la cámara del propulsor y son acelerados hacia el exterior por acción del campo eléctrico (E) con poca desviación (provocada por el efecto del campo magnético). Si los iones fueran significativamente más ligeros, en las trayectorias de sus curvas de salida se representarían las pérdidas en la eficiencia propulsor debido al escaso empuje vectorial.

El empuje es la fuerza de reacción contraria a la aceleración de los iones (fuerza de acción) que se imparte a la nube de electrones. A su vez los electrones atrapados por el campo magnético, además de promover la ionización al inicio, transmiten el empuje generado por los iones al cuerpo propulsor transfiriendo su momento o cantidad de movimiento axial a través del campo magnético mediante la creación de una fuerza de presión magnética ejercida sobre los imanes.

Estos iones son lo que determinan el empuje y el impulso específico del propulsor. La energía cinética de los iones positivos es aproximadamente igual a la diferencia de potencial a través del propulsor. Los iones son además los responsables de la erosión de la cámara del propulsor y del cátodo, lo que condiciona la vida útil de estos dispositivos.

Por otro lado, de las dos terceras partes de los electrones que se originaron en el cátodo y que se fueron hacia el exterior, cumplen una doble función: funcionan como suministro al plasma de descarga para generar la ionización externa, y los que son atraídos por los iones positivos que salen

del propulsor (que también llevan electrones en cantidad igual recogidos del campo magnético) funcionan de manera importante al neutralizar el chorro eyectado, manteniéndolo cuasineutro. Este fluido gaseoso de iones cuasineutro eyectado se le denomina plasma.

Los iones acelerados hacia afuera del propulsor pueden causar una acumulación de carga peligrosa en la nave espacial a no ser que su corriente esté equilibrada por una corriente equivalente de electrones inyectados en el haz.

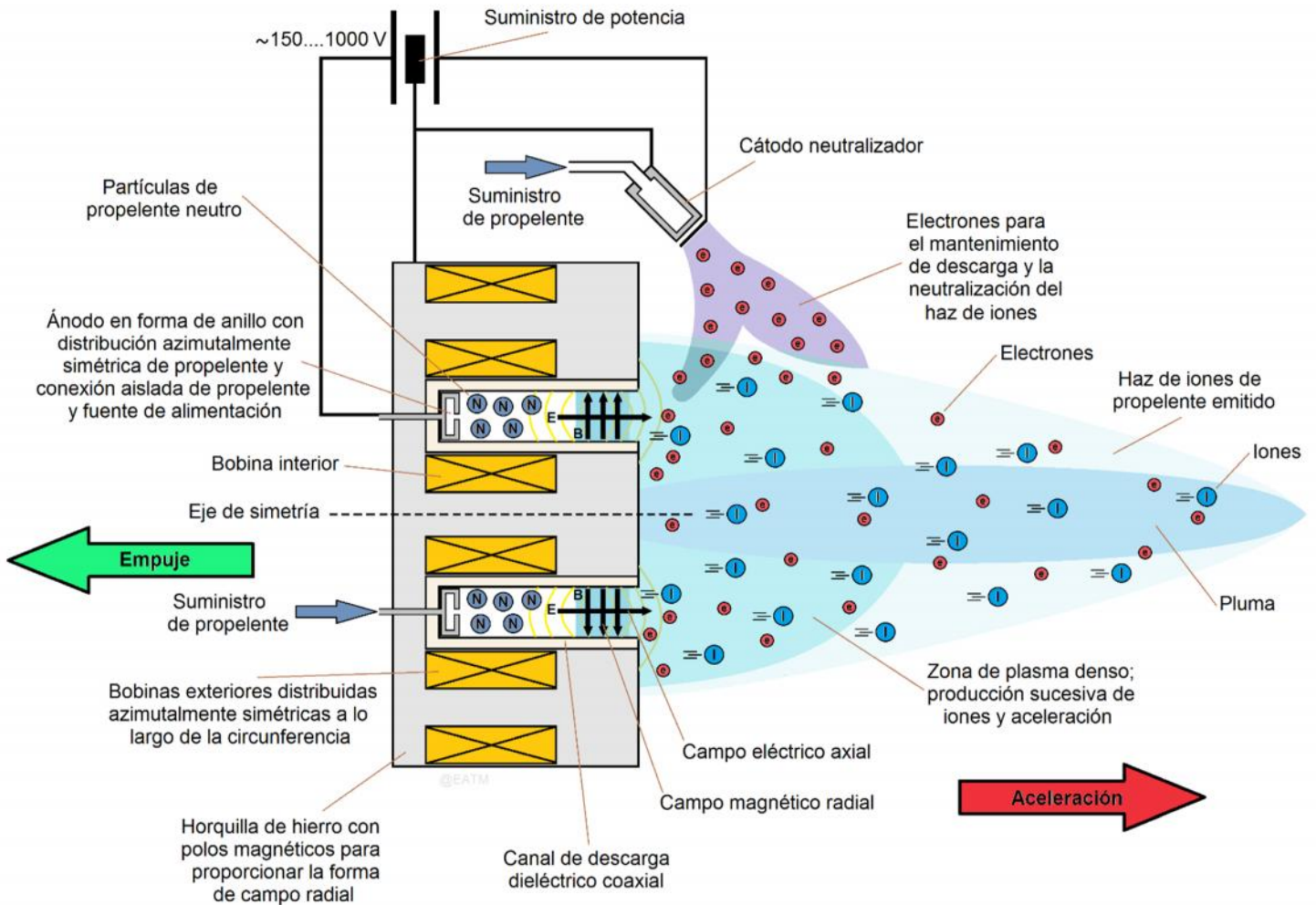


Figura 4.4: Funcionamiento del propulsor de efecto Hall.

Por la acción del plasma, se forman alrededor de las paredes del propulsor "capas límite de contorno", llamadas vainas electrostáticas o Sheaths. Estas capas confinan parcialmente al plasma, de manera que se producen importantes pérdidas energéticas. La determinación de estas pérdidas representa un factor clave para entender toda la física del propulsor.

También hay que tener en cuenta que el propulsor opera con una línea de carga basado en la conducción en el plasma, y no simplemente como respuesta a un voltaje aplicado a sus electrodos.

Cabe señalar que, aunque el campo magnético es un componente esencial para promover la ionización, el propulsor de efecto Hall se considera un propulsor electrostático. Esto es porque los iones son acelerados electrostáticamente y porque prácticamente no son afectados por el campo

magnético, ya que su radio de Larmor es generalmente mayor que el tamaño propulsor. El campo magnético se utiliza sólo para confinar los electrones y transmitir el empuje desde el plasma a los imanes mediante el campo magnético. El campo magnético no se utiliza para expeler partículas cargadas como lo es en un propulsor electromagnético. La topología y magnitud del campo magnético constituye el factor crítico de diseño del motor y del que depende en gran parte la optimización del mismo.

4.3 RANGOS DE OPERACIÓN DE LOS PROPULSORES HALL

Los rangos de operación de los propulsores de efecto Hall son aquellos parámetros que determinan el funcionamiento y sus características, dentro de los cuales se encuentran los siguientes:

El empuje que produce un propulsor Hall varía según su potencia. Por lo general pueden generar una fuerza de empuje entre 1-1200 [mN] con una potencia que varía entre 50-25000 [W]. Los dispositivos que funcionan a 1.35 [kW] producen alrededor de 83 [mN] de empuje. Los modelos de alta potencia de hasta 100 [kW] han demostrado hasta 3 [N] en laboratorio.

Los propulsores Hall son capaces de acelerar los iones que expulsan a velocidades de escape entre 10–80 [km/s] con impulsos específicos de 1000–8000 [s], la mayoría de los modelos operan en el rango 15–30 [km/s] con impulsos específicos de 1500–3000 [s].

La eficiencia en el propulsor tiene que ver con la potencia que el satélite le puede suministrar. Si el satélite le provee de toda la potencia que necesite entonces no importaría mucho la eficiencia, pero si el satélite limita al propulsor a una cierta cantidad de potencia, entonces tendría que tomarse en cuenta la eficiencia.

El circuito magnético que se utiliza para confinar los electrones genera un campo magnético radial en Gauss entre 100–300 [G] que equivale en Teslas a unos 0.01–0.03 [T].

La diferencia de potencial que se aplica entre el ánodo y el cátodo es entre 150-1000 [V]. En base a diversos estudios, se descubrió que los propulsores Hall no funcionan bien con voltajes inferiores a 300 [V].

Aproximadamente el 20–30% de la corriente de descarga es una corriente de electrones, que no produce impulso, limitando de esta manera la eficiencia energética del propulsor; el otro 70–80% de la corriente son los iones.

El factor de utilización de masa del propelente es alrededor del 90–99%. Esto es porque la mayoría de los electrones que se encuentran atrapados en la corriente Hall, tienen un largo tiempo de residencia en el propulsor y pueden ionizar casi todo el propelente.

La eficiencia en el uso de masa del propulsor es aproximadamente del 90%, mientras que la eficiencia en la corriente de descarga es de aproximadamente del 70% para una eficiencia combinada del propulsor del 63% (o sea igual a $90\% \times 70\%$). Los propulsores Hall modernos han alcanzado eficiencias de hasta el 75% gracias a diseños avanzados.

4.4 COMPONENTES PRINCIPALES DEL PROPULSOR HALL

Las partes fundamentales del propulsor de efecto Hall clásico, son: El circuito magnético, el propelente, la cámara de descarga. A continuación se hará una breve descripción de cada componente.

4.4.1 Circuito magnético

Se denomina circuito magnético a un dispositivo en el cual las líneas de fuerza del campo magnético se hallan canalizadas trazando un camino cerrado. Para su fabricación se utilizan materiales ferromagnéticos, pues éstos tienen una permeabilidad magnética mucho más alta que el aire o el espacio vacío y por tanto el campo magnético tiende a confinarse dentro del material, llamado núcleo.

Es el encargado de crear un campo magnético fundamentalmente radial en la cámara de descarga y se toma como constante. Para crear este campo magnético se utilizan imanes permanentes o bobinas tipo solenoide.

Un solenoide es cualquier dispositivo físico capaz de crear un campo magnético sumamente uniforme e intenso en su interior, y muy débil en el exterior. Un ejemplo teórico es el de una bobina de hilo conductor aislado y enrollado helicoidalmente, de longitud infinita. En la práctica, una aproximación real a un solenoide es un alambre aislado, de longitud finita, enrollado en forma de hélice (bobina) o un número de espirales con un paso acorde a las necesidades, por el que circula una corriente eléctrica. Cuando esto sucede, cuanto más larga sea la bobina, se genera un campo magnético dentro en su interior un tanto más uniforme.

La bobina con un núcleo apropiado, se convierte en un electroimán. Se utiliza en gran medida para generar un campo magnético uniforme.

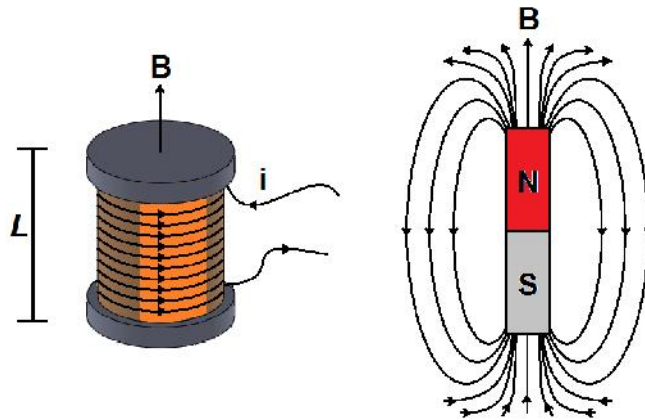


Figura 4.5: Comportamiento de las líneas del campo magnético en un solenoide.

Se puede calcular el módulo del campo magnético en el punto medio del solenoide con la ecuación:

$$B = \frac{\mu i N}{L}$$

Donde:

μ = permeabilidad magnética absoluta

N = número de espiras del solenoide

I = corriente que circula

L = longitud total del solenoide

Mientras que el campo magnético en los extremos de este se pueden aproximar con la siguiente ecuación:

$$B = \frac{\mu IN}{2L}$$

En los núcleos de bobinas y transformadores se generan tensiones inducidas debido a las variaciones de flujo magnético a que se someten aquellos núcleos. Estas tensiones inducidas son la causa de que se produzcan corrientes parásitas en el núcleo (las corrientes de Foucault), que no son óptimas para la buena eficiencia eléctrica de éste.

Estas corrientes parásitas crean electroimanes con campos magnéticos que se oponen al efecto del campo magnético aplicado. Cuanto más fuerte sea el campo magnético aplicado, o mayor la conductividad del conductor, o mayor la velocidad relativa de movimiento, mayores serán las corrientes de Foucault y los campos opositores generados.

Por otro lado, el uso de imanes permanentes evita el problema del aumento de la disipación de calor óhmico de bobinas electromagnéticas a pequeña escala. Sin embargo, los imanes permanentes traen sus propias complicaciones únicas. El uso de imanes permanentes no deja opción para cerrar el campo magnético en el propulsor. En teoría, esto podría presentar un problema para el inicio propulsor cuando el campo es fuerte y la densidad de electrones es baja, lo que hace difícil para iniciar el proceso en cascada de ionización.

Al igual que con las bobinas, los imanes permanentes también están sujetos a restricciones de temperatura. Los imanes permanentes suelen experimentar una pérdida reversible de intensidad de campo con el aumento de temperatura hasta que se alcanza el límite de temperatura de funcionamiento, más allá del cual se iniciará un daño irreversible a ocurrir.

Los materiales de alta permeabilidad utilizados para el núcleo del circuito, típicamente aleaciones a base de hierro (la elección más habitual es hierro dulce, acero al silicio, o acero inoxidable con contenido en cobalto, pero a su vez este último aunque cuenta con un mayor límite de saturación, tiene pérdidas magnéticas más elevadas y es más difícil de mecanizar), también pierden la permeabilidad como su temperatura aumenta y debe ser monitoreado para la saturación de campo.

4.4.1.1 Configuraciones del circuito magnético

Existen diversas configuraciones para el uso de bobinas e imanes permanentes en los propulsores, cuya finalidad es la de crear el campo magnético en la cámara de descarga que atraparé los electrones. A continuación se presentan algunas de las configuraciones más comunes, aunque puede haber otras:

- Cuatro bobinas equidistantes alrededor del exterior de la cámara de descarga y otra en el centro del de la cámara, donde esta es la configuración típica en los propulsores Hall.

- Tres bobinas equidistantes en posición de triángulo alrededor del exterior de la cámara de descarga y otra en el centro del de la cámara.
- “n” número de bobinas equidistantes alrededor del exterior de la cámara de descarga y otra en el centro del de la cámara.
- Una bobina colocada en la base de la cámara de descarga, donde esta configuración se le conoce como “tándem”
- Un imán permanente alrededor de la cámara de descarga.
- Un embobinado alrededor de la cámara de descarga y una bobina en el centro de la cámara.
- Un embobinado alrededor de la cámara de descarga y sin tener otra en el centro de la cámara.

NOTA: Normalmente las configuraciones que utilizan más de una bobina generalmente se conectan en serie para poder modular la magnitud del campo magnético. También puede haber una mezcla entre las configuraciones clásicas, según el diseño que se desee.

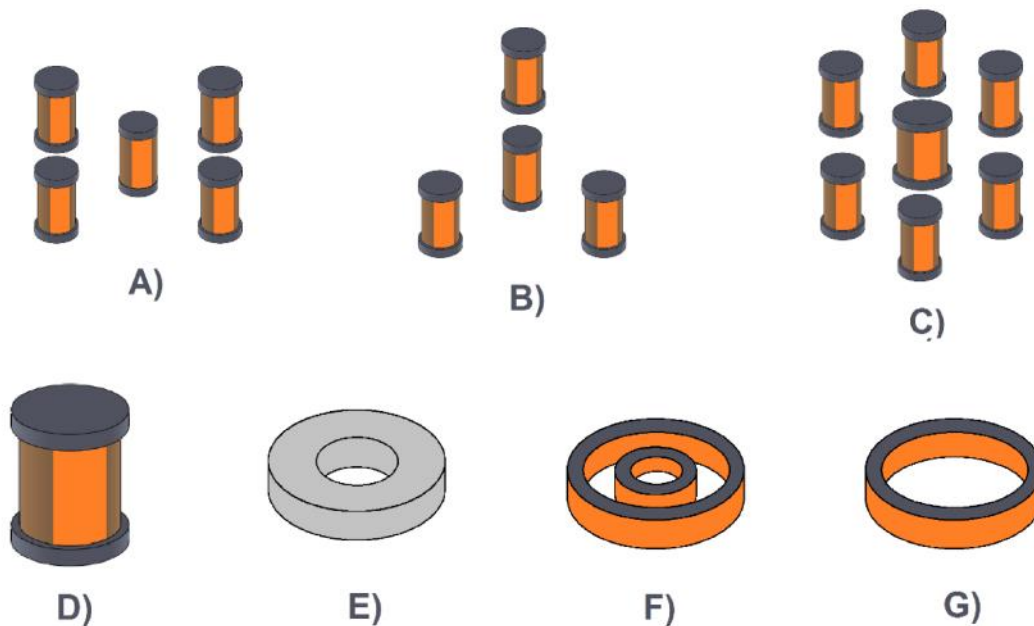


Figura 4.6: Configuraciones del circuito magnético. A) Configuración clásica 4 bobinas afuera 1 al centro, B) Configuración 3 bobinas afuera 1 al centro, C) Configuración de “n” bobinas afuera 1 al centro, D) Solenoide para configuración en “tándem”, E) Imán permanente afuera, F) Configuración una bobina fuera una bobina al centro, G) Configuración una bobina afuera.

Si bien los modelos de propulsores de laboratorio presentan una configuración modular en el sistema magnético para facilitar las modificaciones, los modelos operativos tienden a tener una distribución compacta, lo que ahorra peso, pero dificulta el montaje y la instrumentación para las pruebas.

El control del valor del campo magnético producido se realiza a través de la corriente que circula por las bobinas. La intensidad que circula por los solenoides puede tomar valores desde los 2-3 A

Algunos modelos de propulsores suelen conectar las bobinas en serie con la intensidad de descarga, lo que consigue ligar el funcionamiento de ambos circuitos (el del motor y el generador de campo); esto genera un funcionamiento adecuado para un rango limitado de los parámetros de control. Actualmente se prefiere alimentar de forma independiente al conjunto de solenoides (incluso se controla por separado la bobina interior de las exteriores), lo que obliga a que la unidad de procesamiento de poder (PPU) tenga una salida específica.

4.4.2 Cátodo

Es un electrodo que cumple una doble función: emite un flujo de electrones atraídos hacia el ánodo encargado de ionizar el propelente, pero así mismo parte del flujo de electrones emitido tiene por objeto neutralizar el chorro de iones exterior, manteniéndolo cuasineutro, y evitar así que el vehículo quede cargado eléctricamente. Pero como el plasma es cuasineutro no es necesario neutralizar su carga, sino sólo la corriente).

Aunque la tendencia más generalizada ha sido diseñar un cátodo para cada propulsor, hoy día se tiende a aprovechar modelos ya cualificados para los nuevos modelos de propulsores. En general, los modelos empleados son muy similares, e incluso hay modelos desarrollados para un tipo de propulsor que se han integrado satisfactoriamente en propulsores de otro tipo.

El cátodo más empleado es del tipo cátodo hueco (hollow cathode).

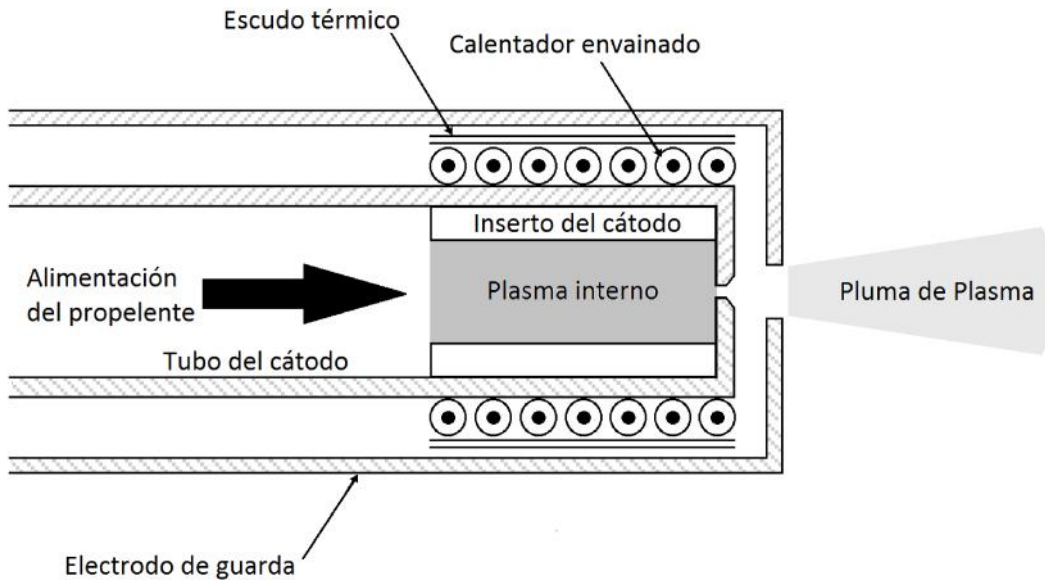


Figura 4.7: Esquema de un cátodo hueco, [12].

El cátodo consiste en un inserto cilíndrico cuya función de trabajo es rodear un plasma de densidad relativamente alta ($\sim 10^{15} [cm^3]$) y temperatura baja ($\sim 1 eV$).

El inserto y el plasma, se encuentran dentro de una cámara cilíndrica (pocos mm de diámetro) que se calienta (al menos inicialmente) a temperaturas (1000 ° C) lo que permite la emisión termoiónica de la superficie interior de la inserción.

Para su funcionamiento, estos dispositivos necesitan que circule por ellos un cierto flujo másico de propelente, y el suministro de una potencia eléctrica por medio de una terminal llamada Unidad de Procesamiento de Poder (PPU).

El propelente suministrado en esta cámara es ionizado por la descarga de los interiores y salidas, junto con el flujo de electrones a través de un orificio muy pequeño (<1 mm de diámetro) en la placa terminal de la cámara.

La distribución de potencial justo fuera del orificio se ajusta por medio de un electrodo intermedio ("Keeper") para mantener la descarga como la densidad de la partícula, la cual disminuye a un valor relativamente bajo para el resto del volumen de la fuente. La baja densidad de partículas permite que los electrones del cátodo hueco puedan alcanzar energías cinéticas altas (varios eV), por lo que la ionización del gas propulsor adicional se produce de manera eficiente en el volumen de la fuente. El campo magnético inhibe la pérdida de electrones en las superficies de los electrodos positivos antes de que puedan ocurrir colisiones ionizantes en el gas de baja densidad.

Existen tres tipos característicos de cátodos huecos del cátodo dependiendo de la geometría del orificio a la salida, como se muestra en la siguiente Figura 4.8.

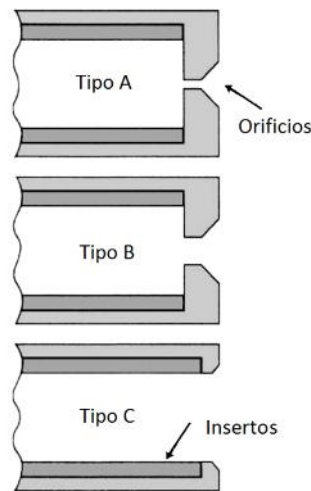


Figura 4.8: Esquemas de los tres tipos característicos de cátodos huecos (A, B, y C) dependiendo de la geometría del orificio, [12].

