Mecánica orbital para un viaje interestelar utilizando velas solares

Marc Rocas Alonso, Adrià Méndez Heredero,

Universitat Politècnica de Catalunya UPC, Departamento de Física, Av. Víctor Balaguer 1, Vilanova i la Geltrú-08800, SPAIN

Abstract. El propósito inicial del trabajo surgió del planteamiento sobre la viabilidad de realizar una misión espacial cuya meta fuese llegar a las inmediaciones de una estrella diferente al Sol.
En primer lugar se presenta un estudio del estado del arte, en el que se deja patente la diferencia entre dónde estamos y dónde se pretende llegar. El apartado también abarca una comparación de los distintos sistemas de propulsión disponibles para misiones espaciales y la elección del método de propulsión elegido para la misión de la sonda. También se establecen las características que tendrá la sonda necesarias para el desarrollo del siguiente bloque.
La segunda parte del proyecto consiste en la investigación y desarrollo por fases de la mecánica y dinámica orbital a lo largo del viaje de la sonda. El alcance de la misión comprende desde la salida de la sonda de la Estación Espacial Internacional hasta la llegada a las proximidades de la estrella Alpha Centauri, donde se han contemplado los distintos contratiempos que podría sufrir la sonda al atravesar las diferentes etapas del sistema solar y la duración temporal del viaje.
La conclusión más destacable tras el estudio de la misión es la inviabilidad de llegar actualmente a Alpha Centauri por suponer una duración de trayecto superior a los cuatro mil años, aunque se obtienen por otro lado datos muy interesantes consiguiendo alcanzar grandes velocidades nunca registradas hasta el momento.

Palabras clave. Mecánica orbital, viaje interestelar, vela solar, cinturón de Kuiper, Nube de Oort, astrodinámica, Alpha Centauri.

I. INTRODUCCIÓN

El proyecto tiene como principal objetivo realizar un estudio de una misión espacial para un viaje interestelar utilizando como propulsión velas solares. El estudio se focaliza en la realización de un análisis detallado desde que la sonda está ubicada en la Estación Espacial Internacional (ISS) hasta la llegada a una órbita de la estrella Alpha Centauri, el destino seleccionado [1]. Queda fuera del alcance del estudio el lanzamiento desde la superficie terrestre así como el posicionamiento en la ISS. Por limitación de tiempo disponible para la realización de este trabajo final de carrera, se ha tenido que acotar el contenido de la misión. Para determinar el alcance se ha considerado que hay numerosas misiones realizadas y documentadas con éxito en las cuales el foco recae en el lanzamiento desde la superficie terrestre (en nuestro caso el origen sería la Guayana Francesa) hasta el posicionamiento de la nave en la ISS, por lo que incluir esa parte del viaje en nuestro desarrollo no aportaría un estudio novedoso.
El estudio se desarrolla teniendo siempre en mente las limitaciones que un proyecto de esta envergadura presenta. Existen obstáculos destacables como por ejemplo el tiempo y los recursos disponibles para la realización del trabajo.
Se pretende llegar a realizar un estudio fundamentado, sin perder el foco en ningún momento. La intención es tener en consideración el mayor número posible de etapas por las que pasaría la nave en un caso real. La misión que nos ocupa está diseñada teóricamente. Haría falta un estudio de ingeniería posterior para ver cómo se podría llegar a alcanzar lo que se propone.
Se incluye en la presente memoria un estudio del estado del arte, investigación del espacio (Sistema Solar e Interestelar Medio), métodos de propulsión y estudio de misiones anteriores de alcance limitado al Sistema Solar.
La misión de la sonda se encuentra dividida en tres grandes etapas, dónde en cada una de ellas se tratan los cálculos y las estrategias idóneas para abastecer el viaje interestelar. La primera etapa transcurre desde la salida de la sonda de la ISS hasta la llegada al sol. La segunda etapa corresponde a la abertura de la vela solar y el comportamiento de la sonda en todo el viaje hasta llegar a las proximidades de Alpha Centauri. En la tercera etapa se explica las distintas fases del medio interestelar por las que pasará la sonda hasta la llegada a Alpha Centauri.

II. MÉTODO PROPULSIÓN

La base de la misión pasa por estudiar los métodos potenciales para poder realizarla con éxito, comparando ventajas y desventajas de estos y finalmente hacer un pequeño análisis sobre el elegido [2].
Para ello se eligen las principales características de los métodos conocidos hasta el momento, tanto los que se utilizan como los que están en proceso de estudio y también alguno que ha alimentado las obras de ciencia ficción. Estos métodos propuestos son: el motor químico, el motor atómico (fisión, fusión y orión), el motor de antimateria, el motor Bussard Ramjet, la vela solar, el motor de magnetosfera de plasma y finalmente el motor de iones.
Entre las diferentes oportunidades que ofrecen cada uno de ellos se impone que el elegido debe tener la menor masa posible. Esta condición excluye todos aquellos que deban

transportar el combustible, puesto que en un viaje de tan larga duración es el factor que más masa aporta.
Entonces, restan la vela solar, el motor Bussard Ramjet y el motor de magnetosfera-plasma. Aunque este último no lleva consigo el combustible que acelera la nave, sí que requiere de Helio para introducirlo en un campo magnético y con ello, gracias al momento transferido por la radiación, acelerarse.
El motor Bussard requiere de altísimas velocidades para poder recoger suficientes átomos del espacio para poder funcionar, siendo un método inservible en un proceso de aceleración partiendo de bajas velocidades. Finalmente nos queda la vela solar que, gracias a la innovación de materiales como el grafeno, permite diseñar una nave de muy baja masa y aceleración media-alta cerca de la fuente de radiación y casi nula a grandes distancias. Con tal de poder visualizar y cuantificar cada método se ha realizado en la memoria una tabla comparativa detallada de este estudio previo incorporando ventajas e inconvenientes de cada método de propulsión.

