



UNIVERSITAT
POLITÈCNICA
DE VALÈNCIA



MÁSTER EN INGENIERIA AERONÁUTICA

TRABAJO FINAL DE MÁSTER
2020/21

**PROPULSIÓN DE SONDAS MEDIANTE VELAS
SOLARES EN ÓRBITAS CERCANAS AL SOL**

Autor: García Álvarez, Marcos

Tutor: Morano Fernández, José Antonio

Cotutor : Acedo Rodríguez, Luis

Valencia, septiembre de 2021

RESUMEN

PROPULSIÓN DE SONDAS MEDIANTE VELAS SOLARES EN ÓRBITAS CERCANAS AL SOL

En los últimos años las misiones espaciales tienden a extenderse cada vez más, hasta llegar a salir del sistema solar. Esto ha llevado a optimizar los sistemas de propulsión actuales de forma que se alcancen mayores velocidades a menor coste económico.

Uno de estos sistemas de propulsión son las velas solares que serán objeto de estudio en este trabajo. Varias misiones espaciales con esta tecnología se han desarrollado en esta última década, quizás la más exitosa hasta la fecha sea la misión IKAROS de la Agencia de Exploración Aeroespacial de Japón (JAXA).

En este trabajo se desarrolla un simulador de órbitas utilizando el Software Mathematica de Wolfram comprobando su precisión con datos de la sonda Parker en su órbita alrededor del Sol de la web de Horizons/JPL(NASA). Partiendo de esta misión de la sonda Parker se simulará la nueva órbita que resultaría al desplegar una vela solar tras su paso por el perihelio, obteniendo de esta forma un aumento progresivo y significativo de la velocidad.

También se estudiará el momento óptimo para el despliegue de la vela en función de velocidad, distancia al Sol, temperatura y tipo de vela entre otros parámetros. Se analizará la posibilidad de alcanzar velocidades cercanas a la velocidad de escape del sistema solar.

Autor: Marcos García Álvarez

Tutor: Prof. D. José Antonio Morano Fernández

Cotutor: D. Luis Acedo Rodríguez

Valencia, septiembre de 2021

ABSTRACT

SPACECRAFT PROPULSION BY SOLAR SAIL IN THE VICINITY OF THE SUN

In recent years, space missions tend to spread more and more, until they come out of the solar system. This has led to optimizing current propulsion systems so that higher speeds are achieved at lower economic cost.

One of these propulsion systems is the solar sails that will be the object of study in this thesis. Several space missions with this technology have been developed in the last decade, perhaps the most successful to date is the IKAROS mission of the Japan Aerospace Exploration Agency (JAXA).

In this Master's thesis, an orbiting simulator is developed using Mathematica of Wolfram Software, checking its accuracy with data from the Parker probe in its orbit around the Sun from the Horizons / JPL (NASA) website. Starting from this mission of the Parker probe, the new orbit that would result from deploying a solar sail after passing through perihelion will be simulated, thus obtaining a progressive and significant increase in speed.

The optimal moment for the deployment of the sail will also be studied according to speed, distance to the Sun, temperature and type of sail, among other parameters. The possibility of reaching speeds close to the escape velocity of the solar system will be analysed.

Author: Marcos García Álvarez

Tutor: Prof. D. José Antonio Morano Fernández

Cotutor: D. Luis Acedo Rodríguez

Valencia, September de 2021

RESUM

PROPULSIÓ DE SONDES MITJANÇANT VELES SOLARS EN ÒRBITES PROPERES A EL SOL

En els últims anys les missions espacials tendeixen a estendre cada vegada més, fins a arribar a sortir de sistema solar. Això ha portat a optimitzar els sistemes de propulsió actuals de manera que s'aconseguisquen majors velocitats a menor cost econòmic.

Un d'aquests sistemes de propulsió són les veles solars que seran objecte d'estudi en aquest treball. Diverses missions espacials amb aquesta tecnologia s'han desenvolupat en aquesta última dècada, potser la més reeixida fins a la data siga la missió IKAROS de l'Agència d'Exploració Aeroespacial del Japó (JAXA).

En aquest treball es desenvolupa un simulador d'òrbites utilitzant el software Mathematica de Wolfram comprovant la seva precisió amb dades de la sonda Parker en la seua òrbita al voltant de el Sol del web de Horizons / JPL (NASA). Partint d'aquesta missió de la sonda Parker es simularà la nova òrbita que resultaria al desplegar una vela solar després del seu pas pel perihelio, obtenint d'aquesta manera un augment progressiu i significatiu de la velocitat.

També s'estudiarà el moment òptim per al desplegament de la vela en funció de velocitat, distància a el Sol, temperatura i tipus de vela entre altres paràmetres. S'analitzarà la possibilitat d'aconseguir velocitats properes a la velocitat d'escapament de el sistema solar.

Autor: Marcos García Álvarez

Tutor: Prof. D. José Antonio Morano Fernández

Cotutor: D. Luis Acedo Rodríguez

València, setembre de 2021

Índice

RESUMEN.....	I
ABSTRACT.....	III
RESUM.....	V
Índice de figuras.....	XI
Índice de tablas.....	XIII
1.- Introducción.....	1
1.1.- Objetivos.....	2
2.- Velas solares	5
2.1.- Antecedentes	6
2.2.- Principio físico de funcionamiento	6
2.3.- Tipos de despliegue de velas	7
2.4.- Fabricación y materiales.....	10
2.5.- Ejemplos.....	11
2.5.1.- IKAROS	11
2.5.2.- NanoSail-D 2010.....	13
3.- Metodología.....	15
3.1.- Datos	15
3.2.- Ecuaciones del movimiento kepleriano.....	17
3.3.- Otras perturbaciones	18
3.3.1.- Atracción gravitacional	18

3.3.2.- Presión de radiación	19
3.4.- Comprobación del simulador	21
3.5.- Optimización de parámetros.....	22
3.5.1.- Punto de apertura de la vela	22
3.5.2.- Área de la vela.....	23
3.5.3.- Densidad superficial de la vela.....	23
3.5.4.- Temperatura soportable.....	23
3.6.- Energía de la órbita	24
4.- Resultados	25
4.1.- Validación del simulador	25
4.2.- Resultados de la optimización.....	27
4.2.1.- Resultados del instante de apertura de la vela	27
4.2.2.- Resultados del tamaño de la vela	31
4.2.3.- Resultados por densidad superficial y temperatura soportable	33
4.2.3.1.- Mylar	35
4.2.3.2.- Kapton aluminizado	36
4.2.3.3.- Material poroso 1.....	37
4.2.3.4.- Material poroso 2.....	38
4.2.3.5.- Material ultraligero 1	38
4.2.3.6.- Material ultraligero 2	39
4.2.3.7.- Material ultraligero 3	40
4.3.- Resultados finales	41
4.3.1.- Resultado final del Mylar	42
4.3.2.- Resultado final del Kapton aluminizado.....	42
4.3.3.- Resultado final de Material poroso	44

4.3.4.- Resultado final de Material ultraligero.....	45
5.- Conclusiones.....	49
ANEXO I: Presupuesto.....	51
Bibliografía.....	53

Índice de figuras

Figura 1. Propulsión mediante una vela solar propulsada por un haz de rayos laser ^[1]	1
Figura 2. Vela de tres ejes ^[6]	8
Figura 3. Vela heliogiro ^[6]	9
Figura 4. Vela circular ^[6]	9
Figura 5. Representación de IKAROS en el espacio.	12
Figura 6. NanoSail-D ^[19]	13
Figura 7. Interfaz grafica de la web Horizons ^[22]	15
Figura 8. Datos extraídos del Horizons	17
Figura 9. Diferencia de posición entre el simulador propio y la NASA.....	25
Figura 10. Diferencia de velocidad entre el simulador propio y la NASA	26
Figura 11. Sobrevuelos de la sonda PARKER ^[24]	27
Figura 12. Norma de las coordenada de posición de la sonda PARKER	28
Figura 13. Velocidad se la sonda en el tercer sobrevuelo al Sol.....	30
Figura 14. Reducción de la energía de la órbita tras la apertura de una vela de 22500 m2	33
Figura 15. Incremento de energía orbital tras la apertura de la vela Solar de Mylar.....	35
Figura 16. Incremento de energía orbital tras la apertura de la vela solar de Kapton aluminizado	36

Figura 17. Incremento de energía orbital tras la apertura de la vela solar de Material poroso 1.	37
Figura 18. Incremento de energía orbital tras la apertura de la vela solar de Material poroso 2.	38
Figura 19. Incremento de energía orbital tras la apertura de la vela solar de Material ultraligero 1	39
Figura 20. Incremento de energía orbital tras la apertura de la vela solar de Material ultraligero 2.....	39
Figura 21. Incremento de energía orbital tras la apertura de la vela solar de Material ultraligero 3.....	40
Figura 22. Incremento de energía orbital tras la apertura de una vela solar de Kapton aluminizado de 60 000 m2	43
Figura 23. Incremento de energía orbital tras la apertura de una vela solar de Kapton aluminizado de 100 000 m2	43
Figura 24. Incremento de energía orbital tras la apertura de una vela solar de Material poroso de 22 500 m2.....	44
Figura 25. Incremento de energía orbital tras la apertura de una vela solar de Material ultraligero 1 de 30 600 m2	45
Figura 26. Incremento de energía orbital tras la apertura de una vela solar de Material ultraligero 2 de 24 000 m2	46
Figura 27. Incremento de energía orbital tras la apertura de una vela solar de Material ultraligero 3 de 19 600 m2	46

Índice de tablas

Tabla 1. Datos estándar para el estudio de apertura de la vela solar	29
Tabla 2. Recopilación de los datos de la energía vis-visa para diferentes sobrevuelos.	29
Tabla 3. Datos estándar para el estudio del tamaño de la vela solar	31
Tabla 4. Recopilación de los datos de la energía vis-visa para diferentes tamaños de vela.....	32
Tabla 5. Datos estándar para el estudio del densidad y temperatura soportable de la vela solar	33
Tabla 6. Recopilación de propiedades de los materiales estudiados.....	34
Tabla 7. Recopilación de los datos obtenidos del estudio.	41
Tabla 8. Recopilación de datos para velas extragrandes	43
Tabla 9. Recopilación de datos para alcanzar la velocidad de escape del sistema solar.....	47
Tabla 10. Costes de Hardware.....	51
Tabla 11. Costes de Software	51
Tabla 12. Costes de personal.....	52

1.- Introducción

En la actualidad se está viviendo un acusado incremento de la innovación tecnológica en lo que al sector aeroespacial y aeronáutico se refiere. Esto repercute positivamente en el incremento de estudios e investigaciones.

Tanto el sector público como el privado están aumentando las inversiones en el sector, hasta el punto de que en pleno 2021 se podría incluso hablar de una nueva carrera espacial.

La búsqueda de esta innovación siempre va acompañada de una mejora y rentabilidad económica. En concreto en el sector espacial se han desarrollado y mejorando nuevos métodos de propulsión más modernos, que hasta la última década no eran pensados como posibles debido a que no existían los materiales o las tecnologías necesarias como para implementarlos de manera eficaz, como podrían ser la propulsión iónica, la propulsión mediante una vela solar, velas impulsadas por un haz rayos laser desde la tierra ...



Figura 1. Propulsión mediante una vela solar propulsada por un haz de rayos laser ^[1]

Este trabajo se desarrolla entorno a la propulsión mediante una vela solar y como el despliegue de la misma en cierto punto de una órbita puede suponer grandes incrementos de velocidad gracias a la acción continua de una pequeña aceleración.

En el contexto actual realizar cualquier tipo de prueba en el espacio supone un altísimo coste, por ello es de gran importancia tener el máximo control sobre los satélites o sondas que se envían. Esto ha llevado a la creación, el desarrollo y la mejora de softwares encargados de simular órbitas.

Para obtener unos resultados reales y útiles, se ha creado un simulador de órbitas propio en el que se pueda implementar las modificaciones correspondientes en cuanto al método de propulsión y las perturbaciones necesarias. Dicho simulador se ha creado con el software Mathematica de Wolfram.

1.1.- Objetivos

Para lograr un desarrollo eficiente de este trabajo se han ido logrando una serie de metas que nos permiten alcanzar el objetivo final del mismo.

El primero de los objetivos a cumplir es el desarrollo de un simulador de órbitas. Haciendo uso de las ecuaciones del movimiento kepleriano y combinándolas con las perturbaciones debidas a la atracción gravitacional entre cuerpos y la radiación solar, se consigue un simulador con precisión más que suficiente para obtener resultados concluyentes.

Una vez desarrollado el simulador se implementa una perturbación debida al despliegue de una vela solar en un punto de la órbita y se observan las variaciones en algunos parámetros de la sonda como pueden ser la velocidad, la distancia con respecto al sol o la energía de la órbita.

A continuación se estudia en que momento de la órbita se debería desplegar la vela para obtener un mayor beneficio en cuanto a optimización de los parámetros nombrados anteriormente.

Tras encontrar el punto óptimo de apertura de la vela, se pasan a evaluar las variaciones que resultan de estudiar los distintos materiales que la confeccionan, diferentes tamaños de la misma, la temperatura que soporta y

según su densidad superficial. De esta forma se puede contrastar la eficacia a unos parámetros respecto de otros.

Finalmente, el último objetivo del trabajo es conocer si existe la posibilidad de alcanzar velocidades próximas a la velocidad de escape del sistema solar, haciendo uso de una vela solar como método de propulsión.

También es importante conocer, en el caso del último objetivo nombrado, en cuanto tiempo se conseguiría. En la actualidad ya existen sondas fuera del sistema solar, pero conseguir este objetivo con una vela solar supondría un gran avance en materia económica puesto que es un sistema bastante más barato. Este permite optimizar las trayectorias y los tiempos de llegada en relación al bajo coste.

2.- Velas solares

Las velas solares o velas de fotones son un método de propulsión de sondas y naves espaciales que capta el empuje producido por una fuente externa. En el caso de las velas de protones, utilizan la presión de radiación ejercida por la luz solar sobre una superficie de material reflectante.

Desde la década de los 80 se han propuesto algunas misiones espaciales para probar este tipo de propulsión solar. La primera nave espacial en utilizar una vela solar fue la misión IKAROS, lanzada en 2010, seguida de NanoSail-D y muchas otras ^[2].

Las velas solares ofrecen la posibilidad de operaciones de bajo coste económico combinado con una larga vida útil. Puesto que tienen pocas partes móviles y no usan propulsor, potencialmente se pueden utilizar por largos periodos de tiempo ^[2].

Las velas solares se basan en un fenómeno cuyo efecto está comprobado y medido por la astrodinámica. La presión de radiación solar afecta a todas las aeronaves espaciales, ya sea en el espacio entre planetas o bien en una órbita alrededor de un planeta o cuerpo pequeño. Por ejemplo, una nave espacial con destino a Marte, se desplazará miles de kilómetros debido a la presión de radiación solar, por lo que estos efectos deben tenerse en cuenta en la planificación de las trayectorias (Ver figura 1). La presión de radiación solar también afecta a la orientación de una nave espacial, otro factor que también deberá incluirse en el diseño de la nave espacial ^[2].

