



UNIVERSITAT
POLITÈCNICA
DE VALÈNCIA


ETSI Aeroespacial y Diseño Industrial

UNIVERSITAT POLITÈCNICA DE VALÈNCIA

Escuela Técnica Superior de Ingeniería Aeroespacial
y Diseño Industrial

Primera aproximación a una misión a Júpiter con velas
solares

Trabajo Fin de Grado

Grado en Ingeniería Aeroespacial

AUTOR/A: Torres Pellicer, Laia

Tutor/a: Moll López, Santiago Emmanuel

Cotutor/a: Moraño Fernández, José Antonio

Cotutor/a: Carreño Sánchez, Amanda María

CURSO ACADÉMICO: 2023/2024

Primera aproximación a una misión a Júpiter con velas solares

UNIVERSITAT POLITÈCNICA DE VALÈNCIA

Laia Torres Pellicer

Tutores: Santiago Emmanuel Moll López

José Antonio Morano Fernández

Amanda Carreño Sánchez

04-07-2024



UNIVERSITAT
POLITÈCNICA
DE VALÈNCIA

Resumen

En el presente trabajo, se realiza un estudio preliminar sobre una misión a Júpiter utilizando velas solares como método de propulsión. Las velas solares aprovechan la presión de la radiación solar para impulsar una nave espacial sin necesidad de combustible convencional, lo que ofrece ventajas significativas en términos de sostenibilidad y costos.

La tecnología de velas solares ha demostrado ser una tecnología prometedora para misiones interplanetarias debido a su capacidad para proporcionar un empuje continuo y su potencial para reducir la masa total de la nave. El desarrollo de este proyecto se centra en diseñar un propagador orbital que tenga en cuenta el empleo de velas solares. Este propagador permite estudiar las perturbaciones introducidas por el uso de velas solares sobre la trayectoria del vehículo. Se analizan factores como las variaciones en la radiación solar, la influencia gravitacional de otros cuerpos celestes y los efectos de la orientación de las velas.

Abstract

This paper presents a preliminary study on a mission to Jupiter using solar sails as a propulsion method. Solar sails take advantage of solar radiation pressure to propel a spacecraft without the need for conventional fuel, offering significant advantages in terms of sustainability and costs.

Solar sail technology is promising for interplanetary missions due to its ability to provide continuous thrust and its potential to reduce the spacecraft's total mass. The development of this project focuses on designing an orbital propagator that takes into account the use of solar sails. This propagator allows the study of disturbances introduced by the use of solar sails on the vehicle's trajectory. Factors such as variations in solar radiation, the gravitational influence of other celestial bodies, and the effects of sail orientation are analyzed.

Resum

En el present treball, es realitza un estudi preliminar sobre una missió a Júpiter utilitzant veles solars com a mètode de propulsió. Les veles solars aprofiten la pressió de la radiació solar per impulsar una nau espacial sense necessitat de combustible convencional, la qual cosa ofereix avantatges significatives en termes de sostenibilitat i costos.

La tecnologia de veles solars és prometedora per a missions interplanetàries degut a la seva capacitat per proporcionar un empenta contínua i el seu potencial per reduir la massa total de la nau. El desenvolupament d'aquest projecte se centra en dissenyar un propagador orbital que tinga en compte l'ús de veles solars. Aquest propagador permet estudiar les pertorbacions introduïdes per l'ús de veles solars sobre la trajectòria del vehicle. S'analitzen factors com les variacions en la radiació solar, la influència gravitacional d'altres cossos celestes i els efectes de l'orientació de les veles.

Índice

1	Introducción	1
2	La vela solar	1
2.1	Historia de la vela solar	2
3	Diseño de la vela solar	3
3.1	Mecanismo de despliegue	3
3.2	Tipos de velas solares	4
3.2.1	Vela tipo Clipper	4
3.2.2	Quadsailer y trisailer	5
3.2.3	Ribbed sailer	5
3.2.4	Vela solar de disco	6
3.3	Patrones de doblaje	7
3.4	Materiales para las membranas	8
3.5	Dimensionamiento	9
4	Modelo dinámico	10
4.1	Sistema de coordenadas de referencia	10
4.2	Ecuaciones de movimiento	11
4.3	Efecto de la vela solar	12
4.3.1	Aceleración debida a la vela solar	15
4.3.2	Degradación de la vela solar	16
4.4	Perturbación debida a otros cuerpos	17
4.4.1	Perturbación debida a la gravedad lunar	17
4.4.2	Perturbación debida a la gravedad solar	18
4.4.3	Perturbación debida a los planetas del sistema solar	19
4.5	Perturbación debida a la atmósfera	19
5	Validación del modelo dinámico	21
6	Primera aproximación a una misión a Júpiter	24
6.1	Órbita de parking	25
6.2	Trayectoria a Júpiter	27
6.3	Degradación óptica de la misión	30
7	Conclusión	36
8	Trabajo futuro	36
9	Presupuesto	38

10 Pliego de condiciones	38
11 ODS	42
Referencias	43

Índice de tablas

3.5.1 Características de la misión IKAROS	9
6.0.1 Datos de los coeficientes ópticos [12]	25
6.0.2 Datos de la nave	25
6.1.1 Condiciones iniciales de la trayectoria de parking	26
6.3.1 Datos y sus valores utilizados en los cálculos [12]	31
6.3.2 Datos de degradación [13]	33
9.0.1 Presupuesto detallado	38
10.0.1 Especificaciones del Ordenador	41
10.0.2 Requisitos de Propiedades para MATLAB y Mathematica	42

Índice de figuras

3.2.1 Vela sola tipo Clipper	5
3.2.2 Configuraciones velas	6
3.2.3 Configuración ribbed sailer	6
3.2.4 Vela solar de disco	7
3.3.1 Patrón de doblaje Flasher	7
3.3.2 Patrón de doblaje Miura-ouri	8
3.3.3 Patrón de doblaje leaf-in	8
3.5.1 Imágen de la vela solar IKAROS [9]	10
4.1.1 Sistema de referencia heliocéntrico	11
4.3.1 Variación de la presión solar con la distancia al Sol	13
4.3.2 Esquema del modelo ISR	14
4.3.3 Esquema modelo NPRM	14
4.5.1 Variación de la densidad con la altitud	20
5.0.1 Error de posición en función del tiempo	23
5.0.2 Error de velocidad en función del tiempo	23
5.0.3 Error de posición en función del tiempo con la perturbación J2	24
5.0.4 Error de velocidad en función del tiempo con la perturbación J2	24
6.1.1 Trayectoria en la salida de la esfera de influencia	27
6.2.1 Trayectoria Tierra-Júpiter	28
6.2.2 Variación de x [m] con el tiempo	28
6.2.3 Velocidad de la componente x [km/s]	29
6.2.4 Velocidad de la componente y [km/s]	29
6.2.5 Aceleración de la componente r [km/s]	30
6.2.6 Aceleración de la componente ϕ [km/s]	30
6.3.1 Variación de las aceleraciones ante variación de ρ	31
6.3.2 Variación de los coeficientes ρ y ζ	32
6.3.3 Variación del coeficiente ϵ_f	33
6.3.4 Variación de la aceleración radial debida a la degradación expresada en porcentaje	34
6.3.5 Variación de la aceleración transversal debida a la degradación expresada en porcentaje	34
6.3.6 Variación de la trayectoria debida a la degradación	35
6.3.7 Variación de la distancia debida a la degradación	36

Nomenclatura

Variable	Definición	Unidades
A	Área de referencia	m^2
α	Ángulo de incidencia de la vela solar respecto a la dirección del Sol	radianes
B_b	Coefficiente no-Lambertiano de la parte trasera de la vela solar	-
B_f	Coefficiente no-Lambertiano de la parte delantera de la vela solar	-
c	Velocidad de la luz en el vacío	km/s
C_D	Coefficiente de arrastre	-
F_{SPR}	Fuerza de presión de radiación solar	N
F_D	Fuerza de resistencia atmosférica	N
G	Constante de gravitación universal	$km^3/kg \cdot s^2$
H_i	Altura característica en el modelo atmosférico	km
J_2	Coefficiente zonal armónico de segundo orden de la Tierra	-
λ	Constante de degradación	-
L_0	Luminosidad solar	W/m^2
m_1	Masa del cuerpo principal (Tierra)	kg
m_2	Masa del satélite	kg
m_3	Masa del tercer cuerpo (Luna o Sol)	kg
μ	Parámetro gravitacional estándar de la Tierra	km^3/s^2
μ_{moon}	Parámetro gravitacional estándar de la Luna	km^3/s^2
μ_{sun}	Parámetro gravitacional estándar del Sol	km^3/s^2
$\mu_{mercury}$	Parámetro gravitacional estándar de Mercurio	km^3/s^2
μ_{venus}	Parámetro gravitacional estándar de Venus	km^3/s^2
μ_{mars}	Parámetro gravitacional estándar de Marte	km^3/s^2
$\mu_{jupiter}$	Parámetro gravitacional estándar de Júpiter	km^3/s^2
μ_{saturn}	Parámetro gravitacional estándar de Saturno	km^3/s^2
μ_{uranus}	Parámetro gravitacional estándar de Urano	km^3/s^2
$\mu_{neptune}$	Parámetro gravitacional estándar de Neptuno	km^3/s^2
μ_{pluto}	Parámetro gravitacional estándar de Plutón	km^3/s^2
μ_T	Parámetro gravitacional estándar de la Tierra	km^3/s^2
P_{SR}	Presión de radiación solar	N/m^2
pJ_r	Componente radial de la perturbación gravitacional zonal	N/kg
pJ_θ	Componente azimutal de la perturbación gravitacional zonal	N/kg
pJ_ϕ	Componente polar de la perturbación gravitacional zonal	N/kg
r	Distancia radial desde el centro del Sol hasta el satélite	km
r_0	Distancia promedio Tierra-Sol (1 AU)	km
r_E	Radio de la Tierra	km
r_T	Radio de la Tierra	km
r_{park}	Altitud de la órbita de parking	km
R_S	Radio del Sol	km
ρ	Coefficiente de reflexión de la vela solar	-
$\rho(z)$	Densidad del aire a la altitud z	kg/m^3

Variable	Definición	Unidades
Σ	Dosis de radiación solar acumulada	-
$\hat{\Sigma}$	Dosis de radiación solar de vida media	-
S	Superficie de la vela solar	m^2
S_r	Densidad de flujo de radiación solar	W/m^2
v	Velocidad del satélite	km/s
v_{park}	Velocidad en la órbita de parking	km/s
v_{rel}	Velocidad relativa del cuerpo con respecto al aire	km/s
v_r	Componente radial de la velocidad en coordenadas esféricas	km/s
v_θ	Componente azimutal de la velocidad en coordenadas esféricas	km/s
v_ϕ	Componente polar de la velocidad en coordenadas esféricas	km/s
\vec{v}_{atm}	Velocidad de la atmósfera	km/s
$\vec{\omega}_E$	Velocidad angular de la atmósfera	rad/s
X, Y, Z	Coordenadas cartesianas del satélite en el espacio	km
ζ	Factor de reflexión especular de la superficie de la vela solar	-

1. Introducción

La exploración espacial ha avanzado significativamente en las últimas décadas, impulsada por el deseo de expandir nuestro conocimiento del universo y explorar nuevos mundos. Entre los cuerpos celestes que despiertan un particular interés científico se encuentra Júpiter, el planeta más grande de nuestro sistema solar. Las misiones hacia Júpiter presentan desafíos importantes debido a las grandes distancias y las condiciones extremas a las que son sometidas las naves espaciales.

Una de las tecnologías emergentes en la propulsión espacial es el uso de velas solares, que aprovechan la presión de la radiación solar para generar impulso. Este método ofrece la ventaja de no requerir combustible convencional, lo que reduce la masa de la nave y potencialmente los costos de la misión. Además, las velas solares pueden proporcionar un empuje continuo durante largos períodos, lo que es especialmente beneficioso para misiones interplanetarias de larga duración.

El presente estudio se centra en la viabilidad de utilizar velas solares para una misión a Júpiter. Esta investigación preliminar abarca el diseño de un propagador orbital capaz de considerar las perturbaciones introducidas por el uso de velas solares, como las variaciones en la radiación solar y la influencia gravitacional de otros cuerpos celestes. A través de este análisis, se busca establecer los parámetros clave y las estrategias necesarias para llevar a cabo una misión exitosa a Júpiter, aprovechando las ventajas que ofrece esta innovadora tecnología de propulsión.

El desarrollo de misiones interplanetarias con velas solares no solo representa un avance tecnológico significativo, sino que también abre nuevas posibilidades para la exploración sostenible del espacio profundo. Este estudio contribuye al entendimiento y la planificación de futuras misiones que podrían expandir nuestros horizontes y llevarnos a nuevos rincones del sistema solar.

2. La vela solar

La vela solar es un tipo de propulsión para vehículos espaciales que es capaz de emplear la transferencia de momento proporcionada por los fotones que se reflejan en una membrana con un alto ratio superficie-masa para acelerarse. Este método presenta varias ventajas frente a los métodos de propulsión convencionales, ya que no requiere de combustible y genera un empuje continuo. Aunque el empuje generado por la vela solar es del orden de milinewtons, la aceleración constante que produce hace de este tipo de propulsión una solución idónea para ciertos tipos de misiones de exploración espacial, tales como misiones interplanetarias de larga duración y observatorios solares.

Una de las características más destacadas de la vela solar es la posibilidad de controlar su dirección mediante la variación del ángulo de la vela respecto al Sol. Esto permite

ajustar la dirección en la que se ejerce la fuerza debida a la radiación solar, proporcionando un control preciso sobre la trayectoria del vehículo espacial. Este control direccional es crucial para maniobras de navegación precisas, como las correcciones de curso en misiones de exploración.

La propulsión de la vela solar se basa en la presión de radiación solar (SPR, por sus siglas en inglés), por lo que es necesario disponer de modelos matemáticos adecuados para evaluar el empuje ejercido. Estos modelos deben considerar varios factores, como la incidencia de los fotones, el ángulo de incidencia, la reflectividad del material de la vela y la variabilidad de la presión solar en diferentes regiones del espacio. Estos modelos se describirán posteriormente en la sección 4.3.

Además de los aspectos técnicos, las velas solares presentan ventajas significativas desde una perspectiva de sostenibilidad. Al no requerir de combustible, las velas solares reducen la necesidad de llevar grandes cantidades de propulsante a bordo, disminuyendo así la masa total del vehículo espacial y permitiendo un mayor espacio para carga útil científica y tecnológica. Esta característica hace que el empleo de velas solares sean una opción atractiva para misiones a largo plazo, donde la eficiencia y la reducción de costos son factores críticos.

2.1. Historia de la vela solar

La navegación solar se consideró por primera vez por Johannes Kepler en 1608, quien escribió en una carta a Galileo Galilei acerca de una vela en el espacio capaz de capturar la luz del sol de la misma manera que la vela de un barco atrapa el viento. [17]

En 1865, James Clerk Maxwell demostró que los fotones tienen energía y momento que pueden transferir a otros objetos, y a principios del siglo XX unos ingenieros rusos plantearon la idea de volar en el espacio con enormes espejos hechos de láminas muy delgadas.

Tras diferentes investigaciones relacionadas con la navegación solar, en 1974 se demostró la viabilidad de la idea cuando la nave espacial Mariner-10 se encontró sin suficiente propulsión para los controladores de actuación. Este problema se solucionó alineando los paneles solares de la nave de manera que la luz incidente ejerciera una fuerza sobre los mismos, estabilizando el satélite y permitiendo continuar con la misión.

En 2010, la misión IKAROS, lanzada por la Agencia Japonesa de Exploración Aeroespacial (JAXA), demostró exitosamente la navegación solar. Esta fue la primera nave en usar una vela solar de manera efectiva. Para ello, se desplegó una membrana de 14 metros por lado usando la presión de la luz solar para impulsarse a través del espacio.