Son dispositivos relativamente eficientes, ligeros y en general de vida operativa larga (10000-15000 horas). Además, se encuentran en un estado de madurez tecnológica adecuada para su uso en aplicaciones espaciales.

A la hora de operar con estos cátodos hay que mantenerse en la región de funcionamiento correcto, lo que puede ser complicado. En la práctica, y al tratar con propulsores Hall, se debe trabajar con

gastos máscicos en torno a un 3-10 % del gasto máscico del ánodo, y con potencias aportadas al 'keeper' de menos de 20 [W] (y a menudo sin suministro de potencia).

En el arranque es preciso conectar un calentador (Heater) hasta que se inicia la descarga y ésta puede auto mantenerse; dicho calentador es de tipo resistivo y consume del orden de los 40 [W] mientras funciona. Estos sistemas tienen unas temperaturas de trabajo en torno a los 1300 [K], Esto motiva el empleo de materiales resistentes a alta temperatura y obliga a analizar cuidadosamente la transferencia de calor en el dispositivo.

El cátodo debe estar eléctricamente aislado del cuerpo del propulsor y de las líneas de alimentación del propelente para mantener las diferencias de potencial necesarias. Esta cuestión es delicada si se tiene en cuenta que además se está permitiendo el paso de un flujo de gas a baja presión. También debe evitarse la deposición del material transportado por el flujo en los elementos sensibles.

La localización del cátodo con respecto al canal de aceleración es una cuestión de vital importancia. No sólo debe tenerse en cuenta su influencia en las actuaciones del propulsor; la interacción con el haz de iones limita mucho las posibilidades en cuanto a su colocación. Los efectos del "sputtering" deben minimizarse evitando que el flujo incida directamente sobre el cátodo; así una práctica recomendable es usar un recubrimiento resistente al "sputtering" como la cerámica que se aplica en la cámara de descarga de los propulsores SPT.

La fiabilidad de estos sistemas es un aspecto que se debe tener en cuenta. Los modos de fallo a considerar son: la degradación de la superficie emisiva (contaminación, sobre todo, y en particular oxidación), fallo del circuito del calentador y fallo estructural por el entorno de lanzamiento. Es frecuente que se haga la instalación de un sistema redundante (dos cátodos en un mismo motor). Los cátodos huecos tienen una masa bastante pequeña, del entorno de los cientos de gramos, [12].

4.4.3 Ánodo/Inyector

Normalmente en los propulsores de efecto Hall el ánodo y el inyector del propelente son una misma pieza.

En su función como ánodo, es el electrodo que recoge los electrones emitidos por el cátodo y los generados por el proceso de la ionización.

En su función como inyector, es el componente mecánico por donde sale expulsado el propelente. En la mayoría de los casos tiene una forma de anillo con una pequeña sección llamada baffle el cual almacena momentáneamente el gas causando que el propelente salga uniformemente por el canal de distribución de la cámara de descarga, ya que se está manejando el flujo del propelente en un régimen molecular y no en uno continuo.

También debe ser capaz de soportar las altas temperaturas y las cargas térmicas muy elevadas que se producen en la cámara de descarga por efecto del plasma, que están en el orden de los 3000 [°C] aproximadamente. Los materiales que se emplean para este componente tienen que tener un punto de fusión muy alto, como el grafito, el tantalio, el molibdeno, el tungsteno, el renio, etc., ya que se puede dañar por un arco excesivo y por la exposición a altas temperaturas en el transcurso de su funcionamiento.

4.4.4 Estructura mecánica

La estructura del propulsor es la parte mecánica que contiene a todos los componentes del propulsor, incluida la línea de alimentación del propelente, y que a su vez está montada al resto del subsistema de propulsión y al subsistema de estructura mecánica del satélite. Debe de soportar las cargas mecánicas y cargas térmicas ocasionadas por el ambiente espacial y los procesos a los que es sometida durante la puesta en órbita junto al subsistema de estructura del satélite al cual se encuentra montado. También tiene que tener el menor número de piezas desprendibles. Usualmente se ocupa materiales no magnéticos, como el acero inoxidable austenítico.

4.4.5 Aislante eléctrico (Cryogenic Brake)

Estos componentes se utilizan para aislar eléctricamente al ánodo de la línea de alimentación del propelente, ya que los sistemas de control, almacenamiento y suministro del propelente deben ser protegidos de los electrones móviles que existen en el plasma y que pueden llegarse a transmitir por las líneas de alimentación del propelente.

La manera en la que funcionan es mediante el uso de un descanso criogénico que tiene un cilindro de cerámica (normalmente alúmina) soldada entre dos tubos de acero inoxidable, uno conectado con el tubo de entrada de propelente del ánodo y el otro al sistema de control, almacenamiento y suministro del propelente. En otras palabras, la cerámica permite el flujo de propelente, pero inhibe la corriente eléctrica.

4.4.6 Cámara de descarga con paredes cerámicas

Este tipo de cámara se presenta sólo en los propulsores del tipo SPT. Su misión es la de aislar el canal de distribución permitiendo los procesos de ionización y aceleración.

Las paredes de la cámara de descarga son materiales dieléctricos con bajo rendimiento por pulverización catódica y que cuentan coeficientes de emisión de electrones secundarios relativamente bajos menores a los del bombardeo de iones del propelente.

Los materiales que suelen utilizarse para propulsores de vuelo y/o de laboratorio son: la alúmina (Al_2O_3), el Nitruro de Boro (BN), el sílice también conocido como dióxido de silicio (SiO_2), o también una mezcla entre ellos llamada BoroSil ($BNSiO_2$).

Los materiales de la cámara de plasma se seleccionan con el fin de poder de soportar diferentes tipos de estrés como: cargas térmicas elevadas debido a los iones que llegan a la paredes internas, cargas mecánicas, corrosión, campos eléctricos a consecuencia de los voltajes de funcionamiento, la erosión de las superficies internas de la cámara producida por el impacto de iones de alta energía en la pared (el fenómeno conocido como sputtering).

4.4.7 Propelente

Hasta ahora se ha experimentado propuesto y teorizado con muchos elementos para su utilización como propelentes para los propulsores de efecto Hall. Sin embargo, en la actualidad son pocos los que se utilizan operativamente en la industria espacial.

Los gases nobles son generalmente buenos candidatos para propulsores por su elevado peso atómico y por su baja energía de ionización (potencial de ionización), además porque son químicamente inertes y seguros de manejar, son gaseosos a temperatura ambiente y se ionizan

fácilmente. Existe una correlación entre la masa atómica y la sección transversal para la ionización entre los gases nobles, como los elementos más pesados que tienen una sección transversal más grande.

El propelente más utilizado en los propulsores Hall es xenón (Xe) debido a su elevado peso atómico, ya que la masa pesada del xenón minimiza los factores de pérdida de impulso específico dado. Su potencial de ionización es bajo, y por ello es más fácil de ionizar. Además es inerte y seguro de manejar y al encontrarse en su estado ordinario como gas, facilita su aplicación a la hora de inyectarlo en el propulsor.

Otro que ha tomado mayor importancia es el Yodo (I) debido a su elevado peso atómico y a su bajo potencial de ionización la desventaja es que se tiene que calentar en su estado sólido y hacerlo vapor, pero logrando esto se vuelve un buen candidato para su utilización como propelente.

También se ha experimentado con distintos elementos para ser utilizados como propelentes, cada uno con su propia lista de ventajas y desventajas, dentro de los cuales se incluyen: argón (Ar), kriptón (Kr), Bismuto (Bi), Zinc (Zn), magnesio (Mg), mercurio (Hg), cadmio (Cd), cesio (Cs) y mezclas de aire que se asemejan al nivel superior de la atmósfera de la Tierra.

Algunos elementos tienen barreras técnicas que aún no se han podido superar por lo que hace que tengan restricciones en su uso, mientras que otros simplemente no han sido probados. La siguiente Tabla 1 enumera varias propiedades de cada uno de los propelentes potenciales.

Tabla 4.1: Características de algunos propelentes utilizados en el propulsor Hall

Propelente	Punto de fusión (°C)	Punto de ebullición (°C)	Energía de ionización (eV)	Masa atómica (amu)	Costo en dólares aproximado por kilogramo (\$/kg)
Argón (Ar)	-189	-186	15.75991	39.948	6
Bismuto (Bi)	271.3	1559	7.287	208.98	9
Cadmio (Cd)	321.03	765	8.991	112.4	25
Cesio (Cs)	28.64	685	3.893	132.9	11000
Kriptón (Kr)	-157.2	-152.3	14	83.8	295
Magnesio (Mg)	650	1090	7.64572	24.3247	6
Mercurio (Hg)	-38.86	356.73	10.434	200.59	18
Xenón (Xe)	-111.9	-108.1	12.127	131.3	1200
Yodo (I)	113	182	10.44	126.9	83
Zinc (Zn)	420	907	9.39418	65.409	5

Estas propiedades son útiles en la decisión inicial de experimentar con un propelente. Además, ayudan en el cálculo de los parámetros de rendimiento, como son el empuje y el impulso específico. El empuje es mayor para propelentes con un número de masa atómica más grande, asumiendo que la corriente y el voltaje son ambos aproximadamente constantes. En este caso el Bismuto. El impulso específico es mayor para propelentes con un número de masa atómica más pequeña, por lo tanto son más ligeros. En este caso el Magnesio.

La Tabla 4.1 muestra una enorme variedad de costos para los distintos propulsores. El cesio tiene un alto rendimiento, pero cuesta tanto que se vuelve poco práctico. El bismuto es un cercano segundo lugar en el rendimiento al mismo tiempo ser el propulsor segundo más barato.

El xenón es todavía el propelente más común, pero es el segundo más caro. El yodo es menos de la mitad del costo del xenón y es mucho más abundante. Está claro que existen alternativas más baratas, pero es necesario realizar pruebas para demostrar su utilidad.

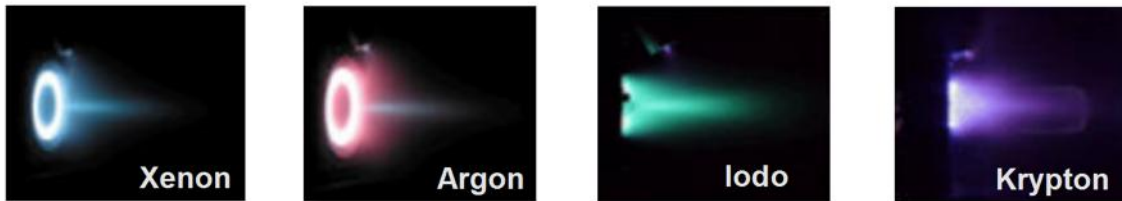
Algunos de estos elementos necesitan ser calentados para convertirse en gases y hasta ahora no está claro qué temperatura se requiere, lo que representa una nueva dimensión al problema de funcionamiento para el propulsor Hall como lo es el Bismuto, que en particular, es bastante difícil para vaporizar lo que lo hace menos deseable. Otros ya son gases a temperatura ambiente, y por lo tanto no requieren un calentamiento adicional.

Por otro lado, algunos propelentes deben estar más cerca del punto de ebullición que otros antes de que el flujo de masa necesario se puede lograr a través de la evaporación al vacío. Sin embargo, cuando se examinan los puntos de ebullición, los metales se hacen menos atractivos.

También, el calor específico entra en juego al determinar la potencia requerida para calentar un propulsor para un punto de fusión. Tendrá que superar cuando la fusión del propelente porque simplemente elevando la temperatura de una sustancia para el punto de fusión no su fase de transición calor latente de fusión. Sin embargo, cuando se examinan los puntos de ebullición, los metales se hacen menos atractivo

Estos valores difieren en gran medida en base a las propiedades específicas de las sustancias. Varios metales son prometedores en puntos de fusión bajos, como el mercurio, por ejemplo. A continuación se muestran las imágenes de los diferentes resultados en forma y color que generan algunos de los propelentes mencionados anteriormente al momento de ser utilizados en los propulsores Hall.

GASES



METALES



AVANZADOS

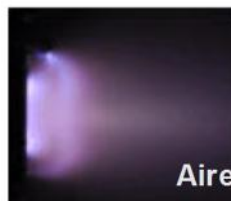


Figura 4.9: Diferentes tipos de propelentes utilizados en los propulsores de efecto Hall (Crédito de la imagen: Busek Co.)

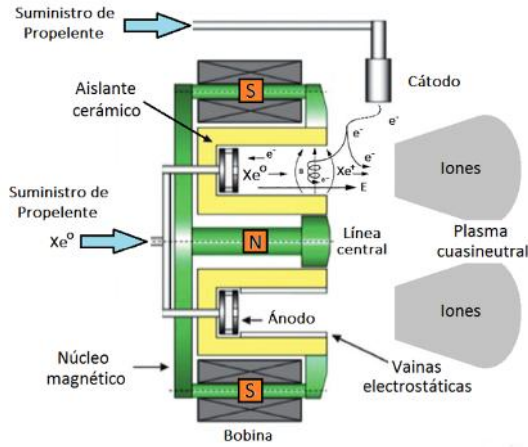
4.5 TIPO DE PROPULSORES HALL: SPT y TAL

El primer punto clave es tener en cuenta es que hay dos tipos distintos de propulsores de efecto Hall, sin embargo ambas versiones se basan en los mismos principios físicos para ionizar y acelerar el propelente. Estos tipos de propulsores son:

4.5.1 El propulsor de plasma estacionario (Stationary Plasma Thruster SPT)

Es también llamado propulsor de capa magnética (Magnetic Layer Thruster MLT), aunque ese nombre no es tan frecuente. El SPT cuenta con una cámara de descarga, con paredes cerámicas más largas que anchas constituidas por materiales dieléctricos. Suelen usarse el Nitruro de Boro (BN), el Sílice (SiO_2), el Borosil (BNSiO_2), la alúmina (Al_2O_3). Las colisiones entre electrones e iones con las paredes de cerámica proporcionan electrones secundarios de baja energía que sirven para

mantener la temperatura de los electrones dentro de la cámara de descarga baja, lo que permite un proceso de ionización y de aceleración.

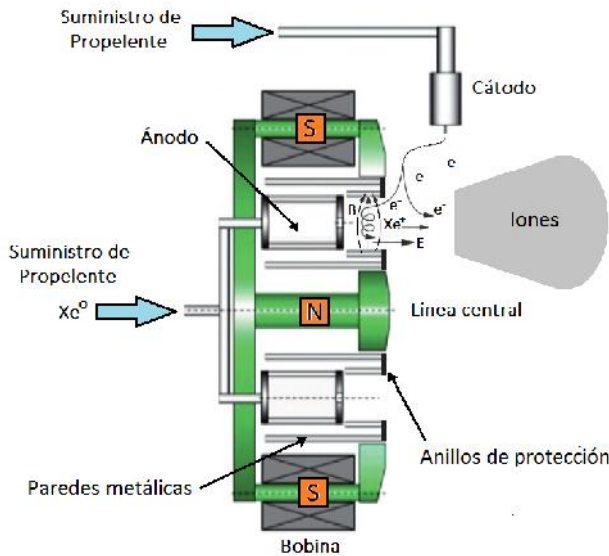


Propulsor de plasma estacionario SPT

Figura 4.10: El propulsor de plasma estacionario (SPT).

4.5.2 El propulsor con capa de ánodo (Thruster with Anode Layer TAL)

El TAL cuenta con una cámara de descarga, con paredes metálicas más anchas que largas, constituidas por materiales conductores, y compuestas por el ánodo, y polos magnéticos al interior y exterior. El haz de iones se limita a una parte estrecha de la cámara de descarga a través del control de la inyección del propelente con el fin de minimizar la erosión de los polos. Dado que hay pocos electrones secundarios, la temperatura de los electrones aumenta hacia el ánodo, lo que lleva a un fuerte aumento en el potencial del plasma cerca del ánodo. Es dentro de esta "capa de ánodo" que se produce la mayor parte de la ionización y la aceleración.



Propulsor con capa de ánodo TAL

Figura 4.11: El propulsor con capa de ánodo (TAL).

4.6 LAS DIFERENTES CONFIGURACIONES DEL PROPULSOR DE EFECTO HALL

En la actualidad existen nuevos diseños de propulsores de efecto Hall, donde el tamaño, forma, funcionamiento y aplicación varían dependiendo de la misión. Las configuraciones más destacadas son las siguientes, aunque puede haber otras:

4.6.1 Propulsor de alto impulso específico

Son propulsores de efecto Hall en los cuales la forma en la que obtienen impulsos específicos mayores ($I_{sp} \sim 4000$ [s]) es aumentando el potencial de descarga y la potencia del propulsor, en un proceso que se podría llamar “escalado hacia arriba” de los propulsores. El aumento del impulso específico permite competir en un rango de misiones más grande, y mejorar su posición con respecto a los propulsores iónicos.

4.6.2 Propulsor dual

Los propulsores duales se caracterizan por funcionar en dos regímenes de operación: un régimen a bajo empuje y alto impulso específico, y otro régimen de alto empuje y bajo impulso específico. Esto se consigue con diseños más versátiles que permiten modificar el potencial de descarga y el campo magnético aplicado al propulsor.



Figura 4.12: (A la derecha) Ejemplo de un propulsor dual (el PPS-5000). (A la izquierda) El propulsor dual en funcionamiento (el PPS-5000), (crédito de la imagen: Snecma).

4.6.3 Propulsor de baja potencia

Se consideran propulsores de baja potencia aquellos que operan por debajo de 500 [W] (<500 [W]) mediante la reducción de la tasa de flujo de propelente, voltaje de descarga o mediante la operación en los modos de impulsos, y fueron creados para su uso en satélites pequeños (micro y mini satélites) por requerir baja potencia para operar. Están diseñados para realizar tareas de control de órbita en micro-satélites y control de actitud en mini-satélites, y para compensar el arrastre. Algunos ejemplos son los motores BHT-200 o el HT-100.



Figura 4.13: (A la derecha) El propulsor BHT-200. (A la izquierda) El propulsor HT-100. (Crédito de la imagen: Busek Co.), (crédito de la imagen: Alta-Space Co.).

4.6.4 Propulsor de doble etapa (Double Stage Hall Thruster DS-HT)

Son propulsores en los que se pretende separar el proceso de ionización y aceleración del plasma de un modo parecido a como ocurre en los motores iónicos. Se logra usando un electrodo adicional entre el ánodo y el cátodo-neutralizador dentro de la cámara de descarga del propulsor. El electrodo intermedio actúa como cátodo para la etapa de ionización y como ánodo para la fase de aceleración. Dicha configuración resulta más apropiada para un propulsor de alto voltaje (> 500 [V]), y son capaces de utilizar eficientemente la energía del flujo reverso de los electrones en el proceso de ionización y son prometedores para la optimización por separado de los dos procesos.

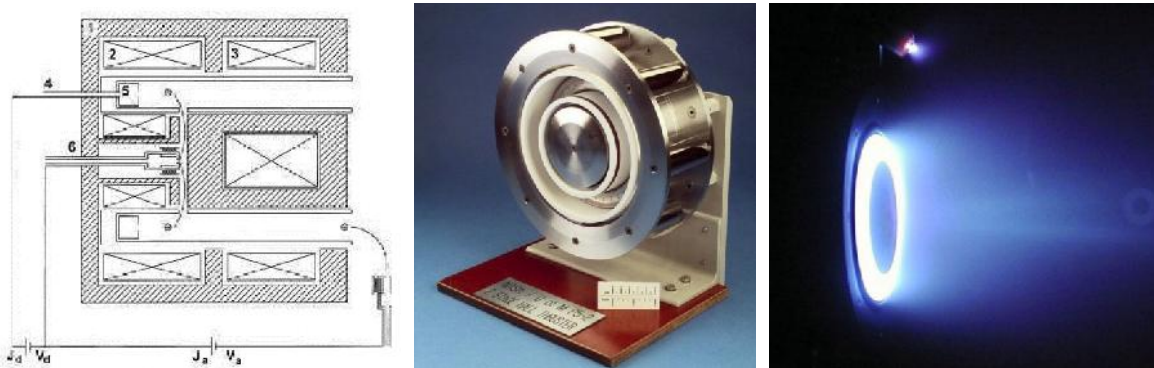


Figura 4.14: (A la derecha) Diagrama esquemático de un propulsor DS-HT. (En medio) Ejemplo de un propulsor DS-HT (el P5-2). (A la izquierda) El propulsor DS-HT en funcionamiento (el P5-2). (Crédito de la imagen: The University of Michigan, Plasmadynamics and Electric Propulsion Laboratory PEPL).

4.6.5 Propulsor Cilíndrico (Cylindrical Hall Thruster CHT)

Este propulsor utiliza una cámara cilíndrica completa, sin la pared interior. Esto reduce la relación superficie-volumen del motor, lo que produce menores pérdidas en las paredes por la erosión. El tener pérdidas de pared potencialmente más pequeñas en el canal de distribución nos indica que hay menor erosión y calentamiento de las partes del propulsor, en particular las partes internas críticas del canal y el circuito magnético. El campo magnético tiene una topología distinta, de modo que los efectos de espejo magnético son importantes. Esto hace que el concepto de un CHT muy prometedor para aplicaciones de baja potencia. Fue creado en la universidad de Princeton en el Princeton Plasma Physics Laboratory (PPPL).

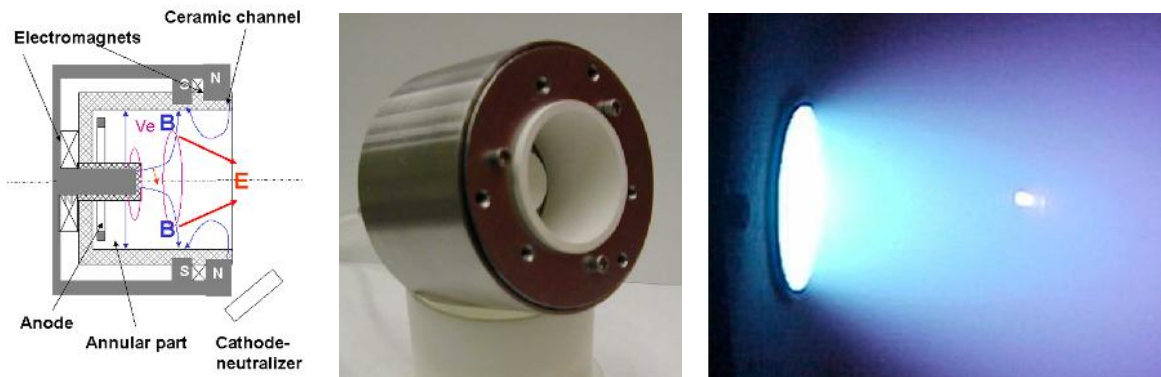


Figura 4.15: (A la derecha) Diagrama esquemático de un propulsor CHT. (En medio) Ejemplo de un propulsor CHT. (A la izquierda) El propulsor CHT en funcionamiento. (Crédito de la imagen: Princeton Plasma Physics Laboratory PPPL).