La magnitud de la fuerza total ejercida sobre una vela solar es muy baja, esto convierte a este método de propulsión en un sistema de bajo empuje, similar a una nave espacial propulsada por motores eléctricos. Por ejemplo, la fuerza ejercida sobre una hipotética vela cuadrada de 800 metros de lado, a una distancia Tierra-Sol (1 AU, unidad astronómica), es de 5 newtons ^[3].

Se debe tener en cuenta que esa fuerza se ejerce casi constantemente y en este caso, el efecto prolongado a lo largo del tiempo es lo suficientemente grande como para considerarse una forma potencial de propulsar aeronaves espaciales.

2.1.- Antecedentes

El fenómeno de la presión solar fue nombrado por primera vez en el siglo XVII por el astrónomo Johannes Kepler. Este observó que la cola de los cometas siempre estaba apuntando en la dirección opuesta al sol, deduciendo así, que debía de generar alguna fuerza de repulsión en todas las direcciones.

Tal fuerza fue calculada por James C. Maxwell en el siglo XIX, en su teoría del electromagnetismo. Según esta teoría, la luz ejerce una presión sobre los objetos ^[3].

El propio Kepler, adelantado a su época, fue el primero en sugerir la idea de diseñar naves espaciales con la capacidad de aprovechar esta energía emitida por el Sol. Sin embargo, no fue hasta principios del siglo XX cuando se volvió a retomar esta idea, concretamente fueron los soviéticos los que valoraron viajes de largas distancias utilizando este sistema de velas solares. En 1958 se publicó el primer artículo científico serio sobre velas solares, en la revista *Jet Propulsion*. Con este precedente, a mediados de la década de los 60 la NASA comenzó a realizar investigaciones en el campo de las velas solares ^[3].

2.2.- Principio físico de funcionamiento

Mucha gente piensa que las naves espaciales que utilizan velas solares a bordo son empujadas por los vientos solares del mismo modo que lo hacen las embarcaciones veleras, y es que los veleros son empujados por los vientos atmosféricos que solo se dan, como su propio nombre indica, dentro de la atmósfera. Pero la radiación solar ejerce una presión sobre la vela debido a la reflexión y una pequeña absorción.

La cantidad de movimiento de un fotón o de un flujo de fotones completo viene dada por la relación de Einstein:

$$p = \frac{E}{c} \quad 2.1$$

Donde c es la velocidad de la luz y E es la energía del flujo de fotones.

La presión de radiación solar se puede relacionar directamente con la irradiación solar, que a 1 AU es de 1361 W/m^2 .

La fuerza ejercida sobre una vela y por tanto la aceleración real de la misma varían con la inversa de la distancia al cuadrado de su distancia respecto al Sol, es decir, la fuerza disminuye rápidamente a medida que nos alejamos del Sol. También varía con el cuadrado del coseno del ángulo entre el vector fuerza de la vela y el radial al Sol [4].

$$F = \frac{F_0 \cos(\theta)}{R^2} \quad 2.2$$

Donde R es la distancia y F_0 es la fuerza ejercida por la presión de radiación, la cual se define de la siguiente manera:

$$F_0 = \frac{I(1+k)}{c} \quad 2.3$$

Donde I es la intensidad de irradiación solar y k es la reflectividad del material utilizado, muy próxima a uno (≈ 1).

2.3.- Tipos de despliegue de velas

Los distintos tipos en los que se pueden clasificar las velas solares vienen determinados en función de la metodología utilizada en el despliegue de la misma.

Principalmente existen dos tipos de estrategias de apertura principales: la primera consiste en utilizar una estructura de cables y mástiles, y la segunda estrategia consiste en hacer girar la vela para que esta se abra por efecto de la fuerza centrífuga. Las primeras se llaman velas de tres ejes y las que utilizan la

fuerza centrífuga se denominan velas giratorias. Las velas giratorias pueden ser de dos tipos: velas circulares o heliogiros [5].

A continuación se procede a una breve explicación de cada una:

- **Velas de tres ejes:** dentro de este diseño, el más habitual y ampliamente más estudiado es la vela cuadrada. Su estructura está formada por cuatro mástiles en diagonal. Esta estructura, también llamada andamiaje está situada en el lado oscuro de la vela, protegiéndose así del calor y la radiación.

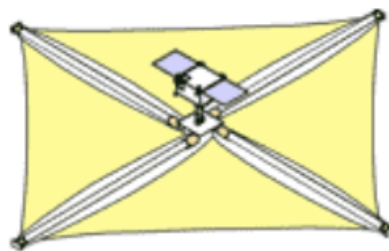


Figura 2. Vela de tres ejes [6]

También se puede utilizar un sistema de cables tensados unidos a un mástil central perpendicular. El andamiaje final permite unos mástiles mas ligeros y esbeltos. Esto es lo más aconsejable para velas solares de grandes dimensiones [7].

- **Vela heliogiro:** En el modelo piloto llamado *Heliogyro* se utilizaban doce láminas plásticas con forma rectangular de 7 km de longitud. La idea es hacer rotar las velas como las alas de un helicóptero y aprovechar la inercia del propio giro para que se mantengan desplegadas sin necesidad de andamiaje. Esto permitiría ahorrar mucho peso, pero la realidad de los cálculos mostraba que la resistencia del material utilizado en este tipo de velas debe ser muy alta, lo que repercutiría en un mayor grosor de la fibra y anularía la pérdida de peso anterior [7].

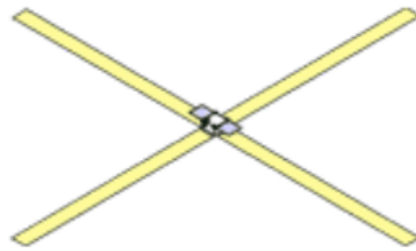


Figura 3. Vela heliogiro ^[6]

Las velas heliogiro presentan otro inconveniente, este es la dificultad para orientar la dirección de un objeto que se encuentra girando debido a la inercia giroscópica. Finalmente se ha abandonado prácticamente el estudio y desarrollo de este tipo de velas ^[7].

- **Vela circular:** El sistema de despliegue se basa en la fuerza centrífuga como se ha dicho anteriormente, y consiste en láminas radiales que están sujetas a un gran anillo giratorio ^[7].

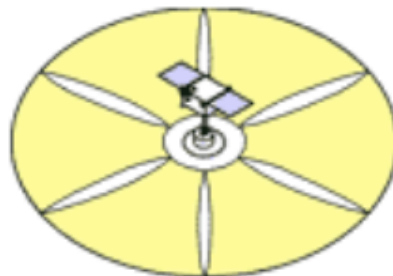


Figura 4. Vela circular ^[6]

Esta metodología permite también el despliegue en abanico, lo cual ya ha sido probado con éxito.

Estos tres tipos de velas son la base de cualquier tipo de vela que utilice la radiación solar imaginadas hasta la actualidad.

2.4.- Fabricación y materiales

El material utilizado en la fabricación de las velas solares es el principal factor diferencial en cuanto a la eficiencia y utilidad. En la actualidad, estos materiales están todavía en fase de investigación, estudio y experimentación.

En la práctica, el material más común en los diseños en la actualidad es una fina capa de revestimiento de aluminio sobre una lámina de polímero (plástico), como una película de Kapton aluminizada de 2 micras de grosor.^[8] El polímero proporciona soporte mecánico y flexibilidad, mientras que la fina capa de metal proporciona la reflectividad. Comparándolo con materiales al alcance de nuestra mano, es unas 50 veces más fino que un folio de papel y unas 10 veces más fino que el papel de aluminio doméstico ^[9].

El Kapton soporta bien la radiación y las temperaturas hasta los 400°C sin embargo, el aluminio soporta hasta 600°C. Una de las prácticas ideadas para reducir el grosor de las láminas consiste en hacer el Kapton como soporte del aluminio y posteriormente a la apertura de la vela, dejar que el Kapton se funda a medida que la vela se acerca al Sol ^[9].

Eric Drexler durante la década de los 70 se dedicó a estudiar en profundidad posibles mejoras en los materiales para las velas solares. Desarrolló un concepto para una vela en la que se conseguía eliminar el polímero ^[10]. Propuso velas solares de gran empuje específico e hizo prototipos del material que conformaría la vela. Utilizaría paneles de película delgada de aluminio (de 30 a 100 nanómetros de espesor) sostenidos por una estructura tensada. La vela giraría y tendría que estar continuamente empujada. Pero tras las diferentes pruebas realizadas en laboratorio, el material resultó demasiado delicado para sobrevivir al plegado, lanzamiento y posterior apertura.

Otro investigador contemporáneo que realizó importantes estudios al respecto fue Geoffrey Landis entre 1998-1999. Financiado por la NASA, mostró que varios materiales como la alúmina para velas que utilizan impulso por láser y fibra de carbono para velas que utilizan impulso por microondas, eran materiales de vela con mejores propiedades que las películas de aluminio o Kapton previamente estandarizadas ^[11].

En la primera década del siglo XXI, Energy Science Laboratories desarrolló un nuevo material de fibra de carbono que podría resultar útil para velas solares^[12]. Dicho material es 200 veces más grueso que los convencionales, pero se trata de un material tan poroso que prácticamente tiene la misma masa. La rigidez y durabilidad podrían hacer que las velas solares sean valiosamente más resistentes que las películas de plástico. El material podría desplegarse por sí mismo y también debería soportar temperaturas más altas.

Se han realizado especulaciones teóricas respecto al uso de técnicas de ingeniería molecular para crear un material con propiedades avanzadas, más resistente e hiperligero, basado en tejidos de malla de nanotubos, donde los "espacios" de tejido son menos de la mitad de la longitud de onda de la luz que incide en la vela. Si bien hasta ahora estos materiales solo se han producido en condiciones de laboratorio y aún no se dispone de los medios para fabricarlos a escala industrial, dichos materiales podrían pesar menos de $0,1 \text{ g/m}^2$,^[13] haciéndolos hasta 30 veces más ligeros que cualquier vela actual.

A modo de comparación, el material de vela Mylar de 5 micrómetros de espesor tiene una masa de 7 g/m^2 ,^[14] el material de una vela de Kapton aluminizada tienen una densidad superficial de unos 11 g/m^2 ,^[6] y el nuevo material de fibra de carbono de Energy Science Laboratories masas 3 g/m^2 ^[15].

2.5.- Ejemplos

2.5.1.- IKAROS

El 21 de mayo de 2010, la JAXA (Japan Aerospace Exploration Agency) lanzó la primera nave espacial interplanetaria equipada con una vela solar del mundo, la "IKAROS" en dirección a Venus ^[16]. Esta nave estaba totalmente propulsada por la luz solar.

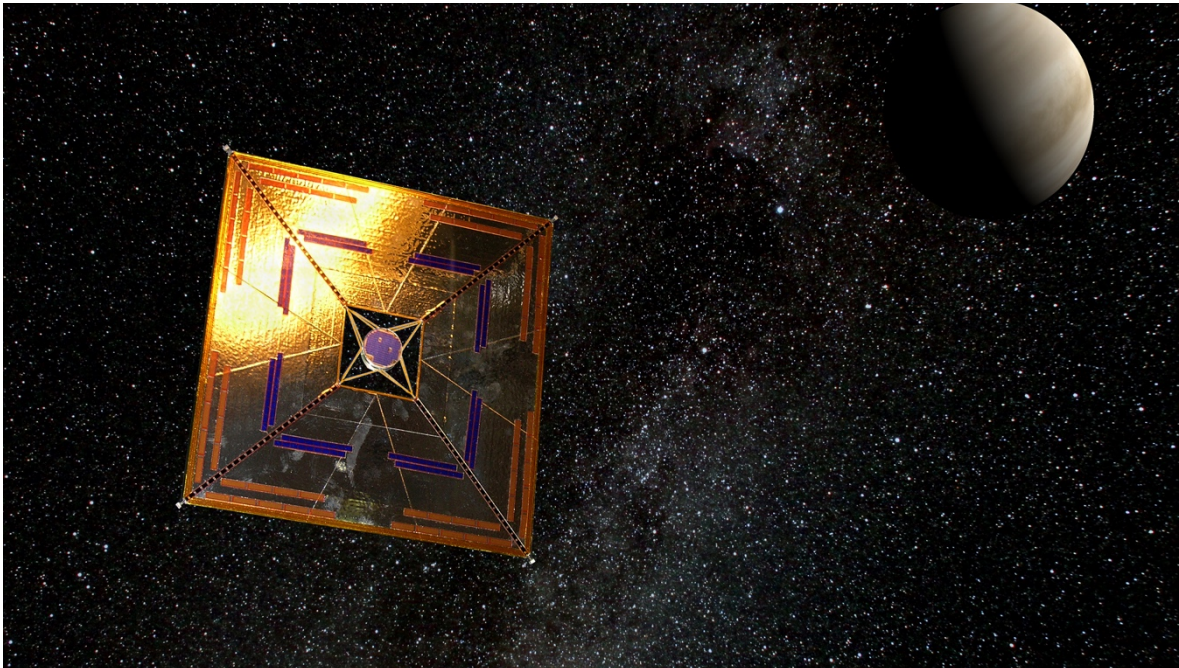


Figura 5. Representación de IKAROS en el espacio.

JAXA probó con éxito la misión en 2010. El objetivo era desplegar y controlar la vela y, por primera vez en la historia, determinar las perturbaciones diminutas de la órbita causadas por la presión de radiación solar. La determinación de la órbita se realizó por la sonda AKATSUKI, la cual se encontraba muy cercana. De hecho la propia IKAROS se separó de AKATSUKI después de que ambas se hubieran puesto en una órbita de transferencia a Venus. El efecto total durante un vuelo de seis meses fue de 100 m/s ^[17].

El acrónimo IKAROS significa Interplanetary Kite-craft Accelerated by Radiation Of the Sun, esta desplegó una vela solar experimental de poliimida cuadrada giratoria de $14 \times 14 \text{ m}$ (196 m^2), su espesor es de $7,5 \text{ micrómetros}$ ($0,0075 \text{ mm}$). La hoja de poliimida tenía una densidad superficial de aproximadamente 10 g/m^2 . Ocho paneles LCD (pantalla de cristal líquido) están integrados en la vela, cuya reflectividad se puede ajustar para realizar el control de actitud. ^[17].

2.5.2.- NanoSail-D 2010

Un equipo dentro del Centro de Vuelo Espacial Marshall de la NASA (Marshall), en colaboración con un equipo del Centro de Investigación Ames de la NASA, desarrollaron una misión de vela solar llamada NanoSail-D, que se perdió por un fallo del lanzamiento a bordo de un cohete Falcon-1 el 3 de agosto de 2008 ^[18].