Posteriormente, se han realizado otras misiones con velas solares, entre ellas, la misión LightSail de The Planetary Society, que tuvo su primer vuelo de prueba en 2015 y su misión operativa en 2019, y la misión NEA Scout de la NASA, con el objetivo de explorar

un asteroide cercano a la Tierra con velas solares.

3. Diseño de la vela solar

En esta sección, se explica el diseño de las velas solares. Se comentarán algunos de los diferentes tipos de velas solares así como los diferentes tipos de mecanismos de despliegue que se han desarrollado hasta el momento. Además, se hará una breve introducción a los métodos de doblaje y materiales usados en las membranas de las velas solares.

3.1. Mecanismo de despliegue

El despliegue de la membrana es el primer paso a realizar y es crucial para el correcto funcionamiento de la vela solar.

Los métodos de despliegue se pueden dividir en dos categorías: velas desplegadas por fuerza centrífuga y velas desplegadas por brazos [14].

El primer tipo usa, como su propio nombre indica, la fuerza centrífuga para el despliegue de la membrana sin ninguna estructura de soporte. Este tipo de despliegue, también llamado mecanismo de despliegue rotatorio, consiste en dos etapas. La primera etapa proporciona la forma de cruz a la vela para, posteriormente, desplegar la vela en la segunda etapa.

La ausencia de brazos en este método ayuda a minimizar el peso del mecanismo de la vela solar y facilita el despliegue de la misma. Además, las velas desplegadas por giro presentan un gran momento angular proporcionando estabilidad y rechazo de perturbaciones. Sin embargo, este momento angular provoca que los cambios de actitud requieran más energía y sean más lentos [5].

Un ejemplo de este tipo de vela solar es la empleada en la misión IKAROS (de sus siglas en inglés, Interplanetary Kite-craft Accelerated by Radiation Of the Sun). La vela de IKAROS tenía, como también se ha comentado anteriormente, un diseño cuadrado con una superficie de 14 x 14 metros (196 metros cuadrados) y estaba compuesta de un material polimérico ultraligero con un revestimiento de aluminio altamente reflectante.

IKAROS utilizó un innovador método de despliegue mediante fuerzas centrífugas generadas por la rotación de la nave, lo que permitió una expansión controlada y segura de la vela. Este mecanismo rotatorio no solo minimizó el peso al prescindir de estructuras de soporte, sino que también proporcionó una gran estabilidad a la nave. Además, la vela incluía células solares integradas en su superficie para generar energía adicional, demostrando una tecnología híbrida que combina propulsión fotónica y generación de energía solar.

El éxito de IKAROS validó la viabilidad técnica de las velas solares para misiones interplanetarias, proporcionando datos valiosos sobre la gestión de cargas y las propiedades

de los materiales en el entorno espacial.

El segundo tipo, las velas estabilizadas en tres ejes, presentan mecanismos de despliegue relativamente complicados. Estos requieren de brazos rígidos para mantener la tensión en la vela y evitar que esta colapse. De esta manera, si los materiales usados en los brazos no son perfectamente rígidos, la velocidad de los ajustes de actitud se debe limitar para evitar el pandeo de estas estructuras debido a su propia inercia.

Estos mecanismos se clasifican habitualmente en tres tipos según el método usado. En el despliegue por Inflado se utilizan gases para inflar estructuras que soportan la vela, proporcionando una rápida y sencilla forma de desplegar la vela en el espacio. El despliegue Mecánico emplea brazos mecánicos que se extienden para desplegar la vela. Aunque es un método robusto, puede ser complejo y pesado. Finalmente, el despliegue Elástico utiliza materiales elásticos que, al ser liberados, despliegan la vela mediante su propia tensión interna. Este método puede ser eficiente en términos de peso, pero requiere materiales especializados para garantizar la durabilidad y la fuerza necesarias.

3.2. Tipos de velas solares

En este apartado se discuten diferentes tipos de configuraciones de velas solares. Puesto que se han desarrollado múltiples tipos de velas solares, se describirán a continuación los más destacables y que se consideran viables para esta misión

El diseño de las velas solares se centra principalmente en las cargas aplicadas sobre las mismas. Tras un estudio en el JPL (Jet Propulsion Laboratory) en 1997, se determinó que se podían realizar estructuras muy eficientes con la vela solar cuadrada.

Además de las cargas aplicadas sobre la vela, se deben tener en cuenta también la misión a realizar además de las restricciones de temperatura. Por otra parte, se encuentran también las restricciones debidas a la fabricación de las velas.

3.2.1. Vela tipo Clipper

En esta configuración, los brazos están sujetos al mástil a menos de 90° para crear la estructura que se muestra en la Fig. 3.2.1. Este tipo de vela mantiene todos los largueros y riostras en el lado de sotavento de la vela, permitiendo un despliegue sin restricciones de la vela y evitando la doble iluminación de la vela al reflejar la luz [18].

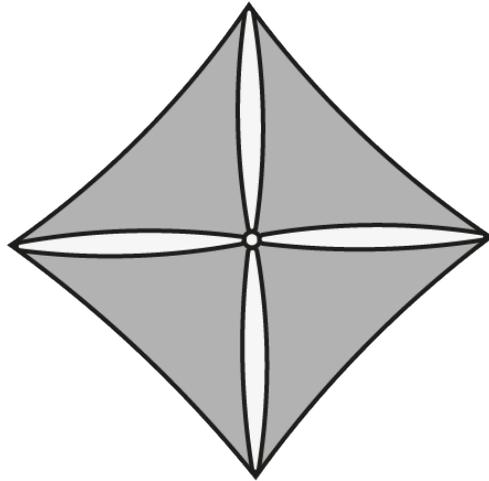


Figura 3.2.1: Vela sola tipo Clipper

Según datos bibliográficos, la mejor configuración para este tipo de vela es la mostrada anteriormente, que consiste en cuatro velas triangulares repartidas entre los brazos contra a una vela cuadrada completa.

3.2.2. Quadsailer y trisailer

La configuración quadsailer utiliza cuatro velas completamente separadas, sujetas cada una por un par de largueros articulados. Cada vela puede colocarse en cualquier posición y rotar sobre su eje gracias al movimiento de estos brazos. Además, el cabeceo y la guiñada se pueden conseguir mediante la variación del ángulo de las velas solares con respecto al Sol en pares de velas solares, o juntando dos velas para alterar la presión ejercida sobre ellas.

Dado que los largueros no están estabilizados con tensores, estos deben ser reforzados para soportar las cargas de flexión de las velas. Esto provoca que esta configuración presente cargas superiores a la vela solar cuadrada y, por tanto, un peor desempeño.

Por otra parte, la configuración trisailer utiliza tres velas separadas, similares a las mostradas anteriormente en el quadsailer, y se puede controlar completamente en todos sus ejes.

La representación de estos dos tipos de vela solar se muestran en la Fig. [3.2.2](#)

3.2.3. Ribbed sailer

Esta configuración se basa en costillas flexibles que se pliegan alrededor del eje central Fig. [3.2.3](#). Esta configuración usa diferentes antenas que ya han operado satisfactoriamente en el espacio. Además, la tensión en las costillas produce la fuerza necesaria para el despliegue de este tipo de velas de manera que las velas se pueden desplegar a la vez.

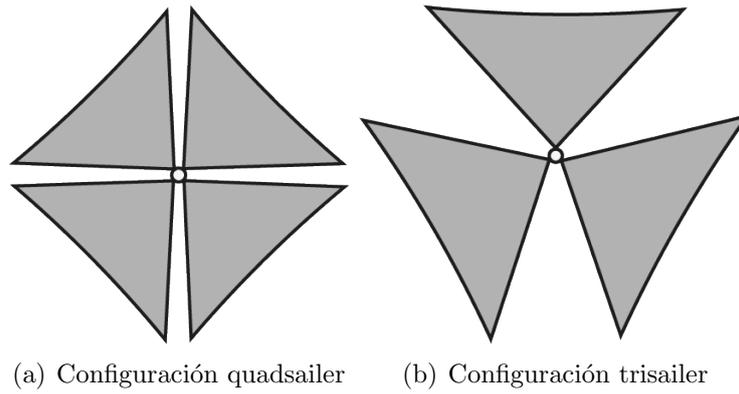


Figura 3.2.2: Configuraciones velas

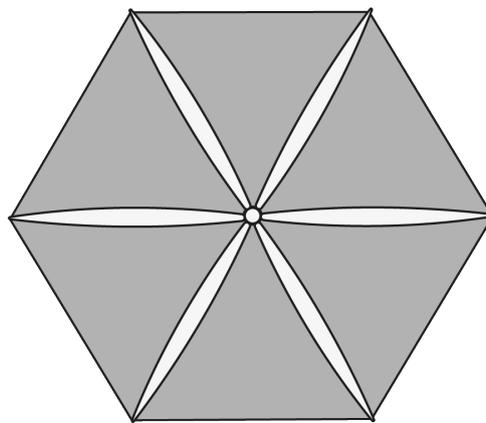


Figura 3.2.3: Configuración ribbed sailer

3.2.4. Vela solar de disco

En este tipo de vela, la fuerza centrífuga del movimiento del giro se usa para mantener la forma de la vela, eliminando la necesidad de estructuras de soporte rígidas, lo que permite una construcción más ligera y eficiente.

La configuración de la vela solar de disco es, esencialmente, un disco cuyas dimensiones pueden variar dependiendo de la misión a realizar. El perímetro puede presentar segmentos rectilíneos o con una pequeña curvatura como se presenta en la Fig. [3.2.4](#)

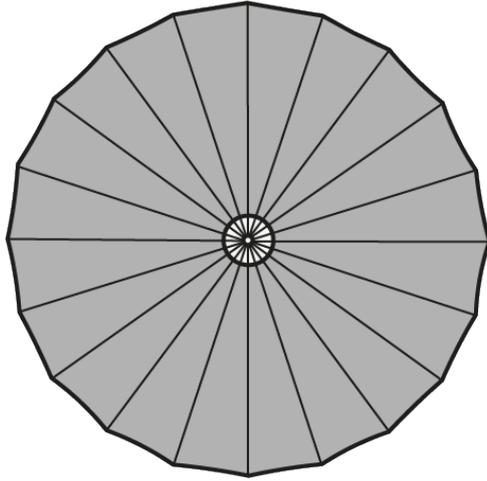


Figura 3.2.4: Vela solar de disco

3.3. Patrones de doblaje

Con el objetivo de facilitar el transporte de la vela solar, la membrana de la misma suele plegarse para que se pueda almacenar de manera compacta dentro del mecanismo de despliegue.

Para ello, se han estudiado métodos de doblaje basados en el principio del origami. En 1985, Koryo Miura desarrolló el método de plegado y despliegue de grandes membranas en el espacio. Este método, llamado Miura-ouri y representado en la Fig. 3.3.2 transformó el problema de doblaje bidireccional de un plano en un plano infinito [8].

Por otra parte, el patrón de doblaje Flasher, Fig. 3.3.1, se diseñó por los artistas de origami Jeremy Shafer y Chris Palmer[16]. Este patrón es el usado por la NASA para plegar las velas solares, ya que el JPL desarrolló un nuevo modelo de doblaje tipo flasher, que combina pliegues diagonales y rectangulares y podrían ser cuadrilaterales o pentagonales.

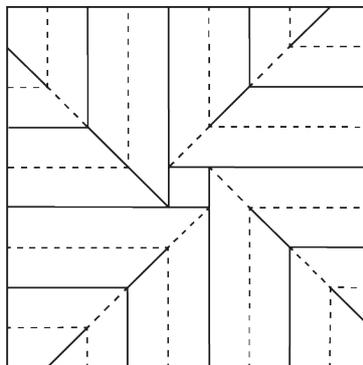


Figura 3.3.1: Patrón de doblaje Flasher

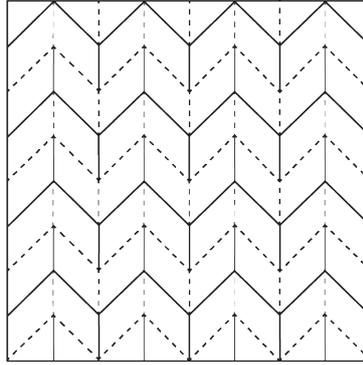


Figura 3.3.2: Patrón de doblaje Miura-ouri

Algunos mecanismos rígidos basados en el patrón de doblaje flasher se han estudiado por el Jet Propulsion Laboratory (JPL). El modelo de doblaje de hoja única, mostrado en la Fig. 3.3.3, puede ser plegado y desplegado desde uno o más puntos de sujeción. Este es el modelo usado en la misión IKAROS, que adoptó un patrón tipo *leaf-in*.

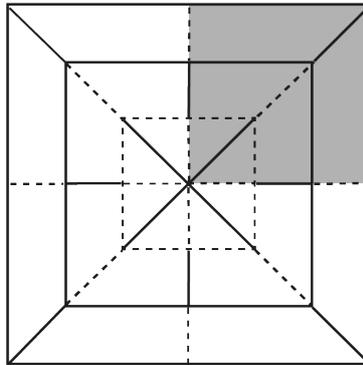


Figura 3.3.3: Patrón de doblaje leaf-in

3.4. Materiales para las membranas

El uso de polímidas metalizadas de uso comercial o films de poliéster son materiales aceptables para vehículos espaciales o prototipos de velas solares de tamaño reducido. Sin embargo, estos materiales, junto con los ensamblajes manuales, no son prácticos para aplicaciones de velas solares a gran escala. Es por ello que, actualmente, se están realizando investigaciones cuyo objetivo es reducir el grosor del material y mejorar la eficiencia de los procesos de ensamblaje [15].

Tras el estudio realizado acerca del uso de films poliméricos en el NASA ECHO I, un balón inflable fabricado con Mylar (marca registrada que se utiliza comúnmente para referirse a una película de tereftalato de polietileno o PET), y metalizado en ambas caras con aluminio, se demostró que la mayor fuerza de deformación en estas estructuras es la presión debida a la luz solar. Además, se destacaron tres áreas problemáticas del uso de polímeros en misiones espaciales de larga duración que podrían provocar pérdida de material, cambios en las propiedades físicas y una degradación acelerada: los

efectos térmicos, los efectos fotoquímicos debidos a la radiación ultravioleta y la radiación ionizante.

En la actualidad, los materiales usados para la fabricación de las membranas de las velas solares tienen propiedades ópticas e infrarrojas. El PEN, siglas de polietileno naftalato, un tipo de poliéster que es conocido por sus excelentes propiedades mecánicas, térmicas y de barrera, tiene la menor densidad por área, aunque presenta poca resistencia a la radiación ultravioleta. El PET también tiene una baja resistencia a la radiación ultravioleta y no puede ser expuesto a la luz solar por largos períodos, por lo que requiere un recubrimiento en ambas caras. Finalmente, las polimidas (PI) tienen una elevada resistencia a la radiación y pueden mantener sus propiedades físicas y mecánicas en un amplio rango de temperaturas. Esto, junto a su gran adhesión a films metálicos y adhesivos, las convierte en uno de los principales candidatos para la fabricación de las membranas.

3.5. Dimensionamiento

El dimensionamiento de la vela solar es crucial en el estudio de una misión espacial con este tipo de dispositivos, puesto que la aceleración debida a este modo de propulsión se debe principalmente a la relación entre la superficie de la membrana y la masa del satélite.

Según el libro "Space Sailing", escrito por Jerome L. Wright [18], el dimensionamiento de la vela solar se determina por dos factores principales. El primer factor es la masa del satélite, así como la naturaleza de la trayectoria de la misión. El segundo es el análisis del tiempo de la trayectoria del viaje.