4.6.6 Propulsor con cúspides magnéticas divergentes (Diverging Cusped Field Thruster DCFT)

Desarrollado paralelamente en Alemania y E.E.U.U., consta de una cámara cilíndrica o cónica y un campo magnético que presenta cúspides. Este campo magnético puede estar dado por bobinas o imanes permanentes con polaridades alternas que se disponen en un patrón divergente resultando en dos cúspides fuertes dentro del canal y un gradiente magnético axial significativo en el enfoque al ánodo. Las intensidades de campo magnético dentro del canal son mayores cerca de la base del propulsor, con la disminución de las intensidades de campo descendente. El arreglo pretende confinar magnéticamente electrones que fluyen de un cátodo externo. El diseño peculiar del campo magnético tiene un doble objetivo, por un lado limitar el transporte axial de los electrones, y por el otro, reducir las pérdidas en las paredes.



Figura 4.16: (A la derecha) Diagrama esquemático de un propulsor DCFT. (En medio) Ejemplo de un propulsor DCFT. (A la izquierda) El propulsor DCFT en funcionamiento. (Crédito de la imagen: Courtney Daniel MIT).

4.6.7 Propulsor Lineal (Linear or Racetrack Hall Thruster LHT)

La geometría lineal es atractiva para el escalamiento hacia abajo de la descarga, ya que no tiene las limitaciones prácticas impuestas por la pieza del polo magnético central en un diseño coaxial. Otra motivación para el uso de un propulsor de efecto Hall lineal es la posibilidad de investigar el comportamiento de los materiales cerámicos avanzados que no son fáciles de maquinar pero que están disponibles en forma de placa, tales como el vapor químicamente depositado (CVD) de diamante poli-cristalino. Este material parece ser una alternativa prometedora a las diferentes mezclas de nitruro de boro (BN) que se utilizan comúnmente en los propulsores Hall modernos, debido al mayor potencial de conductividad térmica (lo que implica menos tensión mecánica), menor tasa de erosión bajo el bombardeo de iones (lo que implica tiempo de vida más largo), y menor rendimiento secundario e inferior de electrones (lo que implica una mayor eficiencia de descarga). Las características principales son: escalabilidad sencilla, su desarrollo es menor, los costos de calificación que se manejan son adecuados, y que pueden ser muy compactos.



Figura 4.17: (A la derecha) Ejemplo de un propulsor LHT. (A la izquierda) El propulsor LHT en funcionamiento. (Crédito de la imagen: Busek Co.).

4.6.8 Propulsor multicanal (Nested Channel Hall Thruster NCHT)

Consiste en un solo motor con múltiples cámaras cilíndricas anulares, cada una de diferente tamaño, de manera que todas ellas son coaxiales y contienen su propio ánodo e inyector. Por lo general incluyen el cátodo situado en el centro o eje del propulsor, compartiéndolo para todas las cámaras de descarga. Son motores diseñados para operar a una elevada potencia (100-200 [kW]) pero con un peso reducido. La configuración de múltiples cámaras de descarga les permite operar en un gran número de condiciones, sin más que activando los diferentes canales de descarga. Son por tanto motores de operación dual. La eficiencia de estos motores suele ser similar a la de su equivalente de una única cámara de descarga.

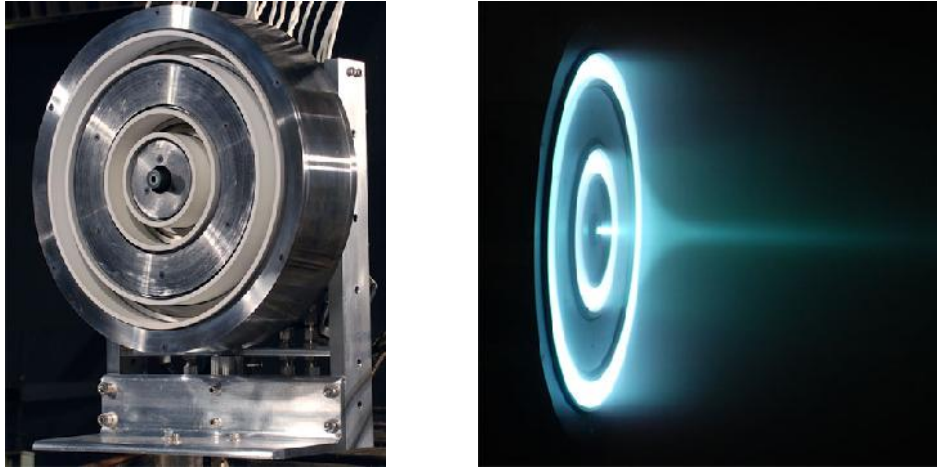


Figura 4.18: (A la derecha) Ejemplo de un propulsor NCHT de dos canales (el X2). (A la izquierda) El propulsor NCHT de dos canales en funcionamiento (el X2). (Crédito de la imagen: The University of Michigan, Plasmadynamics and Electric Propulsion Laboratory PEPL).

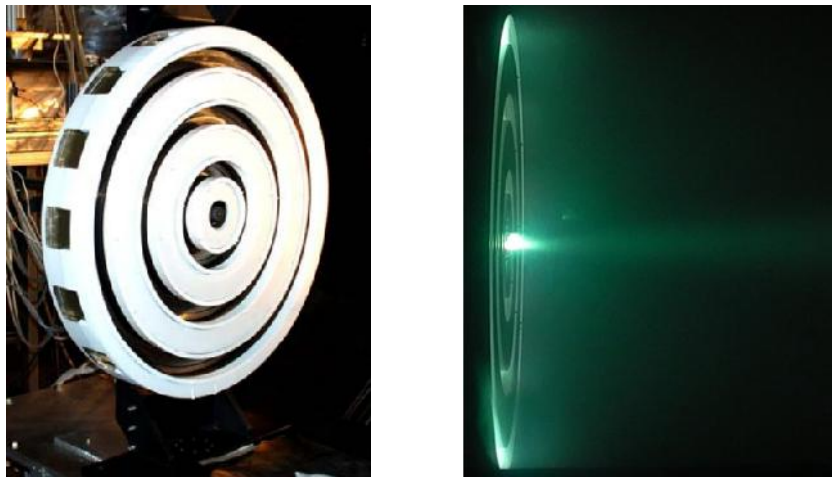


Figura 4.19: (A la derecha) Ejemplo de un propulsor NCHT de tres canales (el X3). (A la izquierda) El propulsor NCHT de tres canales en funcionamiento (el X3). (Crédito de la imagen: The University of Michigan, Plasmadynamics and Electric Propulsion Laboratory PEPL).

4.6.9 Propulsores agrupados (Clustered Hall Thrusters)

Es la agrupación de dos o más propulsores que se acomodan de tal manera que se utilizan para determinar los efectos de acoplamiento asociados a la agrupación. La agrupación permite que una nave espacial pueda alcanzar una potencia a escala prácticamente ilimitada y niveles de empuje con un propulsor dado. Las características principales son: la interacción de la pluma (no tiene adición simple), cuestiones de neutralización (interacciones entre los diferentes campos eléctricos E), permiten una mayor flexibilidad en diseño y en redundancia, y causan el flujo reverso de los electrones (back-sputtering) lo que ocasiona erosión entre propulsores.

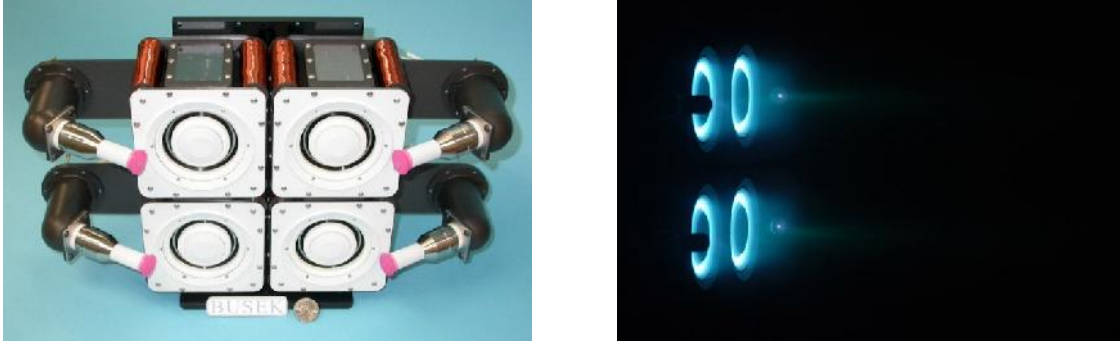


Figura 4.20: (A la derecha) Ejemplo de una agrupación de propulsores (BHT-600). (A la izquierda) La agrupación de propulsores en funcionamiento (BHT-600). (Crédito de la imagen: Busek Co.).

4.7 PRINCIPALES CENTROS DE INVESTIGACIÓN DE LOS PROPULSORES DE EFECTO HALL

Hoy en día existe una gran cantidad de centros de investigación dedicados al estudio de los propulsores Hall, tanto a nivel experimental, como a nivel teórico y de simulación. Los propulsores Hall se incluyen dentro de los programas de las diferentes agencias espaciales, y constituyen un producto comercial dentro del mercado espacial. Una prueba de ello es la cantidad de empresas que los venden. Su evolución ha llevado a diseños cada vez más óptimos y más versátiles permitiendo que exista un mayor rango en misiones donde se puedan utilizar, por lo que aún queda mucha investigación para mejorar esta tecnología. Los principales centros de investigación son los siguientes de la Tabla:

E.E.U.U	Europa	Rusia	Otros Lugares
<ul style="list-style-type: none"> • NASA • Aerojet Rocketdyne • Busek • General Dynamics • Boeing Satellite • Lockheed Martin • Pratt & Whitney • TRW • Universidad de Michigan • Michigan Technological University • MIT • Princeton University • Caltech • Georgia Tech • Kettering University • Stanford University 	<ul style="list-style-type: none"> • Snecma (Francia) • CNRS (Francia) • Astrium Ltd (Alemania) • QinetiQ (Reino Unido) • Laben (Italia) • Alta-Space (Italia) • Universidad Politécnica de Madrid (España) • IPPLM (Polonia) 	<ul style="list-style-type: none"> • EDB Fakel • TsNIIMaSh • Keldysh RC • RIAME-MAI • Kurchatov Institute • MIREA • Karkhov Aviation Institute 	<ul style="list-style-type: none"> • JAXA (Japón) • LIP Lanzhou Institute of Physics (China) • KAIST (Corea) • EIAST (Emiratos Arabes Unidos) • Universidad Politécnica de Estambul (Turquía) • Rafael Ltd. (Israel)

Capítulo

5

DISEÑO DE UN PROPULSOR DE EFECTO HALL

Antes de comenzar cualquier proceso de diseño tenemos que tener claro los requisitos que debemos satisfacer y los diversos factores que debemos considerar. De esta manera podremos establecer un conjunto de especificaciones cuyo cumplimiento constituirá la meta del diseño.

En este capítulo estudiaremos de manera simplificada una misión (una transferencia orbital) para la que actualmente se consideran como candidatos los modelos de baja potencia de los propulsores Hall. Determinaremos las características que el sistema propulsivo debe cumplir para ser el óptimo y a partir de allí determinaremos los parámetros en base a las cuales diseñaremos nuestro propulsor del tipo SPT.

Los prototipos en el rango de potencias bajas (>1 [kW]), como el propulsor considerado en el proyecto, se plantean como una alternativa a la propulsión química en misiones interplanetarias y de transferencia orbital.

5.1 PROCESO DE DISEÑO

La metodología que usaremos está basada en propuestas y metodologías que se sugieren en los libros Space Propulsion Analysis and Design (SPAD) [56] y en la del Space Mission Analysis and Design (SMAD) [55], pero con algunas modificaciones ya que hay parámetros que no se han definido del todo y que no se tienen contemplados para este trabajo. A continuación se muestran los pasos que se siguieron para el proceso de diseño de un propulsor de efecto Hall.

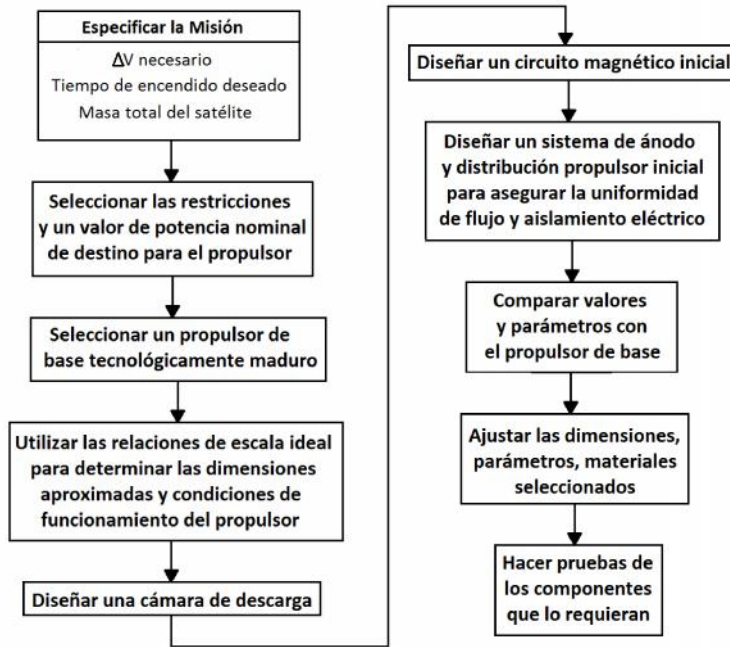


Figura 5.1: Proceso a seguir para el diseño de un propulsor espacial.

5.2 Análisis de la misión

El viaje de cualquier satélite comienza a bordo de algún tipo de vehículo propulsado por cohetes, que es el único medio disponible en la actualidad para el transporte en el espacio y la superación de la fuerza del campo gravitatorio de la Tierra.

La inserción de un satélite en su órbita de operación rara vez se realiza directamente por el vehículo lanzador que lleva a la astronave al espacio exterior. Por una parte, el rango de inclinaciones orbitales que puede conseguirse directamente con el lanzamiento es limitado y nunca puede ser menor que la latitud geográfica de la base de lanzamiento. Por otro lado, el lanzamiento es una maniobra particularmente crítica que prefiere estandarizarse en todo lo posible.

El cohete normalmente pone el satélite en una órbita inicial (o de "transferencia") a pocos cientos de kilómetros sobre la superficie de la Tierra, por lo que le corresponde entonces al satélite impulsarse por sus propios medios, para instalarse en su órbita operacional final.

Por todo ello la estrategia habitual consiste en situar al satélite en una órbita baja (LEO) de "aparcamiento"; la inserción en la órbita de aparcamiento se debe realizar mediante un sistema propulsivo (típicamente propulsión química) mientras que la inserción en la órbita de la misión se debe realizar mediante maniobras orbitales posibles gracias a la incorporación de un sistema propulsivo (típicamente propulsión eléctrica) en el propio vehículo espacial. A continuación se ilustra las etapas típicas que se realizan mediante un cohete (propulsión química) para llevar un satélite a una órbita inicial de aparcamiento.

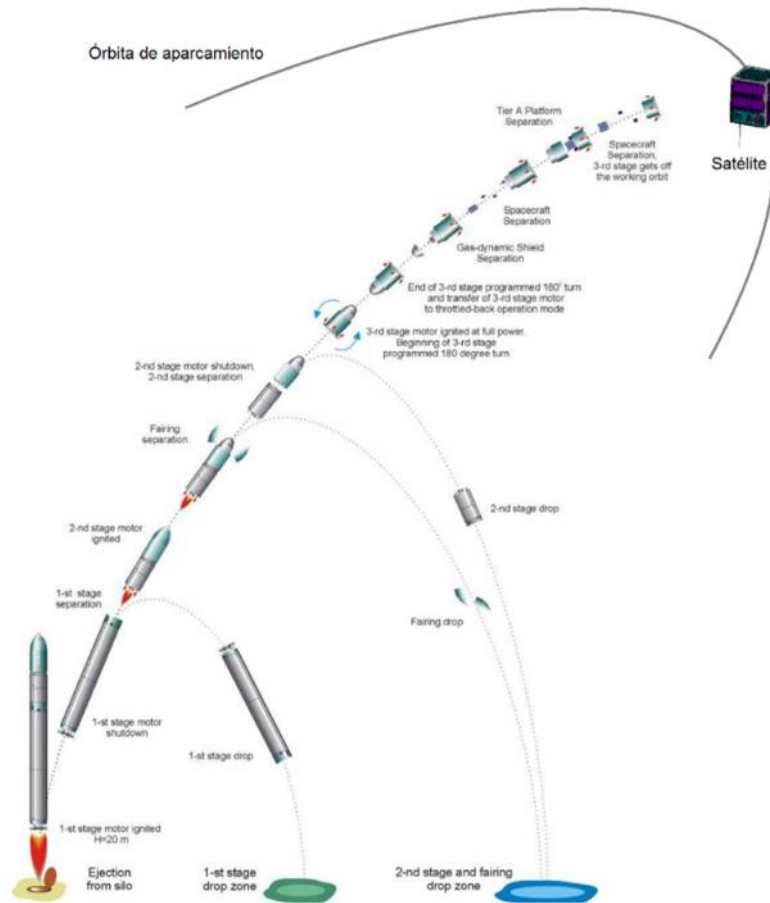


Figura 5.2: Etapas que se realiza un cohete para llevar un satélite a una órbita inicial de aparcamiento, [62].

5.3 Especificación la misión

Los objetivos de un sistema de propulsión en un micro-satélite son: poder controlarlo para que realice maniobras de inserción en una órbita deseada, mantenimiento, apuntamiento, estabilización, cambios de velocidad, elevación, correcciones en su órbita, transferencia de una órbita a otra y desorbitarlo para que no se genere basura espacial, lo que impacta directamente en la misión.

Teniendo en cuenta lo anterior, el primer paso es resumir los requerimientos de la misión. Típicamente esto incluye, el cambio en la velocidad (ΔV), el tiempo de empuje deseable, masa del satélite, la potencia eléctrica que se suministra, el lanzamiento del satélite, la confiabilidad, costos, etc.; aunque para nuestros fines solo se calcularán los primeros tres antes mencionados.

Por lo que basándonos en los datos del satélite “Quetzal” diseñaremos una misión que se asemeje a la misión que se piensa realizar con él, proponemos los requerimientos siguientes:

“Crear un sistema de propulsión de baja potencia (menor a 500 [W]), de un volumen menor a 1000 [cm³], que el propelente no sea líquido para transferir un micro-satélite sin restricción de tiempo para llegar a la órbita deseada, con una masa total de 80 [kg] (incluyendo carga útil) desde una órbita circular LEO de 300 [km] con una inclinación de 28° (donde la compañía de lanzamiento lo

dejará aproximadamente), a otra órbita circular LEO de 700 [km] sin inclinación (órbita donde se desea que permanezca el satélite)."

5.4 Elección del tipo de maniobra orbital

Para realizar una transferencia de órbita, desde una órbita LEO a otra LEO, necesitamos elegir una trayectoria de transferencia. Las maniobras orbitales más utilizadas son: transferencia "Hohmann", transferencia "One-tangent burn", transferencia "en espiral" también conocida como transferencia "Low Thrust" (de bajo empuje), transferencia "Bi-elíptica".

Las maniobras espaciales siempre compensan el tiempo de vuelo y el uso de propelente. Para una transferencia de una LEO a la otra con mayor altitud, podemos transferir más rápido o más lento que una transferencia Hohmann. Para acelerar la transferencia, podemos aumentar el semieje mayor de la elipse de transferencia a través de la de la elipse de Hohmann. Para reducir la velocidad de la transferencia, podemos hacer múltiples encendidos del propulsor. Los Múltiples encendidos reducen el ΔV sólo si el tiempo total de encendido en el perigeo excede unos 10 minutos o el tiempo de encendido en el apogeo excede unos 45 minutos.

Para el diseño, elegiremos la transferencia "Low thrust", debido a las aplicaciones y ventajas que se acercan a nuestras necesidades, en la cual se trazará una trayectoria en espiral continuamente empujada.

Se ha elegido esta maniobra porque permite un análisis sencillo y sirve como un ejemplo ilustrativo de las capacidades de la propulsión eléctrica; no pretendemos que los resultados obtenidos correspondan exactamente con una misión real.

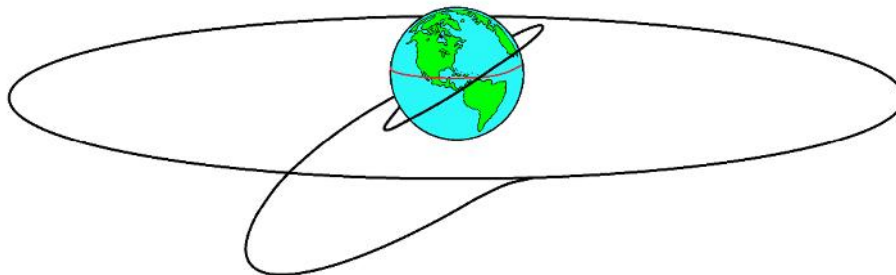


Figura 5.3: Trayectoria utilizando transferencia "Low Thrust".

5.5 PARÁMETROS DE DISEÑO

5.5.1 Cálculo del cambio en la velocidad (ΔV)

Para los sistemas de propulsión con muy bajo empuje, como los propulsores eléctricos, el cálculo impulsivo del ΔV no representa correctamente la misión, por lo que debemos utilizar el método apropiado para estimar el ΔV de las trayectorias espirales "Low Thrust".

De la ley de la gravitación universal de Newton tenemos que si un cuerpo se encuentra orbitando sobre otro en una órbita circular, se puede obtener la siguiente expresión:

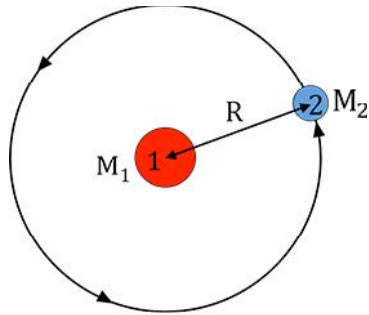


Figura 5.4: Un cuerpo orbitando sobre otro en una trayectoria circular.

$$F = G \frac{M_1 M_2}{R^2}$$

Donde:

F = Fuerza ejercida entre ambos cuerpos

G = constante de gravitación universal = $6.6738480 \times 10^{-11} \left[\frac{\text{m}^3}{\text{kg s}^2} \right]$

M_1 = Masa del cuerpo 1 el cual es orbitado

M_2 = Masa del cuerpo 2 el cual orbita sobre el cuerpo 1

R = Distancia entre las masas M_1 y M_2

Con ello se puede calcular la aceleración centrípeta

$$a = \frac{V_c^2}{R}$$

De la cual obtenemos la velocidad circular del objeto 2 que está dada por:

$$V_c = \sqrt{\frac{GM_1}{R}} \quad \left[\frac{\text{km}}{\text{s}} \right]$$

Donde:

a = aceleración centrípeta

V_c = velocidad circular del objeto 2

En consecuencia, tenemos que V_c depende solo de G, M_1 y de R, pero no depende de M_2 .