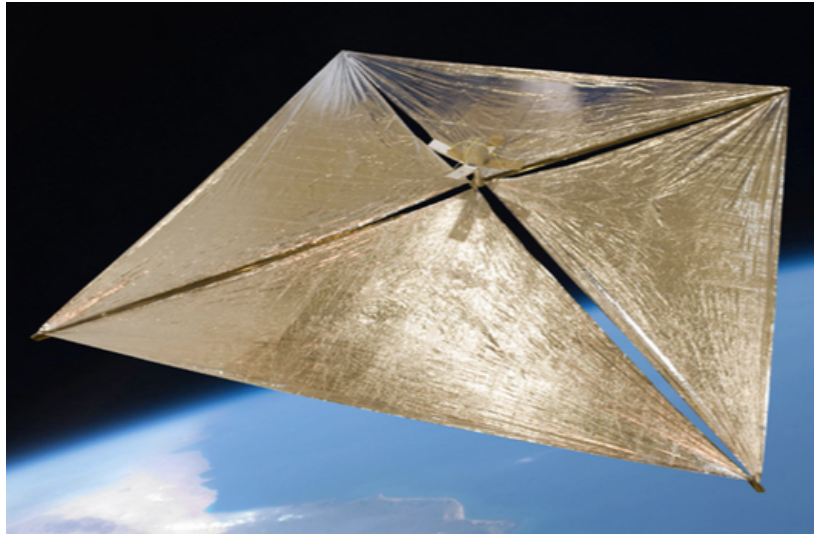


Figura 6. NanoSail-D ^[19]

La segunda versión de la misión, la NanoSail-D2, también denominada simplemente NanoSail-D, fue lanzada con FASTSAT en un Minotaur IV el 19 de noviembre de 2010, convirtiéndose en la primera vela solar de la NASA desplegada en órbita terrestre baja. Los objetivos de la misión eran probar la validez de las tecnologías de despliegue de velas y recopilar datos sobre el uso de velas solares como un método simple y pasivo para sacar de órbita satélites muertos y desechos espaciales ^[20].

La estructura de NanoSail-D estaba fabricado de aluminio y plástico, y la nave espacial pesaba menos de 4,5 kg. La vela tiene aproximadamente 9.3 m² de superficie que atrapa la luz. En el transcurso de los 240 días de su misión se informó de una gran cantidad de datos sobre el uso de velas solares como sistema de desorbitado ^[21].

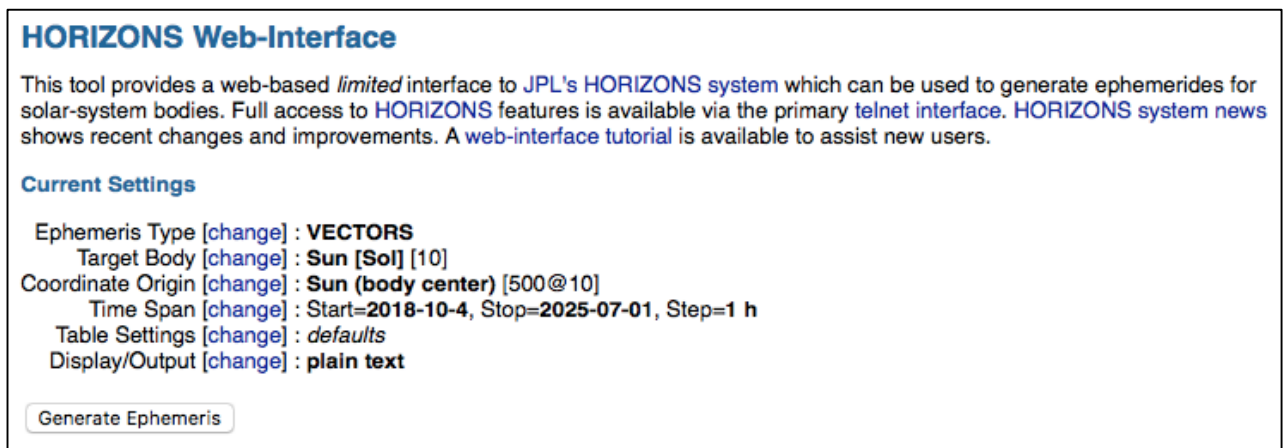
3.- Metodología

Como se ha comentado en la introducción del trabajo, para el tratamiento de todos los datos y la generación del simulador de órbitas se ha utilizado el software Mathematica.

3.1.- Datos

Para la elaboración del simulador es necesario conocer una cantidad amplísima de datos, como por ejemplo la posición y velocidad de los planetas del sistema solar. Estos valores se conocen como efemérides y nos proporcionan las posiciones y velocidades de los planetas en el cielo.

Las efemérides se han obtenido directamente de la web Horizons de la NASA, ésta es la fuente más fiable al alcance de la mano.



HORIZONS Web-Interface

This tool provides a web-based *limited* interface to JPL's HORIZONS system which can be used to generate ephemerides for solar-system bodies. Full access to HORIZONS features is available via the primary telnet interface. HORIZONS system news shows recent changes and improvements. A web-interface tutorial is available to assist new users.

Current Settings

Ephemeris Type [change] : **VECTORS**
Target Body [change] : **Sun [Sol]** [10]
Coordinate Origin [change] : **Sun (body center)** [500@10]
Time Span [change] : Start=**2018-10-4**, Stop=**2025-07-01**, Step=**1 h**
Table Settings [change] : *defaults*
Display/Output [change] : **plain text**

Figura 7. Interfaz grafica de la web Horizons ^[22]

El simulador se desarrolla en coordenadas heliocéntricas para evitar confusiones a la hora de corregir ciertos datos respecto al baricentro del sistema solar, puesto que el Sol no es el centro de masas del sistema solar. Se tendrán en cuenta las perturbaciones gravitacionales de los planetas Mercurio, Venus, Tierra y Marte, y de la propia estrella el Sol. A continuación se explica el proceso de extracción de estas efemérides.

Para obtener las efemérides en la forma deseada se deben seleccionar los datos de la siguiente manera. Echándole un vistazo a la figura 7 se puede observar que es un ejemplo para la obtención de los datos del Sol. Es un proceso a modo de ejemplo, ya que las coordenadas de posición y velocidad del Sol en el sistema de coordenadas heliocéntrico son nulas.

- *Ephemerides Type*: Se utiliza la opción VECTORS, este tipo de efemérides genera una tabla de vectores de estado cartesiano de cualquier objeto con respecto a cualquier cuerpo principal.
- *Target Body*: Se selecciona el cuerpo del que se quiere obtener la información. De la web *Horizons* se puede extraer datos tanto de cuerpos celestes como de sondas enviadas por el ser humano.
- *Coordinate Origin*: Es el centro del sistema de coordenadas de las efemérides que se quieren extraer. Se ha seleccionado el Sol para así obtener las efemérides en sistema de coordenadas heliocéntricas.
- *Time Span*: Es el periodo de tiempo en el que se desea extraer los datos. También se especifica el paso temporal entre las actualizaciones de los propios datos.
- *Table Settings*: Aquí se especifican preferencias como las unidades de los datos extraídos, los ejes de referencia y otros parámetros. Se han seleccionado los predeterminados.
- *Display/Output*: Este último apartado determina el formato de salida de los datos, si se descargan o se visualizan en formatos HTML o ASCII.

Finalmente las efemérides extraídas presenta la forma que se puede ver en la figura 8.


```

2458395.500000000 = A.D. 2018-Oct-04 00:00:00.0000 TDB
X = 0.000000000000000E+00 Y = 0.000000000000000E+00 Z = 0.000000000000000E+00
VX= 0.000000000000000E+00 VY= 0.000000000000000E+00 VZ= 0.000000000000000E+00
LT= 0.000000000000000E+00 RG= 0.000000000000000E+00 RR=-NaN
2458395.541666667 = A.D. 2018-Oct-04 01:00:00.0000 TDB
X = 0.000000000000000E+00 Y = 0.000000000000000E+00 Z = 0.000000000000000E+00
VX= 0.000000000000000E+00 VY= 0.000000000000000E+00 VZ= 0.000000000000000E+00
LT= 0.000000000000000E+00 RG= 0.000000000000000E+00 RR=-NaN
2458395.583333333 = A.D. 2018-Oct-04 02:00:00.0000 TDB
X = 0.000000000000000E+00 Y = 0.000000000000000E+00 Z = 0.000000000000000E+00
VX= 0.000000000000000E+00 VY= 0.000000000000000E+00 VZ= 0.000000000000000E+00
LT= 0.000000000000000E+00 RG= 0.000000000000000E+00 RR=-NaN
2458395.625000000 = A.D. 2018-Oct-04 03:00:00.0000 TDB
X = 0.000000000000000E+00 Y = 0.000000000000000E+00 Z = 0.000000000000000E+00
VX= 0.000000000000000E+00 VY= 0.000000000000000E+00 VZ= 0.000000000000000E+00
LT= 0.000000000000000E+00 RG= 0.000000000000000E+00 RR=-NaN

```

Figura 8. Datos extraídos del Horizons

Para poder trabajar con ellos en el software Mathematica también hay que realizar un proceso de limpieza del texto existente para poder generar vectores y trabajar con ellos.

3.2.- Ecuaciones del movimiento kepleriano

En la mecánica orbital, una órbita de Kepler o kepleriana se refiere a una trayectoria de un cuerpo respecto a otro de mayor dimensión, dibujando una elipse, hipérbola o parábola. Estas ecuaciones tienen en cuenta la atracción gravitacional puntual entre dos cuerpos, despreciando el resto de perturbaciones. Estas ecuaciones son la solución al problema de los dos cuerpos también conocido como problema de Kepler.

Estas ecuaciones que rigen el movimiento son las siguientes:

$$\mathbf{r}' = \mathbf{v} \quad 3.1$$

$$\mathbf{v}' = \mu_{Sol} \frac{\mathbf{r}}{|\mathbf{r}|^3} \quad 3.2$$

Donde \mathbf{r} y \mathbf{v} son los vectores de posición y velocidad respectivamente de la aeronave y μ_{Sol} es el parámetro gravitacional del Sol.

3.3.- Otras perturbaciones

Para aumentar la precisión del simulador es necesario tener en cuenta más perturbaciones a parte de las planteadas en el problema de Kepler. Esto quiere decir que se deben añadir otras perturbaciones debidas tanto a atracción de cuerpos como a presión de radiación, siendo esta última especialmente importante de cara a realizar el estudio de la vela solar.

3.3.1.- Atracción gravitacional

En cuanto a la atracción entre cuerpos, se han implementado las perturbaciones correspondientes debidas a la presencia de grandes cuerpos celestes cercanos a nuestra sonda. Para ello se han considerado los siguientes planetas:

$$\mathbf{p}_{Mercurio} = \mu_{Mercurio} \frac{\mathbf{r}_{Mercurio} - \mathbf{r}}{|\mathbf{r}_{Mercurio} - \mathbf{r}|^3}$$

$$\mathbf{p}_{Venus} = \mu_{Venus} \frac{\mathbf{r}_{Venus} - \mathbf{r}}{|\mathbf{r}_{Venus} - \mathbf{r}|^3}$$

$$\mathbf{p}_{Tierra} = \mu_{Tierra} \frac{\mathbf{r}_{Tierra} - \mathbf{r}}{|\mathbf{r}_{Tierra} - \mathbf{r}|^3}$$

$$\mathbf{p}_{Marte} = \mu_{Marte} \frac{\mathbf{r}_{Marte} - \mathbf{r}}{|\mathbf{r}_{Marte} - \mathbf{r}|^3}$$

3.3

$$\mathbf{p}_{Júpiter} = \mu_{Júpiter} \frac{\mathbf{r}_{Júpiter} - \mathbf{r}}{|\mathbf{r}_{Júpiter} - \mathbf{r}|^3}$$

$$\mathbf{p}_{Saturno} = \mu_{Saturno} \frac{\mathbf{r}_{Saturno} - \mathbf{r}}{|\mathbf{r}_{Saturno} - \mathbf{r}|^3}$$

3.3.2.- Presión de radiación

La implementación de la perturbación debida a la presión de radiación solar es un poco más compleja y requiere de la suposición de algunas hipótesis.

En primer lugar, los modelos de radiación solar en posiciones extremadamente cercanas al sol son considerablemente complejos. Por tanto se va a utilizar un modelo simplificado aunque suficientemente preciso para el estudio que se desea realizar.

- La primera de las hipótesis que se toman es que la única fuente de radiación es el Sol. Esto simplifica mucho los cálculos ya que se desprecian todas las radiaciones debidas al rebote sobre los planetas de la propia radiación solar.
- La segunda hipótesis es que el escudo que porta la sonda para protegerse de las altas temperaturas del Sol antes de abrirse la vela, y la propia vela solar que se despliega posteriormente, tienen superficies completamente lisas.
- La tercera y última hipótesis es que el valor de la intensidad a la distancia de 1 AU es de $1367 \frac{W}{m^2}$.

Según la física cuántica, la radiación solar comprende fotones, que son partículas elementales sin masa que viajan a la velocidad de la luz. Aunque la masa de un fotón es cero, su energía y momento no lo son. La energía de un fotón (en julios) es hf , donde f es la frecuencia de su onda electromagnética (en hercios) y h es la constante de Planck ($h = 6,626 \cdot 10^{-34} J s$). El momento de un fotón es hf/c , su energía dividida por la velocidad de la luz.

La superficie visible del sol es la fotosfera, que actúa como un cuerpo negro que emite radiación que abarca la mayor parte del espectro electromagnético, desde ondas de radio de baja energía en el espectro visible y más allá hasta rayos X y luz ultravioleta de alta energía. Según la ley de Stefan-

Boltzmann, la intensidad de la potencia radiada es σT^4 , donde T es la temperatura absoluta del cuerpo negro y σ es la constante de Stefan-Boltzmann:

$$\sigma = 5,670 \cdot 10^{-8} \text{ W/m}^2\text{K}^4 \quad 3.4$$

En cuanto al cálculo de la magnitud de esta presión de radiación solar, para tenerla en cuenta a la hora de implementarla en el simulador de órbitas, esta se obtiene de la siguiente manera [23]:

La temperatura de la fotosfera es 5777 K , por lo que en su superficie la intensidad de potencia irradiada es:

$$S_0 = 5,670 \cdot 10^{-8} (5777)^4 = 63,15 \cdot 10^6 \text{ W/m}^2 \quad 3.5$$

La radiación electromagnética sigue la ley del cuadrado inverso. Esto quiere decir, que si R_0 es el radio de la fotosfera, entonces la intensidad de radiación S a una distancia R del centro del sol es

$$S = S_0 \left(\frac{R_0}{R} \right)^2 \quad 3.6$$

El radio de la fotosfera es de 696000 km y la distancia media de la Tierra al Sol es de $149597870,7 \text{ km}$ (1 unidad astronómica). De ello se deduce que en la órbita terrestre la intensidad de radiación S , conocida como constante solar, es:

$$S = 63,15 \cdot 10^6 \left(\frac{696000}{149597870,7} \right)^2 = 1367 \text{ W/m}^2 \quad 3.7$$

Este es el flujo de energía transportada por fotones a través de una superficie normal a la dirección de la radiación. Se divide S por la velocidad de la luz para encontrar el momento de flujo, que es la presión de radiación solar P_{SR} .

$$P_{SR} = \frac{S}{c} \quad 3.8$$

La fuerza perturbadora F sobre el satélite debido a la presión de radiación es la siguiente:

$$F = -v \frac{S}{c} C_R A_s \hat{u} \quad 3.9$$

Donde \hat{u} es el vector unitario que apunta desde el satélite hacia el sol, el signo negativo muestra que la fuerza de la radiación solar se dirige en dirección opuesta al sol, v es la función de sombra, que tiene el valor 0 si el satélite está en la sombra y por el contrario es 1 si esta expuesto al Sol, C_R es el coeficiente de presión de radiación y A_s es el área de incidencia de la radiación que en principio sería el escudo y tras el despliegue de la vela solar, sería la propia vela.

