



ESCUELA DE INGENIERÍA DE FUENLABRADA

GRADO EN INGENIERÍA AEROESPACIAL EN
AERONAVEGACIÓN

TRABAJO DE FIN DE GRADO

DISEÑO DE UN MOTOR ELÉCTRICO PARA UNA
SONDA DE EXPLORACIÓN DE ASTEROIDES

Autor: Andrei Marius Pop Daichendt

Tutor: Antonio García Martins
Curso académico 2023/2024

Agradecimientos

Quisiera comenzar expresando mi más profundo agradecimiento a mi tutor, cuyo apoyo incondicional e inquebrantable paciencia ha sido esenciales para la culminación de este proyecto.

A mi familia, el pilar principal de mi consuelo en momentos de estrés y la alegría que me ha empujado a cumplir con las metas que me he propuesto, les debo una gratitud infinita. Su amor y apoyo incondicional me han proporcionado las fuerzas para superar los desafíos más difíciles.

Mis amigos y compañeros, con quienes he compartido algunos de estos desafíos como momentos de distensión, merecen un reconocimiento especial. Sus ánimos han sido un regalo inestimable y una parte integral de esta experiencia.

Por último, mi gratitud se extiende a todos aquellos que han aportado de una forma u otra a mi crecimiento personal y profesional durante la realización de este Trabajo de Fin de Grado. La suma de estas contribuciones ha aportado mucho a este proyecto.

Sinceramente, muchas gracias,

Andrei Marius Pop Daichendt

Madrid, noviembre de 2023

Resumen

Este Trabajo de Fin de Grado aborda el desafío del diseño de un motor adaptado para una sonda de exploración de asteroides. El proyecto se centra en la creación de un motor eléctrico capaz de resistir las condiciones extremas del espacio y proporcionar un rendimiento óptimo durante la exploración de estos cuerpos celestes.

El objetivo principal es el desarrollo de un motor eléctrico compacto y ligero que cumpla con los rigurosos requisitos de la misión, incluyendo peso, eficiencia energética y maniobrabilidad de la nave. Este logro se basa en datos y características de motores previamente utilizados en misiones similares.

Para definir la misión que el motor debe llevar a cabo, es necesario investigar otras misiones similares y comprender el estado actual de los motores espaciales, considerando diferentes formas de propulsión. Se ha puesto un énfasis particular en la propulsión eléctrica tipo Hall, lo que requirió un desarrollo teórico para comprender su funcionamiento. Además, se realizó una investigación adicional sobre motores Hall con las prestaciones deseadas para nuestra misión, estableciendo el rango en el que se encuentran estos valores. Con esta información, se realizó un estudio paramétrico para determinar los valores óptimos.

Posteriormente, se procedió al dimensionamiento del motor, influenciado por los resultados previamente obtenidos y tomando inspiración de las dimensiones de otros motores Hall utilizados en misiones similares.

Finalmente, se llevó a cabo la validación de la capacidad del sistema propulsivo diseñado para completar la misión seleccionada.

Índice general

1.	Introducción y objetivos	1
1.1	Introducción	1
1.2	Motivaciones.....	2
1.3	Objetivos	2
1.4	Paquetes de trabajo	3
1.5	Diagrama de Gantt	5
1.6	Competencias adquiridas y aplicadas	6
1.7	Herramientas utilizadas.....	7
2.	Definición de la misión.	8
2.1	Avances y desafíos en las misiones espaciales	8
2.2	Descripción de la misión.....	10
2.3	Asteroide objetivo. Requisitos para su selección.....	11
2.4	Conclusiones sobre la definición de la misión.....	13
3.	Estudio de misiones predecesoras.	14
3.1	Misiones similares	14
3.1.1	Hayabusa 2	15
3.1.2	OSIRIS-REx	17
3.2	Selección final de la misión	20
4.	Elección del sistema propulsivo	23
4.1	Motores eléctricos. Estado del arte.	23
4.1.1	Propulsor iónico (IP)	23
4.1.2	Propulsión por efecto Hall (HEE)	24
4.1.3	Motor de plasma pulsado (PPT)	25
4.1.4	Comparativa y decisión del tipo de propulsor	26
5.	Diseño conceptual del sistema propulsivo.....	31
5.1	Componentes, estructura y tipos de motor Hall.....	31

5.2	Funcionamiento y escalado del motor	33
5.3	Desarrollo teórico y preparación para el estudio paramétrico	34
5.4	Parámetros críticos del rediseño	37
5.4.1	Especificaciones típicas de los motores Hall	38
5.4.2	Estimación de masas del motor Hall	40
5.5	Estudio paramétrico	41
6.	Verificación del diseño propuesto	49
6.1	Dimensionamiento del motor.....	49
6.1.1	Radios de Larmor.....	49
6.1.2	Dimensionamiento final del canal.....	50
6.1.3	Dimensionamiento del cátodo y ánodo	53
6.1.4	Dimensionamiento del tanque de Xenón	55
6.2	Estimaciones de masas.....	56
7.	Validación de la misión	58
7.1	Evaluación de viabilidad de misión	58
8.	Conclusiones y líneas de desarrollo	60
8.1	Comparativa entre misión real y nuestra solución.....	60
8.2	Objetivos cumplidos y mejoras a futuro	61
8.3	Diagrama de Gantt final.....	62
	Constantes.....	65
	Acrónimos.....	65
	Variables	66
	Símbolos	67
	Apéndice A	69
	Apéndice B	70

Índice de figuras

Figura 1. Captura realizada por el telescopio James Webb Space.....	9
Figura 2. Rover ExoMars (Rosalind Franklin)	10
Figura 3. Ilustración del OSIRIS-Rex aproximándose al asteroide Bennu	12
Figura 4. Diseño de la trayectoria de ida y vuelta de la Hayabusa 2 a Ryugu....	15
Figura 5. Representación de la nave Hayabusa 2 y los instrumentos a bordo....	16
Figura 6. OSIRIS-REx momentos después de ajustar su inclinación orbital	18
Figura 7. Ilustración del sistema TAGSAM	19
Figura 8. Anomalías propulsión eléctrica 1997-2015.....	21
Figura 9. Anomalías propulsión química 1997-2015	21
Figura 10. Esquema básico de motor por efecto Hall.....	24
Figura 11. Motor Hall con pared dieléctrica (izq.) y metálica (der.).....	25
Figura 12. Eficiencia comparada entre distintas propulsiones eléctricas	26
Figura 13. Empuje específico sobre impulso específico: coste del empuje y compromiso de Isp.....	27
Figura 14. Empuje sobre potencia para distintos motores eléctricos.....	28
Figura 15. Impulso específico sobre potencia para distintos motores eléctricos	28
Figura 16. Motor Hall ST-40	32
Figura 17. Esquema básico del canal de un motor Hall	34
Figura 18. Impulso específico respecto del voltaje de descarga para varias iteraciones de densidad de plasma	42
Figura 19. Impulso específico respecto del voltaje de descarga para varias iteraciones del ancho de canal	43
Figura 20. Impulso específico respecto del voltaje de descarga para iteraciones del gasto másico de propelente	44
Figura 21. Impulso específico respecto del voltaje de descarga para varias iteraciones del campo magnético	45
Figura 22. Últimas iteraciones respecto de la densidad de plasma.....	46
Figura 23. Últimas iteraciones respecto del ancho del canal	47
Figura 24. Últimas iteraciones respecto del gasto másico total.....	47
Figura 25. Últimas iteraciones respecto de la intensidad de campo magnético .	48
Figura 26. Velocidad de los átomos de Xenón a lo largo del canal.....	50
Figura 27. Ilustración de los componentes en un motor Hall	52
Figura 28. Representación 3D de la estructura del canal.....	53
Figura 29. Representación 3D seccionada del cátodo	54
Figura 30. Representación 3D del ánodo.....	55
Figura 31. Planos y dimensionamiento del cátodo	71

Figura 32. Planos y dimensionamiento del ánodo	72
Figura 33. Planos y dimensionamiento del canal	73

Índice de tablas

Tabla 1. Diagrama de Gantt para el diseño de un motor espacial.	5
Tabla 2. Especificaciones del IES y requisitos de misión para el Hayabusa y Hayabusa 2.....	17
Tabla 3. Especificaciones propulsivas OSIRIS-Rex	19
Tabla 4. Ejemplos de motores y sus capacidades propulsivas	20
Tabla 5. Especificaciones de motores para maniobras de alto Δv	29
Tabla 6. Influencia del impulso específico en la masa de la nave	29
Tabla 7. Comparación de un motor Hall e iónico típicos	30
Tabla 8. Parámetros específicos de la Hayabusa 2	38
Tabla 9. Especificaciones de los motores PPS 1350	39
Tabla 10. Parámetros de diseño de motores Hall similares al 100-W	39
Tabla 11. Rango de especificaciones del motor a diseñar.	40
Tabla 12. Estimaciones de los parámetros de nuestro sistema propulsivo.	41
Tabla 13. Dimensiones del tanque de Xenón	55
Tabla 14. Propiedades de todos los materiales que conforman el motor.....	56
Tabla 15. Estimaciones final de los parámetros.	59
Tabla 16. Diagrama de Gantt final.	63

Capítulo 1

1. Introducción y objetivos

1.1 Introducción

Desde el principio de los tiempos, la humanidad ha sentido fascinación y curiosidad por el vasto y enigmático universo. Los asteroides ocupan un lugar único entre los numerosos cuerpos celestes que lo componen. Estos restos rocosos, que con frecuencia han permanecido inalterados desde el nacimiento del sistema solar, pueden revelar detalles importantes sobre la formación y el desarrollo de los planetas y, en consecuencia, sobre los inicios del sistema solar.

En la actualidad, gracias a los avances tecnológicos y el crecimiento de la industria espacial, la exploración de estos cuerpos se ha convertido en una realidad. Este nicho en la exploración espacial tiene un potencial incalculable, pero para aprovecharlo plenamente, es esencial contar con sistemas de propulsión eficientes y confiables que permitan a las sondas alcanzar y maniobrar cerca de estos cuerpos celestes.

El presente Trabajo de Fin de Grado aborda el desafío técnico del diseño de un sistema propulsivo capaz de llevar a cabo una misión de exploración de asteroides, centrándose en el desarrollo de un sistema propulsivo eléctrico innovador. Ahora bien, la elección de la propulsión eléctrica no es arbitraria. Estos sistemas presentan sus desventajas y retos, pero suelen ser más eficientes que sus contrapartes químicas y por ende permiten misiones de larga duración, con cargas útiles más pesadas.

A lo largo del documento, se especificará el alcance y parámetros de la misión de exploración, se analizarán misiones similares llevadas a cabo, lo que ayudará a seleccionar y diseñar más adelante el tipo de sistema propulsivo para, finalmente, verificar dicho diseño, garantizando su fiabilidad y eficiencia. Con el compromiso de avanzar en la exploración espacial, este proyecto pretende dar una visión general de la actualidad de las

tecnologías propulsivas y aportar un diseño preliminar que en un futuro se pueda concretar y perfeccionar.

1.2 Motivaciones

Desde mis primeros recuerdos, el cielo nocturno ha sido mi refugio y la curiosidad sobre el espacio, mi constante compañera. Cada estrella, cada constelación, cada noticia sobre una misión espacial encendía en mí un deseo ardiente de comprender y, algún día, contribuir a los avances que permiten a la humanidad explorar las vastedades del cosmos.

Elegir la carrera de Ingeniería Aeroespacial no fue una decisión casual; fue la manifestación de un sueño cultivado a lo largo de años de fascinación. El entendimiento de que el espacio no es solo un vasto lienzo de belleza, sino también un desafío técnico y un misterio científico, me llevó a buscar una formación que me permitiera combinar mi pasión con la rigurosidad y la innovación tecnológica.

Ahora, al encontrarme en el umbral de completar mi formación, he decidido dedicar mi Trabajo de Fin de Grado (TFG) a un aspecto que considero crucial para la exploración espacial: el diseño de un motor eléctrico para una sonda de exploración de asteroides. Los asteroides no solo son testigos silenciosos de la evolución de nuestro sistema solar, sino que también tienen el potencial de revelar secretos sobre el origen de la vida y los materiales que podrían beneficiar a la humanidad.

Este proyecto, para mí, no es solo una culminación académica. Representa la síntesis de mis ambiciones, intereses y el anhelo de contribuir a una era en la que la exploración espacial y la tecnología se entrelacen para descubrir y aprovechar las innumerables maravillas del universo.

1.3 Objetivos

El objetivo principal de este proyecto consiste en desarrollar un diseño eficiente para un motor eléctrico que impulse una sonda destinada a la exploración de asteroides, teniendo en cuenta los retos y particularidades del entorno espacial.

Como se ha mencionado, para completar esta tarea, nos centraremos en tecnologías ya existentes y utilizaremos ciertos datos para especificar las dimensiones óptimas del sistema propulsivo utilizando principalmente los conocimientos aportados por Dan M. Goebel e Ira Katz en su libro “**Fundamentals of Electric Propulsion: Ion and Hall Thrusters**” (1).

Algunos de los objetivos específicos que han ido surgiendo en la elaboración de este trabajo son:

- **Definición de la misión**, donde se establecerán los parámetro y alcance de la misión, definiendo la duración, destino y objetivos específicos. Esto nos permitirá especificar también los requisitos de la misión.
- **Análisis de misiones ejecutadas previamente con características similares**. Permite una revisión de los retos a los que se enfrentaron los equipos responsables de estas misiones con un contexto similar. Las soluciones que implementaron nos permitirán obtener conclusiones clave en el desarrollo de nuestro propio sistema propulsivo.
- **Selección del sistema propulsivo adecuado para la misión**. Esto implica estudiar el estado del arte actual, lo cual juntaremos con los requisitos y lecciones aprendidas, identificados anteriormente para llegar a la conclusión en cuanto a la tecnología que se utilizará en nuestra misión.
- **Elaboración del diseño conceptual del sistema seleccionado**. Basándonos en los conocimientos adquiridos del libro de Goebel, plantearemos una serie de cálculos para definir las dimensiones y capacidades del sistema propulsivo.
- **Verificación de la funcionalidad y eficacia del diseño propuesto**. Finalmente, se comprobará la eficiencia de los resultados obtenidos en el apartado anterior y se evaluará la capacidad de nuestro motor de llevar a cabo la misión.

Con estos objetivos, aspiramos a contribuir significativamente al campo de la propulsión espacial y establecer una base sólida para misiones futuras que busquen explorar y entender más sobre los asteroides y, por ende, sobre los orígenes de nuestro sistema solar.

1.4 Paquetes de trabajo

Con el objetivo de estructurar eficientemente este proyecto, se ha decidido dividir el proyecto en varios paquetes de trabajo, basándose en los objetivos específicos elaborados en la sección anterior. Cada paquete se centra en un área específica, lo que permite una gestión y seguimiento más detallado en cada fase, garantizando que cada aspecto del diseño sea exhaustivamente investigado, lo que facilita a su vez la validación de cada etapa. A continuación, se presentan los paquetes de trabajo definidos, sus descripciones y los entregables asociados.

1. Definición del alcance y parámetros de la misión

- Tarea 1.1: Investigación del contexto histórico actual de la industria espacial
- Tarea 1.2: Establecimiento del objetivo de la misión, donde definiremos aspectos como la duración estimada o el destino de la misión
- Tarea 1.3: Identificación de restricciones y limitaciones técnicas.
- Tarea 1.4: Evaluación de riesgos y medidas de mitigación.

2. Análisis de misiones similares

- Tarea 2.1: Selección de misiones relevantes para el estudio comparativo.
- Tarea 2.2: Investigación y recopilación de datos de estas misiones
- Tarea 2.3: Comparación de desafíos enfrentados y soluciones adoptadas en estas misiones seleccionadas.
- Tarea 2.4: Extracción de lecciones clave y recomendaciones para nuestra misión.

3. Elección del sistema propulsivo

- Tarea 3.1: Revisión de tecnologías propulsivas existentes.
- Tarea 3.2: Evaluación detallada de las capacidades de los sistemas propulsivos actuales.
- Tarea 3.3 Selección final del sistema basada en criterios previamente definidos.

4. Diseño conceptual del sistema propulsivo

- Tarea 4.1: Análisis y definición del funcionamiento básico del sistema.
- Tarea 4.2: Formulación de ecuaciones y modelos matemáticos.
- Tarea 4.3: Determinación de dimensiones y especificaciones técnicas.

5. Verificación del diseño propuesto

- Tarea 5.1: Evaluación de capacidades del motor.
- Tarea 5.2: Análisis de resultados para determinar cumplimiento de criterios.
- Tarea 5.3: Propuestas de ajustes o mejoras basadas en los resultados obtenidos.

1.5 Diagrama de Gantt

Tabla 1. Diagrama de Gantt para el diseño de un motor espacial.



1.6 Competencias adquiridas y aplicadas

La realización de este proyecto se basó en la implementación de conocimientos académicos obtenidos durante el grado. Además, ha propiciado la adquisición de nuevas habilidades que, sin duda, serán valiosas en mi futura incursión en la industria espacial.

A continuación, se presentan los conocimientos y habilidades que he cultivado y empleado:

Competencias implementadas:

- **Resolución de desafíos y capacidades de adaptación.** Durante la elaboración del trabajo, he enfrentado numerosos desafíos, tanto técnicos como conceptuales. La habilidad de enfrentar estos problemas la he ido desarrollando a lo largo de mis estudios y su resultado se manifiesta en este documento, donde he logrado optimizar procesos y realizar cálculos complejos.
- **Organización y estructuración de proyectos.** La planificación y estructuración del TFG permitió aplicar técnicas de gestión de proyectos, asegurando que cada etapa se completara de manera efectiva y en el tiempo establecido.
- **Realización de investigaciones documentales.** Como cualquier trabajo con las características de este, la investigación fue particularmente crucial, requiriéndose una profunda investigación y revisión bibliográfica, habilidad que no solo he aplicado, sino que también se ha fortalecido, otorgándome una base más sólida para la interpretación y aplicación de datos.

Competencias desarrolladas:

- **Conocimiento profundo sobre el panorama actual de la industria propulsiva espacial.** Este proyecto permitió obtener una visión clara y actualizada del estado y las tendencias de la industria propulsiva, preparándome para futuros desafíos en el campo.
- **Comprensión detallada del funcionamiento de motores eléctricos espaciales, con énfasis en los motores Hall.** Estudiar el diseño y las aplicaciones de los motores Hall no solo me permitió adquirir conocimientos técnicos, sino también comprender sus ventajas y limitaciones en contextos reales.
- **Habilidades en el diseño y especificación de motores espaciales.** Más allá de la teoría, este proyecto me ha otorgado la oportunidad de sumergirme en el diseño de motores espaciales. Mi capacidad de considerar factores críticos y especificaciones técnicas en la creación de sistemas de propulsión.

1.7 Herramientas utilizadas

Para la realización de este proyecto, hemos empleado predominantemente Matlab® como herramienta de análisis y simulación, junto con el paquete de aplicaciones Office para la documentación y presentación de resultados. También se ha hecho uso de AUTOCAD para diseñar gráficamente el producto final.

Capítulo 2

2. Definición de la misión.

La propulsión espacial, en su esencia, es el corazón que impulsa las misiones más allá de nuestro mundo. Desde los primeros vuelos suborbitales hasta las sondas interestelares actuales, la evolución de la tecnología de propulsión ha sido clave para superar los desafíos inherentes a la exploración espacial. Al embarcarnos en una nueva misión, especialmente con un objetivo tan crítico como lo es la exploración de asteroides, es imperativo entender y evaluar a fondo el estado actual de las tecnologías espaciales.

En este capítulo abordaremos de manera detallada la definición integral de la misión, estableciendo además algunas de los factores limitantes del proyecto. También delinearemos el contexto histórico de las misiones espaciales y la razón por la cual los asteroides fueron seleccionados como el objetivo principal de la misión.

2.1 Avances y desafíos en las misiones espaciales

Desde el lanzamiento del Sputnik I por la Unión Soviética, la exploración espacial nos ha llevado a nuevas fronteras y a su vez ha traído avances tecnológicos que han influenciado en gran medida nuestro día a día. Desde los paneles solares, las aspiradoras inalámbricas, los trajes ignífugos, la fruta deshidratada, los detectores de humo o incluso las prótesis artificiales, el diseño de las montañas rusas o la monitorización de los pacientes en hospitales, la carrera espacial ha influenciado tanto nuestras vidas acercándonos a un mundo que hace unas décadas se vería más como ciencia ficción. Todo esto sin mencionar el desarrollo de la computación, uno de los mayores cambios que hemos experimentado en las últimas décadas (2).

Actualmente estamos viviendo hitos como lanzamiento del telescopio espacial James Webb que ya comenzó a realizar observaciones científicas a mediados del 2022 dejándonos imágenes muy detalladas del cosmos. La llegada del Perseverance de la NASA o el Rosalind Franklin de la ESA a la superficie de Marte, así como el planeado regreso a la Luna de parte de no solo la NASA, también la agencia japonesa JAXA, la india ISRO, la rusa o la surcoreana. Además de estos importantes eventos, la gran diferencia con la exploración espacial de hace unas décadas es la implicación de agencias espaciales privadas, como es el caso de la empresa Astrobotic, que ha construido el robot Peregrine, las diversas aportaciones al sector de parte de Space X, como el lanzador reutilizable Starship, el planeado primer vuelo turístico o la puesta en órbita de varios satélites Starlink, el Starliner de Boeing, el cohete orbital New Glenn o incluso el Miura 1, desarrollado por la empresa española PLD Space (3).



Figura 1. Captura realizada por el telescopio James Webb Space (4).

Esta reciente incorporación de las empresas privadas al mundo espacial ha abierto nuevas puertas, cambiando el enfoque geopolítico de este y cediendo protagonismo al sector privado. De esta manera se está generando un entorno competitivo en el que la suma de distintos factores permite una bajada de los costes de los proyectos aumentando así el número de misiones (5).

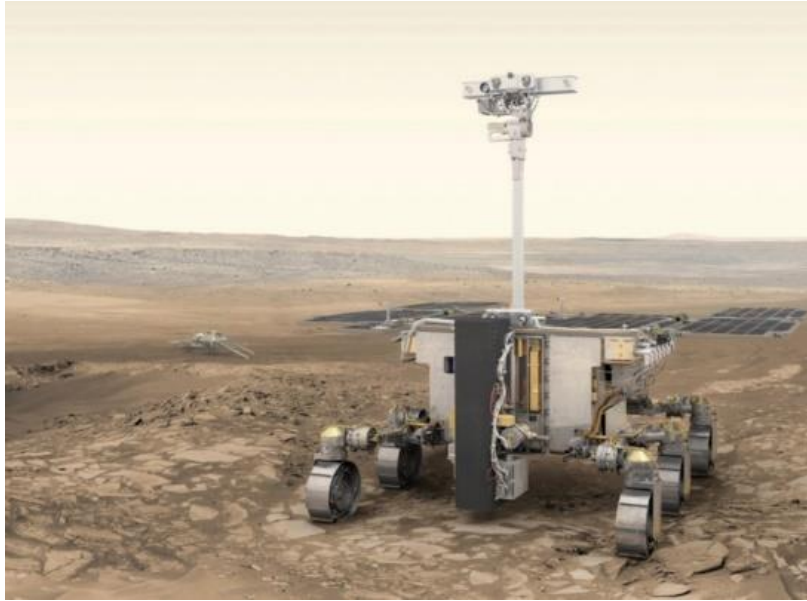


Figura 2. Rover ExoMars (Rosalind Franklin) (6).

La propulsión espacial ha experimentado una notable evolución, habiendo surgido diversas alternativas en los métodos de propulsión. Las tecnologías utilizadas convencionalmente abarcan desde motores químicos, cuyo combustible puede ser tanto líquido como sólido, hasta motores de propulsión iónica, cohetes Arcjet o la propulsión por emisión de campo. Más allá de estas alternativas consolidadas, existen otros métodos que han sido demostrados mediante prototipos, validados teóricamente o que aún permanecen como tecnologías conceptuales, como las velas solares o varias propuestas de propulsión nuclear (7). En el marco de este proyecto, nos enfocaremos en los motores de efecto Hall, cuya elección ha sido justificada más adelante en el documento.

En conclusión, la exploración espacial ha sido un motor de cambios y ha proporcionado un sinfín de avances tecnológicos que han transformado nuestra vida. Desde el lanzamiento del Sputnik I, la carrera espacial ha llevado a la humanidad a nuevas fronteras y ha sido el catalizador para el desarrollo de tecnologías que hoy consideramos esenciales en nuestro día a día. Además, la participación de agencias espaciales privadas en este campo ha demostrado ser un factor clave en el desarrollo de la exploración espacial y la consecución de logros aún más ambiciosos. Sin duda, la exploración espacial sigue siendo una piedra angular en la evolución humana y seguirá impulsando la innovación en el futuro.