Con las ecuaciones anteriores se obtiene la velocidad orbital, y se aplica tanto para la órbita inicial LEO1 como para la órbita final LEO2.

$$V_{leo1} = \sqrt{\frac{GM_T}{R_{leo1}}}$$

$$V_{leo2} = \sqrt{\frac{GM_T}{R_{leo2}}}$$

Donde:

M_T = masa de la Tierra = 5.9722×10^{24} [kg]

V_{leo1} = velocidad en LEO1 $\left[\frac{\text{km}}{\text{s}} \right]$

V_{leo2} = velocidad en LEO2 $\left[\frac{\text{km}}{\text{s}} \right]$

R_T = radio de la Tierra [km]

h_{leo1} = altura de la órbita LEO1 [km]

h_{leo2} = altura de la órbita LEO2 [km]

$R_{leo1} = R_T + h_{leo1}$ [km]

$R_{leo2} = R_T + h_{leo2}$ [km]

Teniendo las velocidades de las órbitas deseadas, podemos ahora aproximar el cambio en la velocidad para una órbita circular a otra mediante la siguiente expresión:

$$\Delta V_{\text{espiral}} = |V_{leo1} - V_{leo2}|$$

Para cambiar la orientación del plano de la órbita del satélite (típicamente la inclinación), debemos cambiar la dirección del vector de velocidad. Esta maniobra requiere una componente de ΔV para ser perpendicular al plano orbital y, por lo tanto, perpendicular al vector de velocidad inicial. Si el tamaño de la órbita se mantiene constante, la maniobra se llama “cambio simple de plano”. Podemos encontrar el cambio requerido en la velocidad (ΔV_{cplano}) mediante el uso de la ley de los cosenos. Para este caso la velocidad final (V_f) es igual a la velocidad inicial (V_i), esta expresión se reduce a

$$\Delta V_{\text{cplano}} = 2 V_i \text{sen} \left(\frac{\theta}{2} \right)$$

Donde:

V_i = velocidad despues del encendido

θ = ángulo de cambio

Por lo que para obtener el ΔV_{total} de la transferencia “Low Thrust”, hay que sumar la transferencia planar ΔV_{cplano} al cambio de plano ΔV_{cplano} :

$$\Delta V_{\text{total}} = \Delta V_{\text{espiral}} + \Delta V_{\text{cplano}}$$

Al igual que con el caso impulsivo, podemos reducir este ΔV combinando las tareas de la elevación de la órbita y el cambio de inclinación. También hay que considerar que se le debe sumar un 5% de margen para compensar los cambios.

$$\Delta V_{\text{LOW}^*} = (1.05) (\Delta V_{\text{total}})$$

Para calcular los valores se utilizó el software MatLab (ver código en Apéndice B), donde se obtuvo el cambio en la velocidad $\Delta V_{\text{LOW}^*} = 4.1117 \left[\frac{\text{Km}}{\text{s}} \right]$, el cual entra en un rango aceptable para utilizar propulsión eléctrica. También se obtuvieron las siguientes gráficas:

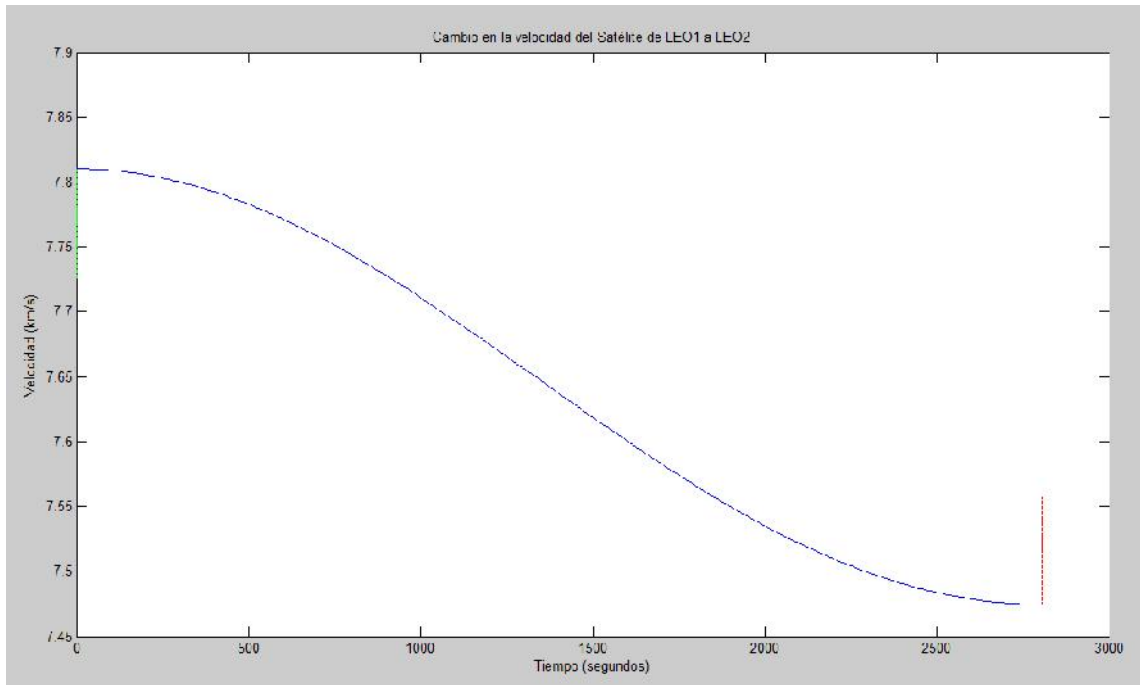


Figura 5.5: Cambio en la velocidad del satélite durante la transferencia de una órbita inicial a una órbita final.

De la gráfica de la Figura 5.5 se puede observar que el cambio en la velocidad resultó ser pequeño en comparación de otro tipo de misiones, y esto fue porque la distancia entre la órbita de aparcamiento no es muy grande desde el punto de vista de transferencias orbitales, a diferencia de la distancia que se tendría con una órbita Geoestacionaria.

También se obtuvo la gráfica de la simulación del comportamiento del satélite al momento de hacer la transferencia de la órbita LEO1 a la órbita LEO2.

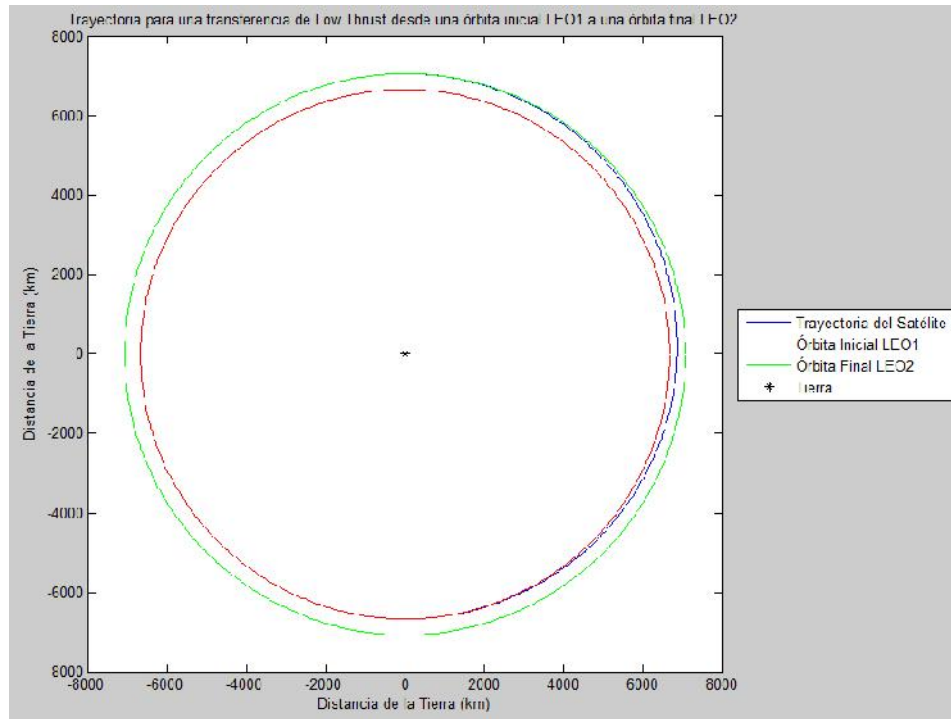


Figura 5.6: Simulación obtenida que representa la transferencia de la órbita LEO1 a la órbita LEO2 del satélite con los valores propuestos.

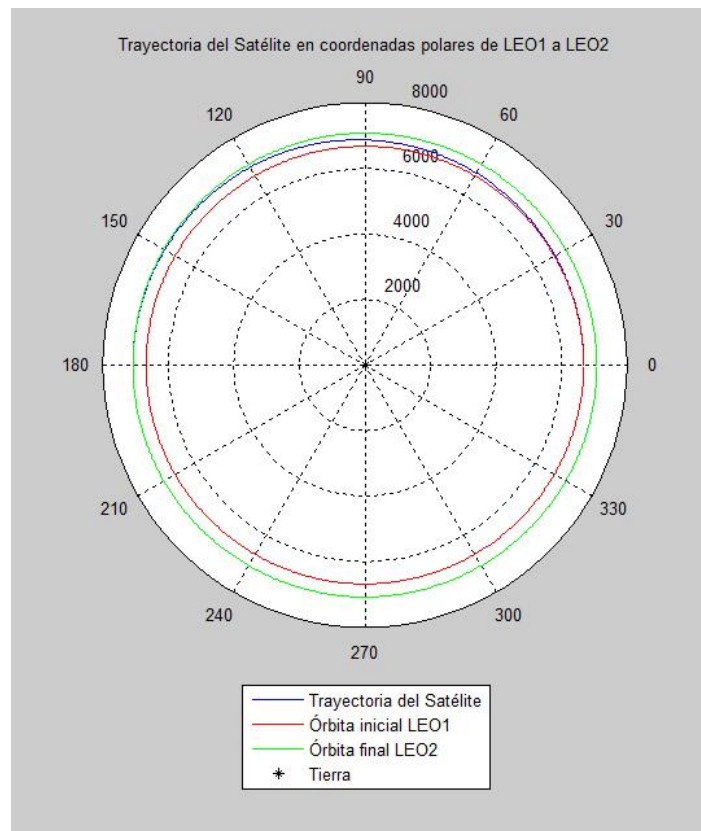


Figura 5.7: Simulación obtenida que representa la transferencia de la órbita LEO1 a la órbita LEO2 del satélite con los valores propuestos en coordenadas polares.

En base a los resultados obtenidos en el ΔV podemos ver que se puede ocupar propulsión eléctrica sin problema ya que se encuentra dentro del rango de 3.5 [km/s] a 230 [km/s] que se necesita para utilizar este tipo de propulsión, de hecho, en este tipo de misiones normalmente se utilizan este tipo de maniobras ya que requieren menos masa de propelente debido a que un propulsor eléctrico produce un impulso específico muy alto.

De acuerdo a la gráfica (Figura 3.12), de los diferentes propulsores eléctricos vemos que para un sistema de propulsión menor a 500 [W] pueden aplicarse los propulsores PPT, los Hall, los resistojets los arcjets, los coloidales y los iónicos.

Por requerimientos de la misión los resistojets y arcjets quedan descartados por el tipo de combustible que manejan que es líquido en almacenamiento.

De acuerdo a la gráfica (Figura 3.13) los propulsores PPT, los iónicos y los Hall cumplen con las aplicaciones que se buscan dentro de la misión, mientras que los MPD's funcionan por lo general arriba de 1 [kW] por lo que se descartan.

De acuerdo a la tabla de características (Figura 3.10), los PPT son buenos pero tienen una baja eficiencia en general y los coloidales tienen una eficiencia muy buena pero generan un empuje muy bajo por lo que ambos se descartan.

Los propulsores Hall y los propulsores iónicos cumplen con todos los requerimientos, solo que los iónicos son muy grandes para este tipo de misiones, por lo cual debido a su tamaño se descartan.

Por lo que al final para la aplicación de propulsión eléctrica, elegiremos un propulsor de efecto Hall que utilice xenón como propelente y que sea de baja potencia, ya que es una tecnología probada, y además porque el rango de operación de estos propulsores se ajusta más a las necesidades de la misión.

5.5.2 Algoritmo de dimensionamiento para etapas eléctricas

A continuación se harán los cálculos de los valores necesarios y esenciales en los propulsores de efecto Hall, siguiendo la metodología del SPAD [56] para cuando se diseña un sistema con restricción de la potencia.

1. Potencia

Para nuestro diseño, el primer requisito que se pide e indispensable es que sea un propulsor de baja potencia (menor a 500 [W]). De acuerdo a los propulsores comerciales y de prueba de la tabla del Apéndice C, la potencia que manejan la mayoría de ellos se encuentra en el rango de 100[W] a 300[W], por lo cual se propone una potencia de $P=200[W]$.

2. Impulso específico

Para determinar el impulso específico esperado, se utilizó una ley de escalado exponencial relacionando los datos existentes de la base de datos de la tabla del Apéndice C y de las siguientes Figuras 5.8 y 5.9.

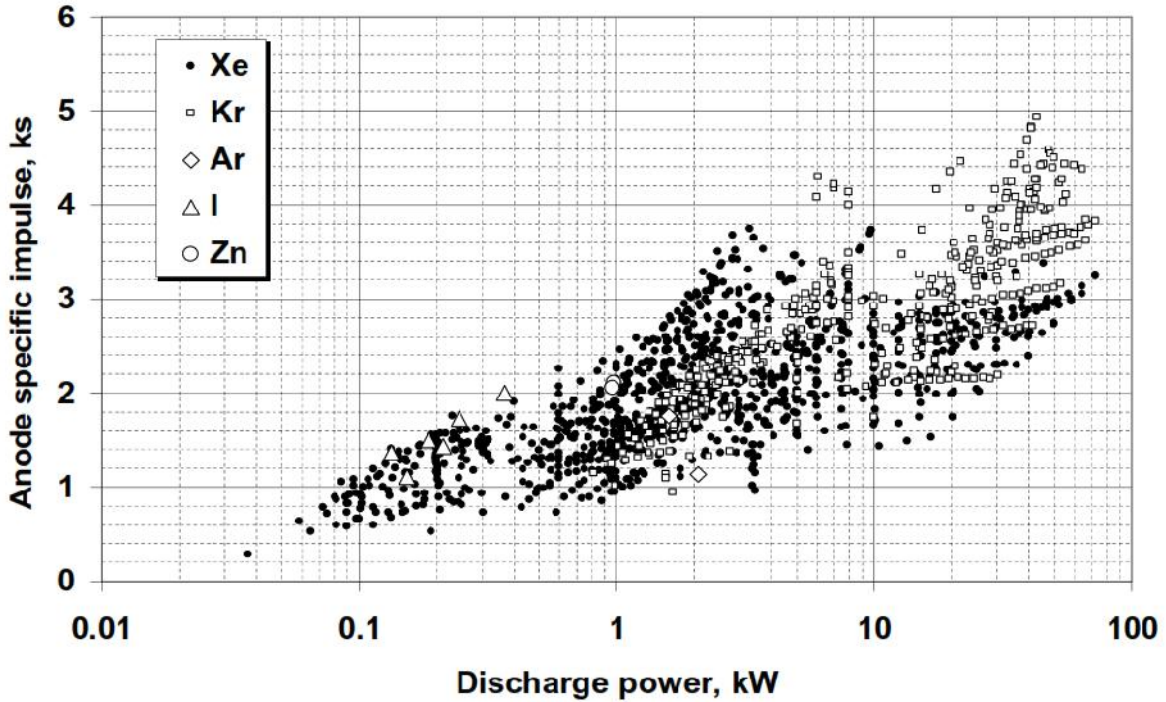


Figura 5.8: Relación entre la potencia e Impulso Específico. [64]

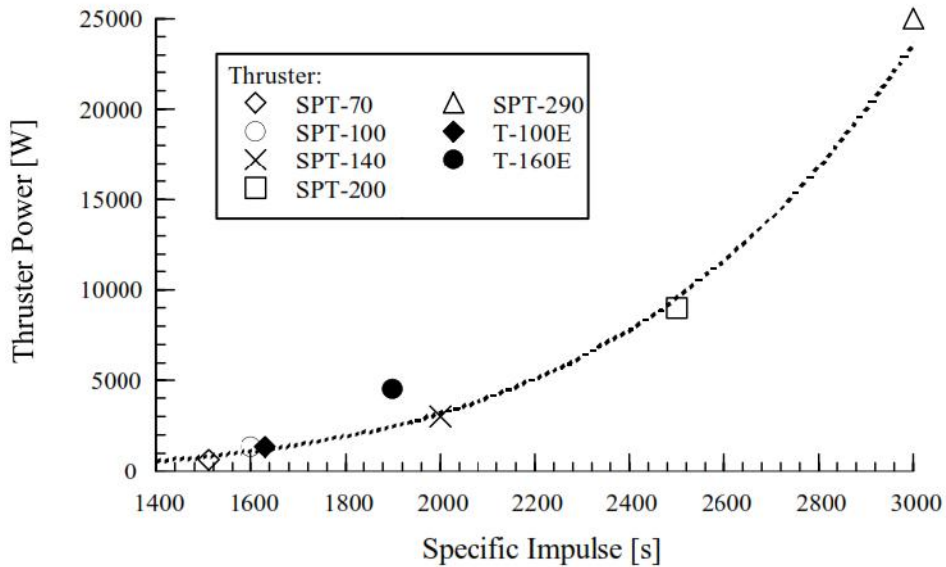


Figura 5.9: Relación entre la potencia e Impulso Específico, [12].

Las gráficas anteriores nos muestran el comportamiento del impulso específico en relación con la potencia. Podemos observar que para una potencia por debajo de los 1000[w] se obtienen valores de impulsos específicos menores a 2000 [s], y para potencias de alrededor de los 200 [w] se obtienen impulsos específicos de 1000[s] a 1600[s]; corroborando los parámetros que se encuentran en la literatura y en la base de datos de la tabla del Apéndice C.

Con esta información podemos variar la elección del impulso específico (I_{sp}) que se encuentra en el rango de 1000[s] y 3000[s], por lo cual se propone el siguiente valor:

$$I_{sp} = 1300 \text{ [s]}$$

3. Velocidad de escape (c)

$$c = I_{sp}g \left[\frac{\text{m}}{\text{s}} \right]$$

$$c = 12753 \left[\frac{\text{m}}{\text{s}} \right]$$

Donde se toma el valor de la constante de gravitación terrestre como $g = 9.81 \left[\frac{\text{m}}{\text{s}^2} \right]$

4. La eficiencia (η)

$$= A + B \ln(I_{sp})$$

Utilizando la siguiente tabla de [56], donde estas cifras indican la eficiencia y la masa específica para un sistema propulsor completo.

Tabla 5.1: Modelos de características de propulsores eléctricos, [56].				
Thruster System	Constants for models			
	A	B	C	D
H ₂ Arcjet	--	--	5.0	0
NH ₃ Arcjet	--	--	1.8	0
Ar Ion	-2.024	0.307	4490	-0.781
Ar Ion (MW _e design)	--	--	0.49	0
Xe Ion	-1.776	0.307	123,100	-1.198
Hg Ion	-0.765	0.181	82,870	-1.136
Ar MPD (Lab version)	-0.591	0.126	7	0
H ₂ MPD (2.5 MW _e design)	--	--	0.17	0
Ar PIT	-1.99	0.32	7	0

Para el Xenón

$$= (-1.776) + (0.307) \ln(I_{sp})$$

$$= 0.4252 \quad 42\%$$

5. Masa del propelente (con la ecuación de Tsiolkovsky)

$$m_p = m_0 \left(1 - e^{-\frac{\Delta v}{c}} \right) \text{ [Kg]}$$

$$m_p = 22.0478 \text{ [Kg]}$$

6. Potencia del chorro (P_{jet})

$$P_{jet} = r P \quad \text{[W]}$$

$$P_{\text{jet}} = 85.0453 \text{ [W]}$$

7. El gasto másico o flujo másico (\dot{m})

$$m = \frac{2P_{\text{jet}}}{c^2} \quad \left[\frac{\text{mg}}{\text{s}} \right]$$

$$m = 1.0458 \times 10^{-6} \left[\frac{\text{mg}}{\text{s}} \right]$$

8. Empuje o Thrust (T)

$$T = mc \text{ [N]}$$

$$T = 0.0133 \text{ [N]} = 13.3 \text{ [mN]}$$

9. Duración de encendido (o de empuje)

$$= \frac{m_p}{\dot{m}} \quad [\text{s}]$$

$$= 2.1082 \times 10^7 \text{ [s]} = 5.8561 \times 10^3 \text{ [h]} = 244.0037 \text{ [días]} \quad 8 \text{ [meses]}$$

Por lo que las especificaciones resultaron:

El propulsor deberá ser uno de tipo Hall, y debes ser capaz de usar la energía que capta el micro-satélite, el propulsor no debe de pasar de un peso de 1 [kg], debido al tamaño se limita el uso a un solo propulsor, no llevar líquidos como propelente, se limita la potencia a 200 [W], debe tener una vida útil de por lo menos 8 meses, debe ser de un volumen de aproximadamente 1000 [cm³].

5.6 ESCALAMIENTO DE UN PROPULSOR DE EFECTO HALL

Los métodos de escalamiento del propulsor Hall intentan relacionar las dimensiones físicas y los parámetros de funcionamiento de los procesos de generación, confinamiento y aceleración del plasma. La idea o el enfoque que se refiere a menudo como "escalamiento ideal" es que si los procesos de plasma importantes se escalan de modo que sean similares a algún propulsor tomado como base, entonces se mantendría el alto rendimiento de los propulsores de alta potencia (los que utilizan potencia en el orden de [KW]) cuando se escalan a potencias más bajas (los que utilizan potencia en el orden de [W]) y a menores dimensiones. Este enfoque se rige por las llamadas "Leyes de escalamiento".

La evidencia empírica señala el hecho de que la energía y el tamaño del propulsor están fuertemente correlacionados. Los propulsores de mayor potencia tienden a ser más grandes para proporcionar velocidades del flujo del propelente más altas, tensiones y corrientes de descarga más altas y cargas totales de calor más grandes. Parece que debe haber una relación matemática entre la potencia de funcionamiento nominal y el tamaño, pero no es evidente cuál es la dimensión característica adecuada, ni su relación con la potencia de entrada aparentemente necesaria. Si se pudiera identificar una longitud característica del propulsor y determinar su relación con la potencia nominal del propulsor, esto le permitiría un diseñador seleccionar un nivel de potencia adecuado para un

propulsor y calcular las dimensiones importantes utilizando como base algún dispositivo existente conocido.

Se pueden tomar dimensiones para la longitud característica de la cámara de descarga como el diámetro del propulsor, el ancho del canal y la longitud del canal, pero no hay ninguna razón obvia para elegir alguna dimensión en particular sobre otra sin un análisis más cuidadoso y minucioso de los procesos importantes que determinan el comportamiento y el rendimiento propulsor.

Si se selecciona cualquiera de las dimensiones para ser la única longitud significativa de escala, se debe demostrar que la forma no es importante para el escalamiento.

Si la forma geométrica del propulsor afecta al rendimiento, se daría el caso de que todas las dimensiones grandes (o sus proporciones) son importantes.

Los procesos de plasma considerados al desarrollar las leyes de escalamiento incluyen la ionización del propelente, el confinamiento de electrones, la pérdida de potencia debido a la recombinación de iones de electrones en paredes de la cámara, y el campo magnético óptimo.

A lo largo del tiempo se han propuesto diferentes metodologías para los propulsores de efecto Hall:

En un principio, en un seminario de propulsión eléctrica dada en el Instituto Tecnológico de Massachusetts (MIT) en 1991 por diseñadores rusos, se presentaron un conjunto de ecuaciones de diseño en las que se relacionaban las dimensiones de un propulsor de efecto Hall del tipo SPT, como el ancho y profundidad de la cámara de descarga y su diámetro. Nota: Hay que tener en cuenta que en la actualidad no hay ecuaciones de diseño equivalentes para los TAL que se sepa que hayan sido publicadas.