Siendo m la masa del satélite, entonces la aceleración perturbadora p debida a la radiación solar es F/m . Donde la magnitud de la perturbación es:

$$p_{SR} = v \frac{S}{c} \frac{C_R A_s}{m} \quad 3.10$$

Una vez añadidas todas la perturbaciones, las ecuaciones finalmente utilizadas son las siguientes:

$$\mathbf{r}' = \mathbf{v} \quad 3.11$$

$$\mathbf{v}' = p_{SR} \frac{\mathbf{r}}{|\mathbf{r}|^3} + \mathbf{p}_{Mercurio} + \mathbf{p}_{Venus} + \mathbf{p}_{Tierra} + \mathbf{p}_{Marte} + \mathbf{p}_{Júpiter} + \mathbf{p}_{Saturno} + \mu_{Sol} \frac{\mathbf{r}}{|\mathbf{r}|^3} \quad 3.12$$

3.4.- Comprobación del simulador

A la hora de resolver las ecuaciones diferenciales se hace uso de un integrador utilizando el software Mathematica. Pero para que este integrador funcione es necesario establecer unas coordenadas de posición iniciales.

Teniendo en cuenta diferentes misiones espaciales y sondas lanzadas en los últimos años se ha decidido tomar como referencia la misión de la sonda PARKER.

Tomando como posición inicial para nuestro simulador la de la sonda PARKER en un determinado instante, se pueden resolver las ecuaciones diferenciales.

Aprovechando que se selecciona la posición inicial de la sonda PARKER, se pueden descargar las efemérides para una ventana de tiempo similar a la extraída de los cuerpos celestes.

De esta manera se puede representar la posición y la velocidad oficiales de la sonda PARKER y compararla con las obtenidas por nuestro simulador, implementando una masa y dimensiones equivalentes a los de la sonda PARKER.

Finalmente se podrá comprobar el buen funcionamiento del simulador de órbitas desarrollado.

3.5.- Optimización de parámetros

Una vez implementada en el simulador la posibilidad de desplegar una vela solar, se comienzan los estudios sobre los incrementos de velocidad, aceleración y cambios de posición provocados por el efecto de la radiación solar sobre esta vela. Como se verá posteriormente las variaciones de estas magnitudes se ven combinadas en el valor de la energía de la órbita y será éste el parámetro definitivo para optimizar el estudio.

A continuación se presentan los diferentes parámetros sobre los que se pueden realizar cambios para mejorar los resultados.

3.5.1.- Punto de apertura de la vela

A la hora de implementar el despliegue de la vela, es importante seleccionar el instante idóneo. Por tanto es conveniente realizar el estudio pertinente.

En primer lugar se ha de tener en cuenta que la vela se debe desplegar una vez pasado el perihelio de órbita para que la propia radiación solar no frene la sonda.

A continuación se debe determinar que es más beneficioso para cumplir los objetivos, desplegar la vela en el primer sobrevuelo del sol, cuando la sonda va más despacio pero se aproxima menos al Sol, o en los sobrevuelos posteriores en los que la sonda se acercara más al Sol y por tanto irá a más velocidad.

3.5.2.- Área de la vela

Optimizar el área de la vela es primordial, se debe observar si es conveniente utilizar velas solares de grandes dimensiones. Esto parece lógico, pero se debe estudiar hasta que punto es beneficioso desplegar velas excesivamente grande, puesto que se debe tener en cuenta el peso de la propia vela.

3.5.3.- Densidad superficial de la vela

La densidad superficial es otro parámetro de estudio, está directamente ligado al desarrollo de nuevos materiales con baja densidad superficial. En este apartado se van a tener en cuenta, no solo los materiales existentes en la actualidad, sino también los materiales en desarrollo con tecnologías novedosas que podrían llegar a desarrollarse en los próximos años.

3.5.4.- Temperatura soportable

En relación a la temperatura que sean capaces de soportar los materiales de la vela, esta podrá desplegarse antes o después, lo cual es de gran importancia debido a que cuanto a mayor tiempo de exposición mayor es el beneficio de una vela y a que la intensidad de la radiación disminuye con el cuadrado de la distancia al Sol.

Como en los parámetros anteriores, también deberán tenerse en cuenta los materiales que se encuentren en fase de estudio y desarrollo.

En general, se debe determinar que parámetros tienen más relevancia en relación a la energía de la órbita, para posteriormente optimizar la misión de la vela en función de los materiales nombrados.

3.6.- Energía de la órbita

El parámetro que se va a utilizar como referencia para la medición de los parámetros de optimización, es la energía de la órbita. Esta es la suma de su energía potencial y su energía cinética total, dividida por la masa reducida.

En una órbita elíptica, la energía orbital específica es negativa, representa la energía adicional necesaria para acelerar la sonda a la velocidad de escape del sistema solar (órbita parabólica).

Para una órbita hiperbólica sería igual al exceso de energía en comparación con una órbita parabólica. Se expresa en MJ/kg o km^2/s^2 .

La ecuación que determina la energía de la órbita es conocida como la ecuación vis-visa y es la siguiente:

$$Energia = \frac{v^2}{2} - \frac{\mu}{r} \quad 3.13$$

Donde \mathbf{r} y \mathbf{v} son los vectores de posición y velocidad respectivamente de la aeronave y μ es el parámetro gravitacional del Sol.

4.- Resultados

En este capítulo se exponen y analizan todos los resultados obtenidos del estudio realizado sobre la perturbación que genera el despliegue de una vela solar sobre una órbita inicial.

4.1.- Validación del simulador

Una vez introducidos todos los datos en el simulador e implementadas las perturbaciones gravitacionales y las perturbaciones por la presión de radiación solar, se puede validar nuestro simulador.

Introduciendo los datos de masa y dimensiones de la sonda PARKER en nuestro simulador y utilizando nuestro integrador se puede comparar la posición y la velocidad obtenidas con los respectivos valores reales de la sonda PARKER en una misma ventana temporal.

Para realizar este estudio se han seleccionado los datos de la PARKER extraídos del Horizons, a partir del 4 de octubre de 2018 y por una ventana temporal de 2000 horas. Después se ha simulado para exactamente el mismo periodo temporal de forma que se pueda realizar la comparación correctamente.

A continuación se calcula el error de posición y velocidad, en concreto la diferencia entre los valores reales de la PARKER y los obtenidos con el simulador.

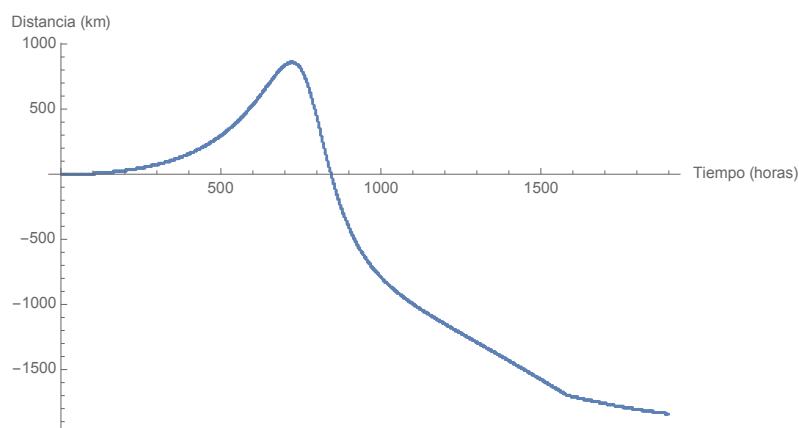


Figura 9. Diferencia de posición entre el simulador propio y la NASA

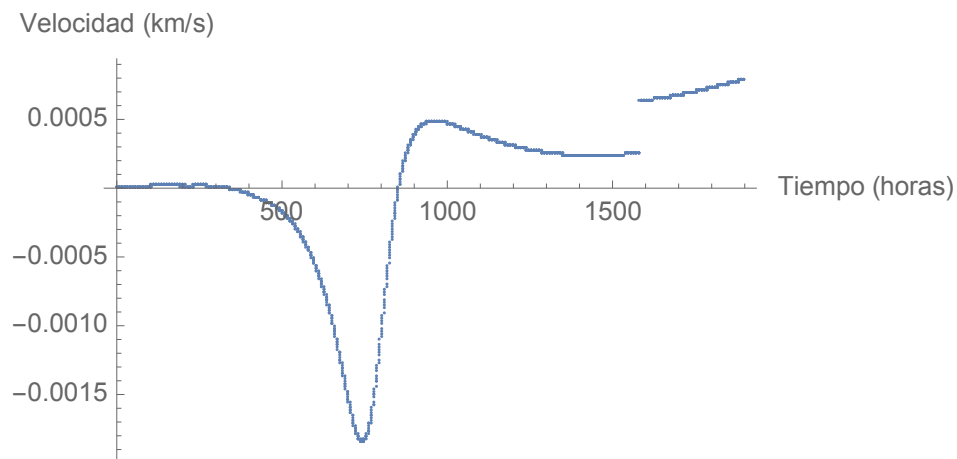


Figura 10. Diferencia de velocidad entre el simulador propio y la NASA

Se puede observar como a medida que avanza la simulación, la diferencia aumenta pero se trata de unos valores de error mínimos en comparación a las distancias que estamos tratando, cercanas a 1 AU.

Una diferencia en la distancia de un máximo de 2000 km y una velocidad de 15 m/s en un periodo de simulación de 2000 horas.

Se trata de una diferencia porcentual en la distancia del 0.001%

$$\frac{2000 \text{ km}}{149000000 \text{ km}} = 0.001\%$$

En la velocidad el error relativo es de 0.0015%

$$\frac{0.0015 \text{ km/s}}{95 \text{ km/s}} = 0.0015\%$$

Existe un salto en la gráfica de la distancia o cambio de tendencia la posición, de cara al final del periodo de integración, esto se puede deber a correcciones realizadas por la NASA sobre la posición real de la sonda o a un posible sobrevuelo de Venus que afectaría a la órbita de manera significativa.

De las figuras 9 y 10 se ha tomado por válido nuestro simulador. Se debe tener en cuenta que faltan otras perturbaciones de menor incidencia que la implementadas pero que también tienen su pequeña importancia, también falta

la corrección por relatividad general de las ecuaciones de Einstein–Infeld–Hoffmann.

Puesto que para el estudio de la vela solar que se desea realizar no se necesita una elevada precisión, se da por válido nuestro simulador.

4.2.- Resultados de la optimización

4.2.1.- Resultados del instante de apertura de la vela

Para llevar a cabo el estudio sobre el instante de apertura de la vela se va a tomar una hipótesis por la cual se establece que la sonda de estudio tiene peso y dimensiones similares a la PARKER.

Gracias a esta hipótesis se puede utilizar la posición exacta de la sonda PARKER en cada uno de los sobrevuelos al Sol. Dependiendo del sobrevuelo seleccionado se tiene unos valores de posición y velocidad diferentes.

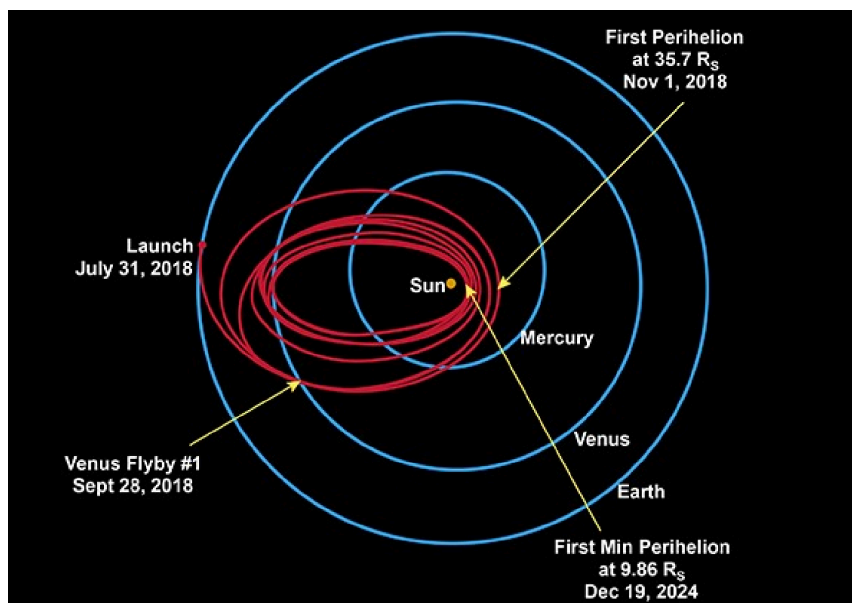


Figura 11. Sobrevuelos de la sonda PARKER [24]

Una vez seleccionado el instante de despliegue de la vela, se producirá un desacople de diferentes instrumentos de medición de gran utilidad en la fase de aproximación a la estrella, pero que carecen de importancia a medida que la sonda se aleja del Sol sin intención de regresar.

Como se ha dicho, al desprenderse de ciertos instrumentos el peso de la sonda se verá reducido al peso de la propia vela y a una payload establecida de 150 kg correspondiente a los instrumentos de medición a bordo.

Para la realización de este estudio, se han tenido en cuenta un periodo de 30000 horas (3 años y medio) de forma que se puedan estudiar diferentes pasos de la sonda por el perihelio del Sol.

En la figura 12 se muestran la norma de las coordenadas de posición de la sonda PARKER a lo largo de su vida útil.

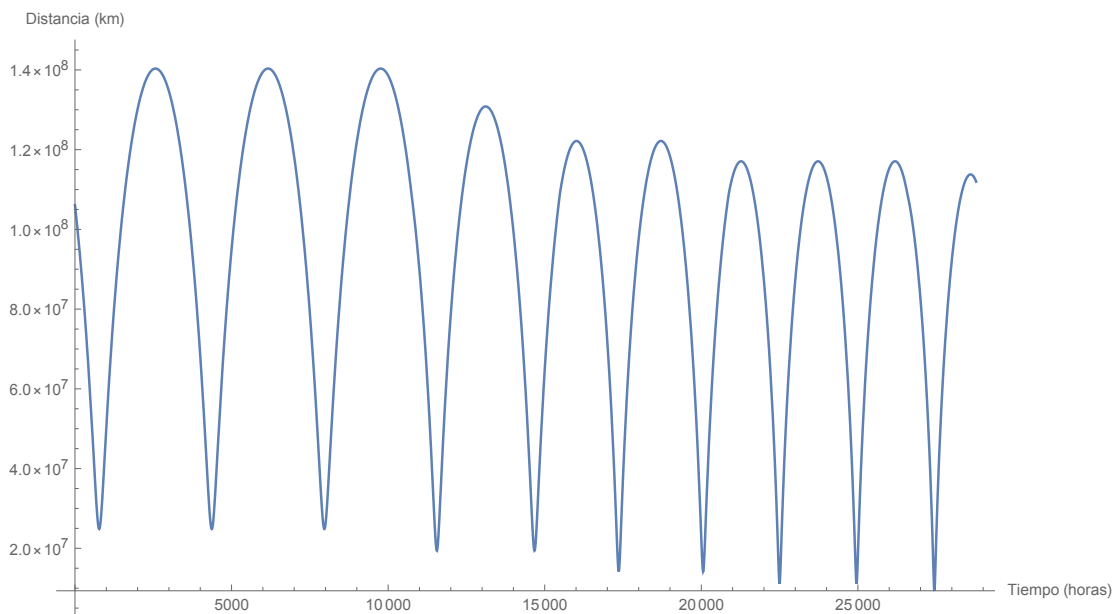


Figura 12. Norma de las coordenada de posición de la sonda PARKER

A continuación se simulan despliegues de la vela solar en los primeros siete sobrevuelos al Sol.

