



**Universidad
Europea**

Universidad Europea de Madrid

ESCUELA DE ARQUITECTURA, INGENIERÍA Y DISEÑO

GRADO EN FÍSICA

TRABAJO FIN DE GRADO

ESTUDIO Y DESARROLLO CONCEPTUAL DE PROPULSIÓN NUCLEAR POR FUSIÓN
PARA VIAJES INTERPLANETARIOS

Diego Muñoz Sánchez

Dirigido por
Luis Poderoso Labrador

CURSO 2024-2025

**TÍTULO: ESTUDIO Y DESARROLLO CONCEPTAL DE PROPULSIÓN NUCLEAR POR FUSIÓN
PARA VIAJES INTERPLANETARIOS**

AUTOR: DIEGO MUÑOZ SÁNCHEZ

TITULACIÓN: GRADO EN FÍSICA

DIRECTOR/ES DEL PROYECTO: LUIS PODEROSO LABRADOR

FECHA: JUNIO 2025

Resumen

El presente trabajo desarrolla el diseño conceptual de un sistema de propulsión avanzada basado en fusión nuclear directa, utilizando la reacción deuterio–helio-3 ($D\text{-He}^3$), con el objetivo de reducir drásticamente los tiempos de viaje entre la Tierra y Marte. Para llegar a este diseño se compararan todas las formas de realizar fusión y se discutiran ventajas y desventajas. Durante el diseño conceptual se analizarán las dimensiones idóneas para la cámara del reactor así como sus materiales. También se realizará un breve estudio de los sistemas de la nave con el fin de garantizar la supervivencia de los pasajeros. Por último se realizará una simulación de viaje a marte y se estudiarán posibles misiones más lejanas y sus desafíos.

Palabras clave: Fusión Nuclear, Viajes Interplanetarios y Propulsión Espacial

Abstract

This work presents the conceptual design of an advanced propulsion system based on direct nuclear fusion, using the deuterium–helium-3 (D–He³) reaction. The aim is to drastically reduce travel times between Earth and Mars, specifically from 8 months to 1. To reach this design, all known fusion methods are compared and their respective advantages and disadvantages are discussed. During the conceptual phase, the optimal dimensions and materials for the reactor chamber are analyzed. A preliminary study of the spacecraft systems is also carried out to ensure crew survivability. Finally, a Mars mission simulation is performed, and potential future missions to more distant destinations and their challenges are explored.

Keywords: Nuclear Fusion, Interplanetary Travel, Space Propulsion

Frase Célebre

“En algún lugar, algo increíble está esperando a ser descubierto.”
– Carl Sagan

“Somewhere, something incredible is waiting to be known.”
– Carl Sagan

Tabla Resumen

DATOS	
Nombre y apellidos:	Diego Muñoz Sánchez
Título del proyecto:	Estudio y Desarrollo Conceptual de Propulsión Nuclear por Fusión para Viajes Interplanetarios
Director del proyecto:	Luis Poderoso Labrador
El proyecto se ha realizado en colaboración de una empresa o a petición de una empresa:	NO
El proyecto ha implementado un producto:	NO
El proyecto ha consistido en el desarrollo de una investigación o innovación:	SI
Objetivo general del proyecto:	<i>Desarrollo de Motor de Fusión</i>

Índice

Resumen	3
Abstract	4
Tabla Resumen	7
1. Introducción	11
1.1. Estado del arte	11
1.2. Contexto y Justificación	11
1.3. Planteamiento del Problema	11
2. Objetivos	12
2.1. Objetivos generales	12
2.2. Objetivos Específicos	12
2.3. Beneficios del Proyecto	12
3. Desarrollo del TFG	13
3.1. Planificación del trabajo fin de grado	14
3.2. Descripción de la solución, metodologías y herramientas empleadas	14
3.3. Recursos requeridos	14
4. Marco Teórico	16
4.1. Introducción al Marco Teórico	16
4.2. Criterio de Lawson	16
4.3. Combustibles para Fusión Nuclear en Propulsión Espacial	17
4.4. Conceptos Avanzados de la Fusión Nuclear	18
4.5. Comparativa de Tipos de Fusión	26
4.6. Tipos de Propulsión de Fusión Actuales	30
5. Metodología	37
5.1. Diseño Preliminar	37
5.2. Especificaciones del Sistema	37
5.3. Desarrollo técnico del diseño	40
5.4. Diseño Conceptual de la Nave Espacial	46
5.5. Estrategia Orbital y Misión a Marte	48
5.6. Más allá	61
6. Discusión	62
7. Conclusiones	63
7.1. Conclusiones del trabajo	63
7.2. Conclusiones personales	63
8. Futuras Líneas de Trabajo	64
8.1. Motor de Fusión	64
8.2. Simulación Orbital	64
9. Referencias	65
10. Referencias de Herramientas IA	67

11. Anexos	68
11.1. Anexo A: Premios Emprendimiento Nacional	68

Índice de Figuras

- Figura 1.** Mecanismo de la inestabilidad kink. ^[1]
- Figura 2.** Z-pinch o Bennet pinch. ^[1]
- Figura 3.** Esquema de un reversed field pinch (RFP).^[1]
- Figura 4.** Esquema de field reverse configuration.^[2]
- Figura 5.(a)** Esquema del recipiente de vacío del experimento SSX.^[10]
- Figura 5.(b)** Líneas de corriente del campo magnético en el estado de mínima energía calculado según la teoría de Taylor, donde el color representa la magnitud relativa de $|\vec{B}|$. ^[10]
- Figura 6.** Esquema del Reactor del Proyecto ITER. ^[15]
- Figura 7.** ICF Direct Drive. ^[16]
- Figura 8.** ICF Indirect Drive. ^[16]
- Figura 9.** Proceso en 3 pasos de MagLIF - Z Pinch Configuration. ^[17]
- Figura 10.** Proceso en 4 pasos de MagLIF - Field Reverse Configuration Configuration. ^[18]
- Figura 11.** Fusion Drive Engine. ^[19]
- Figura 12.** Confinamiento con Plectonemas Magnéticos (Estados de Taylor). ^[20]
- Figura 13.** Esquema del Funcionamiento del Motor FireStar. ^[22]
- Figura 14.** Comparativa de tecnologías de propulsión espacial en función de la potencia específica y el impulso específico. ^[23]
- Figura 15.** Representación gráfica del criterio de Lawson en función del tiempo de confinamiento y la densidad del plasma. ^[23]
- Figura 16.** Comparativa entre tecnologías de fusión según coste relativo y parámetros físicos clave. ^[23]
- Figura 17.** Conductividad térmica del NB31 para diferentes niveles de irradiación. ^[33]
- Figura 18.** Esquema de gravedad artificial y los inconvenientes de la ingravidez. ^[35]
- Figura 19.** Transferencia de órbita de Hohmann. ^[38]
- Figura 20.** Transferencia de LEO-GEO (Elaboración Propia).
- Figura 21.** Premios Start-Up programm.

Índice de Tablas

Tabla 1. Comparativa de reacciones de fusión para propulsión espacial.

Tabla 2. Comparativa de tecnologías de fusión aplicables a la propulsión espacial.

Tabla 3. Resumen de parámetros estimados para una nave de 10 toneladas con motor de fusión.

Tabla 4. Distribución funcional de módulos en la nave .

Tabla 5. Ventajas y desventajas del perfil de escape desde órbita baja terrestre (LEO).

Tabla 6. Ventajas y desventajas del perfil de escape desde órbita alta (GEO).

1. Introducción

1.1. Estado del arte

Las tecnologías actuales de propulsión espacial representan un cuello de botella significativo. Los motores químicos, utilizados desde 1926, se basan en la combustión de propelentes líquidos o sólidos. Aunque fiables, presentan limitaciones claras: bajo impulso específico, alto consumo de masa, uso de combustibles caros y contaminantes tanto en la atmósfera como en el entorno espacial cercano. Estas limitaciones hacen que los tiempos de viaje a destinos interplanetarios, como Marte, sean costosos y largos (entre 6 y 9 meses), lo que incrementa riesgos operacionales y la exposición a la radiación cósmica.

La energía de fusión es la solución más prometedora actualmente para este problema, sin embargo, pese a todos los esfuerzos de la humanidad, esta sigue en desarrollo desde décadas. El problema de la estabilidad del plasma sigue vigente en la era actual, es por ello que, se necesita concentrar todos los esfuerzos en investigación para desbloquear esta tecnología clave para viajes interplanetarios y que, además, solucionaría el problema de la demanda energética.

1.2. Contexto y Justificación

En este contexto, la fusión nuclear emerge como una solución integral, no solo para la producción de energía limpia en la Tierra, sino también para la propulsión de naves espaciales. A diferencia de la fisión, la fusión no genera residuos radiactivos de larga duración ni implica riesgos asociados a la proliferación nuclear. Reacciones como la deuterio-tritio (D-T) o deuterio-helio-3 (D-He³) ofrecen una densidad energética muy superior a la de cualquier sistema químico, utilizando combustibles abundantes y con menores subproductos nocivos.

Los avances en fusión aplicados a la propulsión espacial no solo revolucionarían la manera en que viajamos por el sistema solar, sino que contribuirían también al progreso de los sistemas de generación energética en la Tierra, cerrando un círculo virtuoso entre exploración espacial y sostenibilidad planetaria.

A lo largo de la historia, la humanidad ha demostrado una constante necesidad de explorar, comprender y expandirse. En el contexto actual, esa necesidad adquiere una dimensión existencial. Permanecer confinados al planeta Tierra nos expone a múltiples amenazas que podrían comprometer nuestra supervivencia a largo plazo: desde desastres naturales o pandemias globales, hasta impactos de asteroides, cambios climáticos extremos o conflictos tecnológicos. Expandir nuestra presencia más allá de la Tierra no es solo una ambición científica o un símbolo de progreso, sino una estrategia necesaria para asegurar la continuidad de nuestra civilización.

Además, establecer colonias en otros planetas, como Marte o las lunas del sistema solar, ampliaría radicalmente nuestra comprensión del universo y de nuestro lugar en él. Nos obligaría a resolver desafíos tecnológicos y científicos de gran complejidad, impulsaría la cooperación global y abriría nuevas fronteras para la innovación, la biología, la energía y la ética. La exploración espacial, en este sentido, es también una herramienta de transformación cultural y de maduración como especie.

1.3. Planteamiento del Problema

Este trabajo tiene como objetivo el diseño conceptual de un sistema de propulsión de fusión directa utilizando la reacción D-He³, integrado en una nave nodriza capaz de realizar viajes interplanetarios rápidos. Se abordarán los aspectos físicos, técnicos y materiales necesarios para su implementación, así como el perfil orbital de una misión modelo con destino a Marte.

2. Objetivos

2.1. Objetivos generales

El objetivo principal de este trabajo es realizar un estudio conceptual y técnico del diseño de un motor de fusión nuclear basado en la reacción entre deuterio (D) y helio-3 (^3He), considerando tanto los aspectos físicos del confinamiento del plasma como los requerimientos energéticos y geométricos del sistema, con la finalidad de evaluar su viabilidad para su aplicación en misiones espaciales tripuladas de larga duración.

Además, se plantea como objetivo global analizar la aplicación de dicho motor a un viaje tripulado a Marte, evaluando su rendimiento, tiempos de transferencia y necesidades energéticas, así como su posible extensión a misiones más allá del sistema solar. Para ello, también se contempla el diseño preliminar de una nave espacial que integre dicho sistema de propulsión y que cumpla con los requisitos mínimos de habitabilidad y supervivencia para una tripulación humana.

2.2. Objetivos Específicos

Para alcanzar estos fines, se plantean los siguientes objetivos específicos:

- Estudiar la viabilidad física de la reacción $\text{D}-^3\text{He}$ como fuente energética para propulsión avanzada, comparándola con otras opciones de fusión nuclear.
- Dimensionar el sistema de confinamiento del plasma, estimando la potencia térmica generada, el volumen requerido, el campo magnético necesario y el consumo energético del reactor, considerando el uso de bobinas superconductoras.
- Aplicar el motor de fusión diseñado a un caso práctico: el viaje tripulado a Marte, estimando tiempos de trayecto, necesidades de propulsión y condiciones operativas.
- Proponer un diseño preliminar de nave espacial que integre el sistema de propulsión y garantice las condiciones mínimas de habitabilidad y supervivencia para una tripulación humana.
- Explorar la viabilidad de extender este tipo de propulsión a misiones más allá del sistema solar, identificando retos tecnológicos clave.

Estos objetivos permiten no solo dimensionar un motor de fusión $\text{D}-^3\text{He}$ de forma preliminar, sino también comprender las implicaciones físicas, tecnológicas y energéticas asociadas a su implementación en una nave espacial habitable, capaz de llevar a cabo misiones complejas dentro y fuera del sistema solar.

2.3. Beneficios del Proyecto

El objetivo del proyecto es allanar el camino hacia el desarrollo de un motor de fusión espacial. Un motor que traería consigo beneficios científicos, medioambientales y operacionales. El reto que supone la fusión nuclear provocaría el desarrollo de nuevas tecnologías y materiales que se necesitan para mantener el plasma estable. Y consigo nuevas tecnologías de simulación espacial que contribuirían al sector.

La fusión es una energía limpia y el desarrollo de un motor de fusión es equivalente a avances en dicho campo. Además, al ser un motor más eficiente reduciría la necesidad de etapas en un cohete, minimizando los escombros espaciales.

El motivo principal del desarrollo del motor es minimizar los tiempos de viaje permitiendo así los viajes interplanetarios, sondas interestelares y una mayor carga útil por cohete, pudiendo aumentarla de un 10% a un 80%.

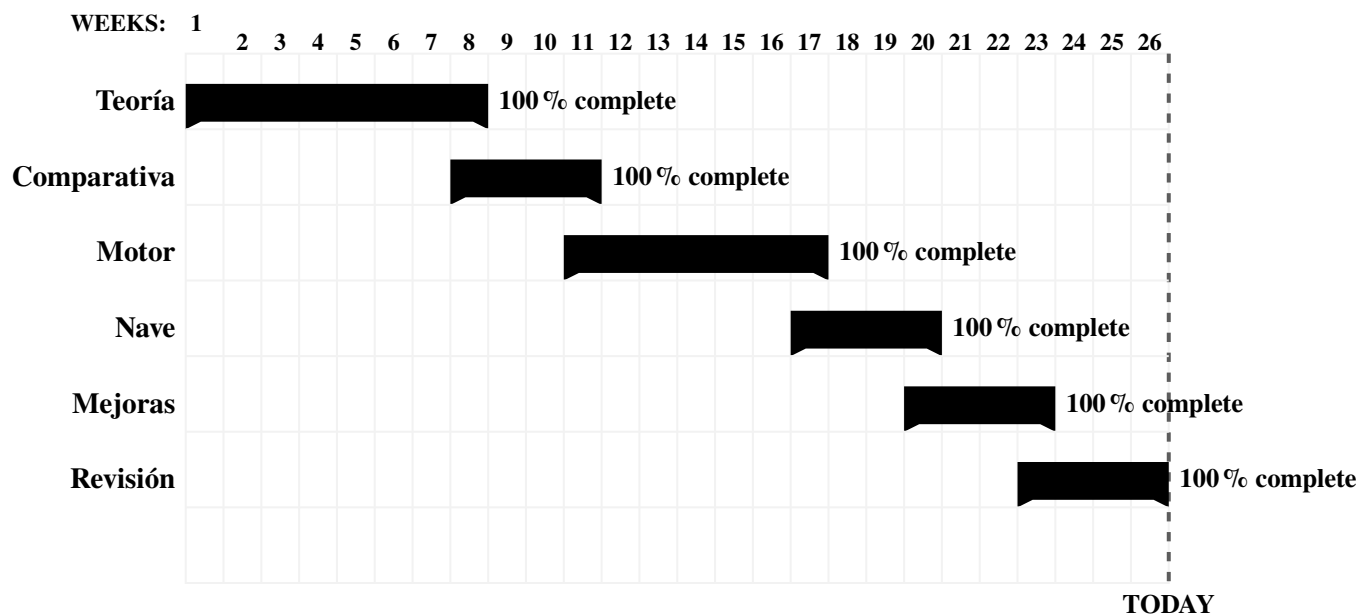
3. Desarrollo del TFG

A continuación, se detallan las principales actividades realizadas durante el desarrollo del trabajo, junto con una breve descripción y el tiempo aproximado dedicado a cada una:

- **Estudio del estado del arte (25 h):** Investigación sobre fusión nuclear, motores actuales y sus limitaciones.
- **Revisión de literatura (20 h):** Lectura de artículos científicos relevantes sobre FRC, D-He³ y sistemas existentes.
- **Análisis de alternativas tecnológicas (12 h):** Comparación entre los distintos tipos de fusión y opciones de propulsión.
- **Estudio de informes técnicos (25 h):** Revisión de documentación de referencia como ITER, NASA y Helicity.
- **Análisis de materiales (10 h):** Evaluación técnica de berilio, tungsteno, CFC y otros materiales de uso estructural.
- **Diseño conceptual del sistema (18 h):** Esbozo general de arquitectura, cámara de fusión y subsistemas.
- **Modelado físico y cálculos (15 h):** Cálculo de parámetros clave como β , impulso específico y densidad energética.
- **Simulación orbital (20 h):** Uso de GMAT para modelar trayectorias, maniobras y fases de separación.
- **Diseño del sistema de validación (8 h):** Propuesta de pruebas para validar el comportamiento teórico del motor.
- **Reuniones con el tutor (10 h):** Sesiones de revisión, feedback y ajustes técnicos.
- **Redacción del TFG (25 h):** Escritura y maquetación del documento en LaTeX.
- **Edición final y entrega (6 h):** Conversión a Word, revisión de formato y anexo final.
- **Revisión audiovisual (6 h):** Visualización de vídeos técnicos relacionados con propulsión y fusión.
- **Consultas externas (5 h):** Interacción con expertos, foros técnicos y revisión de bibliografía adicional.

Total estimado de horas dedicadas: 205 h

3.1. Planificación del trabajo fin de grado



3.2. Descripción de la solución, metodologías y herramientas empleadas

Este proyecto se enmarca dentro del ámbito científico-tecnológico, con un enfoque principal en el estudio teórico y conceptual del diseño de un sistema de propulsión por fusión nuclear directa. Para su desarrollo se ha recurrido a una combinación de revisión bibliográfica, simulación orbital, análisis físico de modelos de plasma y diseño técnico de componentes clave.

3.2.1 Herramientas tecnológicas y de cálculo utilizadas

Para llevar a cabo los cálculos, simulaciones y diseño, se han utilizado las siguientes herramientas:

- **GMAT (General Mission Analysis Tool):** Software utilizado para simular trayectorias orbitales, perfiles de misión y maniobras de transferencia hacia Marte.
- **LaTeX:** Utilizado para la redacción técnica del proyecto, con soporte para ecuaciones matemáticas y figuras científicas.

3.2.2 Modelos aplicados y fundamentos físicos

- **Modelo de confinamiento helicoidal tipo FRC (Field-Reversed Configuration):** Base física del reactor de fusión propuesto, analizando estabilidad, relajación magnética y formación de plectone-mas.
- **Criterio de Lawson:** Aplicado para establecer condiciones mínimas necesarias para la autosostenibilidad del plasma de fusión.
- **Ecuación de impulso específico y empuje:** Utilizadas para estimar la viabilidad de alcanzar Marte en menos de 30 días.

3.3. Recursos requeridos

A continuación, se enumeran los recursos técnicos y materiales utilizados para la ejecución del proyecto:

- GMAT (General Mission Analysis Tool)

- LaTeX
- Papers y publicaciones científicas (ITER, Helicity Space, NASA)
- Biblioteca digital universitaria
- Interacción con expertos y foros técnicos especializados
- Imagen médica y recursos gráficos (diagramas, simulaciones)
- Computadora personal con capacidad de simulación y edición

4. Marco Teórico

En este capítulo se presentan las bases teóricas de fusión nuclear necesarias para entender el proceso de diseño y operación del motor de fusión para viajes espaciales, incluyendo conceptos clave como el plasma, la fusión nuclear y teorías de relajación de plasma. Además, se explican conceptos aplicados al entorno espacial como la tercera ley de Newton aplicada a la propulsión y la conversión de energía de fusión en impulso útil.