La mayoría de los enfoques de escala se basan en el criterio Melikov-Morozov. Este criterio indica que el camino libre medio de ionización debe ser menor que la longitud del canal ($\lambda_i \ll L$). Este parámetro caracteriza la probabilidad de ionización de átomos neutros en el canal de descarga y, eventualmente la utilización de la eficiencia de masa del propelente.

V. Khayms y M. Martínez - Sánchez [66], estudiaron la variante de la escala fotográfica en el que el diámetro del canal, la altura y la longitud de la zona de ionización se reducen en la misma proporción. Ellos observaron que para mantener una probabilidad constante de ionización en el canal de descarga se requiere para aumentar la densidad del plasma, y esto conducirá a un aumento en el flujo de calor en las paredes del canal y la reducción de la vida útil.

V. Kim y sus colaboradores [70], utilizaron la misma idea en el desarrollo de propulsores Hall de baja potencia.

E. Ahedo y J. Gallardo [64], observaron que existe un problema en la saturación magnética, lo que aumenta el flujo de calor y la reducción de la vida útil cuando se aplica una escala fotográfica. Como una solución alternativa para preservar la probabilidad de ionización propusieron para reducir el área de la sección del canal, manteniendo sin cambios la longitud de la zona de ionización.

M. Andrenucci y sus colaboradores [69], argumentaron que el límite común de todos los enfoques anteriores es que la ampliación del radio de canal no se trata por separado de las otras dimensiones

radiales, lo que significa que los efectos de escala y de forma se mezclan. Trataron de utilizar un enfoque más sistemático, tratando a cada parámetro geométrico separado. El mismo enfoque, complementado por una extensa base de datos que abarca muchos HET diferentes, se aplicó por F. Battista y T. Misuri [67], para encontrar las dimensiones del diseño de un conjunto de propulsores de alta potencia.

J. Ashkenazy y sus colaboradores [65], buscaron las formas de cambiar los diferentes tamaños de canal de aceleración para que realizara un trabajo más eficiente con menor potencia, con el objetivo de lograr la invariancia del criterio de Melikov - Morozov. Ellos demostraron que al escalar hacia abajo el tamaño del canal, se incrementaban las pérdidas de energía y la eficiencia global del propulsor, a consecuencias de reducirlo. Para evitar estos efectos propusieron un enfoque alternativo que consiste en la ampliación de la longitud del canal en el área constante de la sección transversal del canal.

K. Dannenmayer y S. Mazouffre [68], utilizaron la base de datos de todos los propulsores y también tomaron como base la condición de invariancia del criterio Melikov - Morozov, usando la suposición de que la longitud de la zona de ionización, la altura y el diámetro del canal se puede cambiar de forma independiente.

Andrey A. Shagayda [63], describe una aproximación basada en evaluaciones analíticas de los parámetros del plasma de descarga y la disposición los datos experimentales. El enfoque que presentan se basa en la observación de que en las configuraciones optimizadas, el diámetro del canal de descarga, su altura y longitud de la zona de ionización se cambian en una misma proporción. Sobre esta regularidad obtuvieron una expresión semi-empírica para la eficiencia de utilización de la masa del ánodo. Mediante el uso de una extensa base de datos con los resultados publicados de muchos propulsores de prueba encontraron coeficientes empíricos del modelo que permiten predecir el rendimiento del propulsor de efecto Hall para los diversos tipos de propelentes cuando la potencia de descarga y el voltaje varían en un rango considerable.

El análisis realizado en los trabajos anteriores nos indica que las diferentes metodologías han sido desarrolladas para predecir las variaciones de las propiedades del plasma con los cambios en el tamaño del propulsor y para identificar los lineamientos de diseño importantes para mantener un alto rendimiento con bajos niveles de energía.

Sin embargo, hasta ahora la mayoría de los métodos de escalamiento publicados para un propulsor de efecto Hall, son muy complejos, o restringen información para su aplicación, o requieren de un conocimiento muy especializado en los principios que controlan la física del propulsor, como en la teoría de gases ionizados, en la teoría electromagnética, o en el análisis computacional que requiere; que por lo general también están restringidos o no son de fácil acceso.

La metodología de escalamiento que se presenta a continuación (realizada en el MIT y tomada de [60]), se utilizará como punto de partida, ya que en ella se utilizan métodos y criterios de ingeniería más detallados que al ser identificados y controlados por el diseñador, proporcionan en el desarrollo un diseño del propulsor más completo. Además de que ya fue probada para la construcción de un propulsor de este tipo.

5.6.1 Método de escalamiento del propulsor

En la siguiente Figura 5.10 se muestran los pasos para llegar a las conclusiones de las ecuaciones y . Para una revisión más detallada ver [60].

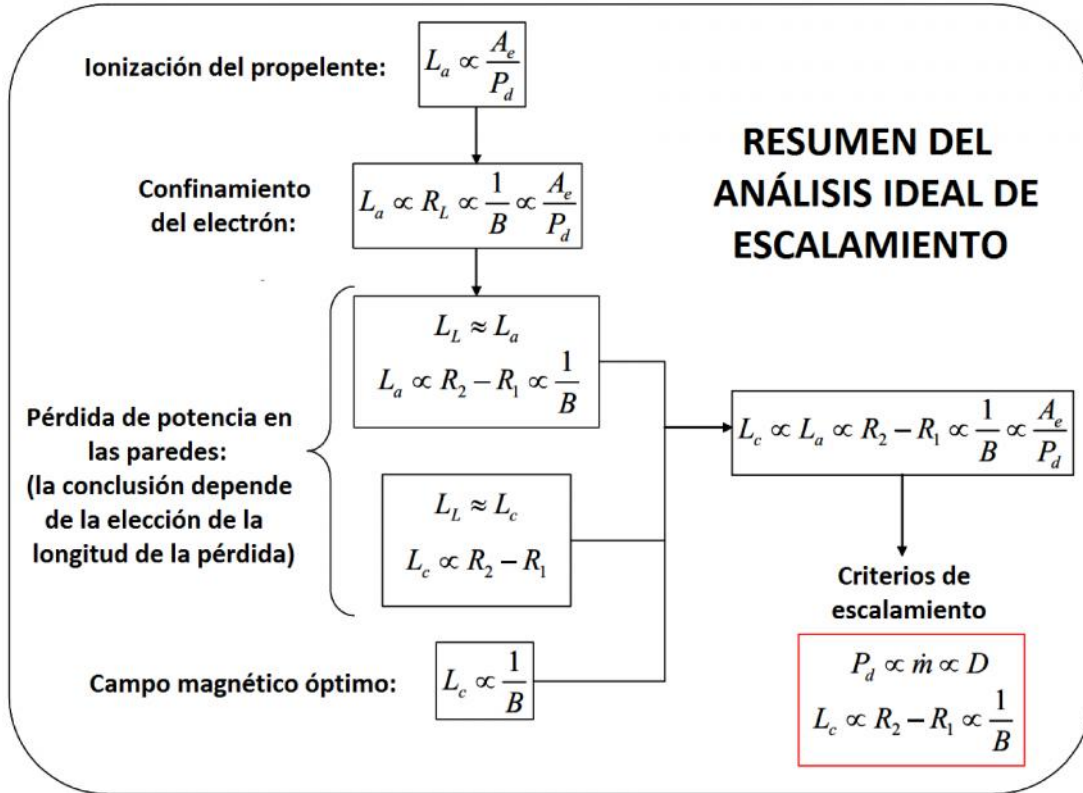


Figura 5.10: Resumen del análisis ideal de escalamiento, [60].

Los principales resultados de los argumentos de escalamiento se resumen en las siguientes dos ecuaciones.

$$P_d \propto \dot{m} \propto D \dots$$

$$n_e, n_i, B \propto \frac{1}{R_2 - R_1} \propto \frac{1}{L_c} \dots$$

La ecuación muestra que la potencia de descarga y la tasa de flujo del propelente se escalan con el diámetro medio del canal, o más bien con el perímetro. El espacio del ancho del canal y la longitud del canal no son estrictamente necesarios para ser escalados con el diámetro, pero están inversamente relacionados tanto con el campo magnético requerido y con la densidad del plasma resultante.

Estas dos ecuaciones pueden ser utilizadas para formar el punto de partida del diseño de una versión miniaturizada de un propulsor de línea de base seleccionada. Como se ha señalado en el apartado anterior, debido a que el diámetro (o más generalmente el perímetro) no está vinculado a las

dimensiones de la sección transversal hay una compensación que se puede ejecutar para optimizar la vida propulsor.

Estas condiciones se expresan matemáticamente en las ecuaciones y para determinar el diámetro de la cámara de descarga. A continuación se muestra una tabla con características y datos de propulsores principalmente de baja potencia que existen actualmente, de los cuales nos basaremos para hacer leyes de escalado y así poder determinar los parámetros de diseño de nuestro propulsor.

5.6.2 Propulsores candidatos tomados como base

La mayor parte de la investigación de propulsores de efecto Hall de baja potencia en la última década se ha centrado en los propulsores de cerámica (los SPT). Es probable que se deba a que hay una mayor emisión de electrones secundarios en las paredes de cerámica. Esto permite que el plasma funcione a una temperatura electrónica media más baja, disminuyendo de ese modo la energía de los iones que impactan paredes. Se cree que esto es útil para toda la vida propulsor porque la baja energía de flujo de iones erosiona menos material del canal de aceleración revestido de cerámica. La temperatura de los electrones también juega un papel en la divergencia del haz, como la fuerza de la cubierta puede afectar a la aceleración radial de los iones que salen del propulsor. Por lo que esto es un primer filtro general para nuestros candidatos.

De todos los propulsores que existen actualmente como los de la tabla del Apéndice C se tomaran como base a los propulsores comerciales que se ajusten más a los parámetros de diseño que requiere nuestra misión. Estos propulsores son el HT-100 de la compañía europea ALTA S.p. A. y el BHT-200 de la compañía estadounidense Busek Co, Inc. En general se hará una mezcla de las características de cada uno para proponer nuestro diseño.

5.6.3 Escalamiento de la cámara de descarga

Para determinar el diámetro de la cámara de descarga se utilizaron y ②, como se ha señalado en el apartado anterior, debido a que el diámetro (o más bien el perímetro) no está vinculado a las dimensiones de la sección transversal, existe un compensación que se puede ejecutar para optimizar la vida propulsor. También, se hizo una elección a escala de la anchura del canal por el mismo factor como el diámetro del canal. Esto no era estrictamente necesario pero implica que la escala fotográfica sea una suposición óptima, o al menos vale la pena probar experimentalmente. Por último una ley de escalado lineal de propulsores existentes y principalmente la geometría que tiene el HT-100.

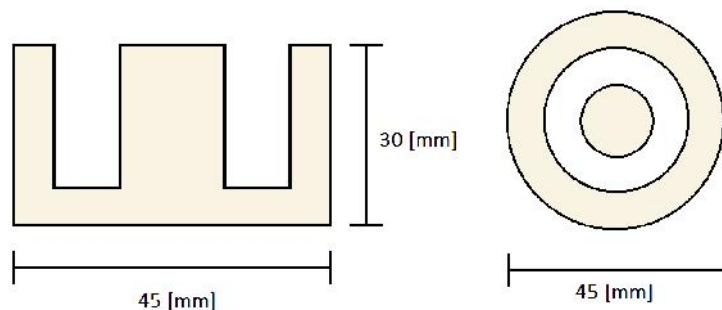


Figura 5.11: Esquema de las dimensiones de la cámara de descarga diseñada.

5.6.4 Escalamiento del circuito magnético

Aunque en el propulsor HT-100 se ocupan imanes permanentes, se optó por la configuración que tiene una bobina magnética del tipo solenoide. También se eligió debido a la simplicidad para calcular el campo magnético deseado y por su facilidad para ser construida como primer prototipo. Además de que produce la forma del campo magnético que se necesita para confinar los electrones, y porque se puede controlar las condiciones térmicas que puedan ser generadas.

El campo magnético que se busca en este solenoide va del orden de 100 [gauss] hasta los 300 [gauss] del cual se tomará un valor de 200 [gauss], esto basándonos en el valor que se utiliza en la mayoría de la literatura de investigación de propulsores en la actualidad.

De acuerdo a pruebas realizadas en los laboratorios de la Facultad de Ingeniería de la UNAM a diversos solenoides que nos facilitaron, aprendimos que el material del núcleo preferentemente tiene que ser de un material ferromagnético con alta permeabilidad relativa como lo es el acero al silicio (FeSi) mejor conocido como acero eléctrico (con $\mu_r = 200$).

Para obtener el valor del campo magnético en el centro del solenoide se tiene:

$$B = \frac{\mu IN}{L} \quad \text{y} \quad \mu = \mu_r \mu_0$$

Sin embargo, nos interesa obtener el valor del campo magnético en los extremos de la bobina, por lo tanto:

$$B = \frac{\mu IN}{2L} \quad \text{con} \quad \mu = \mu_r \mu_0$$

Sustituyendo:

$$\mu = \mu_r \mu_0 = (200)(4\pi \times 10^{-7}) \left[\frac{\text{N}}{\text{A}^2} \right]$$

$$\mu = 2.513274123 \times 10^{-4} \left[\frac{\text{H}}{\text{m}} \right]$$

Se tiene:

$$B = \frac{\mu IN}{2L} \quad \Rightarrow \quad I = \frac{2BL}{N\mu}$$

5.6.5 Escalamiento del ánodo/inyector

Como se vio en el capítulo 3, el ánodo en un propulsor Hall tiene dos funciones importantes. Es el electrodo positivo para el proceso de ionización del propelente, y por lo general también funciona como distribuidor que asegura la uniformidad azimutal del flujo neutro del propelente que se inyecta a través de él.

A fin de lograr utilizar el propelente de manera eficiente, el distribuidor también debe reducir la velocidad axial del flujo y permitir que las partículas neutras mantengan un tiempo de residencia lo

suficientemente largo dentro del canal para poderse ionizar. Esto se logra diseñando una trayectoria que permita atrapar el propelente.

En base a la cámara de descarga previamente diseñada, se buscó la manera más óptima y sencilla de diseñar la pieza del ánodo de manera que se utilizaran las paredes del canal para crear las condiciones para que el propelente saliera uniformemente, ya que se está manejando el flujo en un régimen molecular y no en uno continuo, por lo cual se calculó para que la probabilidad de que las partículas del propelente salgan neutras por cada uno de los orificios sea la misma, para que el flujo sea homogéneo y constante, y que además pudiera ser manufacturable en metal.

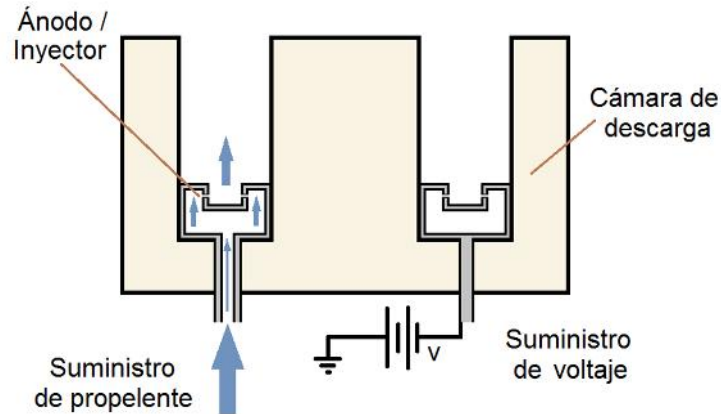


Figura 5.12: Esquema del ánodo/injector diseñado.

Posteriormente se calculó el número de orificios por los que el propelente iba a salir uniformemente, estos agujeros fueron dimensionados para proporcionar puntos de estrangulamiento para el flujo en base a estimaciones de temperatura y presión.

La ecuación de flujo estrangulado para n orificios del área A_h que se utilizó es la siguiente:

$$nA_h = C \frac{m_a}{P_c} \sqrt{\frac{RT_c}{\gamma}} \left(\frac{\gamma + 1}{2} \right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}}$$

Donde:

m_a = flujo del propelente en el ánodo [kg/s]

A_h = área del orificio [m²]

P_c = presión de la cámara [Pa]

T_c = temperatura del flujo [K]

γ = coeficiente de dilatación adiabática

C = coeficiente de descarga

Los valores, se calcularon para el uso del xenón como propelente.

5.7 Comparación de los datos obtenidos con los datos de los propulsores de base

Con los datos anteriores propuestos se calcularon los parámetros esenciales que se deben conocer en un propulsor de efecto Hall.

Especificaciones	Propulsor diseñado	Propulsor BHT-200	Propulsor HT-100
Potencia de entrada	200 [W]	207 [W] nominal 100-300 [W]	120-350 [W]
Voltaje de descarga	300 [V]	300 [V] nominal 200-400 [V]	150-400 [V]
Flujo másico del propelente	1.0458 [mg/s]	0.74 [mg/s] (Xe) nominal 0.3-1.01 [mg/s] (Xe)	2.5 [bar]
Empuje	13.3 [mN]	11.4 [mN] nominal 4-17 [mN]	6-18 [mN]
Eficiencia	42%	42% nominal 20-45%	>40%
Peso	< 1 [kg]	<1 [kg]	600 [g]
Impulso específico	1300 [s]	1570 [s] nominal 1200-1600 [s]	1000-1600 [s]

Haciendo una comparación con los propulsores tomados como base y que tecnológicamente son maduros, como se muestra en la tabla anterior 5.2, podemos asegurar que nuestro diseño se puede aplicar a misiones de satélites como la del “Quetzal”, ya que entran dentro del rango de operación de ambos propulsores; y además entran en el rango de todos los propulsores que se han diseñado para baja potencia (ver tabla del Apéndice C).

Capítulo

6

CONSIDERACIONES Y MANUFACTURA DEL PROPULSOR DE EFECTO HALL DISEÑADO

En este apartado haremos una descripción general de la manufactura y el proceso de ensamblado del primer prototipo del propulsor diseñado, y se comentará sobre las pruebas realizadas y requisitos que se deben satisfacer.

El uso de materiales de calidad espacial y componentes que aguanten la gasificación son de gran importancia en el desarrollo de proyectos espaciales, ya que al someterse a condiciones de vacío como el ambiente espacial hacen que se degraden y que el prototipo pueda tener fallas en su funcionamiento. La gasificación (outgasing) es la liberación de un gas que se disolvió, atrapado, congelado o absorbido de un material.

Por otra parte, los procesos de manufactura siempre son un reto para el diseñador ya que dependiendo de la pieza que se necesite, demandará un nivel de precisión y manipulación que hará que el proceso se prolongue.

6.1 MANUFACTURA DE LA CÁMARA DE DESCARGA

La cámara de descarga previamente diseñada en el capítulo anterior, fue la primera pieza que se manufacturó ya que la geometría del propulsor Hall está prácticamente determinada a partir de la geometría del canal de aceleración.

Se decidió hacer en Nitruro de Boro (BN), debido a que es el material por excelencia que se ocupa para la aplicación en propulsores de efecto Hall. El material es muy difícil de maquinar por su fragilidad pero muy resistente a altas temperaturas.



Figura 6.1: Cámara de descarga diseñada en Nitruro de Boro.

La pieza de cerámica se diseñó de tal forma que se pudiera sujetar a la estructura de manera confiable y sin tener que utilizar tornillería, debido a la fragilidad del material. Esto se logró mediante un pequeño bisel en el exterior.

Debido a que son materiales caros el diseño incluyó un orificio en medio para tener una fácil manipulación interna y acceso a la sujeción del circuito magnético.

Además previendo a futuro, el diseño del orificio central y espacio interno, se contempló para que a la pieza de cerámica se le pudiera insertar bobinas o imanes permanentes para hacer pruebas con el campo magnético. También para sujetar cubiertas con terminación de puntas redondeadas, esto con la finalidad de hacer distintas pruebas y experimentos para analizar el comportamiento del plasma que se genere en el canal, y poder hacer que fluya de una manera más eficiente; inclusive también se pensó el poder agregarle un cátodo al centro para diseños a futuro.

6.2 MANUFACTURA DEL CIRCUITO MAGNÉTICO

El circuito generador del campo magnético debe producir en el interior del canal un campo magnético similar en cuanto a los valores medidos en las secciones transversales, también debería experimentar pocas variaciones con el radio, ser predominantemente radial (particularmente en torno al radio medio de la cámara) y ser en lo posible axial-simétrico.

Como vimos anteriormente, teóricamente y en base a pruebas realizadas a diversos propulsores a lo largo del tiempo, el valor del campo magnético generado tiene que ser alrededor de los 200 [gauss], variando hasta los 300[gauss]. Las líneas de campo generado deben ser lo más paralelo posible a la cara del ánodo con el fin de frenar los electrones.

Los materiales con los que se realiza el circuito magnético, además de ser ferromagnéticos, deben cumplir dos requisitos: tener un límite de saturación lo bastante alto como para producir los campos con que se trabaja, y mantener sus propiedades a las elevadas temperaturas (pueden pasar de los 500°C) a las que se ve sometido el circuito magnético, particularmente el polo interior.

Para disminuir el desarrollo de las corrientes de Foucault, se empleó el sistema de construcción mediante chapas o láminas superpuestas con un espesor de 0.2 a 0.6 [mm], de modo que la intensidad de la corriente inducida disminuye y las pérdidas alcanzan así un valor admisible. Esta construcción no produce la disminución del flujo magnético, pues se dispone siempre según el plano que recorren las líneas de fuerza.

Una vez construidas las bobinas, para determinar el comportamiento del campo magnético que pudiera generar y obtener el valor deseado, se realizaron distintas pruebas como: fuera y dentro de la cámara de descarga, con distintos materiales, y a diferentes alturas.

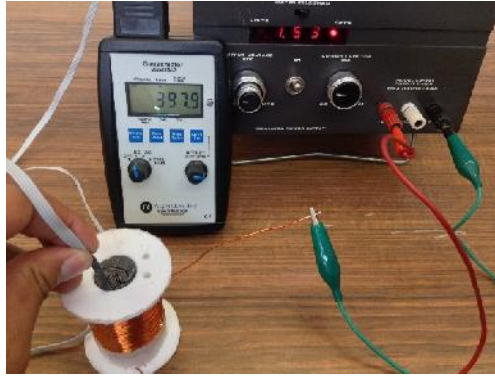


Figura 6.2: Pruebas realizadas al circuito magnético.

De las mediciones obtenidas, se logró un valor promedio de 217.5 [gauss] con un valor máximo obtenido de 397.9 [gauss] en algunas partes, por lo cual se puede esperar que pueda funcionar para las pruebas dentro de la cámara de vacío.

6.3 MANUFACTURA DEL ÁNODO / INYECTOR

Existen muy pocas variaciones en las características de los ánodos empleados en los propulsores, pero también poca información disponible acerca de los detalles de los mismos. Los materiales deben ser conductores y tener una buena conducción térmica para evacuar el considerable flujo de calor que les llega, y además deben de poder ser manufacturables.

En la literatura se sugiere que el material del ánodo deba ser capaz de soportar altas temperaturas y cargas de calor desde el plasma ya que se puede dañar por un arco excesivo y por la exposición a altas temperaturas en el transcurso de su funcionamiento. Se consideraron varios materiales para la manufactura del ánodo y que a continuación se muestran en la siguiente tabla

Material	Conductividad térmica [W/m K]	Calor específico [J/kg K]	Coefficiente de expansión térmica [$\mu\text{m}/\text{m}^\circ\text{C}$]	Punto de fusión [$^\circ\text{C}$]
Molibdeno (Mo)	138	255	6.5	2617
Tantalio (Ta)	54.4	153	7.0	2996
Tungsteno (W)	163.3	134	4.4	3370
Renio (Re)	39.6	138	6.7	3180

Todos estos metales son refractarios y tienen sus puntos de fusión muy altos, de los cuales el molibdeno es el más utilizado.