Se debe aclarar que en este apartado se determina el sobrevuelo óptimo para desplegar la vela, puesto que el instante concreto de despliegue, siempre viene determinado por la temperatura que los materiales que conforman la vela sean capaces de soportar. Esto quiere decir que la vela se despliega en el momento que la temperatura determinada por la distancia al Sol es inferior a la temperatura soportable, siempre tras el paso por el perihelio de la órbita.

Para realizar este estudio se deben mantener fijos el resto de parámetros, como el tamaño de la vela, la densidad superficial del material utilizado y la temperatura que es capaz de soportar. Los valores seleccionados aparecen en la siguiente tabla y han sido tomados como valores de referencia, similares a los del Kapton aluminizado.

Tabla 1. Datos estándar para el estudio de apertura de la vela solar

<i>Tamaño de la vela</i>	22 500 [m ²]
<i>Densidad superficial</i>	10 [g/m ²]
<i>Temperatura soportable</i>	450 [°C]

El procedimiento a seguir es el siguiente, se calcula la energía de la órbita antes y después de la apertura de la vela. Se debe tratar los datos en valor absoluto puesto que la energía que nos proporciona la ecuación vis-visa es un valor negativo. En segundo lugar se calcula el incremento real en la reducción de la energía y el incremento porcentual.

La energía final de la órbita es el valor en el afelio, puesto que si la órbita resultate del despliegue de la vela sigue siendo elíptica, se desprendería de la vela solar para que esta no frenase la sonda en la vuelta al perihelio.

Los datos correspondientes a los siete sobrevuelos estudiados se recogen en la siguiente tabla.

Tabla 2. Recopilación de los datos de la energía vis-visa para diferentes sobrevuelos.

<i>Sobrevuelo</i>	<i>Reducción energía</i> [MJ/kg]	<i>Reducción porcentual</i> [-]	<i>Energía final</i> [MJ/kg]
<i>Primero</i>	267,15	33,25 %	-536,39
<i>Segundo</i>	267,44	33,28 %	-536,09
<i>Tercero</i>	180,36	25,14 %	-537,19
<i>Cuarto</i>	259,39	29,36 %	-624,05
<i>Quinto</i>	258,38	29,25 %	-625,02
<i>Sexto</i>	250,54	25,74 %	-722,89
<i>Séptimo</i>	249,28	25,61 %	-724,14

Se puede apreciar que los datos de la tabla 2 se corresponden con las figuras 11 y 12. A medida que la sonda se aproxima al Sol, su velocidad aumenta y su energía orbital también aumenta en valor absoluto.

En los sobrevuelos tercero, quinto y séptimo se pueden observar variaciones en la tendencia. Revisando los datos obtenidos de *Horizons* parece que como se ha dicho antes esto se debe a correcciones en la velocidad de los cuerpos celestes realizadas por la propia NASA. La siguiente imagen muestra la gráfica de la velocidad del tercer sobrevuelo al Sol, en la que se puede apreciar una interrupción de la línea.

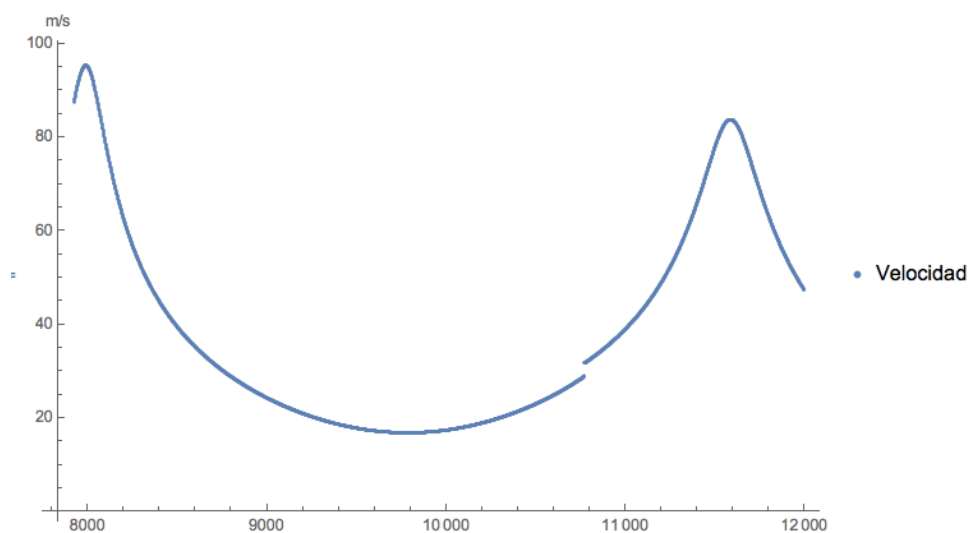


Figura 13. Velocidad de la sonda en el tercer sobrevuelo al Sol

Esta situación se da de forma similar en el quinto y séptimo sobrevuelo, y repercute favorable y desfavorablemente en los resultados, pero de ninguna manera oculta la tendencia real de los resultados.

Los resultados de la energía final de la órbita en la tabla 2 muestran que es favorable desplegar la vela solar en los primeros sobrevuelos, puesto que a medida que avanzan los sobrevuelos la energía final de la órbita aumenta en valor absoluto y por tanto la sonda se alejará menos del sol y estará más lejos de alcanzar la velocidad de escape del sistema solar.

Otra apreciación de los datos de la tabla 2 es que los sobrevuelos primero y segundo son muy similares, teniendo incluso mejores características el segundo sobrevuelo. Esto se puede deber a que en el primer sobrevuelo de estudio, que se corresponde con el primero desde que se lanza la sonda, la órbita todavía no está estabilizada.

Por todo ello, el sobrevuelo seleccionado con el que se va a continuar el estudio y por tanto, el momento de apertura de la vela será el segundo sobrevuelo al Sol desde su lanzamiento.

4.2.2.- Resultados del tamaño de la vela

Una vez determinado el periodo de estudio de la misión, se procede con el estudio correspondiente al tamaño de la vela y como este tamaño puede repercutir en el objetivo de alejarse lo máximo posible del Sol.

Los parámetros que se establecerán como fijos en este apartado serán la densidad superficial y la temperatura soportable, puesto que se ha determinado el momento de apertura en apartado anterior.

Tabla 3. Datos estándar para el estudio del tamaño de la vela solar

<i>Densidad superficial</i>	10 [g/m ²]
<i>Temperatura</i>	450 [°C]

El estudio realizado consiste en dar diferentes valores al tamaño de la vela y ver como esto repercute en la energía de la órbita o energía vis-visa. Se tomaran los valores correspondientes para velas cuadradas de 90, 100, 110, 120, 130, 140 y 150 metros de lado. Por último se comparará la reducción de de energía obtenida en valor absoluto, la reducción de energía porcentual tras la apertura de la vela y la energía final de la órbita.

Tabla 4. Recopilación de los datos de la energía vis-visa para diferentes tamaños de vela.

Tamaño [m²]	Reducción energía [MJ/kg]	Reducción porcentual [-]	Energía final [MJ/kg]
90x90 → 8100	148,11	18,43 %	-655,42
100x100 → 10000	170,77	21,25 %	-632,76
110x110 → 12100	192,55	23,96 %	-610,98
120x120 → 14400	213,21	26,53 %	-590,32
130x130 → 16900	232,61	28,95 %	-570,92
140x140 → 19600	250,69	31,20 %	-552,84
150x150 → 22500	267,44	33,28%	-536,09

Observando los datos obtenidos parece obvio que a mayor tamaño de la vela, mayor es el beneficio a la hora de aumentar la energía de la órbita. Pero es importante hacer una apreciación, como se ha dicho, la energía de la órbita aumenta a mayor tamaño de vela pero con una tendencia a la baja.

Cada aumento del tamaño de la vela es mayor en superficie, por ejemplo entre los dos primeros tamaños de vela existe una diferencia de 1900 m^2 pero entre los dos últimos tamaños hay una diferencia de 2900 m^2 . Sin embargo la los incrementos energía son cada vez menores, entre los dos primeros casos se aumenta la energía en $22,66\text{ MJ/kg}$ pero entre los dos últimos tamaños la diferencia es $16,75\text{ MJ/kg}$.

Este fenómeno se debe a que la propia vela solar tiene un peso y por tanto, cuanto más superficie exista, más pesará la sonda. Esto repercute como ha visto en el aumento de la energía de la órbita.

A continuación se muestra un gráfico representativo de cómo disminuye la energía de la órbita para el caso de apertura de una vela solar cuadrada de 150 m de lado

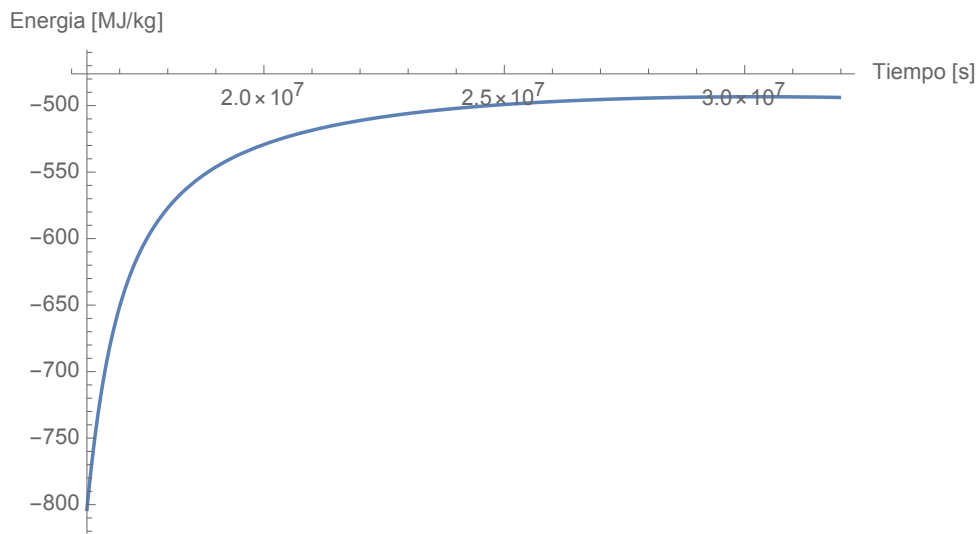


Figura 14. Reducción de la energía de la órbita tras la apertura de una vela de 22500 m²

De todas formas, como es esperable, incluso teniendo en cuenta el fenómeno nombrado anteriormente, siguen siendo más favorables las velas más grandes para alcanzar el objetivo de alejarse lo máximo posible del Sol.

4.2.3.- Resultados por densidad superficial y temperatura soportable

En este apartado se realiza el estudio sobre la densidad superficial del material que conforma la vela solar y sobre la temperatura que es capaz de soportar dicho material.

En este caso los parámetros constantes que se establecen, son el momento de apertura de la vela, el segundo sobrevuelo, y la superficie de la vela, de 130x130 metros.

Tabla 5. Datos estándar para el estudio de la densidad y temperatura soportable de la vela solar

<i>Tamaño de la vela</i>	16900 m ²
<i>Momento de apertura</i>	2º sobrevuelo

Para realizar el estudio se han seleccionado una serie de materiales que actualmente o en el pasado han sido utilizados en velas solares y también se

tendrán en cuenta otros materiales nombrados anteriormente, en concreto en el punto 2.4. Fabricación y materiales. Dichos materiales que se encuentran en fase de estudio y desarrollo tendrán a priori mejores características que los materiales manos modernos.

Los materiales que serán objeto de estudio son el Mylar, el Kapton aluminizado, el material poroso de fibra de carbono estudiado por Energy Science Laboratories (el cual se denominará a partir de aquí como “Material poroso”) y el material fabricado con técnicas de nanotubos mediante ingeniería molecular (este se denominará a partir de ahora como “Material ultraligero”, debido a su baja densidad superficial).

En la fase de investigación llevada a cabo se han encontrado información concreta sobre los materiales que se utilizan en la actualidad, sin embargo, respecto a los materiales mas novedosos solo se han encontrado referencias ambiguas. Por ejemplo, sobre el Material poroso solo se sabe que soportará temperaturas superiores a las del Kapton y sobre el Material ultraligero ni siquiera existen referencias sobre que temperatura será capaz de soportar. Por tanto se han definido dos tipos de Material poroso y tres tipos de Material ultraligero con diferentes valores e temperatura.

En la siguiente tabla se recogen los diferentes materiales nombrados y sus propiedades de temperatura soportable y densidad superficial.

Tabla 6. Recopilación de propiedades de los materiales estudiados

<i>Material</i>	<i>Densidad superficial</i>	<i>Temperatura soportable</i>
<i>Mylar</i>	7 g/m ²	250 °C
<i>Kapton aluminizado</i>	11 g/m ²	400 °C
<i>Material poroso 1</i>	3 g/m ²	500 °C
<i>Material poroso 2</i>	3 g/m ²	550 °C
<i>Material ultraligero 1</i>	0,1 g/m ²	400 °C
<i>Material ultraligero 2</i>	0,1 g/m ²	450 °C
<i>Material ultraligero 3</i>	0,1 g/m ²	500 °C

A continuación se presentan las gráficas correspondientes a los incrementos de energía orbital para cada uno de los materiales, hasta su estabilización en el afelio..

4.2.3.1.- Mylar

Respecto a este material se han encontrado discrepancias en las informaciones dependiendo de la fuente. En algunas fuentes ^[25] se dice que fue diseñado para soportar 180 °C pero en otras fuentes también se dice que a pesar de haber sido diseñado para eso, se ha puesto en practica en misiones soportando hasta 250 °C .

Para la obtención de la figura 15 se ha tomado el valor de 250 °C , puesto que si se tomara 180 °C no podría soportar la temperatura en ningún tramo de la misión.

La siguiente figura muestra el incremento de energía orbital tras la apertura de la vela Solar.