Puesto que este cálculo debe realizarse de manera iterativa para poder obtener un valor de la superficie de vela solar necesaria, se tomará como referencia para este estudio la misión "IKAROS". A pesar de la diferencia en la distancia de las misiones, se toma esta misión como referencia por ser una de las pocas misiones que se han realizado con éxito con velas solares y para tener un valor del ratio superficie-masa razonable. De esta manera, las condiciones se muestran en la Table 3.5.1.

	Valor
m [kg]	310
S [m ²]	196

Tabla 3.5.1: Características de la misión IKAROS

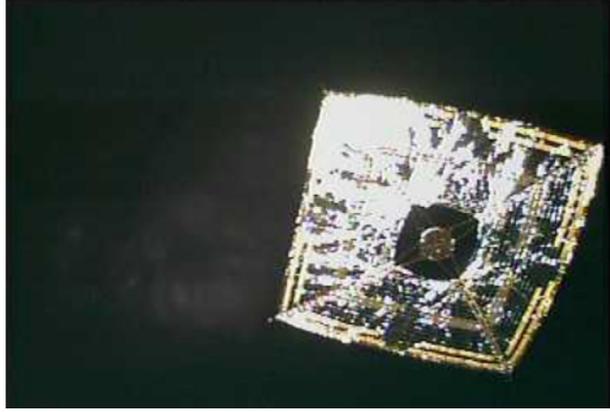


Figura 3.5.1: Imágen de la vela solar IKAROS [9]

4. Modelo dinámico

En los siguientes apartados se describe el modelo dinámico con el que se han realizado los cálculos de la misión a Júpiter. Este es fundamental para predecir el comportamiento y la trayectoria de la nave espacial.

4.1. Sistema de coordenadas de referencia

Para facilitar el cálculo del propagador con el uso de velas solares, se usará un sistema de referencia heliocéntrico como se muestra en la Fig. 4.1.1 en coordenadas esféricas. El sistema de coordenadas esféricas se caracteriza por tres variables principales como se puede apreciar en la Fig. 4.1.1 r , θ , ϕ .

La variable r representa la distancia radial desde el centro de masas del sistema, en este caso el Sol, hasta el cuerpo de estudio, en este caso el satélite. La variable θ es el ángulo azimutal, definido en el plano XY con valores de 0 a 2π . Finalmente, ϕ es el ángulo polar, medido desde el eje Z , con valores desde 0 a π .

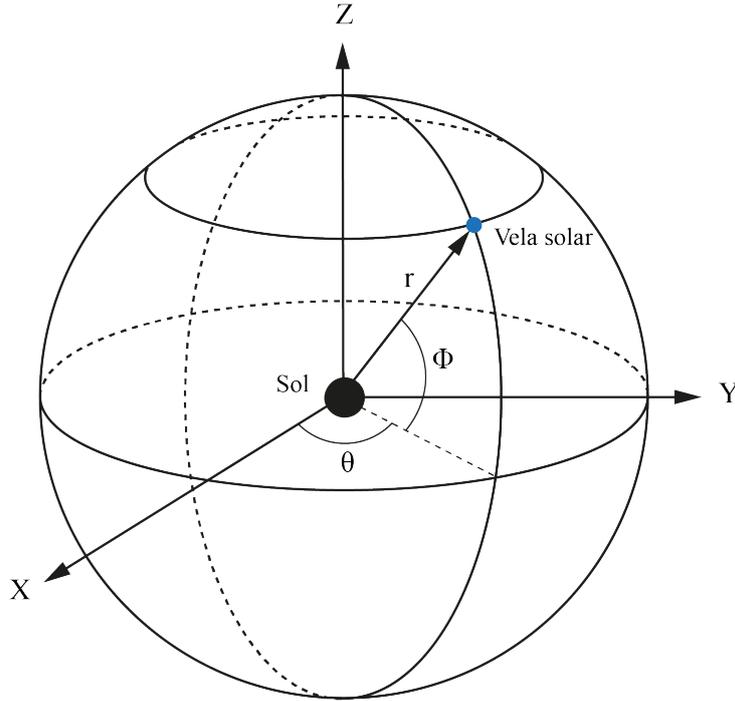


Figura 4.1.1: Sistema de referencia heliocéntrico

Siguiendo este sistema de referencia, se realizarán los cálculos en coordenadas esféricas para, posteriormente, obtener los resultados en coordenadas cartesianas mediante el siguiente cambio de coordenadas.

$$\begin{aligned}
 X &= r \cos \theta \cos \phi \\
 Y &= r \sin \theta \cos \phi \\
 Z &= r \sin \phi
 \end{aligned} \tag{1}$$

$$\begin{bmatrix} \dot{X} \\ \dot{Y} \\ \dot{Z} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \theta \cos \phi & -r \sin \theta \cos \phi & -r \cos \theta \sin \phi \\ \sin \theta \cos \phi & r \cos \theta \cos \phi & -r \sin \theta \sin \phi \\ \sin \phi & 0 & r \cos \phi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{r} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\phi} \end{bmatrix} \tag{2}$$

4.2. Ecuaciones de movimiento

Las ecuaciones de movimiento en coordenadas esféricas son las siguientes:

$$\begin{aligned}
 \ddot{r} - r\dot{\phi}^2 - r\dot{\theta}^2 \cos^2 \phi &= -\frac{\mu}{r^2} + a_r \\
 r\ddot{\theta} \cos \phi + 2\dot{r}\dot{\theta} \cos \phi - 2r\dot{\theta}\dot{\phi} \sin \phi &= a_\theta \\
 r\ddot{\phi} + 2\dot{r}\dot{\phi} + r\dot{\theta}^2 \sin \phi \cos \phi &= a_\phi
 \end{aligned} \tag{3}$$

Definiendo las siguientes velocidades

$$\begin{aligned}
v_r &= \dot{r} \\
v_\theta &= r\dot{\theta} \\
v_\phi &= r\dot{\phi}
\end{aligned} \tag{4}$$

podemos obtener las ecuaciones de movimiento como sigue:

$$\begin{aligned}
\dot{r} &= v_r \\
\dot{\theta} &= \frac{1}{r \cos \phi} v_\theta \\
\dot{\phi} &= \frac{1}{r} v_\phi \\
\dot{v}_r &= \frac{1}{r} (v_\theta^2 + v_\phi^2) - \frac{\mu}{r^2} + a_r \\
\dot{v}_\theta &= \frac{1}{r} (v_\theta v_\phi \tan \phi - v_r v_\theta) + a_\theta \\
\dot{v}_\phi &= -\frac{1}{r} (v_\theta^2 \tan \phi + v_r v_\phi) + a_\phi
\end{aligned} \tag{5}$$

4.3. Efecto de la vela solar

Como se ha explicado anteriormente, debido al uso de la vela solar, los fotones incidentes sobre la superficie debidos a la radiación solar transfieren momento al sistema, ejerciendo una presión sobre el mismo. Esta presión se modeliza respecto a la distancia del Sol, como se indica en la Eq. (6).

$$P_{SR} = \frac{S_\odot}{c} \left(\frac{r_0}{r} \right)^2 \tag{6}$$

donde:

- $S_\odot = 1368 \text{ W/m}^2$ es la constante solar
- c es la velocidad de la luz en el vacío
- $r_0 = 1 \text{ AU}$ en km
- r es la distancia en km

De la ecuación anterior, se puede deducir que la presión solar decrece a medida que aumenta la distancia respecto al Sol. Con el objetivo de estudiar esta variación, se ha representado la presión solar para diferentes distancias correspondientes a diferentes planetas en el sistema solar. Puesto que la misión a estudiar se dirige a Júpiter, se ha analizado además la variación de esta presión solar para las distancias mínima y máxima de Júpiter respecto del Sol, correspondientes al perihelio y afelio de la órbita del planeta gaseoso. Esta gráfica se puede observar en la Fig. 4.3.1.

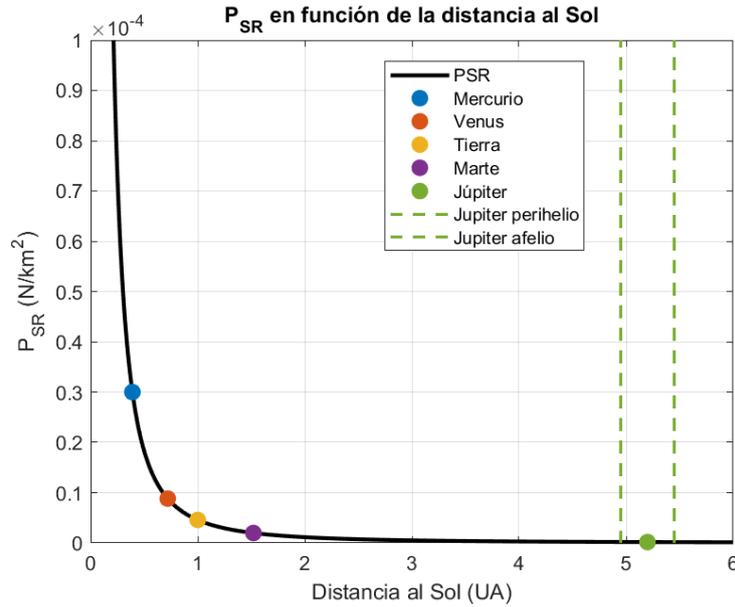


Figura 4.3.1: Variación de la presión solar con la distancia al Sol

Siguiendo este principio, existen diferentes simplificaciones de las características ópticas de la vela solar, resultando esto en diferentes modelos de las fuerzas que actúan sobre la vela solar.

En primer lugar, el Modelo de Reflexión Ideal (IRM) considera la superficie idealmente reflectiva. De esta manera, la fuerza se modela teniendo en cuenta solamente la superficie de la vela y el ángulo de incidencia de dicha superficie respecto de los fotones incidentes [6].

De esta manera, la fuerza aplicada por los fotones incidentes en este modelo viene determinada por la siguiente ecuación:

$$F_{SPR} = (2P_{SR}S\cos^2\alpha) \quad (7)$$

donde

- S es la superficie de vela solar
- α es el ángulo incidente

El esquema de esta fuerza se muestra en la Fig. 4.3.2:

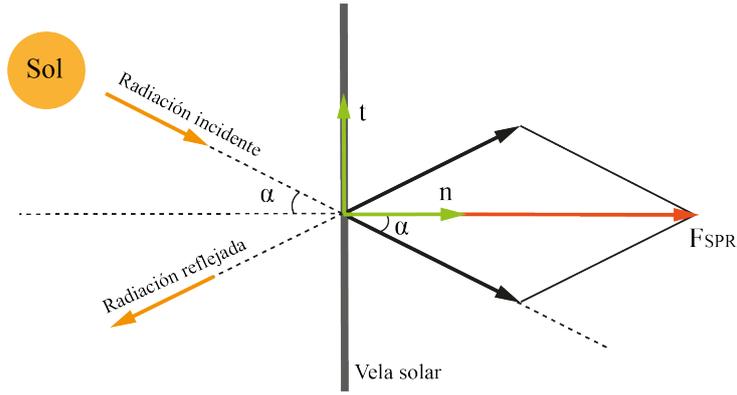


Figura 4.3.2: Esquema del modelo ISR

En segundo lugar, el Modelo de Reflexión Imperfecto (NPRM) considera seis coeficientes de la membrana de la vela solar. Estos coeficientes son $\{\rho, \zeta, \epsilon_f, \epsilon_b, B_f, B_b\}$, donde

- ρ es el coeficiente de reflexión
- ζ es el factor de reflexión especular
- ϵ_f es el coeficiente de emisión de la parte delantera de la vela
- ϵ_b es el coeficiente de emisión de la parte trasera de la vela
- B_f y B_b son los coeficientes no-Lambertianos de la parte frontal y trasera de la vela respectivamente.

Este modelo se representa en la Fig. 4.3.3 y sus ecuaciones se desarrollarán en el siguiente apartado.

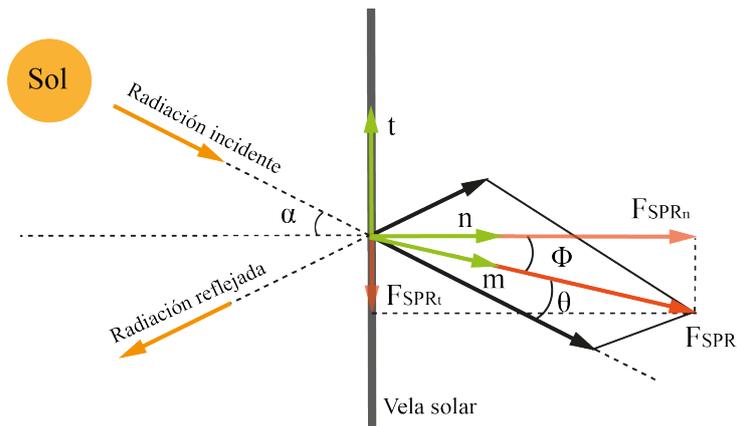


Figura 4.3.3: Esquema modelo NPRM

Finalmente, el Modelo de Reflexión Imperfecto Simplificado (SNPRM) es un modelo pseudo ideal en el cual los coeficientes ópticos del modelo anterior se simplifican en un solo coeficiente.

Para el estudio a realizar, se usará el modelo NPRM mediante el cual se determinarán las aceleraciones debidas a la vela solar.

4.3.1. Aceleración debida a la vela solar

Utilizando el modelo previamente comentado, la aceleración debida a la presión se puede modelar con dos componentes: la componente normal y la tangencial de la superficie. Las ecuaciones de estas aceleraciones se muestran a continuación [13].

$$\begin{aligned} a_{\perp} &= 2 \frac{S_r}{c \cdot m} S \cdot \cos \alpha \cdot (a1 \cdot \cos \alpha + a2) \\ a_{\parallel} &= -2 \frac{S_r}{c \cdot m} S \cdot \cos \alpha \cdot a3 \cdot \sin \alpha \end{aligned} \quad (8)$$

En estas ecuaciones, las aceleraciones $a1$, $a2$ y $a3$ se definen como:

$$\begin{aligned} a1 &= \frac{1}{2}(1 + \zeta\rho) \\ a2 &= \frac{1}{2} \left(B_f(1 - \zeta)\rho + (1 - \rho) \frac{\epsilon_f B_f - \epsilon_b B_b}{\epsilon_f + \epsilon_b} \right) \\ a3 &= \frac{1}{2}(1 - \zeta\rho) \end{aligned} \quad (9)$$

Donde los coeficientes correspondientes a la membrana de la vela solar ya se han mencionado anteriormente, α es el ángulo de incidencia de la vela respecto de la dirección hacia el Sol, m es la masa de la aeronave y S_r es la densidad de radiación de flujo electromagnético por unidad de área definida como [1]:

$$S_r = \frac{L_0}{3\pi R_S^2} \left(1 - \left(1 - \left(\frac{R_S}{r} \right)^2 \right)^{\frac{3}{2}} \right) \quad (10)$$

donde:

- $R_S = 1,392 \times 10^9$ es el radio del Sol en metros
- $L_0 = 3,9 \times 10^{26}$ es la luminosidad solar en vatios

Asumiendo que el vuelo se da en el plano eclíptico, podemos simplificar las ecuaciones de movimiento puesto que la inclinación de la órbita de Júpiter es de 1 grado. De esta manera, $\theta = \frac{\phi}{2}$ y $a_{\theta} = 0$. Así, obtenemos las aceleraciones debidas a la presión solar en coordenadas esféricas.

$$\begin{aligned} a_r &= 2 \frac{S_r}{c \cdot m} S \cdot \cos \alpha (-a3 \cdot \sin^2 \alpha + (a1 \cdot \cos \alpha + a2) \cos \alpha) \\ a_{\phi} &= \frac{S_r}{c \cdot m} S \cdot \sin 2\alpha (a3 \cdot \cos \alpha \cdot \text{sign}(\sin \alpha) + a1 \cdot \cos \alpha + a2) \end{aligned} \quad (11)$$

Finalmente, estas son las aceleraciones que se implementarán en las ecuaciones de movimiento del satélite.