2.2 Descripción de la misión

Definamos, por tanto, cual es la misión que se llevará a cabo, pues dependiendo del contexto de la misión variará en gran medida el diseño del sistema propulsivo.

El estudio de los asteroides siempre ha generado interés en la comunidad científica. Estas razones se fundamentan en diversos motivos, desde entender los orígenes de

la Tierra, su potencial explotación minera en el futuro, hasta la prevención de posibles impactos con nuestro planeta (8).

En el marco de nuestro enfoque, resulta esencial revisar antecedentes relevantes con el fin de fundamentar nuestras decisiones y aprender de experiencias pasadas, adoptando las mejores prácticas y soluciones previamente implementadas a las particularidades de nuestro proyecto.

La misión el sistema propulsivo está centrado alrededor de un asteroide de órbita cercana a la Tierra NEA. El objetivo principal será obtener una muestra y traerla de regreso para su análisis subsiguiente.

Las fases principales de la misión serán, por tanto:

1. Lanzamiento de la misión. Podría llegar a imponer limitaciones en cuanto al peso de la misión.
2. Aproximación al asteroide. Normalmente se llevan a cabo con maniobras de asistencia gravitatoria.
3. Órbita sobre el asteroide y obtención de la muestra. Será el punto crítico de muchas de los sistemas que componen la nave, como el colector de muestras o las sondas de recolección de datos. En el caso del sistema propulsivo, este también será uno de los puntos críticos dependiendo de cómo enfoquemos el problema de la recolección de una muestra del asteroide.
4. Propagación para el regreso a la Tierra.

La definición de la misión nos permitirá más adelante estudiar misiones que han llevado a cabo una misión parecida.

2.3 Asteroide objetivo. Requisitos para su selección.

Hasta julio de 2022, se habían registrado un total de 1211765 órbitas, dentro de las cuales 616690 correspondían a asteroides identificados y, de esos, solo 23280 tenían una denominación oficial (9). Ante este alto número de candidatos, veamos a continuación algunos de los filtros que podríamos imponer para elegir cuál sería el asteroide que la misión pretende alcanzar:

- Generalmente se prefieren los asteroides de tipo carbono debido a que presentan una composición más rica y variada, conteniendo una mezcla de moléculas orgánicas, rocas y metales. Su albedo es muy bajo, por lo que son difíciles de detectar ópticamente. Además, en cuanto al posible estudio de estos materiales, cuanto más alejados del Sol, menos cambios habrá sufrido el asteroide desde su formación (10), lo que nos permitirá entender la historia de nuestro sistema en profundidad.
- Según misiones anteriores, buscamos objetos con órbitas NEO. Normalmente en estas misiones se estudian asteroides con órbitas tipo apolo, que

se extiende desde el interior hasta más allá de la órbita terrestre. Es importante también tener en cuenta la velocidad relativa del asteroide respecto a la Tierra, con el fin de facilitar la aproximación a este.

- Algunas misiones limitan el tamaño de los asteroides candidatos a aproximadamente 7 metros de diámetro dado que el propósito de estas misiones es regresar con el asteroide en su totalidad, por lo que se opta considerar únicamente asteroides de tamaño reducido (11). La NASA con la misión OSIRIS-Rex, decidió estudiar asteroides con diámetros mayores a 200 metros ya que el objetivo de la misión era desprender un fragmento del asteroide, proceso que se complicaría mucho para astros pequeños debido a sus altas velocidades de rotación (12).



Figura 3. Ilustración del OSIRIS-Rex aproximándose al asteroide Bennu (13).

- Otra limitación para la elección del asteroide objetivo es su periodo orbital. El estudio podría requerir de un asteroide que permita el regreso de nuestra nave en un periodo reducido. El dato más importante para ello será por tanto el periodo sinódico, que consiste una medida de la frecuencia de los encuentros regulares entre dos cuerpos celestes en su órbita alrededor de un objeto central, comúnmente el Sol.

Lo ideal sería, utilizar estas condiciones para seleccionar un asteroide concreto como blanco de nuestra misión, como el 162783 2000YJ11 o el 190491 2000FJ10 (14), decidir la ventana de operaciones dependiendo del próximo acercamiento con la Tierra y calcular el Δv necesario para alcanzar el asteroide. Sin embargo, este trabajo no se sumerge en todos los aspectos relacionados con la dinámica orbital. En lugar de ello, hemos optado por analizar misiones similares, discutidas en el próximo capítulo. Posteriormente, nuestra intención es revisar y remotorizar una de estas misiones seleccionadas.

2.4 Conclusiones sobre la definición de la misión.

Aunque identificar un asteroide específico sería un enfoque más preciso para este estudio, se ha optado por centrarse en referencias de misiones anteriores ya que este proyecto no pretende llevar a cabo los cálculos de dinámica orbital. En lugar de conceptualizar y delinear una misión por completo, se ha decidido rediseñar y adaptar una que ya se ha llevado a cabo.

Esto permite utilizar información y experiencia adquirida durante la operación de dicha misión. Además, esta estrategia garantiza una combinación óptima entre experiencia adquirida e innovación tecnológica y el objetivo final de este proyecto será, como consecuencia, evaluar el desempeño del nuevo sistema propulsivo en relación con el que originalmente integraba la misión, determinando así si representa una mejora, equivalencia o declive en su eficiencia.

Capítulo 3

3. Estudio de misiones predecesoras.

Trazar paralelismos e identificar patrones es uno de los pilares de este Trabajo de Fin de Grado. Comprender las decisiones técnicas que los ingenieros del sector tomaron a la hora de enfrentarse a los desafíos que presentaron las misiones con el mismo marco que el estudiado en este proyecto es un aspecto fundamental en el desarrollo de esta misión. Naturalmente, numerosas misiones y proyectos anteriores han recorrido este mismo sendero de análisis y adaptación.

Aunque las misiones espaciales varían en escala, propósito y destino, muchas comparten desafíos similares a los planteados en este proyecto. Esta fase no es solo un proceso de aprendizaje de los errores y éxitos pasados, es un ejercicio de descubrimiento y anticipación en la identificación de desafíos antes de que estos surjan.

El mayor beneficio en este estudio y por lo cual se considera esencial en cualquier misión ya sea espacial o no, es la creación de un conocimiento colectivo, rindiendo homenaje a las creaciones previas y empujando los límites de la innovación hacia adelante.

Como se ha mencionado en el anteriormente, en este capítulo debemos elegir una de las misiones asteroidales que estudiemos para rediseñar el sistema propulsivo. La elección del tipo de propulsión vendrá justificada más adelante para finalmente especificar los parámetros propulsivos críticos de nuestro motor.

3.1 Misiones similares

Algunos ejemplos relevantes para nuestro proyecto comprenden las misiones Hayabusa y Hayabusa 2, llevadas a cabo por la Agencia Espacial Japonesa (JAXA), así como la misión de la sonda Stardust o la OSIRIS-REx, ambas iniciativas de la NASA, última

de las cuales todavía continúa activa. Todas ellas buscan cumplir el mismo objetivo que nuestra misión, extraer, almacenar y regresar una muestra del asteroide.

Aprovecharemos para mencionar algunas de las soluciones propuestas por estas misiones para la recolección de muestras y el desplazamiento hasta el asteroide objetivo.

3.1.1 Hayabusa 2

El viaje de la Hayabusa 2 al asteroide Ryugu tenía como fin observar y explorar este objeto además de extraer una muestra de su superficie. Principalmente buscaba ampliar nuestra comprensión acerca de los inicios del sistema solar en particular respecto al origen del agua y los materiales orgánicos transferidos a la superficie terrestre.

Tal y como se ilustra en la Figura 4, la misión puede separarse en tres fases principales. Inicialmente. Fue lanzada el 3 de diciembre del 2014, para un año más tarde realizar una maniobra de asistencia gravitatoria con la Tierra que fijaría su curso al asteroide Ryugu. No sería sino hasta 2018 cuando la nave llegaría a su destino, momento en el que comenzarían las operaciones cercanas al asteroide. Aproximadamente un año más tarde, la nave abandonó el asteroide para llegar a la Tierra el 2020.

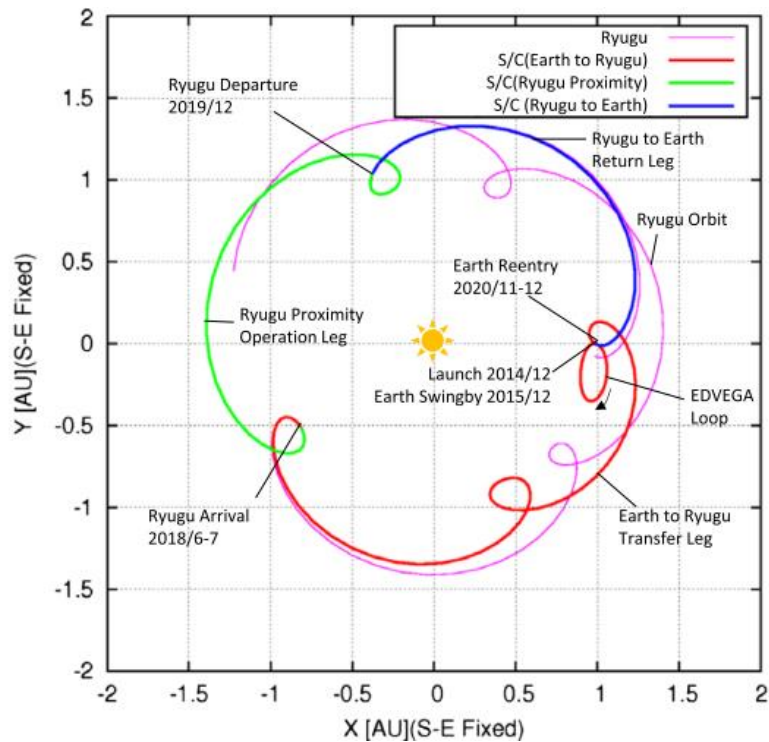


Figura 4. Diseño de la trayectoria de ida y vuelta de la Hayabusa 2 a Ryugu (15).

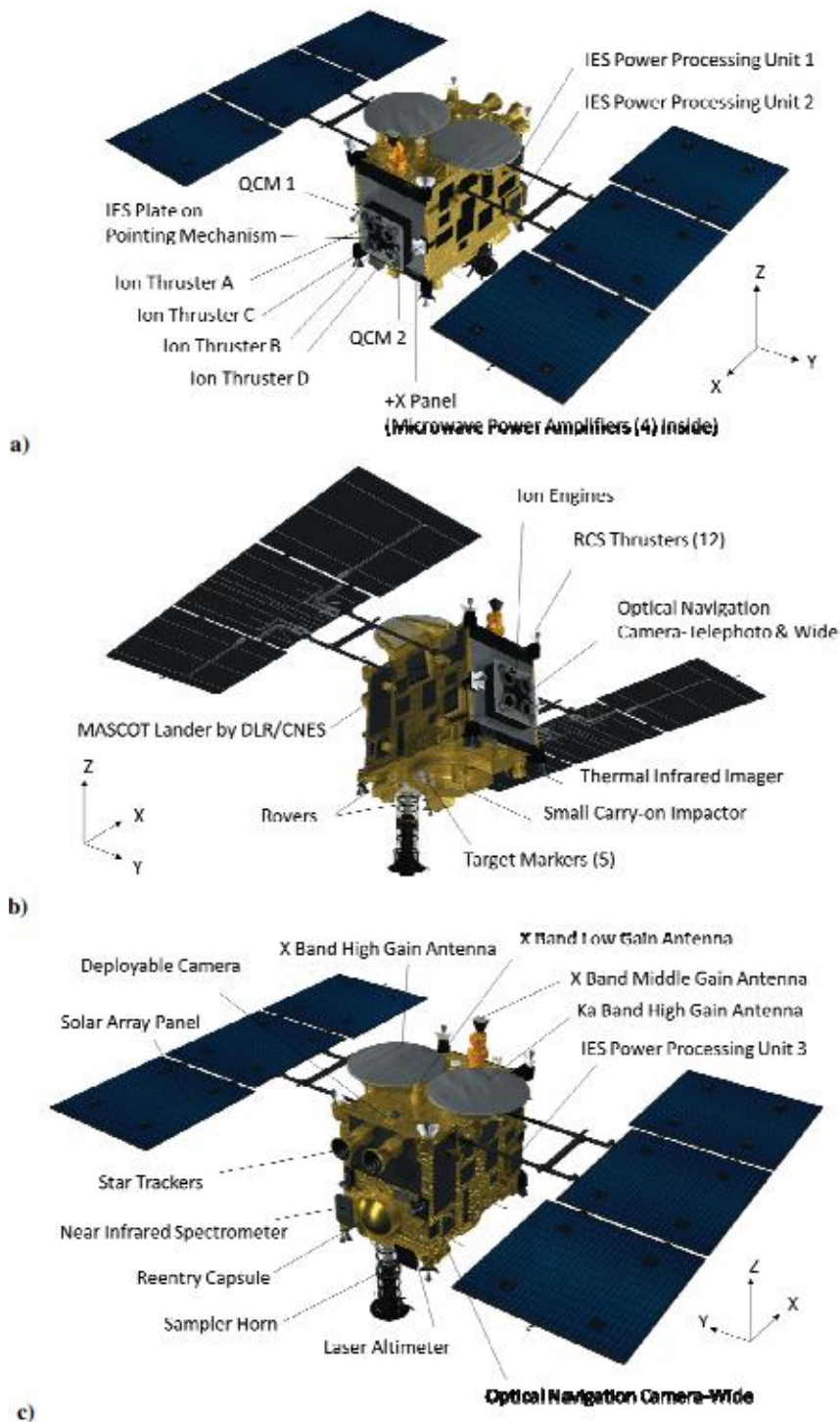


Figura 5. Representación de la nave Hayabusa 2 y los instrumentos a bordo (16).

El momento más crítico de la misión ocurre durante la recolección de muestras del asteroide objetivo. Esta operación se llevó a cabo en unos pocos segundos usando un cuerno de muestra, extendido por debajo de la nave, que conduce los materiales al colector de muestras dentro del Hayabusa 2. Para recolectar una cantidad suficiente de muestras, se disparó un proyectil a la superficie del asteroide a unos 300 m/s para producir material eyectado en el instante del contacto. Tres de estos proyectiles están preparados para recoger muestras en distintos puntos de la superficie y uno de estos se usó para

obtener muestras del subsuelo de este. Los proyectiles vienen equipados con una carga explosiva de 2 kg que creará un cráter artificial mientras la nave se desplaza detrás del asteroide para protegerse del impacto y observarlo con una cámara especial gran angular. Todas las muestras son selladas en un contenedor especial preparado para la reentrada a la Tierra (17).

En cuanto al sistema propulsivo, tanto la Hayabusa como Hayabusa 2 incorporaron cuatro motores iónicos integrados en una sola placa llamada “IES plate” como se puede ver en la Figura 5.

Los motores iónicos de la Hayabusa generaban un empuje máximo por motor de 8 mN consumiendo a un ritmo reducido del orden de 0,3 mg/s de gas xenón y una potencia eléctrica de 350 W para la generación de plasma y la aceleración del haz de iones. El tiempo operacional de todos los cuatro motores alcanzó las 13140 horas de vuelo propulsado y llegaron a consumir hasta 61 kg de propulsante xenón.

Para el Hayabusa 2, las especificaciones del IES sufrieron modificaciones en base a los requisitos de la misión.

Tabla 2. Especificaciones del IES y requisitos de misión para el Hayabusa y Hayabusa 2 (17).

	Hayabusa	Hayabusa2
Thrust per Thruster (mN) (MOL)	4.4-7.6	6.3-9.0
Specific Impulse (s) (MOL)	2760-3000	2740-2890
System Power (W) (MOL)	280-1150	380-1230
Total Operational Hours (h-units)	39637	< 41100
Powered Flight Duration (h)	25590	13140
Total Impulse (MN·s)	1.0	1.2
Total Delta-V (km/s)	2.2	2.0
Dry Mass (kg)	61	66
Xenon (kg)	66.2	66.5
Spacecraft Mass (kg)	510	608.6

3.1.2 OSIRIS-REx

El 8 de septiembre del 2016, la misión espacial OSIRIS-Rex comenzó su viaje a Bennu con el objetivo de explorar el asteroide Bennu e igual que las Hayabusa, volver a la Tierra con una muestra de este. El aterrizaje de esta misión se prevé para el 24 de septiembre del 2023.

Las fases de vuelo han sido muy parecidas a las versiones japonesas. Tras ser lanzada, la nave se mantuvo brevemente en una LEO y tras pasar sobre Australia inició su viaje a Bennu. Tras un año en órbita con el Sol, la nave volvió a sobrevolar nuestro planeta para realizar una maniobra de asistencia gravitatoria que ajusto su órbita en 6° para igualar la inclinación orbital de Bennu.

Durante el agosto del 2018, la misión comenzó la fase de aproximación y en los primeros meses se tomaron las primeras imágenes del astro además de estudiar su rotación. El 3 de diciembre de ese mismo año usando sus motores se ajustó a la velocidad del asteroide y comenzó el análisis preliminar donde se refinaron datos como su forma, masa, posición y rotación. El día 31, la nave se aproximó lo suficiente al asteroide como para orbitarlo usando su minúscula gravedad.

En los primeros meses del 2019, OSIRIS-Rex rompe órbita para realizar un estudio detallado de las características geológicas del asteroide. Tras esto y volando en una órbita polar, se llevó a cabo un mapeado global y la medición de su campo gravitatorio. A mediados de año, la misión entra en la fase de reconocimiento, volando sobre varias zonas candidatas para la recolección de muestras, detectando posibles amenazas y seleccionando así las dos mejores localizaciones. Más tarde se realizó un mapeado espectral de los candidatos estudiando la composición química de ambos para determinar el emplazamiento con más valor (18).

Tras varios ensayos y ajustes, a mediados del 2020, la misión comenzó la fase de colección. Aproximándose a una velocidad del orden de cm/s y usando el mecanismo de recogida de muestras (TAGSAM). Este mecanismo se basa en el uso de gas nitrógeno para eyectar material suelto mientras un filtro atrapa rocas y tierra permitiendo al gas escapar al espacio (19).

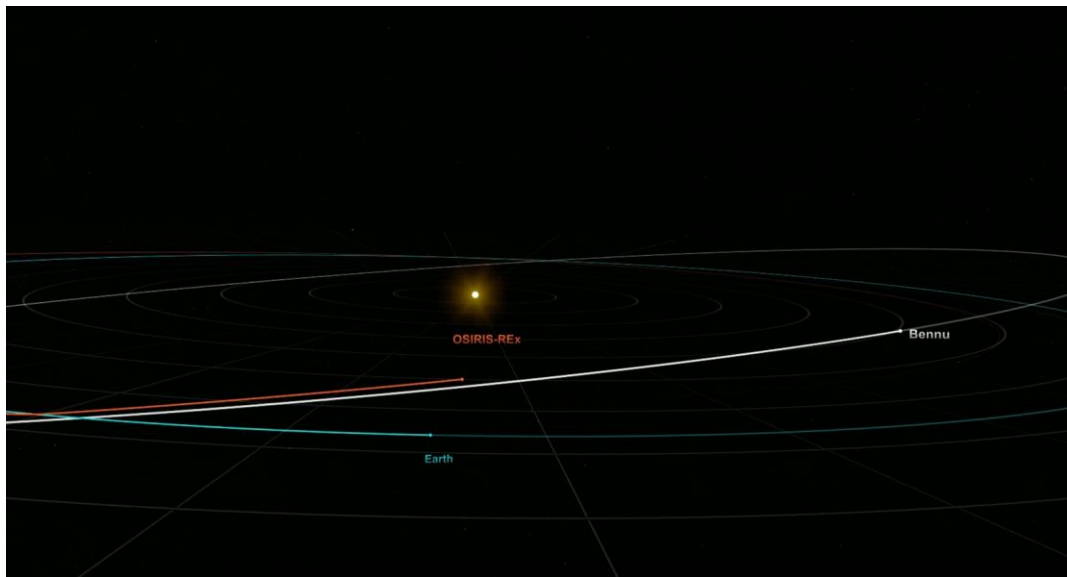


Figura 6. OSIRIS-REx momentos después de ajustar su inclinación orbital (18).

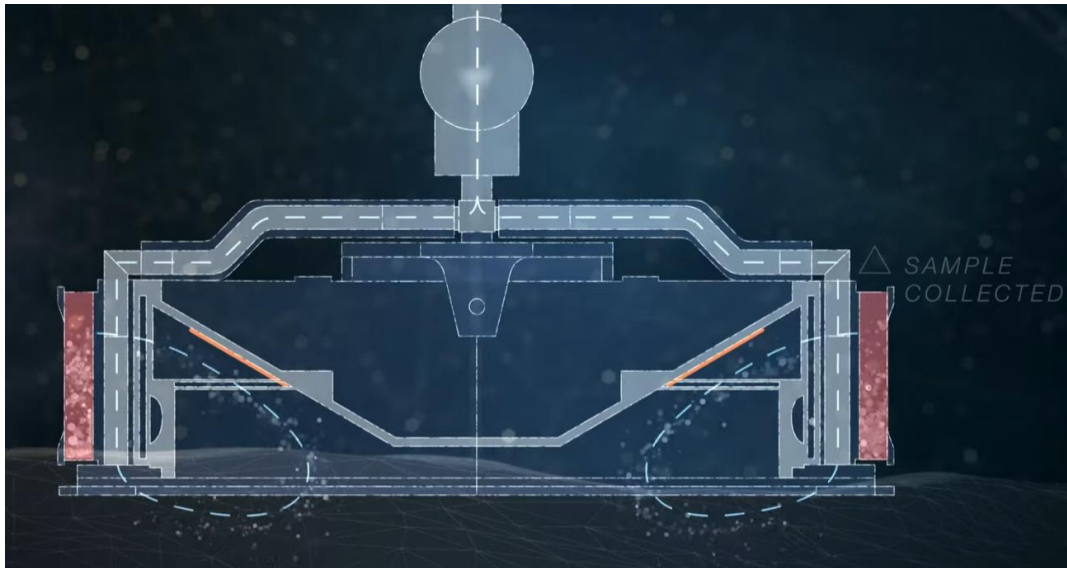


Figura 7. Ilustración del sistema TAGSAM (20).

Tras alejarse de Bennu a una distancia segura y analizarse el estado y masa de la muestra, se almacenó en la capsula especializada para comenzar su viaje de vuelta a la Tierra.

A finales del 2023, la misión habrá llegado a su fase final. La cápsula será desplegada para preparar la reentrada sobre la costa de California. De esta manera las muestras de Bennu serán recogidas para su estudio (18).

En cuando al sistema propulsivo, se basó en propulsores de combustible líquido con un diseño mono-propulsor usando hidracina ultrapura como propelente y helio presurizado como oxidante. La nave llegó a usar cuatro motores principales de 200 N, seis motores de corrección de maniobras (TCM) de 22N, dieciséis motores de control de altitud (ACS) de aproximadamente 4,5 N y finalmente dos motores de 0,5 N (19).

Los motores principales consisten en cuatro MR-107S instalados en una única placa en la base de la nave para cumplir con el empuje requerido para altas maniobras delta-v, maniobras “deep space” para sobrevuelo de la Tierra además de empujes de frenado en la aproximación y separación del asteroide.

Tabla 3. Especificaciones propulsivas OSIRIS-Rex (21).

Motores de la OSIRIS-Rex				
	MR-107S	MR-106	MR-111G	MR-401
Empuje Nominal (N)	275	22	4,5	0,08
Impulso Específico (s)	225-236	229-235	215-229	170
Consumo (g/s)	36-155	4,5-14,7	2,4	N/A
Peso (g)	1010	590	350	N/A
Ciclos de vida	30300	120000	420000	N/A

3.2 Selección final de la misión

Tras analizar estas misiones similares, la diferencia principal entre estas es el tipo de sistema propulsivo. En el caso de las misiones japonesas, se utilizó propulsión eléctrica y en la OSIRIS-REx se optó por utilizar principalmente la propulsión química. Para las dimensiones y objetivos de nuestra nave se suele utilizar la propulsión eléctrica. Aun así, a continuación, llevaremos a cabo una comparativa entre estos los dos.

- Propulsión química. Caracterizada por un alto empuje (T) y bajo impulso específico (I_{sp}). Toda la energía está contenida en el propulsante, pero este debe de ser alimentado de un oxidante.
- Propulsión eléctrica. Su principal característica es el reducido empuje, el cuál es compensado por el impulso específico. Las partículas son aceleradas por la energía proporcionada por los paneles solares y las baterías.

Tabla 4. Ejemplos de motores químicos y eléctricos y sus capacidades propulsivas (1).