Sin embargo, el diseño se basa en una conexión soldada entre el anillo que forma el ánodo y el tubo de entrada de flujo del propelente. Esto descarta al molibdeno y al tungsteno, ya que tienden a ser demasiado frágiles para permitir una unión soldada y para sobrevivir el manejo de tensiones. El Renio es otro muy buen candidato potencial para poderse soldar, pero se encontró que es extremadamente caro. Por lo tanto, el Tantalio es el material que se eligió, porque además de poder soldarse, no es tan caro y es manufacturable.

El diseño que se realizó consta de una configuración anular (como el canal); donde se suministra el propelente.



Figura 6.3: Ánodo/Inyector diseñado.

La presión que se manejará para el suministro del propelente tanto para el propulsor como para el cátodo será del orden de 30-60 [psi] que pasará por tubería de cobre 1/4 " manteniéndose la presión con la ayuda de un regulador de presión.

Por otra parte, debido a que el material no se obtuvo a tiempo (ya que es complicado y tardado importar este tipo de materiales), el ánodo se manufacturó en acero inoxidable 304 no magnético (austensítico).

La manufactura del ánodo resultó muy complicada por la geometría y el reducido tamaño, por lo que se considera que el proceso fue totalmente artesanal. Esto nos permitió aprender del proceso de trabajo y manufactura que se debe realizar al momento de trabajar el Tantalio. También la pieza fabricada en acero inoxidable se tomará como una opción para hacer pruebas con el propulsor dentro de la cámara de vacío y analizar su comportamiento y tiempo de vida frente al Tantalio.

6.4 MANUFACTURA DE LA ESTRUCTURA Y DEL SUMINISTRO DE PORPELENTE

Prácticamente todo el propulsor se diseñó en base a la cámara de descarga.

La estructura está compuesta principalmente por una pieza superior que contiene a la cámara de descarga junto con una tapa, los tornillos de sujeción de las bobinas y de la tubería, y finalmente una base de aluminio que sostiene todo el propulsor y que además está diseñada para sujetar al cátodo.

La parte superior que contiene a la cámara de descarga se diseñó de tal manera que, además de poder fijar la pieza de cerámica sin tornillería, tuviera un espacio para poder colocarle bobinas e imanes permanentes en diferentes configuraciones alrededor de la cámara y que además permitiera también el paso de la líneas del campo magnético, como se muestra en la siguiente Figura 6.4.



Figura 6.4: Pieza superior diseñada que contiene a la cámara de descarga.

La idea del diseño fue que la parte central del propulsor que almacenara al circuito magnético tuviera las siguientes funciones: soportar a la parte superior con la cámara de descarga, permitir el rechazo de calor por radiación de la cavidad de descarga y de las bobinas electromagnéticas (al generar calor por la inducción de las corrientes de Foucault), y por último evitar que los electrones lleguen a alcanzar el exterior de la cámara de descarga ya que tiene que tener en su mayoría una área abierta máxima posible.

6.5 EL CÁTODO UTILIZADO PARA EL PROPULSOR

El cátodo si bien es una parte muy importante del propulsor, en este apartado, nada más se comentará como es que tiene que ser el cátodo, ya que con lo aprendido en MIT, nos dimos cuenta que la construcción, diseño y cuidados son muy complicados y salen de nuestros alcances de la tesis.

El propulsor diseñado cuenta con una placa extendida donde se montará a una distancia determinada a partir de las pruebas de caracterización la salida de la cámara de descarga.

El cátodo que se pretende utilizar para el propulsor es el BHC-1500 fabricado por Busek Co. Este cátodo cuesta alrededor de \$6000 dólares y se ha utilizado durante las pruebas en el laboratorio de propulsión espacial del MIT lo que resulta muy confiable. Este cátodo también se ha volado en el espacio (la versión de vuelo) y ha demostrado su funcionalidad en órbita, por lo que resulta una buena opción. A continuación se muestra una imagen del cátodo como candidato cuando se visitaron las instalaciones del Laboratorio de Propulsión Espacial del MIT.

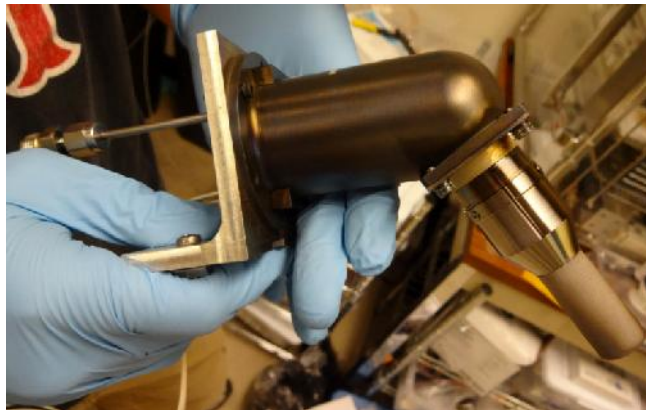


Figura 6.5: Fotografía del cátodo como candidato de la compañía Busek, Inc. para nuestro propulsor, tomada durante la estancia en el MIT.

6.6 CONFIGURACIÓN FINAL DEL PROPULSOR DE EFECTO HALL

La integración de todos los componentes de propulsor de efecto Hall se hizo por partes. Antes que nada, los componentes y la herramienta de ensamble se tuvieron que limpiar con alcohol isopropílico y manipular con guantes, esto es porque a la hora de realizar la manufactura se dejaron restos de polvo y de grasa que se tienen en los dedos, lo cual al momento de probarse en una cámara de vacío contaminaría el medio, además de la gasificación que se pudiera presentar.

En una mesa limpia con un flujo de aire en dirección hacia abajo se integraron los componentes para evitar lo menos posible de contaminación. A continuación se presenta una vista de los componentes principales del propulsor diseñado.

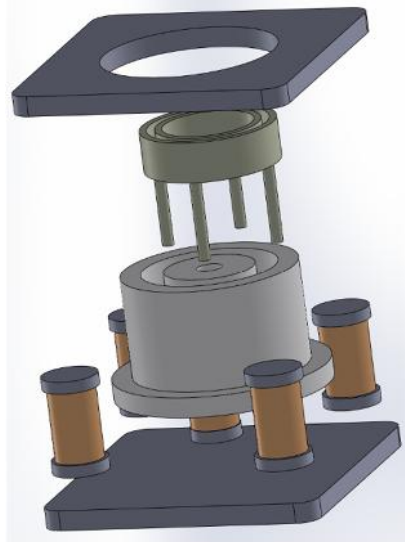


Figura 6.6: Principales componentes del propulsor diseñado.

Por lo que la configuración final del primer prototipo del propulsor de efecto Hall quedó de la siguiente manera:

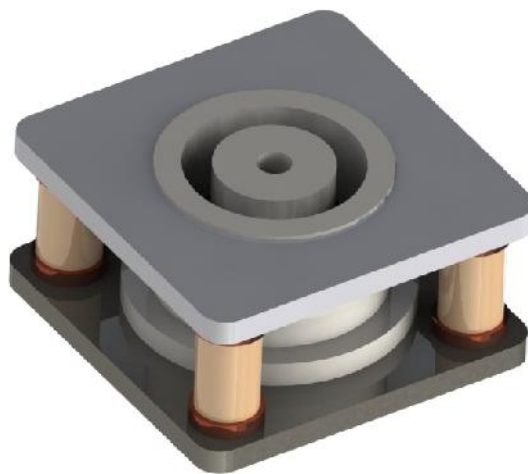


Figura 6.7: Diseño final del propulsor de efecto Hall.

CONCLUSIONES

El diseño de un propulsor de efecto Hall se toma como una ciencia empírica en la actualidad, ya que no es posible diseñar un propulsor con niveles de rendimiento aceptables basados únicamente en principios básicos. A partir de información para crear una primera propuesta de propulsión que está basado en años de experiencia, fue necesario diseñar y construir nuestro propulsor basándonos en la información, hasta cierto punto confiable, de los propulsores que en otros países se han realizado, la mayoría de los cuales se han llevado a cabo por científicos e ingenieros (principalmente rusos y estadounidenses), con el objetivo de explorar la posibilidad de diseñar y manufacturar un propulsor de efecto Hall de baja potencia como una opción de propulsión para aplicaciones en satélites pequeños.

En este trabajo se estimaron los parámetros fundamentales de un sistema de Propulsión Eléctrica orientado a un micro-satélite para el cumplimiento de una misión de transferencia orbital siguiendo una serie de requerimientos propuestos y/o parecidos a los que necesitaba una misión como la del micro-satélite "Quetzal".

En base a los resultados obtenidos en el trabajo aquí presentado, para el valor del ΔV que se obtuvo igual a 4.1117 [km/s], lo podemos considerar como deseable ya que se encuentra dentro del rango de 3.5 [km/s] a 23 [km/s] que se necesita para utilizar este tipo de propulsión, y nos indica que de hecho, en este tipo de misiones normalmente se utilizan este tipo de maniobras ya que requieren menos masa de propelente debido a que un propulsor eléctrico produce un impulso específico muy alto.

De la gráfica de la figura ## que mostró cálculos de mecánica orbital, se pudo observar que el cambio en la velocidad resultó ser pequeño en comparación de otro tipo de misiones, y esto fue porque la distancia entre la órbita de aparcamiento no es muy grande desde el punto de vista de transferencias orbitales, a diferencia de la distancia que se tendría con una órbita Geoestacionaria.

Adicionalmente, el hecho de tener valores de ΔV entre los rangos deseados para propulsión eléctrica, es ventajoso porque la órbita de aparcamiento LEO1 no debería de encontrarse tan alejada de la órbita deseada LEO2, ya que la idea del lanzamiento inicial del cohete para poner en órbita el satélite, es acercarlo lo más posible (ya que se está pagando por el lanzamiento) por lo que previamente la compañía debería de calcular sus lanzamientos para que los satélites de sus clientes se acerquen lo más posible a la órbita final deseada. Por tanto, la propulsión de bajo empuje es un diseño muy ventajoso para el bajo costo de misiones extendidas.

Por otro lado, una desventaja de la propulsión eléctrica, es el tiempo de transferencia el cual se estimó en 8 meses. Esto se debe a que los propulsores con un alto impulso específico generalmente tienen bajas cantidades de empuje (<1 [N]), que a su vez se traduce en un mayor tiempo de transferencia. Por lo tanto, las misiones que son de tiempo limitado no son muy adecuadas para los sistemas de propulsión eléctrica.

Se eligió diseñar un propulsor de efecto Hall tipo SPT debido a que esta tecnología satisfacía los requerimientos impuestos por la misión "Quetzal". Los propulsores han sido probados tanto en el espacio como en diversos centros de investigación.

Basándonos en los propulsores existentes se trató de juntar las mejores cualidades de los propulsores tomados como base y tecnológicamente maduros (el HT-100 y el BHT-200). La aplicación de estos propulsores han sido para misiones como la del SMART-1, FalconSat-5, o STSat-3 que fueron misiones donde se probaron este tipo de propulsores en órbita baja con similares objetivos.

El propulsor de efecto Hall con la restricción de que fuese de baja potencia se estimó para un valor de 200 [W], lo que nos llevó al desarrollo de un proceso de diseño detallado, de cual se obtuvieron los siguientes valores:

Especificaciones	Propulsor diseñado
Potencia de entrada	200[W]
Voltaje de descarga	300[V]
Flujo másico del propelente	1.0458 [mg/s]
Empuje	13.3 [mN]
Eficiencia	42%
Peso	< 1 [kg]
Impulso específico	1300 [s]

En base al resultado obtenido y mediante a las leyes de escalamiento, se diseñó la cámara de descarga que es el componente más importante, por lo que se espera que el proceso de ionización se pueda realizar. Los avances significativos se realizaron a través del trabajo, tanto de la teoría como de los experimentos, han ayudado a explicar los desafíos críticos de la construcción de un propulsor de efecto Hall.

Respecto a la fabricación, los problemas que se dieron principalmente fueron los de conseguir los materiales, ya que tienen que cumplir con requerimientos muy específicos y ser de calidad espacial. Afortunadamente se pudo comprar la mayoría del material aunque no fuera tan comercial, y sin que representaran un gasto excesivo por lo que nos fue posible fabricarlo. Otro problema que se tuvo para la realización del diseño final como se había planteado, fue que uno de los materiales principales (el tantalio para el ánodo) no llegara a tiempo y esto porque es un material restringido que requiere permisos de importación.

El tiempo invertido a la manufactura nos hace darnos cuenta que hay componentes que se deben diseñar a priori considerando el tipo de maquinado que se vaya a utilizar, ya que lo material y su manejo para fabricar las piezas y las herramientas necesarias necesitan una especial atención desde el punto de vista de manufactura, por lo que se concluye que no siempre el diseño que calculamos y diseñamos de manera teórica resulta ser factible. Esto nos sucedió en la manufactura del ánodo, donde en un principio los primeros diseños se veían razonables pero luego de querer manufacturarlos.

Las pruebas al circuito magnético nos demostraron que es posible obtener campos magnéticos del orden de 200 [gauss] con bobinas muy pequeñas que pueden confinar los electrones basándonos en la teoría, por lo que es otro punto a favor.

Al final se logró tener un primer prototipo con las características similares a la de los existentes cumpliendo con el objetivo de esta tesis. Lamentablemente no nos es posible probarlo en el país

debido a que no existen instalaciones que permitan probar este tipo de tecnología, pero se tiene el optimismo de que se pueda probar en futuro cercano.

Hay que tener en cuenta que este diseño es el primero de muchos diseños, ya que la práctica y la experiencia adquirida nos han demostrado que no siempre el primer prototipo es el final y el de vuelo. Otra de las razones es porque el proyecto “Quetzal” todavía se encuentra en una etapa de diseño por lo que algunas restricciones y requerimientos todavía no están contemplados, por lo que se tiene que ir y modificando y adecuando en lo que se vaya necesitando a lo largo del proyecto.

Las dificultades de realizar este trabajo se debió a que fue muy difícil encontrar información referente a este tema, porque una gran parte se encuentra restringida por el tipo de aplicación.

Este trabajo reúne elementos indispensables para poder diseñar y fabricar un propulsor tipo Hall en México por primera vez lo que sin duda abre una nueva área de investigación en el sector espacial en el país y que contribuirá a su independencia tecnológica en el ramo. También se considera que este trabajo aporta información valiosa que es muy difícil de encontrar o entender, ya que se logró explicar todo lo referente a los propulsores Hall. Esta investigación contribuirá enormemente para construir las bases de la propulsión espacial en México, ayudando a las siguientes generaciones.

RECOMENDACIONES Y TRABAJO A FUTURO

Se recomiendan los siguientes puntos:

1. Precisar los requerimientos en términos de potencia de salida para que un propulsor sea diseñado para un fin determinado.
2. Utilizar simulaciones numéricas utilizando pruebas llamadas “Particle In Cell” para modelar el flujo del plasma y del campo magnético generado.
3. Caracterizar el campo magnético de las bobinas diseñadas, ya que el diseño de este propulsor permite realizar distintas pruebas sin necesitar de un ambiente de vacío como probar campos magnéticos en los materiales del propulsor con otro tipo de bobinas o imanes permanentes en las diferentes configuraciones mencionadas en el trabajo y proponer nuevos diseños.

Para el trabajo a futuro se propone lo siguiente:

1. Verificar el funcionamiento del prototipo del propulsor en condiciones de vacío para caracterizar todos los parámetros.
2. Para completar el subsistema de propulsión, se debe plantear el diseño de la unidad de procesamiento de potencia (PPU) y del sistema de suministro de propelente (XFS).
3. Realizar el esquema completo de todos los componentes involucrados en el sistema de propulsión para realizar la interfaces mecánicas, datos, térmicas y de potencia.
4. Se plantea construir un banco de pruebas para caracterizar o deducir parámetros como el empuje de cualquier propulsor Hall.
5. Formular un estándar de pruebas nacional para diseñar, fabricar y caracterizar propulsores en México.
6. Diseñar instrumentación para caracterizar el propulsor como: prueba de Faraday, prueba de Langmuir, tele-microscopía, pirometría, espectrometría de masa selectiva, medición de empuje, etc.

APENDICE A: EXPLICACIÓN CUANTITATIVA DEL EFECTO HALL

Sea el material por el que circula la corriente con una velocidad (v) al que se le aplica un campo magnético (B). Al aparecer una fuerza magnética (F_m), los portadores de carga se agrupan en una región del material, ocasionando la aparición de una tensión (V_H) y por lo tanto de un campo eléctrico (E_H) en la misma dirección. Este campo ocasiona a su vez la aparición de una fuerza eléctrica (F_e) de dirección contraria a la fuerza magnética (F_m).

Con el fin de entender el efecto Hall, uno debe comprender cómo las partículas cargadas, como los electrones, se mueven en respuesta a campos eléctricos y magnéticos. La fuerza ejercida sobre una partícula cargada por un campo electromagnético se describe por la ecuación de Fuerza de Lorentz:

$$\vec{F} = q_0\vec{E} + q_0\vec{v} \times \vec{B}$$

Donde:

\vec{F} = fuerza resultante

\vec{E} = campo eléctrico

\vec{B} = campo magnético

\vec{v} = velocidad de la carga

q_0 = magnitud de la carga

Esta ecuación representa dos efectos distintos: la respuesta de una carga a un campo eléctrico, y la respuesta de una carga en movimiento a un campo magnético.

En el caso del campo eléctrico, una carga experimentará una fuerza en la dirección del campo, proporcional a la magnitud de la carga y a la fuerza del campo. Este efecto es lo que hace que una corriente eléctrica fluya. Los electrones son atraídos a lo largo de un conductor por el campo eléctrico desarrollado por diferencias en el potencial (tensión) en diferentes puntos.

$$\vec{F}_e = q_0\vec{E}$$

En el caso del campo magnético, una partícula cargada no experimenta ninguna fuerza a menos que se está moviendo. Cuando se está moviendo, la fuerza experimentada por una partícula cargada es una función de su carga, la dirección en la que se está moviendo, y la orientación del campo magnético que se está moviendo a través.

$$\vec{F}_m = q_0\vec{v} \times \vec{B}$$

En escala microscópica las cargas positivas se mueven en la dirección de la corriente eléctrica (I), y las cargas negativas se mueven en sentido contrario.

Si los portadores de carga son electrones ($q = -e$), la carga negativa se acumula en el costado derecho de la placa, por lo tanto, el voltímetro indicaría un voltaje negativo. De igual manera, si los portadores de carga son agujeros o huecos ($q = +e$) medimos un voltaje positivo.

Hay que tener en cuenta que las partículas con cargas opuestas experimentarán una fuerza en direcciones opuestas; los signos de todas las variables son significativos. En el caso simple donde la

velocidad está en ángulo recto con el campo magnético, la fuerza ejercida está en ángulo recto tanto a la velocidad como al campo magnético. El operador producto cruz (\times) describe esta relación exactamente. La fuerza en cada eje (x, y, z) está relacionada con la velocidad y con los componentes de campo magnético en los distintos ejes por el siguiente sistema de ecuaciones:

$$\begin{aligned} F_x &= q_0(v_y B_z - v_z B_y) \\ F_y &= q_0(v_z B_x - v_x B_z) \\ F_z &= q_0(v_x B_y - v_y B_x) \end{aligned}$$

Las fuerzas que mueven las cargas en un campo magnético causa que se muevan en trayectorias curvas, como se muestra en la siguiente Figura. Dependiendo de la relación de la velocidad para el campo magnético, el movimiento puede ser en patrones circulares o helicoidales.

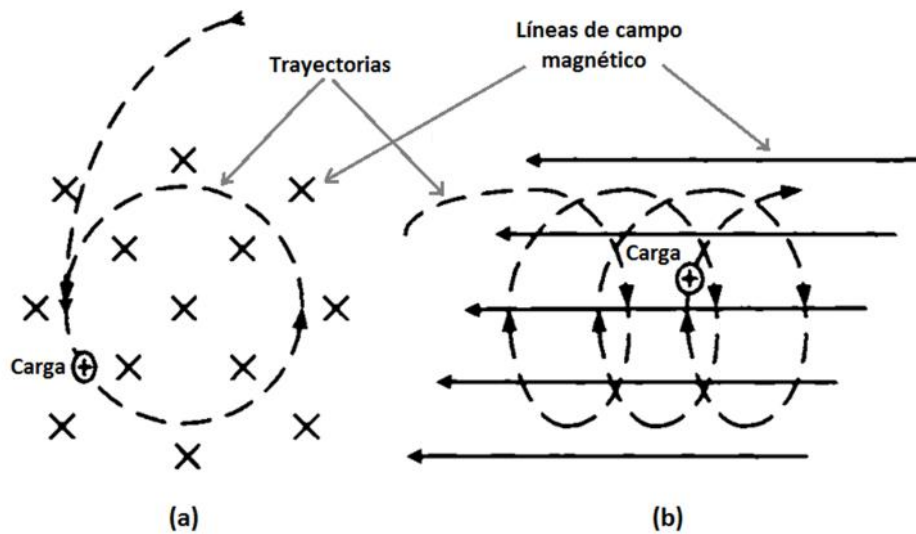


Figura: Ejemplo de campos magnéticos que hacen que partículas cargadas se muevan en trayectorias circulares (a) o helicoidales (b). [#ref].

En el caso de los portadores de carga que se mueven a través de un transductor Hall, la velocidad del portador de carga es sustancialmente en una dirección y constante a lo largo de la longitud del dispositivo, como se muestra en la siguiente Figura, y las terminales de detección están conectados a lo largo de un eje perpendicular a través de la anchura.

Al limitar la velocidad de portador del eje "x" (con $v_y = 0$, $v_z = 0$) y la de detección de desequilibrio de la carga del eje "z", podemos simplificar los tres conjuntos anteriores de ecuaciones a uno:

$$F_z = q_0 v_x B_y$$

Lo que implica que el transductor de efecto Hall será sensible sólo a la componente "y" del campo magnético. Esto nos llevaría a esperar que un transductor de efecto Hall sería sensible a la orientación, lo cual es el caso. Los dispositivos prácticos son sensibles a los componentes del campo magnético a lo largo de un solo eje y son sustancialmente insensibles a los componentes en los dos ejes restantes.