4.3.2. Degradación de la vela solar

Durante la vida de la vela solar, esta se ve sometida a diferentes fuentes de degradación que provocan que tanto la magnitud de la presión debida a la radiación solar como la actuación de la propia vela solar se vean afectadas negativamente. La degradación mecánica de la vela solar (MSSD) se debe a la disminución de la fuerza de tensión de la membrana, afectando así a la actuación de la vela. Sin embargo, puesto que el estudio de este tipo de degradación implica conceptos estructurales, no se tendrá en cuenta en este trabajo. La degradación de la vela solar que se estudiará en la misión a Júpiter es la correspondiente a los efectos ópticos de la membrana (OSSD). Esto provocará que la magnitud de la aceleración debida a la vela solar decrezca con el tiempo.

En este modelo, se describe la variación de los coeficientes ópticos de la vela solar con respecto al tiempo, dependiendo pues, de la dosis de radiación solar obtenida. Para este modelo, se asumen las siguientes simplificaciones.

En primer lugar, la única fuente de degradación son los fotones solares y partículas. En segundo lugar, los fotones y partículas de flujo no dependen del tiempo. En tercer lugar, los coeficientes ópticos no dependen de la temperatura de la membrana de la vela ni del ángulo de incidencia de la luz solar. Finalmente, no se producen efectos de autorreparación en el film de la vela solar. De esta manera, podemos expresar la degradación óptica como: [2]

$$\frac{p(t)}{p_0} = \begin{cases} (1 + de^{-\lambda\Sigma(t)})/(1 + d) & \text{si } p \in \{\rho, \zeta\} \\ 1 + d(1 - e^{-\lambda\Sigma(t)}) & \text{si } p = \epsilon_f \\ 1 & \text{si } p \in \{\epsilon_b, B_f, B_b\} \end{cases} \quad (12)$$

En esta ecuación, la variable p es un coeficiente óptico arbitrario que, con el modelo de degradación de estudio, se vuelve una variable dependiente del tiempo. λ es la constante de degradación definida como:

$$\lambda = \frac{\ln 2}{\hat{\Sigma}} \quad (13)$$

siendo $\hat{\Sigma}$ la dosis de radiación solar de vida media. La variable Σ define la dosis de radiación solar a la cual se ha expuesto la vela solar y depende de la distancia de la vela solar al Sol histórica y de la altitud histórica. Esta se calcula como:

$$\Sigma(t) = \left(r_0^2 \int_{t_0}^t \frac{\cos \alpha}{r^2} dt \right) / 1 \text{ yr} \quad (14)$$

donde:

- $r_0 = 1 \text{ AU}$
- α es el ángulo de incidencia de la vela solar con la luz incidente

Finalmente, la variable d es el factor de degradación expresado como un porcentaje.

Con el objetivo de simplificar los cálculos, la degradación óptica de la membrana de la vela solar se estudiará de manera aislada y, por lo tanto, no se incluirá en los cálculos de la misión. Este estudio, sin embargo, se realizará con el objetivo de observar la variación de los coeficientes ópticos durante la misión y conocer las consecuencias de esta variación. Los resultados de este estudio se detallarán en la Sección 6.3.

4.4. Perturbación debida a otros cuerpos

4.4.1. Perturbación debida a la gravedad lunar

Esta sección se centra en obtener una expresión para la aceleración perturbadora que resulta de incluir un tercer cuerpo en el problema, en este caso, la Luna, cuyo campo gravitacional influye en el cálculo de la órbita de un satélite alrededor de la Tierra.

El vector \vec{r} representa la posición del satélite con respecto a la Tierra, y \vec{r}_{moon} denota la posición de la Luna vista desde la Tierra y, finalmente, $\vec{r}_{\text{moon/s}}$ corresponde a la posición de la Luna desde el satélite.

El desarrollo matemático comienza considerando la adición de este tercer cuerpo en la aceleración del segundo con respecto al cuerpo principal, como se observa en la Eq. (15).

$$\vec{a} = \vec{a}_{2/1} = \vec{a}_2 - \vec{a}_1 = \left(-\frac{Gm_1\vec{r}}{r^3} + \frac{Gm_3\vec{r}_{\text{moon/s}}}{r_{\text{moon/s}}^3} \right) - \left(\frac{Gm_2\vec{r}}{r^3} + \frac{Gm_3\vec{r}_{\text{moon}}}{r_{\text{moon}}^3} \right) \quad (15)$$

Sabiendo que $\mu = G(m_1 + m_2)$ y considerando $\mu_{\text{moon}} = Gm_3$, se obtiene la Eq. (16). Es importante notar que el segundo término es, en realidad, la aceleración perturbadora debida al efecto de la Luna, la cual se añade al lado derecho de la ecuación fundamental del movimiento relativo.

$$\vec{a} = -\frac{\mu\vec{r}}{r^3} + \mu_{\text{moon}} \left(\frac{\vec{r}_{\text{moon/s}}}{r_{\text{moon/s}}^3} - \frac{\vec{r}_{\text{moon}}}{r_{\text{moon}}^3} \right) = -\frac{\mu\vec{r}}{r^3} + \vec{p}_{\text{moon}} \quad (16)$$

Para introducir la expresión de \vec{p}_{moon} en el propagador para la integración, cada vector y coeficiente debe definirse previamente. Primero, μ_{moon} es el parámetro gravitacional de la Luna, que tiene un valor de $4902,800066 \text{ km}^3/\text{s}^2$. Luego, solo quedan por definir \vec{r}_{moon} y $\vec{r}_{\text{moon/s}}$.

En cuanto al vector \vec{r}_{moon} , la posición de la Luna se ha obtenido de la web Horizons. Luego, para encontrar una expresión en función del tiempo que pueda insertarse en la ecuación diferencial a integrar, se ha empleado las ecuaciones paramétricas de la Luna para cada una de las componentes, x , y y z del vector \vec{r}_{moon} , en función del vector \vec{t}_{span} .

Una vez obtenidas las coordenadas de \vec{r}_{moon} en función del tiempo, la posición de la Luna vista desde el satélite, $\vec{r}_{\text{moon/s}}$, es fácil de obtener. Se puede calcular fácilmente

restando el vector \vec{r}_{moon} del vector \vec{r} , como se observa en la Eq. (17).

$$\begin{aligned} r_{\text{moon}/s,x} &= r_{\text{moon},x} - x \\ r_{\text{moon}/s,y} &= r_{\text{moon},y} - y \\ r_{\text{moon}/s,z} &= r_{\text{moon},z} - z \end{aligned} \tag{17}$$

Finalmente, las expresiones resultantes en cuanto a la perturbación gravitacional lunar se muestran explícitamente en la Eq. (18)) y Eq. (20).

$$p_{\text{moon},x} = \mu_{\text{moon}} \left(\frac{r_{\text{moon}/s,x}}{r_{\text{moon}/s}^3} - \frac{r_{\text{moon},x}}{r_{\text{moon}}^3} \right) \tag{18}$$

$$p_{\text{moon},y} = \mu_{\text{moon}} \left(\frac{r_{\text{moon}/s,y}}{r_{\text{moon}/s}^3} - \frac{r_{\text{moon},y}}{r_{\text{moon}}^3} \right) \tag{19}$$

$$p_{\text{moon},z} = \mu_{\text{moon}} \left(\frac{r_{\text{moon}/s,z}}{r_{\text{moon}/s}^3} - \frac{r_{\text{moon},z}}{r_{\text{moon}}^3} \right) \tag{20}$$

Cabe añadir que, considerando que a_0 es la aceleración del satélite debido a la atracción gravitacional de la Tierra, entonces la aceleración perturbadora debido a la gravedad lunar es aproximadamente $10^{-7} a_0$, y por lo tanto la solución obtenida al introducirla no cambiará mucho con respecto a los resultados obtenidos para el caso sin perturbaciones.

4.4.2. Perturbación debida a la gravedad solar

Con el objetivo de tener en cuenta la gravedad del Sol en la determinación de la órbita de un satélite alrededor de la Tierra, se sigue el mismo procedimiento que anteriormente, en el caso de la introducción de la gravedad lunar. El esquema de la situación ahora, considera la trayectoria aparente del Sol alrededor de la Tierra.

El parámetro gravitacional del Sol, μ_{sun} , tiene un valor de $132712440041,93938 \text{ km}^3/\text{s}^2$. En este caso, los vectores \vec{r}_{moon} y $\vec{r}_{\text{moon}/s}$ se reemplazan por \vec{r}_{sun} y $\vec{r}_{\text{sun}/s}$. El primero se obtiene a partir de los datos extraídos de Horizons, mientras que el segundo sigue la Eq. (17).

Al final, las expresiones resultantes de llevar a cabo el mismo procedimiento que en el caso de la Luna, pero con los datos del Sol, se muestran en la Eq. (21) y Eq. (23).

$$p_{\text{sun},x} = \mu_{\text{sun}} \left(\frac{r_{\text{sun}/s,x}}{r_{\text{sun}/s}^3} - \frac{r_{\text{sun},x}}{r_{\text{sun}}^3} \right) \tag{21}$$

$$p_{\text{sun},y} = \mu_{\text{sun}} \left(\frac{r_{\text{sun}/s,y}}{r_{\text{sun}/s}^3} - \frac{r_{\text{sun},y}}{r_{\text{sun}}^3} \right) \tag{22}$$

$$p_{\text{sun},z} = \mu_{\text{sun}} \left(\frac{r_{\text{sun}/s,z}}{r_{\text{sun}/s}^3} - \frac{r_{\text{sun},z}}{r_{\text{sun}}^3} \right) \quad (23)$$

Además, esta aceleración perturbadora también es siete órdenes de magnitud menor que la aceleración obtenida para el problema de dos cuerpos sin perturbaciones incluidas.

4.4.3. Perturbación debida a los planetas del sistema solar

El objetivo de esta sección es aumentar, si es posible, la precisión de los resultados de la integración numérica para reducir el error del vector de estado al mínimo posible. Para este propósito, también se tiene en cuenta la gravedad de todos los otros planetas del sistema solar en forma de aceleraciones perturbadoras. El procedimiento es, nuevamente, exactamente el mismo que para la Luna y el Sol, pero sustituyendo el tercer cuerpo por uno de los planetas cada vez. Los únicos coeficientes necesarios son el parámetro gravitacional de cada planeta, y la expresión de la aceleración perturbadora a introducir en cada caso es similar a la Eq. (16). Cabe mencionar que Plutón, aunque ya no se considera un planeta, también se ha tenido en cuenta para mayor precisión.

- $\mu_{\text{mercury}} = 22031,86855 \text{ km}^3/\text{s}^2$
- $\mu_{\text{venus}} = 324858,592 \text{ km}^3/\text{s}^2$
- $\mu_{\text{mars}} = 42828,375214 \text{ km}^3/\text{s}^2$
- $\mu_{\text{jupiter}} = 126686531,900 \text{ km}^3/\text{s}^2$
- $\mu_{\text{saturn}} = 37931206,159 \text{ km}^3/\text{s}^2$
- $\mu_{\text{uranus}} = 5793951,322 \text{ km}^3/\text{s}^2$
- $\mu_{\text{neptune}} = 6835099,97 \text{ km}^3/\text{s}^2$
- $\mu_{\text{pluto}} = 869,96 \text{ km}^3/\text{s}^2$

Los datos correspondientes a la posición de cada planeta con respecto a la Tierra para cada instante se extraen de la página web Horizons para cada coordenada, x , y y z , del vector de posición de cada planeta en el sistema solar.

4.5. Perturbación debida a la atmósfera

En este apartado, se detalla la perturbación debida a las fuerzas de resistencia ejercidas por la atmósfera a altitudes relativamente bajas de la Tierra.

A pesar de que la influencia de la atmósfera es notablemente mayor en los primeros 100 km de altitud, desde esa altitud hasta aproximadamente los 1000 km, la densidad del

aire es suficiente para desorbitar un cuerpo. Es por ello que, puesto que una etapa de la trayectoria se realiza en una órbita de estacionamiento a 300 km de altitud, se estudiará la perturbación de la atmósfera.

Uno de los modelos atmosféricos que permite representar la variación de la densidad con la altitud es el US Standard Atmosphere 1976. Este modelo se describe en la Eq. (24).

$$\rho = \rho_i e^{-\frac{z-z_i}{H_i}} \quad (24)$$

$$H_i = -\frac{z_{i+1} - z_i}{\ln\left(\frac{\rho_{i+1}}{\rho_i}\right)} \quad (25)$$

Con ello, se representa la variación de la densidad con la altitud en la Fig. 4.5.1 [4].

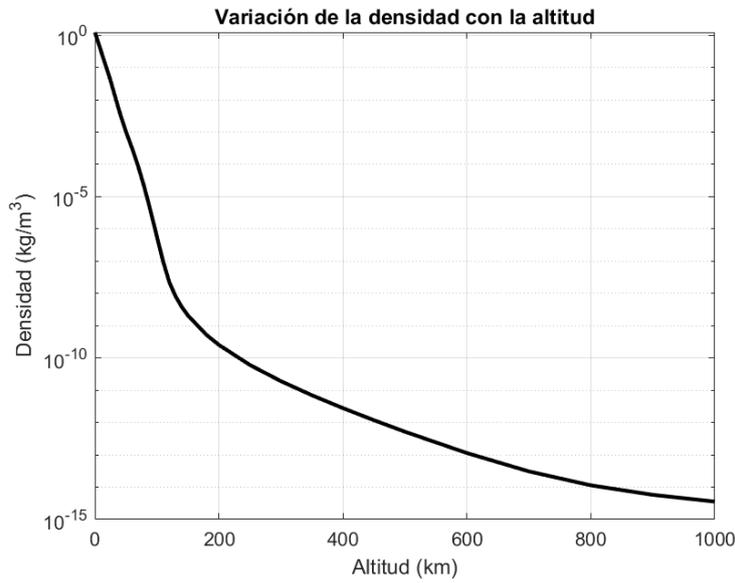


Figura 4.5.1: Variación de la densidad con la altitud

Se observa cómo el valor de la densidad decrece con la altitud de manera notable. El efecto de esta perturbación en el cuerpo de estudio resulta en un calentamiento del mismo debido a la fuerza de resistencia. Esto implica un descenso en su velocidad y, con ello, la pérdida de altitud.

Siguiendo esto, la magnitud de la fuerza de resistencia se calcula siguiendo la Eq. (26).

$$F_D = -\frac{1}{2}C_D\rho Av^2\hat{v} \quad (26)$$

donde:

- C_D es el coeficiente de arrastre, que depende de la forma y características del cuerpo.
- ρ es la densidad del aire en la altitud correspondiente.
- A es el área de referencia del cuerpo perpendicular a la dirección del movimiento.

- v_{rel} es la velocidad relativa del cuerpo con respecto al aire.

La dirección de esta fuerza es la contraria a la velocidad relativa del cuerpo. De esta manera, podemos expresar la componente que se añadirá a las ecuaciones de movimiento como:

$$\vec{D} = -D\vec{v}_{\text{rel}} \quad (27)$$

$$\vec{p}_{\text{Drag}} = \frac{\vec{D}}{m_2} = -\frac{1}{2m_2}\rho(z)v_{\text{rel}}^2 AC_D \frac{\vec{v}_{\text{rel}}}{v_{\text{rel}}} = -\frac{1}{2} \frac{\rho(z) AC_D}{m_2} v_{\text{rel}} \vec{v}_{\text{rel}} \quad (28)$$

La velocidad relativa del cuerpo con respecto al aire se puede calcular con el producto vectorial de la velocidad angular de la atmósfera con el vector posición del satélite.

$$\vec{v}_{\text{rel}} = \vec{v} - \vec{v}_{\text{atm}} = \vec{v} - \vec{\omega}_E \times \vec{r} \quad (29)$$

5. Validación del modelo dinámico

Previo al cálculo de la trayectoria, se procede a realizar una validación del propagador en coordenadas esféricas usando el satélite LAGEOS-1.