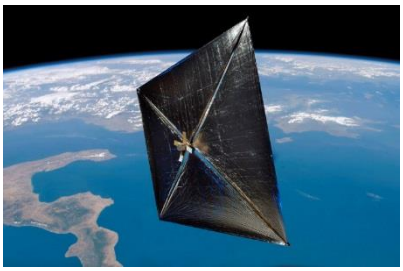

Fig. 1. Ejemplo de vela solar. NASA

La nave dispone de una vela solar de 2 km^2, con un peso de tan solo 1,54 kg. Con el cuerpo principal que contiene todo el equipo necesario para la recopilación de información, y la estructura, la masa final de la nave es de 301kg.

III. VIAJE INTERESTELAR

La misión se encuentra segmentada en fases, con el propósito de facilitar tanto la comprensión como el desarrollo correcto de todas las maniobras requeridas [3]. Se aplicarán estrategias orbitales en el ámbito de la astrodinámica y la mecánica orbital con el objetivo de alcanzar la máxima velocidad y obtener la estrategia orbital más óptima.

A. Fase I

La Fase 1 corresponde a la fase inicial del viaje interestelar. Se determina que la sonda de velas solares se encuentra diseñada y creada en la ISS (Estación Espacial Internacional) y por lo tanto, será su órbita de salida. Suponiendo una órbita estacionaria de la ISS, a una velocidad media en el nodo de ascensión, se encuentra la sonda. Para poder averiguar la velocidad orbital exacta de la sonda a una cierta altitud respecto el centro de la Tierra se ha utilizado la siguiente ecuación (I), donde G es la constante gravitacional, M la masa de la Tierra y R el radio medio de la órbita:

Ecuación I

$$V_{ISS} = \sqrt{\frac{G * M}{R}}$$

Aplicando la ecuación anterior la sonda se encuentra orbitando a 7,67 km/s respecto la Tierra y se procede a realizar una maniobra de cambio de plano, para situar-se en el plano de la eclíptica, para a posteriori simplificar los cálculos de las transferencias orbitales. Para cambiar la orientación del plano de la órbita de una nave, por lo general la inclinación, hay que cambiar la dirección del vector de velocidad. Esta maniobra requiere un componente de V que sea perpendicular al plano orbital y, por lo tanto, perpendicular al vector de velocidad inicial [4].

Si el tamaño de la órbita se mantiene constante, la maniobra se llama cambio de plano simple. Podemos encontrar el cambio requerido de la velocidad mediante el uso de la ley de los cosenos. Para el caso en el que V_f es igual a V_i, esta expresión se reduce a la ecuación (II):

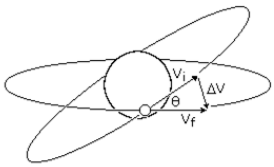

Fig. 2. Esquema de velocidades cambio de plano

Ecuación II

$$\Delta V = 2V_i sin\frac{\theta}{2}$$

Aplicando la teoría al problema en particular, se debe realizar un cambio de plano de 51,65º (ISS) a 23,45º (Eclíptica). Aplicando la ley de los cosenos obtenemos un incremento de velocidad de 3,74 km/s que debe aplicarse en el ángulo de 104,10º respecto la dirección de la velocidad inicial de la sonda.

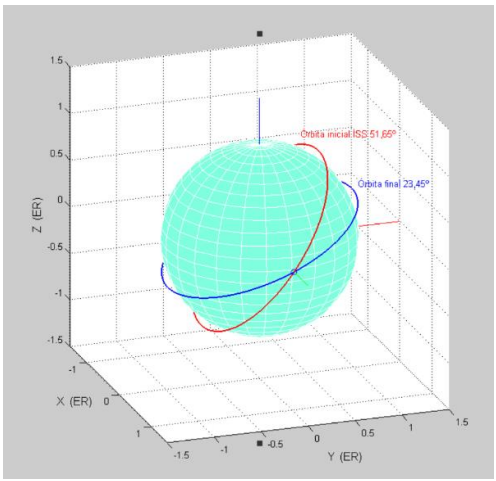

Fig. 3. Gráficos de la órbita inicial y final (Matlab)

Una vez realizado un cambio de plano se busca situar la sonda a una órbita final denominada SOI (Esfera de influencia). Donde podemos considerar despreciable la

atracción del planeta en comparación con la fuerza que ejerce el Sol.

Ecuación III

$$R_{SOI} = a\left(\frac{m}{M}\right)^{\frac{2}{5}}$$

Sabiendo que la masa de la Tierra es m = 5,98·10^{24} kg, su radio R_T = 6,37·10^{6} m, la distancia entre la Tierra y el Sol es d = 1,5·10^{11} m y la masa del Sol M = 1,98·10^{30} kg, se obtiene que R_e = 926,71·10^{6} m o bien 145,5 radios terrestres. El tamaño de las esfera de influencia de la Tierra es muy pequeño comparado con la distancia entre la Tierra y el Sol a = 1,49·10^{11} o bien 23485 radios terrestres. De modo que la nave espacial seguirá una trayectoria heliocéntrica determinada casi exclusivamente por las condiciones iniciales en el momento del lanzamiento y la fuerza de atracción del Sol.

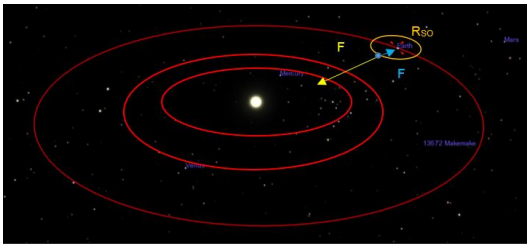

Fig. 4. Esquema de fuerzas atracción gravitacional del Sol y la Tierra (Celestia)

Con el objetivo de visualizar las fuerzas que ejercen el Sol y la Tierra justo en el punto de llegada a la órbita SOI final se aplica la ecuación (IV):

Ecuación IV

$$F_T = \frac{G \cdot M \cdot m}{R^2}$$

Donde G es la constante gravitacional, M es la masa de la Tierra o Sol, m es la masa de la sonda y R la distancia entre la sonda y el centro de la Tierra o entre la sonda y el Sol. Analizando las fuerzas en el instante a la llegada a la órbita SOI se obtienen valores de F_T =138,74N y F_s = 1784,69 N. Para poder visualizar como cambian las fuerzas de atracción gravitacional con la distancia respecto al Sol y a la Tierra, se ha modelizado un programa con Matlab que visualiza esta variación.