Nota: También se puede ver de la siguiente manera como:

$$F_{m_z} = q_0 v_x B_y \text{sen}\theta$$

Como el campo magnético es perpendicular al campo eléctrico el ángulo es $\theta = 90^\circ$ por lo que

$$F_{m_z} = q_0 v_x B_y \sin(90)$$

$$F_m = q_0 v B$$

Aunque el campo magnético fuerza a los portadores de carga a irse a un lado del transductor Hall, este proceso es auto-limitante, debido a que el exceso de concentración de cargas a un lado y el consecuente agotamiento en el otro da origen a un campo eléctrico a través del transductor. Este campo hace que los portadores traten de redistribuirse de manera más uniforme. También da lugar a una tensión que se puede medir a través de la placa. Se desarrolla también un equilibrio en el que la fuerza magnética que empuja los portadores de carga a un lado se equilibra por la fuerza eléctrica tratando de empujarlos nuevamente hacia el centro. Por lo que la sumatoria de fuerzas es igual a cero:

$$\sum F = 0$$

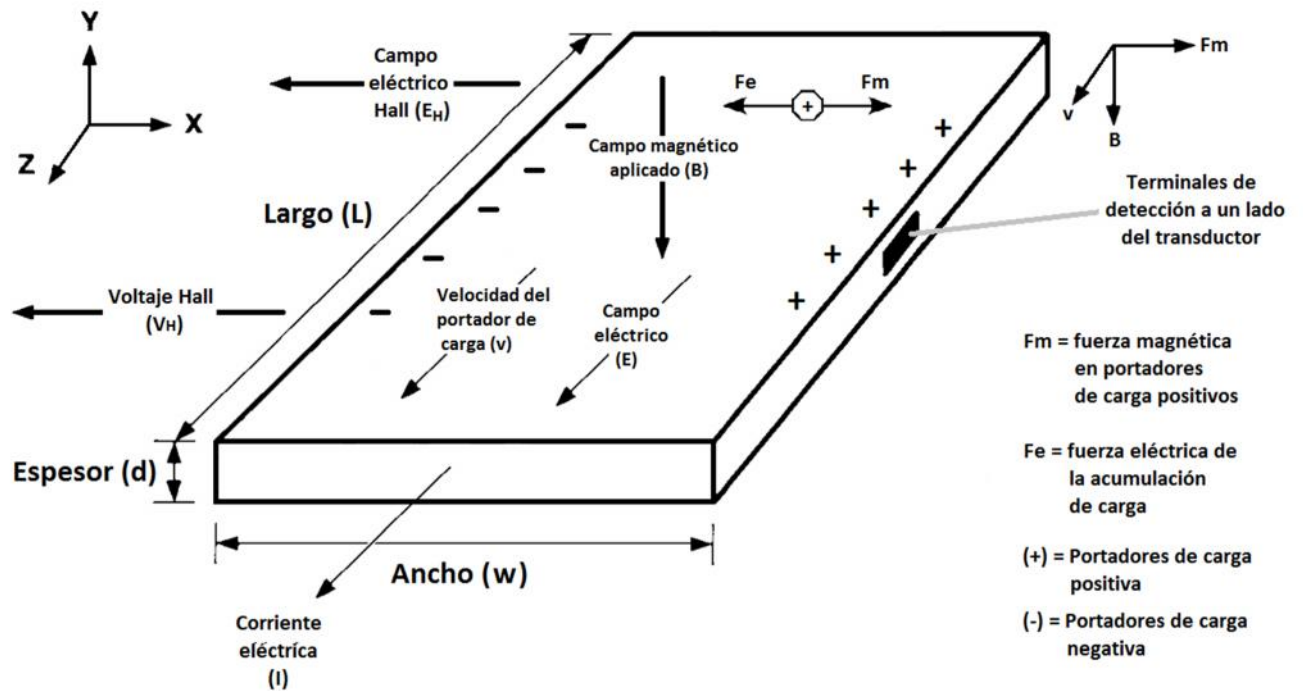


Figura: Transductor de efecto Hall que muestra las dimensiones críticas y ejes de referencia.

Con lo anterior, mediante la Fuerza de Lorentz tenemos que:

$$F + F_m = 0$$

$$F = -F_m$$

Lo que implica que

$$q_0 E_H = -q_0 v B$$

Donde:

E_H = el campo eléctrico Hall a través del transductor

Resolviendo para E_H

$$E_H = -v B$$

Lo que significa que el campo de Hall es únicamente una función de la velocidad de los portadores de carga y la fuerza del campo magnético. Para un transductor con una anchura (w) dada entre las terminales de detección del voltímetro, el campo eléctrico Hall se puede integrar sobre " w ", asumiendo que es uniforme, lo que nos da la tensión de Hall.

$$E_H = -v B$$

$$\int_0^w dw E_H = -v B \int_0^w dw$$

$$w E_H = -v B w$$

Pero un campo eléctrico constante es por definición la fuerza por unidad de carga $E = \frac{F}{q_0}$, de modo que multiplicando el campo por la separación (la anchura " w ") nos da el trabajo " W " por unidad de carga " q_0 ", que por definición es el cambio en el voltaje. Resolviendo nos queda:

$$w E_H = \frac{F w}{q_0} = \frac{W}{q_0} = \Delta V = V_H$$

Por lo que vemos que:

$$w E_H = V_H = -v B w$$

$$V_H = -v w B$$

Por tanto, el voltaje de Hall es una función lineal de:

- la velocidad del portador de carga en el cuerpo del transductor,
- el campo magnético aplicado en el eje "sensible",
- la separación espacial de los contactos de detección, en ángulo recto con el movimiento del portador.

Nota: La dirección de la corriente (I) en la Figura es la de corriente convencional, de modo que el movimiento de los electrones es en la dirección opuesta.

Nota: Un portador de carga es partícula libre de moverse que lleva una carga eléctrica, y hay dos tipos ambos de igual magnitud en los semiconductores. Se trata de electrones, que tienen una carga

eléctrica negativa, y los huecos que tienen una carga eléctrica positiva. En un plasma, los electrones y los cationes de gas ionizado actúan como portadores de carga.

APÉNDICE B: CÓDIGO DE MATLAB PARA EL CÁLCULO DE TRANSFERENCIA “LOW THRUST” Y OTROS PARÁMETROS DEL PROPULSOR

```

% TEJADA MALPICA ERIC ADRIÁN
% CÁLCULOS DE LA TRAYECTORIA "LOW THRUST" DESDE UNA ÓRBITA LEO1 A OTRA LEO2
%
close all
clear all
clc

% Constantes
r_T = 6378.1363;           % Radio Ecuatorial de la Tierra, km
i_T_deg = 23.5;           % Inclínación del Ecuador con respecto a la eclíptica
i_T = i_T_deg*pi/180;     % Inclínación de la Tierra en radianes
mu_T = 3.986004415*10^5;  % Parámetro Gravitacional de la Tierra, km^3/s^2
g = 9.81;                 % Constante gravitacional Terrestre, m/s^2

% Entradas del usuario
i_LEO1_deg = 28;          % Inclínación de LEO1 con respecto al Ecuador, grados
i_LEO2_deg = 0;           % Inclínación de LEO2 con respecto al Ecuador, grados
h_LEO1 = 300;              % Altura de la órbita LEO1, km
h_LEO2 = 700;              % Altura de la órbita LEO2, km
masainicial = 80;         % Masa del satélite, kg
Pot = 200                  % Potencia eléctrica del propulsor, W
Isp = 1300                 % Impulso Específico, segundos

% Conversiones
i_LEO1 = i_LEO1_deg*pi/180; % Inclínación de LEO1 en radianes
i_LEO2 = i_LEO2_deg*pi/180; % Inclínación de LEO2 en radianes

% Cálculo del Radio
r_LEO1 = r_T + h_LEO1      % Radio de la órbita LEO1, km
r_LEO2 = r_T + h_LEO2      % Radio de la órbita LEO2, km

% Cálculo de las velocidades en la órbita inicial y en la órbita final
v_LEO1 = sqrt(mu_T/r_LEO1) % Velocidad en LEO1, km/s
v_LEO2 = sqrt(mu_T/r_LEO2) % Velocidad en LEO2, km/s

% Cálculo del cambio total en la inclinación
di_LEO1_LEO2 = i_LEO1-i_LEO2; % Cambio de inclinación de LEO1 a LEO2 en radianes
di_LEO1_LEO2_deg = di_LEO1_LEO2*180/pi % Cambio de inclinación de LEO1 a LEO2 en grados

% Cálculo del Delta V del cambio del plano de órbita, km/s
deltaVcambioplanoLEO1=(2)*(v_LEO2)*(sin((i_LEO1)/(2))) %Delta V de cambio del plano de
órbita LEO1
deltaVcambioplanoLEO2=(2)*(v_LEO2)*(sin((i_LEO2)/(2))) %Delta V de cambio del plano de
órbita LEO2

% Cálculo del Delta V total requerido PARA LOW THRUST, km/s
deltaVespiral = v_LEO1 - v_LEO2 %Delta V de la altitud ascendente
deltaVtotalLOW1= deltaVespiral + deltaVcambioplanoLEO1 %Delta V LOW THRUST
%deltaVtotalLOW2= deltaVespiral + deltaVcambioplanoLEO2

% Cálculo del Delta V total requerido más %5 de margen PARA LOW THRUST
deltaVtotalM5kmLOW1= (1.05)*(deltaVtotalLOW1) %En km/s
deltaVtotalM5mLOW1= (1.05)*((deltaVtotalLOW1)*(10^3)) %En m/s

% Cálculo de la velocidad efectiva de escape, m/s
c = Isp*g

```

```

% Cálculo de la eficiencia del propulsor
A=-1.776          %Constante del modelo de eficiencia; para el Xenón
B=0.307          %Constantes del modelo de eficiencia; para el Xenón
n1 = (A) + (B*(log(Isp))) % Eficiencia del propulsor

% Cálculo de la masa del propelente requerido (Ecuación de Tsiolkovsky), kg
mp = (masainicial)*((1)-(exp((-deltaVtotalM5mLOW1)/(Isp*g)))) %Masa del propelente

%Potencia del Jet, W
Potjet= n1*Pot

% Cálculo del flujo másico del propulsor, kg/s
mpunto = (2*n1*Pot)/((Isp*g)^2) %

% Cálculo del Empuje, N
T = mpunto*(Isp*g)

% Cálculo del Tiempo de encendido (duración del empuje)
%tiempo_s = mp/mpunto          % Tiempo de transferencia en segundos otra forma
tiempo_s = mp*Isp*g/T          % Tiempo de transferencia en segundos
tiempo_m = tiempo_s/60         % Tiempo de transferencia en minutos
tiempo_h = tiempo_m/60         % Tiempo de transferencia en horas
tiempo_d = tiempo_h/24         % Tiempo de transferencia en días
tiempo_a = tiempo_d/365.25     % Tiempo de transferencia en años

% Cálculo del semieje mayor
a = (r_LEO1+r_LEO2)/2; % km

% Cálculo del semi-parámetro, la excentricidad y del movimiento medio
e = r_LEO2/a-1;
p = a*(1-e^2); % En km
n = sqrt(mu_T/a^3); % radianes/segundo

% Problema de Kepler
tolerancia = 10^-8; % Entrada de la tolerancia para la iteración
k = 1;
for M_o = 0:.01:pi
    M(k,1) = M_o;
    t(k,1) = M_o/n;

    % Encuentra la anomalía excéntrica
    % Ingrese la primera suposición de E
    if (-pi < M_o < 0) || (M_o > pi)
        E = M_o - e;
    else
        E = M_o + e;
    end

    En = E;
    Enplusone = En + (M_o-En+e*sin(En))/(1-e*cos(En));
    while abs(Enplusone-En) > tolerancia
        En = Enplusone;
        Enplusone = En + (M_o-En+e*sin(En))/(1-e*cos(En));
    end
end

```

```

% Cálculo del Radio
r(k,1) = a*(1-e*cos(Enplusone));

% Cálculo de la velocidad
v(k,1) = sqrt(2*mu_T/r(k,1)-mu_T/a); % km/s

% Cálculo de la anomalía verdadera
theta(k,1) = acos((p/r(k,1)-1)/e); % radianes

% Cálculo de las coordenadas "x" y "y"
x(k,1) = r(k,1)*cos(theta(k,1)); % km
y(k,1) = r(k,1)*sin(theta(k,1)); % km

k = k+1;
end

theta2 = 0:.01:2*pi;

y1=v_LEO1:.001:v(1,1);
y2=v(end,1):.001:v_LEO2;

figure(1) % Cambio en la velocidad
plot(t(:,1),v(:,1))
hold on
plot(0,y1,'g')
plot(t(end,1),y2,'r')
xlabel('Tiempo (segundos)')
ylabel('Velocidad (km/s)')
title('Cambio en la velocidad del Satélite de LEO1 a LEO2 en segundos')

figure(2) % Cambio en la velocidad
plot(t(:,1)/3600/24,v(:,1))
hold on
xlabel('Tiempo (días)')
ylabel('Velocidad (km/s)')
title('Cambio en la velocidad del Satélite de LEO1 a LEO2 en Dias')

figure(3) % Cambio en el radio
plot(t(:,1), r(:,1))
hold on
xlabel('Tiempo (segundos)')
ylabel('Radio (km)')
title('Cambio en el radio del Satélite de LEO1 a LEO2')

figure(4) % Cambio en la anomalía verdadera
plot(t(:,1), theta(:,1)*180/pi)
xlabel('Tiempo (segundos)')
ylabel('Anomalía Verdadera (grados)')
title('Cambio en la anomalía verdadera del Satélite de LEO1 a LEO2')

figure(5) % Trayectoria
plot(y(:,1),-x(:,1))
hold on
plot(r_LEO1*cos(theta2),r_LEO1*sin(theta2), 'r')
plot(r_LEO2*cos(theta2),r_LEO2*sin(theta2), 'g')
plot(0,0,'k*')

```

```
axis square
xlabel('Distancia de la Tierra (km)')
ylabel('Distancia de la Tierra (km)')
title('Trayectoria para una transferencia de Low Thrust desde una órbita inicial LEO1 a una órbita final LEO2')
legend('Trayectoria del Satélite', 'Órbita Inicial LEO1', 'Órbita Final LEO2', 'Tierra', 'Location', 'EastOutside')

%% Crear matrices para trazar órbitas circulares inicial y final
p = 1;
for n = 0:0.01:2*pi
    thetac(p,1) = n;
    rc_LEO1(p,1) = r_LEO1;
    rc_LEO2(p,1) = r_LEO2;
    p=p+1;
end

figure(6) % Trayectoria en coordenadas polares
polar(theta(:,1), r(:,1))
hold on
polar(thetac(:,1),rc_LEO1(:,1), 'r')
polar(thetac(:,1),rc_LEO2(:,1), 'g')
plot(0,0,'k*')
title('Trayectoria del Satélite en coordenadas polares de LEO1 a LEO2')
legend('Trayectoria del Satélite', 'Órbita inicial LEO1', 'Órbita final LEO2', 'Tierra', 'Location', 'SouthOutside')
```


APÉNDICE C: DATOS SOBRE PROPULSORES DE EFECTO HALL EXISTENTES

A continuación se enlistan los principales propulsores que en la actualidad se han desarrollado para su uso comercial o los que son utilizados para casos de estudio, inclusive los que ya volaron en el espacio. Información procesada de [61] y [R27].

TABLA A: DATOS SOBRE PROPULSORES DE EFECTO HALL EXISTENTES								
Modelo	Tipo	W [W]	V _d [V]	I _{sp} [s]	F [mN]	I _{sp} [s]	η	η
SPT-290	SPT				1500	3300		0.25
SPT-200	SPT	9500	600	15	400	2700		0.59
	SPT	6000	300	20	400	2000		0.58
SPT-180	SPT	1200			565	2600		0.60
	SPT	1800			120	1500		0.50
SPT-160	SPT				400	2500		0.60
SPT-140	SPT	6000	450	13.6	320	2400		0.63
	SPT	4500	300	16.5	290	1800		0.56
SPT-100	SPT	1350	300	4.8	83	1600		0.48
SPT-70	SPT	700	300	2.4	37	1571		0.43
STP-60	SPT				30	1300		0.38
SPT-50	SPT	350			20	1250		0.35
	SPT	310	280	1.26	18	1450	0.42	0.32
	SPT	138	282	0.68	8	1100	0.34	0.29
	SPT	110		0.60	8			0.18
	SPT	86	201	0.51	5.3	850	0.32	0.21
	SPT	47	135	0.30	3.2	950		
SPT-35	SPT	196			10	1200		0.30
SPT-30	SPT	260			13	1170		0.30
	SPT	202	200	0.98	11.3	1170	0.32	0.29
	SPT	200			10	1200		0.30
	SPT	90	150	0.61	4.9	819	0.22	0.19
SPT-25	SPT	154			6.4	948		0.19
	SPT	134	180	0.59	5.5	948	0.22	0.18
	SPT	59	100	0.59	3.2	554	0.17	0.14
BHT-20k	SPT	20000			1080	2750		0.70
BHT-8000	SPT	8000			512	1900		0.60
BHT-1500	SPT	1700			102	1820		0.54
BHT-HD-	SPT	1000			55.5	1700		0.56
BHT-HD-	SPT	600			36	1700		0.50
BHT-600-	SPT	600			17	1600		0.45

Apéndice C: Datos técnicos del material Nitruro de Boro (BN)

BHT-200	SPT	200	300	0.7	11.4	1500	0.41	0.35
	SPT	100	192	0.35	3.8	1100	0.20	0.15
BPT-2000					0.1	1765		0.48
BPT-4000					0.3	1950		0.58
DS-HET		5000			300	3000		0.50
D-100	TAL	4500				2500		0.60
D-100I	TAL	75000			340	2800		0.65
	TAL	1300			80	1450		0.50
D-100II	TAL	15000			65	4250		0.65
D-55	TAL	1300	300	4.8	83	1600		0.48
D-50	TAL				48	1700		
D-38	TAL	220	250	0.88	11.4	1336	0.33	
	TAL	212	95	2.23	12.9	700	0.21	
	TAL	110	200	0.62	5.1	862	0.19	
	TAL	750			35	2000		0.45
D-35	TAL	1230			82	1263		0.40
D-20	TAL	300			17	2000		0.40
HIVHAC		8000			0.4	2500		0.62
HTX		200			9.3	1350		0.31
IT-100		500			18	3100		0.50
IT-50		140			5	2900		0.55
Jacobson, Jankovsky		25000			1	3250		0.60
T-220	SPT	10000	500	19.9	510	2370		0.57
T-220 HT	SPT				1180			
T-160		4670			288	1817		0.55
T-140					300	2000		
T-100					82.4	1573		0.47
TM-50					1114	2400		0.66
T-40					20	1300		0.60
T-27	TAL	201	251	0.70	9.6	1430	0.33	
	TAL	114	190	0.53	5.3	1033	0.23	
Standford					16	575		0.12
Standford					11	544		0.10
KM-37	SPT	294			18.4	1635		0.49
	SPT	200	270	0.8	11.7	1405		0.40
	SPT	150	236	0.7	8.7	1180		0.34
	SPT	100	192	0.6	5.7	895		0.24
KM-32	SPT	160	168	0.74	10.4	1410	0.45	0.45
KM-20		210			8.8	1850		0.39
K-15					16.0	17.18		0.36
KeRC		109			5.7	895		0.22
HEMP		3000			152	3500		0.58
HT-100	SPT	400			12.5	1650		0.29

Apéndice C: Datos técnicos del material Nitruro de Boro (BN)

	SPT	300	400		12	1200		0.30
	SPT	210			7.4	1850		0.32
	SPT	80	150		5	800		0.30
P5					246	2326		
PP1 Annul	SPT				3.5	1086		0.19
PP1 Cylind					3.7	1136		0.20
PPPL CHT					12			0.23
PPPL CHT					6	1325		0.23
PPS 1350-G					90	1650		0.45
PPS-20k ML					1050	2500		0.60
PPSX000					340	2480		
Princeton					54.4	1550		0.46
X-85	TAL	1500	300	5	88	1800		0.51
	TAL	1250	275	4.5	71	1610		0.45
X-40	SPT	525			35	1750		0.56
	SPT	189	320	0.50	8.5	1700	0.38	
	SPT	110	200	0.50	5.8	1160	0.31	
	SPT	100	150	0.74	7.4	1020		
MIT-50	TAL	126			1.8	865		0.60
	TAL	100	250	0.21	1.6	773		0.63
	TAL	42	200	0.17	0.85	515		0.50
MHT-9		481			16.6	1676		0.29
U of Hifa		663			39	1656		0.49

APÉNDICE D: DATOS TÉCNICOS DEL CABLE CON CUBIERTA DE TEFLÓN PARA EL PROPULSOR

UNSHIELDED WIRE MIL-W-22759/16

Tin-coated copper conductor rated at 600 volts and temperatures of 105°C.

This basic wire is then coated with various insulating coatings including PVC. Our supplies of MIL-W-5086A wire are depleted we will now be supplying MIL-W-22759/16 wire which complies with current military and anticipated future FAA requirements.

This top quality aircraft unshielded wire is manufactured to Specification MIL-W-22759/16. It features standard tin-plated copper conductor and is insulated with extruded Tefzel (ethylene/tetrafluorobethylene) which has a maximum temperature rating of 150°C. This wire is rated for 600 volts. Color: white.

<http://www.aircraftspruce.com/catalog/elpages/unshieldwire.php>



Extruded ETFE Insulation

MIL-W-22759/16 MIL-Spec Wire

MIL-W-22759/16 Wire (M22759/16 Wire) Description:

Stranded tin plated copper conductor

Extruded ETFE Insulation

MIL-W-22759/16 Wire (M22759/16 Wire) Characteristics:

Temperature Rating: 150°C (302°F)

Voltage Rating: 600 volts

MIL-W-22759/16

SAE AS22759/16

Color Code: MIL-STD-681

MIL-W-22759/16 Wire (M22759/16 Wire) Applications:

MIL-W-22759/16 wires have extruded ETFE insulation for aerospace and other applications which require light weight, tight diameter tolerances, and enhanced mechanical toughness. ETFE insulation also provides exceptional resistance to radiation and chemicals.

MIL-W-22759/16A NOT 1

Document Status: Cancelled. Information and documents presented here are works of the U.S. Government and are not subject to copyright protection in the U.S. The source of these documents is the U.S. Department of Defense

<http://www.interstatewire.com/Products/mil-w-22759-16-mil-spec-airframe-wire.aspx>

APENDICE E: DATOS TÉCNICOS DEL ALAMBRE MAGNETO COMERCIAL



Descripción:

1. Conductor redondo de cobre suave.
2. Aislamiento a base de resina poliéster imida.
3. Sobrecapa de resina amida-imida modificada.

Aplicaciones:

- Todo tipo de motores de corriente alterna en los cuales su velocidad es controlada por medio de variadores de velocidad (frecuencia), inversores IGBT y dispositivos electrónicos con tecnología PWM (Modulación del Ancho del Pulso).
- Transformadores de alta frecuencia.

Clase térmica:

220 °C, clase R

Propiedades:

- Mayor durabilidad en aplicaciones con variadores de frecuencia comparado con el alambre magneto tradicional.
- Excelente resistencia a solventes y diversas sustancias químicas.
- Gran estabilidad térmica.
- Propiedades eléctricas y mecánicas adecuadas a los procesos y equipos para los que está diseñado.
- Excelente resistencia a pulsos cíclicos de alto voltaje y frecuencia.
- Elimina el uso de aislamientos triples y cuádruples para las aplicaciones con variadores de velocidad.
- Gran resistencia al efecto corona.
- Bajo coeficiente de fricción, facilidad de llenado de ranuras.
- Alta resistencia a la abrasión.

Recomendaciones generales:

- No se utilice en aquellas aplicaciones en que existan condiciones de humedad excesiva.
- Respetar tensiones mecánicas de jalado en procesos de embobinado.

Color:

Sepia

Normas:

Puede diseñarse el producto bajo cualquiera de las siguientes normas*:

- NEMA MW-1000: MW 35-C y MW 37-C
- Especificación interna Condumex para la evaluación de la resistencia a pulsos.

*En caso de requerir cumplir con una norma o especificación diferente a las indicadas, favor de consultar a nuestro departamento técnico.

Certificación:

Sistema de calidad certificado por:

1005936 QM08  ISO 9001:2008

Conductores Mexicanos Eléctricos y de Telecomunicaciones, S.A. de C.V.