El satélite LAGEOS-1 (Laser Geodynamic Satellite 1), lanzado por la NASA el 4 de mayo de 1976, fue diseñado específicamente para estudios de geodesia y geodinámica de la Tierra. Este satélite orbita la Tierra a una altitud media de aproximadamente 5,900 kilómetros en una órbita casi circular y con una inclinación de 109.8 grados, lo que lo sitúa en una órbita media-terrestre altamente estable [11].

La elección de esta órbita se debe fundamentalmente a su estabilidad. Al situarse por encima de las capas más densas de la atmósfera terrestre, LAGEOS-1 está prácticamente libre de las perturbaciones atmosféricas que afectan a los satélites en órbitas más bajas. Esta estabilidad orbital permite que las mediciones de geodinámica sean extremadamente precisas, sin las variaciones introducidas por la fricción atmosférica.

El diseño de LAGEOS-1 también contribuye a su estabilidad. Con una masa de 407 kilogramos y un diseño pasivo (sin componentes electrónicos o sensores a bordo), está cubierto por 426 retroreflectores que permiten el seguimiento preciso mediante láser desde estaciones terrestres. Esta configuración reduce significativamente las fuerzas perturbadoras, asegurando que el satélite mantenga su trayectoria planeada durante décadas.

La misión de LAGEOS-1 ha sido esencial para el desarrollo de modelos precisos del campo gravitatorio terrestre y para la medición de movimientos tectónicos y deformaciones de la corteza terrestre. Además, las pequeñas desviaciones observadas en su órbita han proporcionado datos valiosos sobre la influencia de la presión de radiación solar y otros efectos no gravitacionales.

Para reducir el error con este satélite, se incorporarán al propagador las perturbaciones debidas al achatamiento de la Tierra. Además, puesto que este satélite no tiene incorporada ninguna vela solar, no se añadirán las aceleraciones provocadas por la vela solar. La elección de este satélite se debe a la falta de correcciones que se han realizado en el satélite, facilitando así la validación del propagador. Asimismo, no se ha escogido un satélite con velas solares debido a la falta de información en cuanto a las características de la vela solar, lo que complica la validación.

En primer lugar, se detalla a continuación el desarrollo teórico de las perturbaciones debidas al achatamiento de la Tierra (J_2). Considerando las siguientes variables:

$$\begin{aligned}x &= r \cdot \cos(\theta) \cdot \cos(\phi); \\y &= r \cdot \cos(\phi) \cdot \sin(\theta); \\z &= r \cdot \sin(\phi);\end{aligned}\tag{30}$$

Las perturbaciones gravitacionales en el sistema de coordenadas esféricas, teniendo en cuenta que se sustituyen los valores de x , y , z en las perturbaciones, quedan de la siguiente manera:

$$\begin{aligned}pJ_r &= -\frac{3}{2} \cdot J_2 \cdot \left(\frac{\mu \cdot r_E^2}{r^5}\right) \cdot \left(1 - 5\left(\frac{z}{r}\right)^2\right) \cdot x; \\pJ_\theta &= -\frac{3}{2} \cdot J_2 \cdot \left(\frac{\mu \cdot r_E^2}{r^5}\right) \cdot \left(1 - 5\left(\frac{z}{r}\right)^2\right) \cdot y; \\pJ_\phi &= -\frac{3}{2} \cdot J_2 \cdot \left(\frac{\mu \cdot r_E^2}{r^5}\right) \cdot \left(3 - 5\left(\frac{z}{r}\right)^2\right) \cdot z.\end{aligned}\tag{31}$$

donde:

- $r_E = 6371$ km
- $J_2 = 1082,63 \times 10^{-6}$

Las perturbaciones se añaden a las ecuaciones de movimiento, quedando estas:

$$\begin{aligned}\ddot{r} - r\dot{\phi}^2 - r\dot{\theta}^2 \cos^2 \phi &= -\frac{\mu}{r^2} + pJ_r \\r\ddot{\theta} \cos \phi + 2\dot{r}\dot{\theta} \cos \phi - 2r\dot{\theta}\dot{\phi} \sin \phi &= pJ_\theta \\r\ddot{\phi} + 2\dot{r}\dot{\phi} + r\dot{\theta}^2 \sin \phi \cos \phi &= pJ_\phi\end{aligned}\tag{32}$$

Finalmente, obtenemos los valores de posición y velocidad de la página web Horizons [7] para un intervalo de 10 días entre el 3 de julio del 2021 al 13 de julio del 2021.

Con estos datos, se procede a calcular el error de la posición y velocidad primero sin el efecto de las perturbaciones. Estos se han graficado en función del tiempo. Los resultados de este estudio que validan el propagador realizado aparecen en las Fig. 5.0.1 y Fig. 5.0.2. En el primero se puede observar que el valor del error de posición para un período de

tiempo de 10 días aumenta hasta una diferencia de 2500 km, mientras que la velocidad se diferencia en un máximo de 1 km/s.

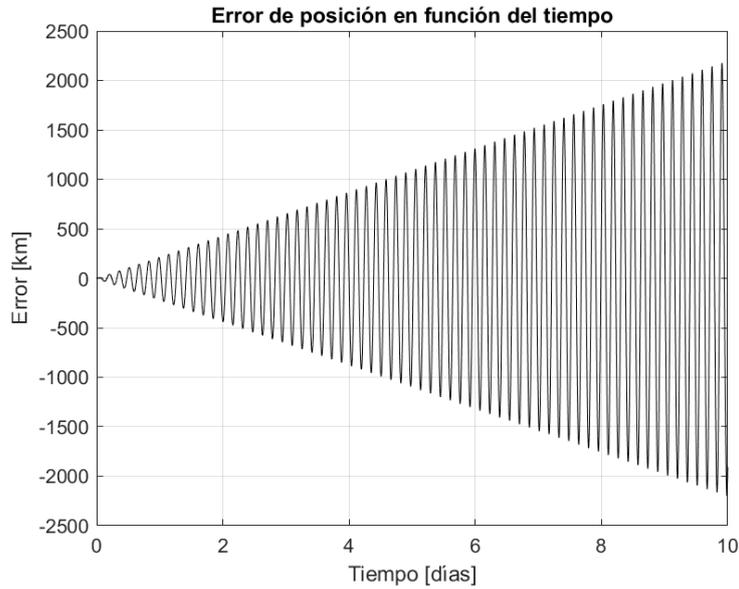


Figura 5.0.1: Error de posición en función del tiempo

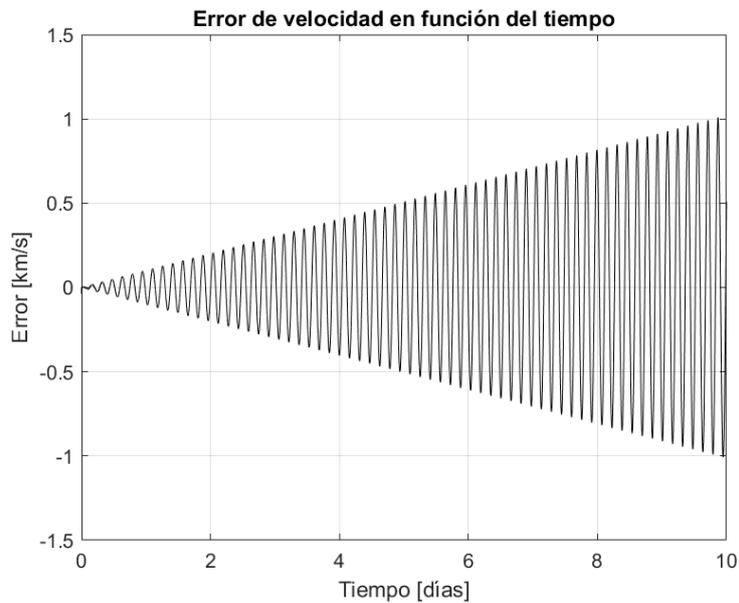


Figura 5.0.2: Error de velocidad en función del tiempo

A continuación, se incluye el efecto de la perturbación debida a la J_2 . Se ha decidido incluir solamente esta perturbación J debido al poco efecto que tienen las demás J sobre el resultado. El error de posición y velocidad obtenidos con la incorporación de la nueva perturbación se muestran en la Fig. 5.0.3 y Fig. 5.0.4 respectivamente. Se observa como tanto el error de posición, como el error de velocidad disminuyen.

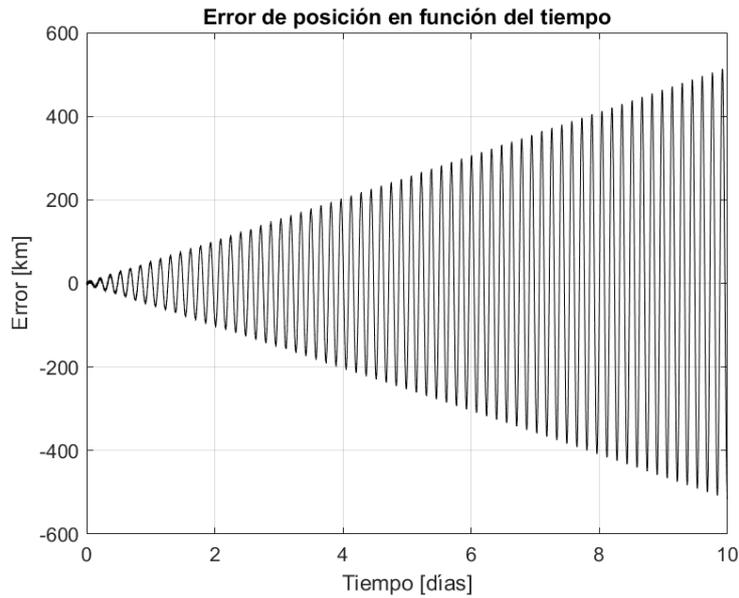


Figura 5.0.3: Error de posición en función del tiempo con la perturbación J2

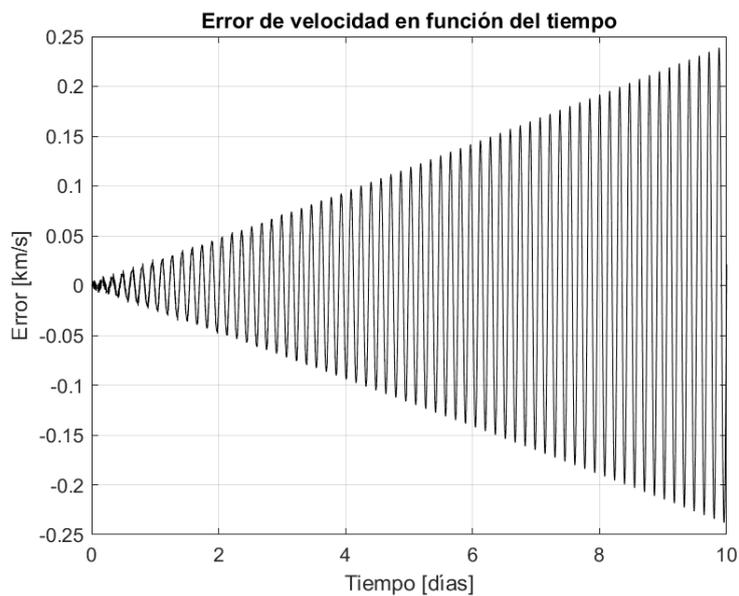


Figura 5.0.4: Error de velocidad en función del tiempo con la perturbación J2

6. Primera aproximación a una misión a Júpiter

El presente estudio de la trayectoria hacia Júpiter representa una primera aproximación a la misión. Esta se simplificará en las siguientes etapas.

En primer lugar, la etapa de lanzamiento. En esta primera fase, el satélite será lanzado al espacio hasta alcanzar una órbita de estacionamiento alrededor de la Tierra a una altitud de 300 km sobre la superficie terrestre. Esta órbita proporcionará una base estable desde la cual se iniciarán las maniobras hacia el planeta gaseoso.

En segundo lugar, cuando el satélite se encuentre estabilizado en la órbita, se procederá al despliegue de la vela solar. De esta manera, el satélite podrá aprovechar la aceleración provocada por la misma en su viaje hacia Júpiter. Una vez desplegada, el satélite deberá escapar de la esfera de influencia de la Tierra.

Con el objetivo de simplificar los cálculos, se asume que el satélite empieza su trayectoria desde una posición óptima tras escapar de la esfera de influencia de la Tierra.

Por último, ya con la influencia de las aceleraciones debidas a la vela solar, se procederá con la trayectoria a Júpiter. Esta fase se considerará finalizada cuando el satélite se encuentre en la esfera de influencia de Júpiter.

Los datos de los coeficientes ópticos que se han utilizado para la realización de los cálculos aparecen en la Table 6.0.1.

Variable	Valor
ζ	0,94
e_f	0,05
e_b	0,55
B_f	0,79
B_b	0,55
λ [°]	45

Tabla 6.0.1: Datos de los coeficientes ópticos [12]

Las características de la nave se muestran en la Table 6.0.2.

Variable	Valor
m [kg]	15
S [m^2]	32

Tabla 6.0.2: Datos de la nave

6.1. Órbita de parking

Definiendo la órbita de parking a 300 km de la Tierra, la velocidad de parking se puede calcular siguiendo la ecuación:

$$v_{park} = \sqrt{\frac{\mu_T}{r_T + r_{park}}} = 7,73 \text{ [km/s]} \quad (33)$$

donde:

- $\mu_T = 398600 \text{ km}^3/\text{s}^2$
- $r_T = 6378 \text{ km}$

- $r_{park} = 300 \text{ km}$

Tras estabilizarse en la órbita de parking, el satélite deberá desplegar la vela solar. De esta manera, el satélite orbitará alrededor de la Tierra con la vela solar desplegada hasta salir de la esfera de influencia de la Tierra, correspondiente a $9,24 \times 10^5 \text{ km}$.

El cálculo de esta etapa se realizará en el sistema de referencia geocéntrico, puesto que se quiere estudiar el movimiento del satélite alrededor de la Tierra, y su trayectoria hasta salir de la esfera de influencia de la misma.

Además, sabiendo que la órbita de parking se realiza a una distancia relativamente cercana a la Tierra, se tendrá en cuenta en este cálculo la influencia de la perturbación J_2 , cuya modelización matemática se ha desarrollado previamente en la validación del propagador así como la perturbación debida a la atmósfera. Las ecuaciones de movimiento que rigen este movimiento se muestran en la Eq. (34).

$$\begin{aligned}
 \ddot{r} - r\dot{\phi}^2 - r\dot{\theta}^2 \cos^2 \phi &= -\frac{\mu}{r^2} + p_{r,atm} + pJ_r \\
 r\ddot{\theta} \cos \phi + 2\dot{r}\dot{\theta} \cos \phi - 2r\dot{\theta}\dot{\phi} \sin \phi &= p_{\theta,atm} + pJ_\theta \\
 r\ddot{\phi} + 2\dot{r}\dot{\phi} + r\dot{\theta}^2 \sin \phi \cos \phi &= p_{\phi,atm} + pJ_\phi
 \end{aligned} \tag{34}$$

Considerando que el lanzamiento se realiza de manera que las condiciones iniciales de la órbita de parking se dan en el punto vernal, los valores en el sistema de referencia heliocéntrico y coordenadas cartesianas aparecen en la Table 6.1.1.

Parámetro	Valor (coordenadas cartesianas)
Posición [km]	(6671, 0, 0)
Velocidad [km/s]	(0, 3,75, 0)

Tabla 6.1.1: Condiciones iniciales de la trayectoria de parking

Para un tiempo de 17 días y medio, el satélite es capaz de salir de la esfera de influencia de la Tierra. La trayectoria de este movimiento se muestra en la Fig. 6.1.1 en la que se observa el aumento de la distancia del satélite respecto de la Tierra con el paso del tiempo. Este movimiento se mantiene hasta una distancia suficiente. Las condiciones finales de velocidad, serán las utilizadas como condiciones iniciales para la siguiente etapa.