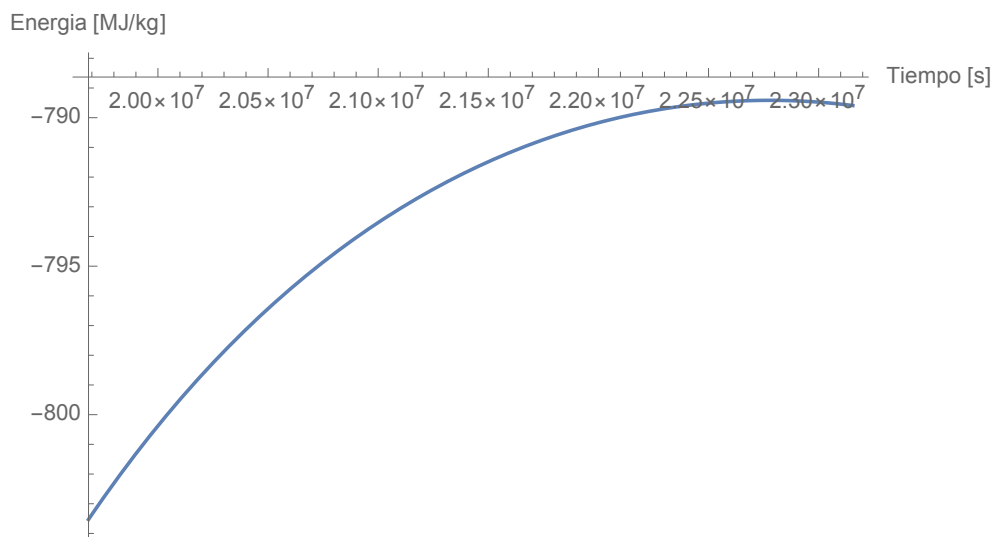


Figura 15. Incremento de energía orbital tras la apertura de la vela Solar de Mylar.

La reducción de de energía obtenida en valor absoluto es de $14,11 \text{ MJ/kg}$, la reducción de energía porcentual tras la apertura de la vela es de $1,02 \%$ y la energía final de la órbita es $-789,42 \text{ MJ/kg}$.

Se puede apreciar que los beneficios de utilizar este material son mínimos, esto se debe a que la temperatura que es capaz de soportar el Mylar es muy baja y por tanto la vela se despliega cuando la sonda se aleja del Sol pero demasiado lejos del mismo como para que la radiación que empuja la vela sea efectiva.

4.2.3.2.- *Kapton aluminizado*

En la siguiente figura se representa el incremento de energía orbital tras la apertura de la vela solar.

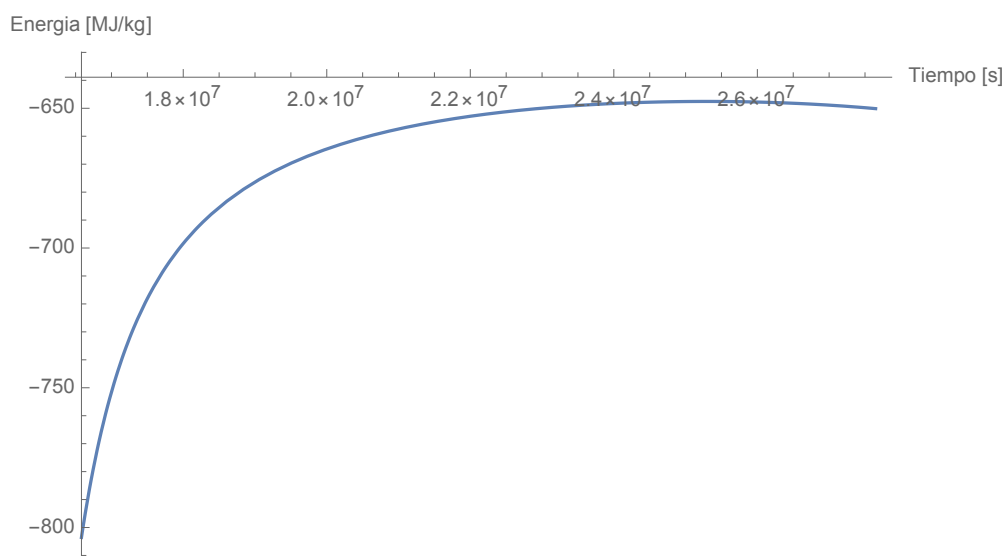


Figura 16. Incremento de energía orbital tras la apertura de la vela solar de Kapton aluminizado

La reducción de de energía obtenida en valor absoluto es de $155,98 \text{ MJ/kg}$, la reducción de energía porcentual tras la apertura de la vela es de $19,41 \%$ y la energía final de la órbita es $-647,55 \text{ MJ/kg}$.

Las reducción de energía es claramente mayor a la conseguida con el Mylar, a pesar de que el Mylar tenga una densidad superficial inferior al Kapton aluminizado. Esto se debe a que el Kapton soporta más temperatura y por tanto

la incidencia de la radiación puede empujar desde mas cerca y durante mas tiempo.

4.2.3.3.- Material poroso 1

Realmente no se conoce la temperatura que este material será capaz de soportar, solo se conoce según las fuentes que será capaz de soportar altas temperaturas superiores a las del Kapton ^[12].

En la siguiente figura se representa el incremento de energía orbital tras la apertura de la vela solar que soporta 500 °C.

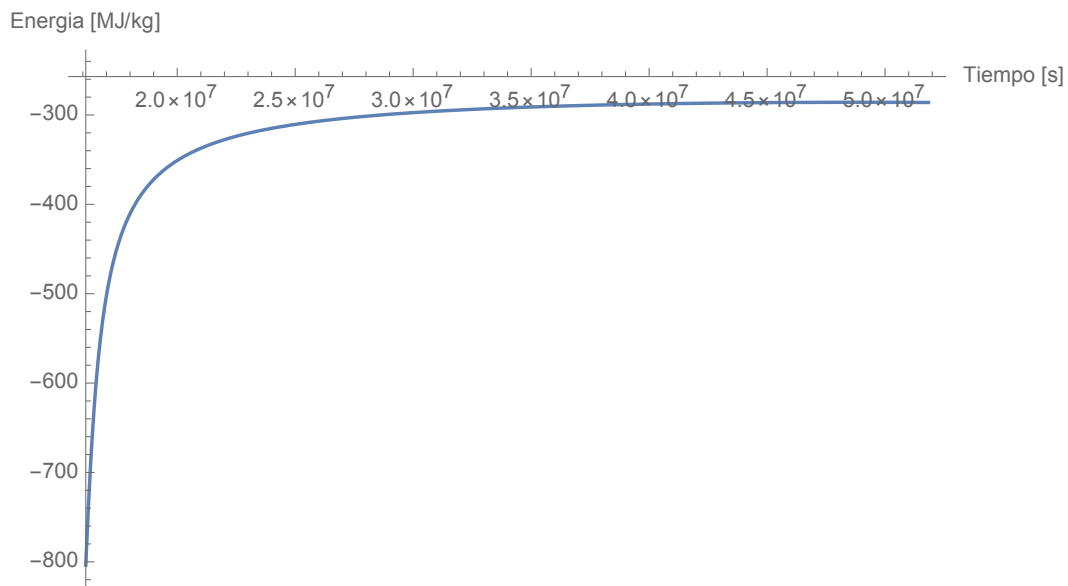


Figura 17. Incremento de energía orbital tras la apertura de la vela solar de Material poroso 1.

La reducción de de energía obtenida en valor absoluto es de 517,77 MJ/kg, la reducción de energía porcentual tras la apertura de la vela es de 64,43 % y la energía final de la órbita es -285,82 MJ/kg.

4.2.3.4.- Material poroso 2

En la siguiente figura se representa el incremento de energía orbital tras la apertura de la vela solar que soporta 550 °C.

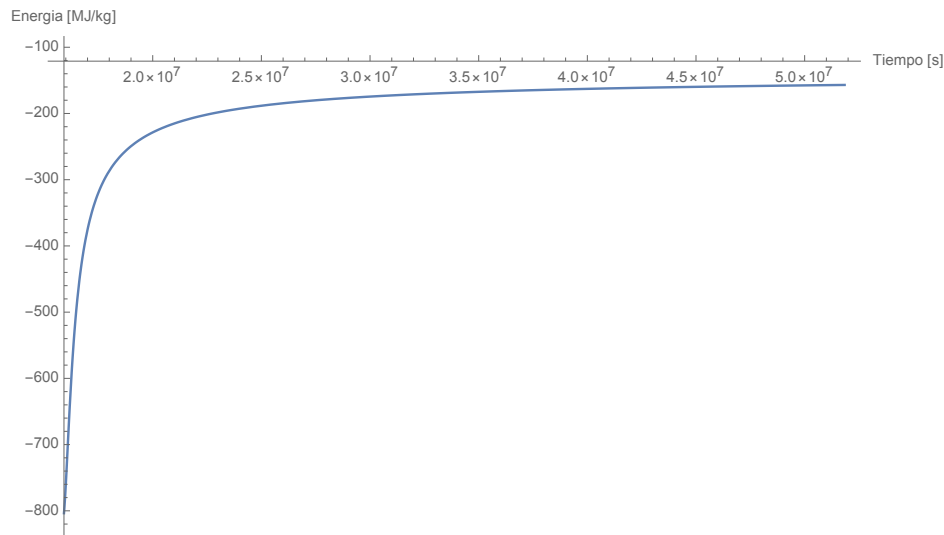


Figura 18. Incremento de energía orbital tras la apertura de la vela solar de Material poroso 2.

La reducción de de energía obtenida en valor absoluto es de 651,85 MJ/kg , la reducción de energía porcentual tras la apertura de la vela es de 81,12 % y la energía final de la órbita es $-151,74 MJ/kg$.

Con el estudio realizado se ve claramente que la temperatura soportable es un factor muy importante, ya que pocos grados a distancias cercanas al Sol generan grandes aumentos de la radiación solar que empuja la vela

4.2.3.5.- Material ultraligero 1

Como se ha dicho anteriormente, se desconoce la temperatura que es capaz de soportar este material. Por esto se han establecido valores intuitivos, teniendo en cuenta que es un material que se va a utilizar en misiones con velas solares, tendrá que soportar temperaturas lo suficientemente bajas como para que una misión con vela solar sea efectiva. Por esto se han establecido 400 °C 450 °C y 500 °C.

En la siguiente figura se representa el incremento de energía orbital tras la apertura de la vela solar que soporta 400 °C.

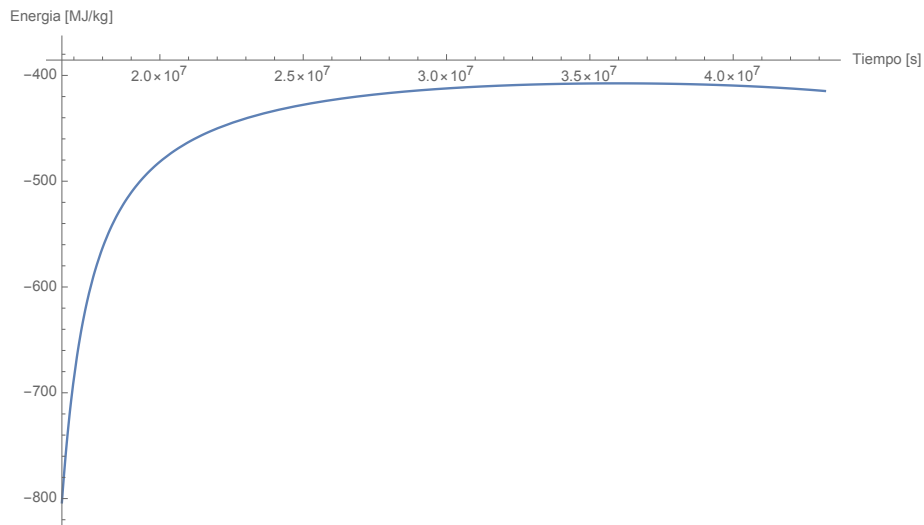


Figura 19. Incremento de energía orbital tras la apertura de la vela solar de Material ultraligero 1

La reducción de de energía obtenida en valor absoluto es de 396,15 MJ/kg, la reducción de energía porcentual tras la apertura de la vela es de 49,30 % y la energía final de la órbita es -407,44 MJ/kg.

4.2.3.6.- Material ultraligero 2

En la siguiente figura se representa el incremento de energía orbital tras la apertura de la vela solar que soporta 450 °C.

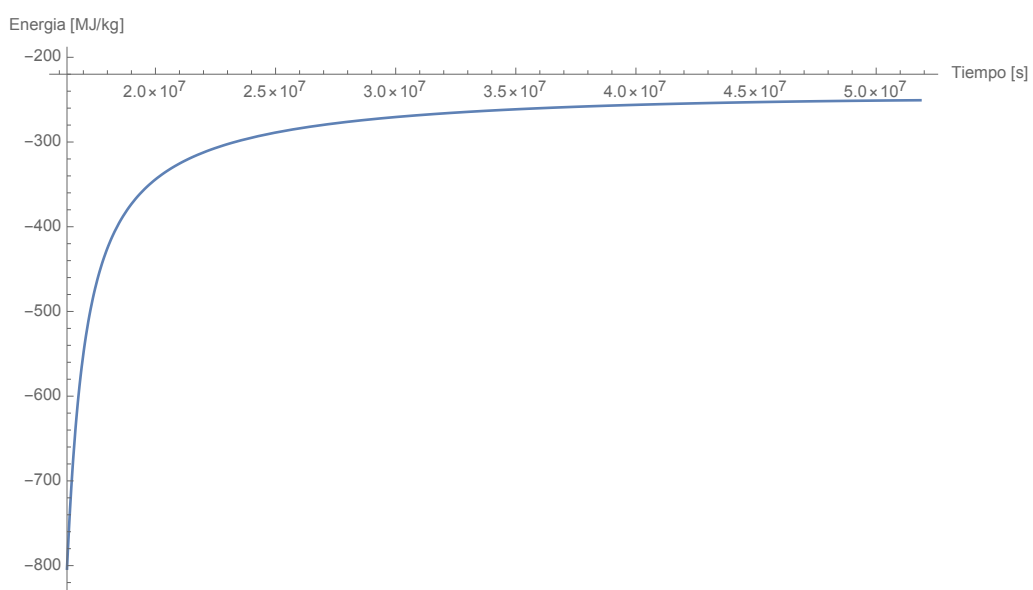


Figura 20. Incremento de energía orbital tras la apertura de la vela solar de Material ultraligero 2

La reducción de de energía obtenida en valor absoluto es de $552,91 \text{ MJ/kg}$, la reducción de energía porcentual tras la apertura de la vela es de $68,81 \%$ y la energía final de la órbita es $-250,68 \text{ MJ/kg}$.

4.2.3.7.- Material ultraligero 3

En la siguiente figura se representa el incremento de energía orbital tras la apertura de la vela solar que soporta $500 \text{ }^\circ\text{C}$.