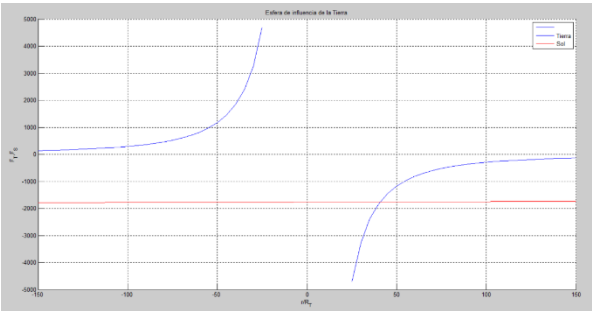

Fig. 5. Comparativa entre las fuerzas gravitacionales del Sol y la Tierra respecto la Sonda

En la figura (5), se representa la fuerza que ejerce el sol F_S y la fuerza que ejerce la Tierra F_T sobre la sonda de velas solares situada en el interior de la esfera de influencia de la Tierra, en el intervalo -150·R_T a 150·R_T alrededor del centro de la Tierra. Como podemos apreciar, la fuerza que ejerce el Sol es prácticamente constante e igual a la que ejerce sobre el centro de la Tierra [5].

A.1 Cónica de transferencia de Hohmann.

Una vez definida la órbita final a la que se debe situar la sonda con tal de realizar el viaje hacia el acercamiento al Sol se procede a buscar la mejor solución de transferencia orbital con el objetivo de minimizar combustible del propulsor con el mínimo tiempo.

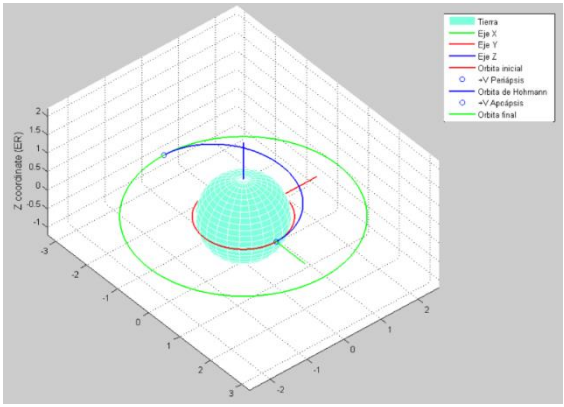

Fig. 6. Transferencia de Hohmann hacia la órbita SOI (Matlab)

En este caso, la elipse de la órbita de transferencia es tangente a ambas órbitas inicial y final en el perigeo y apogeo de la órbita de transferencia, respectivamente. Las órbitas son tangenciales, por lo que los vectores de velocidad son colineales, y la transferencia de Hohmann representa la transferencia más eficiente de combustible entre dos órbitas circulares, coplanarias [6].

Para poder realizar esta órbita de transferencia, primero de todo se han calculado las velocidades de las orbitas inicial y final mediante la ecuación (I). Obteniendo velocidades orbitales de V_i = 7,67 km/s y V_f = 0,66 km/s. Para poder encontrar los incrementos de velocidad necesarios para general la cónica correspondiente, se ha calculado mediante un balance de energía (ecuación V) dónde la energía total del cuerpo es sólo la suma de su energía cinética y energía potencial, y esta energía total es igual a la mitad del potencial en el punto más lejano *a* (el semieje mayor).

Ecuación V

$$E = \frac{1}{2} m \cdot {V_P}^2 - \frac{GMm}{R_1} = \frac{1}{2} m \cdot {V_a}^2 - \frac{GMm}{R_2}$$

Dónde $\boldsymbol{V_P}$ es la velocidad en la periápsis, $\boldsymbol{V_a}$ es la velocidad en apoápsis, $\boldsymbol{R_1}$ es radio en la periápsis y $\boldsymbol{R_2}$ es el radio en apoápsis. Con tal de poder resolver el sistema se necesita otra ecuación. Donde se utiliza el momento angular de una partícula material respecto un punto.

Ecuación VI

$$m \cdot V_P \cdot R_1 = m \cdot V_a \cdot a$$

Combinando las ecuaciones (V) y (VI) se obtienen las velocidades (VII) y (VIII) necesarias para poder generar la órbita de trasferencia de Hohmann.

Ecuación VII

$$V_a = \frac{R_1}{R_2} V_P$$

Ecuación VIII

$$V_P = \sqrt{\frac{2 \cdot G \cdot M \left(\frac{1}{R_1} - \frac{1}{R_2}\right)}{\left(1 - \frac{{R_1}^2}{{R_2}^2}\right)}}$$

Aplicando las ecuaciones anteriores se obtienen que las velocidades necesarias para poder situarse a la órbita SOI corresponderían a V_a=0,078km/s y V_p=10,81 km/s generando un incremento de:

$$\Delta V_1 = 10{,}8091 - 7{,}6701 = \mathbf{3{,}14\ km/s}$$
$$\Delta V_2 = 0{,}6556 - 0{,}078496 = \mathbf{0{,}58\ km/}$$

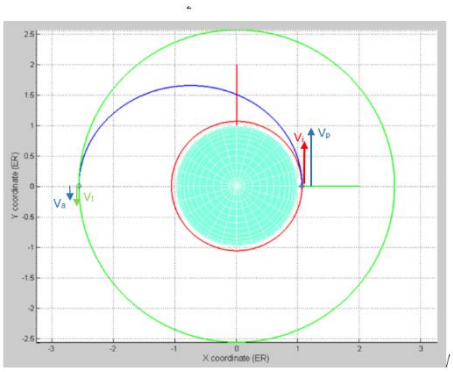

Figura 7. Órbita de Hohmann con las velocidades en apoápsis y periápsis (Matlab)

La sonda se encuentra a 926.714 km del centro de la Tierra, orbitando respecto de ella a 0,66 km/s en la posición que se muestra en la figura 8.