4.1. Introducción al Marco Teórico

El plasma es el cuarto estado de la materia, formado por una mezcla de iones positivos y electrones libres. A diferencia de los sólidos, líquidos o gases, el plasma posee propiedades colectivas, como la respuesta a campos eléctricos y magnéticos, lo que permite su confinamiento mediante técnicas como el confinamiento magnético o inercial. Gracias a este confinamiento se pueden dar las reacciones de fusión nuclear, que requieren temperaturas del orden de 10^8 K.

La fusión nuclear consiste en la unión de núcleos ligeros, como el deuterio y el helio-3, para formar núcleos más pesados, liberando una cantidad significativa de energía sobrante. Este proceso es el mismo que utilizan las estrellas y ofrece una fuente de energía limpia, sin emisiones de carbono, y con residuos radiactivos mínimos en comparación con la fisión nuclear. Para que la fusión ocurra, las partículas deben superar la repulsión electrostática que existe entre núcleos con carga positiva, lo cual se logra a través del aumento extremo de temperatura y densidad.

En el contexto de la propulsión espacial, la tercera ley de Newton es clave, —“a toda acción le corresponde una reacción de igual magnitud y en sentido contrario”—. Al expulsar masa a gran velocidad, ya sea en forma de gases calientes o plasma, se genera una fuerza de reacción que impulsa la nave en dirección opuesta. Esta es la base de todos los sistemas de propulsión, desde los motores químicos tradicionales hasta los conceptuales basados en fusión.

El motor de fusión se diferencia en que genera internamente tanto la fuente de energía como el medio propulsor. A través de las reacciones de fusión, se libera energía que calienta el plasma y permite su aceleración mediante campos magnéticos, expulsándolo posteriormente por una boquilla para generar empuje. Esta capacidad de generar impulso sostenido a partir de una fuente de alta densidad energética permite alcanzar impulsos específicos muy superiores a los de tecnologías químicas o eléctricas, reduciendo notablemente los tiempos de tránsito en misiones interplanetarias.

Este capítulo presenta los fundamentos físicos del plasma, el criterio de Lawson, los métodos de confinamiento, y el vínculo entre la energía de fusión y su aplicación en propulsión espacial. Estos conceptos proporcionan el soporte necesario para el diseño técnico del sistema motor desarrollado en este trabajo.

4.2. Criterio de Lawson

El criterio de Lawson establece las condiciones mínimas que debe cumplir un plasma para que una reacción de fusión nuclear sea autosostenible y energéticamente rentable. En particular, define el umbral mínimo que debe alcanzar el producto entre la densidad del plasma (n), el tiempo de confinamiento energético (τ_E), y la temperatura (T) para que la energía generada por la fusión supere a la energía invertida en mantener el plasma:

$$n \cdot \tau_E \cdot T \geq \text{constante crítica} \quad (1)$$

Donde:

- n es la densidad del plasma (en partículas/m³),
- τ_E es el tiempo de confinamiento energético (en segundos),
- T es la temperatura del plasma (en kelvin o keV).

Este criterio se adapta a cada tipo de reacción. Por ejemplo, para la reacción deuterio-tritio (D-T), considerada la más accesible actualmente, el valor crítico aproximado es:

$$n \cdot \tau_E \geq 10^{20} \text{ keV} \cdot \text{s/m}^3 \quad (2)$$

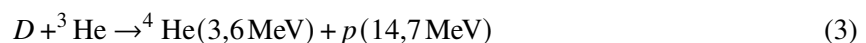
Este valor implica que si el plasma no alcanza una densidad suficientemente alta, debe mantenerse confinado durante más tiempo, o alcanzar temperaturas mayores, y viceversa.

El criterio de Lawson es un parámetro fundamental en el diseño y evaluación de reactores de fusión como los tokamaks (confinamiento magnético), sistemas de fusión inercial y también para motores de fusión aplicados a propulsión espacial. Evaluar el cumplimiento de este criterio permite determinar si un diseño dado puede alcanzar ganancia energética neta ($Q > 1$), es decir, si genera más energía que la que consume.

4.3. Combustibles para Fusión Nuclear en Propulsión Espacial

A continuación se presentan los tres principales tipos de combustibles utilizados en reactores de fusión nuclear, junto con sus reacciones asociadas, ventajas y desventajas, en el contexto de aplicaciones en propulsión espacial.

Deuterio y Helio-3 (D + ³He):



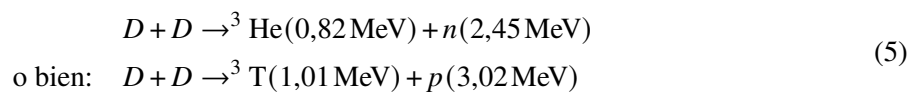
Esta reacción es altamente atractiva debido a su carácter aneutrónico, es decir, genera muy pocos neutrones. Produce partículas cargadas (helio-4 y protones), lo que facilita la conversión directa de la energía en electricidad mediante sistemas electromagnéticos, y permite evitar los problemas asociados a la radiactividad estructural. Además, presenta un alto rendimiento energético. Sin embargo, el helio-3 es extremadamente escaso en la Tierra, por lo que sería necesario extraerlo de fuentes extraterrestres, como la Luna o los gigantes gaseosos. La tecnología asociada a esta fusión aún está en desarrollo, y requiere temperaturas más elevadas que la fusión de deuterio-tritio para iniciarse.

Deuterio y Tritio (D + ³T):



Esta es la reacción más utilizada en experimentos actuales (como en ITER y JET) debido a su relativamente baja temperatura de ignición. El deuterio es abundante en el agua y el tritio puede generarse mediante la irradiación de litio. No obstante, produce una gran cantidad de neutrones, lo que genera radiactividad en los materiales del reactor, obligando al uso de blindajes pesados y sistemas de protección adicionales. La producción y manejo del tritio también presentan desafíos tecnológicos y económicos importantes.

Solo Deuterio (D + D):



Esta reacción tiene la ventaja de utilizar únicamente deuterio, un isótopo abundante en la Tierra, lo que permitiría una operación autónoma a largo plazo. Sin embargo, requiere temperaturas significativamente mayores para iniciarse y su rendimiento energético es inferior al de las otras combinaciones. Además, produce tanto tritio como neutrones, lo que implica problemas de radiactividad y control similares a los de la reacción D–T, pero con menor eficiencia.

Combustible	Reacción	Ventaja clave	Desventaja clave
D + T	$D + {}^3T \rightarrow {}^4He + n$	Fácil de iniciar	Alta radiactividad por neutrones
D + ³ He	$D + {}^3He \rightarrow {}^4He + p$	Aneutrónica, limpia	Helio-3 escaso y caro
D + D	$D + D \rightarrow {}^3He + n / {}^3T + p$	Deuterio abundante	Muy difícil de iniciar

Tabla 1: Comparativa de reacciones de fusión para propulsión espacial

4.4. Conceptos Avanzados de la Fusión Nuclear

4.4.1 Inestabilidades del Plasma

El comportamiento del plasma dentro de un reactor de fusión está condicionado no solo por los parámetros macroscópicos de confinamiento, sino también por la presencia de inestabilidades que pueden comprometer su estabilidad, confinamiento energético y eficiencia global. Estas inestabilidades son perturbaciones en el equilibrio del plasma que pueden amplificarse en el tiempo, deteriorando el confinamiento magnético o incluso conduciendo a una pérdida total del plasma.

Clasificación general

Las inestabilidades se clasifican habitualmente según su origen físico y el tipo de transporte o deformación que inducen en el plasma. Algunas de las más relevantes en el contexto de fusión por confinamiento magnético son:

- **Inestabilidades de presión (intercambio o “interchange”):** relacionadas con gradientes de presión en presencia de campos magnéticos curvos. Pueden conducir a la expulsión de plasma desde regiones centrales hacia la periferia.

- **Inestabilidades MHD (magnetohidrodinámicas):** se derivan del tratamiento fluido del plasma. Incluyen modos como:
 - *Modo kink:* torsión de las líneas de campo magnético.



Figura 1: Mecanismo de la inestabilidad kink ^[1]

- *Modo tearing:* reconexión de líneas de campo, formación de islas magnéticas.
- *Modo ballooning:* expansión localizada en regiones con fuerte gradiente de presión.
- **Inestabilidades de deriva:** causadas por diferencias en la movilidad de iones y electrones en presencia de campos cruzados ($\mathbf{E} \times \mathbf{B}$).
- **Inestabilidades térmicas o resistivas:** debidas a la conductividad eléctrica y al acoplamiento entre calor y transporte de corriente.

El impacto de las inestabilidades en el comportamiento del plasma es crucial, ya que pueden comprometer seriamente la eficiencia y seguridad operativa del reactor. Entre sus efectos más relevantes se encuentran las pérdidas de energía antes de alcanzar el umbral de ignición, descargas disruptivas que pueden dañar los componentes internos del sistema, y la reducción significativa de la vida útil del reactor debido a picos térmicos o cargas localizadas sobre las superficies de los materiales expuestos al plasma. Por este motivo, el diseño del sistema de confinamiento debe contemplar estrategias específicas para mitigar o controlar dichas inestabilidades. Algunas de las más comunes incluyen el uso de configuraciones magnéticas optimizadas —por ejemplo, mediante el ajuste del perfil de seguridad q en dispositivos tipo tokamak—, la incorporación de sistemas de control activo mediante bobinas exteriores, y la implementación de enfriamiento localizado junto con materiales de alta tolerancia térmica en las regiones más expuestas a perturbaciones.

En el caso particular del diseño de un motor de fusión basado en la reacción $D-^3\text{He}$, el control de las inestabilidades cobra aún mayor importancia. Este tipo de plasma opera a temperaturas más elevadas que las necesarias en un reactor $D-T$ convencional, lo que lo hace más susceptible a fenómenos de deriva, modos resistivos e incluso reconexiones magnéticas. Por ello, es esencial tener en cuenta estas inestabilidades desde las fases iniciales del diseño conceptual del reactor.

Además, cuando se considera la aplicación de este tipo de motor a misiones espaciales, se deben afrontar limitaciones adicionales, como la masa y complejidad de los sistemas auxiliares de control. En este contexto, la capacidad del sistema para mantener la estabilidad del plasma de forma pasiva o con mecanismos simplificados representa una ventaja clave en el diseño de propulsión por fusión para el espacio profundo.

4.4.2 Configuraciones alternativas de confinamiento magnético

Además de los diseños más conocidos como los tokamaks y stellarators, existen otras configuraciones de confinamiento magnético que han sido objeto de investigación para su posible aplicación en la fusión

nuclear controlada. Dos de ellas son el Z-pinch y el Reversed-Field Pinch (RFP), ambas basadas en principios diferentes de autoorganización del plasma.

Z-pinch

El Z-pinch (o “pinch axial”) es una de las configuraciones más simples desde el punto de vista geométrico. Consiste en una descarga de corriente eléctrica a lo largo de un cilindro de plasma, orientada en la dirección longitudinal (eje Z). Esta corriente genera un campo magnético toroidal que, por acción de la fuerza de Lorentz, comprime el plasma hacia el eje central.

El principio de funcionamiento del Z-pinch se basa en el efecto pinch, donde la interacción entre la corriente del plasma y el campo magnético autogenerado produce una compresión radial. Sin embargo, a pesar de su sencillez estructural, el Z-pinch es inherentemente inestable frente a diversas perturbaciones, especialmente las de tipo kink y sausage. Estas inestabilidades tienden a desarrollarse muy rápidamente, dificultando la obtención de tiempos de confinamiento útiles.

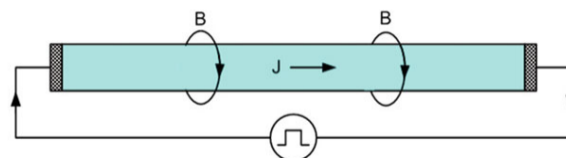


Figura 2: Z-pinch o Bennett pinch [1]

Aunque se han explorado variantes estabilizadas, como el uso de envolturas metálicas o campos externos, el Z-pinch ha sido históricamente más útil como herramienta para estudiar fenómenos fundamentales del plasma o generar fuentes intensas de rayos X en lugar de como una configuración práctica para reactores de fusión sostenida.

Reversed-Field Pinch (RFP)

El Reversed-Field Pinch es una evolución del concepto de Z-pinch que busca mejorar la estabilidad del sistema sin recurrir a campos externos potentes. En esta configuración, el plasma se encuentra dentro de una cámara toroidal, similar a la de un tokamak, pero el campo magnético toroidal se invierte cerca del borde externo del plasma.

En un RFP, la corriente del plasma no solo genera el campo poloidal, sino que también contribuye significativamente al campo toroidal. A medida que se acerca al borde, la dirección del campo toroidal cambia (de ahí el término “reversed field”), lo que crea una configuración más autoorganizada y menos dependiente de bobinas externas.

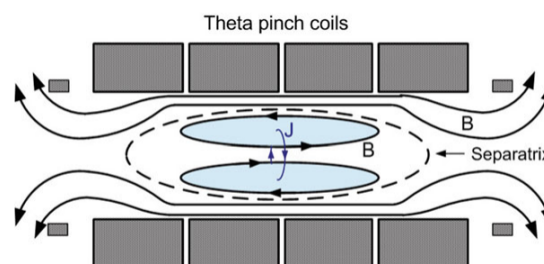


Figura 3: Esquema de un reversed field pinch (RFP)[1]

Aunque el RFP requiere corrientes de plasma relativamente altas, tiene la ventaja de necesitar campos magnéticos externos más débiles que un tokamak para una presión de plasma comparable. Esta característica lo convierte en una opción interesante desde el punto de vista de la ingeniería, aunque su rendimiento en términos de confinamiento energético aún es inferior al de otras configuraciones más maduras.

Field-Reversed Configuration (FRC)

La configuración de campo invertido, conocida como *Field-Reversed Configuration* (FRC), es una de las alternativas más prometedoras dentro de los sistemas de confinamiento magnético compactos, especialmente en aplicaciones espaciales donde el volumen, la masa y la complejidad deben minimizarse.

A diferencia de dispositivos toroidales como los tokamaks o los *Reversed-Field Pinch* (RFP), la FRC posee una geometría cilíndrica simple y no requiere un campo magnético toroidal externo generado por bobinas. En su lugar, el plasma genera un campo magnético autoconfinante mediante corrientes inducidas internamente, lo que da lugar a una estructura cerrada con un campo poloidal que se invierte en las regiones periféricas.

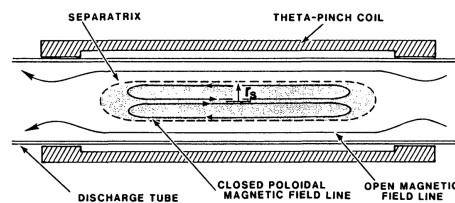


Figura 4: Esquema de field reverse configuration^[2].

Características principales

- **Geometría compacta:** la ausencia de bobinas toroidales y estructuras complejas permite un diseño más ligero y eficiente, ideal para sistemas de propulsión espacial.
- **Campo toroidal ausente:** el plasma se confina por campos poloidales generados por corrientes internas. El campo se invierte en las regiones externas del plasma.
- **Alta densidad y tiempos de confinamiento cortos:** aunque los tiempos de confinamiento son menores que en dispositivos toroidales, su alta densidad y temperatura los hacen atractivos para reacciones aneutónicas como $D-^3He$.
- **Aplicabilidad en propulsión nuclear:** múltiples iniciativas privadas y académicas exploran el uso de FRC en propulsión por fusión, destacando su escalabilidad, eficiencia y simplicidad estructural.

En el diseño de un motor de fusión basado en la reacción $D-^3He$, la FRC representa una opción tecnológica especialmente interesante por su compatibilidad con geometrías cilíndricas, su bajo requerimiento de campos magnéticos externos y su potencial para operar a altas temperaturas. Estas características la hacen especialmente atractiva para misiones espaciales, donde el peso, la fiabilidad y la compacidad del sistema son factores determinantes. Sin embargo, las FRC aún presentan retos importantes relacionados con la estabilidad del plasma y el mantenimiento sostenido de la configuración, por lo que su desarrollo práctico sigue siendo un campo activo de investigación.

4.4.3 Teoría de la Relajación de Taylor

El sistema, en ausencia de flujos, minimiza la energía magnética total, sujeta a la conservación de la helicidad magnética total, y se relaja hacia su estado de mínima energía. Este proceso se conoce como

relajación de Woltjer-Taylor^[4,5].

Woltjer demostró que los estados libres de fuerza con λ constante (es decir, soluciones de la ecuación (7)) son los estados de menor energía para un sistema cerrado ^[5]. Dado un mecanismo de disipación adecuado, la energía magnética puede decaer selectivamente más rápido que la helicidad magnética, proporcionando un medio para que un sistema magnético se relaje hacia este estado final preferido de mínima energía.

Taylor propuso que, dada una resistividad finita, la reconexión magnética conserva aproximadamente la helicidad magnética global y actúa como el mecanismo de disipación que permite reducir la energía magnética^[4,6]. La hipótesis de *decaimiento selectivo* sostiene que la energía decae de forma preferente con respecto a la helicidad magnética porque el espectro de energía se concentra en números de onda altos, donde la disipación es mayor^[7,8].

La helicidad magnética es un fenómeno en el que un plasma, tras sufrir perturbaciones (como turbulencia o inestabilidades), se reorganiza espontáneamente hacia un estado de menor energía, pero sujeto a la conservación de la helicidad magnética (H_b). Este concepto fue propuesto por el físico J.B. Taylor en los años 70. La helicidad magnética también se puede definir como una medida del grado de retorcimiento y enlace de las líneas del campo magnético. Se define como^[9] .:

$$H_b = \int_V \vec{A} \cdot \vec{B} dV \quad (6)$$

donde:

1. \vec{A} es el potencial vector magnético ($\vec{B} = \vec{\nabla} \times \vec{A}$)
2. \vec{B} es el campo magnético
3. V es el volumen del plasma

La helicidad es un invariante topológico, se conserva incluso en presencia de disipación resistiva o turbulencia. Actúa como una restricción durante la relajación, limitando cómo puede evolucionar el campo magnético. El plasma busca reducir su energía magnética total ($W = \frac{1}{2\mu_0} \int B^2 dV$) pero sin alterar H_b . Esto lleva a un equilibrio llamado estado fuerza-libre (force-free), donde:

$$\nabla \times \vec{B} = \lambda \vec{B} \quad (7)$$

λ es una constante que depende de la geometría y la helicidad. Esta ecuación implica que el campo magnético y la corriente eléctrica (\vec{J}) son paralelos ($\vec{J} \parallel \vec{B}$, eliminando fuerzas magnéticas netas ($\vec{J} \times \vec{B} = 0$)).

Aplicación a Geometrías Cilíndricas

En muchos experimentos de laboratorio, la relajación magnética del plasma se estudia dentro de límites que conservan el flujo magnético. En geometrías cilíndricas, el estado final de mínima energía depende fuertemente de la relación de aspecto del cilindro, definida como L/a , donde L es la longitud y a el radio. Cuando esta relación es menor que el valor crítico de 1,67 ^[10,11], el plasma tiende a configuraciones

axisimétricas ($m = 0$), conocidas como *spheromaks*. Sin embargo, cuando $L/a > 1,67$, el sistema adopta configuraciones no axisimétricas ($m = 1$), evolucionando hacia una estructura helicoidal doble conocida como la doble hélice de Taylor.