	I_{sp} (s)	P_{in} (kW)	η_T (%)	Propelente
Gas frío	50-75	-	-	Varios
Monopropulsores	150-220	-	-	N_2H_4, H_2O_2
Bipropulsor	400-450	-	-	Varios
Resistojet	300	0,5-1	65-90	N_2H_4
Arcjet	500-600	0,9-2,2	25-45	N_2H_4
Motor Iónico	2500-6000	0,4-4,3	40-80	Xenón
Efecto Hall	1500-2000	1,5-4,5	35-60	Xenón
Motor de plasma	850-1200	<0,2	7-13	Teflón

Una de las principales ventajas de la propulsión eléctrica es la fiabilidad y adaptabilidad a la misiones que llevaremos a cabo.

Antes de los 90, la propulsión eléctrica ocupaba un pequeño nicho en el mercado de la industria espacial. Hay varios factores que han ralentizado sus avances y adopción, entre ellos el riesgo de usar nuevas tecnologías, pero en la actualidad es cada vez más usada, apartando la propulsión química y confinándola a misiones que requieran grandes valores de empuje y maniobrabilidad (22).

El número de misiones equipadas con propulsión eléctrica se ha visto incrementada mientras que el número de anomalías se ha reducido drásticamente.

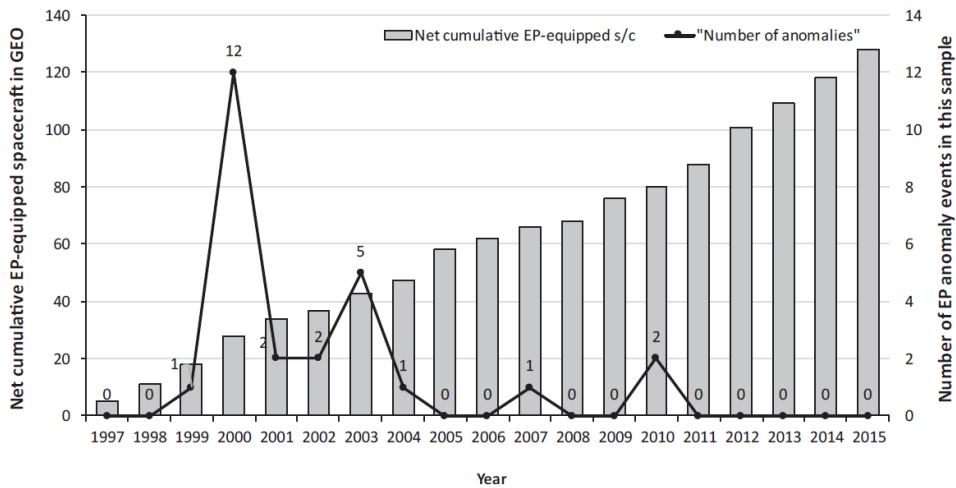


Figura 8. Anomalías propulsión eléctrica 1997-2015 (22).

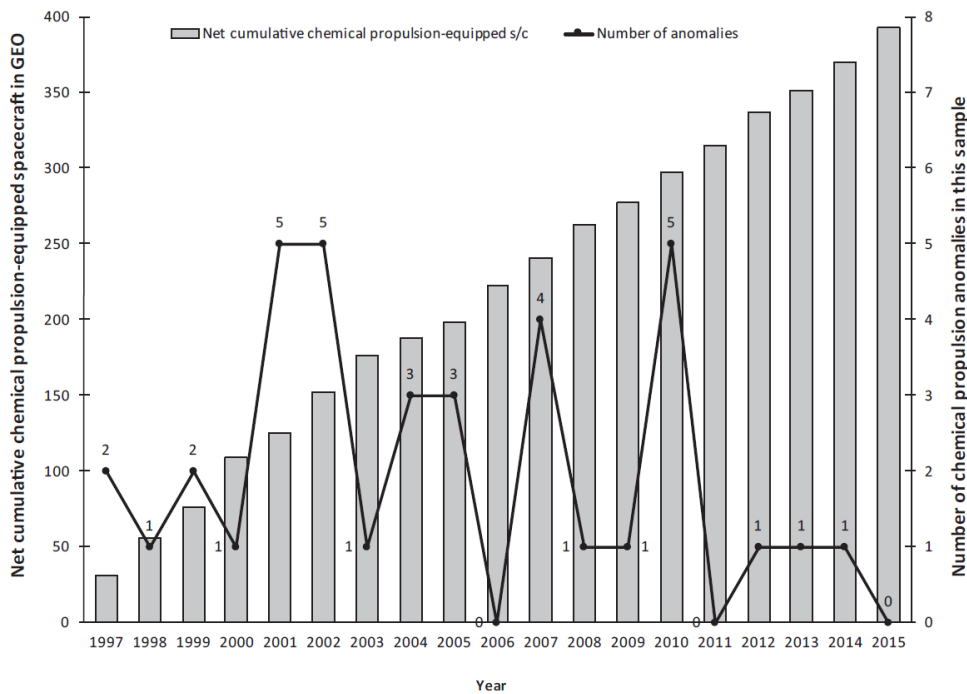


Figura 9. Anomalías propulsión química 1997-2015 (22).

Al comparar ambas figuras, se puede observar que la propulsión química es la más usada en órbitas GEO, aunque comparado con la propulsión eléctrica, la primera ha sufrido de anomalías más constantemente. Otro dato que no se muestra en estas figuras son las anomalías que provocaron la pérdida completa de la nave, de las cuales la propulsión química llegó a sufrir hasta seis, lo cual implica unas pérdidas de hasta \$1,2 millones entre 1997 y 2015 provocadas por fallos en propulsiones químicas y únicamente en órbitas GEO (22).

Como ya habíamos visto en la Tabla 6, la diferencia principal entre estas propulsiones es el impulso específico que son capaces de generar. Los motores químicos ofrecen un impulso específico menor que los iónicos y otros motores eléctricos. Esto proporciona a la nave una mayor maniobrabilidad, a expensas de la masa útil de la misión, puesto que necesitan grandes cantidades de combustible.

Es conocido que las misiones dirigidas a asteroides presentan un elevado Δv , y como ya hemos visto, si se elige la propulsión química por encima de su contraparte, se necesitan grandes cantidades de combustible, lo que podría limitar la masa útil, afectando económicamente a la misión. La propulsión eléctrica es perfecta para este tipo de misiones, ya que tienen valores de impulso específico alto, permitiendo cumplir la misión con menores cantidades de combustible.

Por tanto, la propulsión química queda excluida y de ahora en adelante solo nos centraremos en los motores iónicos (IP), motores de efecto Hall (HET) y propulsor de plasma pulsado (PPT).

De las misiones estudiadas anteriormente, vamos a rediseñar la Hayabusa 2, que ya incorporaba propulsión eléctrica. Proseguiremos con un análisis de las diversas modalidades de propulsión eléctrica, culminando en la decisión sobre cuál implementar en nuestro rediseño.

Capítulo 4

4. Elección del sistema propulsivo

4.1 Motores eléctricos. Estado del arte.

Dentro de la propulsión eléctrica, existen varias soluciones como se ha mencionado anteriormente. Por lo tanto, llevaremos a cabo un análisis detallado de cada una de ellas, con el objetivo de determinar cuál es la más adecuada para nuestra misión. Debemos tener en cuenta que uno de los factores más determinantes a la hora de diseñar el sistema propulsivo es el factor económico, ya que no solo debemos cumplir los requisitos técnicos y operativos, sino también ajustar las restricciones financieras.

4.1.1 Propulsor iónico (IP)

En la propulsión iónica, se utilizan una gran variedad de técnicas de generación de plasma para ionizar el propulsor. Utilizando cuadrículas sesgadas para extraer los iones del plasma electroestáticamente y acelerarlos a altas velocidades con voltajes que exceden los 10 kV. Estos propulsores presentan altos valores de impulsos específicos y además son muy eficientes comparados con otros motores eléctricos.

Aunque estos fueron ideados durante la década de 1910, no fue hasta 1959 que el primero de estos motores fue construido por la NASA, siendo esta organización la que desarrollaría estos motores durante los años 60 con el programa “*Space Electric Rocket Test*” (SERT). Tanto la SERT 1 como SERT 2 realizaron vuelos orbitales, pero solo la segunda consiguió mantener la órbita (23).

Los avances se centraron en la manera de ionizar el propelente. Hoy en día solo los propulsores ionizados por radio frecuencia y el propulsor de resonancia de ciclotrón de electrones siguen en uso. En este proyecto nos centraremos en el primero.

Cientos de misiones han incorporado propulsión eléctrica iónica, la mayoría para satélites de comunicación en orbitas geosíncronas, donde se aplican principalmente (24).

En cuanto a misiones de tipo interplanetarias, hay varias de estas que emplearon este tipo de motores, como puede ser la misión Deep space, que fue la primera demostración de la larga duración de uso de estos motores en una misión científica (25). También fue el caso de las misiones Hayabusa, la sonda retirada Dawn y la misión DART. Es decir, este tipo de motores son muy usados en las misiones interplanetarias.

4.1.2 Propulsión por efecto Hall (HEE)

El efecto Hall le da nombre a este tipo de propulsión. Estos motores generan un campo eléctrico al pasar voltaje entre el ánodo y cátodo, lo cual lleva a los electrones a migrar completando el circuito. Esto a su vez provoca un campo magnético perpendicular al eléctrico y ya que los electrones orbitan las líneas de campos magnéticos, evitando que los alcancen el ánodo lo cual provoca que alcancen altas velocidades. A su vez el propulsante es insertado en el ánodo y al chocar los átomos neutros con los electrones estos últimos son eyectados a altas velocidades lo cual aporta empuje a la nave (26).

Aunque estos motores no alcanzan las capacidades de los iónicos en cuanto a su impulso específico y eficiencia, el empuje instantáneo dado es mayor y se tratan de motores más sencillos además de no necesitar tanto suministro de energía.

Estos motores han sido investigados ampliamente por varios países. En 1974 se utilizó en su primera misión orbital en el satélite Meteor 8.

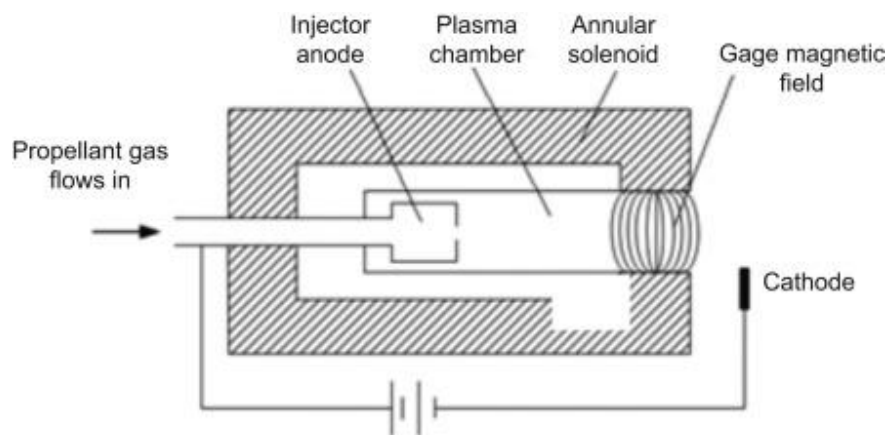


Figura 10. Esquema básico de motor por efecto Hall (27).

Actualmente, estos motores son de los más avanzados y eficientes entre la propulsión electrostática, con una eficiencia de hasta el 50%.

La idea principal de la aceleración de iones en campos cruzados fue introducida a finales de la década de 1950. A partir de los 60 se desarrollaron dos tipos de propulsión Hall. Una con pared dieléctrica y zona de aceleración ampliada y otra con canal de aceleración corto pared con capa anódica (TAL) (1).

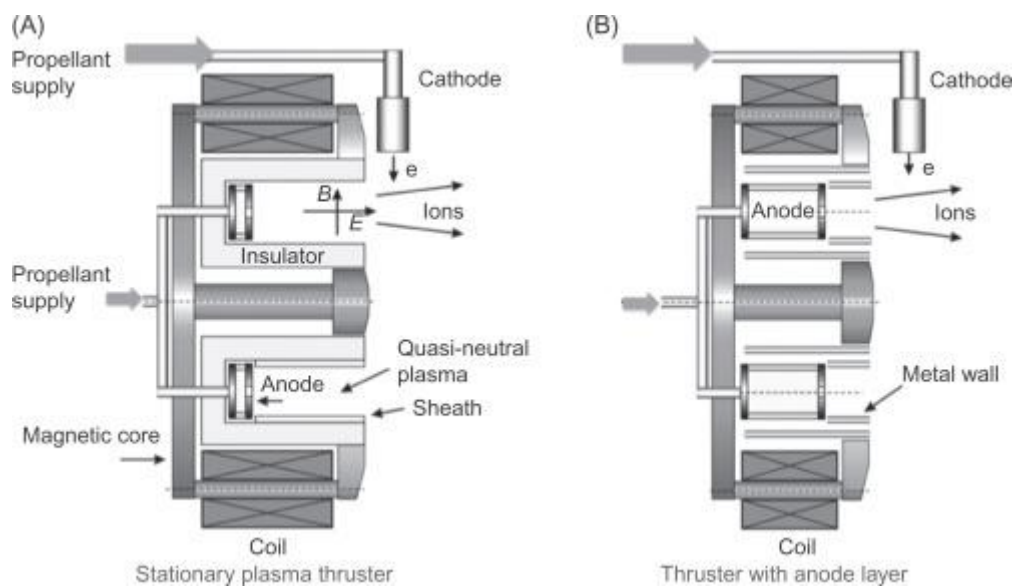


Figura 11. Motor Hall con pared dieléctrica (izq.) y metálica (der.) (28).

Hasta mediados de los 90, la tecnología de paredes dieléctricas había sido desarrollada principalmente por Rusia, país que hasta entonces puso en órbita más de 100 propulsores de efecto Hall. Actualmente se siguen desarrollando este tipo de motores se siguen usando debido a su alto impulso específico, una eficiencia relativamente alta y una alta densidad de empuje sobre todo para misiones de inserción en órbitas, control de altitud y compensación de resistencias. Actualmente, varios países están haciendo esfuerzos para mejorar su rendimiento y durabilidad (29).

El primer uso de propulsores Hall en occidente fue la misión lunar SMART-1 de la ESA en 2003 y desde entonces también ha sido utilizada por American Hall, llevando a cabo su primer vuelo con el Busek BHT-200 en la nave TacSat-2. En 2010 esta agencia lanzó un satélite militar de comunicaciones GEO impulsado por el BPT-4000. Además, la constelación de satélites Starlink de SpaceX también utiliza propulsores Hall. En cuanto a exploración de asteroides se incluye el diseño de la nave Psyche (30).

4.1.3 Motor de plasma pulsado (PPT)

Son los primeros motores electromagnéticos en ser usados, durante la misión soviética Zond. Estos motores utilizan descargas de pulsos para ionizar una fracción de propulsor sólido y de esta manera generando un arco de plasma a medida que se consume el propulsor. A la circular, los electrones generan un campo magnético de manera que el plasma es expulsado hacia el espacio.

Estos motores se adaptan muy bien a naves relativamente pequeñas, es decir, con una masa inferior a 100 kg y con el objetivo de control de altitud, maniobras orbitales y exploración espacial. Su coste reducido y simpleza aumentan notablemente la vida además de reducir en gran medida la masa en las misiones que recurren a esta tecnología.

Además, no son capaces de llevar a cabo misiones con altas velocidades de giro, maniobras de Δv rápidas, o grandes compensaciones de arrastre. Estos motores son

realmente utilizados cuando se permiten altos tiempos de quemado. Este fue el caso de la misión lunar BW1, donde fue utilizada como propulsión principal (31).

4.1.4 Comparativa y decisión del tipo de propulsor

Recurriendo a (31) podremos comparar todos los motores explicados. Como se puede observar en las siguientes gráficas, los motores PPT son los que menos potencia requieren, pero a su vez son menos eficientes que los motores HEE y IP. Entre estos dos últimos, para el mismo rango de potencias, los motores iónicos son los más eficientes.

Cuándo se requieren altos valores de empuje específico, la potencia requerida para producir empuje aumenta. Aquí podemos concluir que, los PPT tienen generalmente bajo empuje por unidad de potencia, lo que hace que el empuje sea muy costoso en este tipo de motores ya que, comparados a otros motores, estos no suministran altos valores de empuje específico. En cuanto a los motores iónicos, estos son lo que disponen de un mayor rango de impulso específico, pero mantienen un empuje específico ligeramente menor si los comparamos con los HEE.

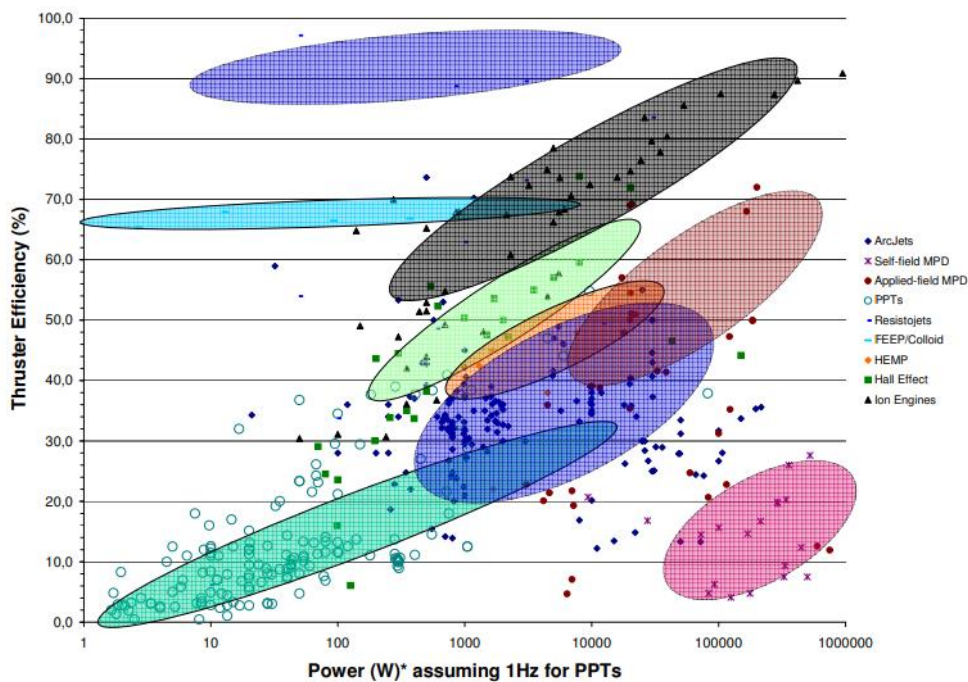


Figura 12. Eficiencia comparada entre distintas propulsiones eléctricas (31).

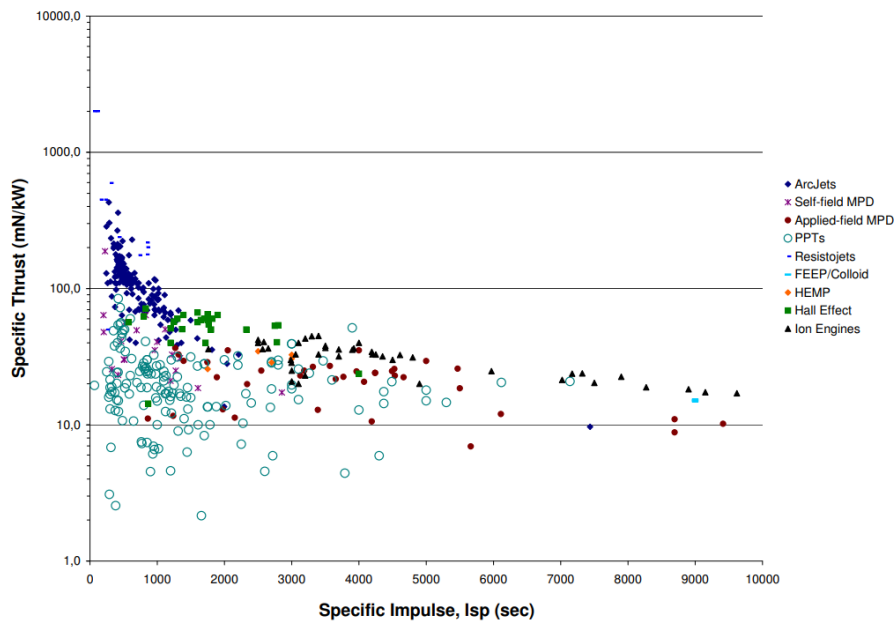


Figura 13. Empuje específico sobre impulso específico: coste del empuje y compromiso de I_{sp} (31).

En cambio, los motores iónicos proporcionan menores empujes para el mismo rango de potencias de entrada que los motores de efecto Hall. Sobre los PPT, aunque son los motores más flexibles en cuanto al rango de potencias en las que operan, proporcionan bajos valores de empuje.

Los PPT generan valores relativamente más altos de I_{sp} por unidad de potencia que el resto de motores. Por tanto, los PPT proporcionan los mayores valores de velocidad de salida para potencias modestas. En cambio, los motores HEE son los que peores rendimientos muestran, mientras que los motores iónicos tienen valores similares a los PPT para el mismo rango de potencias y normalmente alcanzan altos valores de I_{sp} para altas potencias.

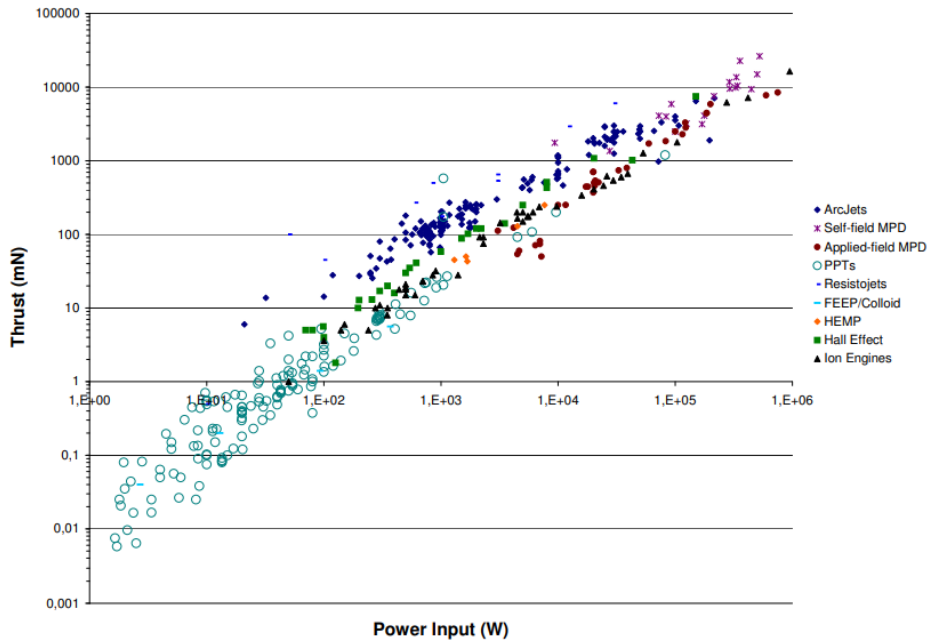


Figura 14. Empuje sobre potencia para distintos motores eléctricos (31).

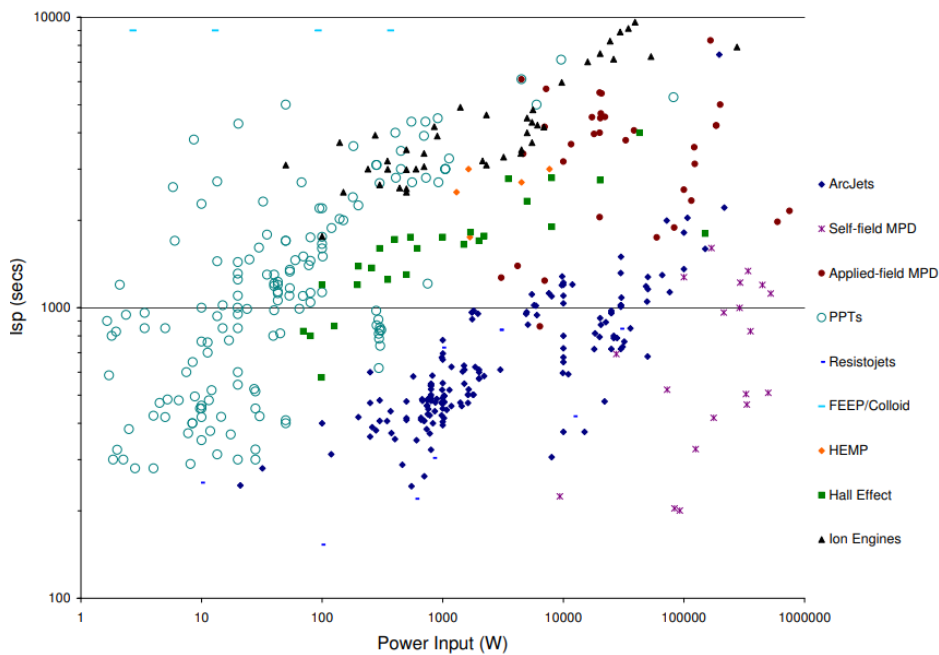


Figura 15. Impulso específico sobre potencia para distintos motores eléctricos (31).