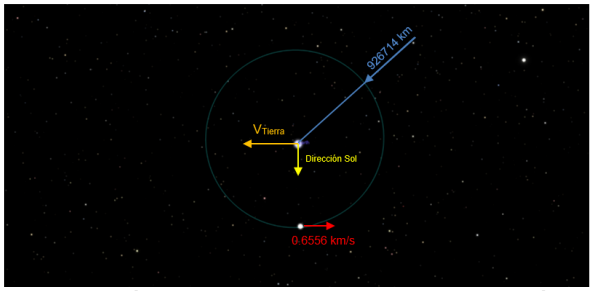

Fig. 8. Posición sonda de Velas Solares en el plano de la eclíptica (modelado Celestia).

Situándose en el plano de la eclíptica y alineándose con la dirección del Sol se procede a realizar otra maniobra de Hohmann para acercarse lo más próximo posible al Sol, y así realizar la abertura de las Velas Solares y empezar el viaje interestelar hacia Alpha Centauri. Una vez ubicada como en la figura 9 y con una distancia al Sol de $1{,}45 \cdot 10^8$ km, se procede a realizar los cálculos de transferencia para ubicar la sonda a la distancia del límite térmico de 0,2 UA.

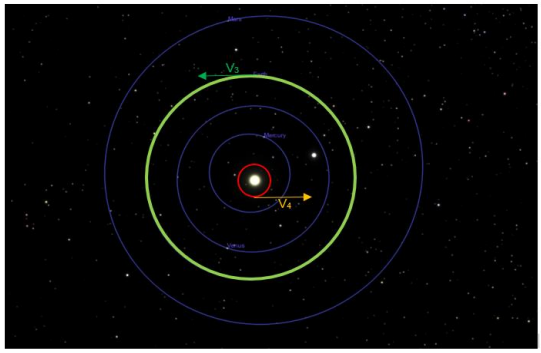

Fig. 9. Órbita terrestre y órbita a 0,2 UA (modelado Celestia).

Aplicando las ecuación (I) se obtienen velocidades V_4=66,72 km/s y V_3=29,61 km/s. Donde es necesario alcanzar la velocidad en apoápsis aplicando la ecuación (VII) de V_a=17,68 km/s. En consecuencia generar un incremento de velocidad negativo:

$$\Delta V_3 = 17{,}6776 - 29{,}607 = \mathbf{-11{,}93\ km/s}$$

Como se muestra en la figura (10) se genera una órbita de trasferencia definida como una cónica elíptica con llegada a la periápsis de 0,2 UA a una velocidad V_p =85,94 km/s.

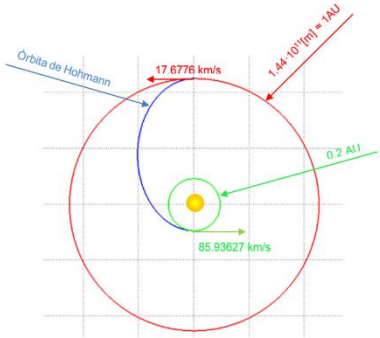

Fig. 10. Maniobra de Hohmann a 0,2 UA (Matlab).

B. Fase II

En este apartado se estudia el comportamiento dinámico de la sonda de velas solares mediante el diagrama del cuerpo libre para analizar las fuerzas incidentes que actúan en ella y poder extraer una ecuación diferencial que defina su movimiento en el espacio [7].

Intervienen dos fuerzas, la fuerza generada por la presión de radiación solar (fotones), F_v, que corresponde a la fuerza que genera la vela solar y la fuerza de atracción gravitacional del Sol, F_{sol}. La gravedad es una fuerza conservativa, ya que varía sólo en función de la distancia al sol. La gravedad es proporcional al inverso del cuadrado de la distancia al Sol, **r**. Su magnitud es el producto del parámetro gravitacional del Sol, **μs**, y la masa de la sonda, **m**. Por lo tanto, la fuerza gravitacional del Sol viene dada por la ecuación (IX):

Ecuación IX

$$\overrightarrow{F_{Sol}} = \frac{\mu s \cdot m}{r^2} [\vec{x}, \vec{y}, \vec{z}]$$

Por otro lado, se manifiesta la fuerza de la radiación solar que es no conservativa, debido a que la fuerza producida por la luz solar depende del ángulo de incisión de la vela, así como la inversa del cuadrado de la distancia desde el Sol. La

presión de la radiación solar surge del impulso presente en cualquier flujo de radiación electromagnética. La fuerza llevada por una cantidad de energía se puede derivar de la equivalencia masa-energía de la relatividad especial de Einstein [8]. Donde **R** es un parámetro de valor entre 0 y 1 que depende de la eficiencia del material de la vela, **S** es el área de la vela solar, **α** el ángulo de incidencia de los fotones de luz, **c** la velocidad de la luz y **r** la distancia respecto del Sol.