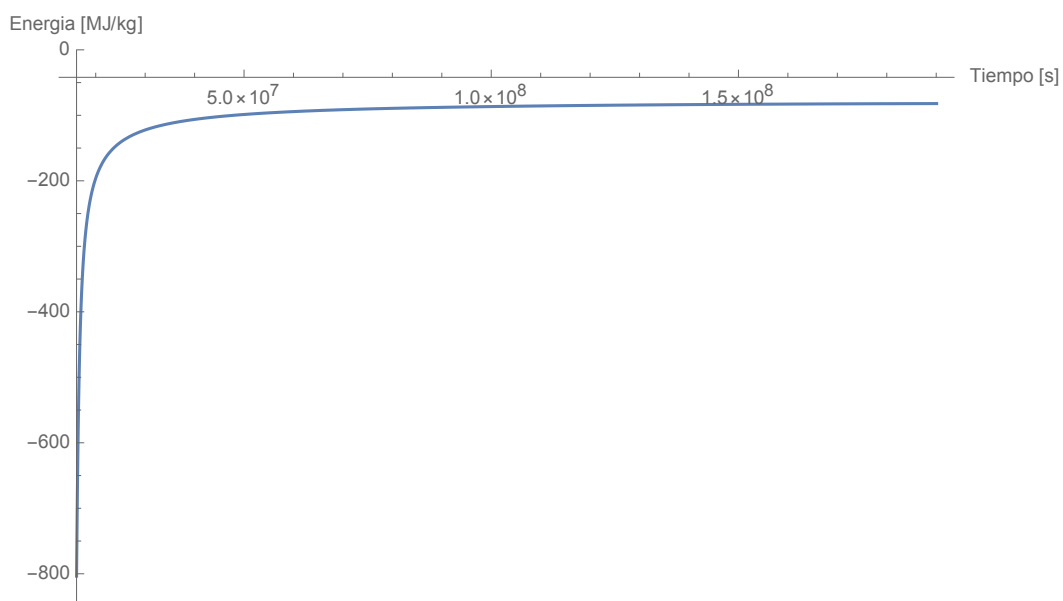


Figura 21. Incremento de energía orbital tras la apertura de la vela solar de Material ultraligero 3

La reducción de de energía obtenida en valor absoluto es de $721,53 \text{ MJ/kg}$, la reducción de energía porcentual tras la apertura de la vela es de $89,79 \%$ y la energía final de la órbita es $-82,06 \text{ MJ/kg}$.

Del estudio realizado sobre el material ultraligero se pueden determinar que efectivamente la temperatura soportable es un factor de gran importancia a la hora de optimizar el material. Como se ha dicho en puntos anteriores la intensidad de la radiación solar disminuye con el cuadrado de la distancia al Sol. Por tanto, que el material soporte una temperatura que permita desplegar la vela unos kilómetros antes supone grandes beneficios en el empuje obtenido.

También se aventuró que la extremadamente baja densidad superficial, lógicamente es muy beneficiosa, pero no tanto que se esperaba al comienzo del estudio. Esto probablemente se deba a dos razones:

- El gran beneficio se obtendría para una vela de dimensiones mucho mayores, lo cual actualmente sería muy complicado de construir.
- Para una misión en la que la sonda que se desea enviar al espacio tenga una carga de pago o payload claramente reducida.

La siguiente tabla recoge todos los datos obtenidos en el estudio anterior sobre cada material.

Tabla 7. Recopilación de los datos obtenidos del estudio.

<i>Material</i>	<i>Reducción energía [MJ/kg]</i>	<i>Reducción porcentual [-]</i>	<i>Energía final [MJ/kg]</i>
<i>Mylar</i>	14,11	1,02 %	-789,42
<i>Kapton aluminizado</i>	155,98	19,41 %	-647,55
<i>Material poroso 1</i>	517,77	64,43 %	-285,82
<i>Material poroso 2</i>	651,85	81,12 %	-151,74
<i>Material ultraligero 1</i>	396,15	49,30 %	-407,44
<i>Material ultraligero 2</i>	552,91	68,81 %	-250,68
<i>Material ultraligero 3</i>	721,53	89,79 %	-82,06

4.3.- Resultados finales

En estudio realizado en el punto 4.2. Resultados de la optimización se ha podido ver que en ninguno de los casos estudiados se ha alcanzado una energía final de la órbita superior a 0 MJ/kg. Esto quiere decir que no se ha alcanzado la velocidad de escape del sistema solar.

Por ello, en este apartado se va estudiar la posibilidad de alcanzar velocidades de escape del sistema solar con los materiales estudiados, y que tamaño de vela sería necesario.

4.3.1.- Resultado final del Mylar

Respecto al Mylar parece claro que sería necesario construir una vela de dimensiones desorbitadas para conseguir aumentos de energía significativos.

Como se observa en la Tabla 6 con vela relativamente grande (130x130) se obtiene una reducción de energía de un 1,02 %.

Por tanto no será necesario realizar un estudio en el simulador de órbitas para descartar este material como candidato para alcanzar velocidades cercanas a la velocidad de escape del sistema solar.

4.3.2.- Resultado final del Kapton aluminizado

Con los resultados presentes en la Tabla 6 parece complicado alcanzar el objetivo haciendo uso del Kapton.

Sin embargo, se puede pensar en una posible mejora de este material o siguiendo la estrategia que contemple la posibilidad de implementar un sistema en el que una delgada película de aluminio proteja el Kapton en todo momento. Esto quiere decir que lo proteja durante la apertura de la vela y una vez desplegada sea la propia vela la que actúe de escudo para proteger el Kapton.

Tomado esta hipótesis expuesta en el párrafo anterior y teniendo en cuenta que el aluminio tiene una resistencia a la temperatura de 600 °C. Se tomará una mejora en la temperatura para que la vela soporte 500 °C.

A la hora de comenzar el estudio, a medida que aumenta el tamaño de la vela se reduce la energía orbital, es decir, los resultados mejoran. Pero llegado cierto punto, por más que se aumente el tamaño de la vela de forma desproporcionada, la mejora de los resultados es mínima.

A continuación, se muestran dos figuras de cómo se reduce la energía orbital para velas de inmenso tamaño de $60\,000\text{ m}^2$ y $100\,000\text{ m}^2$

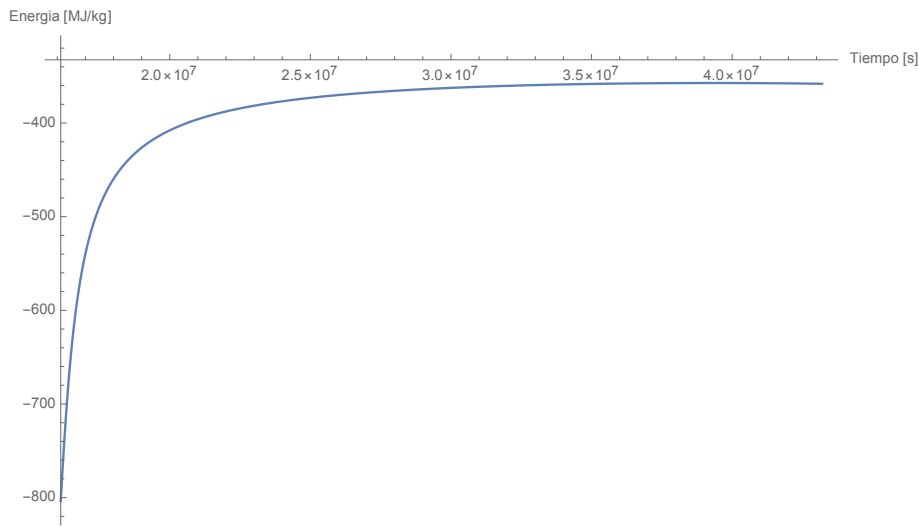


Figura 22. Incremento de energía orbital tras la apertura de una vela solar de Kapton aluminizado de $60\,000\text{ m}^2$

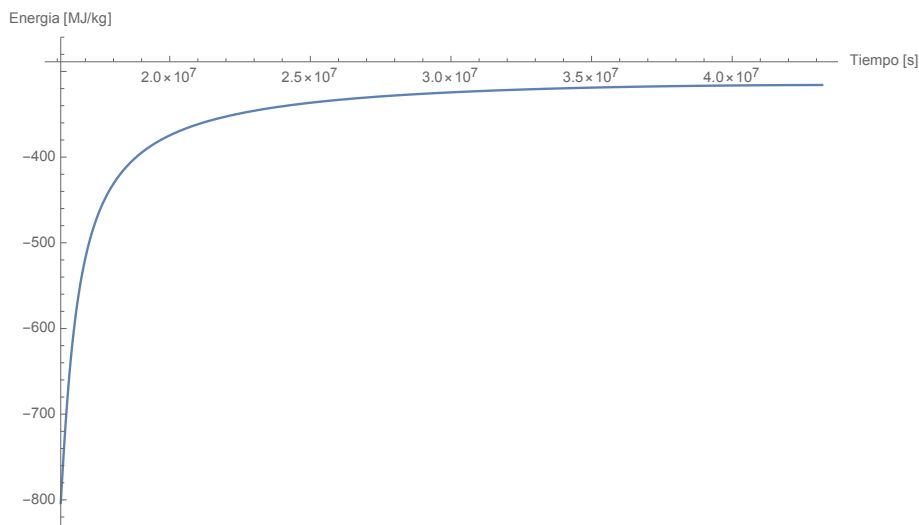


Figura 23. Incremento de energía orbital tras la apertura de una vela solar de Kapton aluminizado de $100\,000\text{ m}^2$

Tabla 8. Recopilación de datos para velas extragrandes

Tamaño de la vela	Reducción energía [MJ/kg]	Reducción porcentual [-]	Energía final [MJ/kg]
$60\,000\text{ m}^2$	446,35	55,54 %	-357,24
$100\,000\text{ m}^2$	487,78	60,70 %	-315,81

Como se aprecia en la tabla 7, las diferencias entre una vela y otra son ínfimas en comparación con la diferencia de tamaño. Esto se debe a un motivo concreto, debido a la densidad superficial del material, llegado cierto tamaño vela, el peso de la propia vela impide la mejora en el incremento de energía orbital.

El peso de una vela de $60\,000\text{ m}^2$ con una densidad superficial de 11 g/m^2 es de 660 kg , y es que la vela solar pesaría más de cuatro veces el peso de la payload. Por tanto la vela deja de ser eficaz.

4.3.3.- Resultado final de Material poroso

Observando los resultados de la Tabla 6, parece viable la posibilidad de alcanzar el objetivo de la misión con el supuesto Material poroso 2.

Tras simular la misión con diferentes tamaños de vela solar y con los otros parámetros establecidos (densidad superficial 3 g/m^2 y temperatura 550 °C) se ha obtenido que el tamaño de vela con el que sería posible alcanzar la velocidad de escape del sistema solar, es de $22\,500\text{ m}^2$ ($155 \times 155\text{ m}$).

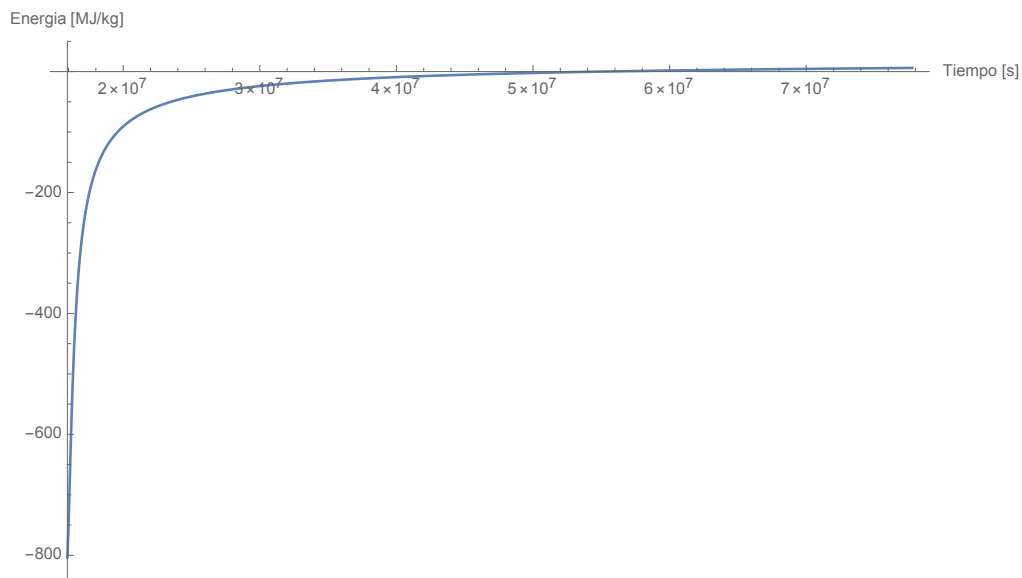


Figura 24. Incremento de energía orbital tras la apertura de una vela solar de Material poroso de $22\,500\text{ m}^2$

En la figura 24 se puede observar como la energía de la órbita supera el eje de coordenadas, lo cual significa que la sonda alcanza la energía de escape del sistema solar.

4.3.4.- Resultado final de Material ultraligero

Se realizará el estudio para los tres tipos de Material ultraligero planteado. Las temperaturas soportables correspondientes a los materiales son de 400 °C, 450 °C y 500 °C.

Para el Material ultraligero 1 con densidad superficial $0,1 \text{ g/m}^2$ y temperatura 400 °C se ha calculado que el tamaño de vela con el que sería posible alcanzar la velocidad de escape del sistema solar, es de $30\,600 \text{ m}^2$ ($175 \times 175 \text{ m}$).

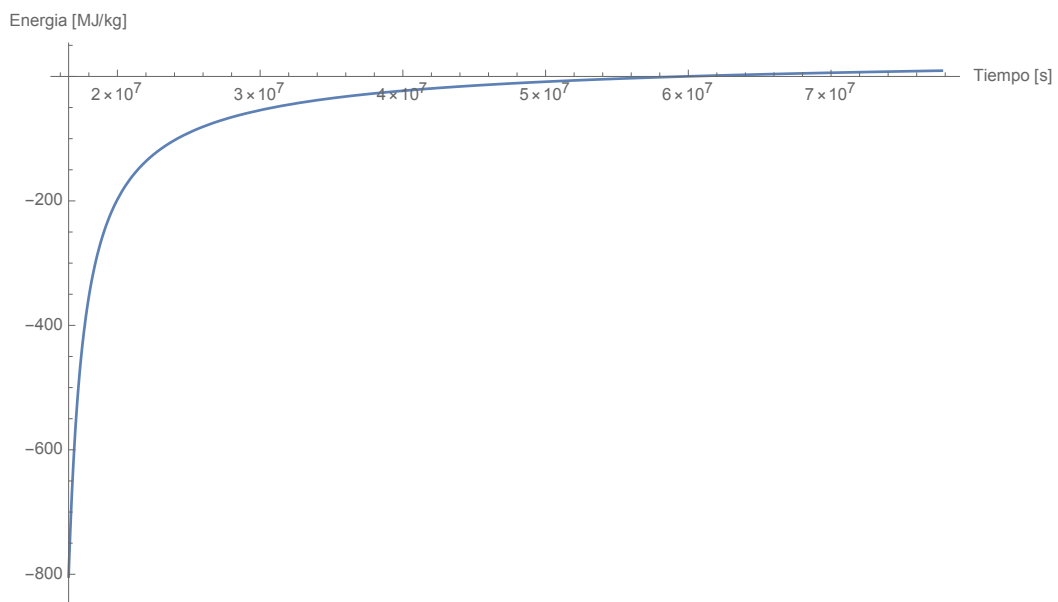


Figura 25. Incremento de energía orbital tras la apertura de una vela solar de Material ultraligero 1 de $30\,600 \text{ m}^2$

Para el Material ultraligero 2 con densidad superficial $0,1 \text{ g/m}^2$ y temperatura $450 \text{ }^\circ\text{C}$ se ha calculado que el tamaño de vela con el que sería posible alcanzar la velocidad de escape del sistema solar, es de $24\,000 \text{ m}^2$ ($155 \times 155 \text{ m}$).