Al analizar las fases de la misión, podemos concluir que habrá momentos en los que será necesario realizar maniobras de Δv rápidas para el estudio geológico y topográfico del asteroide. Esto es suficiente para descartar los motores PPT, motores que no son capaces de realizar maniobras con altos Δv (31). Por tanto, el método propulsivo quedará entre un motor iónico o de tipo Hall.

Como hemos visto, entre los motores iónicos y de tipo Hall, los primeros son los que normalmente mayores valores de impulso específico proporcionan. En la misión

Rosetta, la nave se inyectó en la órbita del cometa Wirtanen. En (32), se comparó la misma misión utilizando estos dos tipos de propulsión, llegando a utilizar:

- Un motor tipo Hall con un impulso específico de 1600 s, empuje de hasta 1,1 N y potencia de 18,5 kW.
- Un propulsor iónico con hasta 3000 s de impulso específico, 0,61 N de empuje y la misma potencia eléctrica.

Tabla 5. Especificaciones de motores Hall e iónicos para maniobras de alto Δv (32).

	Plasma Thruster	Ion thruster
Specific impulse (s)	1 600	3 000
Specific power consumption (kW/N)	16.7	30
Electrical power needs at one AU (kW)	18.5	18.5
Thrust (N)	1.1	.61
Initial mass (kg)	2900	2000
Launch date	December 2006	June 2005
Wirtanen Rendezvous	May 2008	May 2008
Final mass (kg)	1430 kg	1430 kg
DeltaV (m/s)	11100	10150
Xenon mass (kg)	1470	575
Duration of the orbit transfer	1.5 year	3 years

En algunos documentos, cuando hablan de “Plasma Thruster” se refieren a propulsores Hall. Como se puede observar, si la misión hubiera utilizado propulsión tipo Hall, se necesitaría la mitad del tiempo en comparación a la alternativa iónica pero el menor impulso específico de los Hall implica una masa inicial mayor o una reducción en la masa útil de la nave.

A diferencia de los propulsores químicos, propulsores eléctricos pueden variar su impulso específico. A continuación, estudiaremos el rango de 1600 a 2000 s.

Tabla 6. Influencia del impulso específico en la masa de la nave (32).

Isp (s)	1 600	1 700	1 800	1 900	2 000
P/F (kW/N)	16.7	17.5	18.4	19.2	20
Thrust (N)	1.1	1.06	1.01	0.96	0.93
Duration* (days)	238	244	251	257	264
Xenon mass (kg)	1 452	1 336	1 236	1 150	1 075

Con un impulso específico variable, se puede reducir significativamente la masa de propulsor necesaria con un motor tipo Hall sin sacrificar en gran medida la duración de la misión.

Otra ventaja de los motores tipo Hall es, como se ha visto antes, que tienen un costo de empuje menor a los iónicos. Esto se puede ver también en las dos últimas tablas, comparando el consumo de potencia específica.

Tabla 7. Comparación de un motor Hall e iónico típicos (33).

	Hall Thruster	Ion Thruster
Specific Impulse	1000-3000 s	2000-4000 s
Thrust/Power	40-80 mN/kW	20-40 mN/kW
Efficiency	50-60%	60-70%
Impulse Capability	5-8 MN-s	>7 MN-s

En cambio, si comparamos a capacidad impulsiva, los motores iónicos son más potentes que los Hall (33).

Desde el punto de vista funcional, los motores Hall son más sencillos que los iónicos, lo que se traduce a una reducción en masa y coste. Esta simplicidad en comparación a los motores iónicos viene dada por varios motivos:

- En cuanto a la complejidad de los sistemas, los motores Hall requieren menores suministros de energía, no necesita una medida constante del flujo masico de propelente ya que es determinado por la corriente que consigue cerrar el ciclo. Todo esto conlleva menor masa y ahorro económico.
- Mayor fiabilidad dado a su menor número de partes, sin necesidad de una rejilla ya que tiene más tolerancia a la contaminación de partículas y menos problemas de alineación. Además, no cuenta con altos saltos de voltaje y utiliza valores menores (33).

Por tanto, debemos llegar a un compromiso, intercambiando la alta complejidad y coste, pero alto rendimiento del iónico, o bajo rendimiento, pero bajo coste y alta simplicidad de los motores Hall.

Como se ha mencionado, la misión tiene un presupuesto muy ajustado y el proyecto será desarrollado por ingenieros con poca experiencia en el campo. Con este contexto, los motores Hall se ven favorecidos.

En conclusión, una vez analizados los distintos motores de propulsión eléctrica, se ha determinado que el motor ideal para nuestra misión es el de motor por efecto Hall.

Capítulo 5

5. Diseño conceptual del sistema propulsivo

Como se ha especificado anteriormente, la propulsión Hall, también conocida como motores de plasma estacionario SPT utiliza campos eléctricos y magnéticos para generar plasma, creando y acelerando iones lo cual produce empuje.

Estos motores dependen de conceptos físicos mucho más complicados que en el motor de iones para producir empuje. La tecnología fue desarrollada tanto por EE. UU como por la URSS, aunque fue Rusia durante los 80s y 90s quien la refinó e implementó en diversas misiones espaciales. En la actualidad se ha convertido en una tecnología establecida para misiones de larga duración e interplanetarias. Varias agencias espaciales, incluyendo la NASA y la ESA, utilizaron motores Hall en misiones para explorar planetas, asteroides y cometas. Además, el sector privado ha mostrado interés en esta tecnología para futuras misiones comerciales.

5.1 Componentes, estructura y tipos de motor Hall

Los detalles en la estructura del canal y la forma del campo magnético determinan las capacidades, eficiencia y vida de estos motores. La estructura de estos motores se descompone esencialmente en cinco partes:

1. Canal Anular: El motor Hall típicamente consiste en un canal anular cilíndrico. Este canal es el corazón del motor, y es aquí donde ocurre la ionización del propulsante y la aceleración de los iones. Más adelante veremos

que este canal se divide en varias zonas que definen las capacidades del motor.

2. Pared Dieléctrica o Metálica: Los motores Hall se dividen en dos tipos. En el caso de motores Hall con pared dieléctrica, las paredes del canal están hechas de materiales aislantes como el nitruro de boro (BN) o el borosilicato (BN-SiO₂). Estos materiales ayudan a reducir la pérdida de electrones y el desgaste por bombardeo iónico. En los motores tipo TAL (por sus siglas en inglés), las paredes son metálicas, lo que cambia la dinámica del campo eléctrico en el canal.
3. Ánodo: En la parte interior del canal anular se encuentra el ánodo. Este es un electrodo positivo que está eléctricamente conectado al vehículo espacial. Es a través del ánodo donde se inyecta propulsante, generalmente gas xenón, en el canal.
4. Cátodo: Externamente al canal anular se encuentra el cátodo, que es un electrodo negativo. El cátodo emite electrones para ionizar el propulsante y mantener el equilibrio de carga en el sistema. Estos electrones provienen de un plasma generado fuera del canal.
5. Campo Magnético radial y campo eléctrico axial: Un campo magnético radial se aplica alrededor del canal anular, crítico para el funcionamiento del motor Hall ya que ayuda a confinar los electrones y a dirigir los iones hacia la salida del canal, donde se forma el haz de propulsión. El campo eléctrico axial acelera los iones generados en el canal hacia la salida de este.

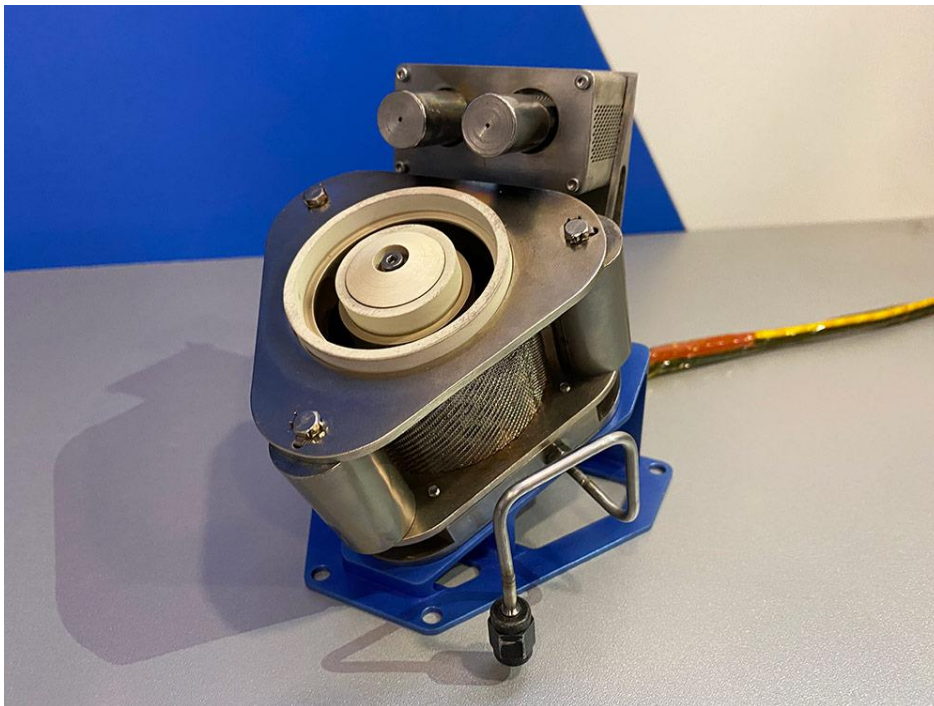


Figura 16. Motor Hall ST-40 (34).

Es esencial conocer las diferencias entre los dos tipos de motores Hall, con pared dieléctrica o metálica (TAL). En ambos se establece un campo eléctrico axial entre el ánodo en la base del canal y el plasma producido fuera del canal. Un campo magnético

transversal impide que los electrones del cátodo fluyan directamente hacia el ánodo. En su lugar, los electrones orbitan a lo largo de las líneas del campo magnético en dirección azimutal $E \times B$ (hacia dentro de la página) (1). Los electrones emitidos por el cátodo desempeñan varios roles esenciales en el proceso de propulsión:

- Ionizan el propulsante que se introduce en el canal anular. Los electrones despojan a los átomos del propulsante de sus electrones externos, creando iones positivos y electrones libres en el proceso.
- Equilibrio de carga. Al ionizar el propulsante, se produce una carga neta positiva, acumulándose en el espacio del canal anular. Los electrones emitidos por el cátodo neutralizan esta carga positiva al ser atraídos hacia los iones positivos. Si no se trata la acumulación de esta carga eléctrica en el canal, el funcionamiento del motor podría verse afectado.

Además de la diferencia en el material de las paredes, también destaca los distintos enfoques en cuanto al ánodo. Mientras que el de pared dieléctrica sitúa el ánodo en la base del canal, en los de pared metálica el ánodo es una capa que se extiende hasta las cercanías de la salida del canal. Esta capa le da el nombre a este tipo de motores Hall “Thrustor with Anode Layer” y permite acortar la región del campo eléctrico en el canal donde ocurre la aceleración de iones. Debido a esta característica, sus dimensiones tienden a ser más reducidas (1).

Los TAL también incorporan un anillo metálico polarizados al potencial del cátodo, con el fin de reducir la pérdida de electrones a lo largo de las líneas del campo magnético. Este componente representa la mayor fuente de erosión en el motor y determinan la vida útil de este (1).

En este proyecto, hemos puesto el foco en los motores Hall con pared dieléctrica debido a su sencillez en comparación a su contraparte, aunque todos los razonamientos llevados a continuación para el estudio paramétrico podrían aplicarse a los dos casos.

5.2 Funcionamiento y escalado del motor

Revisemos de nuevo cual es el principio de funcionamiento de este tipo de motores. Los electrones salen del cátodo con el objetivo de alcanzar el ánodo. Para ello necesitarán viajar a través del canal del motor. Al entrar en el canal, los electrones se topan con un campo magnético de intensidad B que limita su movimiento en el canal, impidiendo que alcancen el ánodo. De esta manera, se genera, dentro del canal, un plasma de largo L y ancho w .

En la base del canal, donde se sitúa el ánodo, se inyecta el gas neutro. Este gas suele ser xenón, utilizado también en nuestro diseño preliminar. El gas xenón atraviesa el plasma y es ionizado, ya que los electrones del xenón son eyectados de su átomo por los electrones del plasma. Esta ionización permite gracias al campo eléctrico axial, acelerar los iones de xenón, siendo expulsados del canal a altas velocidades a través del área cilíndrica simétrica, generando a su vez el haz de iones.

Ya que el xenón abandona el motor ionizado y alguno de sus electrones todavía está dentro del canal, el motor se va cargando negativamente. Esto debe ser tratado debido a que puede ser un gran riesgo para el funcionamiento del motor. Es por eso por lo que el cátodo también se encarga de equilibrar las cargas del motor, incorporando electrones al haz de iones (1).

Se definen por tanto tres regiones que se expanden dentro de la longitud característica L , la zona de ionización extendiéndose aguas arriba del punto donde el campo eléctrico es máximo, zona de aceleración de los iones y la zona de magnetización de los electrones. Esta longitud característica L forma la mayoría del canal anular.

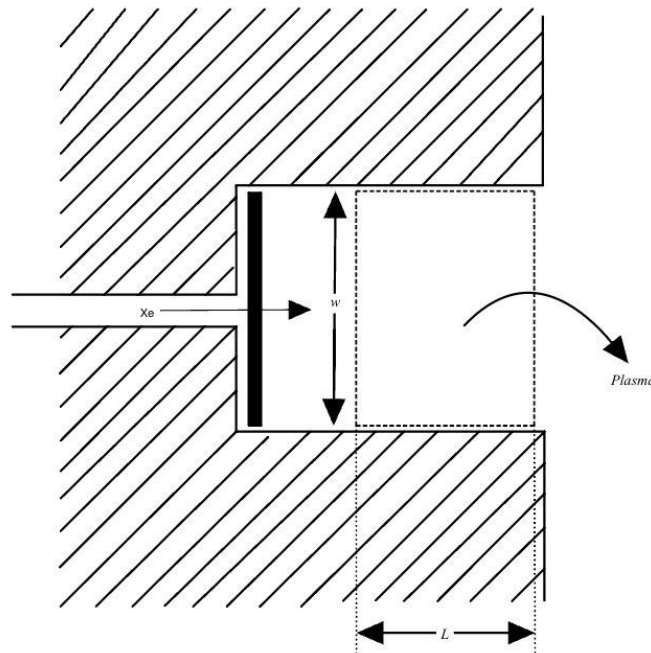


Figura 17. Esquema básico del canal de un motor Hall.

5.3 Desarrollo teórico y preparación para el estudio paramétrico

Partiremos de la ecuación para la eficiencia de los motores eléctricos (1),

$$\eta_T = \frac{T^2}{2\dot{m}_p P_{in}} \quad \text{Ecuación 1}$$

donde T es el empuje del motor, \dot{m}_p el flujo de propelente y P_{in} la potencia de entrada al motor. Normalmente, esta potencia se divide en las siguientes (1):

$$P_{in} = P_d + P_k + P_{mag} \quad \text{Ecuación 2}$$

La P_d es la potencia de descarga, P_k es la potencia para mantener al cátodo, la cuál es nula durante las ventanas de operación del motor. En cuanto a P_{mag} , esta es la potencia necesaria para generar el campo magnético. Esta potencia es de valor constante ya que depende del electroimán según (35):

$$P_{\text{mag}} = I_{\text{mag}} \frac{\rho_{\text{Cu}} L_{\text{Cable}}}{A_{\text{Cable}}} \quad \text{Ecuación 3}$$

Utilizando valores típicos para estas variables, según (35) la potencia del electroimán es de unos 0,53 W.

Normalmente esta última es mucho menor a la potencia de descarga y en este proyecto asumiremos que $P_{\text{in}} = P_d = I_d V_d$. A su vez, la potencia de descarga se divide en otras potencias (1).

$$P_d = P_b + P_w + P_a + P_R + P_{\text{ion}} \quad \text{Ecuación 4}$$

Cada uno de estos términos debe ser evaluado individualmente para obtener una expresión completa de la potencia de descarga. El primer término P_b es la potencia dada al haz de iones:

$$P_b = I_b V_b \quad \text{Ecuación 5}$$

Siendo I_b y V_b la corriente y voltaje al haz de iones. En cuanto a P_w se trata de la potencia a las paredes del canal (1):

$$P_w = I_{iw} \left[\left(\frac{2m_i}{\pi m_e} \right)^{1/2} e^{e\phi_s/kT_e} \left(\frac{kT_e}{e} \right) + (\varepsilon - \phi_s) \right] \quad \text{Ecuación 6}$$

Esta expresión incluye el flujo de iones a las paredes I_{iw} , la energía con la que los iones alcanzan las paredes de canal ε , el potencial de las paredes ϕ_s y la temperatura en eV de las paredes del canal T_e .

El siguiente término que forma parte de la potencia de descarga es P_a es la potencia al ánodo, donde la temperatura está tomada cerca del ánodo (1).

$$P_a = 2I_d T_{eV_a} \quad \text{Ecuación 7}$$

En cuanto a P_R , la potencia radiada desde el plasma, en este proyecto se han considerado las pérdidas por radiación despreciables.

Por último, la potencia para producir los iones que pasan a formar el haz (1),

$$P_{\text{ion}} = (I_b + I_{iw})U^+ \quad \text{Ecuación 8}$$

Donde U^+ es el potencial de ionización del xenón. Todas las variables que introducen estas expresiones pueden complicar en gran medida nuestros cálculos, por lo que se decidió seguir una simplificación aplicada en (1) relacionada a los motores Hall de

pared dieléctrica. Esta simplificación estará detallada en el apéndice A y su resultado es una expresión para la potencia de descarga, dependiente de la corriente y voltaje del haz.

$$P_d = 1,555 I_b V_b \quad \text{Ecuación 9}$$

Busquemos una manera de expresar I_b y V_b para introducir alguna variable de diseño adicional.

El radio de Larmor de los iones viene dado por la siguiente ecuación (1):

$$r_i = \frac{1}{B} \sqrt{\frac{2m_i}{e} V_b} \quad \text{Ecuación 10}$$

Donde B es el valor del campo magnético radial. Despejando V_b :

$$V_b = \frac{er_i^2 B^2}{2m_i} \quad \text{Ecuación 11}$$

En cuanto a I_b , es necesario definir la densidad del plasma n_e (1):

$$n_e = \frac{I_b}{eA_c \sqrt{\frac{2eV_b}{m_i}}} \quad \text{Ecuación 12}$$

A_c es el área de la salida del canal $A_c = \pi(w/2)^2$. Introduciendo la ecuación 12, podemos expresar la corriente del haz como:

$$I_b = \frac{\pi e^2}{4m_i} r_i n_e w^2 B \quad \text{Ecuación 13}$$

Utilizando las ecuaciones 12 y 14 sobre la ecuación 10,

$$P_d = \frac{0,194e^3 \pi}{m_i^2} r_i^3 n_e w^2 B^3 \quad \text{Ecuación 14}$$

Volviendo a la eficiencia total, hay otra expresión que nos ayudará en nuestro desarrollo (1).

$$\eta_T = \gamma^2 \eta_b \eta_v \eta_m \quad \text{Ecuación 15}$$

Donde η_v es la eficiencia del uso del voltaje de descarga y η_m es la eficiencia del uso del propelente. γ es el factor de corrección del empuje, y viene dado por la siguiente relación (1):

$$\gamma = \alpha F_t \quad \text{Ecuación 16}$$

Donde F_t es simplemente el coseno del medio ángulo de divergencia del haz y α viene dado por la relación entre la corriente de los iones ionizados una y dos veces (1):

$$\alpha = \frac{I^+ + \frac{1}{\sqrt{2}} I^{++}}{I^+ + I^{++}} \quad \text{Ecuación 17}$$

Volvamos a la ecuación 2. En ésta podemos introducir el impulso específico gracias a la siguiente relación (1):

$$I_{sp} = \frac{T}{\dot{m}_p g} \quad \text{Ecuación 18}$$

Igualemos las ecuaciones 2 y 16, introduciendo el impulso específico con la ecuación 19. Despejando este último de la relación, obtendremos la siguiente ecuación:

$$I_{sp} = \frac{\gamma w}{g m_i} \sqrt{0,389 \pi \eta_b \eta_v \eta_m \frac{n_e e^3 r_i^3 B^3}{\dot{m}_p}} \quad \text{Ecuación 19}$$

Con el fin de incluir la potencia de descarga en esta ecuación, expresaremos η_v y η_p como la relación de voltajes y corrientes de haz y descarga e introduciremos las ecuaciones 11 y 13. Esto nos permitirá estudiar los efectos de las variables de entrada sobre el I_{sp} y el P_d , sabiendo que, al minimizar el voltaje de descarga, estamos minimizando la potencia que requiere el motor y a su vez maximizamos la eficiencia total de este. El resultado de este cálculo es:

$$I_{sp} = \frac{\gamma e^3}{g m_i^2} \pi n_e w^2 r_i^3 B^3 \sqrt{\frac{0,049 \eta_m}{\dot{m}_p P_d}} \quad \text{Ecuación 20}$$

Esta es la expresión que nos permitirá llevar a cabo el estudio paramétrico y las variables de entrada serán las siguientes:

- Ancho del canal w . Tendrá valores de entre 10 y 40 mm.
- Densidad de plasma n_e . Suele estar entre 10^{16} y 10^{18} m^{-3} .
- Campo magnético B . Con valores entre 100 y 300 G.
- Gasto másico total \dot{m}_p . Entre 0,3 y 1,5 mg/s.

5.4 Parámetros críticos del rediseño

Es importante llevar a cabo un estudio de los distintos pesos y potencias que demandará la misión.

Partiremos del peso total de la misión seleccionada a rediseñar, la Hayabusa 2. De este, eliminaremos todas las masas relacionadas con el sistema propulsivo, incluyendo los paneles solares y las baterías requeridas para alimentar el motor.

Tabla 8. Parámetros específicos de la Hayabusa 2 (36) (37) (38).

Masa total (kg)	608,5
Masa motores (kg)	66
Masa Xenón (kg)	66,5
Masa paneles solares (kg)	23
Potencia específica baterías (W/kg)	250
Δv total (km/s)	2,0
Empuje por motor (mN)	7
Empuje total (MN s)	1,2
Duración del vuelo propulsado (h)	13140
Potencia total requerida (W)	1250
Impulso específico (s)	3000

Usando la potencia específica y la máxima potencia requerida, podemos estimar que la masa total de las baterías es de 5 kg. Sustrayendo todas las masas mencionadas de la masa total de la nave, obtenemos la masa “no propulsiva” de la misión, es decir,

$$608,5 \text{ kg} - 66 \text{ kg} - 66,5 \text{ kg} - 23 \text{ kg} - 5 \text{ kg} = 448 \text{ kg}$$

Ahora, a esta masa le debemos añadir las estimaciones de nuestro sistema propulsivo. Utilizaremos unos paneles solares y baterías con la misma densidad energética que en la Hayabusa 2. En el caso de los paneles solares, la densidad energética estimada viene determinada por la relación de potencia máxima requerida y la masa total de dichos paneles, es decir,

$$\frac{1250 \text{ W}}{23 \text{ kg}} = 54,35 \text{ W/kg}$$

Para estimar las masas del sistema propulsivo, es necesario especificar aproximaciones de algunos de los parámetros de los motores, como son la potencia consumida por cada motor, su masa y el consumo de propelente. A continuación, estudiaremos los parámetros específicos de varios motores Hall más en detalle.

5.4.1 Especificaciones típicas de los motores Hall

Los motores Hall actuales vienen en varios tamaños y el carácter de la misión limita las dimensiones de este. Generalmente, al aumentar el tamaño del motor, obtendremos un mayor empuje, acompañado a veces de un incremento en la eficiencia, siendo a su vez mayor la demanda de potencia.

También existen motores Hall en miniatura, que presentan altas eficiencias, como lo es el motor Hall 100-W, que con un ancho del canal de 15,7 mm aporta unos empujes menores a 6,44 mN y consume una potencia de unos 100-W, resultado en eficiencias cercanas al 50 % (39).

Otro ejemplo es el PPS®1350, desarrollado por la empresa SAFRAN, que aporta un empuje de 90 y 140 mN, dependiendo del modelo, con un consumo de potencia de 1500 y 2500 W respectivamente (40).

