

Propuesta de viaje espacial al cinturón de Kuiper

Nicolas Orlando Moncada Herrera

Universidad Politécnica de Cataluña UPC, Departamento de Física, Av. Víctor Balaguer 1, Vilanova i la Geltrú-08800, SPAIN

Resumen

El objetivo principal del trabajo es elaborar una propuesta de misión espacial para explorar el cinturón de Kuiper, una región del sistema solar situada a 30-55 ua del sol. Para la exploración se plantea el uso de una sonda capaz de llegar e investigar el cinturón. El trabajo plantea cuatro temas distintos: el primero es el cinturón de Kuiper y las condiciones del espacio exterior. En segundo lugar, los sistemas de instrumentación de la sonda, escogiendo los más adecuados para la investigación. Tercero, la comparativa de los tipos de propulsores. Por último, se realiza un estudio de la mecánica orbital para el cálculo aproximado de la trayectoria de la sonda. Se propone como punto de partida, la órbita de la estación espacial internacional (ISS) y con los cambios orbitales adecuados, la llegada a Júpiter, donde se analiza cómo llegar hasta Kuiper mediante asistencia gravitatoria y sin asistencia.

1. Introducción

Este trabajo final de grado tiene como objetivo principal plantear una propuesta de misión espacial al cinturón de Kuiper. El viaje al cinturón de Kuiper fue una idea que pensé durante una conferencia de un exastronauta: Ewald Reinhold. Él explicaba la importancia de conocer más sobre cuerpos del universo como meteoritos y que realmente nos quedaba mucho por conocer sobre el universo y sus orígenes. [1]

Para lograr el objetivo principal, planteo el uso de una sonda espacial, la cual llega al cinturón de Kuiper con el fin de estudiarlo con detalle, así como otras sondas (Juno, New Horizons) han estudiado planetas del sistema solar en concreto.

La idea es realizar una aproximación a nivel de cálculos para poder tener una idea de la viabilidad de este tipo de misión. La viabilidad que se estudia es en cuanto a tiempo que tarda una sonda en llegar a su destino final ya que, desde mi punto de vista, es poco útil llegar en un tiempo excesivamente largo en comparación a la vida de un ser humano. Si se realiza una misión con el objetivo de aportar nueva información sobre posibles planetas, el origen del universo o posibles peligros, es relevante ahora y no en una prolongación destacablemente larga de tiempo.

2. Objetivos del proyecto

Los objetivos principales del proyecto se han basado en los requisitos básicos para el funcionamiento de una sonda y viaje a la región del sistema solar denominada el cinturón de Kuiper.

1. Elaborar un análisis del estado del arte actual.
2. Entender qué es la propulsión, cómo funciona y en qué consiste fuera de la atmósfera terrestre.
3. Investigar sobre los diferentes mecanismos de propulsión existentes y en desarrollo.
4. Investigar sobre los diferentes sistemas de instrumentación específicos en sondas espaciales y su compatibilidad para la misión espacial a Kuiper.
5. Realizar una propuesta de la instrumentación de la sonda.
6. Comparar los mecanismos de propulsión espacial y analizar su viabilidad para realizar la misión espacial al cinturón de Kuiper.
7. Determinar la estrategia de viaje que se va a seguir, así como el análisis de la mecánica orbital para determinar la órbita concreta.
8. Analizar las posibles dificultades en la llegada al cinturón de Kuiper.

3. Mecanismos de propulsión

La propulsión en el espacio es algo totalmente distinto a lo que puede significar movernos dentro de la atmósfera terrestre. Propulsarnos dentro del planeta tierra requiere tener en cuenta aspectos como la densidad de aire variable con la altitud, así como el nivel de oxígeno que podemos encontrar, el cual es necesario para los procesos de combustión de muchos propulsores. La atmósfera terrestre debe ser tratada como fluido, ya que es el fundamento básico de la mecánica de vuelo de los aviones. Gracias al movimiento de las masas de aire logramos las aceleraciones que nos interesan y de la misma manera se realiza la combustión.