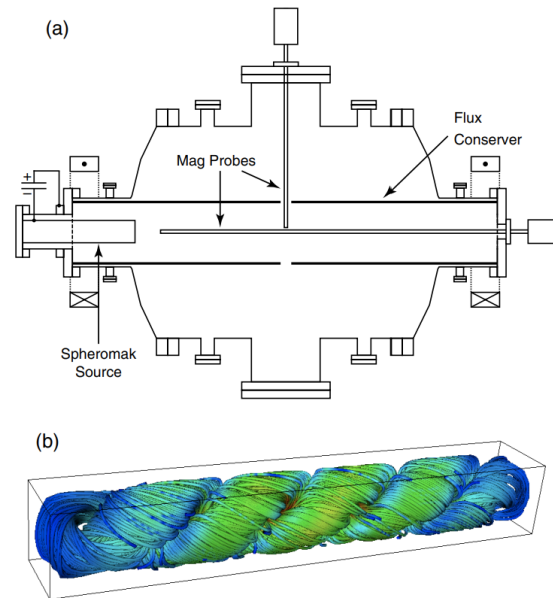


Figura 5: (a) Esquema del recipiente de vacío del experimento SSX. (b) Líneas de corriente del campo magnético en el estado de mínima energía calculado según la teoría de Taylor, donde el color representa la magnitud relativa de $|\vec{B}|$ ^[10].

En el caso idealizado de un cilindro infinito, el estado relajado de mínima energía cumple $\lambda a = 3,11$ y presenta un paso helicoidal característico de $ka = 1,234$, donde k es el número de onda asociado al eje longitudinal. Este tipo de estructuras es de especial interés en plasmas confinados, ya que representan estados autoorganizados que conservan la helicidad magnética mientras minimizan la energía total del sistema.

Un aspecto relevante del experimento mencionado en ^[9] es que la configuración final presenta una estructura no axisimétrica ($m = 1$), incluso cuando el plasma es inicialmente lanzado en una configuración axisimétrica. Este comportamiento está directamente relacionado con la relación de aspecto del cilindro y con el valor del parámetro de pinzamiento:

$$\Theta = \frac{2I}{aB_0}$$

donde I es la corriente del plasma, a el radio del cilindro, y B_0 el campo toroidal. Se observa que, para

$\Theta \gtrsim 1,6$, el plasma favorece la solución no axisimétrica como su estado de mínima energía.

Este resultado tiene implicaciones directas para el diseño de un motor de fusión con geometría cilíndrica, como el que se plantea en este trabajo. Por un lado, indica que es posible alcanzar estados autoorganizados estables sin necesidad de un control activo constante, siempre que se respeten ciertas condiciones geométricas y operativas. Por otro, sugiere que el diseño debe prever la formación de estructuras helicoidales dentro del canal de confinamiento, especialmente si se busca aprovechar la estabilidad natural de configuraciones relajadas de alta helicidad.

Estructura de Doble Hélice (Plectonoma)

La relajación de Woltjer-Taylor tiene un supuesto clave, este modelo asume un plasma de bajo beta (β), donde:

$$\beta = \frac{\text{Presión térmica del plasma}}{\text{Presión magnética}} = \frac{nk_B T}{B^2/2\mu_0} \quad (8)$$

Si $\beta \ll 1$, la presión magnética ($B^2/2\mu_0$) domina sobre la presión térmica ($nk_B T$). Esto implica que la energía libre (energía disponible para impulsar dinámica) está almacenada principalmente en el campo magnético, no en el movimiento térmico de las partículas. En este régimen, las fuerzas magnéticas ($\nabla \times \vec{B}$) controlan la dinámica, y el plasma puede relajarse a un estado fuerza-libre ($\nabla \times \vec{B} = \lambda \vec{B}$).

La estabilidad de la estructura de doble hélice (plectonema) en plasmas, incluso con presión no nula ($\beta \neq 0$) y flujos de alta velocidad, puede explicarse mediante la interacción entre la helicidad cruzada (H_c) y el proceso de relajación por alineamiento dinámico. La estructura de doble hélice (plectonema) es un estado de Taylor no axisimétrico, típicamente asociado a plasmas de bajo β . Sin embargo, en experimentos como el SSX o MOCHI, persiste incluso con:

1. Presión plasmática no despreciable ($\beta \neq 0$): La energía térmica contribuye a la presión, pero no destruye la configuración magnética.
2. Flujos de alta velocidad: Movimientos macroscópicos del plasma que, en principio, podrían desestabilizar la estructura.

La geometría helicoidal es intrínsecamente estable debido al acoplamiento entre el campo magnético (\vec{B}) y los flujos (\vec{v}), mediado por la helicidad cruzada.

La helicidad cruzada se define como:

$$H_c = \int_V \vec{v} \cdot \vec{B} dV \quad (9)$$

y cuantifica el grado de alineamiento entre el campo magnético y el flujo del plasma.^[12,13]

Cuando el plasma presenta una helicidad cruzada elevada desde el inicio (es decir, cuando el flujo del plasma está alineado con el campo magnético, $\vec{v} \parallel \vec{B}$), el sistema tiende a conservar ese alineamiento durante el proceso de relajación, incluso en presencia de flujos rápidos. Este fenómeno se conoce como relajación por alineamiento dinámico, y se caracteriza porque las fluctuaciones no alineadas con el campo magnético ($\vec{v} \perp \vec{B}$) se disipan de forma selectiva, mientras que los modos alineados ($\vec{v} \parallel \vec{B}$) persisten, lo cual estabiliza la estructura magnética del plasma.

Aunque la alineación dinámica se observa principalmente en sistemas con baja helicidad magnética, es factible tener sistemas donde tanto el decaimiento selectivo como la alineación dinámica rigen el proceso de relajación^[14]

El equilibrio inicial entre H_b y H_c determina la naturaleza del estado final de mínima energía. Un sistema donde la H_b es relativamente más importante debería relajarse a un estado más similar a un estado de

Taylor, de acuerdo con que el decaimiento selectivo es el principal contribuyente al proceso de relajación. Un sistema donde la H_c es más significativa comparte más con los estados de alineación dinámica pura. Este equilibrio inicial también determina la relación entre la energía cinética y magnética en el estado final. El valor relativamente alto observado en este sistema apunta a la posibilidad de dicha interacción entre los procesos de relajación. En vista de esto, es notable que el paso helicoidal del estado final del plasma coincida tan bien con el estado de Taylor predicho, aunque el decaimiento selectivo pueda no ser el único proceso de relajación que contribuye.

Tiempos característicos en plasmas

En sistemas magnetizados, dos escalas de tiempo son cruciales, el tiempo de circulación de vórtices (eddy turnover time, τ_{eddy}):

1. Tiempo de circulación de vórtices (eddy turnover time, τ_{eddy}): Tiempo que tarda un vórtice turbulento en dar una vuelta completa. Relacionado con la turbulencia y la reorganización gradual del campo magnético.
2. Tiempo de tránsito de Alfvén (τ_A): es el tiempo que tarda una onda de Alfvén en cruzar el sistema radialmente

$$\tau_A = \frac{a}{v_A} \quad (10)$$

donde a es el radio del plasma y $v_A = B/\sqrt{\mu_0 \rho}$ es la velocidad de Alfvén (B : campo magnético y ρ : densidad del plasma).

La observación de relajación magnética en escalas de tiempo del orden del tiempo de tránsito de Alfvén (τ_A) sugiere dos implicaciones fundamentales para la física del plasma:

1. Mecanismo Alfvénico: La rapidez del proceso indica que la relajación no está dominada por la turbulencia, sino por ondas de Alfvén. Estas ondas transportan información magnética a velocidad v_A , permitiendo realinear el campo magnético globalmente en tiempos muy cortos.
2. Eficiencia energética: El plasma alcanza un estado ordenado y estable sin pasar por etapas intermedias de disipación gradual. Esto implica una transición energética eficiente, donde se conserva gran parte de la estructura del campo.

El proceso de relajación magnética puede representarse de manera intuitiva con la relajación lenta (turbulenta) que se asemeja a desenredar una cuerda con movimientos suaves: pequeñas estructuras turbulentas actúan progresivamente. Y la relajación rápida (Alfvénica): Similar a estirar un resorte y soltarlo: la energía se libera de forma inmediata y el sistema alcanza el equilibrio en una sola oscilación.

Intermitencia y autoorganización

En presencia de turbulencia, la relajación no siempre ocurre de forma global. En muchos casos, tiene lugar en regiones localizadas o "parches", donde la disipación se concentra, facilitando la reorganización del campo magnético. Las estructuras intermitentes como láminas de corriente y vórtices pueden servir como sitios de relajación localizada. Sin embargo, la turbulencia puede inhibir la relajación completa si mantiene un estado global de alta energía.

Este equilibrio entre caos y orden puede explicar la formación rápida de configuraciones ordenadas, como la doble hélice, dentro de un entorno globalmente turbulento. Este fenómeno se conoce como

autoorganización plasmática, y es observado en dispositivos como los tokamaks, donde el plasma logra estados de equilibrio (por ejemplo, el perfil de presión en modo H) incluso en presencia de turbulencia.

Aplicaciones y contexto tecnológico

La teoría de la relajación de Taylor no solo es relevante en astrofísica, sino que también guía el diseño de dispositivos de fusión como el *spheromak* o el *tokamak*, donde es necesario estabilizar plasmas turbulentos para lograr un confinamiento eficiente.

En el contexto astrofísico, el alineamiento dinámico y la acción dinamo explican fenómenos como la estructura colimada de los jets estelares, y en tecnología espacial, la comprensión de la relajación magnetohidrodinámica (MHD) es clave para predecir la estabilidad del plasma en propulsores iónicos o el comportamiento de tormentas geomagnéticas.

4.5. Comparativa de Tipos de Fusión

Para el diseño de un motor de fusión aplicable a misiones espaciales interplanetarias, no basta con conocer las reacciones nucleares posibles: también es fundamental comprender las distintas formas en que dichas reacciones pueden mantenerse y controlarse. En este sentido, los métodos de fusión nuclear —es decir, los mecanismos utilizados para alcanzar las condiciones necesarias de temperatura, densidad y tiempo de confinamiento— juegan un papel crucial.

Existen principalmente tres enfoques tecnológicos de confinamiento que se han explorado en la investigación de fusión: el *confinamiento magnético*, el *confinamiento inercial* y el *confinamiento magneto-inercial* (una combinación de los dos anteriores). Cada uno de estos métodos presenta ventajas y limitaciones particulares en términos de eficiencia energética, complejidad tecnológica, escalabilidad, y compatibilidad con entornos espaciales.

La elección de un método de fusión adecuado es especialmente importante en el contexto de la propulsión, ya que condiciona aspectos como el tamaño y la masa del sistema, el tipo de combustible viable, la forma en que se convierte la energía generada en empuje, y la viabilidad de operar el reactor fuera del entorno terrestre. Por tanto, en esta sección se analizarán y compararán los principales métodos de fusión disponibles, evaluando sus características desde el punto de vista de su aplicación como sistema de propulsión espacial.

4.5.1 Magnetic Confinement Fusion (MCF)

La fusión por confinamiento magnético es uno de los métodos más estudiados para lograr reacciones de fusión controlada en la Tierra. Su principio fundamental consiste en utilizar campos magnéticos intensos para confinar un plasma caliente, evitando que este entre en contacto con las paredes del reactor. Esta técnica se basa en el hecho de que las partículas cargadas (iones y electrones) describen trayectorias helicoidales alrededor de las líneas de campo magnético, lo que permite mantenerlas contenidas durante tiempos relativamente largos.

Los dispositivos más representativos de este enfoque son los *tokamaks* y los *stellarators*. En los tokamaks, el campo magnético toroidal es generado mediante bobinas externas, mientras que el campo poloidal se obtiene por medio de una corriente inducida en el plasma, generando así una configuración magnética en forma de toro. Los stellarators, por otro lado, logran el confinamiento puramente mediante campos

magnéticos generados por bobinas externas de geometría compleja, eliminando la necesidad de corriente de plasma y mejorando la estabilidad.

Este método permite alcanzar altas temperaturas (del orden de 10^8 K) y tiempos de confinamiento del plasma del orden de segundos, lo que lo hace adecuado para obtener reacciones sostenidas. Reactores experimentales como JET (Reino Unido) e ITER (Francia) se basan en esta tecnología.

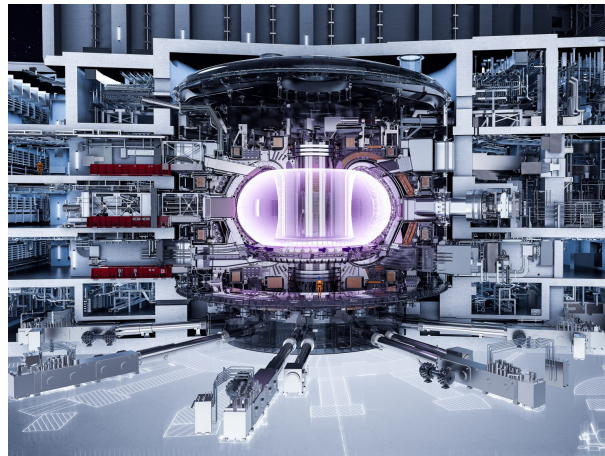


Figura 6: Esquema del Reactor del Proyecto ITER.^[15]

Desde la perspectiva de la propulsión espacial, la MCF presenta ventajas como su madurez tecnológica y la capacidad de operar de forma continua. No obstante, también implica desafíos importantes: los dispositivos suelen ser voluminosos, pesados y complejos, lo que dificulta su miniaturización y adaptación para aplicaciones a bordo de naves espaciales. Además, el control preciso del plasma y la generación de campos magnéticos intensos requieren una infraestructura energética considerable.

4.5.2 Inertial Confinement Fusion (ICF)

Es un método de fusión nuclear en el que se utilizan láseres o haces de partículas para comprimir y calentar un pequeño pellet (cápsula) de combustible hasta que se inicie la fusión nuclear.

1. Cápsula de combustible: Se usa una diminuta esfera de material ablativo (cristal, berilio, diamante sintético o polímero), perfectamente pulida de modo que la fusión sea simétrica. Dentro contiene una capa de combustible criogénico y en el centro combustible en forma de gas. Esta cápsula se mantendrá alrededor de 18 kelvin hasta su uso.
2. Compresión extrema: Se dispara un conjunto de láseres de alta potencia o haces de partículas a la cápsula desde todas las direcciones.
3. Implosión rápida: La cápsula colapsa hacia su centro debido a la presión generada por la radiación, aumentando la densidad y la temperatura del combustible.
4. Fusión nuclear: Si se alcanzan temperaturas de más de 100 millones de grados Celsius, los núcleos de los átomos de hidrógeno se fusionan, liberando una gran cantidad de energía.

La cámara de fusión está hecha de paneles de aluminio cubiertos con cemento infundido con boro para absorber los neutrones.

Direct Drive ICF

En la técnica Direct Drive los láseres impactan directamente en la cápsula de combustible. Como se puede ver en la zona ampliada de la imagen, el direct drive provoca que la cápsula no se comprima de forma uniforme, lo que crea inestabilidades.

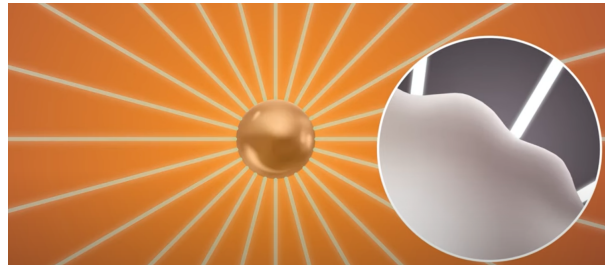


Figura 7: ICF Direct Drive [16]

Indirect Drive ICF

La técnica Indirect Drive pretende solucionar la anterior expuesta. Para ello la capsula se sujeta mediante fibras plásticas en un cilindro llamado Hohlraum típicamente hecho de oro, plomo o oro recubierto de uranio. Los haces del láser atraviesan el cilindro por agujeros realizando antes, de modo que no impactan de manera directa en la cápsula de combustible, impactan en las paredes del Hohlraum. Estos impactos producen rayos X en todo el recipiente comprimiendo de manera más simétrica la cápsula de combustible hasta que ocurre la fisión.

En cuanto a las ventajas comprimimos de manera más adecuada y por lo tanto se produce mayor energía. Sin embargo, también debemos fabricar el hohlraum, el cual debe ser una pieza precisa, pulida sin errores de 100 nm. Estos hohlraum son de un único uso.



Figura 8: ICF Indirect Drive [16]

Conclusión de ICF respecto a la Propulsión

A modo de conclusión, el método de Fusión por Confinamiento Inercial (ICF) presenta un enfoque innovador pero actualmente limitado para su aplicación en propulsión espacial. Su principio de funcionamiento —basado en la compresión y calentamiento de cápsulas de combustible mediante láseres o haces de partículas— permite liberar grandes cantidades de energía en tiempos muy cortos, lo cual lo convierte

en un candidato atractivo para generar pulsos de empuje de alta potencia.

Entre sus ventajas, destaca su capacidad para alcanzar condiciones de fusión sin necesidad de campos magnéticos intensos ni configuraciones de confinamiento complejas. Además, al tratarse de un sistema pulsado, permite modular el empuje según las necesidades de la misión. También ofrece una densidad energética muy elevada, lo que reduciría la cantidad total de combustible necesario para trayectos interplanetarios largos.

Sin embargo, las desventajas tecnológicas y operativas actuales son significativas. La compresión simétrica del combustible requiere una ingeniería extremadamente precisa, y los sistemas de láseres de alta potencia o haces de iones implican estructuras voluminosas, pesadas y con un elevado consumo energético. Además, las cápsulas utilizadas son costosas, difíciles de producir en masa, y su utilización es de un solo uso. La necesidad de alineación perfecta en el disparo y la alta sensibilidad a perturbaciones externas también limitan su fiabilidad en entornos espaciales.

En resumen, aunque el ICF ofrece un marco teórico sólido y prometedor para la propulsión espacial de alta energía, su implementación práctica está aún lejos de ser viable con la tecnología actual. Los retos en eficiencia, miniaturización y repetitividad deben ser superados antes de que pueda considerarse una alternativa real frente a otros métodos más maduros, como la fusión por confinamiento magnético o la propulsión eléctrica avanzada.

4.5.3 Magnetic Inertial Fusion (MIF)

El Magnetic Inertial Fusion (MIF), también conocido como magnetized target fusion (MTF), es un enfoque híbrido que combina elementos del confinamiento magnético (como los tokamaks) y el confinamiento inercial (como los láseres) para lograr la fusión nuclear. Su objetivo es simplificar los requisitos tecnológicos y reducir costos, aprovechando las ventajas de ambas técnicas.

Hibridación: El MIF utiliza campos magnéticos para confinar inicialmente un plasma caliente y de baja densidad. Luego, un "liner" (compresor impulsivo, como láseres, proyectiles o líquidos) comprime rápidamente el plasma, aumentando su densidad y temperatura hasta alcanzar condiciones de fusión.

Amplificación del campo magnético: Durante la compresión, el campo magnético inicial se intensifica debido al movimiento del plasma, lo que reduce la pérdida de calor y mejora el confinamiento.

MIF - Configuración Z pinch

1. **Magnetización:** Se crea un campo magnético de 30 T (actualmente 16) alrededor del liner (típicamente de berilio) que contiene el gas del combustible, en sandia laboratory usan deuterio.
2. **Pre calentamiento:** Se usa un laser de 5KJ (actualmente 1,5 KJ) para calentar el combustible.
3. Finalmente se activa el confinamiento Z, con una corriente de 25 MA (actualmente 20 MA)

MIF - Configuración Reverse Field Configuration

1. **Ionización:** Partimos de un cilindro que contiene el gas de combustible, magnetizado con un campo magnético y preionizas el combustible ($\approx 0,5eV$).