Tabla 9. Especificaciones de los motores PPS 1350 (40).

SPECIFICATIONS		
	PPS*1350-S	PPS*1350-E
Nominal power (W)	1,500	2,500
Fuel	xenon	xenon
Thrust (mN)	90	140
Specific impulse (s)	1,660	1,800
Total impulse (MN.s)	3.4	3.4
Number of cycles	7,300	7,300
Discharge current (A)	4.28	7.00
Efficiency (%)	50	50
Power supply voltage (V)	350	355
Xenon supply system pressure (bar)	2.50 to 2.80	2.90 to 3.00
Weight (including xenon flow control system) (kg)	4.8	4.8

Para misiones asteroidales como las misiones Hayabusa 2, el empuje incorporado era de entre 6 y 9 mN por motor. Esto nos da una idea general de las capacidades que debe tener nuestro sistema y con las características de los motores que se han comentado, nuestra misión se adapta en mayor medida a las del motor 100-W. Otro motor que ofrece las mismas capacidades es el TUD-H3-P, capaz de ofrecer hasta 10 mN de empuje con impulsos específicos por encima de los 1500 s (41).

Tabla 10. Parámetros de diseño de motores Hall similares al 100-W (39) (41) (42) (43) (44) (45) (46) (47) (48) (49).

	100-W HT	TUD-H3-P	SPT-50	BHT-200	MaSMi
P_d (W)	100	200	300	200	160-750
V_d (V)	300	250	280	250	200-250
I_d (A)	0,33	0,8	1,07	0,8	0,64-3,7
w (mm)	4.9	12	50	N/A	8
B (G)	223	200	N/A	150	218
\dot{m}_p (mg/s)	0,37	2-3	1,6	0,938	1,18-1,38
r_i (m)	1,22	1,24	N/A	1,65	1,14
n_e (m ³)	$3,82 \cdot 10^{18}$	$1,7 \cdot 10^{18}$	$1,24 \cdot 10^{17}$	N/A	$5 \cdot 10^{18}$
T (mN)	<6,44	10	18	12	<33
I_{sp} (s)	1786	1500	1160	1390	1370
m_m (kg)	0,44	N/A	0,6	0,98	N/A
Eficiencia	<0,56	<0,47	0,35	0,35	<30

Basándonos en las capacidades de motores de la misma clase y en los valores típicos para algunas de las variables dadas en (1) y (50), el rango de soluciones para las especificaciones de nuestro motor viene dadas por la siguiente tabla.

Tabla 11. Rango de especificaciones del motor a diseñar.

Ancho del canal (mm)	5-50
Potencia de descarga (W)	100-300
Voltaje de descarga (V)	200-800
Fuerza del campo magnético (G)	100-300
Ratio de flujo de propelente (mg/s)	0.3-3
Empuje (mN)	5-18
Impulso específico (s)	1000-3000
Eficiencia total	0,3-0,55
Densidad de plasma (m^{-3})	10^{17} - 10^{18}
Radio de Larmor de iones (m)	1.5-2

5.4.2 Estimación de masas del motor Hall

Conociendo los valores típicos de los motores Hall y adaptándolos a algunas de las especificaciones de la Hayabusa 2, aproximaremos algunos parámetros que nos permitirá realizar una estimación de las masas de la misión.

- **Empuje por motor $T = 10 \text{ mN}$.** Para determinar el número de motores, debemos tener en cuenta el empuje total requerido por la misión y el empuje proporcionado por cada motor. En el caso de la Hayabusa 2, el empuje total era de 28 mN entre sus cuatro motores iónicos. Para nuestro sistema Hall, necesitaremos por lo menos tres motores para satisfacer los 28 mN de empuje total.
- **Potencia de descarga $P_d = 200 \text{ W}$.** Esta es la potencia requerida por cada motor. Como se ha especificado, se necesitan tres motores y por tanto la potencia necesaria total será de 600 W. Utilizando la densidad energética de los paneles solares de la Hayabusa 2, la masa de paneles solares en nuestra misión será de 11 kg. En cuanto a las baterías, seguimos el mismo procedimiento, pero con su densidad energética, siendo la masa total de las baterías de 2 kg.
- **Ratio de flujo de propelente $m_p = 0,6 \text{ mg/s}$.** Los motores originales de la Hayabusa consumían alrededor de 0,35 mg/s por cada motor. En el caso de nuestros motores, se ha seleccionado 0,6 mg/s para mantenernos en los límites anteriormente definidos sin excedernos demasiado respecto a los valores típicos de la misión original. El consumo total que suman los tres motores es de 1,8 mg/s que teniendo en cuenta el tiempo de operación de los motores, resulta en una masa de propelente necesaria de 85 kg. Para esta masa de Xenón, utilizaremos el tanque ETS VIII (51), con capacidad de almacenar hasta 89 kg de Xenón, con un peso en vacío de 7kg.
- **Masa estimada por motor $m_m = 1 \text{ kg}$.** La masa de los tres motores combinados es de 3 kg.

Tabla 12. Estimaciones de los parámetros de nuestro sistema propulsivo.

Masa total (kg)	556
Masa motores (kg)	3
Masa Xenón (kg)	85
Masa del tanque en vacío (kg)	7
Masa paneles solares (kg)	11
Potencia específica baterías (W/kg)	300
Δv total (km/s)	2,0
Empuje por motor (mN)	6,3-9,0
Empuje total (MN s)	1,2
Duración del vuelo propulsado (h)	13140
Potencia total requerida (W)	600

Estos valores son unas aproximaciones iniciales que se pueden ver modificadas tras el estudio paramétrico. Como se puede observar, la masa total de la nave se reduce en gran medida, pero la masa de propelente utilizado se ve aumentada. A continuación, estudiaremos el funcionamiento de los motores Hall y llevaremos a cabo un estudio paramétrico para determinar las especificaciones finales de nuestro motor.

Para realizar el estudio paramétrico, necesitamos especificar el impulso específico necesario para llevar a cabo la misión según el Δv y la masa total y la masa de propelente Xenón.

$$\Delta v = I_{sp} g \ln \left(\frac{m_d + m_p}{m_d} \right) \rightarrow I_{sp} = 1229 \text{ s} \quad \text{Ecuación 21}$$

Este impulso específico limitará todo el estudio paramétrico.

5.5 Estudio paramétrico

Para llevar a cabo este estudio, se han generado diversas gráficas con el uso de Matlab ®. El proceso seguido comenzaba fijando tres de las cuatro variables de entrada, mientras que la restante se varía entre los valores especificados. Como la misión se debe cumplir con valores de I_{sp} por encima de los 1229 s, todos los valores superiores a este conformaban el campo de soluciones del estudio. El objetivo es, como se ha justificado anteriormente, minimizar el valor del voltaje de descarga, por lo que se tomó el valor de la iteración que cumplía con la limitación del impulso específico con el menor voltaje de descarga posible. Como el impulso específico depende de todas estas variables y de la potencia de descarga que a su vez depende de alguna de las variables de entrada, habrá una potencia de descarga mínima para cumplir la condición del impulso específico.

Pero para estudiar el efecto de estas variables de entrada, es necesario mencionar que se han fijado ciertos valores para algunos parámetros presentes en la ecuación 21 basándonos en la bibliografía (1).

$\gamma = 0,958, \eta_b = 0,7, \eta_v = 0,9$ y $\eta_m = 0,9$. Estos datos resultan en una eficiencia total del motor de $\eta_T = 0.52$, que coincide con los valores típicos de motores Hall de alta eficiencia. Supongamos además que, el radio de Larmor de los iones es de 1,8 m, más que suficiente para cumplir el requisito que se verá más adelante.

Los parámetros como el voltaje, la corriente y la potencia de descarga además del empuje deben estar dentro de los límites establecidos. En cuanto a la eficiencia total real, debe tener un valor cercano al obtenido recientemente.

Empezaremos estudiando cómo afecta la densidad del plasma a la relación del consumo específico y potencia de descarga. Para ello iteraremos esta variable entre sus valores típicos con saltos equidistantes en escala logarítmica. El resto de variables de entrada se han fijado en $B = 200 \text{ G}$, $w = 3 \text{ cm}$ y $\dot{m}_p = 0,6 \text{ mg/s}$.

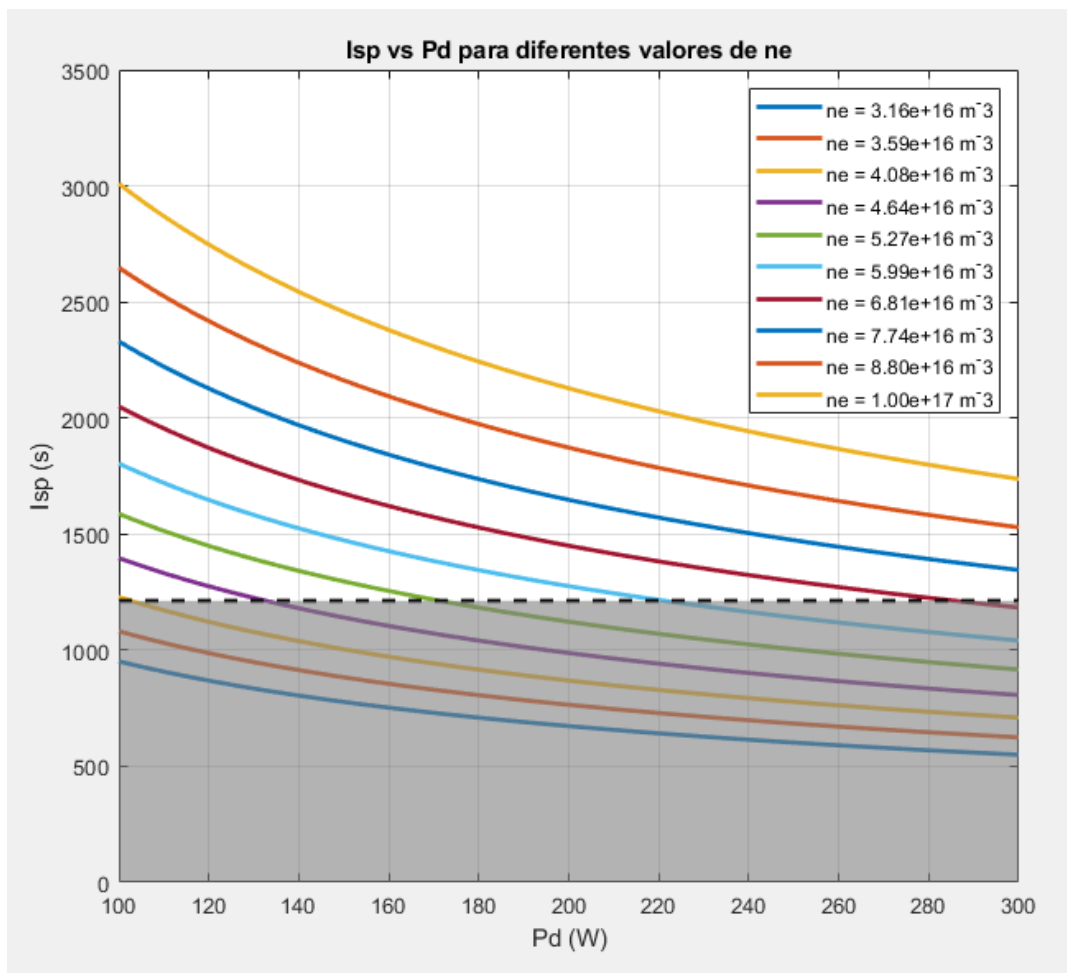


Figura 18. Impulso específico respecto del voltaje de descarga para varias iteraciones de densidad de plasma.

El impulso específico de 1229 s para el mínimo voltaje de descarga posible, se alcanza con la iteración de $4,08 \cdot 10^{16} m^{-3}$. Fijemos esta densidad de plasma para las siguientes iteraciones que serán de w entre 2,5 y 5 cm, con $B = 200$ y $\dot{m}_p = 0,6$ mg/s.

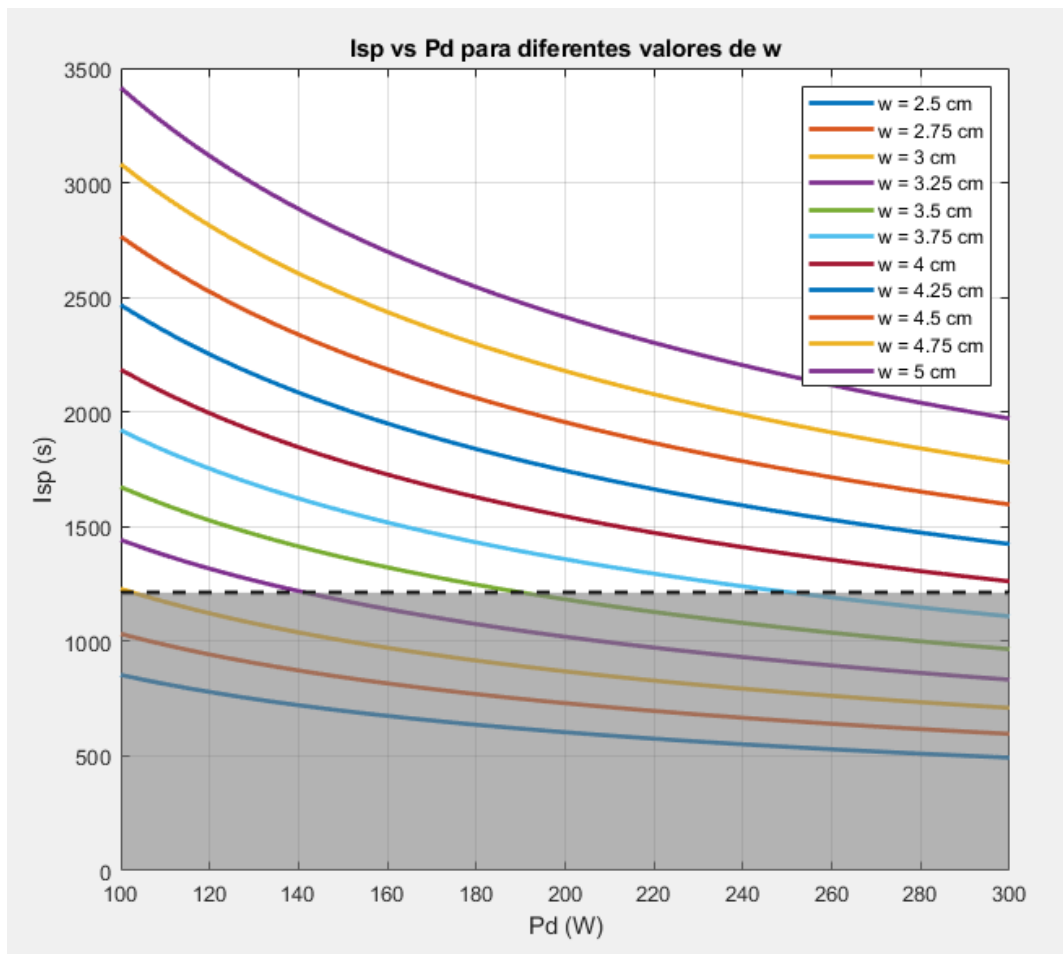


Figura 19. Impulso específico respecto del voltaje de descarga para varias iteraciones del ancho de canal.

De nuevo, el impulso específico de 1229 s para el mínimo voltaje de descarga posible se alcanza con la iteración de $w = 3$ cm. La siguiente variable de entrada a estudiar será el flujo masico de propelente fijando $B = 200$ G más los valores de las variables de entrada.

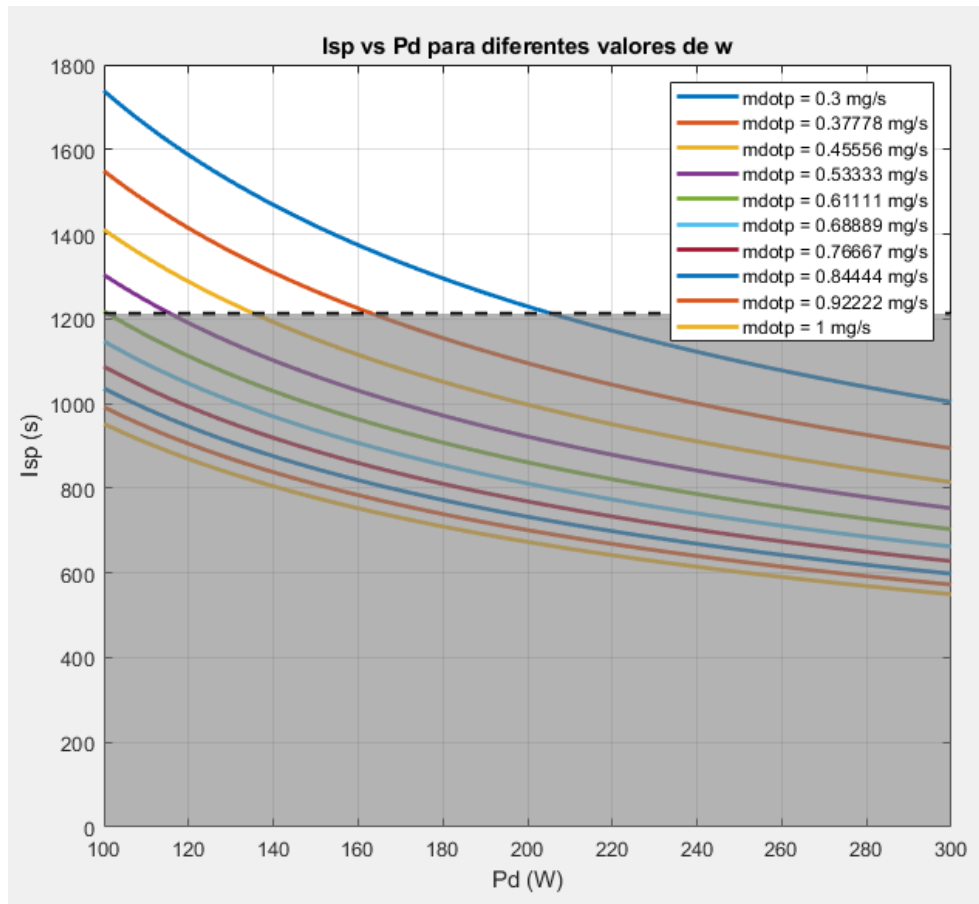


Figura 20. Impulso específico respecto del voltaje de descarga para iteraciones del gasto másico de propelente.

Repitiendo el mismo proceso, el impulso específico para el mínimo voltaje de descarga posible se alcanza con la iteración de 0,61 mg/s.

Finalmente, estudiamos la intensidad del campo magnético, iterada fijando los valores encontrados para el resto de variables de entrada.

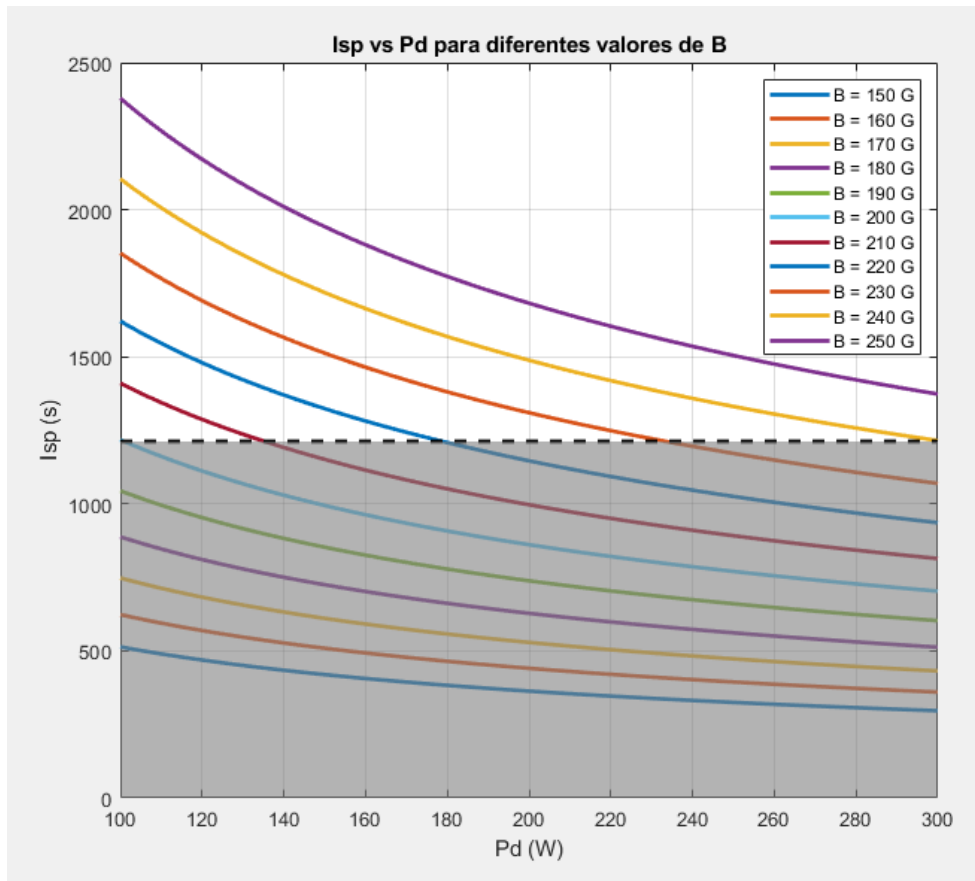


Figura 21. Impulso específico respecto del voltaje de descarga para varias iteraciones del campo magnético.

Repitiendo por última vez el mismo proceso, 200 G será el valor de campo magnético dentro del motor.

Las variables de entrada que hemos obtenido de esta primera iteración tendrán los siguientes valores:

- Ancho del canal w de 3 cm.
- Densidad de plasma n_e de $4,08 \cdot 10^{16} \text{ m}^{-3}$.
- Campo magnético B de 200 G.
- Gasto másico total \dot{m}_p de 0,61 mg/s.

Nuestro motor estará definido por estas variables de entrada y el resto de parámetros se adaptarán a estas. Por ejemplo, utilizando la ecuación 11, obtenemos que el voltaje de descarga real,

$$V_d = \frac{V_b}{\eta_v} = \frac{er_i^2 B^2}{2m_i \eta_v} = 518,18V$$

Este voltaje entra dentro de los límites que habíamos definido anteriormente, aunque es bastante alto para motores de estas dimensiones.

Siguiendo el mismo procedimiento para la corriente con la ecuación 14:

$$I_d = \frac{\pi e^2}{4m_i \eta_b} n_e w^2 r_i B = 0,174 \text{ A}$$

Finalmente, la potencia de descarga es:

$$P_d = I_d V_d = 90,52 \text{ W}$$

La potencia y corriente de descarga actuales no se ajustan a los límites previamente establecidos. Será necesario realizar más iteraciones para encontrar una solución que satisfaga las condiciones impuestas y tras realizar varias iteraciones se han obtenido algunas soluciones potenciales.

De entre todas estas soluciones potenciales se ha priorizado aquella que proporcione la potencia de descarga mínima, lo cual implica una mayor eficiencia para el mismo impulso específico. También se han limitado el gasto másico total a un máximo de 0,7 mg/s y el empuje a un mínimo de 9,34 mN, para asegurarnos que no necesitaremos más de tres motores y que la masa de propelente no sea excesivamente alta. Las iteraciones de las variables de entrada que más se ajustan a estas exigencias son las siguientes:

- Ancho del canal w de 3,11 cm.
- Densidad de plasma n_e de $7,74 \cdot 10^{16} \text{ m}^{-3}$.
- Campo magnético B de 170 G.
- Gasto másico total \dot{m}_p de 0,70 mg/s.

La última iteración de la cual se han obtenido los resultados viene dada por las siguientes gráficas.