Ecuación X

$$\overrightarrow{F_V} = (1+R)\cdot\frac{3{,}83\cdot 10^{26}\cdot S\cdot\ (\cos\alpha)^2}{4\pi\cdot r^2\cdot c}[\vec{x},\vec{y},\vec{z}]$$

Aplicando la segunda ley de Newton se obtiene el siguiente sistema de ecuaciones diferenciales que definirá el movimiento de la sonda en el espacio:

$$\sum\vec{F_y}\rightarrow\overrightarrow{F_{v,y}}=\overrightarrow{F_{Sol,y}}$$

$$\sum\vec{F_x}\rightarrow\overrightarrow{F_{v,x}}=\overrightarrow{F_{Sol,x}}$$

$$\begin{cases} x\rightarrow\ \overrightarrow{F_{v,x}}-\overrightarrow{F_{Sol,x}}=m\cdot\ddot{x}\\ y\ \rightarrow\ \overrightarrow{F_{v,y}}-\overrightarrow{F_{Sol,y}}=m\cdot\ddot{y}\end{cases}$$

Habiendo establecido las ecuaciones que definen el movimiento, se procede a simplificarlas y reescribirlas para poder resolver el sistema de EDOs:

$$\begin{cases} X_1=X\\ X_2=\ \dot{X}\\ Y_1\ =Y\\ Y_2=\ \dot{Y}\end{cases}\rightarrow\begin{cases}\dot{X_1}=\dot{X}\\ \dot{X_2}=\ddot{X}\\ \dot{Y_1}=\dot{Y}\\ \dot{Y_2}=\ddot{Y}\end{cases}$$

$$\begin{cases} \dot{X_1}=\ X_2\\ \dot{X_2}=\ \ddot{X}=\ \left(\overrightarrow{F_{v,x}}-\overrightarrow{F_{Sol,x}}\right)\cdot\frac{1}{m}\\ \dot{Y_1}=\ Y_2\\ \dot{Y_2}=\ \ddot{Y}=\ \left(\overrightarrow{F_{v,y}}-\overrightarrow{F_{Sol,y}}\right)\cdot\frac{1}{m}\end{cases}$$

Como se puede observar, se trata de un sistema de 4 ecuaciones y 4 incógnitas.
Para simplificar el sistema y los cálculos se define la constante k:

$$k=(1+R)\cdot\frac{3{,}83\cdot 10^{26}\cdot S\cdot\ (\cos\alpha)^2}{4\pi\cdot c}$$

Combinando el sistema con las ecuaciones (IX) y (X) se obtiene:

$$\begin{cases} \dot{X_1}=\ X_2\\ \dot{X_2}=\ \ddot{X}=\ \left(\frac{k}{x^2+y^2}-\frac{\mu s\cdot m}{x^2+y^2}\right)\cdot\frac{1}{m}\cos\gamma\\ \dot{Y_1}=\ Y_2\\ \dot{Y_2}=\ \ddot{Y}=\ \left(\frac{k}{x^2+y^2}-\frac{\mu s\cdot m}{x^2+y^2}\right)\cdot\frac{1}{m}\sin\gamma\end{cases}$$

Una vez el sistema está definido se deducen las componentes cosγ y sinγ para obtener un sistema de ecuaciones diferenciales que definirá la trayectoria de la sonda.

Ecuación XI

$$\begin{cases} \dot{X_1}=\ X_2\\ \dot{X_2}=\ \ddot{X}=\ \left(\frac{k}{m}-\mu s\right)\cdot\frac{x}{(x^2+y^2)^{3/2}}\\ \dot{Y_1}=\ Y_2\\ \dot{Y_2}=\ \ddot{Y}=\ \left(\frac{k}{m}-\mu s\right)\cdot\frac{y}{(x^2+y^2)^{3/2}}\end{cases}$$

Una vez se ha definido correctamente la ecuación que definirá la trayectoria de la sonda y su función ha sido resuelta con Matlab. Se procede a la interpretación de la solución específica de la EDO, con la Sonda de Velas solares abierta y con un ángulo de incidencia de los fotones a 5º.

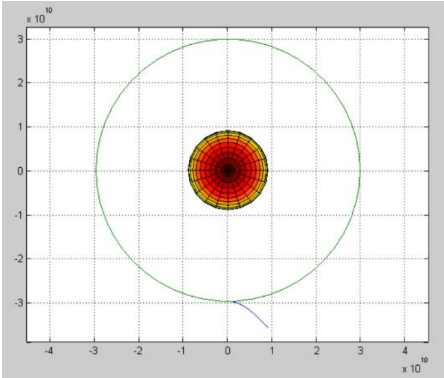

Fig. 10. Trayectoria inicial de la sonda a 0,2 UA (Matlab)

La sonda inicia su viaje en la fase de aceleración donde se estudia la viabilidad de incrementar su velocidad utilizando una asistencia gravitacional con Venus como se muestra en la figura (11).

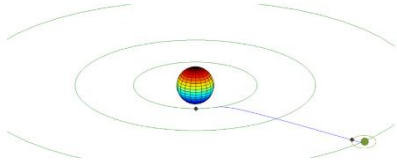

Fig. 11. Llegada de la sonda a la órbita de Venus (Matlab)

Realizando un análisis de cálculo mostrado con detalle en la memoria sobre el intento de utilizar la masa de Venus y su velocidad orbital se llega a la conclusión que la sonda viaja tan rápido que cuando pasa cerca de Venus este apenas influye y la sonda sigue su misma trayectoria que llevaba en su inicio [9]. Como se muestra en la figura (12) la sonda alcanza Plutón con su máxima velocidad de 295,118 km/s con un ángulo respecto el eje x de -57,69º. Allí la sonda pliega velas con tal de empezar el viaje interestelar.

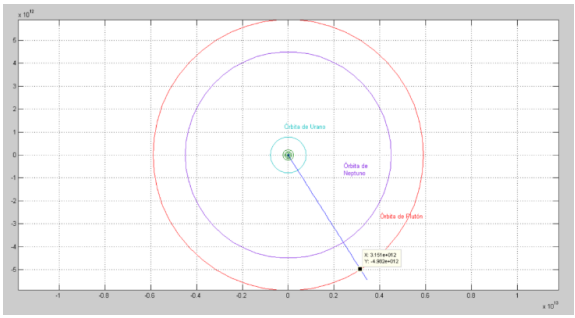

Fig. 12. Llegada de la sonda a la órbita de Plutón (Matlab)

B.1 Simulaciones dinámicas

En este apartado se han estudiado todos los posibles problemas en la dinámica de la sonda con el objetivo de simular los cambios que produciría en su trayectoria y velocidad. Analizando los factores y las variables que pueden influir más en una dinámica no deseada y en consecuencia provocar un fracaso de la misión. Han sido estudiados 3 casos: Incremento en su masa figura (13), variación de las condiciones iniciales de la EDO figura (14) y la variación del ángulo de incidencia de los fotones de luz figura (15).