Registro de producto ante Underwriters Laboratories Inc. File E 87331.

Datos para pedido:

Alambre magneto ULTRANEL^{M.R.}, calibre o sección transversal en mm² del conductor, construcción doble, cantidad y tipo de empaque.

RANGO DE FABRICACIÓN ULTRANEL ^{M.R.} CIRCULAR		
Color	Calibre	Construcción doble
Sepia	Diámetro del conductor	14 a 24 AWG 1.613 mm a 0.505 mm (0.0635" a 0.0199")

Nota: Estos datos son aproximados y están sujetos a tolerancias normales de manufactura.











Apéndice E: Datos técnicos del alambre magneto comercial

AWG gauge	Conductor Diameter Inches	Conductor Diameter mm	Ohms per 1000 ft.	Ohms per km	Maximum amps for chassis wiring	Maximum amps for power transmission	Maximum frequency for 100% depth for solid conductor copper	Breaking force Soft Annealed Cu 37000 PSI
0000	0.46	11.684	0.049	0.16072	380	302	125 Hz	6120 lbs
000	0.4096	10.40384	0.0618	0.202704	328	239	160 Hz	4860 lbs
00	0.3648	9.26592	0.0779	0.255512	283	190	200 Hz	3860 lbs
0	0.3249	8.25246	0.0983	0.322424	245	150	250 Hz	3060 lbs
1	0.2893	7.34822	0.1239	0.406392	211	119	325 Hz	2430 lbs
2	0.2576	6.54304	0.1563	0.512664	181	94	410 Hz	1930 lbs
3	0.2294	5.82676	0.197	0.64616	158	75	500 Hz	1530 lbs
4	0.2043	5.18922	0.2485	0.81508	135	60	650 Hz	1210 lbs
5	0.1819	4.62026	0.3133	1.027624	118	47	810 Hz	960 lbs
6	0.162	4.1148	0.3951	1.295928	101	37	1100 Hz	760 lbs
7	0.1443	3.66522	0.4982	1.634096	89	30	1300 Hz	605 lbs
8	0.1285	3.2639	0.6282	2.060496	73	24	1650 Hz	480 lbs
9	0.1144	2.90576	0.7921	2.598088	64	19	2050 Hz	380 lbs
10	0.1019	2.58826	0.9989	3.276392	55	15	2600 Hz	314 lbs
11	0.0907	2.30378	1.26	4.1328	47	12	3200 Hz	249 lbs
12	0.0808	2.05232	1.588	5.20864	41	9.3	4150 Hz	197 lbs
13	0.072	1.8288	2.003	6.56984	35	7.4	5300 Hz	150 lbs
14	0.0641	1.62814	2.525	8.282	32	5.9	6700 Hz	119 lbs
15	0.0571	1.45034	3.184	10.44352	28	4.7	8250 Hz	94 lbs
16	0.0508	1.29032	4.016	13.17248	22	3.7	11 k Hz	75 lbs
17	0.0453	1.15062	5.064	16.60992	19	2.9	13 k Hz	59 lbs
18	0.0403	1.02362	6.385	20.9428	16	2.3	17 kHz	47 lbs
19	0.0359	0.91186	8.051	26.40728	14	1.8	21 kHz	37 lbs
20	0.032	0.8128	10.15	33.292	11	1.5	27 kHz	29 lbs
21	0.0285	0.7239	12.8	41.984	9	1.2	33 kHz	23 lbs
22	0.0254	0.64516	16.14	52.9392	7	0.92	42 kHz	18 lbs
23	0.0226	0.57404	20.36	66.7808	4.7	0.729	53 kHz	14.5 lbs
24	0.0201	0.51054	25.67	84.1976	3.5	0.577	68 kHz	11.5 lbs
25	0.0179	0.45466	32.37	106.1736	2.7	0.457	85 kHz	9 lbs
26	0.0159	0.40386	40.81	133.8568	2.2	0.361	107 kHz	7.2 lbs
27	0.0142	0.36068	51.47	168.8216	1.7	0.288	130 kHz	5.5 lbs
28	0.0126	0.32004	64.9	212.872	1.4	0.226	170 kHz	4.5 lbs
29	0.0113	0.28702	81.83	268.4024	1.2	0.182	210 kHz	3.6 lbs
30	0.01	0.254	103.2	338.496	0.86	0.142	270 kHz	2.75 lbs
31	0.0089	0.22606	130.1	426.728	0.7	0.113	340 kHz	2.25 lbs
32	0.008	0.2032	164.1	538.248	0.53	0.091	430 kHz	1.8 lbs
Metric 2.0	0.00787	0.200	169.39	555.61	0.51	0.088	440 kHz	
33	0.0071	0.18034	206.9	678.632	0.43	0.072	540 kHz	1.3 lbs
Metric 1.8	0.00709	0.180	207.5	680.55	0.43	0.072	540 kHz	
34	0.0063	0.16002	260.9	855.752	0.33	0.056	690 kHz	1.1 lbs
Metric 1.6	0.0063	0.16002	260.9	855.752	0.33	0.056	690 kHz	
35	0.0056	0.14224	329	1079.12	0.27	0.044	870 kHz	0.92 lbs
Metric 1.4	.00551	.140	339	1114	0.26	0.043	900 kHz	
36	0.005	0.127	414.8	1360	0.21	0.035	1100 kHz	0.72 lbs
Metric 1.25	.00492	0.125	428.2	1404	0.20	0.034	1150 kHz	
37	0.0045	0.1143	523.1	1715	0.17	0.0289	1350 kHz	0.57 lbs
Metric 1.12	.00441	0.112	533.8	1750	0.163	0.0277	1400 kHz	
38	0.004	0.1016	659.6	2163	0.13	0.0228	1750 kHz	0.45 lbs
Metric 1	.00394	0.1000	670.2	2198	0.126	0.0225	1750 kHz	
39	0.0035	0.0889	831.8	2728	0.11	0.0175	2250 kHz	0.36 lbs
40	0.0031	0.07874	1049	3440	0.09	0.0137	2900 kHz	0.29 lbs

Bibliografía

Libros

- 1 Edward Ramsden, "Hall-Effect Sensors: Theory and Application" Segunda Edición, Editorial: Newnes, 2011, 272 páginas. 
- 2 David G. Gilmore, Martin Donabedian, "Spacecraft Thermal Control Handbook: Cryogenics", Editorial: AIAA, 2003, 641 páginas. 
- 3 Martin Tajmar, "Advanced Space Propulsion Systems" Editorial Springer Science & Business Media, 2012, 130 páginas. 
- 4 FRANCHINI, Sebastián; LÓPEZ, "Óscar, Introducción a la ingeniería aeroespacial 2a ed." Editorial: Alfaomega, Garceta. Madrid, España, 2012, 528 páginas. 
- 5 Jason Hall, "Advances in Spacecraft Technologies", Editorial: InTech, Febrero 2014, 608 páginas. 
- 6 Thawar T. Arif "Aerospace Technologies Advancements", Editorial: InTech, Enero 2010, 514 páginas. 
- 7 AIAA (American Institute of Aeronautics and Astronautics), "AIAA Aerospace Design Engineers Guide", Editorial: John Wiley & Sons, 2005, 416 páginas. 
- 8 K. F. Long, "Deep Space Propulsion: A Roadmap to Interstellar Flight", Editorial: Springer Science & Business Media, 2011, 367 páginas. 
- 9 Hans Troger, A.P. Alpatov, V.V. Beletsky, V.I. Dranovskii, V.S. Khoroshilov, A.V. Pirozhenko, A.E. Zakrzhevskii, "Dynamics of Tethered Space Systems", Editorial: CRC Press, 2010, 245 páginas. 

- 10 Brian Harvey, Henk H. F. Smid, Theo Pirard, "Emerging Space Powers: The New Space Programs of Asia, the Middle East and South-America", Editorial:Praxis, 2010, 732 páginas. 
- 11 John Anderson, "Fundamentals of Aerodynamics", Editorial: McGraw-Hill Education, E.E.U.U. 2010, 1152 páginas. 
- 12 Dan M. Goebel, Ira Katz , "Fundamentals of Electric Propulsion: Ion and Hall Thrusters Volumen 1", Editorial: John Wiley & Sons, 2008, 486 páginas. 
- 13 Graham Swinerd, "How Spacecraft Fly: Spaceflight Without Formulae", Editorial: Springer Science & Business Media, 2008, 288 páginas. 
- 14 Leroy J. Krzycki, "HOW to DESIGN, BUILD and TEST SMALL LIQUID-FUEL ROCKET ENGINES", Rocket Science Institute, Inc.EEUU, 1967. 
- 15 Instrumentation for Airbreathing Propulsion, AIAA Series, progress in Astronautics and Aeronautics, Vol. 34, Eds Fuhs, A.E. and Kingery, M., MIT Press, Cambridge, Mass, 1974. 
- 16 Giancarlo Genta, "Introduction to the Mechanics of Space Robots" Volumen 26, Editorial: Springer Science & Business Media, 2011, 598 páginas. 
- 17 Joseph A. Eichmeier, Manfred Thumm , "Vacuum Electronics: Components and Devices", Editorial: Springer Science & Business Media, 2008, 535 páginas. 
- 18 Howard Curtis, "Orbital Mechanics: For Engineering Students, Aerospace Engineering", Editorial: Butterworth-Heinemann, 2004, 704 páginas. 
- 19 Morton Mitchner, Charles H. Kruger, "Partially ionized gases, Volumen 3 de Wiley series in plasma physics Series in Soil Engineering", Editorial: Wiley, 1973, 518 páginas. 

- 20 Robert G. Jahn, "Physics of Electric Propulsion, Dover Books on Physics", Editorial: Courier Corporation, 2012, 368 páginas. 
- 21 Michael Keidar, Isak Beilis, "Plasma Engineering: Applications from Aerospace to Bio and Nanotechnology.", Editorial: Academic Press, 2013, 424 páginas. 
- 22 A. M. Cruise, J. A. Bowles, T. J. Patrick, C. V. Goodall, "Principles of Space Instrument Design, Volumen 9 de Cambridge Aerospace Series", Editorial: Cambridge University Press, 2006, 396 páginas. 
- 23 Committee on Priorities for Space Science Enabled by Nuclear Power and Propulsion, Space Studies Board, Aeronautics and Space Engineering Board, Division on Engineering and Physical Sciences, National Research Council, "Priorities in Space Science Enabled by Nuclear Power and Propulsion", Editorial: National Academies Press, 2006, 158 páginas. 
- 24 Martin J. L. Turner, "Rocket and Spacecraft Propulsion: Principles, Practice and New Developments", Editorial: Springer Science & Business Media, 2008, 414 páginas. 
- 25 George P. Sutton, Oscar Biblarz, "Rocket Propulsion Elements", Editorial: John Wiley & Sons, 2011, 784 páginas. 
- 26 Brian Harvey, Olga Zakutnyaya, "Russian Space Probes: Scientific Discoveries and Future Missions", Editorial: Springer Science & Business Media, 2011, 543 páginas. 
- 27 Maini, Varsha Agrawal, "Satellite Technology: Principles and Applications", Editorial: John Wiley & Sons, 2011, 694 páginas. 
- 28 Cynthia Phillips, PhD, Shana Priwer, "Space Exploration For Dummies", Editorial: John Wiley & Sons, 2009, 384 páginas. 

- 29 James R. Wertz, "Spacecraft Attitude Determination and Control", Editorial: Springer Science & Business Media, 2012, 858 páginas. 
- 30 Thomas R. Kane, Peter W. Likins, David A. Levinson, "Spacecraft dynamics", Editorial: McGraw-Hill Book Co., 1983, 436 páginas. 
- 31 Peter Fortescue, Graham Swinerd, John Stark, "Spacecraft Systems Engineering", Editorial: John Wiley & Sons, 2011, 752 páginas. 
- 32 David G. Gilmore, "Spacecraft Thermal Control Handbook: Fundamental technologies", Editorial: AIAA, 2002, 836 páginas. 
- 33 David Wright, Laura Grego, Lisbeth Gronlund, "The physics of space security: a reference manual", Editorial: American Academy of Arts and Sciences, 2005, 177 páginas. 
- 34 A.I. Bugrova,^a A.D. Desiatskov,^a H.R. Kaufman,^b V.K. Kharchevnikov,^a A.I. Morozov,^c and V.V. Zhurind. IEPC Article, "Design and Experimental Investigation of a Small Closed Drift Thruster" Octubre 2001. 
- 35 V. Hruby, J. Monheiser, B. Pote, C. Freeman' and W. Connolly, IEPC Article, "Low power, hall thruster propulsion system" 1999. 
- 36 John William Walter, B.S.E.E., B.S.C.S. "Development of a low-power Hall effect thruster" Faculty of Texas Tech University, Diciembre 2000. 
- 37 Kevin Dunk, "Analysis and Design of a Propulsion System Trade Study Tool for a Boeing 376 Series Communications Satellite", Faculty of the Aerospace Engineering Department California Polytechnic State University, San Luis Obispo, Julio 2011, 43 páginas. 
- 38 Juan Manuel Gallardo, Félix Parra Díaz, "Propulsión Espacial Eléctrica: Desarrollo de un motor de plasma de efecto Hall", E.T.S.I. Aeronáuticos, Universidad Politécnica, Madrid, 2002, 225 páginas.

39 L. Biagioni, M. Saverdi, M. Berti, U. Cesari, and M. Andrenucci “Design and Preliminary Characterization of A 5 Kw Hall Thruster Prototype”, IEPC Article, Febrero 2003.



40 Saul Daniel Santillan Gutierrez, Carlos Romo Fuentes, Alberto Ramirez Aguilar, Saul de la Rosa Nieves “Developing a Space Program for Mexico”, Article, Agosto 2013.



41 M. Capacci, G. Matticari, G. E. Noci, P. Siciliano, “Development of a Double Stage Hall Thruster for advanced Telecom, Remote Sensing and Scientific Space Missions”, Mayo 2004



42 Robert G. Jahn, Edgar Y. Choueiri, “Electric Propulsion”, Princeton University article. 1998.



43 Dr. G. Bradley Armen, “Hall Effect Experiment”, Article of University of Tennessee, Julio 2008.



44 MICRO SWITCH Sensing and Control “Hall Effect Sensing and Application”, Editorial: Honeywell Inc, 126 páginas.



45 Diego Escobar Antón, “Motores de efecto Hall de alto impulso específico”, E.T.S.I. Aeronáuticos, Universidad Politécnica de Madrid. Septiembre 2005.



46 Pablo Martínez Cerezo, “Propulsión Eléctrica: El motor Hall”, E.T.S.I. Aeronáuticos, Universidad Politécnica de Madrid. Junio 2001.

47 Mission Design Division Staff Ames Research Center, "Small Spacecraft Technology State of the Art ", Moffett Field, California NASA 2014.



48 M. Martinez-Sanchez, “Spacecraft Electric Propulsion—An Overview”, Journal of propulsion and power, Vol. 14, No. 5, September – October 1998.



- 49 Peter Erichsen , “Spacecraft Propulsion A Brief Introduction”, Heat and Power Technology lecture series, Volume 13, 2nd Edition, Stockholm 2011, 84 páginas.
- 50 Chang-Hee Won, Darryl Sale, Richard R. Schultz, Arnold F. Johnson, and William H. Semke, “Spacecraft Systems Engineering – The Initiation of a Multidisciplinary Design Project”, American Society for Engineering Education, 2001.
- 51 Dafne Gaviria Arcila, “Modelado de un micro-satélite caso Quetzal”, Tesis FI-UNAM, 2014. 283 Paginas.
- 52 Zamora Torres Antonio Francisco, “Diseño de un micro-satélite”, Tesis FI-UNAM 2013, 153 páginas.
- 53 Robert Santos Gutierrez, “Código Híbrido Avanzado de Motores de Plasma de Efecto Hall” Universidad Politecnica de Madrid, Madrid Junio 2012. 312 páginas.
- 54 Amrik Singh Bhullar, Anthony Chow, “Unconventional Rocket Drives”, Imperial College London Group 10, Febrero 2010. 30 páginas.
- 55 James R. Wertz, David F. Everett, Jeffery J. Puschell, “Space Mission Engineering: The New SMAD”, Editorial: Space Technology Library, E.E.U.U. 2011.
- 56 Ronald W Humble, Larson, “Space Propulsion Analysis and Design”, Editorial: McGraw-Hill, E.E.U.U. 1995, 727 páginas.
- 57 Joseph A. Eichmeier, Manfred Thumm, “Vacuum Electronics: Components and Devices”, Editorial Springer Science & Business Media, 2008, 521 páginas.
- 58 Paulo Lozano, “Studies on the Ion-Droplet Mixed Regime in Colloid Thrusters”, Tesis MIT, E.E.U.U. 2003. 222 páginas.



- 59 Kozubsky, "Plan and Status of the Development and Qualification Program for the Stationary Plasma Thruster", Propulsion AIAA, 1993.
- 60 Noah Z. Warner, "Theoretical and Experimental Investigation of Hall Thruster Miniaturization", Tesis MIT, E.E.U.U. 2007. 265 páginas.
- 61 Thomas Michael Chiasson, "Modeling the Characteristics of Propulsion Systems Providing Less Than 10 N Thrust", Tesis MIT, E.E.U.U. 2010. 153 páginas.
- 62 Miguel Ángel Sánchez Navarrete, "Análisis mecánico de la estructura conceptual de un sistema de separación para microsátélites", Tesis, FI-UNAM, 2013, 169 páginas.
- 63 Andrey A. Shagayda, "On Scaling of Hall Effect Thrusters", IEPC-2013-056, 2013, 27 páginas.
- 64 E. Ahedo y J.M. Gallardo. "Scaling down hall thrusters", IEPC, 2003, 10 páginas.
- 65 J. Ashkenazy, Y. Raitses y G. Appelbaum. " Parametric studies of the Hall thruster at Soreq", IAEC, 1997, 28 páginas.
- 66 Vadim Khayms, "Advanced Propulsion for Microsatellites", Tesis MIT, E.E.U.U. 2000. 167 páginas.
- 67 F. Battista y T. Misuri "A Review of the Hall Thruster Scaling Methodology", IEPC, 2007, 9 páginas.
- 68 K. Dannenmayer y S. Mazouffre, "Elementary Scaling Relations for Hall Effect Thrusters", Journal of Propulsion and Power Vol. 27, No. 1, 2011, 10 páginas.
- 69 M. Andrenucci y Pietro Piliero, "Hall Thruster Scaling Methodology", IEPC, 2005, 17 páginas.
- 70 Kim, V., Kozlov, V., Skrylnikov A., et al., "Development and Investigation of the SPT-20 and SPT-25 Laboratory Models", Proceedings of the 1st Annual International Conference and Exhibition. Small Satellites: New technologies, achievements, problems and prospects for the

International co-operation in the new millennium, section VIII "Jet Propulsion", Moscow, 2000.

Referencias [R]

- [1] Snecma, "PPS 1350-E Hall effect thruster."
http://snecma.com/IMG/files/1350e2013_modulvoir_file_fr_modulvoir_file_fr.pdf, Agosto 2014.
- [2] Alta-space, "Advanced Diagnostics for Electric Propulsion."
<http://www.alta-space.com/uploads/file/brochures/Advanced%20Diagnostics%20for%20Electric%20Propulsion.pdf>, Mayo 2011.
- [3] Aerojet, "Aerojet Hall thrusters Electric Propulsion Data Sheets"
<https://www.rocket.com/files/aerojet/documents/Capabilities/PDFs/Electric%20Propulsion%20Data%20Sheets.pdf>, Agosto 2012.
- [4] Alta-space, "Engineering-Services." http://www.alta-space.com/uploads/file/brochures/Brochure_2012_Engineering-Services_v1.pdf, Octubre 2012.
- [5] Alta-space, "Mini Hall Thruster HT-100." http://www.alta-space.com/uploads/file/brochures/Brochure_2013_HT100_D.pdf, Septiembre 2013.
- [6] Busek, "Busek High power hall thrusters."
http://www.busek.com/index_htm_files/70008511__revA.pdf, Abril 2013.
- [7] Busek, "Busek hollow cathodes."
http://www.busek.com/index_htm_files/70008509B.pdf, Abril 2013.
- [8] Busek, "Busek power hall thrusters",
http://www.busek.com/index_htm_files/70008510__revA.pdf, Agosto 2013.
- [9] Busek, "Busek Presentation",
<http://www.kaconf.org/CD2013/papers/WS/4.pdf>, Septiembre 2013.
- [10] AF SBI R "New On-board Propulsion System to Power TechSat-21 Satellites",
http://www.afsbirsttr.com/Publications/Documents/Busek_2.pdf, Abril 2004.

- [11] Busek Co. Inc., "Brochure" www.virtualacquisitions Showcase.com/.../brochure.pdf, Mayo 2014.
- [12] Alta-space, "Hall Thruster HT-400 ", <http://www.alta-space.com/uploads/file/brochures/Hall%20Thruster%20HT400%20Black%20Hall.pdf>, Febrero 2014.
- [13] Alta-space, "Mini Hall Thruster HT-100", http://www.alta-space.com/uploads/file/brochures/Brochure_2013_HT100_D.pdf., Noviembre 2012.
- [14] SAFRAN Snecma, "Complete range of Plasma Thrusters - gammeplasmiqueen", http://www.snecma.com/IMG/files/gammeplasmiqueen_modulvoir_file_fr.pdf, Septiembre 2013.
- [15] SAFRAN Snecma "PPS®1350-G" http://www.snecma.com/IMG/files/fichepps1350g2013_modulvoir_file_fr.pdf, Enero 2014.
- [16] "American Wire Gauge table and AWG Electrical Current Load Limits with skin depth frequencies and wire strength", http://www.powerstream.com/Wire_Size.htm, Mayo 2015.
- [17] "Combat Boron Nitride Solids Data Sheet", <http://www.bn.saint-gobain.com/uploadedFiles/SGbn/Documents/Solids/Combat-Solids-DS1.pdf>, Febrero 2014.
- [18] "Electric Propulsion on SMART-1", http://www.esa.int/esapub/bulletin/bulletin129/bul129e_estublier.pdf, Febrero 2007.
- [19] C. Bundesmann, F. Scholze , M. Tartz; "A closer look at a stationary plasma thruster (SPT-100D EM1)", http://www.uni-leipzig.de/~iom/muehleithen/2010/Bundesmann_2010.pdf, 2010.
- [20] Efecto Hall, "http://es.wikipedia.org/wiki/Efecto_Hall", 1999.
- [21] ESA, "Electric Propulsion Technology Programmes", <http://www.esa.int/esapub/br/br187/br187.pdf>, Agosto 2002.
- [22] Mariano Andrenucci, "Hall Thrusters Theoretical Aspects", Advanced Course ESA/ESTEC, Noordwijk, <http://www.spaceatdia.org/uploads/mariano/ep2/ESA%20HET%202>, September 15-19, 2008
- [23] "Spacecraft Control Toolbox", http://www.psatellite.com/sct/pdfs/core_techbrief.pdf, Julio 2009.
- [24] High Earth orbit, http://en.wikipedia.org/wiki/High_Earth_orbit

- [25] Catalog of Earth Satellite Orbits NASA,
<http://earthobservatory.nasa.gov/Features/OrbitsCatalog/>

- [26] STSat-3 (Science and Technology Satellite-3),
<https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/s/stsat-3>

- [27] Russian Space News Archive, <https://archive.is/ggFBP>