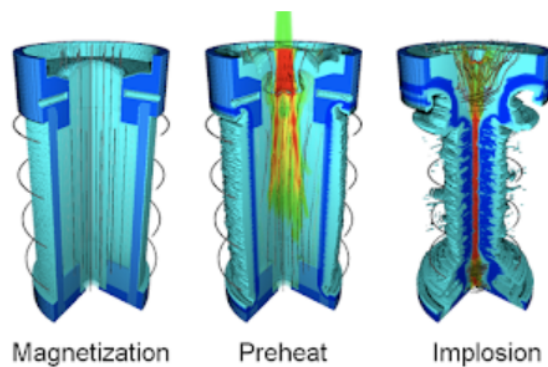


Figura 9: Proceso en 3 pasos de MagLIF - Z Pinch Configuration [17]

2. Campo Inverso: Reviertes el campo magnético axial.
3. Reconexión: El plasma quiere mantener su antiguo campo magnético y se producen eventos de reconexión
4. Contracción hasta Equilibrio: El plasma se contrae calentándose hasta encontrar el equilibrio.

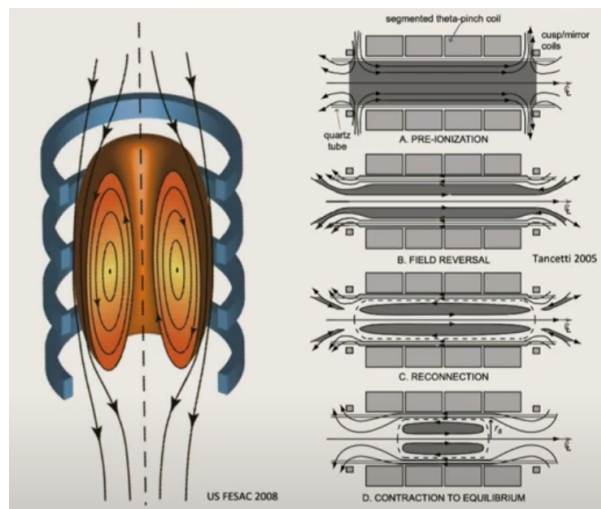


Figura 10: Proceso en 4 pasos de MagLIF - Field Reverse Configuration Configuration [18]

4.6. Tipos de Propulsión de Fusión Actuales

4.6.1 Magnetic Fusion Plasma Drive

El Magnetic Fusion Plasma Drive (Propulsor de Plasma por Fusión Magnética) es un concepto avanzado de propulsión espacial basado en la fusión nuclear controlada mediante campos magnéticos. Su objetivo es generar empuje utilizando plasma de alta temperatura, lo que permitiría viajes espaciales mucho más rápidos y eficientes en comparación con los motores químicos o eléctricos actuales.

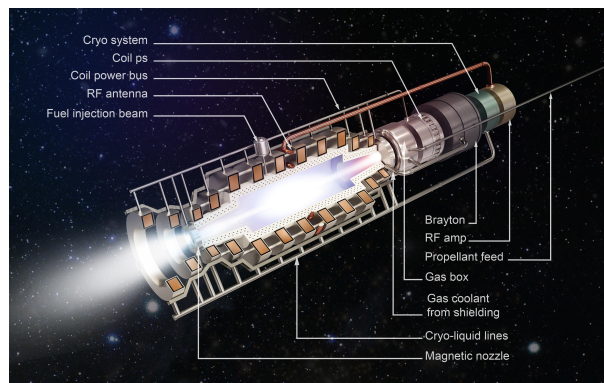


Figura 11: Fusion Drive Engine [19]

Funcionamiento

Se calienta un gas compuesto de isótopos ligeros, como deuterio y tritio, hasta alcanzar el estado de plasma, donde los electrones y núcleos están separados. Campos magnéticos intensos (como en los reactores tokamak o stellarator) mantienen el plasma confinado, evitando que toque las paredes del reactor.

A temperaturas de millones de grados Celsius, los núcleos de hidrógeno comienzan a fusionarse, liberando enormes cantidades de energía. Esta energía se convierte en calor y se transfiere al plasma circundante, aumentando su presión y velocidad.

4.6.2 Helicity Space

Helicity Space es una compañía estadounidense en proceso de desarrollar un prototipo de propulsión de fusión. Su idea es utilizar magneto - inertial confinement, y utilizar tres principios que han descubierto en laboratorio mediante el experimento Mochi.

El experimento Mochi y su relevancia para propulsión por fusión

El experimento *Mochi LabJet* ha sido diseñado para estudiar la autoorganización de plasmas magnetizados en geometrías cilíndricas, simulando chorros astrofísicos colimados generados por discos de acreción. Esta configuración resulta especialmente útil para aplicaciones en propulsión espacial basada en fusión, donde se buscan configuraciones estables y colimadas de plasma impulsado.

El diseño utiliza tres electrodos concéntricos con ranuras de gas simétricas azimutalmente, permitiendo la inyección de helicidad canónica con control independiente del perfil del campo eléctrico radial. Esta característica permite modelar perfiles de flujo de entalpía similares a los que se encontrarían en motores de plasma de geometría cilíndrica.

Durante las pruebas, se observaron chorros estables y colimados con relaciones de aspecto de hasta 30:1, velocidades de 20–80 km/s , campos magnéticos de hasta 0,4 T y temperaturas del plasma entre 5–10 eV . Estas condiciones permiten alcanzar tiempos de vida superiores a 40 veces el tiempo de tránsito de Alfvén, indicando una notable estabilidad frente a inestabilidades tipo kink o sausage gracias al cizallamiento axial inducido.^[20]

De cara a un motor de fusión para propulsión, el experimento Mochi demuestra que es posible mantener estructuras de flujo helicoidal colimadas y estables mediante la inyección controlada de helicidad, lo cual sería clave para confinar y direccionar el plasma en un sistema de propulsión continua. Además, la capacidad de ajustar el perfil de corriente y flujo axial ofrece un mecanismo para adaptar la configuración del chorro a distintas fases del empuje.

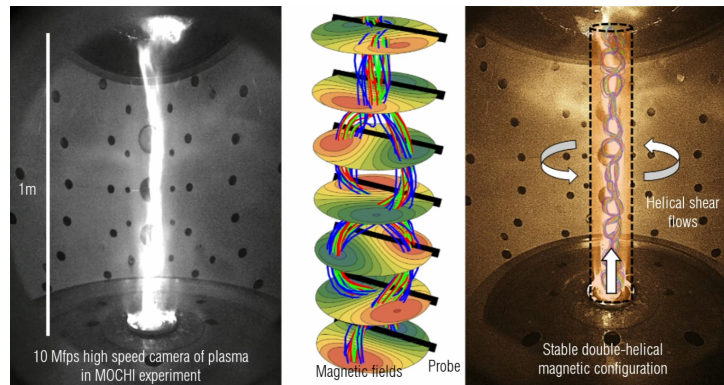


Figura 12: Confinamiento con Plectonemas Magnéticos (Estados de Taylor) [20]

Confinamiento con Plectomas Magnéticos (Estados de Taylor)

El Helicity Drive es un concepto innovador de fusión magneto-inercial diseñado específicamente para aplicaciones de propulsión espacial. Este sistema combina tres procesos clave: reconexión magnética para calentamiento de iones, autoorganización plasmática para confinamiento estable y compresión magnética peristáltica para alcanzar condiciones de ignición. La arquitectura evita el uso de sistemas auxiliares de calentamiento o revestimientos materiales dinámicos, lo que reduce significativamente la complejidad de ingeniería.

El ciclo operativo se puede describir como un motor de fusión de cuatro tiempos:

1. Formación de múltiples plectonemas (configuraciones helicoidales de plasma) estabilizados por flujo cortante helicoidal.
2. Fusión de los plectonemas mediante reconexión magnética, generando un incremento abrupto de temperatura iónica.
3. Compresión del plasma resultante dentro de un espejo magnético implosionante generado por una disposición de bobinas peristálticas.
4. Mezcla del plasma caliente con propelente frío (deuterio o hidrógeno), lo cual genera empuje a velocidades de escape ajustables.

Este diseño permite escalar el número de plectonemas para modular el rendimiento de fusión sin necesidad de incrementar la complejidad del sistema base. Los experimentos en dispositivos como MOCHI y SSX han demostrado la estabilidad de estas estructuras incluso sin paredes sólidas, y la eficiencia de la reconexión magnética como método de calentamiento directo a los iones. Los estudios estiman que más del 90% de la energía magnética reconectada se transfiere a la temperatura iónica.

La compresión peristáltica emplea un conjunto de bobinas con geometría cónica y pulsos de corriente secuenciales que generan un campo magnético en movimiento, equivalente a un espejo magnético que

implosiona tridimensionalmente. Esta técnica mantiene constante la energía del campo magnético, maximizando el tiempo en el estado de alta compresión, lo cual es ideal para reacciones de fusión.

Los resultados teóricos y experimentales sugieren que el Helicity Drive puede alcanzar productos triples $nT\tau$ comparables o superiores a los necesarios para ignición con combustibles como Deuterio-Deuterio (DD) o Deuterio-Helio-3 (DHe³), manteniendo un diseño compacto, pulsado y sin los retos de simetría de la fusión por láser o los requerimientos masivos de la fusión por confinamiento magnético tradicional.^[21]

En resumen, el Helicity Drive representa una vía prometedora hacia un motor de fusión escalable y compacto, capaz de combinar altas velocidades de escape ($I_{sp} > 100,000$ s), altas potencias de empuje (MW–GW) y una eficiencia energética superior en misiones interplanetarias o interestelares.

4.6.3 RocketStar

El motor FireStarTM Foundation M1.4 es un sistema de propulsión espacial compacto basado en un ciclo electrostático pulsado que utiliza vapor de agua como propelente. Su diseño está optimizado para misiones en órbita terrestre y del espacio profundo, y destaca por operar con múltiples tipos de gases ionizables, incluido vapor de agua, xenón, argón, kriptón, yodo o incluso aire.

Especificaciones técnicas: el sistema ocupa un volumen de $95 \times 95 \times 95$ mm, con una masa húmeda de 980 g y una carga de propelente de 250 g de agua pura. Ofrece un impulso específico (ISP) excepcional de hasta 7,300 s y una capacidad de empuje de 17,2 mN en configuración máxima. La potencia nominal es de 6 W, alcanzando hasta 18 W en operación intensiva. El empuje específico por potencia es de 2,9 mN/W. El impulso total generado es de 17,800 Ns, lo que se traduce en un Δv de 4,620 m/s para una nave de 4 kg, o 2,273 m/s para una de 8 kg. La temperatura operativa va de -25°C a $+49^\circ\text{C}$, con capacidad de supervivencia hasta los -40°C .^[22]

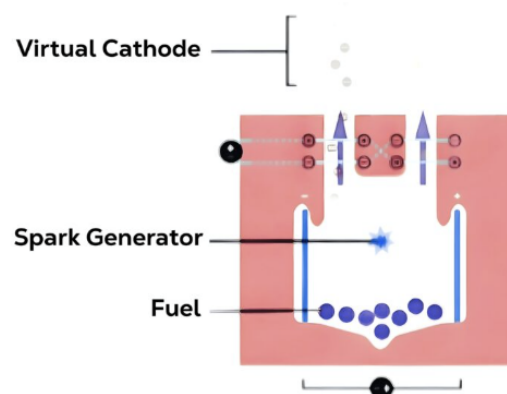


Figura 13: Esquema del Funcionamiento del Motor FireStar^[22]

Funcionamiento del sistema: el propelente entra en una cámara de formación de plasma, donde se ioniza mediante electrodos de chispa conforme a la ley de Paschen. Esta ley garantiza que, bajo una combinación específica de presión y voltaje, se genere una descarga dentro del vapor. Posteriormente, los electrones salen primero del plasma debido a su menor masa, generando el primer impulso y creando un cátodo virtual. Este cátodo acelera los iones positivos restantes, los cuales obtienen energía cinética adicional

gracias a los electrodos de aceleración situados en los puertos de escape. Este diseño permite superar los límites de densidad de corriente establecidos por la ley de Child-Langmuir. El sistema alcanza un estado de resonancia entre la presión del gas, el empuje de la chispa y la tasa de drenaje del plasma, optimizado por la geometría interna del motor. Este equilibrio mejora la eficiencia, reduce el desgaste y disminuye los requisitos del sistema eléctrico y del control de vuelo.

Gracias a su compacidad, eficiencia energética y simplicidad relativa, el FireStar™ M1.4 representa una tecnología prometedora para nanosatélites y misiones espaciales que requieren sistemas de propulsión eléctricos versátiles y de bajo consumo.

Análisis comparativo de tecnologías de propulsión por fusión (Trade-off)

La selección de un sistema de propulsión por fusión para misiones espaciales depende de un equilibrio entre varios parámetros clave: potencia específica (kW/kg), impulso específico (I_{sp}), complejidad tecnológica, madurez experimental y coste. Esta sección analiza estos factores apoyándose en tres figuras que muestran la relación entre rendimiento energético, criterios físicos fundamentales como el de Lawson, y viabilidad económica.

En la figura 14 se muestra las distintas tecnologías de propulsión espacial en una escala de *potencia específica* frente a *impulso específico*. Para una misión a Marte en aproximadamente un mes, se requiere una potencia superior a 1 kW/kg. Además, cuanto mayor sea el I_{sp} , menor será la cantidad de masa necesaria como propelente, mejorando la eficiencia global de la misión. Se observa que los sistemas de fusión magneto-inercial como el Helicity Drive ofrecen una combinación atractiva de alto I_{sp} y potencia aceptable, superando ampliamente a la propulsión química y a los sistemas eléctricos actuales.

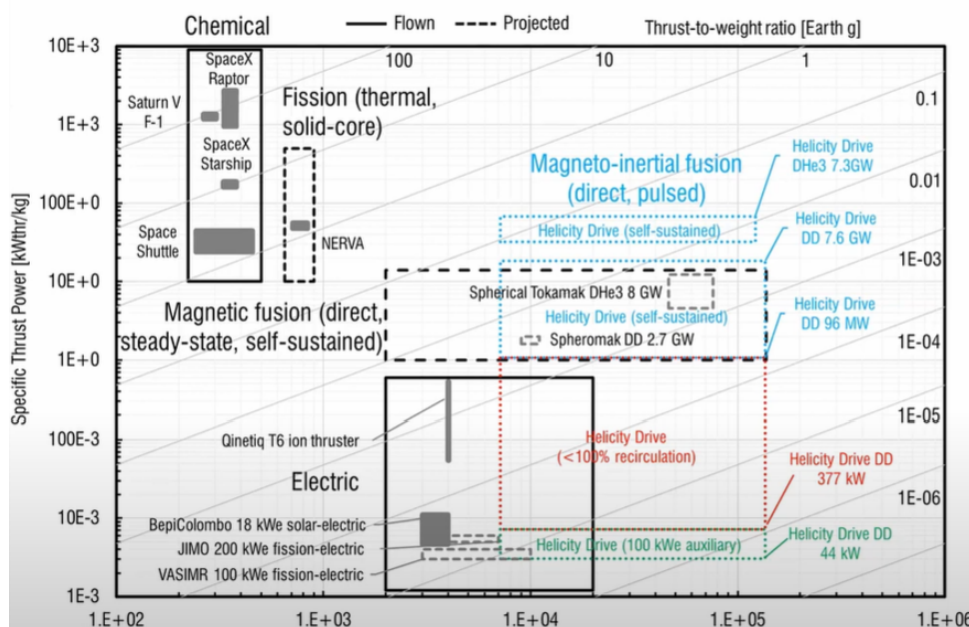


Figura 14: Comparativa de tecnologías de propulsión espacial en función de la potencia específica y el impulso específico. [23]

En la figura 15 representa el criterio de Lawson, el cual establece que para que un plasma alcance la ignición de fusión, el producto $n\tau$ debe superar $10^{20} s \cdot m^{-3}$. Los sistemas de confinamiento magnético (MCF), como ITER y SPARC, logran altos tiempos de confinamiento pero con bajas densidades. En contraste, los sistemas de confinamiento inercial (ICF), como el NIF, alcanzan densidades extremadamente

altas pero con confinamientos brevísimos. Las tecnologías híbridas de tipo MIF/MTF (Magneto-Inertial Fusion / Magnetized Target Fusion) logran ubicarse en un punto intermedio favorable, lo cual las hace especialmente interesantes para aplicaciones espaciales donde tamaño y energía disponible están limitados.

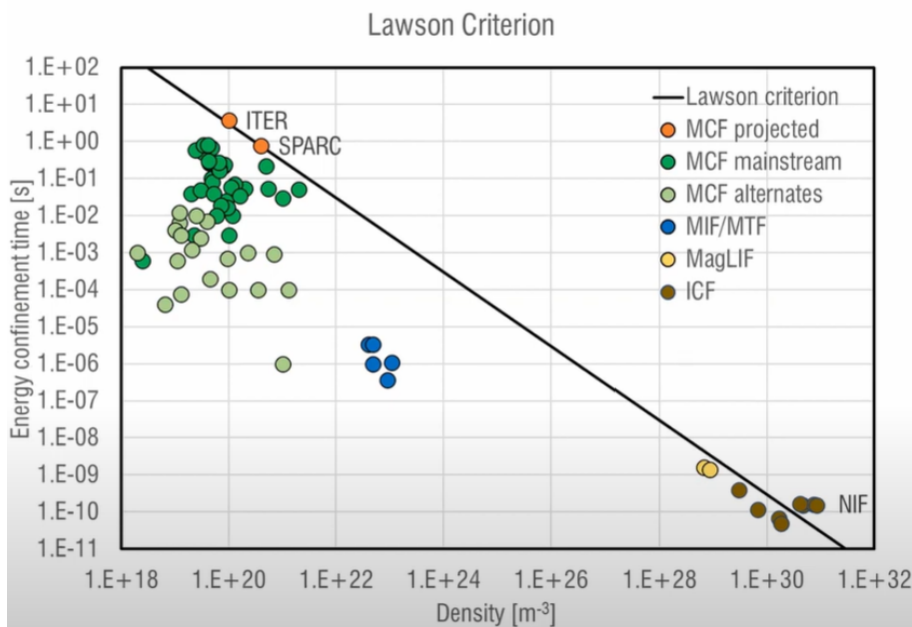


Figura 15: Representación gráfica del criterio de Lawson en función del tiempo de confinamiento y la densidad del plasma.^[23]

En la figura 16 se proporciona un análisis cualitativo del relativo asociado a cada tipo de tecnología de fusión. Los sistemas MCF requieren infraestructuras muy costosas debido a su gran volumen y uso de materiales complejos. Los sistemas ICF, aunque más compactos, dependen de cápsulas desechables y láseres de alta potencia. En cambio, las tecnologías MIF/MTF, como el MagLIF o Helicity Drive, tienen el potencial de reducir considerablemente los costes mediante geometrías compactas y pulsadas, sin comprometer la viabilidad física de la reacción de fusión.

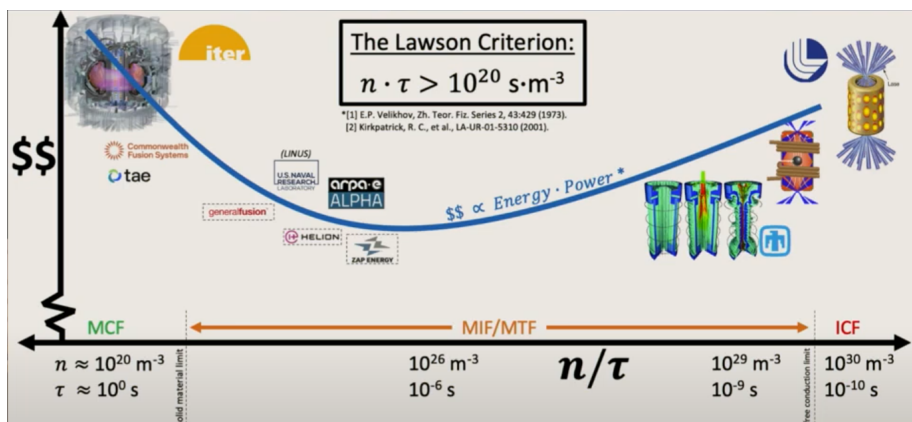


Figura 16: Comparativa entre tecnologías de fusión según coste relativo y parámetros físicos clave.^[23]

En conjunto, las figuras permiten visualizar que la fusión magneto-inercial representa una solución equilibrada entre rendimiento físico, factibilidad técnica y coste, siendo una de las opciones más prometedoras

para la propulsión interplanetaria avanzada.