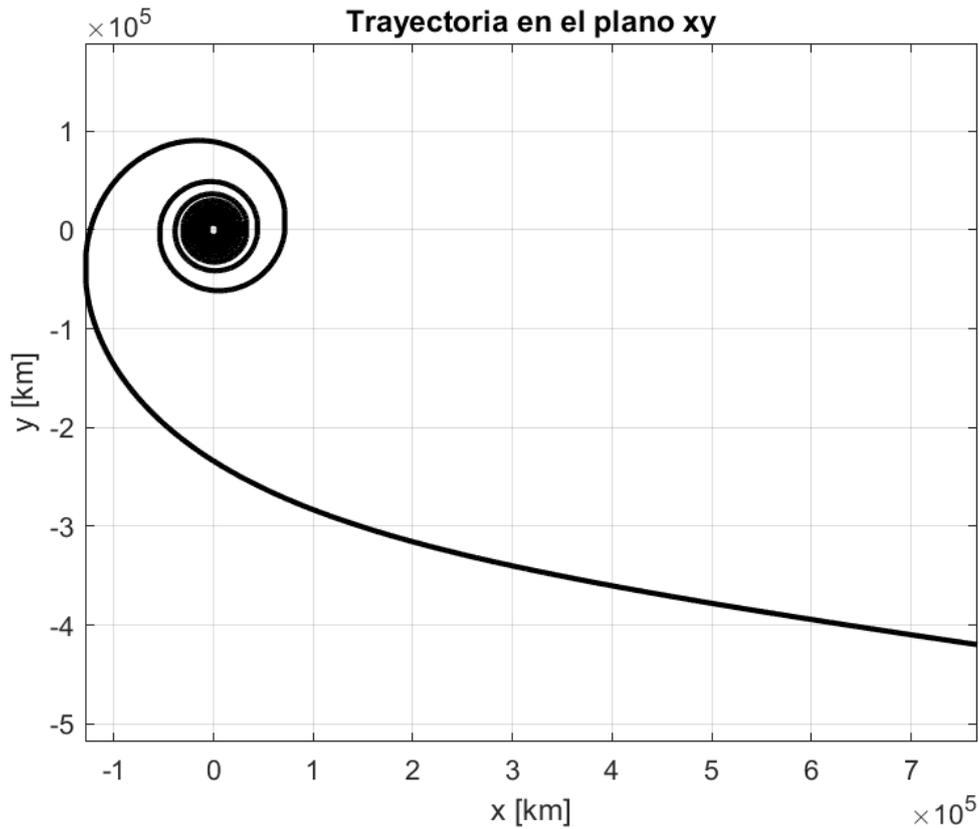


Figura 6.1.1: Trayectoria en la salida de la esfera de influencia

6.2. Trayectoria a Júpiter

En la trayectoria a Júpiter, el efecto de la perturbación J_2 es nulo, por lo que no se tendrá en cuenta en las ecuaciones de movimiento. Además, la perturbación debida a los eclipses se daría solamente por los planetas, cuyo tamaño es muy inferior al del Sol. Es por ello que el efecto de los eclipses se puede considerar despreciable.

Así pues, se tendrán en cuenta las aceleraciones debidas a la vela solar, cuyo efecto decrecerá con respecto a la distancia al Sol y, puesto que la misión se dirige a un planeta más alejado del Sol que La Tierra, el efecto disminuirá con el tiempo.

Esta etapa de la misión se dará por finalizada cuando el satélite se encuentre en la esfera de influencia de Júpiter, cuyo radio es de $54,17 \times 10^6$ km. Esta esfera respecto al Sol implica una distancia $r = 7,237 \times 10^8$ km. Las condiciones iniciales para esta trayectoria se corresponden a las condiciones finales de la órbita de parking.

La trayectoria del satélite en el plano $X - Y$ se muestra en la Fig. 6.2.1. El tiempo de integración de la trayectoria es de 6 años y medio para llegar a la esfera de influencia de Júpiter.

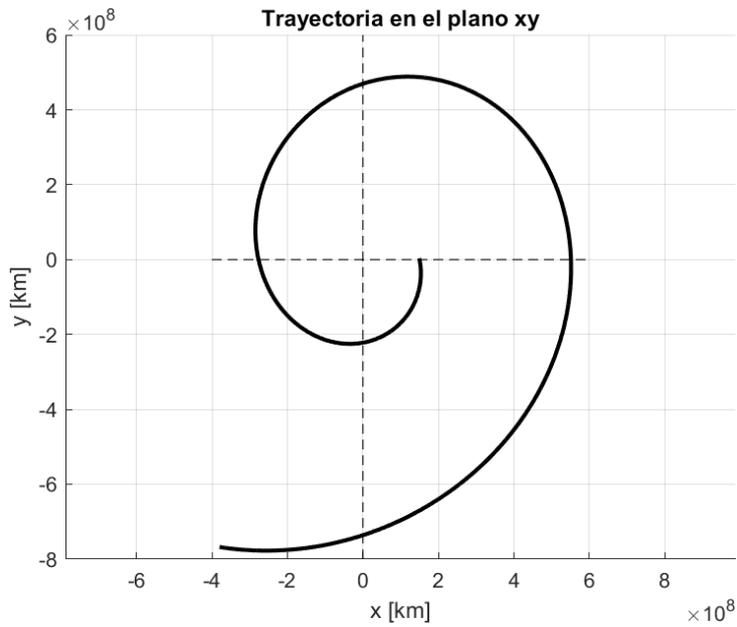


Figura 6.2.1: Trayectoria Tierra-Júpiter

La variación de la posición de la nave respecto del sol r [km] con el tiempo se muestra en la Fig. 6.2.2. Se observa una tendencia creciente y un comportamiento oscilatorio, en el número de oscilaciones corresponde al número de vueltas que experimenta la nave alrededor del Sol.

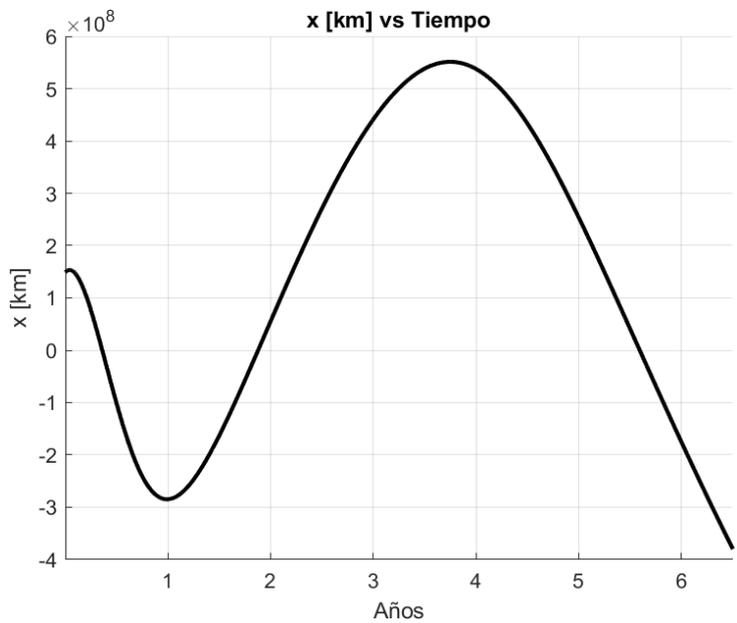


Figura 6.2.2: Variación de x [m] con el tiempo

Además de la variación de la posición, se representan también las evoluciones de la velocidad en el eje X e Y en coordenadas cartesianas. Estas evoluciones aparecen en la Fig. 6.2.3 y Fig. 6.2.4 respectivamente. Se observa de nuevo el comportamiento oscilatorio comentado anteriormente. Además, se observa como la velocidad decrece con el tiempo,

correspondiente a la reducción en la aceleración provocada por la vela solar. Esto se debe al incremento de la distancia respecto al Sol con el tiempo, y con ello, la disminución de la presión debida a la radiación solar.

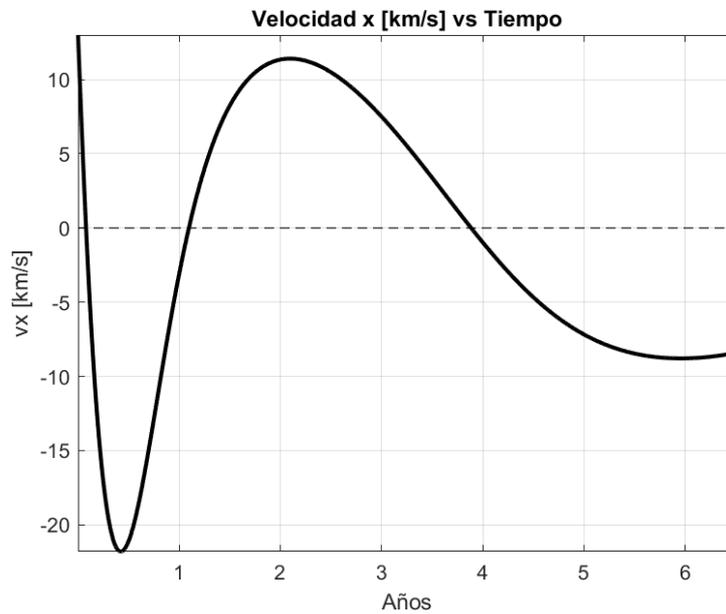


Figura 6.2.3: Velocidad de la componente x [km/s]

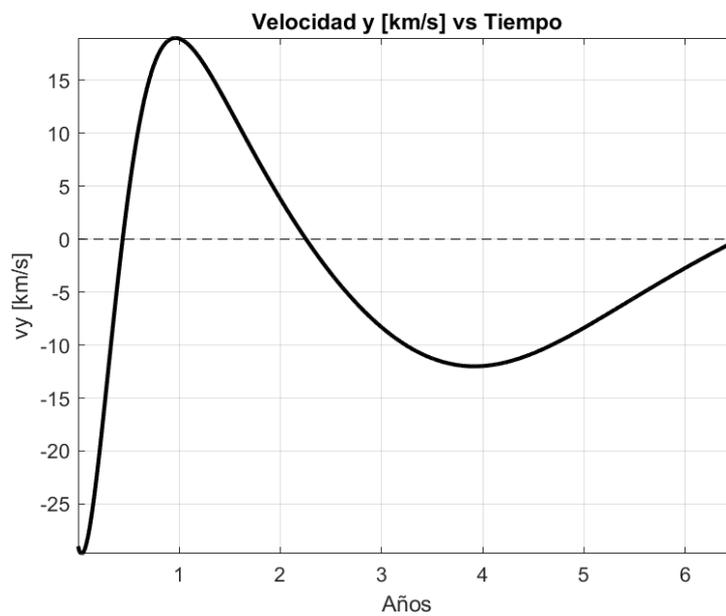


Figura 6.2.4: Velocidad de la componente y [km/s]

Para poder confirmar que la aceleración decrece con el tiempo, explicación comentada anteriormente, se ha representado gráficamente la evolución de las aceleraciones en sus componentes en coordenadas esféricas. Recordamos que la aceleración en la componente θ es constante y nula.

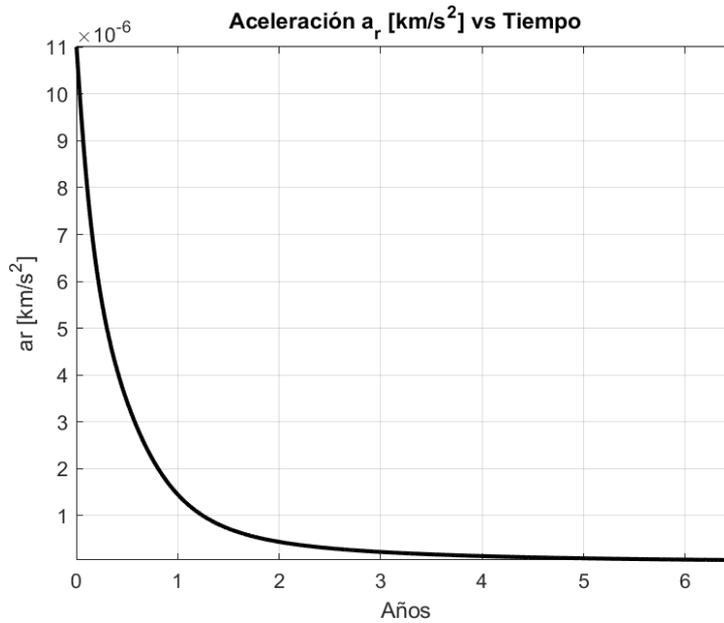


Figura 6.2.5: Aceleración de la componente r [km/s]

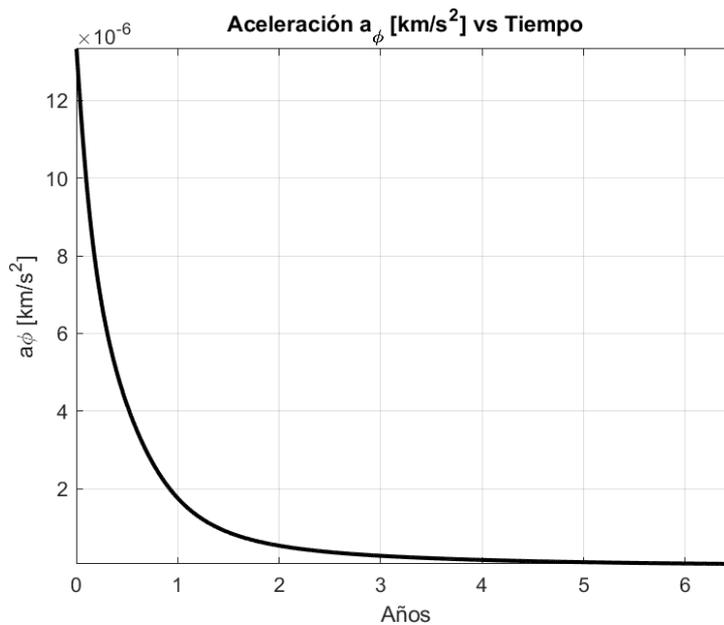


Figura 6.2.6: Aceleración de la componente ϕ [km/s]

6.3. Degradación óptica de la misión

Con el objetivo de estudiar la degradación óptica de la membrana de la vela solar, cuyo desarrollo teórico se ha explicado anteriormente, se ha representado la evolución de la variación p en función de los diferentes valores de la dosis de radiación solar Σ para diferentes valores de degradación d .

En primer lugar, se estudia la degradación de los coeficientes ρ y ζ . La ecuación que estudia la variación de estos dos coeficientes es idéntica, por lo que la representación gráfica

es válida para ambos. Estos dos coeficientes se corresponden al coeficiente de reflexión y al factor de reflexión especular respectivamente.

El primero describe la amplitud o intensidad de una onda reflejada respecto a la onda incidente. Se analiza su influencia en la ecuación de la aceleración proporcionada por la vela solar, variando el valor de ρ entre 0, correspondiente a un cuerpo sin reflexión y 1, correspondiente a un cuerpo en el que toda la luz es reflejada. Se observa en la Fig. 6.3.1 que la aceleración aumenta al mismo tiempo que aumenta el valor de este coeficiente. El presente estudio y los que se muestran a continuación se han realizado con los valores que se muestran en la Table 6.3.1.