Para lograr aceleración por el espacio nos encontramos con el gran inconveniente que en el espacio estamos expuestos al vacío absoluto y por tanto la ausencia de cualquier tipo de fluido que pudiésemos aprovechar para impulsarnos. Para

movernos por el espacio aplicamos la 2ª Ley de Newton y el principio de conservación del momento lineal. [2]

$$\vec{P} = m \cdot \vec{V}$$

Ecuación 3.2

$$F_n = \sum F_{ext} = \frac{\Delta P}{\Delta t}$$

Ecuación 3.1

$$\vec{F} = m \cdot \vec{a}$$

Ecuación 3.3

$$\vec{F}_{1,2} = -\vec{F}_{2,1}$$

Ecuación 3.4

3.1 Propulsor químico RS-25

Estos motores obtienen la propulsión mediante reacciones químicas exotérmicas entre el combustible y el comburente compuesto de oxígeno. No necesitan de atmósfera terrestre y pueden trabajar en el vacío. Esto es posible ya que usan como combustible queroseno o hidrógeno líquido y como comburente se usa el oxígeno líquido, de esta manera, no necesita de la atmósfera para obtener el oxígeno.

Ventaja:

Su empuje de 2279kN en vacío es inalcanzable por cualquier otro tipo de mecanismo. Con la magnitud de este gran empuje podríamos llegar a cualquier lugar del universo en poco tiempo y si aceleramos de manera continua e interrumpible. Además, con esta potencia somos capaces de alcanzar la velocidad de escape necesaria para abandonar un planeta. En nuestro caso no nos interesa analizar cómo abandonar un planeta.

Desventaja:

Al ser un propulsor químico sabemos que necesita muchos kilos de combustible. El hecho de tener que llevarlo al espacio con miles y miles de kilogramos de combustible a la larga es insuficiente para hacer misiones de largas distancias, aparte de esto, parte de la energía empleada en propulsarse sería desperdiciada cargando el propio combustible, este hecho lo cataloga como contraproducente y técnicamente lo podemos ver representado por su bajo impulso específico de 452 segundos.

3.2 Propulsión eléctrica

La propulsión eléctrica icónica es una tecnología que consiste en inyectar un gas noble, como el Xenón, a una cámara, posteriormente un cañón dispara electrones contra los átomos de Xenón, una vez ionizado el Xenón, unas rejillas, del acelerador, altamente polarizadas eléctricamente, aceleran los iones hasta el exterior del propulsor, creando así el empuje. La energía necesaria para la ionización del gas, puede ser generada por paneles solares o por un generador termoeléctrico de radioisótopos, esto es una batería que ya se probó en el robot Curiosity enviado a Marte.

3.2.1 Propulsor NEXT

Ventaja:

El punto más fuerte de estos propulsores es su impulso específico, concretamente hablamos de 4100 segundos, cifra muy superior a los 452 segundos del propulsor químico.

Como otro punto positivo debemos destacar que el combustible que usa este propulsor al ser un gas, apenas tiene masa, y eso es muy importante de cara a una misión espacial. [3]

Desventaja:

Su bajo empuje 236 mili Newtons no permite abandonar un planeta, pero es algo que no nos interesa, así que en lo único que nos afecta este bajo empuje es en la rapidez que puede tardar en alcanzar grandes velocidades. [3]

Es necesario el uso de corriente eléctrica para lograr que este propulsor funcione, esto puede ser una ventaja si aprovechamos la radiación solar, en caso de alejarnos mucho sería necesario otra fuente de energía secundaria al sol, por estos motivos lo considero una desventaja. [3]

Estos propulsores deben equiparse con electrodos, ya que estos son los encargados de crear la aceleración electrostática de los iones. El problema de usar electrodos es que tienen un desgaste en el tiempo, si fallan, el propulsor quedaría inutilizado. [3]

3.2.2 Propulsor X3

Ventaja:

Comparando este propulsor con el NEXT, vemos claramente que 5,4 Newtons de empuje es muy superior frente a 236 mili Newtons del NEXT. [4]

Es menos eficiente que el NEXT, pero aun así es una ventaja que su combustible sea el gas, esto asegura que la masa que se llevaría a bordo no es demasiado grande. [4]

Desventaja:

El impulso específico es de 2600 segundos, el cual es inferior a los 4100 segundos del propulsor NEXT, esto significa que necesitaríamos una cantidad mayor de combustible gas que lo que necesitaría el NEXT. [4]

Al igual que el propulsor NEXT, es necesaria la electricidad y no será suficiente con gigantes paneles solares.