Tecnología	Ventajas	Desventajas
Fusión por Confinamiento Magnético (MCF) Ej.: Tokamak, Stellarator	<ul style="list-style-type: none"> ■ Alta estabilidad y madurez teórica. ■ Funcionamiento continuo posible. ■ Uso de campos magnéticos sostenidos. 	<ul style="list-style-type: none"> ■ Requiere grandes volúmenes y masas. ■ Coste elevado. ■ Difícil miniaturización para el espacio.
Fusión por Confinamiento Inercial (ICF) Ej.: NIF	<ul style="list-style-type: none"> ■ Alta densidad y rendimiento energético puntual. ■ Sistema compacto (en principio). 	<ul style="list-style-type: none"> ■ Necesita láseres potentes y precisos. ■ Cápsulas caras y de un solo uso. ■ Baja tasa de repetición actual.
Fusión Magneto-Inercial (MIF/MTF) Ej.: MagLIF, Helicity Drive	<ul style="list-style-type: none"> ■ Equilibrio entre compacidad y rendimiento. ■ Posibilidad de funcionamiento pulsado. ■ Menor coste relativo. 	<ul style="list-style-type: none"> ■ Tecnología aún en desarrollo. ■ Retos en control de estabilidad.
FRC / Z-Pinch	<ul style="list-style-type: none"> ■ Configuración muy compacta. ■ Sin necesidad de bobinas toroidales grandes. 	<ul style="list-style-type: none"> ■ Susceptible a inestabilidades. ■ Ciclo pulsado de difícil control.

Tabla 2: Comparativa de tecnologías de fusión aplicables a la propulsión espacial.

5. Metodología

5.1. Diseño Preliminar

El presente diseño conceptual está basado en la arquitectura propuesta por sistemas de propulsión de fusión directa, como el desarrollado por Helicity Space. Este tipo de motor combina la generación de energía mediante reacciones de fusión controlada con la expulsión directa del plasma como método de propulsión, lo cual ofrece una solución eficiente para misiones espaciales de largo alcance.

El sistema propuesto se compone de los siguientes elementos principales:

1. **Cámara de confinamiento helicoidal:** Diseñada para mantener el plasma en una configuración tipo *spheromak* o *Field-Reversed Configuration (FRC)*. Se emplean campos magnéticos generados por bobinas externas e inyectores helicoidales para mantener la estabilidad del plasma durante el ciclo de reacción.
2. **Inyectores de combustible:** Permiten la alimentación del sistema con deuterio y helio-3. El sistema de inyección puede ser pulsado o continuo, y está acoplado a la cámara de confinamiento de forma axial.
3. **Sistema de calentamiento y formación del campo magnético:** Compuesto por electrodos helicoidales y bobinas superconductoras encargadas de crear el campo magnético necesario para confinar y calentar el plasma hasta alcanzar las condiciones de fusión.
4. **Boquilla de expansión magnética:** Canaliza el plasma parcialmente desmagnetizado hacia el exterior del motor, generando empuje mediante la expansión controlada del chorro. Este sistema actúa como la etapa propulsora del motor.
5. **Sistema de conversión energética:** Parte de la energía térmica y de las partículas cargadas generadas durante la reacción se recupera y convierte en electricidad para alimentar los sistemas del motor, incluyendo el control magnético, inyección y refrigeración.
6. **Control térmico y estructural:** Dado el entorno extremo del plasma, se emplean materiales resistentes a altas temperaturas como carburo de silicio y sistemas avanzados de refrigeración líquida.

Este diseño está enfocado en maximizar la eficiencia del empuje específico y minimizar el peso estructural del sistema, haciendo viable su uso en trayectorias interplanetarias. A continuación se presenta un esquema funcional del motor con la distribución de los principales subsistemas.

5.2. Especificaciones del Sistema

Siendo el objetivo diseñar una primera nave para probar los sistemas de fusión y realizar una corta misión como es el viaje a Marte diseñaremos con los parámetros de una nave de 10 toneladas (10,000 kg) llegar a Marte en aproximadamente 30 días de ida.

A partir de estas restricciones es esencial calcular los parámetros clave: delta-v, impulso específico (Isp), empuje y potencia requerida. A continuación, se detallan estos cálculos y las fórmulas utilizadas.

5.2.1 Delta-v necesario

Para un viaje de la Tierra a Marte en 30 días, se estima un delta-v total de aproximadamente:

$$\Delta v \approx 22,800 \text{ m/s}$$

5.2.2 Impulso específico (Isp)

La relación entre la velocidad de escape v_e y el impulso específico I_{sp} está dada por:

$$I_{sp} = \frac{v_e}{g_0}$$

Donde:

- v_e : velocidad de escape de gases (m/s)
- g_0 : aceleración gravitacional estándar (9.81 m/s²)

Asumiendo un $I_{sp} = 10,000$ s, se obtiene:

$$v_e = I_{sp} \cdot g_0 = 10,000 \cdot 9,81 = 98,100 \text{ m/s}$$

5.2.3 Empuje requerido

La aceleración promedio necesaria para alcanzar el delta-v en 30 días ($t = 2,592,000$ s) es:

$$a = \frac{\Delta v}{t} = \frac{22,800}{2,592,000} \approx 0,0088 \text{ m/s}^2$$

El empuje necesario para una masa $m = 10,000$ kg es:

$$F = m \cdot a = 10,000 \cdot 0,0088 = 88 \text{ N}$$

5.2.4 Potencia requerida

La potencia P necesaria puede calcularse como:

$$P = \frac{1}{2} \cdot \dot{m} \cdot v_e^2$$

La tasa de flujo másico:

$$\dot{m} = \frac{F}{v_e} = \frac{88}{98,100} \approx 0,000897 \text{ kg/s}$$

Sustituyendo en la fórmula de potencia:

$$P = \frac{1}{2} \cdot 0,000897 \cdot (98,100)^2 \approx 4,3 \text{ MW}$$

Con el objetivo de tener un factor de seguridad haremos los calculos para 5 MW

5.2.5 Masa de propelente

$$\text{Masa propelente} = \dot{m} \cdot t = 0,000897 \cdot 2,592,000 \approx 2,325 \text{ kg}$$

Este valor representa un 23% de la masa total de la nave, lo cual es razonable para una misión interplanetaria rápida.

5.2.6 Resumen de Parámetros

Parámetro	Valor Estimado
Delta-v necesario	22,800 m/s
Impulso específico (Isp)	10,000 s
Velocidad de escape v_e	98,100 m/s
Aceleración promedio	0.0088 m/s ²
Empuje requerido	88 N
Tasa de flujo de masa	0.000897 kg/s
Potencia requerida	4.3 MW
Masa del Propelente	2.325 kg

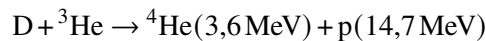
Tabla 3: Resumen de parámetros estimados para una nave de 10 toneladas con motor de fusión.

5.3. Desarrollo técnico del diseño

Durante el desarrollo técnico se calcularán diferentes parámetros del reactor con el objetivo de realizar un diseño efectivo y potente.

5.3.1 Estimación energética y geométrica para un reactor de fusión D-³He

La reacción nuclear considerada en este diseño es deuterio y helio 3:



Liberando un total de energía por reacción:

$$E_{\text{fus}} = 18,3 \text{ MeV} = 2,93 \times 10^{-12} \text{ J}$$

Se desea generar una potencia térmica de salida de:

$$P_{\text{fus}} = 5 \text{ MW} = 5 \times 10^6 \text{ W}$$

Usando la expresión de potencia generada en el plasma:

$$P_{\text{fus}} = n_D \cdot n_{\text{He}3} \cdot \langle \sigma v \rangle \cdot E_{\text{fus}} \cdot V$$

donde:

- $n_D = n_{\text{He}3} = 10^{20} \text{ m}^{-3}$ son las densidades del deuterio y del helio-3.
- $\langle \sigma v \rangle = 10^{-24} \text{ m}^3/\text{s}$ es el promedio de la sección eficaz por la velocidad para la reacción D-He3 a 100 keV.
- $E_{\text{fus}} = 2,93 \times 10^{-12} \text{ J}$ es la energía por reacción.

Despejando el volumen:

$$V = \frac{P_{\text{fus}}}{n_D n_{\text{He}3} \langle \sigma v \rangle E_{\text{fus}}} = \frac{5 \times 10^6}{(10^{20})^2 \cdot 10^{-24} \cdot 2,93 \times 10^{-12}} \approx 170,6 \text{ m}^3$$

Supondremos una cámara de plasma cilíndrica de longitud $L = 5 \text{ m}$. Dicha elección para la cámara de confinamiento en el diseño del reactor se fundamenta en tres criterios clave: escalabilidad, eficiencia geométrica y simplicidad analítica.

- En primer lugar, desde el punto de vista de la escalabilidad, una longitud de 5 metros representa una dimensión realista y alcanzable tanto en el contexto de reactores experimentales de mediana escala como en aplicaciones de propulsión avanzada o reactores compactos para investigación. De hecho, algunos diseños de vanguardia, como el tokamak SPARC desarrollado por el MIT, contemplan cámaras de dimensiones similares, lo cual respalda la viabilidad técnica de esta elección.
- En segundo lugar, se ha considerado el aspect ratio entre la longitud y el radio del reactor (L/R). Un reactor excesivamente corto y ancho resulta difícil de confinar magnéticamente, debido a que las líneas de campo tienen más facilidad para cerrar fuera del volumen útil. Por otro lado, un reactor muy largo y estrecho implica mayores pérdidas de calor y partículas por efectos de gradiente y transporte paralelo. Un aspect ratio en torno a 1.5, como el que se obtiene en este diseño, proporciona un buen equilibrio entre estabilidad magnética y eficiencia volumétrica.
- Por último, se ha valorado la simplicidad del modelado inicial. Utilizar una longitud de 5 metros permite trabajar con cifras redondeadas, lo cual facilita el desarrollo de cálculos analíticos, simulaciones numéricas y la interpretación de resultados en esta fase temprana del proyecto, sin comprometer la representatividad física del sistema.

$$V = \pi R^2 L \Rightarrow R = \sqrt{\frac{V}{\pi L}} \approx \sqrt{\frac{170,6}{\pi \cdot 5}} \approx 3,30 \text{ m} \Rightarrow \text{Diámetro del cilindro} \approx 6,59 \text{ m}$$

5.3.2 Cálculos de Confinamiento Magnético

Teniendo las dimensiones del cilindro, debemos calcular el campo magnético necesario para un confinamiento efectivo. Se desea que el radio de Larmor de los protones generados sea como máximo el 1% del radio del plasma:

$$r_L = \frac{mv_{\perp}}{qB} \Rightarrow B = \frac{mv_{\perp}}{qr_L} \approx 1,38 \text{ T}$$

Donde $v_{\perp} = \sqrt{\frac{2k_B T}{m}}$ y $T = 100 \text{ keV}$. Para un protón:

- $m_p = 1,6726 \times 10^{-27} \text{ kg}$,
- $q = 1,602 \times 10^{-19} \text{ C}$,
- $r_L = 0,01 \cdot 3,30 \text{ m} = 0,033 \text{ m}$.

Aunque esta expresión proporciona una primera estimación del confinamiento mínimo necesario para evitar que una partícula escape, el plasma no puede modelarse como un simple conjunto de partículas independientes. Se trata de un sistema colectivo, y por tanto, resulta imprescindible considerar varios aspectos adicionales para un diseño realista y efectivo:

1. **Presión del plasma y estabilidad del campo magnético:** el plasma ejerce una presión significativa sobre el campo magnético de confinamiento. Para cuantificar esta relación utilizo el parámetro β , definido como:

$$\beta = \frac{2\mu_0 n k_B T}{B^2}$$

donde n es la densidad del plasma, T la temperatura, μ_0 la permeabilidad del vacío y k_B la constante de Boltzmann. Un valor alto de β implica una mayor presión del plasma respecto a la presión magnética, lo que puede comprometer la estabilidad del sistema.

2. **Efectos colectivos e inestabilidades:** fenómenos como las inestabilidades de tipo kink, tearing o Rayleigh-Taylor deben ser considerados, ya que pueden afectar tanto al confinamiento como a la integridad estructural del sistema.
3. **Distribución espacial del plasma:** para representar el perfil angular del flujo de partículas o calor incidente sobre las superficies de los PFCs, utilizo un modelo tipo coseno, que se define como:

$$q(\theta) = q_0 \cos^n(\theta)$$

donde $q(\theta)$ es el flujo en función del ángulo θ , q_0 es el valor máximo del flujo (normal a la superficie), y n es un parámetro de ajuste que permite modelar distribuciones más o menos concentradas.

5.3.3 Selección de Materiales para el Motor de Fusión

El diseño de un reactor de fusión que funcione en el espacio, utilizando una reacción de deuterio-helio 3 (D-He³), requiere materiales que combinen resistencia extrema con ligereza. Aunque la reacción sea aneutrónica se pueden producir reacciones secundarias de deuterio con deuterio D-D que, como se ve en la ecuación 5, producirían neutrones de 2,45 MeV capaces de cambiar las propiedades físicas de los materiales del reactor.

A diferencia de reactores estacionarios como ITER, donde el peso no es un factor limitante, aquí la masa es crítica. Se busca:

- Alta resistencia térmica y a la radiación
- Bajo peso específico
- Compatibilidad con plasmas de alta energía
- Baja activación radiactiva secundaria

A continuación, se presenta una selección justificada de materiales, comparando con los utilizados en proyectos como ITER y otros reactores.

1. Primera pared y zona interna (expuesta al plasma)

Elegido: Berilio (Be)

Ligero (1.85 g/cm³), con buena capacidad de reflexión de partículas cargadas y neutrones. Probado en el reactor JET como recubrimiento de primera pared. Baja generación de impurezas al interactuar con el plasma D-He³. El berilio es uno de los materiales candidatos para recubrimientos de componentes en contacto con el plasma debido a su baja densidad, alta conductividad térmica y bajo número atómico. Sin embargo, sus propiedades cambian de forma significativa en función de la temperatura de irradiación por neutrones. Esta temperatura se refiere a la energía cinética de los neutrones que inciden sobre el material y puede dividirse en dos regímenes principales^[26]:

- **Temperaturas inferiores a 300 °C:** el principal efecto observado es el *daño por desplazamiento atómico*, en el cual los neutrones provocan el desplazamiento de átomos de sus posiciones originales en la red cristalina. Esto genera un endurecimiento del material y un aumento de su fragilidad.
- **Temperaturas superiores a 550 °C:** bajo estas condiciones, el berilio tiende a capturar neutrones, convirtiéndose en átomos de helio que se acumulan en forma de burbujas dentro de la estructura del material. Esta acumulación puede causar el fenómeno conocido como *swelling* o hinchamiento volumétrico [27].

El porcentaje de hinchamiento por acumulación de helio puede estimarse mediante la siguiente expresión empírica [28]:

$$\%Swelling = 0,115 \cdot C_{He} \cdot \left(1 + 3 \cdot 10^{-3} \cdot C_{He}^{0,5} \cdot T^{1,5} \cdot e^{-3940/T}\right) \quad (11)$$

donde C_{He} es el contenido de helio generado en 10^3 ppm y T es la temperatura en kelvin. Un análisis paramétrico para C_{He} entre 0 y 20 000 ppm y temperaturas de irradiación entre 0 °C y 500 °C revela que, por encima de los 773 K (500 °C), el hinchamiento se incrementa rápidamente. Dado que el límite máximo admisible de hinchamiento se sitúa en torno al 0.5 [27], es posible estimar el tiempo de reemplazo de una superficie si se conoce la tasa anual de generación de helio.

Por ejemplo, para una temperatura de operación de 400 °C (673 K) y una tasa de generación de helio de aproximadamente 150 ppm/año:

$$0,5 = 0,115 \cdot C_{He} \cdot \left(1 + 3 \cdot 10^{-3} \cdot C_{He}^{0,5} \cdot 673^{1,5} \cdot e^{-3940/673}\right) \quad (12)$$

Resolviendo, se obtiene $C_{He} \approx 3404$ ppm. Por lo tanto, el tiempo estimado de reemplazo sería:

$$\text{años} = \frac{C_{He}}{\text{tasa}} = \frac{3404}{150} \approx 22,7 \text{ años} \quad (13)$$

La conductividad térmica del berilio es otro parámetro crítico, dado que afecta directamente a la capacidad del material para disipar el calor generado por el plasma. A temperatura ambiente y en ausencia de defectos, puede estimarse con la siguiente correlación:

$$k_0 = 291 \cdot \left(1 - 1,65 \cdot 10^{-3} \cdot T + 1,464 \cdot 10^{-6} \cdot T^2 - 5,125 \cdot 10^{-10} \cdot T^3\right) \quad (14)$$

No obstante, la presencia de burbujas de helio dentro del material reduce la conductividad térmica efectiva. Aunque no existe una ley universal para esta degradación, se puede aproximar mediante [26]:

$$k_{\text{efectiva}} = (1 - p) \cdot \left(1 + 3,7 \cdot p^2\right)^{-1} \cdot k_0 \quad (15)$$

donde p representa la fracción de volumen ocupada por burbujas de helio. Esta reducción puede comprometer significativamente la capacidad del berilio para actuar como recubrimiento eficiente en zonas críticas del reactor.

No elegido: Tungsteno (W)

Es uno de los materiales más prometedores para su uso en componentes expuestos al plasma, como el divertor o la first wall, debido a su altísimo punto de fusión (aproximadamente 3410 °C) y su elevada resistencia al bombardeo de partículas energéticas. Estas propiedades lo hacen especialmente adecuado para resistir las exigentes condiciones térmicas y mecánicas en reactores de fusión. Sin embargo, su elevada densidad (19.3 g/cm³) lo hace inviable para propulsión espacial por penalización de masa.

Una de las propiedades físicas más relevantes que se ve afectada durante la operación es la **conductividad eléctrica**^[28]. Aunque en principio podría parecer una propiedad desvinculada del transporte térmico, ambas están relacionadas mediante la ley de Wiedemann–Franz:

$$L = \frac{\kappa}{\sigma \cdot T} \quad (16)$$

donde L es el número de Lorenz ($2,44 \cdot 10^{-8} \text{ W} \cdot \Omega / \text{K}^2$), κ es la conductividad térmica, σ la conductividad eléctrica y T la temperatura absoluta en kelvin. Esta relación implica que, a temperatura constante, un aumento de la resistividad eléctrica conlleva una mejora relativa en la capacidad de conducción térmica.

Estudios experimentales han mostrado que el bombardeo neutrónico produce defectos en la red cristalina del tungsteno, aumentando su resistencia eléctrica y, en consecuencia, afectando indirectamente su conductividad térmica^[29].

A pesar de sus ventajas, el tungsteno presenta ciertas limitaciones estructurales que deben ser tenidas en cuenta. Como es común en metales de red cúbica centrada en el cuerpo (BCC), el tungsteno es susceptible a la fragilización por irradiación, fenómeno que provoca el incremento de la *temperatura de transición dúctil-frágil* (DBTT). Esto significa que, incluso a temperaturas muy por debajo de su punto de fusión, el material puede comportarse de forma frágil si no se optimizan sus propiedades estructurales.

Este endurecimiento por radiación y la debilitación de los límites de grano a altas temperaturas constituyen un reto para su uso prolongado. No obstante, existen estrategias para mitigar este comportamiento:

- Procesamiento mecánico por deformación plástica.
- Aleación con renio (Re), que mejora la tenacidad.
- Refinamiento del tamaño de grano.

La combinación de estas técnicas puede reducir notablemente la DBTT, mejorando la resiliencia del material frente al daño por irradiación y manteniendo su integridad estructural durante el ciclo operativo del reactor^[30].

2. Estructura portante del reactor

Elegido: Carbon-Based Materials (CBMs)

Los *Carbon-Based Materials* (CBMs), como su nombre indica, son materiales cuya composición principal es el carbono. En comparación con otros materiales como el berilio (Be) o el tungsteno (W), los CBMs han sido ampliamente utilizados como recubrimientos frente al plasma en dispositivos tokamak actuales. Entre las distintas alternativas, se ha identificado a los compuestos de fibra de carbono (CFCs) como materiales de referencia debido a dos propiedades destacadas: su alta conductividad térmica, que permite

el uso de mayores espesores y una mayor vida útil, y su elevada densidad, que reduce la absorción de gases [31].