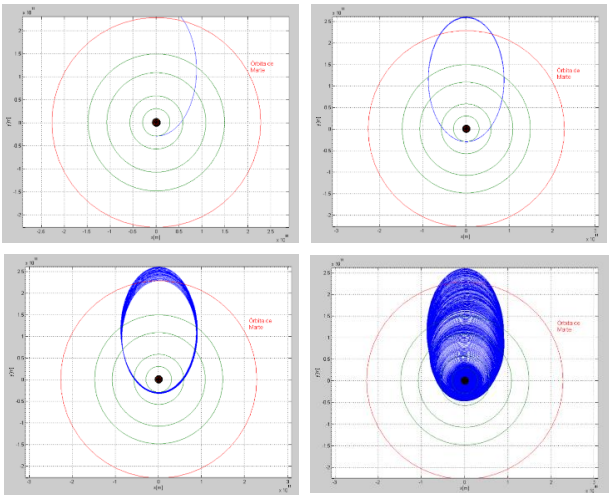

Fig. 13. Simulación en el incremento en la masa de la sonda (Matlab)

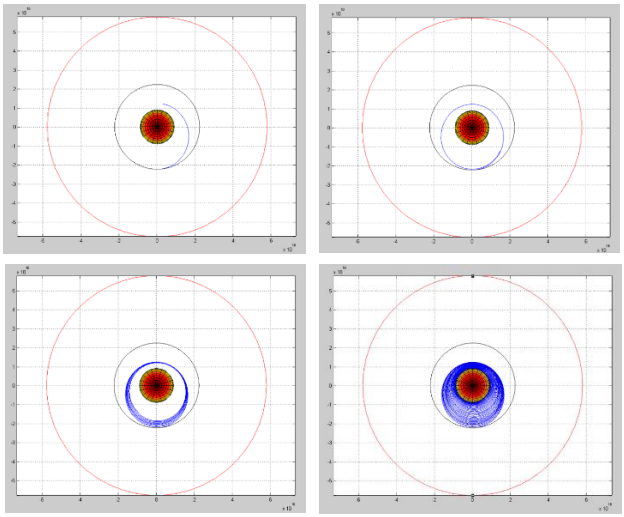

Fig. 14. Variación de las condiciones iniciales de la EDO (Matlab)

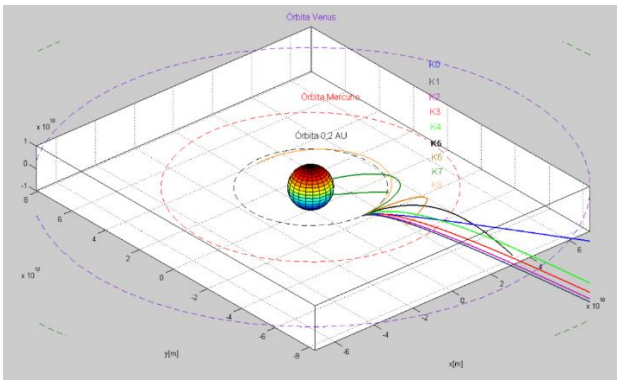

Fig. 15. Variación del ángulo de incidencia (Matlab)

Como se puede observar en la figura (15). Por un lado, los valores donde el ángulo está comprendido entre 0º y 60º la sonda es eficiente y consigue una trayectoria lineal para poder escapar del sistema solar. Para estos ángulos las trayectorias que les corresponden son: K_0, K_1, K_2, K_3, K_4. En estos casos con valores de K calculados con detalle en la memoria, estas sondas serían las únicas que aunque cambiase su velocidad conseguirian escapar de la gravedad del Sol. A medida que aumenta el ángulo pierdes fuerza de la vela y en consecuencia aceleración, por lo tanto, la vela más rápida sería K_0 *(azul)* y la mas lenta de las que escapan es K_4*(verde)*. Por otro lado, los valores comprendidos desde 55º hasta los 90º (vela paralela al fotón incidente) la sonda no consigue una trayectoria que escape del sistema solar y corresponden a trayectorias elípticas y parabólicas, donde con el paso del tiempo, la sonda terminaria impactando con el Sol [10].

C. Fase III

La fase III comprende desde la salida de la órbita de Plutón hasta la llegada al destino final Alpha Centauri. La misión de esta fase es identificar las fases y riesgos que atravesará la sonda. Tras el estudio, atravesar el Cinturón de Asteroides, el Frente de Choque, la Región de Hidrogeno Caliente, el Arco de Choque y el Disco Disperso no supone peligro de colisión de la sonda con objetos celestes. Sin embargo, existe cierta probabilidad durante el viaje a través del Cinturón de Kuipier y de la Nube de Oort.