Igual que el propulsor NEXT iónico, requiere de electrodos para crear la aceleración electrostática de los iones, por tanto, estos electrodos tendrán un desgaste y si se gastan antes de consumir todo el combustible, nos quedaríamos con el motor inutilizado. [4]

3.2.2 Propulsor VASIMR

Ventaja:

Su mayor ventaja es el gran impulso específico que puede llegar a alcanzar, estamos hablando de 6000 segundo comprobados, con la posibilidad de llegar a los 30.000 segundos. [5]

Como otro punto fuerte, se debe destacar su empuje de 5,4 Newtons que sería igual que el propulsor X3. [5]

Otra ventaja respecto a los otros propulsores, es el hecho de no tener que usar electrodos, esto nos da la seguridad de que no se van a gastar antes de tiempo. [5]

Desventaja:

La gran demanda de electricidad es su punto débil, queda totalmente descartado el uso de paneles solares para su autosuficiencia. [5]

3.3 Propulsión mediante vela solar

La vela solar es un dispositivo de propulsión muy diferente a los que se han visto anteriormente, ya que no usa ningún tipo de combustible para poder propulsarse. La vela es capaz de moverse gracias a la presión ejercida en su superficie (cantidad de movimiento o momento lineal intercambiado). Esta presión es ocasionada por la radiación electromagnética emitida por el sol, concretamente por los fotones que impactan con su superficie.

Ventaja:

El hecho de que no requiere combustible reduce la masa total de la sonda y por tanto una propulsión más eficiente. [6]

Así como no necesita combustible, tampoco necesita un aporte de electricidad para funcionar. [6]

Puede superar el empuje de los motores eléctricos, pero se debe realizar la maniobra de acercamiento al sol. [6]

Desventaja:

Tiene demasiada inercia una vez coge velocidad, su capacidad de reacción es mala.

La estructura, y mecanismo de desplegado de la vela es complejo y por antecedentes de otras sondas y pruebas realizadas se sabe que suele fallar.

Para aprovechar al máximo su capacidad, es necesario acercarse al sol, seguidamente, desplegar la sonda para ganar empuje. Esta es una maniobra muy arriesgada, ya que acercarse demasiado al sol puede ocasionar daños graves a los sistemas electrónicos de la sonda, incluso superar los puntos de fusión de los materiales de construcción. (4)

3.4 Propulsor de antimateria

Si llegara a ser una realidad este tipo de propulsor, seguramente estaría basado en la tecnología actual para almacenar la antimateria. Se trata de un recipiente con forma cilíndrica, en su interior vacío absoluto y campos magnéticos para poder contener la antimateria. Paralelamente sería necesario otro recipiente para almacenar la materia, en este caso sería suficiente con hidrogeno por su simplicidad y baja masa molecular. Un mecanismo y conductos especiales se encargarían de redirigir una única partícula de materia y antimateria hasta juntarlas en una cámara de combustión, preparada magnéticamente para resistir la reacción de aniquilación y posteriormente una sincronización precisa para liberar este campo magnético y dar paso a toda la energía producida en la reacción con el objetivo de producir el empuje que deseamos.

Ventaja:

Su impulso específico teóricamente según el diseño AIMStar podría lograr los 67.000s. [7]

Se estima un empuje de 76 Newtons

Con una pequeña cantidad de antimateria podemos conseguir una energía inmensa y suficiente para abandonar el sistema solar.

La masa del combustible usado, o sea, de la propia antimateria es despreciable en comparación a la masa total de la sonda, hablamos de menos de 100 mg de antimateria.

Se pondrían alcanzar velocidades nunca antes registradas por sondas espaciales, cercanas a la velocidad de la luz.

No sería necesario planificar asistencia gravitatoria como maniobra en la trayectoria de la sonda, ya que la velocidad de la sonda sería tan grande que no se notaría la asistencia gravitatoria de cualquier planeta.

Desventaja:

Si se pudiese producir actualmente una cantidad razonable de antimateria como 1 kg, por ejemplo, sería el combustible más caro del mundo, ya que, se estima que un nanogramo (10^{-9} g) de antihidrógeno puede costar 200 millones de euros.

Sería un combustible muy peligroso de llevar a bordo, una pequeña fuga o un fallo en el sistema electromagnético de contención podría autodestruir la sonda, generando una inmensa explosión.

Actualmente es muy difícil fabricar cantidades razonables de antimateria.