Uno de los CFCs más relevantes en la industria de la fusión es el NB31, desarrollado por la *Société Européenne de Propulsion* (SEP) en Francia. Este material ha sido seleccionado como referencia para el diseño de los PFCs del proyecto ITER.

Conductividad térmica del NB31 bajo irradiación

Para evaluar la degradación térmica del NB31 se emplea una formulación empírica que relaciona la conductividad térmica irradiada k_{irr} con el desplazamiento por átomo (*displacements per atom*, dpa) y la temperatura T en kelvin [32]:

$$k_{irr} = k_0 \cdot A \cdot \log_{10} \left(\frac{F}{0,0008} \right) \quad (17)$$

donde F representa la fluencia de neutrones y el factor A depende de la temperatura mediante:

$$A = -2,56 \cdot 10^{-10} (T + 50)^3 + 9,31 \cdot 10^{-7} (T + 50)^2 - 1,22 \cdot 10^{-3} (T + 50) + 0,604 \quad (18)$$

La conductividad térmica del material no irradiado se aproxima mediante la siguiente ecuación:

$$k_0 = 0,00011386 \cdot T^2 - 0,30073647 \cdot T + 323,607032 \quad (19)$$

En la figura 17 se presenta la evolución de la conductividad térmica del NB31 en función de la temperatura para diferentes niveles de irradiación. Se observa una disminución generalizada de la conductividad bajo irradiación, especialmente a bajas temperaturas ($< 350^\circ\text{C}$), aunque a partir de los 1000°C los efectos de la irradiación se atenúan, manteniéndose una conductividad aceptable.

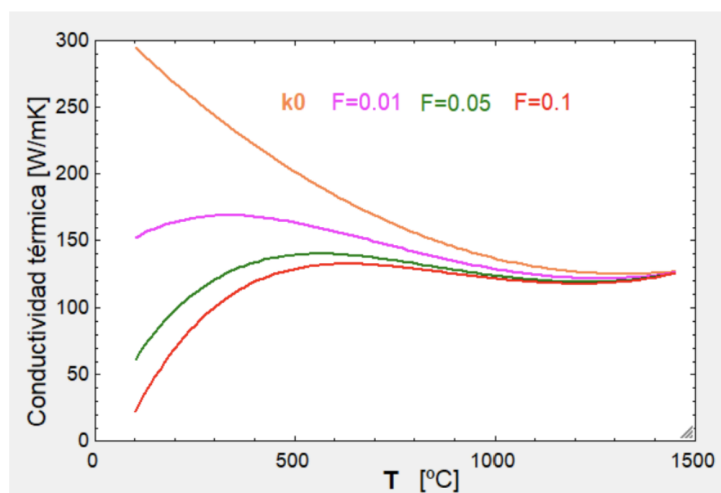


Figura 17: Conductividad térmica del NB31 para diferentes niveles de irradiación.[33]

No elegido: Acero Eurofer / F82H

Aunque comunes en ITER por su baja activación y resistencia mecánica, su densidad (aprox. 7.9 g/cm^3) los hace menos adecuados para vuelo espacial. También toleran menos gradientes térmicos extremos.

3. Sistema de refrigeración

Elegido: Litio líquido o aleaciones eutécticas (LiPb)

Excelente capacidad calorífica y compatibilidad con el ciclo de captura de tritio. Bajo peso molecular y buen rendimiento térmico lo hacen ideal para disipación de calor en el espacio.

No elegido: Helio presurizado

Aunque ampliamente utilizado en sistemas terrestres, requiere tanques y tuberías de gran volumen y peso, lo que no es práctico para un sistema de propulsión espacial.

4. Disipadores térmicos y escudos secundarios

Elegido: Carbono reforzado o grafito pirolítico

Ultraligero (1.7 g/cm^3) y resistente a temperaturas superiores a 3000 °C . Utilizado en misiones espaciales anteriores, ideal para disipación de calor en regiones internas o de contacto indirecto con el plasma.

No elegido: Cobre o acero estructural

Materiales habituales en reactores terrestres por su conductividad térmica, pero su peso específico es demasiado elevado para aplicaciones espaciales.

Esta selección de materiales está orientada a maximizar el rendimiento térmico y estructural del reactor, manteniendo una masa mínima, esencial para una nave interplanetaria propulsada por fusión.

5.4. Diseño Conceptual de la Nave Espacial

La siguiente propuesta integra el motor de fusión directa (DFD) desarrollado previamente con un sistema de gravedad artificial rotatoria, permitiendo una arquitectura funcional y habitable para misiones espaciales de larga duración.

5.4.1 Descripción General de los Módulos

La nave está compuesta por los siguientes bloques funcionales:

Módulo	Función Principal	Observaciones
Motor DFD	Propulsión y conversión de energía	Situado en la sección trasera, conectado estructuralmente a la nave
Módulo habitable	Vivienda, control y operaciones humanas	Incluye gravedad artificial mediante rotación
Eje rotatorio	Conexión entre hábitat giratorio y estructura central	Permite giro libre, equipado con actuadores de desacoplamiento
Control y navegación	Orientación, sensores, comunicación	Situado en zona frontal o central de la nave
Almacenamiento	Depósitos de combustible, suministros y equipos	Aislado térmicamente del hábitat y zonas críticas
Escudo de radiación	Protección contra partículas solares y cósmicas	Situado en la parte delantera y entre zonas sensibles

Tabla 4: Distribución funcional de módulos en la nave.

5.4.2 Gravedad Artificial por Rotación

La falta de gravedad provoca numerosos problemas en el espacio, desde problemas de salud hasta operacionales y de seguridad. En la siguiente imagen encontramos los numerosos inconvenientes. Si se quieren realizar largos viajes en el espacio, la salud del astronauta durante el mismo es esencial. Se cree que muchos de los problemas se podrían resolver con una gravedad artificial de 1g.^[35]

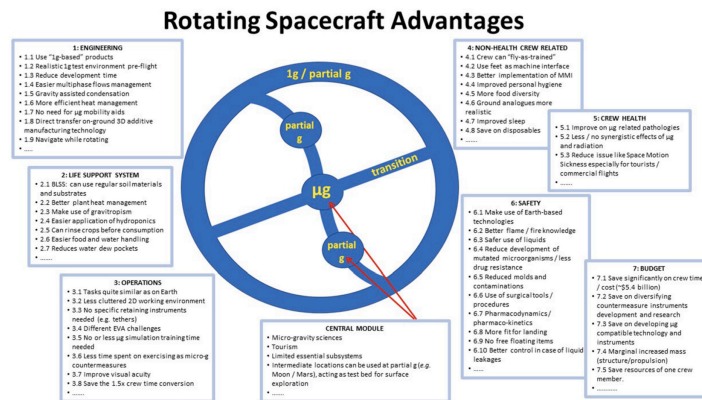


Figura 18: Esquema de gravedad artificial y los inconvenientes de la ingravedad^[35]

Existen varios métodos de generar gravedad artificial, aún así el método más cercano a la realidad se basa en la gravedad por rotación. El módulo habitable se dispone como una rueda giratoria conectada por un brazo estructural al resto de la nave. Se utiliza aceleración centrífuga para simular gravedad por lo que:

- **Radio del módulo giratorio:** $r = 20\text{ m}$
- **Velocidad angular:** $\omega = 2\text{ rpm} \Rightarrow 0,2094\text{ rad/s}$
- **Gravedad simulada:**

$$g = \omega^2 \cdot r = (0,2094)^2 \cdot 20 \approx 0,88\text{ g}$$

Este valor es suficiente para mantener funciones fisiológicas básicas sin requerir microgravedad constante.

Es necesario tener en cuenta el gradiente gravitacional, ya que un astronauta alineado con el radio del brazo de rotación sentiría una rotación distinta en sus pies y en su cabeza.^[36]

$$A_{cabeza}/A_{pie} = \frac{w^2 \cdot r(r-h)}{w^2 \cdot r} = \frac{r \cdot (r-h)}{r} \quad (20)$$

Para un astronauta de $h = 2$ metros colocado en el borde de la cápsula de rotación artificial $r = 20$ metros, el gradiente sería de un 10% lo que está fuera del rango de peligro de gradientes entre 20 y 100%.

Existen otras consecuencias por fuerzas como la de coriolis, sin embargo éstas no tienen impacto en problemas como la salud, si no en la dificultad de movimiento, por lo que queda fuera del estudio.

5.4.3 Seguridad y Habitabilidad

El motor de fusión directa (DFD) se sitúa en el extremo posterior, aislado del módulo habitable mediante escudos térmicos y campos magnéticos dirigidos, de esta forma se reduce la radiación y el peso de los escudos. Otros sistemas que se incluyan en la nave para garantizar la habitabilidad y seguridad son:

- Aislamiento térmico y radiológico en el módulo habitable.
- Sistema de soporte vital autónomo con reciclaje de agua y aire.
- Escudo de radiación de materiales compuestos (polietileno + agua).
- Compartimentos presurizados y redundancia en sistemas eléctricos y de control.

5.5. Estrategia Orbital y Misión a Marte

En este apartado se da una breve introducción teórica sobre mecánica orbital. Posteriormente se estudian las diferentes estrategias orbitales mediante cálculos y la herramienta de simulación orbital GMAT. La estrategia orbital se realizará sobre la misión ejemplo viaje a Marte. GMAT es herramienta creada por la NASA junto con otras industrias públicas y privadas que han ayudado a misiones reales como ACE, SOHO, MAVEN y RLO.^[37]

5.5.1 Introducción Teórica: Transferencia de Hohmann

Una de las estrategias más populares de transferencia orbital entre dos órbitas circulares coplanares es la transferencia de Hohmann, debido a su eficiencia en términos de consumo de combustible. Este tipo de maniobra se compone de dos impulsos instantáneos:

- Un primer impulso para pasar de la órbita circular inicial a una órbita elíptica de transferencia.
- Un segundo impulso para circularizar la órbita en el punto de destino.

Este procedimiento asume órbitas planas (sin cambio de inclinación) y se basa en las leyes de Kepler y la conservación de la energía mecánica orbital.

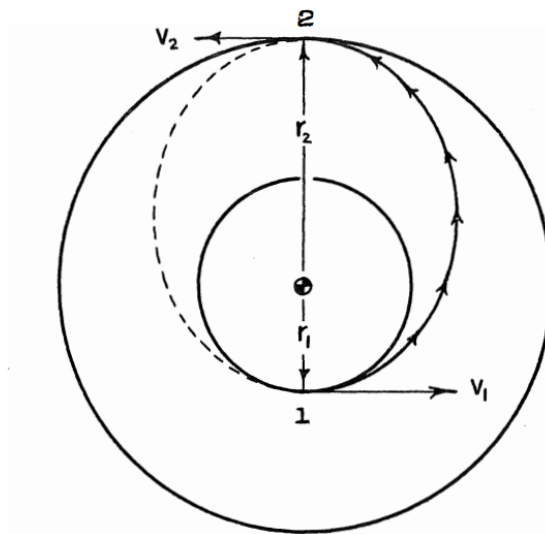


Figura 19: Transferencia de órbita de Hohmann [38]

Velocidad orbital

La velocidad en una órbita circular de radio r alrededor de un cuerpo central es:

$$v_c = \sqrt{\frac{\mu}{r}} \quad (21)$$

donde $\mu = GM$ es el parámetro gravitacional del cuerpo central.

Para una órbita elíptica, la velocidad en un punto a distancia r se obtiene mediante la fórmula de la energía específica:

$$v = \sqrt{\mu \left(\frac{2}{r} - \frac{1}{a} \right)} \quad (22)$$

donde a es el semieje mayor de la órbita elíptica.

Delta-V

Sean r_1 y r_2 los radios de las órbitas inicial y final, respectivamente, con $r_1 < r_2$. La órbita de transferencia es una elipse con periapsis en r_1 , apoapsis en r_2 , y semieje mayor:

$$a = \frac{r_1 + r_2}{2} \quad (23)$$

El primer impulso, aplicado en la órbita baja (r_1), aumenta la velocidad para colocar la nave en la órbita de transferencia. La diferencia de velocidad es:

$$\Delta v_1 = \sqrt{\frac{\mu}{r_1}} \left(\sqrt{\frac{2r_2}{r_1+r_2}} - 1 \right) \quad (24)$$

El segundo impulso, aplicado en el apoapsis de la órbita de transferencia (r_2), sirve para circularizar la órbita. La diferencia de velocidad es:

$$\Delta v_2 = \sqrt{\frac{\mu}{r_2}} \left(1 - \sqrt{\frac{2r_1}{r_1+r_2}} \right) \quad (25)$$

El delta-v total necesario para completar la transferencia es:

$$\Delta v_{\text{total}} = \Delta v_1 + \Delta v_2 \quad (26)$$

5.5.2 Comparativa de Estrategias de Transferencia Interplanetaria

Existen varias estrategias posibles para transferir una nave desde órbita baja terrestre (LEO) hasta una trayectoria hacia Marte. A continuación se comparan dos configuraciones principales, junto con otras alternativas orbitales consideradas, evaluando sus ventajas, desventajas y viabilidad en el contexto de una misión propulsada por fusión.

Opción 1: LEO → Marte (Transferencia directa)

Delta-V estimado: ~3.6 km/s para una inyección trans-Marte desde LEO.

Ventajas	Desventajas
Menor consumo total de combustible.	Requiere una ventana de lanzamiento muy precisa.
Aprovechamiento del efecto Oberth al realizar la maniobra de escape en el punto de mayor velocidad orbital (perigeo).	No permite realizar pruebas prolongadas ni ensamblaje en órbita alta.
	Menor flexibilidad ante imprevistos antes de la fase interplanetaria.

Tabla 5: Ventajas y desventajas del perfil de escape desde órbita baja terrestre (LEO)

Opción 2: LEO → GEO → Marte (Transferencia escalonada)

En esta opción se utiliza una maniobra de transferencia de Hohmann para alcanzar primero una órbita geostacionaria, donde se completan pruebas, preparativos y encendido del motor de fusión antes de iniciar la trayectoria hacia Marte.

Delta-V estimado:

- LEO → GEO: ~3.9 km/s
- GEO → Marte: ~3.6 km/s
- **Total:** ~7.5 km/s

Ventajas	Desventajas
Permite ensamblaje final y validación funcional en una órbita estable.	Mayor <i>delta-V</i> total respecto a la opción directa.
GEO ofrece condiciones similares al espacio profundo: ideal para pruebas previas al encendido.	Requiere planificación adicional para las maniobras de cambio de órbita.
Proporciona mayor control operativo y coordinación logística.	

Tabla 6: Ventajas y desventajas del perfil de escape desde órbita alta (GEO)

Otras alternativas consideradas

Además de las opciones anteriores, se evaluaron otras órbitas intermedias, aunque fueron descartadas por razones técnicas o logísticas:

- **Órbitas elípticas (GTO):** Requieren un mayor control activo de actitud y posición. No son adecuadas para pruebas prolongadas debido a sus variaciones orbitales y a la exposición a zonas con mayor radiación.
- **Órbitas supersíncronas:** No ofrecen ventajas operativas frente a GEO significativas, además de dificultar el seguimiento terrestre. La ganancia energética adicional no compensa la pérdida de estabilidad.
- **Órbitas lunares:** Representan una opción muy costosa energéticamente para la preparación previa al escape interplanetario. Sin embargo, se consideran una opción prometedora en el futuro para establecer estaciones de repostaje de ^3He o infraestructuras de soporte para misiones más profundas.

Decisión

Si bien la trayectoria directa desde LEO es más eficiente en términos de *delta-V*, la transferencia escalonada LEO–GEO–Marte ofrece un entorno más controlado y seguro para validar sistemas antes de la fase crítica del viaje. En el caso de una misión propulsada por un motor de fusión avanzado, la opción con parada intermedia en GEO permite aprovechar mejor las capacidades del sistema y reducir riesgos operacionales.

5.5.3 Ensamblaje Inicial en órbita LEO

El ensamblaje de la nave nodriza y el sistema de propulsión por fusión se plantea inicialmente en una órbita baja terrestre (LEO, por sus siglas en inglés), con una altitud de aproximadamente 400 km e inclinación orbital de $\sim 51.6^\circ$, coincidiendo con la órbita de la Estación Espacial Internacional (EEI). Esta elección no es arbitraria, sino que responde a múltiples factores técnicos, logísticos y operativos que la hacen especialmente adecuada para operaciones de ensamblaje espacial. La EEI ha demostrado que esta altitud y configuración son viables para el ensamblaje y operación de estructuras de gran tamaño durante periodos prolongados. Existen protocolos, tecnologías y vehículos reutilizables ya adaptados para realizar

múltiples misiones en este entorno.

Además, la órbita LEO es la más accesible para los lanzadores actuales como el Falcon 9, el Ariane 5 o el Soyuz, que están optimizados para colocar cargas útiles en esta altitud e inclinación con alta eficiencia. También se ha de considerar un costo energético menor comparado con órbitas más altas o inclinaciones diferentes. Esto facilita el transporte y ensamblaje secuencial de múltiples módulos necesarios para la nave.

Ventajas operativas en LEO

- **Facilidad de acceso:** Permite lanzamientos frecuentes, entregas de módulos y operaciones de mantenimiento.
- **Operaciones de verificación:** En LEO es posible realizar pruebas críticas, como verificación de sistemas de control, propulsión, soporte vital o integración del motor de fusión DFD, antes de realizar maniobras interplanetarias.
- **Entorno protegido:** A 400 km de altitud, la nave aún se encuentra parcialmente protegida por el campo magnético terrestre, lo que reduce la exposición a la radiación cósmica durante las fases iniciales.
- **Comunicaciones eficientes:** La visibilidad desde estaciones terrestres es alta, facilitando el control y la supervisión de las operaciones de ensamblaje.
- **Simulación de condiciones espaciales:** Aunque aún hay cierta resistencia atmosférica, LEO permite probar el comportamiento de sistemas en un entorno cercano al espacio profundo.
- **Colaboración internacional:** Al ser una órbita habitual y compartida por múltiples países y empresas, LEO permite coordinar operaciones logísticas entre diferentes actores.

5.5.4 Transferencia de LEO a GEO

Una vez finalizado el ensamblaje y las comprobaciones en órbita baja terrestre (LEO), se plantea una maniobra de transferencia hacia una órbita geoestacionaria (GEO), que ofrece un entorno más estable para pruebas avanzadas y para la posterior maniobra de escape hacia Marte.

La transferencia se realiza de forma óptima mediante una transferencia de Hohmann. Esta maniobra es energéticamente eficiente y relativamente sencilla de calcular, aunque algo más lenta que otras alternativas como la transferencia bi-elíptica.