C.1 Cinturón de Kuipier

Primero de todo, se ha calculado la colisión tipo 1 (sonda) con las de tipo 2 (asteroides). Para ello, en lugar de tratar de resolver el problema con movimiento de los dos cuerpos, se considera las de tipo 2 en reposo, mientras que la de tipo 1 se moverá con una velocidad igual a la velocidad relativa media. Esta estrategia permite describir el problema tal y como aparece representado en la figura (16) con un modelo probabilístico simplificado. Se hace la suposición del estudio dinámico de los asteroides orbitando respecto el Sol y con una velocidad orbital media de 4,59 km/s. La sonda entra en el cinturón con una velocidad V_1 de 295,118 km/s. Así, la colisión promedio 1-2 tiene lugar entre los cuerpos con velocidades perpendiculares. En ese caso, la velocidad relativa media resultante es de 295,15 km/s. En un tiempo infinitesimal dT el cuerpo 1 recorrerá una distancia dl y chocará con todos aquellos asteroides (Tipo 2) que se encuentren a una distancia menor de la suma de los radios en cualquier momento de la trayectoria descrita por la 1. Es decir, la sonda tipo 1 puede colisionar con cualquier cuerpo de tipo 2 cuyo centro se encuentre en el interior de un cilindro de altura igual a $dt \cdot V_{12}$ y base con área igual a $\pi \cdot \left(\frac{d_1+d_2}{2}\right)^2$

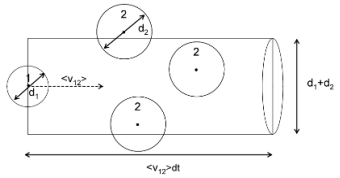

Fig. 16: Escenario simplificado de la sonda entrando en el cinturón de Kuiper (Esquema modelado con Adobe Ilustrator).

El número de asteroides de tipo 2 que cumplen esta condición es:

$$V_{cil} \cdot \frac{N_2}{V} = \pi \cdot \left(\frac{d_1 + d_2}{2}\right)^2 \cdot V_{12} dT \cdot \frac{N_2}{V}$$

Con este resultado se procede a calcular el número de colisiones que sufre el cuerpo sonda de tipo1 con los asteroides de tipo 2 por unidad de tiempo, o frecuencia de colisión Z_{12} como:

Ecuación XII

$$Z_{12} = \pi \cdot \left(\frac{d_1 + d_2}{2}\right)^2 \cdot V_{12} \cdot \frac{N_2}{V} \rightarrow [m^2] \cdot \left[\frac{m}{s}\right] \cdot \left[\frac{1}{m^3}\right] = \left[\frac{1}{s}\right] = [Hz]$$

Se ha supuesto que de unos 10^6 asteroides que orbitan dentro del cinturón de Kuiper un cierto porcentaje equivale a cuatro diferentes medidas, cada una con su respectiva frecuencia de colisión.
Una vez obtenidas las frecuencias de colisión en los diferentes tipos de asteroides se procede a calcular la probabilidad en el transcurso del viaje en el interior del cinturón.

Ecuación XIII

$$P_{(colisión\ A)} = Z_A \cdot dT = Z_A \cdot (t_f - t_i)$$

El tiempo que transcurre la sonda en el cinturón de Kuiper viajando a la velocidad de crucero es de $3{,}55 \cdot 10^7$s. Tras el análisis de frecuencias de colisión con los diferentes diámetros y cantidades de asteroides supuestos en la memoria, la probabilidad de choque en el Cinturón de Kuipier es:

$$P_{(colisión\ total)} = P_{(A)} + P_{(B)} + P_{(C)} + P_{(D)} = 2{,}49 \cdot 10^{-11} = \frac{1}{40\ mil\ millones}$$

Como se puede observar en el resultado anterior, la probabilidad de colisionar con un asteroide durante el viaje en el interior del cinturón de Kuiper es muy baja, de una entre 40 mil millones.

C.2 La Nube de Oort

Una vez la sonda llega a la nube de Oort el peligro principal será el choque con algún objeto presente en la nube. Esta región está constituida por una distribución dispersa de cometas alrededor del Sol que vagan en órbitas lejanas, a distancias que van desde 20.000 hasta 100.000 UA. El tiempo necesario para que la sonda consiga cruzar la Nube se trata de más de mil millones de segundos (10^9) que eso significa 771,5 años viajando y por lo tanto un dato complicado de creer para que la sonda pueda sobrevivir por otras causas que no sean los asteroides, como fatiga de materiales, etc. Con el tiempo requerido para cruzar la nube calculado, se procede a cuantificar qué probabilidad hay de impacto en este tiempo, suponiendo el modelo simplificado adoptado en este caso. Donde la probabilidad de colisión es:

$$P_{(colisión\ E)} = P_{(E)} = Z_E \cdot dT = Z_E \cdot (t_f - t_i)$$

$$P_{(E)} = Z_D \cdot dT = 1{,}5168 \cdot 10^{-21} \cdot (2{,}4332 \cdot 10^{10} - 0) = 3{,}691 \cdot 10^{-11}$$

$$P_{(E)} = 3{,}691 \cdot 10^{-11} = \frac{1}{27{,}1 \cdot 10^9} = \frac{1}{27\ mil\ millones}$$

Como se puede observar, la probabilidad de impacto de la sonda con un cometa es muy baja ya que es una entre 27 mil millones.

IV. TIEMPOS DE VIAJE

A continuación de detalla de manera resumida los resultados temporales de cada etapa del viaje.

Etapa	Posición Incial (UA)	Posición Final (UA)	ΔPosición (UA)	ΔT (días)	$T_{acumulado}$
Límite térmico – Cinturón Kuiper	0,2	30	29,8	246,7	246,7 días
Límite térmico – Orbita Plutón	0,2	39,5	39,3	325,6	325,6 días
Cinturón Kuiper	30	100	70	410,7	657,4 días
Frente de Choque	75	90	15	88	-
Fin Cinturón Kuiper – Heliopausa	100	121	21	123,2	780,6 días
Heliopausa – Arco de Choque	121	230	109	639,5	3,9 años
Arco de Choque – Inicio Nube Oort	230	2000	1770	10384,7	32,3 años
Nube Oort	2000	50000	48000	281620	803 años
Fin Nube Oort – Alpha Centauri	50000	277000	227000	1331828	4448 años

Tabla 1. Tiempos de viaje de la sonda

V. CONCLUSIONES

En esta memoria se muestra la primera fase teórica de una posible misión, estudiando la viabilidad en el ámbito del método de propulsión, de la estrategia de viaje, a grandes rasgos en mecánica orbital y la astrodinámica de la sonda.