4. La sonda

Las características, equipos y sistemas de la sonda son tan importantes como la planificación y estrategia de la trayectoria que se seguirá, ya que un fallo en cualquier sistema y podemos perder la sonda en el espacio profundo. Por este motivo, hay sensores que se deben colocar por duplicado. Es necesario ser redundante con algunos sensores importantes para evitar que cualquier fallo nos pueda condicionar la misión. Basándonos en otras sondas con instrumentación similar como, por ejemplo, la Voyager 2 o la Juno, el peso aproximado de los sistemas de instrumentación ronda los 200Kg. [8]

A continuación, proponemos los sistemas de instrumentación necesarios para la realización de la misión. Se pueden distinguir dos tipos de sistemas de instrumentación:

Instrumentación orientada a la ciencia

El **espectrómetro ultravioleta UVS** utiliza radiación electromagnética de un rango concreto desde ultravioleta a infrarroja. Esto provoca transiciones de energía de los compuestos y de esta manera se puede identificar grupos funcionales de moléculas y análisis de compuestos químicos, detecta concentraciones de elementos como metales o la distribución de hidrógeno. [8]

PLS detecta plasma midiendo los iones de baja energía y los electrones que lo componen, aparte podemos determinar densidad, temperatura y dirección del flujo del plasma. Se usa para detectar campos magnéticos de cuerpos grandes, además de detectar y estudiar la Heliosfera, es esa región espacial que se encuentra bajo la influencia del viento solar y campo magnético. [8]

LECP detector de partículas de baja energía, busca partículas de baja energía, funciona de manera complementaria con el sensor CRS y permite estimar la velocidad de estas partículas. Obtener datos y encontrar partículas como por ejemplo Neutrino puede suponer un gran avance en la ciencia. [8]

AMS (espectrómetro magnético) es un detector de partículas, capaz de detectar antimateria, materia oscura y medir rayos cósmicos. Es un sensor bastante importante, ya que no solamente estamos interesados en la composición de los cuerpos del cinturón, sino que también sabemos que la antimateria es ahora mismo estudiada por el CERN y tiene mucha relevancia en la física de hoy en día. Lo que sabemos de la materia oscura es, que no emite ningún tipo de espectro electromagnético, por estos motivos este sensor es especial para detectar este tipo de materia del cual aún se desconoce muchos aspectos.

COSIMA (Cometary Secondary Ion Mass Analyzer) espectrómetro de masa, analiza el polvo del espacio y puede determinar si hay compuestos orgánicos o inorgánicos. Ya sabemos que a las temperaturas y las condiciones del entorno del cinturón de Kuiper se descarta hallar compuestos orgánicos, aun así, es un sensor imprescindible de

investigación. Este sensor fue usado por la sonda espacial Rosetta. [9]

Fotopolarímetro nos permite determinar las propiedades físicas de los objetos de Kuiper, así como textura y composición.

PEPSSI (Pluto Energetic Particle Sensor Spectrometer Investigation) espectrómetro de iones, mide composiciones y densidad de plasma o iones en atmósferas, nos ayudará a entender los rayos cósmicos, viento solar o incluso detectar la heliosfera. [10]

JUICE es un mástil desplegable con la finalidad de alejar parte de los instrumentos de las interferencias magnéticas de la propia sonda. Tiene un alcance de 10,6m. Esta estructura será especialmente útil para usarla combinada con los sensores más sensibles a la radiación electromagnética de la propia sonda. [8]

JCM es un telescopio con función de cámara de luz visible y es sensible al electromagnetismo. Con esta cámara se pueden hacer fotos del entorno. Este instrumento es muy sensible a la radiación de manera que tendría que ir acoplado con JUICE. [10]

Instrumentación orientada a la telemetría, control y comunicaciones

Los sistemas de instrumentación deben ir situados al lado opuesto del generador de radioisótopos para evitar radiación e interferencias en el funcionamiento de los sistemas de telemetría y control.

Para la telemetría y control preciso de la trayectoria y correcciones de la sonda es necesario acelerómetros, giroscopios, magnetómetros, además de tablas de efemérides de los cuerpos del sistema solar. Estas tablas contienen los valores de las posiciones de los objetos astronómicos como asteroides, cometas, satélites o planetas, estos valores son válidos para un determinado momento, por este motivo, un software se encarga de hacer estos cálculos y actualizar los datos. Estas tablas de efemérides se combinan con el uso de dos cámaras a modo de sextantes.

El sextante es un instrumento que permite medir ángulos entre dos objetos (46), de manera que las cámaras deben detectar la posición del Sol o de alguna estrella concreta que nos interese en el momento de la navegación. Esta información posteriormente se enviaría a la Tierra para controlar la trayectoria que se sigue y realizar las correcciones que sean necesarias. Debemos tener en cuenta que a medida que nos alejamos de la Tierra, el tiempo de enviar o recibir información de correcciones de trayectoria aumentará.