Para el cálculo se consideran los siguientes parámetros:

- Altitud de LEO: $h_1 = 400 \text{ km} \Rightarrow r_1 = R_T + h_1 = 6,771 \text{ km}$
- Altitud de GEO: $h_2 = 35,786 \text{ km} \Rightarrow r_2 = R_T + h_2 = 42,157 \text{ km}$
- Parámetro gravitacional de la Tierra: $\mu \approx 398,600 \text{ km}^3/\text{s}^2$

El semieje mayor de la órbita de transferencia es:

$$a = \frac{r_1 + r_2}{2} = \frac{6,771 + 42,157}{2} = 24,464 \text{ km} \quad (27)$$

Empezamos con el cálculo de v_1 que es la velocidad orbital en la órbita baja terrestre (LEO), correspondiente a una órbita circular de radio r_1 . Es la velocidad inicial antes de iniciar la maniobra de transferencia.

$$v_1 = \sqrt{\frac{\mu}{r_1}} = \sqrt{\frac{398,600}{6,771}} = 7,67 \text{ km/s} \quad (28)$$

v_p es la velocidad en el perigeo de la órbita de transferencia elíptica (punto más cercano a la Tierra). Es la velocidad que debe alcanzar la nave en LEO para entrar en la órbita de transferencia hacia GEO. Y el primer impulso necesario para pasar de la órbita circular inicial (LEO) a la órbita de transferencia elíptica, que se realiza en el perigeo se calcula como $\Delta v_1 = v_p - v_1$.

$$v_p = \sqrt{\mu \left(\frac{2}{r_1} - \frac{1}{a} \right)} = \sqrt{398,600 \left(\frac{2}{6,771} - \frac{1}{24,464} \right)} = 10,07 \text{ km/s} \quad (29)$$

$$\Delta v_1 = v_p - v_1 = 10,07 - 7,67 = 2,40 \text{ km/s} \quad (30)$$

Del mismo modo v_a es la velocidad en el apogeo de la órbita de transferencia elíptica (punto más lejano a la Tierra, en la altitud de GEO). Es la velocidad de la nave justo antes de realizar el segundo impulso. Y v_2 será la velocidad orbital en la órbita geostacionaria (GEO), correspondiente a una órbita circular de radio r_2 . Es la velocidad final deseada para mantener una órbita estable en GEO.

$$v_2 = \sqrt{\frac{\mu}{r_2}} = \sqrt{\frac{398,600}{42,157}} = 3,07 \text{ km/s} \quad (31)$$

$$v_a = \sqrt{\mu \left(\frac{2}{r_2} - \frac{1}{a} \right)} = \sqrt{398,600 \left(\frac{2}{42,157} - \frac{1}{24,464} \right)} = 1,61 \text{ km/s} \quad (32)$$

Al igual que antes, $\Delta v_2 = v_2 - v_a$ es el segundo impulso necesario para circularizar la órbita en GEO, transformando la órbita elíptica de transferencia en una órbita circular.

$$\Delta v_2 = v_2 - v_a = 3,07 - 1,61 = 1,46 \text{ km/s} \quad (33)$$

El impulso total requerido queda como $\Delta v_{\text{total}} = \Delta v_1 + \Delta v_2$ delta-v total requerido para la maniobra completa desde LEO hasta GEO mediante una transferencia de Hohmann.

$$\Delta v_{\text{total}} = \Delta v_1 + \Delta v_2 = 2,40 + 1,46 = 3,86 \text{ km/s} \quad (34)$$

La desventaja de la transferencia de Hohmann es el tiempo de maniobra, por ello lo calcularemos aplicando la tercera ley de Kepler, el periodo orbital de la órbita elíptica es:

$$T = 2\pi \sqrt{\frac{a^3}{\mu}} \approx 601,5 \text{ minutos} \quad (35)$$

Por tanto, la duración total de la transferencia (que corresponde a la mitad del período de la órbita elíptica) es:

$$t_{\text{transferencia}} \approx \frac{T}{2} \approx 5 \text{ horas} \quad (36)$$

Esta maniobra se considera ideal para esta etapa de la misión, ya que permite realizar el cambio de órbita de forma eficiente, con un coste energético relativamente bajo y sin comprometer la integridad estructural de la nave durante la transición.

Simulación LEO-GEO con GMAT

En la imagen de elaboración propia en GMAT se puede ver la transferencia Hohmann de órbita LEO a órbita GEO circular a partir de la órbita elíptica de LEO a GEO. Además, se pueden ver como la solución converge y nos muestra los valores más precisos para realizar ambos impulsos.

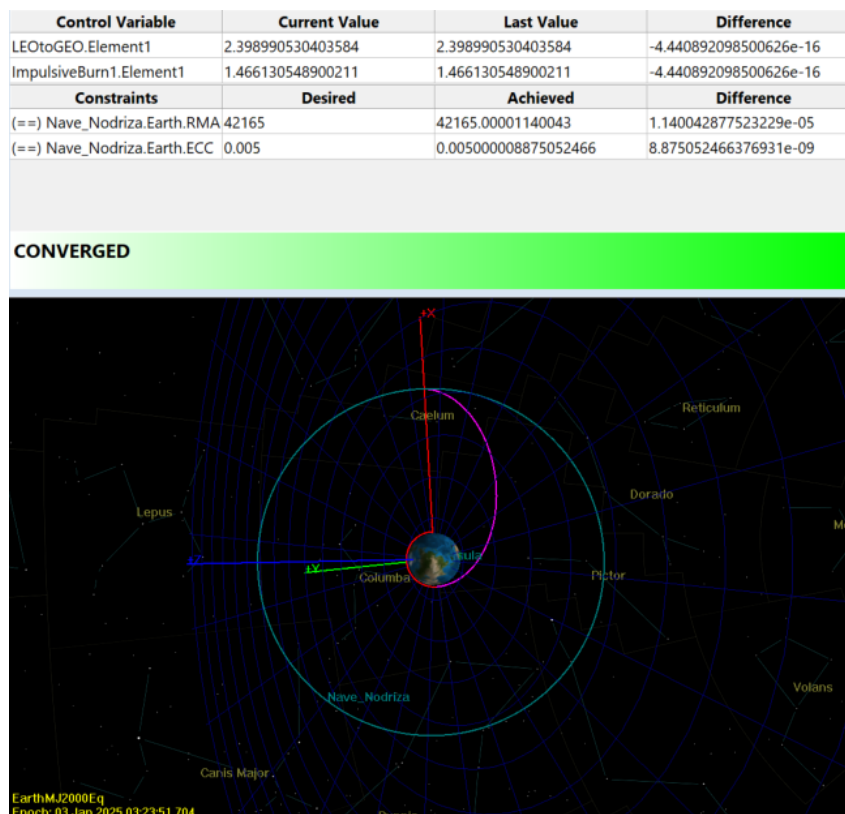


Figura 20: Transferencia de LEO-GEO (Elaboración Propia)

5.5.5 Órbita GEO

Una vez completado el ensamblaje en órbita baja terrestre (LEO), se propone transferir la nave a una órbita geostacionaria (GEO), definida como una órbita circular a 35.786 km de altitud sobre el ecuador

terrestre, con inclinación de 0° . A continuación se muestran las ventajas de la elección estratégica sobre la órbita GEO de cara al encendido de motor y el inicio de la misión marciana.

1. **Estabilidad y persistencia:** La órbita GEO es sincrónica con la rotación de la Tierra, por lo que la nave permanece sobre un punto fijo del ecuador. De esta manera facilita las comunicaciones con estaciones terrestres y el seguimiento, sin necesidad de antenas ni reposicionamiento constante.
2. **Bajo consumo para mantenimiento:** Una vez alcanzada la órbita GEO, se requiere poca energía para mantener la nave en posición. Las perturbaciones gravitatorias, solares o de radiación son mínimas por lo que realizar pruebas prolongadas se facilita.
3. **Exposición solar alta:** GEO ofrece una exposición casi continua al Sol, salvo durante eclipses en los equinoccios. Esto permite alimentar sistemas mediante paneles solares como fuente secundaria de energía y realizar pruebas térmicas realistas sobre el fuselaje y los materiales de la nave.
4. **Ambiente cercano al espacio profundo:** A diferencia de LEO, la nave en GEO se encuentra fuera de la magnetosfera más densa y del cinturón de Van Allen interno. Las condiciones de radiación, temperatura y vacío se asemejan más a las que se encontrarán durante la trayectoria interplanetaria, haciendo que las pruebas sean más representativas y exigentes.
5. **Plataforma ideal para el lanzamiento interplanetario:** Al encontrarse ya en una órbita de alta energía potencial, la nave requiere menos delta-v adicional para escapar de la gravedad terrestre que si lo hiciera desde LEO.

5.5.6 Encendido del motor de fusión y maniobra de escape hacia Marte

Una vez finalizadas las pruebas estructurales, térmicas y funcionales en la órbita geoestacionaria (GEO), se procede al encendido controlado del motor de fusión $D-He^3$, diseñado específicamente para proporcionar empuje continuo con alto impulso específico. Esta etapa marca el inicio de la fase interplanetaria de la misión.

A diferencia de los motores químicos convencionales, que dependen de impulsos breves de alta potencia, el motor de fusión opera mediante un empuje sostenido de baja aceleración pero elevada eficiencia. Esta característica permite optimizar el consumo de propelente y adaptar la trayectoria de forma dinámica según la ventana de lanzamiento disponible y las condiciones orbitales.

Ventajas del encendido desde GEO

El encendido del motor en GEO ofrece múltiples ventajas:

- **Menor delta-v requerido:** Al partir desde una órbita de alta energía potencial, la nave necesita una cantidad significativamente menor de energía para escapar del pozo gravitacional terrestre en comparación con un lanzamiento desde LEO.
- **Condiciones orbitales estables:** GEO proporciona una base adecuada para realizar encendidos prolongados, sin interferencia atmosférica y con mínima perturbación orbital, permitiendo aprovechar al máximo el perfil de empuje continuo del motor de fusión.
- **Flexibilidad en el perfil de salida:** La nave puede adoptar una trayectoria de tipo *spiral-out* o utilizar una aceleración tangencial prolongada que la lleve gradualmente a intersectar la órbita de Marte, optimizando la orientación del empuje sin requerir grandes impulsos iniciales.

5.5.7 Fase de llegada a Marte: Inserción orbital y separación de cápsula

Una vez completado el trayecto interplanetario desde la órbita geoestacionaria terrestre, la nave alcanza el entorno marciano con una velocidad relativa elevada, determinada por el perfil de aceleración continua del motor de fusión. Esta fase de llegada se divide en dos etapas críticas: la inserción orbital alrededor de Marte y la separación de la cápsula tripulada o de descenso.

La trayectoria utilizada para el viaje a Marte no será Hohmann, dado que esta daría como resultado 8 meses y medio, por ello se usará una trayectoria de impulso continuo. La simulación de impulso continuo en GMAT es muy complicada por lo que queda fuera del estudio.

Los parámetros calculados para realizar el viaje en un mes se realizaron en la sección 5.1.1 y resumidos en la tabla 3. Estos los parámetros utilizados para el diseño del motor, por lo que el delta de v necesario y la masa utilizada quedan definidos.

Tipo de órbita	Altitud aproximada	Ventajas	Desventajas
Órbita baja marciana (LMO)	250–500 km	<ul style="list-style-type: none"> ■ Alta resolución para observación de la superficie. ■ Baja latencia en comunicaciones con módulos en la superficie. 	<ul style="list-style-type: none"> ■ Cobertura limitada por pasada. ■ Requiere múltiples órbitas para mapear todo el planeta.
Órbita polar	200–1000 km	<ul style="list-style-type: none"> ■ Cobertura global con el tiempo. ■ Ideal para mapeo completo del planeta. 	<ul style="list-style-type: none"> ■ Mayor consumo de energía para mantener la órbita. ■ Requiere más tiempo para completar el mapeo completo.
Órbita areo-sincrónica	17,000 km	<ul style="list-style-type: none"> ■ Cobertura constante sobre una región específica. ■ Útil para satélites de comunicación. 	<ul style="list-style-type: none"> ■ Menor resolución para observaciones de superficie. ■ Altitud elevada puede complicar las comunicaciones.
Órbita altamente elíptica	Periapsis bajo, apoapsis alto	<ul style="list-style-type: none"> ■ Observación prolongada de regiones específicas. ■ Permite estudios detallados durante el apoapsis. 	<ul style="list-style-type: none"> ■ Variaciones significativas en la distancia al planeta. ■ Complica las comunicaciones y el control de la nave.

Tabla 7: Comparativa de órbitas alrededor de Marte

1. Inserción orbital alrededor de Marte

Dado que el motor de fusión permite un control de empuje continuo, no se requiere una maniobra impulsiva clásica como en los motores químicos. En su lugar, se planifica una fase de frenado gradual aprovechando empuje vectorial dirigido en sentido opuesto a la velocidad de la nave.

Durante esta etapa, se reduce la energía específica de la trayectoria heliocéntrica hasta que la nave queda capturada por la gravedad marciana, entrando en una órbita elíptica temporal (captura orbital). Esta órbita puede refinarse posteriormente mediante maniobras adicionales hasta adoptar un perfil circular o de inserción baja, dependiendo de la misión (orbital o aterrizaje).

La ventaja del empuje constante es la posibilidad de realizar correcciones finas de trayectoria sin consumo excesivo de combustible ni necesidad de grandes impulsos.

2. Separación de cápsula de descenso

Una vez estabilizada la nave nodriza en órbita marciana, se lleva a cabo la separación de la cápsula de descenso. Esta cápsula, que contiene a la tripulación o el instrumental científico principal, representa únicamente un pequeño porcentaje de la masa total de la nave (en este diseño, se considera una división aproximada de 10 % cápsula – 90 % nodriza). Este fraccionamiento permite:

- Reducir la masa que debe frenar e insertar en órbita baja marciana.
- Minimizar el consumo de combustible durante las fases de desaceleración e inserción.
- Evitar exponer la nave nodriza completa al entorno atmosférico marciano.

La cápsula puede contar con su propio sistema de propulsión de corto alcance (por ejemplo, propulsores químicos) o realizar la entrada directa mediante maniobras asistidas por aerofrenado y paracaídas, dependiendo de la altitud de separación.

Cálculo comparativo: frenado de la nave completa vs. sólo la cápsula

Supongamos que queremos frenar la nave (masa total $m_0 = 10,000$ kg) o únicamente una cápsula de descenso ($m_c = 1,000$ kg, es decir, el 10 % de la nave) al llegar a Marte. Usamos los parámetros de la nave y esta vez el Δv será de 5000 m/s. Para transferencias rápidas como 1 mes la velocidad de llegada puede ser del orden de 5-7 km/s (5,000–7,000 m/s) respecto a Marte, y ese es el orden de magnitud que se debe disipar para capturarse orbitalmente.^[39]

1. Masa de propelente necesaria (Ecuación de Tsiolkovsky):

$$\Delta m = m_0 \left[1 - \exp\left(-\frac{\Delta v}{v_e}\right) \right] \quad (37)$$

- Para la nave completa ($m_0 = 10,000$ kg):

$$\Delta m_{nave} = 10,000 \left[1 - \exp\left(-\frac{5,000}{98,100}\right) \right] = 497, \text{ kg} \quad (38)$$

- Para la cápsula ($m_0 = 1,000$ kg):

$$\Delta m_{caps} = 1,000 \left[1 - \exp\left(-\frac{5,000}{98,100}\right) \right] = 49,7, \text{ kg} \quad (39)$$

Diferencia de propelente:

$$\Delta m_{nave} - \Delta m_{caps} = 497 - 49,7 = 447,3, \text{ kg} \quad (40)$$

2. Tiempo de frenado (con empuje constante):

$$t = \frac{m_0 \cdot v_e}{F} \left[1 - \exp\left(-\frac{\Delta v}{v_e}\right) \right] \quad (41)$$

- Para la nave completa:

$$t_{nave} = \frac{10,000 \cdot 98,100}{88} \left[1 - \exp\left(-\frac{5,000}{98,100}\right) \right] = 553,940, \text{ s} \approx 6,4, \text{ días} \quad (42)$$

- Para la cápsula:

$$t_{caps} = \frac{1,000 \cdot 98,100}{88} \left[1 - \exp\left(-\frac{5,000}{98,100}\right) \right] = 55,394, \text{ s} \approx 15,4, \text{ horas} \quad (43)$$

Diferencia de tiempo:

$$\Delta t = t_{nave} - t_{caps} = 553,940, \text{ s} - 55,394, \text{ s} = 498,546, \text{ s} \approx 5,8, \text{ días} \quad (44)$$

Como conclusión podemos determinar que frenar solo la cápsula permite ahorrar aproximadamente 447 kg de propelente y reduce la duración de la maniobra de frenado en más de 5 días respecto a frenar la nave completa. Esto es especialmente relevante para trayectorias rápidas y misiones modulares, donde la masa a frenar puede optimizarse separando la nave nodriza y la cápsula.

3. Función de la nave nodriza post-separación

La nave nodriza, una vez liberada la cápsula, continúa su trayectoria. En este diseño conceptual, se propone que no permanezca en órbita marciana, sino que continúe hacia el sistema de Júpiter o Saturno para aprovechar asistencias gravitatorias que permitan su retorno al entorno marciano tras un ciclo completo. Este enfoque busca:

- Aprovechar la masa remanente de la nave (sin cápsula) para mantener la eficiencia del motor de fusión en viajes largos.
- Simular un ciclo de misión de retorno autónomo, donde la nave recoge a la tripulación o instrumental después de un periodo de exploración en superficie.
- Permitir pruebas de largo alcance y resistencia de la nave nodriza en trayectorias planetarias extendidas.

Este tipo de arquitectura modular y dinámica ofrece nuevas oportunidades para la exploración tripulada y logística de Marte, reduciendo los costes de envío y retorno por misión y maximizando el aprovechamiento de la nave nodriza propulsada por fusión. A continuación calculamos el tiempo y combustible consumido:

5.5.8 Fase de misión extendida y retorno de la nave nodriza

Una vez que la cápsula de descenso se ha separado para llevar a cabo la exploración en la superficie marciana, la nave nodriza —liberada del 10% de su masa— puede continuar su trayectoria en una misión extendida hacia el sistema solar exterior. Este planteamiento tiene como objetivo maximizar la eficiencia del sistema de propulsión por fusión y permitir una arquitectura de retorno modular y sostenible.

1. Trayectoria hacia el sistema exterior

La nave nodriza, ya en órbita marciana, ejecuta una maniobra de escape controlado mediante su motor de fusión, adoptando una trayectoria hacia Júpiter o Saturno. Estos planetas gigantes ofrecen una oportunidad estratégica para realizar maniobras de asistencia gravitacional debido a su gran masa y velocidad orbital. Durante este trayecto:

- Se validan los sistemas de soporte de larga duración.
- Se pueden realizar experimentos autónomos o desplegar sondas científicas.
- Se aprovecha el motor de fusión para mantener empuje constante, ajustando la trayectoria y optimizando el tiempo de vuelo.

Semieje mayor de la transferencia para $r_M = 2,28 \times 10^{11}$ m, $r_J = 7,78 \times 10^{11}$ m y $GM_\odot = 1,327 \times 10^{20}$ m³/s²:

$$a = \frac{r_M + r_J}{2} = 5,03 \times 10^{11} \text{ m} \quad (45)$$

Tiempo de viaje marte - júpiter:

$$T_{trans} = \pi \sqrt{\frac{a^3}{GM_\odot}} \approx 1,55 \text{ años} \quad (46)$$

Consumo de propelente con $\Delta v = 5,500$ m/s, $I_{sp} = 10,000$ s, $m_0 = 9,000$ kg:

$$m_f = m_0 \cdot \exp\left(-\frac{\Delta v}{I_{sp} \cdot g_0}\right) = 9,000 \cdot \exp\left(-\frac{5,500}{10,000 \times 9,81}\right) \approx 8,509 \text{ kg} \quad (47)$$

$$\text{Propelente} = 9,000 - 8,509 = 491 \text{ kg} \quad (48)$$

Siguiendo el mismo cálculo si se quisiera un retono más rápido, en 5 meses, el $\Delta v \approx 64,000 \text{ m/s}$ y se requeriría 4.295 kg de combustible.

2. Asistencia gravitacional para retorno

Una vez que la nave alcanza las cercanías de Júpiter o Saturno, se planifica una maniobra de **asistencia gravitacional** o *flyby*. Esta técnica permite modificar la velocidad y dirección de la nave sin gasto adicional de combustible, aprovechando el campo gravitatorio del planeta para redirigir la trayectoria de vuelta hacia el interior del sistema solar.

Mediante esta maniobra, la nave puede invertir su trayectoria heliocéntrica y establecer una nueva intersección orbital con Marte, cerrando así un ciclo de misión que la posiciona nuevamente para realizar funciones de reabastecimiento, recogida de cápsulas o soporte logístico.