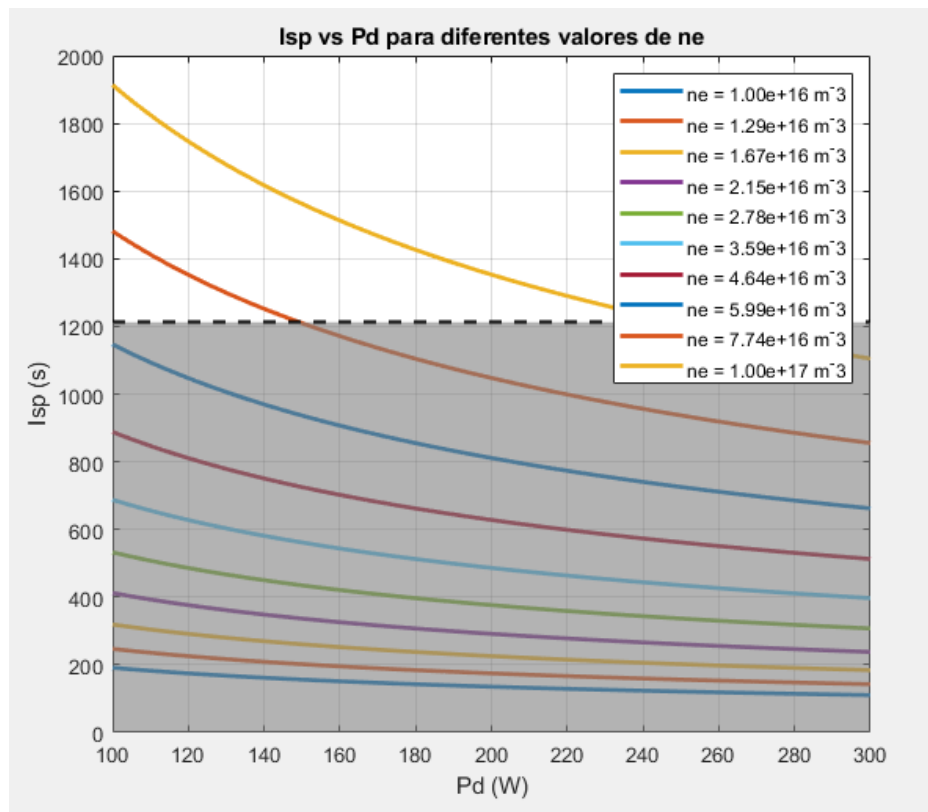


Figura 22. Últimas iteraciones respecto de la densidad de plasma.

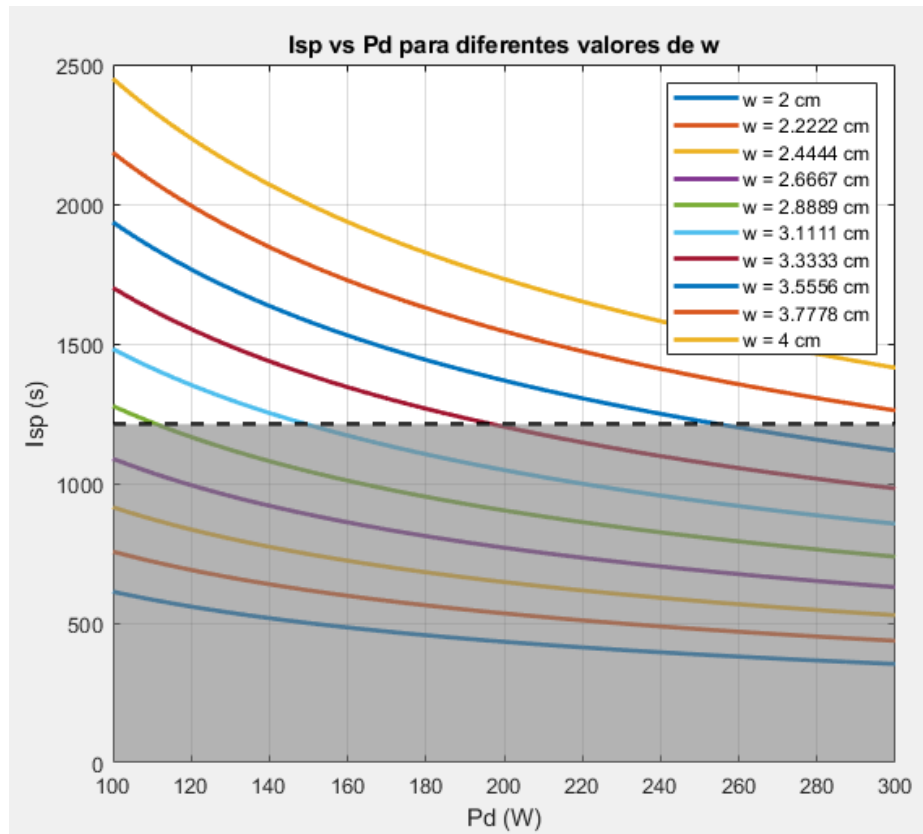


Figura 23. Últimas iteraciones respecto del ancho del canal.

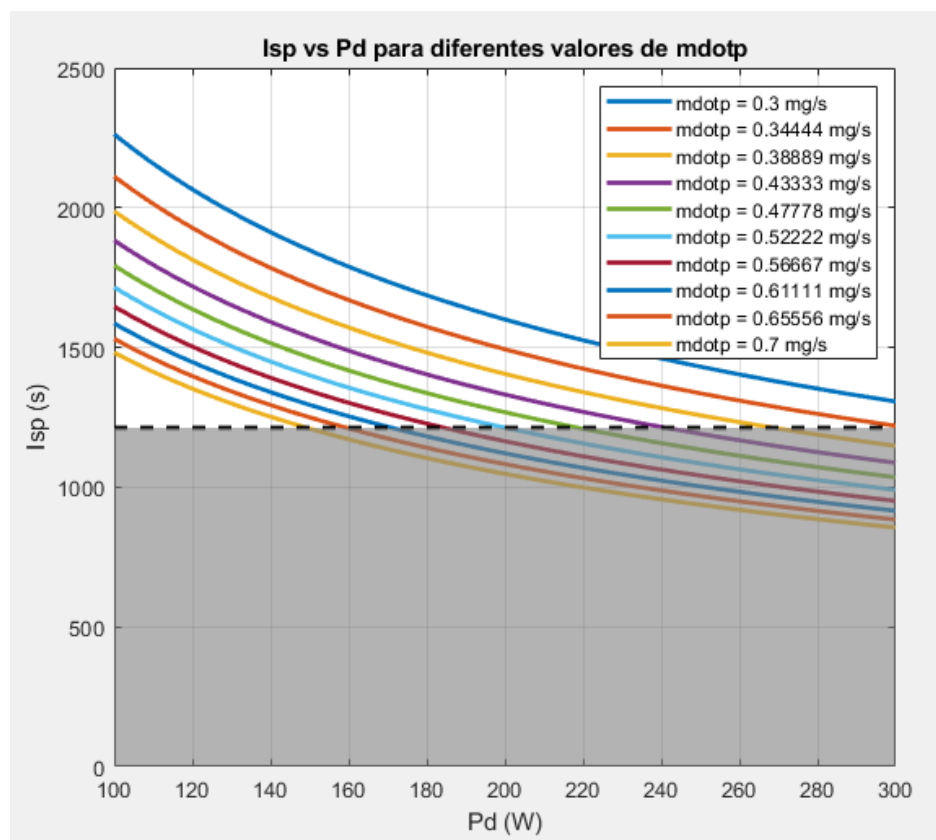


Figura 24. Últimas iteraciones respecto del gasto másico total.

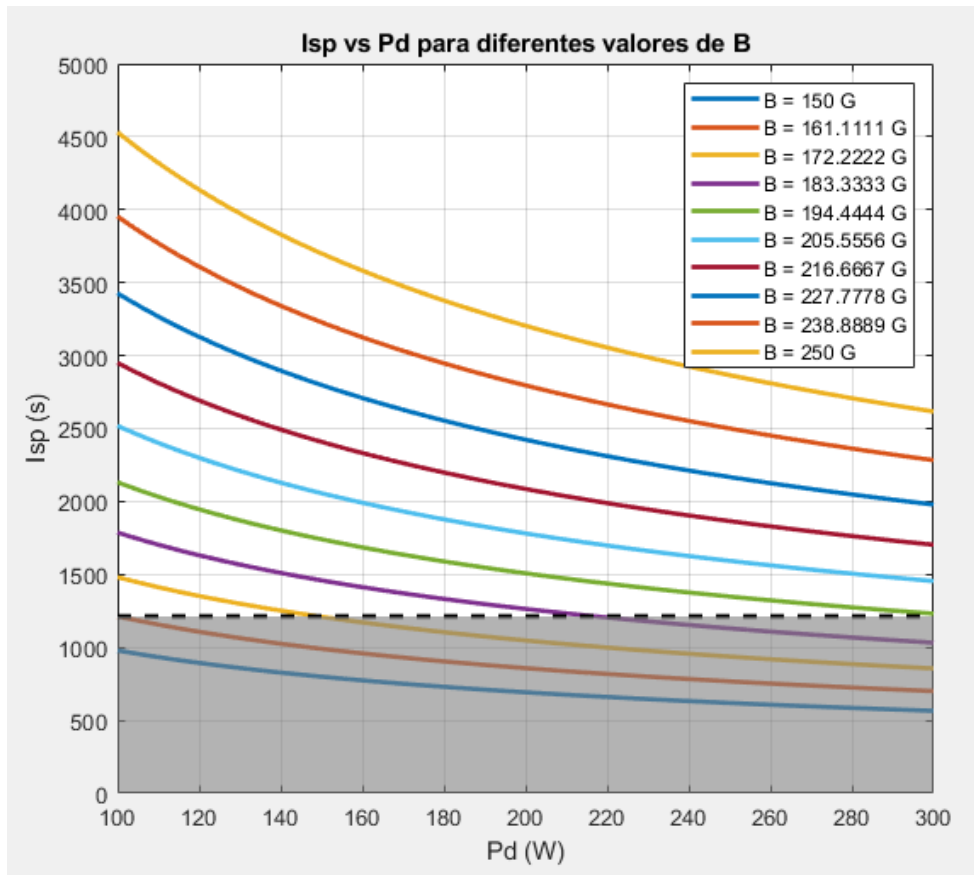


Figura 25. Últimas iteraciones respecto de la intensidad de campo magnético.

Con esta combinación de variables de entrada, el resto de parámetros quedan:

- Voltaje de descarga V_d de 383,82 V.
- Corriente de descarga I_d de 0,306 A.
- Potencia de descarga P_d de 117,97 W.
- Impulso específico I_{sp} de 1364 s.
- Empuje T de 9,37 mN.
- Eficiencia total η_t de 0,53

Estos son los resultados optimizados para la potencia de descarga de entre todas las iteraciones anteriores.

Para validar que el sistema propulsivo es capaz de llevar a cabo la misión, debemos recalcular la estimación final de pesos, utilizando también el impulso específico final para obtener el Δv final, que determinará si los motores son capaces de llevar a cabo la misión.

Como se ha limitado el valor mínimo del empuje, seguiremos necesitando únicamente tres motores y el impulso específico final de 1364 s está por encima de los 1229 s definidos anteriormente.

Capítulo 6

6. Verificación del diseño propuesto

Una vez finalizado el estudio paramétrico es necesario demostrar que el diseño es capaz de cumplir con los requisitos impuestos por a la misión. Utilizaremos por tanto los parámetros calculados en el capítulo anterior para calcular las dimensiones y prestaciones del motor diseñado, demostrando así que cumple la misión establecida.

6.1 Dimensionamiento del motor

Uno de los aspectos cruciales para el correcto funcionamiento del motor es asegurar la magnetización de los electrones dentro del canal. El radio de Larmor se define como el radio de giro de los electrones o iones alrededor de las líneas de campo magnético.

6.1.1 Radios de Larmor

Sabiendo esto, uno de los requisitos que se deben cumplir es que el radio de Larmor de los electrones, será mucho menor a la longitud característica L . De esta manera los electrones tendrán una movilidad limitada dentro del canal y formarán el plasma encargado de ionizar al gas neutro. De esta manera (1):

$$r_e = \frac{1}{B} \sqrt{\frac{8 m_e}{\pi e} T_{eVp}} \ll L \quad \text{Ecuación 22}$$

Donde T_{eVp} es la temperatura en el plasma en eV . Esta temperatura suele estar en torno a los 25 eV (1). Computando este radio teniendo en cuenta el valor del campo magnético, resulta en un radio de Larmor del electrón de 1,1 mm.

En cuanto al radio de Larmor del ion, este había sido definido anteriormente como 180 cm y para asegurar que los iones son expulsados del canal, se debe cumplir la siguiente condición:

$$r_i = \frac{1}{B} \sqrt{\frac{2M}{e} V_b} \gg L, \quad \text{Ecuación 23}$$

6.1.2 Dimensionamiento final del canal

Para demostrar el correcto funcionamiento de la zona de magnetización, es necesario calcular la longitud característica L , es decir, el largo de dicha zona.

La senda libre media de ionización es un parámetro que depende de la velocidad de los átomos neutros y determina el tiempo durante el cual el átomo tarda en ser ionizado en el plasma.

$$\lambda_i = \frac{v_n}{n_e \langle \sigma_i v_e \rangle} \quad \text{Ecuación 24}$$

En cuanto a la velocidad de salida de los átomos neutros, se ha fijado en un valor de 150 m/s, que suele presentarse en otros motores Hall.

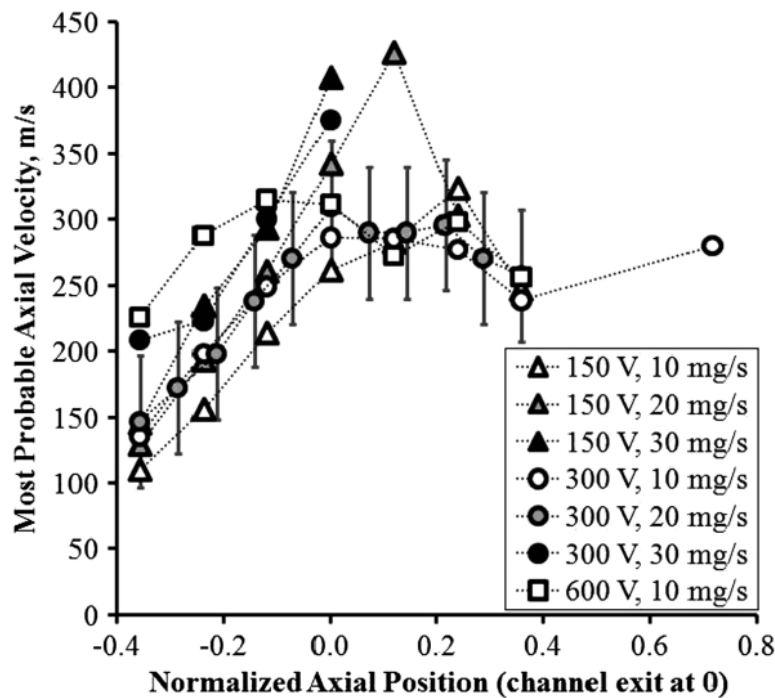


Figura 26. Velocidad de los átomos de Xenón a lo largo del canal (salida en 0) (52).

El ratio de ionización $\langle \sigma_i v_e \rangle$ dependerá de la temperatura del plasma. Para temperaturas que exceden los 5 eV, este parámetro se calcula según:

$$\langle \sigma_i v_e \rangle = 10^{-20} [-(1,031 \times 10^{-4}) T_{eV}^2 + 6,386 e^{-12,127/T_{eV}}] \left(\frac{8eT_{eV}}{\pi m_e} \right)^{1/2} \quad \text{Ecuación 25}$$

Para la temperatura que se ha especificado antes de 25 eV

$$\langle \sigma_i v_e \rangle = 4,5759 \cdot 10^{-14}$$

Es crucial que una proporción significativa del flujo incidente se ionice antes de su salida del plasma, lo cual requiere el cumplimiento de la siguiente relación (1).

$$\frac{\lambda_i}{L} = \text{constant} \ll 1 \quad \text{Ecuación 26}$$

Garantizando la ionización de un 95% del gas incidente, λ_i es unas tres veces el largo del plasma. Con todas estas ecuaciones y los datos obtenidos del estudio paramétrico, el largo de la zona de magnetización es:

$$L = \frac{3v_n}{n_e \langle \sigma_i v_e \rangle} = 4,49 \text{ cm}$$

Ahora, podemos asegurar tanto la magnetización de los electrones, ya que se cumple $r_e \ll L$ y la salida de los iones del canal anular se cumple con $r_i \gg L$.

Normalmente en los motores Hall, el largo total del canal es simplemente el doble de la longitud característica L ya que debemos de tener en cuenta la zona cercana al ánodo donde los electrones no deben estar magnetizados.

Tras realizar los cálculos, se ha logrado determinar con éxito las dimensiones principales del canal del motor Hall:

- Ancho del canal w de 3,11 cm.
- Longitud del canal $2L$ de 8,98 \approx 9 cm.

Relacionado a la magnetización de los electrones, hay otro factor que se debe cumplir para considerar que los electrones están correctamente “magnetizados”. Estos deberían realizar varias órbitas alrededor de las líneas del campo magnético antes de colisionar con un átomo neutro o ion. Para cumplir esto introducimos el parámetro de Hall. Un alto valor de este parámetro reduce significativamente la movilidad de los electrones (1).

$$\Omega_e^2 = \frac{\omega_c^2}{\nu^2} \gg 1 \quad \text{Ecuación 27}$$

Donde ν es la frecuencia de colisión y ω_c es la frecuencia de ciclotrón de los electrones:

$$\omega_c = \frac{eB}{m_i} \quad \text{Ecuación 28}$$

Calculando para los parámetros de nuestro diseño teniendo una frecuencia de colisión de 10^5 s^{-1} , obtenemos un parámetro de Hall de 156, lo cuál cumple el requisito impuesto.

El ancho del canal que hemos definido es realmente la distancia entre el recubrimiento de la bobina y la pared interna del canal. Este elemento se sitúa normalmente en el centro del canal y se encarga de generar el campo magnético necesario para mantener el plasma dentro del canal. Anteriormente basándonos en (35), habíamos usado el valor de 0,53 W para hacernos una idea de los valores típicos de potencia en este componente y así despreciar su aportación a nuestros cálculos. Este valor de potencia parece estar en el rango adecuado también para nuestro motor.

Utilizaremos los datos proporcionados por este estudio, que utilizó una bobina con 300 revoluciones, una corriente I_{mag} de 1 A y un tamaño de cable de 22 AWG para generar esa potencia P_{mag} de 0,53 W.

En cuanto a las dimensiones escogidas a continuación, no solo respecto al canal, también del ánodo y cátodo, están basadas en las dimensiones y proporciones encontradas normalmente en los motores Hall (53) (54) (55) (56).

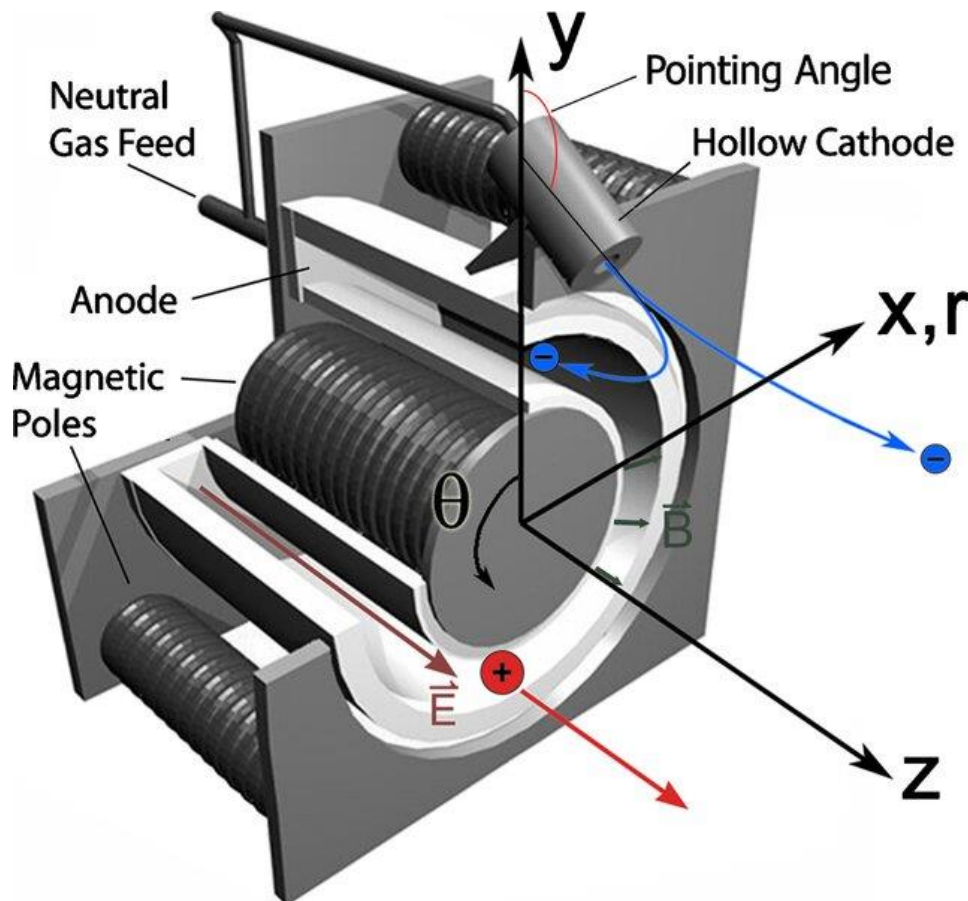


Figura 27. Ilustración de los componentes en un motor Hall (57).

Dentro del canal, el diámetro del recubrimiento de la bobina será de 20 cm, y por tanto el diámetro interno del canal es de 23,11 cm. Vamos a definir también el diámetro externo del canal suponiendo un espesor del material de 2 cm, es decir, 25,11 cm. Estas dimensiones están basadas en los valores típicos encontrados en otros motores Hall y en el diseño detallado del motor deberán ser definidas específicamente.

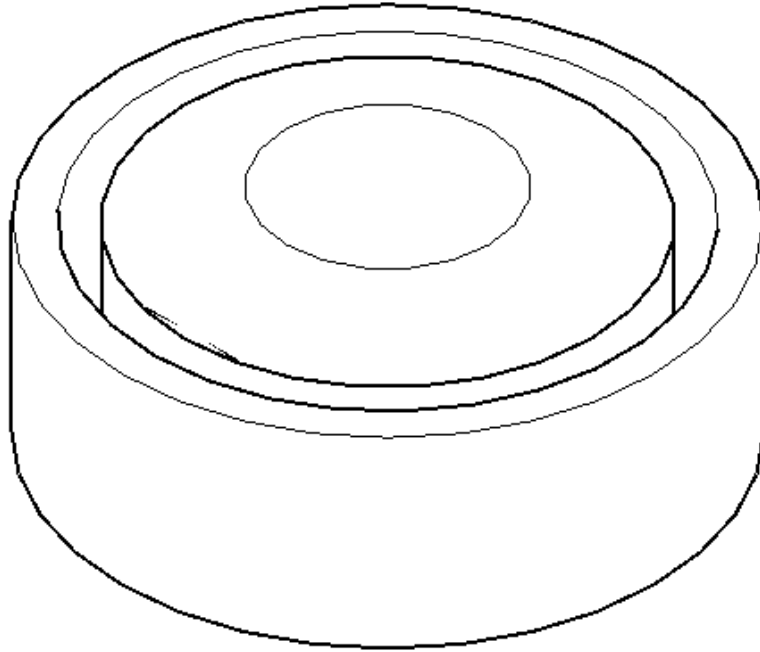


Figura 28. Representación 3D de la estructura del canal.

6.1.3 Dimensionamiento del cátodo y ánodo

Estos dos elementos son esenciales para la generación del plasma en los motores Hall, siendo el cátodo la fuente principal de electrones que acaban siendo recogidos por el ánodo, completando el circuito eléctrico. Es un proceso fundamental para la generación de empuje.

El diseño y la selección de materiales adecuados para el cátodo determina una emisión eficiente de electrones, así como el desgaste que sufre y la vida operativa del motor. En el pasado se utilizaban filamentos de tungsteno calentados a altas temperaturas para la emisión de electrones. Este método no tenía la capacidad de operar durante largos periodos de tiempo y reducía mucho la eficiencia de los motores. Los cátodos huecos solucionaron algunos de estos problemas.

Un cátodo hueco genérico consiste en un tubo refractario hueco con un orificio en el extremo de salida. Dentro del tubo se coloca un inserto en forma de cilindro que se presiona contra la placa de orificio. Este es el emisor activo de electrones y puede llegar a estar hecho de varios materiales. A su vez, el tubo del cátodo se envuelve con un calentador que eleva la temperatura del inserto para comenzar la emisión de electrones.

A través del tubo del cátodo se inyecta un gas noble, generalmente Xenón, que se ve ionizado por los electrones emitidos y forman el plasma de cátodo, del cual se extraen los electrones que llegan al plasma del propulsor.

Se distinguen tres regiones de plasma en estos cátodos. Un plasma denso en el interior del cátodo, una zona de alta corriente y densidad de plasma en el orificio y fuera del cátodo se forma una “pluma de descarga” (1).

Para el material que formará el inserto encargado de emitir electrones, se ha decidido utilizar el Lantano, debido a su baja función de trabajo, es decir, puede emitir electrones eficientemente a temperaturas relativamente bajas, lo que contribuye a una mayor durabilidad y una vida útil más larga del cátodo. Además, el lantano tiene una buena resistencia a la corrosión y al desgaste en entornos de plasma, esencial para mantener la estabilidad y eficiencia del motor a lo largo del tiempo (1).