Este aumento del tiempo en la transmisión de datos (retraso en las comunicaciones) es básicamente por el hecho de que una onda electromagnética, como la luz, no puede viajar más rápido que los 300.000 km/s, [11] actualmente considerados como una constante universal. De la misma manera una onda electromagnética con datos que se transmiten (banda radio del

espectro electromagnético) tiene como límite máximo la velocidad de la luz.

En la tabla 4.1 se puede ver la masa total de la sonda Voyager 2, 735 kg de los cuales 105 kg son de instrumentación. Por lo tanto, estimando que la sonda con destino cinturón de Kuiper tiene unas características similares, sus sistemas de instrumentación pueden estar entorno a los 150 kg en total.

Tabla 4.1: Tabla comparativa masa de las sondas

Voyager	New Horizons	Juno
735 kg	478 kg	3625 kg

Información extraída de la NASA

En cálculos posteriores, la ecuaciones y resultados se darán en función de la masa de la sonda, ya que no es un dato preciso del cual se disponga en este proyecto.

5. Trayectoria de la sonda

Actualmente enviar una sonda a Plutón o más allá requiere de una energía de lanzamiento extremadamente alta y es uno de los lanzamientos más exigentes. Por estos motivos se necesita asistencia gravitatoria de otros planetas como Saturno o Júpiter, cuya maniobra se llama JGA en el caso de Júpiter.

El planteamiento y planificación de la trayectoria de la sonda partirá de la órbita de la estación espacial internacional ISS, ya que llegar hasta la ISS implica un análisis y estudio totalmente distinto en el cual interviene una serie de conocimientos distintos sobre cohetes y puesta en órbita, por razones de tiempo este punto no se estudiará en este proyecto.

5.1 Cambio de plano orbital

Como nuestro primer destino es Júpiter para realizar una maniobra de asistencia gravitatoria, debemos realizar antes una maniobra de cambio de plano orbital simple, se llama así porque se mantiene el radio de la órbita y su excentricidad.

La ISS tiene una órbita inclinada de 51, 64° respecto el ecuador terrestre. Con este dato y sabiendo que el plano elíptico esta

inclinado 23, 45° respecto el ecuador terrestre, podemos obtener los otros datos necesarios para la maniobra.

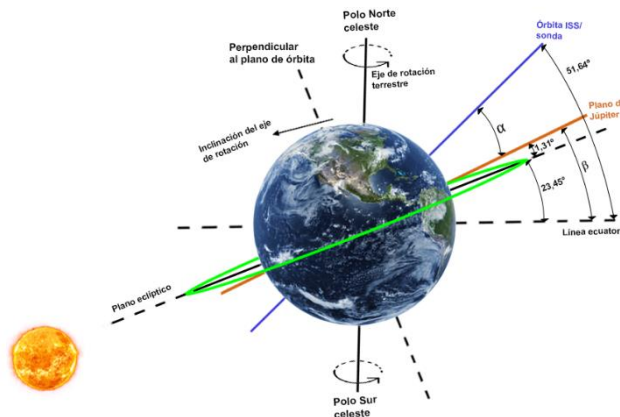


Figura 5.1: Cambio de plano orbital. Fuente: propia

El objetivo de esta maniobra es situarnos a la misma inclinación del plano orbital de Júpiter (1, 31° respecto la eclíptica) para simplificar cálculos.

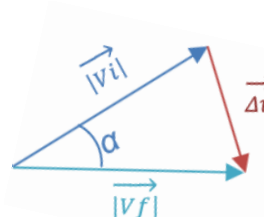


Figura 5.2: Componentes de velocidad. Fuente: propia

$$\beta = 1,31 + 23,45 \qquad \alpha = 51,64 - \beta = 26,88^\circ$$

Aplicando la ley del coseno podemos encontrar la componente de velocidad ΔV , ya que conocemos el ángulo α y vf .

$$vf = vi = (7,67 \text{ km/s})^2 \qquad a^2 = b^2 + c^2 - 2bc \cdot \cos\alpha$$

Ecuación 5.1

Simplificando la expresión obtenemos:

$$\Delta v = \sqrt{Vi^2 + Vf^2 - 2vi \cdot vf \cdot \cos\alpha}$$

Ecuación 5.2

$$\Delta v = 3,565 \text{ km/s}$$

$\Delta v \rightarrow$ es la velocidad instantánea que se debe aplicar para la modificación de la trayectoria.