Variable	Valor
c [m/s]	$3,0 \times 10^8$
R_o [m]	$6,9599 \times 10^8$
L_o [J/s]	$3,826 \times 10^{26}$
S [m ²]	196
m [kg]	310
ζ	0,94
ϵ_f	0,05
ϵ_b	0,55
B_f	0,79
B_b	0,55
α [°]	45
R_s [m]	$1,392 \times 10^9$
r [m]	$1,496 \times 10^{11}$

Tabla 6.3.1: Datos y sus valores utilizados en los cálculos [12]

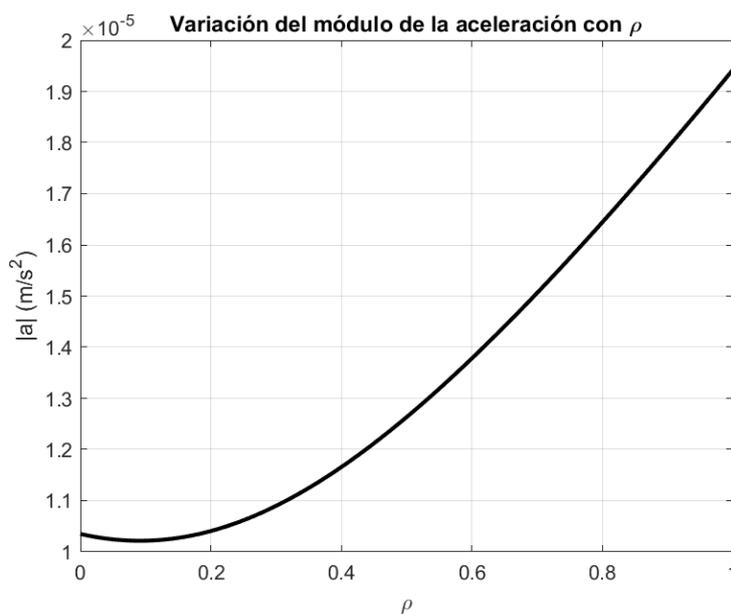


Figura 6.3.1: Variación de las aceleraciones ante variación de ρ

El segundo mide la proporción de luz incidente que es reflejada en una única dirección.

Sus valores, al igual que con ρ , varían entre 0, indicando que la luz incidente no se refleja de manera especular y 1, suponiendo lo contrario. Del mismo modo que el coeficiente anterior, la aceleración debe aumentar con el valor del coeficiente de estudio ya que, si la luz incidente se refleja de manera especular, implica que se ejerce una mayor presión y, con ello, una mayor aceleración.

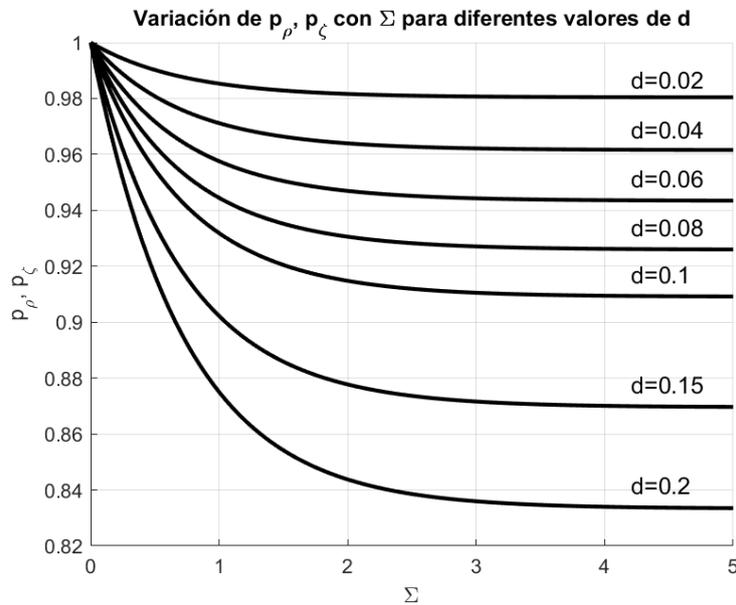


Figura 6.3.2: Variación de los coeficientes ρ y ζ

La Fig. 6.3.2, que muestra la evolución de la variación de los coeficientes ρ y ζ en función de la dosis de radiación solar recibida por la vela solar y, por tanto, del tiempo (siendo que la dosis aumenta con el tiempo), se observa que, para una degradación del 2%, la variación, como cabría esperarse, es mínima, estabilizándose el coeficiente en un 98% respecto al valor inicial. De esta manera, la variación aumenta con el porcentaje de degradación que se le impone a la vela solar, siendo que, para una degradación del 20%, el coeficiente se encontraría en, aproximadamente, un 83% de su valor inicial.

Seguido de este estudio, se procede a analizar la variación del coeficiente de emisión de la parte delantera de la vela (ϵ_f) referido a la capacidad de la membrana de la vela solar de emitir radiación térmica. Sus valores oscilan entre 0, que indica que la vela es altamente reflectiva, y 1, indicando que la superficie emite radiación térmica. El valor deseado para este coeficiente es el cercano a 0, puesto que indica que la superficie es altamente reflectiva y, por tanto, se aumenta la presión de radiación.

En la Fig. 6.3.3 se muestra la evolución de la variación del valor de ϵ_f en función de la dosis de radiación. Observamos que, al contrario que en el anterior caso, los coeficientes aumentan hasta un 12% respecto su valor inicial para una degradación del 20%. Como se ha comentado antes, los valores deseados para este coeficiente son los cercanos a 0, por lo que resulta coherente que, con el paso del tiempo, la degradación de este coeficiente implique el aumento de su valor, lo que significaría un descenso de la aceleración debida

a la vela solar.

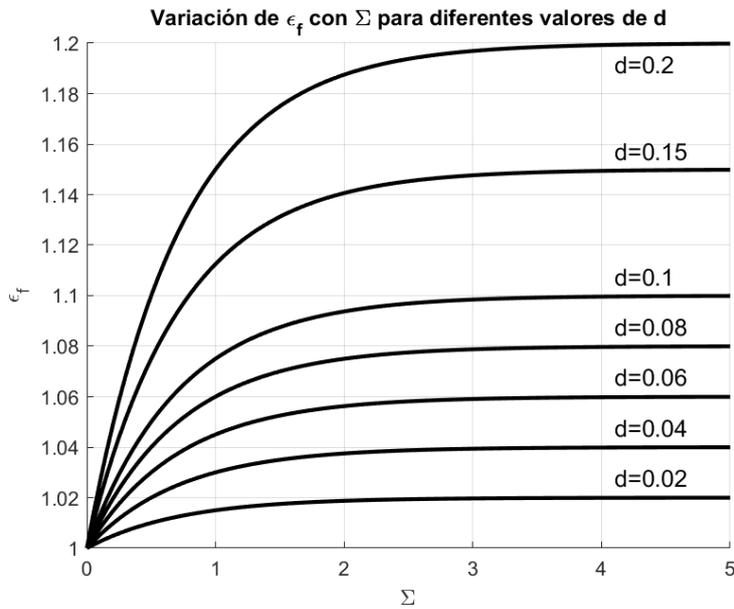


Figura 6.3.3: Variación del coeficiente ϵ_f

Por último, tanto el coeficiente de emisión de la parte trasera de la vela ϵ_b como los coeficientes no lambertianos B_f y B_b no se ven afectados por la degradación óptica, por lo que sus valores permanecen constantes durante toda la misión. Es por ello que la degradación de estos coeficientes no se estudiará con más detalle.

Como última aportación al estudio de la degradación óptica de la vela solar, se realizará un estudio de la variación en la trayectoria según la variación de estos coeficientes. Para ello se han considerado los siguientes valores. Estos valores se corresponden a un deterioro del 50 % del coeficiente de reflexión.

Variable	d	λ
ρ	0.3	0.231
ζ	0.5	0.139
ϵ_f	0.3	0.231

Tabla 6.3.2: Datos de degradación [13]

Con estos valores, se procede al cálculo de la trayectoria de la vela con la degradación óptica. Puesto que esta degradación afecta principalmente a las aceleraciones debidas a la vela solar, se realiza el cálculo de la diferencia entre la aceleración con y sin degradación. La variación de esta diferencia con el tiempo se representa en la Fig. 6.3.4.

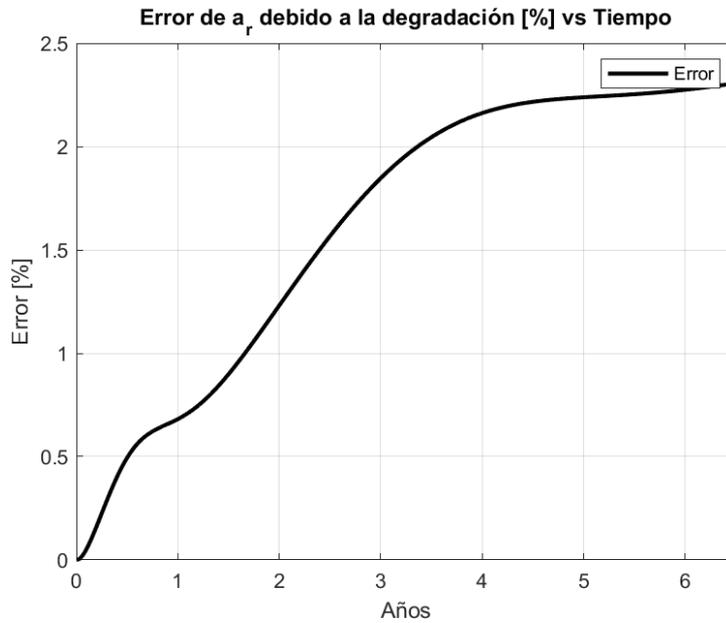


Figura 6.3.4: Variación de la aceleración radial debida a la degradación expresada en porcentaje

En esta, se observa que la diferencia crece con el tiempo. Esto se debe a que la degradación aumenta con el tiempo hasta estabilizarse, como se ha observado en el estudio realizado anteriormente. Es por ello que, al principio, no debe haber mucha variación entre ambas aceleraciones, ya que la vela no se ha degradado y con el paso del tiempo aumenta la diferencia debido a que el efecto de la degradación se hace cada vez más notorio.

Se representa gráficamente también la variación de la componente transversal de la aceleración.

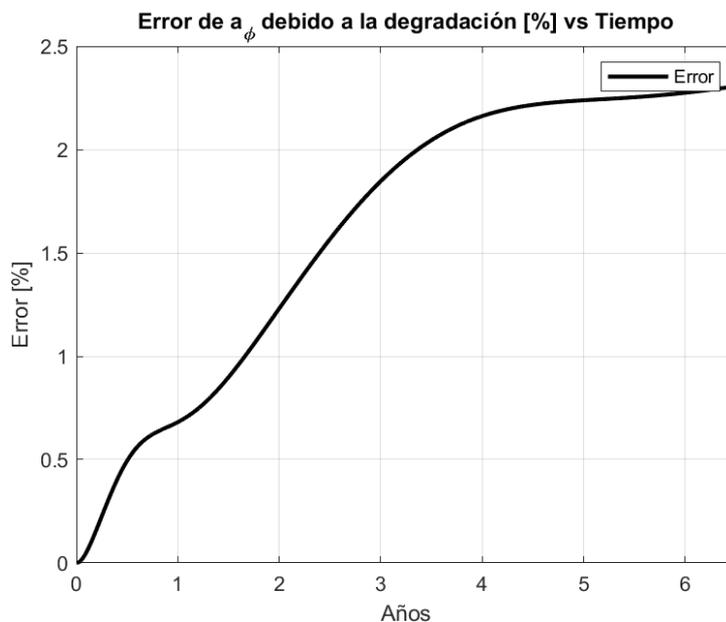


Figura 6.3.5: Variación de la aceleración transversal debida a la degradación expresada en porcentaje

En esta gráfica, se observa una tendencia idéntica a la de la aceleración radial. Su figura se justifica, de nuevo, por la definición de la degradación.

Además de la variación de la aceleración, se representa también la variación en la trayectoria debida a la degradación de la vela Fig. 6.3.6. En ella se observa como la variación parece ser mínima para un tiempo de vuelo de 30 años. Se puede apreciar el aumento de la variación con la trayectoria y, como cabría esperarse, las distancias x e y de la trayectoria degradada son menores que la trayectoria original.

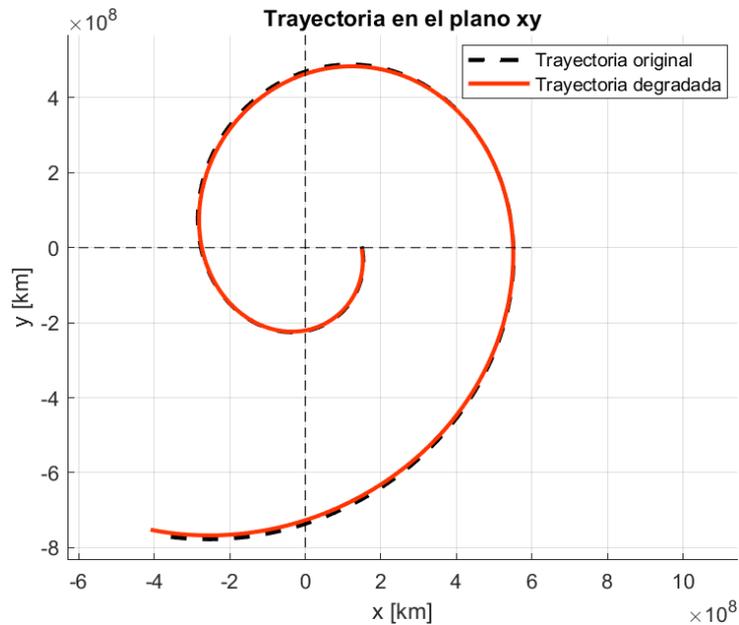


Figura 6.3.6: Variación de la trayectoria debida a la degradación

Esta variación de la distancia se aprecia en la representación comparativa entre la distancia x con y sin el efecto de la degradación óptica Fig. 6.3.7.

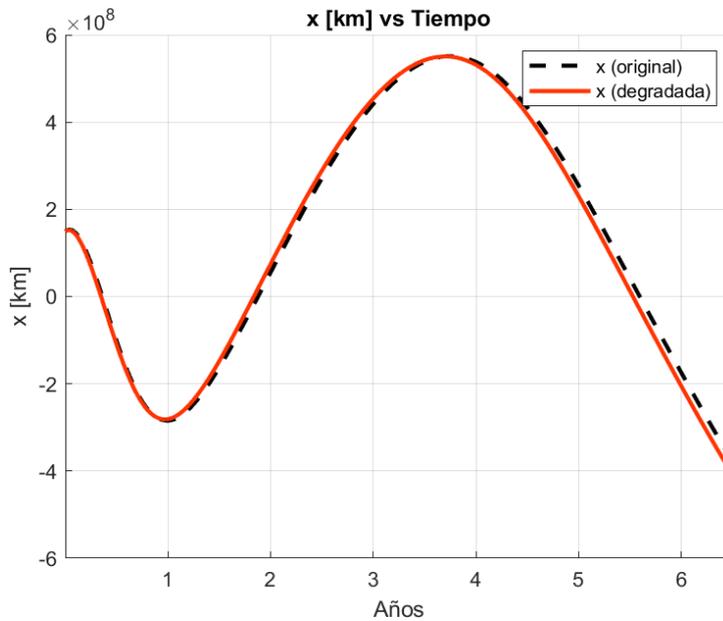


Figura 6.3.7: Variación de la distancia debida a la degradación

7. Conclusión

Se concluye que es factible llevar a cabo una misión a Júpiter utilizando velas solares. El estudio exhaustivo de las órbitas involucradas ha validado el propagador en coordenadas esféricas y ha demostrado que la consideración de perturbaciones gravitacionales disminuye significativamente el error comparado con el satélite LAGEOS. Esto asegura una precisión adecuada para la navegación hacia el destino interplanetario.

El cálculo detallado de la trayectoria hacia Júpiter ha confirmado la viabilidad técnica de este tipo de misiones espaciales. La capacidad de las velas solares para proporcionar una propulsión continua y sostenible abre nuevas perspectivas para la exploración y el estudio de planetas distantes dentro de nuestro sistema solar.