En primer lugar, se ha llegado a un punto en la ciencia espacial en que los materiales de construcción son una de las bases más determinantes, ya que la masa es una de las variables más influyentes. En este trabajo se investigaron los mejores materiales disponibles hasta el momento, haciendo hincapié en la importancia de la investigación y desarrollo de nuevos materiales como el grafeno.

En segundo lugar, una de las conclusiones remarcables del proyecto y de la misión en concreto, es la velocidad teórica alcanzada de 295 km/s mediante el método de propulsión alternativo de velas solares y la utilización de la presión de

radiación solar. Esta velocidad teórica obtenida supera muy notablemente las registradas hasta el momento, logrando así desarrollar una estrategia orbital óptima y propia, utilizando el propio sistema solar con el fin de obtener la máxima velocidad en el mínimo tiempo.

Analizando los datos obtenidos en el método estudiado y toda su dinámica propuesta, se consiguen resultados muy interesantes obteniendo tiempos de viaje de la sonda nunca conseguidos hasta el momento, saliendo del último planeta enano (Plutón) en 325 días y alcanzando a la Voyager 1 (lanzada al espacio en el 1977 y actualmente situada aproximadamente a 120 UA y alejándose) en tan solo 534 días. Gracias a esta velocidad y estrategia propuesta en este trabajo, la sonda consigue llegar a zonas del medio estelar nunca observadas hasta el momento, como todas las capas que atraviesa hasta llegar a la Nube de Oort 32 años después. En conclusión, podrán ser estudiadas y analizadas estas diferentes zonas del espacio interestelar mediante los equipos que incorporaría la sonda, ya que actualmente no ha llegado ninguna otra a tales distancias.

Una de las temáticas estudiadas en este proyecto, ha sido el análisis de la posibles problemáticas, desde problemas dinámicos hasta la probabilidad de colisión con asteroides y cometas en el cinturón de Kuiper y Oort llegando a unas conclusiones muy beneficiosas en la posibilidad de colisión con alguno de ellos.

Por último, hay que remarcar todos los puntos complejos desde un punto de vista físico y técnico que se han estudiado y analizado en esta memoria.

Como se puede observar en el apartado de tiempo tratado en la memoria, el objetivo de llegar a Alpha Centauri es en conclusiones generales imposible para estándares humanos, puesto que tardaríamos en llegar a dicha estrella 4448 años viajando a la velocidad obtenida en el trabajo de 295 km/s. Para llegar a Alfa Centauri en un tiempo aceptable, se deben alcanzar los 25.000 km/s, reduciendo el tiempo de viaje a 50 años.

Para concluir el proyecto destacar que se han cumplido en su totalidad los objetivos planteados al comienzo del mismo. Elaborando un análisis del estado del arte actual y comparando los diferentes mecanismos de propulsión y las tecnologías asociadas, analizando las ventajas e inconvenientes de cada uno. Llegando a determinar cuál es el sistema de propulsión más adecuado para un viaje interestelar. También se ha realizado la investigación y desarrollo de la mecánica y dinámica orbital para realizar un viaje interestelar utilizando la presión de la radiación solar. Se han analizado los posibles inconvenientes con los que la sonda podría encontrarse durante las distintas etapas del viaje. En línea de todo lo anterior, se concluye diciendo que el desarrollo de la memoria ha cubierto todas las expectativas planteadas al inicio.

VI. AGRADECIMIENTOS

En primer lugar, agradecer al departamento de física de la Universidad Politécnica de Cataluña y en concreto al tutor y Doctor en ciencias físicas de este trabajo, Manuel Moreno Lupiañez, por haber confiado en nosotros para desarrollar el proyecto y por proporcionarnos su apoyo, consejo y camino hacia un ámbito nuevo. Agradecer también al departamento de Matemática aplicada IV de la facultad, en concreto a la Doctora en matemáticas Ester Simó y al Doctor en física y matemáticas Carles Batlle por recibirnos siempre que ha sido necesario y agradecer sus aportaciones y puntos de vista.

VII. REFERENCIAS

[1] CLARKE, A.C. "The Wind From the Sun", A.C. Clarke, Editor, "Project Solar Sail", pp.9-31, Penguin Books, New York, NY. (1990) (Traducción castellana: El viento del sol, relatos de la era especial, Alianza ed., Barcelona, 1972)

[2] WILEY J. LARSON & JAMES R. WERTZ. Space Mission Analysis and Design, 2nd Ed.; (editors), Microcosm Inc., 1992.

[3] DAVID HALLIDAY & ROBERT RESNICK, JOHN WILEY & SONS Fundamentals of Physics Inc., 1974.

[4] CHOBOTOV, VLADIMIR A., Editor: Orbital Mechanics Second Editon; AIAA Education Series, J. S. Przemieniecki, Series Editor-in-chief, Air Force Institute of Technology, Wright-Patterscon Air Force Base, Ohio, 1996.

[5] MCINNES, COLIN R. Solar Sailing. Technology, Dynamics and Mission Applications. Springer Science & Business Media, (2004)

[6] R. L. DAUGHERTY & J. B. FRANZINI, Fluid Mechanics With Engineering Applications, McGraw-Hill Book Co., 1977.

[7] ROGER R. BATE, DONALD D. MUELLER & JERRY E, Fundamentals of Astrodynamics; White, Dover Publications Inc., 1971. Satellite Orbits - Gravitational Assist from Planets, Larry Bogan.

[8] F. P. BEER & E. R. JOHNSTON JR., Vector Mechanics for Engineers, Statics & Dynamics, 3rd Ed.; McGraw-Hill, 1977.

[9] D. J. MCGILL & W. W. KING, Engineering Mechanics, Statics & Intro. to Dynamics, 2nd Ed.; PWS-Kent Publishing, 1989.

[10] GÓMEZ,G., Llibre, J., MARTÍNEZ, R. and SIMÓ, C.: Dynamics and Mission Design Near Libration Points. Vol I Fundamentals: The Case of Collinear Libration Points.; World Scientific Monograph Series in Mathematics, Volume 2; 2000.