Como el cátodo tiene que operar a temperaturas bastante altas, en un rango de 1000 °C a 1500 °C. Es por eso por lo que, normalmente para la estructura se suele utilizar tungsteno, que tiene un punto de fusión muy alto lo cual lo hace resistente a la deformación y el desgaste bajo condiciones de operación intensas. La disipación eficiente de calor generado durante la emisión de electrones es muy importante y el tungsteno es muy buen material para esta función.

En referencia a las dimensiones del cátodo, el diámetro tendrá dimensiones parecidas a las del ancho del canal y lo ajustaremos a 3 cm. Este es el diámetro interno del cátodo y necesitaremos un grosor de pared suficiente para mantener la integridad del componente. Para nuestras dimensiones Hall, un grosor de pared razonable es de unos 0,5 cm. Para el radio del orificio, también será de 0,5 cm, suficiente para permitir la emisión de electrones y el paso del plasma sin ser demasiado grande como para perder control del flujo de este. Esta es una proporción común en estos motores y permite una emisión de electrones adecuada sin ser excesiva.

En cuanto a su longitud, también tendrá dimensiones similares a la del canal, siendo ligeramente inferior con 6 cm. También deberemos tener en cuenta las dimensiones del inserto de Lantano, que será otro cilindro hueco de 2,5 cm de diámetro externo y 2 cm del interno, permitiendo así el flujo de gas neutro que formará el plasma dentro del cátodo.

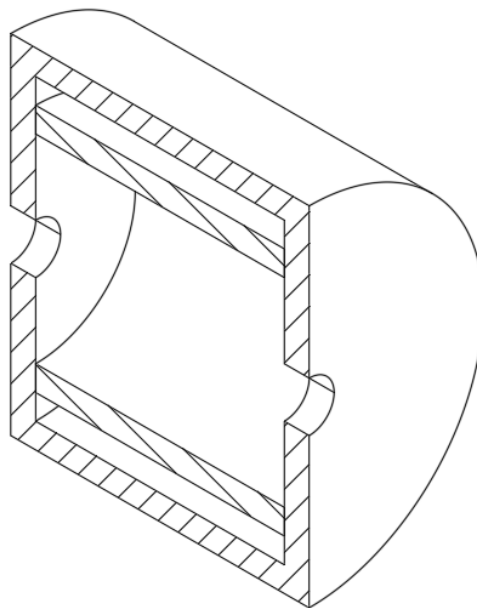


Figura 29. Representación 3D seccionada del cátodo.

Para el ánodo, se ha elegido grafito, una opción común en estos componentes debido a su excelente conductividad, resistencia a altas temperaturas y corrosión. Además, también es eficiente en la recogida de electrones y es estable en ambientes de plasma (58).

Dado que el ánodo se sitúa al inicio del canal en forma de anillo, su dimensión principal será el del mismo. El espesor debe ser suficiente para asegurar la recolección efectiva de electrones y 2 cm puede ser la medida adecuada. Para los orificios de inyección del gas Xenón, se ha elegido un radio de 0,5 cm.

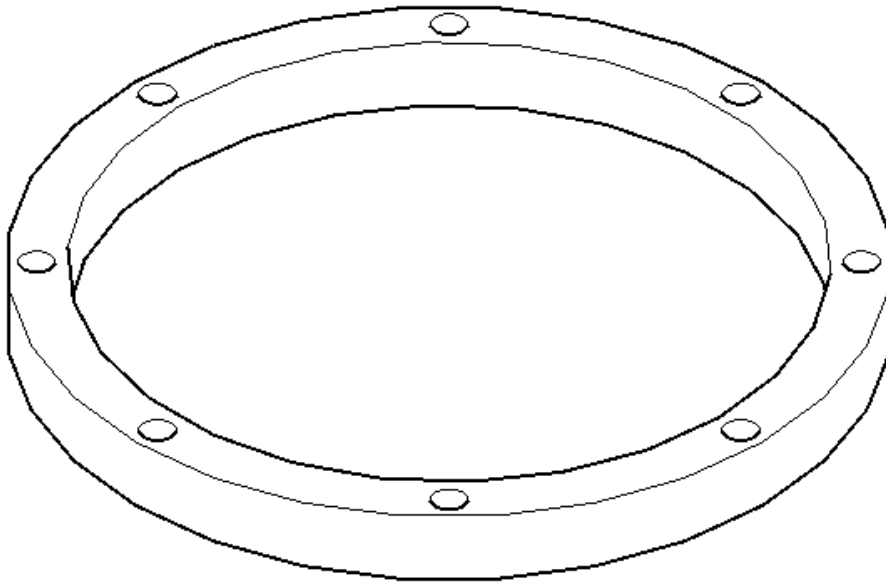


Figura 30. Representación 3D del ánodo.

6.1.4 Dimensionamiento del tanque de Xenón

Utilizaremos el S-XTA de 60 litros, que es capaz de almacenar hasta 110 kg de propelente. El uso de este tanque y no del especificado inicialmente viene dado por el aumento del consumo de propelente, lo cual conlleva la necesidad de mayores cantidades de propelente.

Tabla 13. Dimensiones del tanque de Xenón (59).

Volumen total (l)	60
Masa seca (kg)	8,9
Masa máxima de Xenón (kg)	110
Diámetro (mm)	440
Largo (mm)	601

6.2 Estimaciones de masas

Para la masa del propio motor, debemos definir todos los materiales utilizados en cada una de las partes del motor. Para las paredes del canal y el recubrimiento de la bobina, utilizaremos materiales dieléctricos. Recordemos que hay dos tipos de motores Hall según el material de las paredes y en nuestro caso se favorecieron estos por delante de los TAL ya que son más simples de diseñar.

El material en específico será el Nitrato de Boro (BN), un material cerámico avanzado que tiene excelentes propiedades térmicas y dieléctricas. Para el cable de la bobina utilizaremos cobre.

En cuanto a los materiales del cátodo y ánodo, se han elegido anteriormente el grafito para el ánodo y el tungsteno para las paredes del cátodo además del Lantano para la emisión de electrones.

Tabla 14. Propiedades de todos los materiales que conforman el motor.

Material	Tungsteno	Lantano	Grafito	BN	Cobre
Densidad(g/cm ³)	19,25	6,15	2,2	2,1	8,96
Precio por Kilo (USD)	Variable	Variable	Variable	200-300	Variable
Punto de Fusión (°C)	3422	920	3650-3690	~3000	1085
Conductividad térmica (W/mK)	173	13	120-140	20-30	401
Reactividad química	Baja	Alta	Baja	Baja	Media
Conductividad eléctrica (MS/s)	18,3	1,6	2-3	<0,001	59,6

Utilizaremos la densidad de los distintos materiales y los volúmenes de las piezas para hallar la masa estimada del motor.

- **Ánodo.** El radio externo es de 11,55 cm y el radio interno es de 10 cm. También debemos tener en cuenta los orificios por los que pasa el gas Xenón, que son 8 orificios con un radio de 0,25 cm cada uno. Con un espesor de 2 cm, el volumen total del ánodo es de 207,46 cm³. El grafito tiene una densidad de 2,2 g/cm³, por tanto, la masa total del ánodo es de 456,41 g.
- **Cátodo.** Este componente es un cilindro hueco con un orificio en cada uno de sus extremos y el material Lantano en su interior. Con las dimensiones especificadas anteriormente, el volumen de la estructura de tungsteno es de 83 cm³ y con una densidad de 19,25 g/cm³ el tungsteno suma 1600 g. En cuanto al Lantano, supone un volumen de 38,48 cm³ y una masa de 236,68 g de Lantano. La masa total es de 1836,68 g.
- **Bobina.** La dimensión del cable es 22 AWG, un dato estándar, lo que supone un diámetro de 0,64 mm. La longitud del cable se ha calculado como la necesaria para completar una vuelta por las 300 revoluciones. El radio medio de la bobina será de 9 cm, por tanto, la longitud de una vuelta del cable es de $2\pi R_{mag}$, es decir que la longitud total del cable es de 170 m. El volumen de la bobina es el área transversal del cable con 0.32 mm de

radio πR_{cable} y finalmente el volumen de la bobina es el área transversal por la longitud del cable, es decir, $55,53 \text{ cm}^3$ que con la densidad media del cobre nos queda en $497,55 \text{ g}$.

- Canal anular. Para esta masa tendremos en cuenta el cilindro que cubre el motor y el que cubre la bobina, ambos del mismo material. El espesor de ambas paredes es el mismo, 2 cm , y sus diámetros ya han sido especificados junto con el largo. De esta manera el volumen total de ambos cilindros es de $1216,20 \text{ cm}^3$ de Nitrato de Boro, es decir $2554,02 \text{ g}$.

La masa total por motor es de $5,3 \text{ kg}$. Como necesitaremos tres motores para llevar a cabo la misión, la masa conjunta será de $15,86 \text{ kg}$.

Con el gasto másico real calculado de $0,7 \text{ mg/s}$ y las horas de operación del motor de 13140 h además del número de motores, la masa total de Xenón que necesitamos es de 100 kg . Para esta masa de propelente Xenón, no podremos utilizar el mismo tanque que utilizamos para las estimaciones iniciales. Utilizaremos el S-XTA de 60 litros , que es capaz de almacenar hasta 110 kg de propelente. Su masa seca es de $8,9 \text{ kg}$.

La potencia de entrada total por motor es la suma de la potencia de descarga y la potencia necesaria para mantener la bobina, es decir, $118,5 \text{ W}$ y las baterías y los paneles solares, teniendo en cuenta los tres motores, es decir una potencia de entrada total de $355,5 \text{ W}$ y la potencia específicas de ambos, conllevan $1,42 \text{ kg}$ de baterías y $6,66 \text{ kg}$ de paneles solares.

Por tanto, la masa total de nuestra nave son los 448 kg base que hemos definido anteriormente más todas las masas que acabamos de calcular, resultando en 571 kg , que, comparado con la estimación inicial, superamos la primera estimación en 25 kg , provocado principalmente por el mayor gasto másico unitario y peso por motor. Aun así, esta masa final sigue siendo menor a la masa original de la Hayabusa 2.

Capítulo 7

7. Validación de la misión

7.1 Evaluación de viabilidad de misión

Para comprobar si somos capaces de llevar a cabo la misión con las especificaciones finales, calculemos la variación de velocidad total final.

Recurrimos a la ecuación 1, que involucra el impulso específico final, de 1364 s y la masa final de 580 kg además de la masa de propelente de 100 kg.

$$\Delta v = I_{sp} g \ln \left(\frac{m_d + m_p}{m_d} \right) = 2,53 \text{ km/s}$$

Con este resultado, que supera los 2 km/s necesarios para llevar a cabo la misión. También podemos calcular el empuje total, que entre los tres motores y las horas de vuelo es de 1,3 MN s. Finalmente confirmamos que el sistema propulsivo diseñado es capaz de llevar a cabo la misión.

Tabla 15. Estimaciones final de los parámetros.

Masa total (kg)	580
Masa motores (kg)	15,86
Masa Xenón (kg)	100
Masa tanque de Xenón (kg)	8,9
Masa paneles solares (kg)	6,66
Potencia especifica baterías (W/kg)	300
Δv total (km/s)	2,5
Empuje por motor (mN)	9,37
Empuje total (MN s)	1,3
Duración del vuelo propulsado (h)	13140
Potencia total requerida (W)	118,5
Voltaje de descarga (V)	383,82
Corriente de descarga (A)	0,306
Eficiencia	0,53
Impulso especifico (s)	1364

Al comparar los valores estimados con los finales, se ha precisado de más propelente del que se había estimado, lo cual realmente esperábamos que se cumpliera ya que nuestra estimación inicial del flujo másico de propelente era muy baja respecto a otros motores Hall.

También sufrimos un aumento significativo de la masa final del motor, siendo el valor final aproximadamente cinco veces el estimado. Gracias a que exigimos que los motores aportaran más de 9,34 mN de empuje no necesitaremos más de tres motores para cumplir con los estándares de la misión.

La masa de los paneles y las baterías se ha visto reducida ya que se ha priorizado minimizar la potencia de entrada final.

El resultado es un sistema propulsivo, más ligero que el incorporado en la Hayabusa 2 y que, según estos cálculos iniciales es capaz de llevar a cabo la misión.

Capítulo 8

8. Conclusiones y líneas de desarrollo

Tras este estudio exhaustivo sobre el diseño preliminar de un motor eléctrico tipo Hall, hemos asentado las bases para el desarrollo, implementación y validación experimental de dicho diseño. Se han tenido en cuenta variables críticas, como el ancho del canal, la densidad del plasma y el campo magnético y hemos modelado su influencia en las capacidades del motor. La integración de estos resultados en el modelo teórico ha arrojado resultados que están en línea con los estándares de la industria y las expectativas técnicas.

El desarrollo teórico ha aportado una comprensión detallada de como cada variable influye en el rendimiento global del motor. El estudio de las bases teóricas existentes no sólo nos permite identificar las áreas de mayor impacto, sino también dirigir esfuerzos de optimización hacia aquellos parámetros que proporcionan las mayores ganancias en eficiencia y rendimiento.

A medida que se avanza a las siguientes fases en el diseño completo de un motor Hall, es esencial tener en cuenta los aprendizajes y descubrimientos realizados durante este estudio preliminar. Será crucial llevar a cabo pruebas experimentales para validar el diseño y llevar a cabo los ajustes necesarios. Partiendo de este estudio, estamos en una posición prometedora para desarrollar un motor tipo Hall en su totalidad.

8.1 Comparativa entre misión real y nuestra solución

Al final, nuestra solución ha reducido la masa total de la nave en 28 kg, manteniendo las capacidades e incluso excediéndolas, como es la variación de velocidad o la potencia total requerida por motor.

La principal desventaja de estos motores es la gran cantidad de propulsante que necesitan estos motores comparado a la solución iónica. Mientras que los motores iónicos de la Hayabusa 2 necesitaron unos 66 kg de propulsante, en nuestros motores esta masa se ha visto aumentada hasta los 100 kg. Esto es provocado por el alto consumo de propulsante de los motores Hall comparados a los motores iónicos que tiene la Hayabusa.

Lo mismo ocurrió con la masa unitaria de los motores, cuya estimación fue 5 veces más baja que el peso real del motor.

Esta reducción de la masa necesitada para el sistema propulsivo se interpreta como un aumento de la carga de pago, ya que todas las especificaciones de la misión estaban calculadas inicialmente con una masa total de 608 kg.

8.2 Objetivos cumplidos y mejoras a futuro

En este Trabajo de Fin de Grado, se ha logrado con éxito el objetivo principal, el diseño preliminar completo de un motor eléctrico. En el proceso se han adquirido un amplio conocimiento sobre las características y funcionamiento de estos motores.

La misión se concibió originalmente con la premisa de lograr una definición integral en un lapso determinado. Sin embargo, al profundizar en el tema se hizo evidente que el proceso de definición requería de un periodo considerablemente más extenso que el estimado inicialmente. Por consiguiente, se tomó la decisión de utilizar como punto de partida una misión previamente establecida, efectuando las modificaciones necesarias en el sistema de propulsión para derivar una alternativa viable.

El análisis de misiones similares sirvió para decidir que misión serviría de base para nuestro estudio y llegamos a la conclusión de utilizar la misión Hayabusa 2.

El estudio de los distintos sistemas propulsivos nos llevó rápidamente a la conclusión de que necesitaríamos un motor eléctrico para la misión, pero la decisión entre los distintos tipos de propulsión eléctrica requirió de un estudio más extenso del tema. Se llegó a la conclusión de que los motores Hall eran los más adecuados para el proyecto, principalmente debido a su simplicidad y a su costo reducido.

El diseño conceptual constituyó la fase más prolongada del proyecto, exigiendo un análisis minucioso del funcionamiento de los motores Hall. Esto implicó una exploración profunda de las ecuaciones que determinan sus capacidades, asegurando que los fundamentos teóricos estuvieran firmemente establecidos para informar el diseño y la implementación práctica.

Finalmente, la verificación de la misión fue un proceso directo centrado en determinar las prestaciones del motor diseñado y determinar si cumplían con los requisitos específicos de la misión.

En cuanto a mejoras a futuro, es necesario especificar que se tomaron muchas decisiones con el fin de simplificar el proceso, ya que el objetivo final del proyecto era llevar a cabo un diseño preliminar de un motor Hall. El diseño final de este motor exige someter el diseño preliminar a pruebas rigurosas en un banco de ensayos. Dicha evaluación práctica es esencial para arribar a conclusiones sobre parámetros que, durante la fase de estudio, se han estimado asumiendo ciertos valores para facilitar el análisis paramétrico. Esta etapa de verificación empírica es crucial para validar las suposiciones y ajustar el diseño de manera que se alinee con las condiciones operativas reales. Este estudio también permite confirmar y modificar las dimensiones definitivas de fabricación y construcción del motor para finalmente intentar motorizar una misión real de exploración de asteroides.

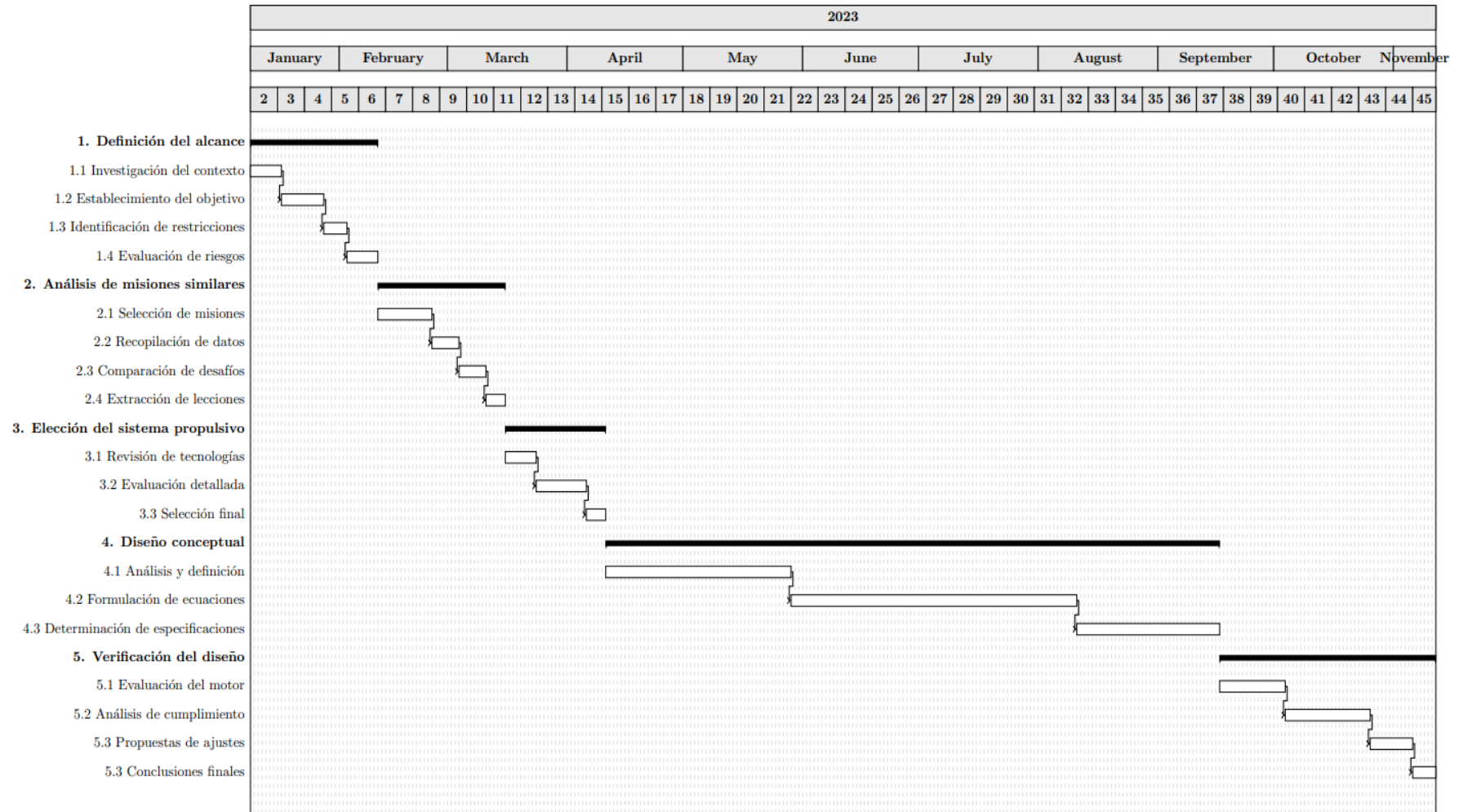
Este proyecto ha sido una oportunidad para adentrarse en el mundo de la propulsión espacial y pretendía ser una aportación a la industria propulsiva espacial y me ha proporcionado una base muy sólida en el conocimiento de los motores Hall.

8.3 Diagrama de Gantt final

Al comenzar el proyecto se definieron una ventana de tiempos para desarrollar cada uno de los puntos de este. El tiempo que inicialmente se había preparado para ciertas tareas acabo siendo extendido, sobre todo el análisis paramétrico, lo cual condicionó el resto del proyecto.

El diagrama de Gantt final se presenta a continuación con todas las modificaciones pertinentes.

Tabla 16. Diagrama de Gantt final.



Nomenclatura

Constantes

e	carga del electrón	$1,602176487 \times 10^{-19}\text{C}$
g_0	constante gravitacional a nivel del mar	$9,80665\text{m/s}^2$
k	constante de Boltzmann	$1,3807 \times 10^{-23}\text{J/K}$
m_e	masa del electrón	$9,1093822 \times 10^{-31}\text{kg}$
m_i	masa de un átomo de xenón	$2,17975 \times 10^{-25}\text{kg}$
π	número pi	3,1415926
eV	energía asociada a 1 electrón voltio	$1,602176487 \times 10^{-19}\text{J}$

Acrónimos

AWG	American Wire Gauge
ESA	Agencia Espacial Europea
NASA	Agencia Espacial Nacional de EE. UU
JAXA	Agencia Espacial Japonesa
ISRO	Agencia Espacial India
NEA	Asteroides cercanos a la órbita terrestre
NEO	Órbitas cercanas a la terrestre
LEO	Órbita cercana a la Tierra
GEO	Órbita geoestacionaria
IES	Sistema propulsivo iónico de la misión Hayabusa2
TAGSAM	Sistema de recolección de muestras de la misión OSIRIS-REx
HET	Propulsores por efecto Hall
PPT	Propulsores de plasma pulsado
IP	Propulsores iónicos
SERT	<i>Space Electric Rocket Test</i>
TAL	Propulsor Hall con ánodo en forma de capa

Variables

A_{cable}	área seccional del cable
A_c	área de salida del canal
B	intensidad del campo magnético
F_t	factor de corrección del vector empuje
I_b	corriente del haz de iones
I_d	corriente de descarga
I_{mag}	corriente que es capaz de soportar el cable
I_H	corriente de Hall
I_{iw}	corriente de iones a las paredes del canal
I_{sp}	impulso específico
L	longitud característica del plasma
L_{cable}	longitud del cable de la bobina
m_d	masa útil de la nave
m_d	masa de propelente total
m_m	masa del motor
\dot{m}_p	flujo de propelente total
n_e	densidad de plasma
P_a	potencia del ánodo
P_{in}	potencia de entrada al motor
P_{ion}	potencia a los iones
P_d	potencia de descarga
P_k	potencia al keeper
P_{mag}	potencia total de magnetización
P_R	potencia de radiación
P_w	potencia a las paredes del canal
R_{mag}	radio de la bobina
R_{cable}	radio de los cables de una bobina

r_i	radio de Larmor de los iones
r_e	radio de Larmor de los electrones
T_e	temperatura en las paredes del canal
T_{eV_a}	temperatura en las proximidades del ánodo
T_{eV_p}	temperatura dentro del plasma
U^+	potencial de ionización del xenón
V_b	voltaje del haz de iones
V_d	voltaje de descarga
v_n	velocidad de los átomos neutros
w	ancho del canal

Símbolos

α	factor de corrección para iones doblemente cargados
γ	factor de corrección del plasma total
Δv	variación de velocidad
ε	densidad de energía de los electrones
η_T	eficiencia total
η_b	eficiencia del uso de corriente
η_v	eficiencia del uso de voltaje
η_m	eficiencia del uso de propelente
λ_i	senda libre media
ν	frecuencia de colisión
ρ_{Cu}	resistividad del cobre
ϕ_s	potencial de las paredes del canal
ω_c	frecuencia de ciclotrón del electrón
Ω_e	parámetro de Hall del electrón
$\langle \sigma_i v_e \rangle$	ratio de ionización del xenón

Apéndices

Apéndice A

El objetivo de este apéndice es explicar el desarrollo teórico llevado a cabo para simplificar la expresión de la potencia de descarga del motor.