Además, se ha verificado que el modelo utilizado es robusto frente a las variaciones orbitales y las condiciones dinámicas del espacio interplanetario. Este estudio representa un avance significativo en el diseño y la planificación de misiones espaciales utilizando velas solares, destacando su potencial para la exploración y la investigación científica en el contexto de misiones interplanetarias.

8. Trabajo futuro

El objetivo de esta sección es proponer una continuación de la investigación y el análisis realizados en este proyecto, siempre buscando una mejora en el proceso y la consecuente reducción de errores y aumento de precisión en los resultados. Para ello, se propone llevar a cabo un trabajo de investigación.

En el desarrollo de este trabajo, se han realizado varias simplificaciones en el cálculo y consideración de algunos aspectos cruciales. En primer lugar, se deja como trabajo futuro estudiar la actuación de la vela solar. Esto implica controlar la órbita mediante el ajuste del ángulo de incidencia de la vela solar. Al variar este ángulo, se podría corregir la posición del satélite, logrando resultados más precisos y mejorando la efectividad de la misión.

Además, se considera necesario realizar un estudio detallado sobre la reentrada del satélite en una órbita alrededor de Júpiter. Hasta ahora, solo se ha considerado hasta que el satélite entra en la esfera de influencia de Júpiter, por lo que entender y planificar la reentrada en una órbita estable alrededor del planeta es crucial para el éxito de la misión.

También se deja como trabajo futuro un estudio en profundidad de la misión a Júpiter para poder diseñar un satélite con unas propiedades de masa y superficie más acordes a la misión, ya que se han tenido en cuenta las de la misión IKAROS. Este estudio permitiría optimizar el diseño del satélite para las condiciones específicas de la misión a Júpiter.

Además, es necesario estudiar la variación de la vela solar durante la misión, para tener en cuenta las limitaciones de los materiales en cuanto a este aspecto. La exposición prolongada al entorno espacial puede afectar las propiedades de los materiales de la vela solar, por lo que un análisis detallado de estas variaciones es esencial para asegurar el rendimiento y la durabilidad del satélite durante toda la misión.

Finalmente, se propone investigar la variación de la temperatura sobre la vela solar, ya que este factor puede influir significativamente en su rendimiento. Según datos bibliográficos fiables, las variaciones de temperatura pueden causar deformaciones y cambios en las propiedades reflectantes de la vela, lo que podría afectar su capacidad para generar empuje de manera eficiente. Por lo tanto, un estudio exhaustivo sobre este aspecto es crucial para mejorar la precisión y efectividad del control de la órbita mediante la vela solar.

9. Presupuesto

En este apartado se describe el presupuesto requerido para la realización de este trabajo. En este, se tiene en cuenta el coste de mano de obra, considerando las horas invertidas en la investigación y desarrollo del estudio realizado por la ingeniera así como el coste del software usado en el estudio y el coste del ordenador para ello.

Actividad	Horas	Coste por hora (€)	Coste total (€)
Investigación	100	20	2000
Programación	150	20	3000
Validación	80	20	1600
Otros	50	20	1000
Total coste humano	380	20	7600
Costos adicionales	-	-	-
Software Matlab	-	-	300
Software Mathematica	-	-	250
Ordenador	-	-	1300
Total costos adicionales	-	-	1850
Coste total	-	-	9450

Tabla 9.0.1: Presupuesto detallado

10. Pliego de condiciones

En esta sección se detallan las características del entorno de trabajo en el que se ha realizado el presente trabajo de fin de grado. El 14 de Abril de 1997 se publicó en el *Boletín Oficial del Estado* la regulación acerca de las “disposiciones mínimas de seguridad y salud relativas al trabajo con equipos que incluyen pantallas de visualización”. En esta publicación se detallan las siguientes disposiciones mínimas.

Real Decreto 488/1997, de 14 de abril, sobre disposiciones mínimas de seguridad y salud relativas al trabajo con equipos que incluyen pantallas de visualización [3]

Disposiciones mínimas

Observación preliminar: las obligaciones que se establecen en el presente anexo se aplicarán para alcanzar los objetivos del presente Real Decreto en la medida en que, por una parte, los elementos considerados existan en el puesto de trabajo y, por otra, las exigencias o características intrínsecas de la tarea no se opongan a ello.

En la aplicación de lo dispuesto en el presente anexo se tendrán en cuenta, en su caso, los métodos o criterios a que se refiere el apartado 3 del artículo 5 del Real Decreto de los Servicios de Prevención.

1. Equipo

- a) Observación general: La utilización en sí misma del equipo no debe ser una fuente de riesgo para los trabajadores.*
- b) Pantalla: Los caracteres de la pantalla deberán estar bien definidos y configurados de forma clara, y tener una dimensión suficiente, disponiendo de un espacio adecuado entre los caracteres y los renglones. La imagen de la pantalla deberá ser estable, sin fenómenos de destellos, centelleos u otras formas de inestabilidad. El usuario de terminales con pantalla deberá poder ajustar fácilmente la luminosidad y el contraste entre los caracteres y el fondo de la pantalla, y adaptarlos fácilmente a las condiciones del entorno. La pantalla deberá ser orientable e inclinable a voluntad, con facilidad para adaptarse a las necesidades del usuario. Podrá utilizarse un pedestal independiente o una mesa regulable para la pantalla. La pantalla no deberá tener reflejos ni reverberaciones que puedan molestar al usuario.*
- c) Teclado: El teclado deberá ser inclinable e independiente de la pantalla para permitir que el trabajador adopte una postura cómoda que no provoque cansancio en los brazos o las manos. Tendrá que haber espacio suficiente delante del teclado para que el usuario pueda apoyar los brazos y las manos. La superficie del teclado deberá ser mate para evitar los reflejos. La disposición del teclado y las características de las teclas deberán tender a facilitar su utilización. Los símbolos de las teclas deberán resaltar suficientemente y ser legibles desde la posición normal de trabajo.*
- d) Mesa o superficie de trabajo: La mesa o superficie de trabajo deberán ser poco reflectantes, tener dimensiones suficientes y permitir una colocación flexible de la pantalla, del teclado, de los documentos y del material accesorio. El soporte de los documentos deberá ser estable y regulable y estará colocado de tal modo que se reduzcan al mínimo los movimientos incómodos de la cabeza y los ojos. El espacio deberá ser suficiente para permitir a los trabajadores una posición cómoda.*
- e) Asiento de trabajo: El asiento de trabajo deberá ser estable, proporcionando al usuario libertad de movimiento y procurándole una postura confortable. La altura del mismo deberá ser regulable. El respaldo deberá ser reclinable y su altura ajustable. Se pondrá un reposapiés a disposición de quienes lo deseen.*

2. Entorno

- a) *Espacio: El puesto de trabajo deberá tener una dimensión suficiente y estar acondicionado de tal manera que haya espacio suficiente para permitir los cambios de postura y movimientos de trabajo.*
 - b) *Iluminación: La iluminación general y la iluminación especial (lámparas de trabajo), cuando sea necesaria, deberán garantizar unos niveles adecuados de iluminación y unas relaciones adecuadas de luminancias entre la pantalla y su entorno, habida cuenta del carácter del trabajo, de las necesidades visuales del usuario y del tipo de pantalla utilizado. El acondicionamiento del lugar de trabajo y del puesto de trabajo, así como la situación y las características técnicas de las fuentes de luz artificial, deberán coordinarse de tal manera que se eviten los deslumbramientos y los reflejos molestos en la pantalla u otras partes del equipo.*
 - c) *Reflejos y deslumbramientos: Los puestos de trabajo deberán instalarse de tal forma que las fuentes de luz, tales como ventanas y otras aberturas, los tabiques transparentes o translúcidos y los equipos o tabiques de color claro no provoquen deslumbramiento directo ni produzcan reflejos molestos en la pantalla. Las ventanas deberán ir equipadas con un dispositivo de cobertura adecuado y regulable para atenuar la luz del día que ilumine el puesto de trabajo.*
 - d) *Ruido: El ruido producido por los equipos instalados en el puesto de trabajo deberá tenerse en cuenta al diseñar el mismo, en especial para que no se perturbe la atención ni la palabra.*
 - e) *Calor: Los equipos instalados en el puesto de trabajo no deberán producir un calor adicional que pueda ocasionar molestias a los trabajadores.*
 - f) *Emisiones: Toda radiación, excepción hecha de la parte visible del espectro electromagnético, deberá reducirse a niveles insignificantes desde el punto de vista de la protección de la seguridad y de la salud de los trabajadores.*
 - g) *Humedad: Deberá crearse y mantenerse una humedad aceptable.*
3. *Interconexión ordenador/persona: Para la elaboración, la elección, la compra y la modificación de programas, así como para la definición de las tareas que requieran pantallas de visualización, el empresario tendrá en cuenta los siguientes factores:*
- a) *El programa habrá de estar adaptado a la tarea que deba realizarse.*
 - b) *El programa habrá de ser fácil de utilizar y deberá, en su caso, poder adaptarse al nivel de conocimientos y de experiencia del usuario; no deberá utilizarse ningún dispositivo cuantitativo o cualitativo de control sin que los trabajadores hayan sido informados y previa consulta con sus representantes.*
 - c) *Los sistemas deberán proporcionar a los trabajadores indicaciones sobre su desarrollo.*

- d) *Los sistemas deberán mostrar la información en un formato y a un ritmo adaptados a los operadores.*
- e) *Los principios de ergonomía deberán aplicarse en particular al tratamiento de la información por parte de la persona.*

Siguiendo esta regulación, el trabajo de fin de grado se ha realizado cumpliendo la normativa publicada.

El equipo con el que se ha realizado el trabajo consiste en una pantalla de 27' con posibilidad de regular fácilmente tanto el brillo de la misma, como la inclinación y altura. Un teclado inclinable para la comodidad del usuario, una mesa de trabajo suficientemente grande para poder contener el ordenador de trabajo y trabajar con el dispositivo con comodidad así como espacio suficiente para poder realizar apuntes a mano en caso de requerirlo. Finalmente, el asiento de trabajo ha consistido en una silla con altura ajustable y respaldo alto para poder mantener una postura adecuada durante la realización del trabajo.

El espacio de trabajo ha consistido de una habitación amplia y limpia, con luz natural así como lámpara de trabajo para el momento del día en el que se requiere. Para evitar deslumbramientos por el sol, las ventanas están equipadas con cortinas. Asimismo, el silencio en la habitación se ha mantenido con el objetivo de obtener un buen nivel de concentración, evitando de este modo las distracciones durante las horas de trabajo. Por último, La temperatura del espacio de trabajo se ha regulado manteniendo una buena ventilación en el mismo.

En cuanto al ordenador usado, se trata de un ordenador de sobremesa cuyas especificaciones se muestran en la Table 10.0.1. Estas características cumplen los requisitos mínimos para trabajar con los software matemáticos que se han empleado. Estos requisitos aparecen en la Table 10.0.2. En esta última tabla, los requisitos de los dos software son similares, difiriendo en el espacio en disco requerido. Las licencias de estos dos programas son las proporcionadas por la universidad.

Componente	Especificación
Procesador	AMD Ryzen 9 5900X 12-Core Processor @ 3.70 GHz
Memoria RAM	32.0 GB
Disco Duro	2 TB SSD NVMe
Tarjeta Gráfica	NVIDIA GeForce RTX 3050
Placa Base	TUF GAMING B550-PLUS
Sistema Operativo	Windows 10 Pro

Tabla 10.0.1: Especificaciones del Ordenador

Propiedad	MATLAB - MATHEMATICA
Sistema Operativo	Windows 10
Procesador	Cualquier procesador Intel o AMD x86-64
Memoria RAM	4 GB mínimo, 8 GB o más recomendado

Tabla 10.0.2: Requisitos de Propiedades para MATLAB y Mathematica

11. ODS

Los Objetivos de Desarrollo Sostenible son 17 objetivos adoptados por las Naciones Unidas en 2015 con el objetivo de poner fin a la pobreza, proteger el planeta y garantizar paz y prosperidad para todas las personas para el 2030 [10].

En este trabajo académico en el que se ha realizado un estudio preliminar acerca de una misión a Júpiter, se puede considerar que esta misión, propulsada por velas solares, se alinea con el ODS 7 (Energía asequible y no contaminante) y el ODS 13 (Acción por el clima). El uso de la presión de la radiación solar para propulsarse implica una reducción del combustible necesario para realizar la misión, reduciendo así la dependencia de combustibles fósiles y minimizando las emisiones de carbono, en consonancia con el ODS 9 (Industria, innovación e infraestructura).

Además, realizar la misión a Júpiter promueve la investigación científica y la innovación tecnológica. Es por ello que el trabajo está relacionado con el ODS 4 (Educación de calidad) al fomentar la formación de científicos e ingenieros capacitados para el estudio de misiones espaciales e innovación acerca de soluciones sostenibles.

Referencias

- [1] V Chemyakina et al. “Influence of temperature restrictions on the heliocentric motion controlling of a solar-sailing spacecraft”. En: (2020).
- [2] Malcolm Macdonald Bernd Dachwald. “Parametric model and optimal control of solar sail with optical degradation”. En: (2006).
- [3] Javier Arenas Bocanegra. *Real Decreto 488/1997, de 14 de abril, sobre disposiciones mínimas de seguridad y salud relativas al trabajo con equipos que incluyen pantallas de visualización*. Agencia Estatal, Gobierno de España, 1997.
- [4] María Alventosa Corts. “Geocentric Orbit Calculation and State Vector Determination Introducing Perturbing Accelerations”. En: (2021).
- [5] Department of Electrical y Stellenbosch University Electronic Engineering. “Spinning solar sail: The deployment and control of a spinning solar sail satellite”. En: (2020). URL: <https://ee.sun.ac.za/spinning-solar-sail-the-deployment-and-control-of-a-spinning-solar-sail-satelite/>.
- [6] David Canales García. “Study of Earth-Moon trajectories with solar sail propulsion”. En: (2014).
- [7] NASA JPL. *Horizons JPL*. URL: <https://ssd.jpl.nasa.gov/horizons/app.html#/> (visitado 30-06-2024).
- [8] Koryo Miura. “Method of Packaging and Deployment of Large Membranes in Space”. En: (1985).
- [9] Osamu Mori. En: (2011). URL: https://www.jaxa.jp/press/2011/01/20110126_sac_ikaros.pdf (visitado 30-06-2024).
- [10] Programa de las Naciones Unidas para el Desarrollo. *¿Qué son los Objetivos de Desarrollo Sostenible?* URL: <https://www.undp.org/es/sustainable-development-goals> (visitado 30-06-2024).
- [11] NASA. *LAGEOS I Satellite, 1976*. Accessed: 2024-07-04. 2023. URL: https://www.nasa.gov/mission_pages/GEODESY/LAGEOS/index.html.
- [12] I. Chernyakina O. Starinova. “The mission’s design of solar sail spacecraft based on locally-optimal control laws”. En: (2018).
- [13] Irina Chernyakina Olga Starinova. “Controlling Flight from Earth to Jupiter by Solar- Sail Spacecraft in Realistic Mode”. En: (). URL: <https://ieeexplore.ieee.org/document/8767787> (visitado 22-05-2024).
- [14] Yangmin Li Pengyuan Zhao Chenchen Wu. “Design and application of solar sailing: A review on key technologies”. En: (2022).

- [15] et al. Robert G. Bryant Shane T. Seaman. “Selection and Manufacturing of Membrane Materials for Solar Sails”. En: (2013).
- [16] Jeremy Shafer. “BARF 1995 Spring”. En: (1995).
- [17] The Planetary Society. *The Story of LightSail, Part 1*. URL: <https://www.planetary.org/sci-tech/the-story-of-lightsail-part-1> (visitado 16-06-2024).
- [18] Jerome L Wright. *Space Sailing*. Philadelphia: Gordon y Breach Science Publishers, 1992.