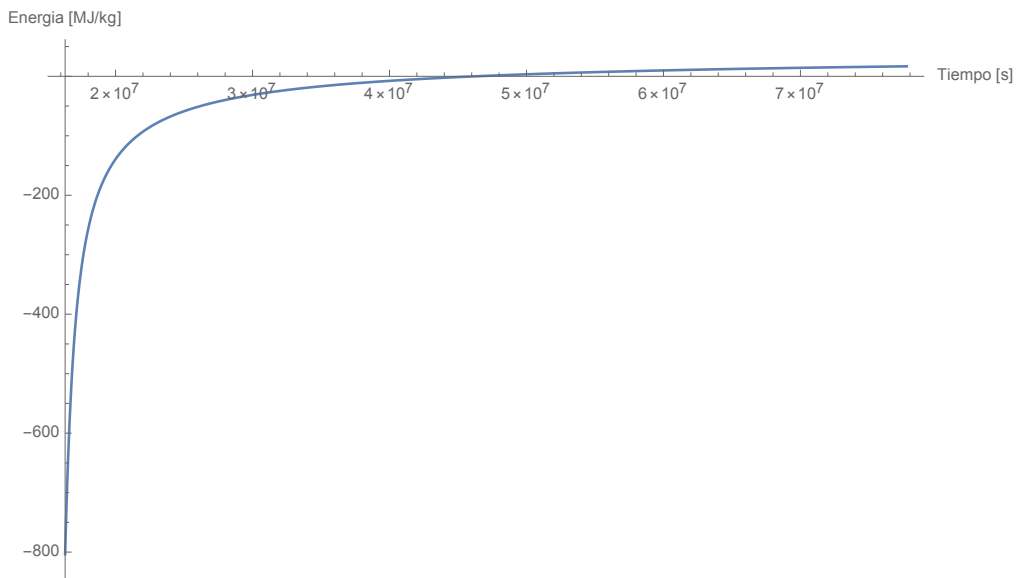


Figura 26. Incremento de energía orbital tras la apertura de una vela solar de Material ultraligero 2 de $24\,000 \text{ m}^2$

Para el Material ultraligero 3 con densidad superficial $0,1 \text{ g/m}^2$ y temperatura $500 \text{ }^\circ\text{C}$ se ha calculado que el tamaño de vela con el que sería posible alcanzar la velocidad de escape del sistema solar, es de $19\,600 \text{ m}^2$ ($140 \times 140 \text{ m}$).

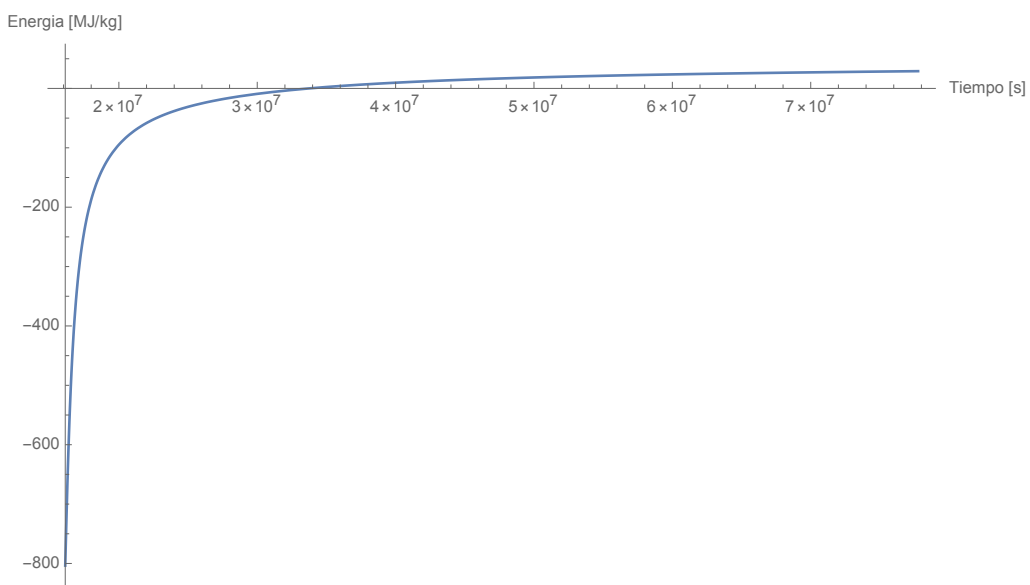


Figura 27. Incremento de energía orbital tras la apertura de una vela solar de Material ultraligero 3 de $19\,600 \text{ m}^2$

Con los tres supuestos materiales es posible alcanzar la velocidad de escape del sistema solar con sus respectivos tamaños de vela.

A continuación se recoge en una tabla el tiempo que requeriría la misión desde su puesta en órbita hasta el momento de alcanzar la velocidad de escape.

Tabla 9. Recopilación de datos para alcanzar la velocidad de escape del sistema solar.

<i>Material</i>	<i>Tamaño de la vela</i>	<i>Tiempo requerido [días]</i>
<i>Mylar</i>	–	–
<i>Kapton aluminizado</i>	–	–
<i>Material poroso 1</i>	–	–
<i>Material poroso 2</i>	22 500 m ² (150x150m)	579
<i>Material ultraligero 1</i>	30 600 m ² (175x175m)	717
<i>Material ultraligero 2</i>	24 000 m ² (155x155m)	555
<i>Material ultraligero 3</i>	19 600 m ² (140x140m)	393

5.- Conclusiones

Tras obtener los resultados del estudio realizado e interpretarlos se han extraído las siguientes conclusiones:

- Respecto al momento de apertura de la vela parece claro que se debe conseguir abrir lo más cercano posible al perihelio de la órbita, tras alejarse lo suficiente para poder soportar la temperatura correspondiente a esa distancia.
- En lo referente al tamaño de la vela, se ha deducido que dependiendo de la densidad superficial del material utilizado no sería necesariamente más eficiente el desarrollo de velas solares de gran tamaño.
- En cuanto a la densidad superficial y la temperatura soportable de los materiales estudiados, se concluye que con la tecnología actual sería imposible alcanzar la velocidad de escape del sistema solar. Sin embargo con los materiales que actualmente se encuentran en fase de estudio y desarrollo sí que sería viable ese objetivo.
- Por último, la duda sobre cuanto tiempo requeriría el abandono del sistema solar mediante la tecnología de la vela solar, se puede concluir que con los materiales en fase de estudio sería posible alcanzar la velocidad de escape del sistema solar en periodos de tiempo de entre uno y dos años desde su puesta en órbita. Como se ha dicho al comienzo de este trabajo, las velas solares aportan una pequeña aceleración que prolongada en el tiempo puede derivar en altísimas velocidades.

Una vez planteadas las primeras conclusiones, las más lógicas y esperadas a la vista de los resultados, se presentan dos conclusiones finales de gran importancia y que realmente se deben tener en cuenta para el desarrollo de estudios posteriores, relacionados con la generación de empuje utilizando la presión de radiación solar a través de las velas solares:

- Los parámetros de estudio que mayores incrementos de energía generan son la mejora de densidad superficial y de la temperatura soportable por los materiales que conforman la vela. Esto nos indica que la siguiente mejora se deberá dar en el ámbito de los materiales.
- La realidad es que en la actualidad no se han llevado a cabo misiones espaciales que porten velas solares de gran tamaño como las estudiadas en este trabajo. La tecnología de fabricación de las velas esta limitada en este terreno en cuanto al desarrollo, pliegue y despliegue de las velas solares. Por tanto una conclusión importante es que no sería provechoso incrementar el estudio y la inversión en el desarrollo de velas solares de gran tamaño, si previamente no se invierte en el desarrollado materiales con baja densidad superficial o que soporten más altas temperaturas.

ANEXO I: Presupuesto

En este anexo se documenta el coste que supone el desarrollo de un trabajo como este. Estos costes están relacionados principalmente con el uso de las licencias de software, el hardware electrónico utilizado y la mano de obra requerida.

- Costes hardware

Estos costes engloban los costes correspondientes al material utilizado. Los datos relacionados con el coste de amortización se han obtenido de la “Tabla de costes de amortización” de la Agenda Tributaria. Para equipos de procesos de información es del 0.25 %.

Tabla 10. Costes de Hardware

<i>Cantidad</i>	<i>Material</i>	<i>Coste</i>	<i>Coste Total</i>
1	MacBook Air	999,99 € x 0.25%	251,75 €
1	Ratón Logitech	7 € x 0.25%	

- Costes software

Estos costes engloban los costes correspondientes a los programas informáticos utilizados. Los datos relacionados con el coste de amortización se han obtenido de la “Tabla de costes de amortización” de la Agenda Tributaria. Para sistemas y programas informáticos es del 0.33 %.

Tabla 11. Costes de Software

<i>Cantidad</i>	<i>Material</i>	<i>Coste</i>	<i>Coste Total</i>
1	Lic académica Mathematica	8520 € x 0.33%	2811,6 €

- **Costes del personal de trabajo**

Estos costes engloban los costes correspondientes al personal de trabajo.

Tabla 12. Costes de personal

<i>Cantidad</i>	<i>Personal</i>	<i>Coste/hora</i>	<i>Tiempo</i>	<i>Coste Total</i>
1	Ingeniero aeronáutico	21 €/h	600	14200,00 €
2	Tutor Prof. universitario	40 €/h	20	

El coste total del trabajo sumando los calculados en este apartado y sumándole el impuesto del 21 % (IVA), asciende a 21 579.19 €.

Bibliografía

- [1] “La vela solar que permitirá viajar por el espacio a 1.200.000 km por hora”. José Manuel Nieves. Periódico ABC,(Sitio web). Publicado 13 octubre 2020. https://www.abc.es/ciencia/abci-vela-solar-permitira-viajar-espacio-1200000-hora-202010130924_noticia.html
- [2] Georgevic, R. M. (1973) "The Solar Radiation Pressure Forces and Torques Model", The Journal of the Astronautical Sciences, Vol. 27, No.1.
- [3] Urbanczyk, Mgr., "Solar Sails-A Realistic Propulsion for Space Craft", Translation Branch Redstone Scientific Information Center Research and Development
- [4] Portal web, Richard Miller, "Exploring Solar Sails, the next generation of space propulsion", visto mayo 2021 http://ffden-2.phys.uaf.edu/webproj/212_spring_2015/Robert_Miller/physics.html
- [5] “Viajando hacia las estrellas: naves estelares en la ciencia ficción”. Archivado desde el original el 30 de junio de 2012. <https://archive.is/20120630025555/http://personales.ya.com/ergosfera/articulos/viajandoestrellas.htm>
- [6] "Design & Construction" NASA JPL. Archivado desde el original el 11 de marzo de 2005. <https://web.archive.org/web/20050311004606/http://solarsails.jpl.nasa.gov/introduction/design-construction.html>
- [7] Three-Axis Stabilized . En Wikipedia. WikiSolarSails.info http://wiki.solarsails.info/index.php/Three-Axis_Stabilized
- [8] “KAPTON” Archivado desde el original el 7 de junio de 2009. https://web.archive.org/web/20090607033902/http://www.krempel-group.com/krempel_2002_es/kapton_es.htm

- [9] Giancarlo Genta. "Propulsion for Interstellar Space Exploration" (PDF). p. 4. Archivado desde el original el 1 de febrero de 2012. <https://web.archive.org/web/20120201023942/http://www.giancarlogenta.it/cospar.pdf>
- [10] Drexler, K. E. (1977). "Design of a High Performance Solar Sail System, MS Thesis" Dept. of Aeronautics and Astronautics, Massachusetts Institute of Technology, Boston.
- [11] Geoffrey A. Landis, Ohio Aerospace Institute (1999). "Advanced Solar- and Laser-pushed Lightsail Concepts".
- [12] NASA. Energy Science Laboratories (Sitio Web). <https://sbir.nasa.gov/SBIR/abstracts/99/sbir/phase1/SBIR-99-1-25.02-2034.html>
- [13] Portal científico, Phys.org. (Sitio web) "Researchers produce strong, transparent carbon nanotube sheets" Publicado 18 agosto 2015. <https://phys.org/news/2005-08-strong-transparent-carbon-nanotube-sheets.html>
- [14] Bin Imran, Muhammad Nur Ikram. Universidad politécnica de Cataluña, "Design of A Solar Sailing Prototype for Interstellar Journey". Publicado 13 de julio 2020
- [15] "Breakthrough In Solar Sail Technology". SPACE.com. Archivado desde el original el 1 de enero de 2011. https://web.archive.org/web/20110101191444/http://www.space.com/business/technology/technology/carbonsail_000302.html
- [16] "IKAROS Project | JAXA Space Exploration Center". Jspec.jaxa.jp. Archivado desde el original el 18 de enero de 2010 <https://web.archive.org/web/20080922170700/http://www.jspec.jaxa.jp/e/activity/ikaros.html>
- [17] Tsuda, Yuichi (2011). "Solar Sail Navigation Technology of IKAROS". JAXA.

[18] "NASA to Attempt Historic Solar Sail Deployment". NASA, Publicado 26-6-2008. Archivado desde el original el 11 de febrero de 2009 https://web.archive.org/web/20090211221207/https://science.nasa.gov/headlines/y2008/26jun_nanosaild.htm?list1097511

[19] NanoSail-D. National Aeronautics and Space Administration. George C. Marshall Space Flight Center. (Sitio Web) www.nasa.gov Publicado en 2010. https://www.nasa.gov/centers/marshall/pdf/484314main_NASAfactsNanoSail-D.pdf

[20] "NASA - NASA's NanoSail-D Satellite Continues to Slowly De-Orbit Earth's Upper Atmosphere". (Sitio Web) www.nasa.gov. <http://www.nasa.gov/centers/marshall/news/news/releases/2011/11-055.html>

[21] "NASA - NASA's Nanosail-D 'Sails' Home -- Mission Complete". (Sitio Web) www.nasa.gov. https://www.nasa.gov/mission_pages/smallsats/11148.html

[22] "HORIZONS". NASA. (Sitio Web). www.nasa.gov. <https://ssd.jpl.nasa.gov/horizons.cgi>

[23] Howard D. Curtis. "Orbital Mechanics for Engineering Students". (2010). Ed. BH

[24] "Parker Solar Probe: la nave que «tocará» el Sol". Daniel Marin. NAUKAS. (Sitio Web), <https://danielmarin.naukas.com/2018/08/07/parker-solar-probe-la-nave-que-tocara-el-sol/>

[25] "Physical-Thermal Properties". DuPont Teijin Films. (Sitio Web), http://usa.dupontteijinfilms.com/wp-content/uploads/2017/01/Mylar_Physical_Properties.pdf