Recordemos de la ecuación 5, que la potencia de descarga se divide a su vez en varias potencias, teniendo en cuenta las posibles pérdidas dentro del motor.

Comenzamos con la potencia del haz de iones, que es simplemente $P_b = I_b V_b$. Podríamos expresarlo en función de la corriente y voltaje de descarga utilizando las eficiencias correspondientes, pero el objetivo de este apéndice es llegar a una expresión de la potencia de descarga en función de la corriente y voltaje al haz. Expresemos por tanto el resto de potencias respecto de estas dos variables.

La potencia a las paredes del canal venia dada por la ecuación 7, a la cuál aplicaremos las siguientes suposiciones. Normalmente, la corriente de iones a las paredes del canal suele ser un 10% de la corriente al haz (1), la temperatura media en las paredes del canal suele ser de 25 eV y $\mathcal{E} \approx T_e/2$. Por último, el potencial de las paredes con esa temperatura es de $-54 V$ y por tanto el resultado de la potencia a las paredes es,

$$P_w = 0,49I_b V_b \quad \text{Ecuación 29}$$

La siguiente potencia evaluada es la del ánodo. Asumiendo que $T_{eV_a} = 0,01V_b$ (1) y sabiendo que $\eta_b = 0,5$,

$$P_a = 0,01I_b V_b \quad \text{Ecuación 30}$$

En cuanto a la potencia de iones, simplemente asumiremos que el potencial de ionización es el 5% del voltaje del haz (1), utilizando de nuevo la relación entre corriente a las paredes y corriente al haz:

$$P_{ion} = 0,055I_b V_b \quad \text{Ecuación 31}$$

Finalmente, la suma de todas estas potencias corresponde a la potencia de descarga total utilizada en los cálculos teóricos en preparación al estudio paramétrico de este proyecto.

$$P_d = I_b V_b + 0,49I_b V_b + 0,01I_b V_b + 0,055I_b V_b = 1,55I_b V_b$$

Apéndice B

A continuación, se presentan los planos de las tres principales piezas del motor Hall, el ánodo, el cátodo y la estructura del canal.

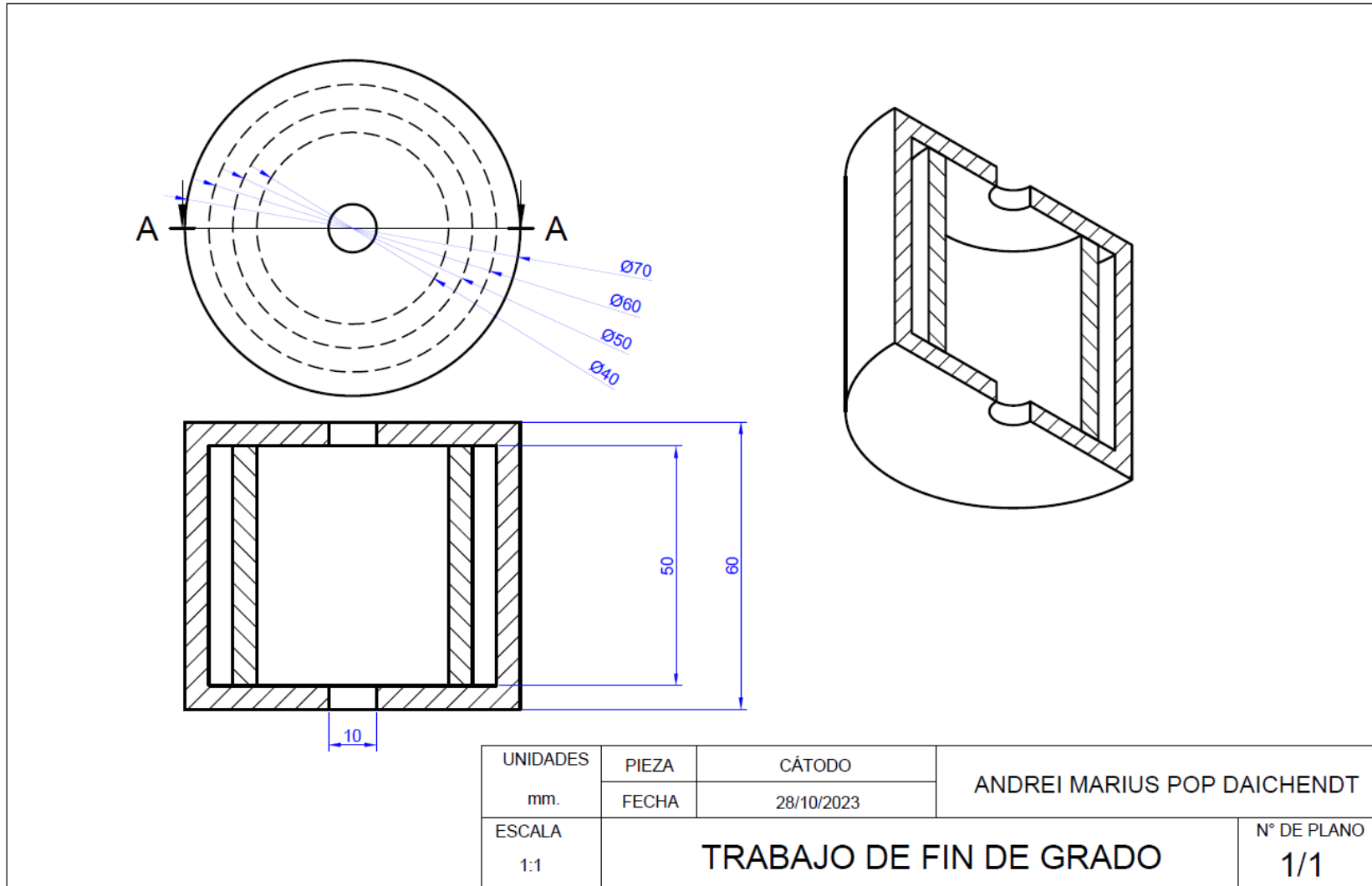


Figura 31. Planos y dimensionamiento del cátodo.

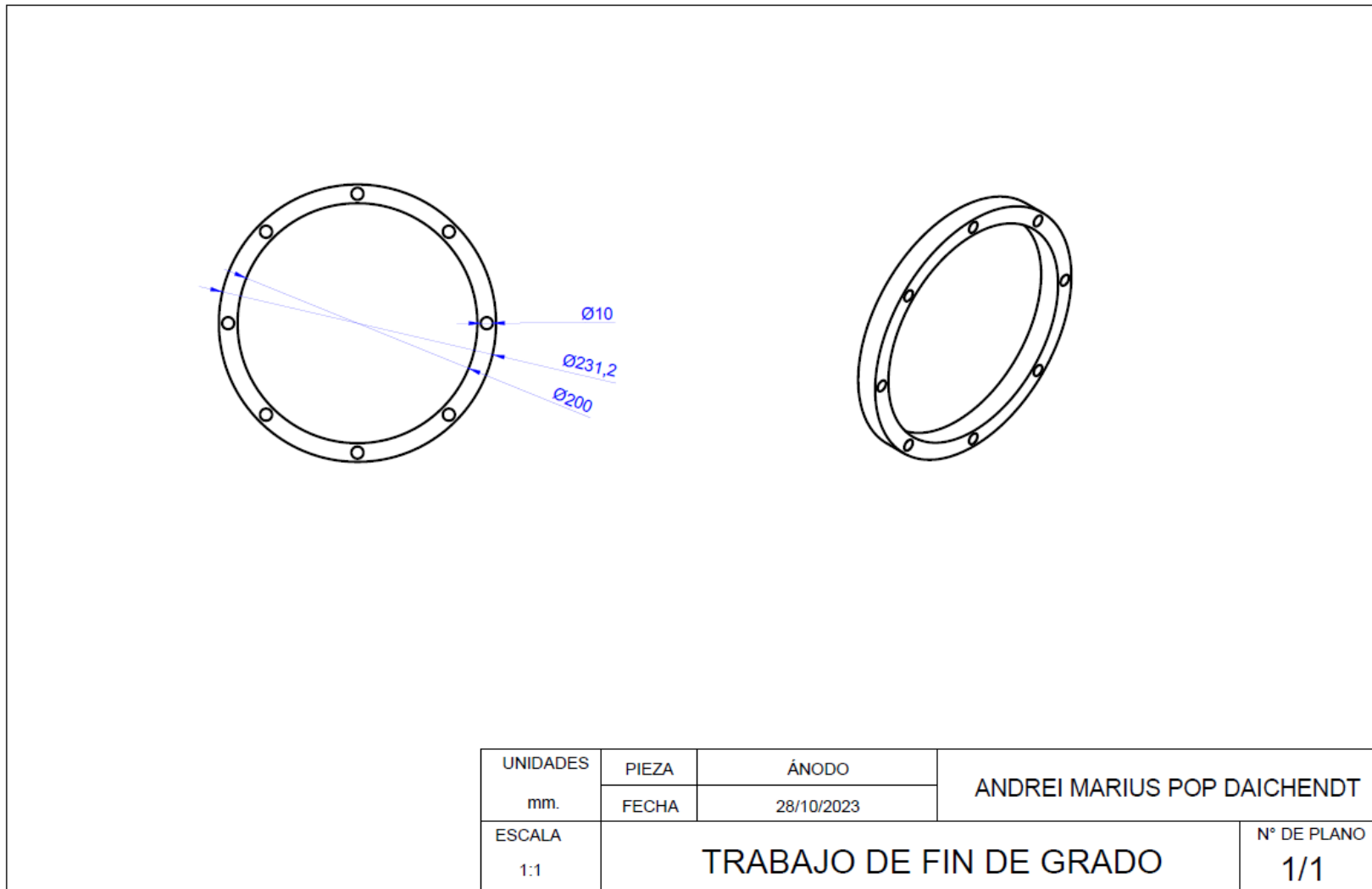


Figura 32. Planos y dimensionamiento del ánodo.

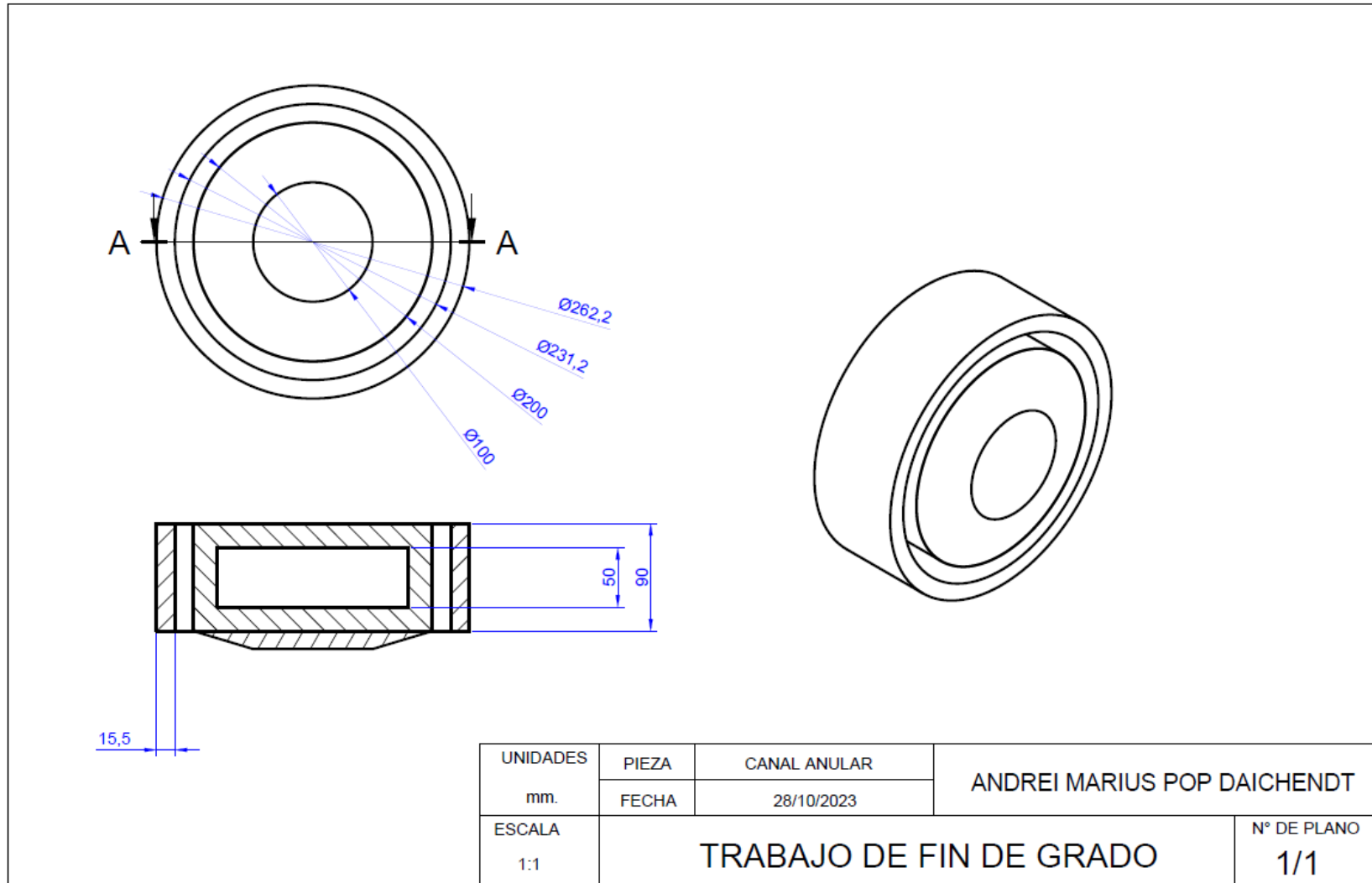


Figura 33. Planos y dimensionamiento del canal.

Bibliografía

1. Goebel, Dan M., and Ira Katz. *Fundamentals of Electric Propulsion : Ion and Hall Thrusters* . s.l. : Johan Wiley and Sons, 2008.

2. Martí, Anna. Xataka. [En línea] 14 de Julio de 2017. <https://www.xataka.com/espacio/17-tecnologias-y-productos-que-tenemos-gracias-a-la-carrera-espacial-desde-energia-solar-hasta-fruta-deshidratada>.

3. Bachiller, Rafael. Las misiones espaciales que nos asombrarán en 2022. *EL MUNDO*. 05 de Enero de 2022.

4. James Webb Space Telescope. James Webb Space Telescope. [En línea] 15 de Noviembre de 2022. <https://webb.nasa.gov/>.

5. ReasonWhy. La nueva carrera espacial: desde el sector privado y hacia el turismo. *ReasonWhy*. 16 de Marzo de 2021, págs. <https://www.reasonwhy.es/actualidad/nueva-carrera-espacial-sector-privado-turismo>.

6. ESA. Instituto Nacional de Técnica Aeroespacial. [En línea] 15 de Noviembre de 2022. <https://inta.es/ExoMarsRaman/es/mision-exomars/rover-rosalind-franklin/>.

7. *Mathematics of Magsails*. Freeland, R. M. 2015, Journal of the British Interplanetary Society., págs. 306-323.

8. Flamarique, Leyre. Para qué sirve estudiar asteroides. *LA VANGUARDIA*. 30 de Junio de 2020.

9. Archive Statistics. *The International Astronomical Union. Minor Planet Center*. [En línea] 02 de Noviembre de 2022. <https://minorplanetcenter.net//iau/lists/ArchiveStatistics.html>.

10. Center for Near Earth Object Studies. [En línea] 02 de Noviembre de 2022. <https://cneos.jpl.nasa.gov/>.

11. *Returning an Entire Near-Earth Asteroid in Support of Human Exploration Beyond Low-Earth Orbit*. Brophy, John R. y Friedman, Louis. s.l. : ResearchGate, 2012. GLEX.

12. University of Arizona. OSIRIS-REx. Asteroid Sample Return Mission. [En línea] 02 de Noviembre de 2022. <https://www.asteroidmission.org/why-bennu/>.

13. NASA. NASA's OSIRIS-REx Spacecraft. [En línea] 20 de Octubre de 2020. <https://www.nasa.gov/press-release/nasa-s-osiris-rex-spacecraft-successfully-touches-asteroid>.
14. European Space Agency. Near-Earth Objects coordination center. [En línea] 2000-2023. <https://neo.ssa.esa.int/>.
15. JAXA. Hayabusa2 FAQ. [En línea] Japan Aerospace Exploration Agency, 2003. <https://global.jaxa.jp/projects/sat/hayabusa2/faq.html>.
16. *Development and Testing of the Hayabusa2 Ion Engine*. Nishiyama, Kazutaka, y otros. Hyogo-Kobe : s.n., 2015. Joint Conference of 30th International Symposium on Space Technology and Science.
17. *Hayabusa2 Mission Overview*. Sei-ichiro, Watanabe, y otros. s.l. : Space Science Reviews, 2017, Springer, págs. 3–16.
18. NASA's Goddard Space Flight Center. *To Bennu and Back: OSIRIS-REx Mission Overview*. [NASA Science webside] 17 de Enero de 2019.
19. *The OSIRIS-REx Spacecraft and the TAGSAM*. Bierhaus, E. B., y otros. 2018, Space Sci Rev, pág. 107.
20. NASA. NASA webside. *TAGSAM Testing Complete: OSIRIS-REx Prepared to TAG an Asteroid*. [En línea] NASA, 2023. <https://www.nasa.gov/solar-system/tagsam-testing-complete-osiris-rex-prepared-to-tag-an-asteroid/>.
21. OSIRIS-REx | Spaceflight101. Spaceflight101. [En línea] 22 de Noviembre de 2022. <https://spaceflight101.com/osiris-rex/osiris-rex-spacecraft-overview/>.
22. *Electric propulsion reliability*. Saleh, Joseph Homer, Fan Geng, Michelle Ku y Walker, Mitchell L.R. 2017, Acta Astronautica, págs. 141-156.
23. *Development and Flight History of SERT II Spacecraft*. Ignaczak, William R. Kerslake and Louis R. Nashville : AIAA, 1992.
24. *Design and Performance Analysis*. Lara, Carlos Sánchez. 2016, Terrassa School of Industrial, Aerospace and Audiovisual Engineering, págs. 11-14.
25. *Mision Design for Deep Space 1: A Low-thrust Technology Validation Mission*. Rayman, Marc D., y otros. 1999, Acta Astronautica, págs. 381-388.
26. PEPL, UMich. *How Hall thrusters work (and why we can't simulate them)*. 6 de Septiembre de 2022.
27. You, Zheng. *Space Microsystems and Micro/nano Satellites*. s.l. : Elsevier Inc., 2017.
28. Michael Keidar, Isak I. Beilis. *Plasma Engineering (Second Edition)*. s.l. : Elsevier Inc., 2018.
29. Robert G. Jahn, Edgar Y. Choueiri. *Encyclopedia of Physical Science and Technology (Third Edition)*. s.l. : Elsevier Science Ltd., 2003.

30. Propulsor de efecto Hall. [En línea] 08 de Diciembre de 2022. https://hmong.es/wiki/Hall-effect_thruster.
31. *Pulsed Plasma Thrusters: a worldwide review and long yearned*. Molina-Cabrera, y otros. Wiesbaden, Germany : s.n., 2011. 32nd International Electric Propulsion Conference.
32. *Optimal specific impulse of electric propulsion*. Koppel, Christopher. Moissy-Cramayel : European Space Agency, 1997. Second European Spacecraft Propulsion Conference. págs. 131-140.
33. *Evaluation of a 4.5 kW Commercial Hall Thruster System for NASA Science Missions*. Hofer, Richard, Randolph, Thomas y others. 2006, ResearchGate.
34. Flight Control. Space Electric Thruster Systems. [En línea] 27 de 04 de 2021. <https://sets.space/development-status-of-the-st-40-hall-thruster/>.
35. Baird, Matthew. *Designing an Accessible Hall Effect Thruster*. Michigan : Western Michigan University, 2016.
36. Nishiyama, Kazutaka, y otros. *Operation Status of Ion Engines of Asteroid Explorer Hayabusa2*. s.l. : JAXA, 2017.
37. *The Ion Engine System for Hayabusa2*. Kazutaka Nishiyama, Satoshi Hosoda, Kazuma Ueno, Hitoshi Kuninaka. Wiesbaden, Alemania : 32nd International Electric Propulsion Conference, 2011. IEPC-2011-309.
38. Panasonic. Panasonic Industry. [En línea] Panasonic, 2023. <https://industrial.panasonic.com/ww/products/pt/lithium-batteries/models?series=AAA4004#model-list-search-results>.
39. *Improvements in miniaturized Hall Thrusters by use of high-temperature SmCo magnets and additive manufacturing techniques*. al, A Olano et. IOP Conference Series : s.n., 2019.
40. SAFRAN. PPS®1350, Hall Effect Thruster. *Safran Spacecraft Propulsion - PPS1350 - Datasheet*. [En línea] 2023. <https://www.safran-group.com/products-services/ppsr1350-stationary-plasma-thruster>.
41. *Development and Characterization of a Miniature Hall-Effect Thruster using Permanent Magnets*. al, Norman Gondol et. Viena : IEPC-2019-634, 2019.
42. *Evaluation of Low Power Hall Thruster Propulsion*. al, David Manzella and Steve Oleson et. Lake Buena Vista : 32nd Joint Propulsion Conference, 1996.
43. Space Supplier. Stationary Plasma Thruster- SPT-50M. [En línea] 2023. <https://spacesupplier.ir/equipments/stationary-plasma-thruster-spt-50m/?lang=en>.
44. *Improvement on the Scaling Theory of the Stationary Plasma Thruster*. al, Yu Daren et. Heilongjiang : JOURNAL OF PROPULSION AND POWER, 2005, Vol. 21.
45. *Plasma Properties in the Plume of a Hall Thruster Cluster*. Brian E. Beal, Alec Gallimore, James M. HaasWilliam A. Hargus. s.l. : Journal of Propulsion and Power, 2003.

46. Pollard, Edward J. Beiting and James E. *Electromagnetic Emissions from a BHT-200 Hall Thruster*. Natick : Busek Company.

47. *E × B Measurements of a 200 W Xenon Hall Thruster*. J.M. Ekholm and W.A. Hargus, Jr. California : Joint Propulsion Conference & Exhibit, 2005.

48. *Magnetically Shielded Miniature Hall Thruster: Development and Initial Testing*. al, Ryan W. Conversano et. Washington DC : Presented at the 33rd International Electric Propulsion Conference, 2013.

49. *Performance Analysis of a Low-Power Magnetically Shielded Hall Thruster: Experiments*. al, Ryan W. Conversano et. Los Angeles : JOURNAL OF PROPULSION AND POWER, 2017, Vol. 33.

50. *Performance improvement of Hall thrusters with high discharge voltage*. Yu, Guojun Xia Xingyu Liu Hong Li Yongjie Ding Liqiu Wei Shaowen Chen Daren. Harbin : ELSEVIER, 2020.

51. *Design and manufacture of the ETS VIII xenon tank*. Walter Tam, Arthur Jackson, Eiji Nishida, Yukikazu Kasai, Akio Tsujihata, Kenichi Kajiwara. s.l. : ResearchGate, 2000. 10.2514/6.2000-3677.

52. *Neutral Flow Evolution in a Six-Kilowatt Hall Thruster*. Hofer, Wensheng Huang Alec Gallimore Richard. s.l. : ResearchGate, 2011. 10.2514/1.B34048.

53. *Elementary scaling laws for the design of low and high power hall effect thrusters*. Käthe Dannenmayer, S. Mazouffre. s.l. : ResearchGate, 2011. 10.1051/eucass/201102601.

54. Yevgeny Raitses, Enrique Merino and Nathaniel J. Fisch. *Princeton Plasma Physics Laboratory*. s.l. : U.S. Department of Energy, 2010.

55. *Sizing of Hall effect thrusters with input power and thrust level: An Empirical Approach*. Käthe Dannenmayerr, S. Mazouffre. s.l. : ResearchGate, 2008.

56. SITAEL S.P.A. *HT 100 PRODUCT SHEET*. Bari : s.n.

57. *On the role of fluctuations, cathode placement, and collisions on the transport of electrons in the near-field of Hall thrusters*. Andrew W. Smith, Mark A. Cappelli. s.l. : ResearchGate, 2010. DOI: 10.1063/1.3479827.

58. *Performance comparison between standard and magnetically shielded 200 W Hall thrusters with BN-SiO₂ and graphite channel walls*. Lou Grimaud, Stéphane Mazouffre. Orléans : ELSEVIER, 2018, Vol. 155.

59. Staudt, Mr. Rolf Pietschmann & Mr. Markus. *Spacecraft Propellant Tanks*. s.l. : MT AEROSPACE.

©2023 Andrei Marius Pop Daichendt

Algunos derechos reservados

Este documento se distribuye bajo la licencia "Atribución 4.0 Internacional" de Creative Commons,

disponible en: <https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/deed.es>