3. Ventajas de este enfoque

- **Reutilización:** El diseño evita abandonar la nave nodriza tras una sola misión. Puede servir como vehículo logístico recurrente entre Marte y otros destinos.
- **Eficiencia energética:** El uso del motor de fusión permite mantener empuje bajo y continuo, mientras que las asistencias gravitacionales reducen la necesidad de grandes consumos para el retorno.
- **Demostración tecnológica:** Validar esta arquitectura permitiría abrir el camino hacia misiones autosuficientes en tiempo largo, con trayectorias dinámicas entre planetas sin requerir retornos directos desde la superficie.

En el caso de transferencias interplanetarias tipo Hohmann —de baja energía y larga duración—, el tiempo de trayecto y el consumo de combustible para el viaje de regreso desde Júpiter a Marte serán prácticamente iguales a los del viaje de ida. Esto se debe a que la transferencia depende únicamente de las órbitas de los planetas alrededor del Sol y el Δv requerido es el mismo en ambos sentidos, siempre que la nave y las condiciones de la maniobra sean equivalentes. ^[40]

Por tanto:

- El **tiempo de vuelo** Júpiter–Marte \approx Marte–Júpiter (~ 1.55 años para transferencia Hohmann).
- El **consumo de combustible** será muy similar, calculado con la misma ecuación de Tsiolkovsky y mismo Δv .

4. Escenario de misión cíclica

Este planteamiento encaja dentro de un modelo de misión cíclica interplanetaria, en el cual la nave nodriza realiza ciclos periódicos entre la Tierra, Marte y puntos de retorno más allá del cinturón de asteroides. En fases futuras, esta estrategia permitiría establecer una red logística de estaciones orbitales, vehículos modulares y nodrizas de fusión capaces de recorrer trayectorias reutilizables a escala solar.

5.6. Más allá

Después de una primera misión a Marte, una posible segunda misión de referencia es un encuentro tripulado con la luna Europa de Júpiter, que es más típica de una misión al sistema solar exterior que requiere una tecnología de propulsión avanzada como la fusión.

Una misión Júpiter/Europa tendría exigentes requisitos de rendimiento, sería científicamente interesante debido a la posibilidad de vida bajo su superficie que requiere presencia humana para su investigación, tendría un tamaño dominante entre la mayoría de las lunas, contaría con abundante hidrógeno accesible para aplicaciones de propulsión y estaría cerca de un amplio suministro de combustibles de fusión D y He^3 en la atmósfera del planeta.

La tercera misión de referencia constituye un objetivo ambicioso: el encuentro de una plataforma de observación robótica con el plano focal de la lente gravitacional del Sol y la capacidad de maniobrar con seguimiento transversal.

Las masas de la carga útil humana recomendadas aquí son estimaciones de orden de magnitud escaladas a partir de estudios existentes de misiones tripuladas a Marte y Júpiter. Estas estimaciones prevén una tripulación de seis personas, gravedad artificial parcial (0,2 g), protección adecuada contra la radiación ambiental y provisiones suficientes para los tiempos de viaje recomendados a continuación.

Si el diseñador conceptual decide incorporar gravedad artificial específica del vehículo/sistema de propulsión o protección contra la radiación ambiental en la carga útil de la tripulación, se recomiendan relaciones de masa de la carga útil por separado a continuación. Los tiempos totales de viaje de ida y vuelta se especifican para garantizar un diseño de misión que incorpore orientaciones planetarias relativas válidas en la trayectoria. El tiempo de permanencia planetaria no se especifica, no incluye los requisitos de tiempo de tránsito y se considera peculiar de la misión. Los tiempos de viaje tripulado son algo arbitrarios, pero representativos de la experiencia humana de larga duración en órbita terrestre baja y consistentes con algunos estudios actuales de misiones a Marte.

Los requisitos de masa de carga útil y de trayectoria transversal para la misión robótica se ampliaron a partir de una de las misiones robóticas actuales más ambiciosas. Debido al potencial implícito de muchos sistemas de propulsión de fusión para proporcionar relaciones empuje-peso suficientemente elevadas, los planificadores de misiones tienen un amplio margen de maniobra en cuanto a los requisitos de V , los parámetros orbitales y las fechas de salida/llegada; por lo tanto, estos parámetros no se especifican. Se anima a los diseñadores a incluir información sobre la manifestación del lanzamiento, los escenarios de aborto, la redundancia del sistema del vehículo, la reutilización del vehículo, la vida útil del reactor de fusión y las opciones finales de desecho del reactor o vehículo; aunque generalmente se considera que estos temas quedan fuera del alcance de los estudios aquí considerados.

6. Discusión

El trabajo ha permitido el análisis de un potencial sistema de propulsión por fusión directa, utilizando la reacción $D-He^3$, para viajes interplanetarios de alta velocidad. Bajo las características de una nave de 10 toneladas, con un impulso específico de 10000 s y empuje de 88 N, se ha podido mejorar una mejora significativa partiendo de los 6–9 meses requeridos para los sistemas de propulsión química convencionales hasta aproximadamente 30 días de viaje.

Uno de los principales hitos es la severa reducción del consumo de propelente respecto a los métodos químicos, gracias al alto impulso específico de los motores de fusión. Uno de los contribuyentes a dicha reducción de combustible es la maniobra de separación de la cápsula que demuestra una estrategia excelente de eficiencia energética y tiempo de viaje.

Acerca de la simulación de trayectorias y maniobras, demuestra que el diseño de la misión y la secuencia de separación de etapas tienen un impacto fundamental en la optimización de parámetros como el delta-v y el ahorro de combustible. Se puede confirmar que la utilización de maniobras asistidas por gravedad para la nave nodriza, y la posterior reconexión con la cápsula marciana, permite optimizar el uso de combustible y acortar los tiempos de viaje en misiones de retorno desde destinos más alejados, como Júpiter.

Respecto al diseño del motor de fusión se han realizado aproximaciones y no se ha realizado un cálculo térmico debido a su complejidad, falta de bibliografía y tiempo para una mayor investigación o uso de software.

En cuanto a la selección de materiales para los componentes expuestos al plasma, los resultados respaldan la idoneidad de soluciones ligeras y resistentes a la radiación, como el berilio y los materiales cerámicos avanzados, en contraste con los diseños más pesados de los reactores terrestres tipo ITER.

Con el fin de validar los resultados con bibliografía se han empleado diferentes artículos científicos [38,41,42] en los cuales se realizan cálculos en el ámbito de viajes interplanetarios con tecnología de fusión, aunque esta no fuera la misma.

En cuanto a las limitaciones y aproximaciones que se han utilizado, se ha de hacer énfasis en lo relativo a maniobras de entrada orbital y frenado, efectos de masa variable y optimización de trayectorias. No obstante, se obtiene una buena aproximación sobre la que trabajar y posteriormente simular en softwares como GMAT para obtener resultados dignos de misiones espaciales.

7. Conclusiones

7.1. Conclusiones del trabajo

Los resultados reafirman que la fusión es el motor que nos llevará a otros planetas en escasos meses, en el caso de la misión a Marte se obtiene un tiempo de vuelo de un mes con una arquitectura viable, además de visitar Júpiter durante el proceso de la misión. Sin embargo, queda un arduo camino de investigación en la tecnología de fusión antes de poder hacer este estudio una realidad.

En conclusión, los resultados obtenidos son robustos y reproducibles, y se encuentran validados tanto por la coherencia interna del modelo como por la comparación con publicaciones científicas especializadas. No obstante, se sugiere como línea futura la validación mediante simulaciones más detalladas y el desarrollo de prototipos a escala para pruebas experimentales.

7.2. Conclusiones personales

El trabajo final de grado es una de las mejores experiencias de la carrera donde puedes aplicar todo lo aprendido a un tema elegido por ti. En mi caso he tenido la suerte de encontrar Luis Poderoso, mi tutor de TFG, Físico Nuclear, que me ha ayudado a desarrollarme en mi tema. Este tema tiene especial importancia para mí ya que siempre he querido juntar la fusión con las misiones espaciales, mis dos temas favoritos. Además actualmente junto con mi compañera estoy creando una start-up sobre dicho ámbito y hemos tenido la alegría de ganar nuestro primer premio en concurso nacional, describo algo más en el primer anexo.

Durante este viaje he aprendido más sobre el arte de la investigación, a utilizar diversas herramientas y combinarlas, además de haberme adentrado en la fusión, el cual considero que ha sido el mayor reto de la carrera debido a su dificultad de comprensión.

8. Futuras Líneas de Trabajo

El trabajo continuará ya que es mi proyecto de start-up. Hay muchas más cosas que me gustaría haber incluido, sin embargo, el tiempo siempre es un factor limitante.

8.1. Motor de Fusión

El diseño conceptual del motor de fusión es un ámbito muy complejo, es por ello que se han omitido partes durante el proceso como el cálculo de los imanes necesarios, en los que me hubiera gustado desarrollar características como la superconductividad y haber realizado una selección de materiales.

En cuanto al diseño gráfico hubiera sido muy enriquecedor realizar el diseño del motor mediante Solid-Works, programa en el que tengo conocimiento. Posteriormente se hubieran realizado simulaciones de temperatura y modelos de fluidos en ANSYS o Cosmosol.

8.2. Simulación Orbital

El software GMAT era prácticamente nuevo, por ello se tuvo que aprender su funcionamiento durante el trabajo de fin de grado. En consecuencia, en las simulaciones realizadas existe una aproximación sustituyendo el impulso instantáneo por el progresivo. Además, debido a su complejidad no se han podido realizar simulaciones de la trayectoria de la nave nodriza hacia Júpiter o Saturno para un frenado orbital, debido a que no solo requiere la simulación de viaje, si no realizar el modelo gravitatorio de dicho planeta.

9. Referencias

- [1] Chen, F. F. (2018). Erratum to: Introduction to Plasma Physics and Controlled Fusion. In Introduction to Plasma Physics and Controlled Fusion (pp. E1–E1). Springer International Publishing.
- [2] Tuszewski, M. (1988). Field reversed configurations. *Nuclear Fusion*, 28(11), 2033–2092. <https://doi.org/10.1088/0029-5515/28/11/008>
- [3] Taylor, J. B. (1986). Relaxation and magnetic reconnection in plasmas. *Reviews of Modern Physics*, 58(3), 741–763. <https://doi.org/10.1103/RevModPhys.58.741>
- [4] Taylor, J. B. (1974). Relaxation of Toroidal Plasma and Generation of Reverse Magnetic Fields. *Physical Review Letters*, 33(19), 1139–1141. doi:10.1103/physrevlett.33.1139
- [5] Woltjer, L. (1958). A theorem on force-free magnetic fields. *Proceedings of the National Academy of Sciences*, 44(6), 489–491. <https://doi.org/10.1073/pnas.44.6.489>
- [6] Bondeson, A., Marklin, G., An, Z. G., Chen, H. H., Lee, Y. C., & Liu, C. S. (1981). Nonlinear evolution of tearing modes. *Physics of Fluids*, 24(9), 1682–1693. <https://doi.org/10.1063/1.863451>
- [7] Finn, J. M., & Kaw, P. K. (1980). Coalescence instability of magnetic islands. *Annals of the New York Academy of Sciences*, 357(1), 66–87. <https://doi.org/10.1111/j.1749-6632.1980.tb29687.x>
- [8] Matthaeus, W. H., & Montgomery, D. (1978). Three-dimensional magnetohydrodynamic turbulence. *The Physics of Fluids*, 21(5), 757–763. <https://doi.org/10.1063/1.862203>
- [10] Gray, T., Brown, M. R., & Dandurand, D. (2013). Observation of a Relaxed Plasma State in a Quasi-Infinite Cylinder. *Physical Review Letters*, 110(8). doi:10.1103/physrevlett.110.08500
- [11] Finn, J. M., Manheimer, W. M., & Ott, E. (1981). Spheromak tilting instability in cylindrical geometry. *The Physics of Fluids*, 24(7), 1336–1343. <https://doi.org/10.1063/1.863318>
- [12] Dobrowolny, M., Mangeney, A., & Veltri, P. (1980). Fully developed anisotropic hydromagnetic turbulence in interplanetary space. *Physical Review Letters*, 45(2), 144–147. <https://doi.org/10.1103/PhysRevLett.45.144>
- [13] Matthaeus, W. H., Goldstein, M. L., & Montgomery, D. C. (1983). Turbulent generation of field-aligned current filaments. *Physical Review Letters*, 51(16), 1484–1487. <https://doi.org/10.1103/PhysRevLett.51.1484>
- [14] Stribling, T., & Matthaeus, W. H. (1991). Relaxation processes in a low-order three-dimensional magnetohydrodynamic model. *Physics of Fluids B: Plasma Physics*, 3(8), 1848–1864. <https://doi.org/10.1063/1.8596>
- [15] Himmelwerk. (2023, 6 noviembre). Reactor de fusión nuclear ITER – Generación de plasma. <https://www.himmelwerk.com/es/la-tecnologia/generacion-de-plasma-para-iter/>
- [16] Energy Encyclopedia. (2024, 22 abril). Inertial confinement fusion [Vídeo]. YouTube. <https://www.youtube.com>
- [17] Hansen, S. B., Awe, T. J., McBride, R. D., Gomez, M. R., Jennings, C. A., & Slutz, S. A. (2021, mayo). An overview of magneto-inertial fusion on the Z Machine at Sandia National Laboratories [Presentación de póster]. 28th IAEA Fusion Energy Conference (FEC 2020), International Atomic Energy Agency. <https://conferences.iaea.org/event/214/contributions/17017/>
- [18] Krell Institute. (2024, 30 julio). DOE NNSA LRGF 2024: High-Energy-Density Field-Reversed Configurations (HED FRCs) for Magneto. . . [Vídeo]. YouTube. <https://www.youtube.com/watch?v=M-RuoGtUvjM>
- [19] Thomas, S. J., Paluszek, M. A., & Cohen, S. A. (2017, septiembre). Fusion-enabled Pluto orbiter and lander. En AIAA SPACE and Astronautics Forum and Exposition. American Institute of Aeronautics and Astronautics. <https://doi.org/10.2514/6.2017-5276>

- [20] You, S., Yun, G. S., Hsu, S. C., & Bellan, P. M. (2016). The Mochi LabJet experiment for measurements of canonical helicity injection in a laboratory astrophysical jet. *Review of Scientific Instruments*, 87(11), 11D406. <https://doi.org/10.1063/1.4961475>
- [21] You, S., Yun, G. S., & Hsu, S. C. (2023). The Helicity Drive: A pulsed fusion engine concept for space propulsion. *Acta Astronautica*, 207, 351–359. <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2023.04.001>
- [22] FireStar Systems. (2023). FireStar™ Foundation Model M1.4 Specifications and Technical Overview. FireStar Propulsion Technologies.
- [23] The Mars Society. (2021, octubre 25). Fusion powered helicity drive - Dr. Setthivoine You - 2021 Mars Society Virtual Convention [Video]. YouTube. <https://www.youtube.com/watch?v=GAhLGRcA-IQ>
- [24] Barabash, V., Federici, G., Matera, R., & Raffray, A. R. (1999). Armour materials for the ITER plasma facing components. *Physica Scripta*, T81, 74–83. <https://doi.org/10.1238/physica.topical.081a00074>
- [25] Barnes, R. S. (1964). A theory of swelling and gas release for reactor materials. *Journal of Nuclear Materials*, 11(2), 135–148. [https://doi.org/10.1016/0022-3115\(64\)90002-9](https://doi.org/10.1016/0022-3115(64)90002-9)
- [26] Billone, M. C., Donné, M. D., & Macaulay-Newcombe, R. G. (1995). Status of beryllium development for fusion applications. *Fusion Engineering and Design*, 27(C), 179–190. [https://doi.org/10.1016/0920-3796\(95\)90125-6](https://doi.org/10.1016/0920-3796(95)90125-6)
- [27] Terrón Fraile, S. (2018). Diseño y análisis multidisciplinar de la fuente de neutrones de media intensidad propuesta para ESS-Bilbao [Tesis doctoral, Universidad Politécnica de Madrid].
- [28] A. Hasegawa, M. Fukuda, T. Tanno, and S. Nogami, “Neutron Irradiation Behavior of Tungsten,” *Mater Trans*, vol. 54, no. 4, p. MG201208, 2013, doi: 10.2320/MATERTRANS.MG201208.
- [29] V. Barabash, G. Federici, M. Rödig, L. L. Snead, and C. H. Wu, “Neutron irradiation effects on plasma facing materials,” *Journal of Nuclear Materials*, vol. 283–287, no. PART I, pp. 138–146, Dec. 2000, doi: 10.1016/S0022-3115(00)00203-8.
- [30] C. Yin et al., “Ductile to brittle transition temperature of advanced tungsten alloys for nuclear fusion applications deduced by miniaturized three-point bending tests,” *Int J Refract Metals Hard Mater*, vol. 95, p. 105464, Feb. 2021, doi: 10.1016/J.IJRMHM.2020.105464
- [31] International Atomic Energy Agency. (2002). ITER technical basis. <https://www.iaea.org/publications/6492/iter-technical-basis>
- [32] V. Barabash and L. L. Snead, “Modified formula for the assessment of the thermal response of neutron irradiated CFC,” *Journal of Nuclear Materials*, vol. 329–333, no. 1-3 PART A, pp. 860–864, Aug. 2004,
- [33] Huerta Cejudo, J. J. (2023). Revisión crítica del estado del arte de la transferencia de calor en reactores de fusión nuclear (Trabajo de Fin de Grado). Universidad de Sevilla, Escuela Técnica Superior de Ingeniería.
- [34] V. Barabash, M. Akiba, I. Mazul, M. Ulrickson, and G. Vieider, “Selection, development and characterisation of plasma facing materials for ITER,” *Journal of Nuclear Materials*, vol. 233–237, no. PART 1, pp. 718–723, Oct. 1996, doi: 10.1016/S0022-3115(96)00323-6.
- [35] Hall, C., & Evans, M. (2024). Benefits of a rotating – Partial gravity – Spacecraft. *Acta Astronautica*, 215, 1–12. <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2024.04.015>
- [36] Bukley, A., Paloski, W., & Clément, G. (2006). Physics of artificial gravity. En S. Paloski (Ed.), *Artificial gravity as a tool in biology and medicine* (Cap. 2). International Academy of Astronautics.

- [37] NASA. (2020). General Mission Analysis Tool (GMAT), version R2020a [Software]. Goddard Space Flight Center. <https://gmat.atlassian.net/wiki/>
- [38] Bate, R. R., Mueller, D. D., & White, J. E. (2020). Fundamentals of astrodynamics (2ª ed.). Dover Publications.
- [39] Williams, C. H., Borowski, S. K., Dudzinski, L. A., & Juhasz, A. J. (1997). An assessment of fusion space propulsion concepts and desired operating parameters for fast solar system travel. 33rd Joint Propulsion Conference and Exhibit. <https://doi.org/10.2514/6.1997-3074>
- [40] Bate, R. R., Mueller, D. D., & White, J. E. (1971). Fundamentals of astrodynamics. Dover Publications.
- [41] Santarius, J. F., & Logan, B. G. (1998). Generic magnetic fusion rocket model. Journal of Propulsion and Power, 14(4), 519–524. <https://doi.org/10.2514/2.5308>
- [42] Bussard, R. W., King, K. E., & Jameson, L. (1993). Interplanetary transport by direct fusion drive. Fusion Technology, 23(2), 218-233. <https://doi.org/10.13182/FST93-A29269>

10. Referencias de Herramientas IA

Herramienta: Chat GPT 4o

Función: Mejorar la redacción y buscar artículos científicos.

Pompts Utilizados: Reescribeme este párrafo con formato académico, más estructurado y fluido", "Buscame artículos científicos que me puedan hacer comprender la reconexión magnética"

11. Anexos

11.1. Anexo A: Premios Emprendimiento Nacional

Durante este año he participado junto con mi compañera Ana en el concurso start-up programm en el que con el proyecto del motor de fusión y nuestra start-up llamada Zenith Space, nos clasificamos de entre 70 equipos en la final nacional y durante la final nos pudimos hacer con el premio Resilient Futures" que nos otorga una charla financiera con BNY (Bank of New York) y un premio económico de 1000 euros.



Figura 21: Premios Start-Up programm