5.2 Primera transferencia de Hohmann

Una vez situada la sonda con la misma inclinación que la órbita de Júpiter, el siguiente paso sería realizar una órbita de Transferencia de Hohmann (50) que nos situaría en una órbita más externa a la de la ISS, concretamente nos interesa la órbita de la esfera de influencia terrestre.

La velocidad orbital es esa velocidad mínima necesaria que necesita un planeta o bien un satélite o cuerpo para mantener su trayectoria orbital estable alrededor del cuerpo de mayor masa. Es muy importante conseguir este mínimo de velocidad al llegar a cada órbita o de lo contrario, la sonda o cualquier satélite que se intentara poner en órbita, caería nuevamente hacia el planeta y sería atrapado fuertemente por el campo gravitatorio del planeta.

La órbita de transferencia de Hohmann consiste en aplicar dos maniobras impulsivas, ya que entre la órbita actual y la órbita nueva no hay ningún punto en común. El primer impulso nos servirá para modificar la trayectoria actual y así comenzar una órbita de transferencia, este vector de impulso tendrá la misma dirección que el propio movimiento. El segundo impulso sirve para introducirnos en la nueva órbita de la esfera de influencia. Se debe calcular la velocidad orbital de la esfera de influencia terrestre.

Definidas las velocidades orbitales, es necesario calcular los incrementos de velocidad necesarios para realizar la maniobra. Estos incrementos los encontramos igualando las ecuaciones de energía mecánica en el punto inicial de partida (periapsis) y en el punto final de llegada (apoapsis).

$$V_p = \sqrt{\frac{2 \cdot G \cdot M_{Tierra} \cdot \left(\frac{1}{R_{ISS}} - \frac{1}{R_{SOI}}\right)}{\left(1 - \frac{R_{ISS}^2}{R_{SOI}^2}\right)}} = 10.810 \text{ m/s}$$

Ecuación 5.3

$$V_A = \frac{R_{ISS}}{R_{SOI}} \cdot V_p = 79.0184 \text{ m/s}$$

Una vez obtenidas las velocidades, en el periapsis y apoápsis, es posible calcular los incrementos de velocidad que deben realizar los propulsores. Seguidamente, se calcula los valores de energía mecánica inicial, final y se comprueba que la energía se conserva a pesar de llegar con menos velocidad al apoapsis.

$$\Delta V_1 = V_p - V_{ISS} = 3139,7 \frac{m}{s}$$

$$\Delta V_2 = V_{SOI} - V_A = 577.037 \text{ m/s}$$

$$E_1 = -427290 \cdot m \text{ N}$$

$$E_2 = -427290 \cdot m \text{ N}$$

$$E_1 < 0 \text{ y } E_2 < 0 \rightarrow$$

Obtener energías con símbolo negativo significa que la órbita que describe la sonda es del tipo elíptica.

La excentricidad nos permite visualizar si la elipse es alargada o por el contrario tiende a ser circular.

$$\varepsilon = \frac{c}{a} = \frac{(r_2 - r_1)}{(r_2 + r_1)} = 0,9855$$

Aplicando el tiempo de Kepler Podemos deducir el tiempo que tarda la sonda en realizar esta trayectoria.

$$T = \frac{\sqrt{\frac{4\pi^2}{G \cdot (M_t + M_s)} \cdot a^3}}{2} = 2756,6 \text{ seg}$$

De manera que 2756,6 s es lo que tarda nuestra sonda en realizar la primera transferencia de Hohmann.

5.3 Segunda transferencia de Hohmann

Esta segunda transferencia no es muy diferente a la primera, con la diferencia que nos dirigimos a Júpiter. Se puede ver que V_T sería equivalente a la nueva velocidad del periapsis y V_{AJ} la velocidad en el apoapsis.

$$V_T = \sqrt{\frac{2 \cdot G \cdot M_{Sol} \cdot \left(\frac{1}{R_{mts}} - \frac{1}{R_{mjs}}\right)}{\left(1 - \frac{R_{mts}^2}{R_{mjs}^2}\right)}} = 38.482 \text{ m/s}$$

$$V_{AJ} = \frac{R_{mts}}{R_{mjs}} \cdot V_T = 7399,6 \text{ m/s}$$

$$E_3 = -147,88 \cdot 10^6 \cdot m \text{ N}$$

$$E_4 = -147,88 \cdot 10^6 \cdot m \text{ N}$$

Al obtener energías negativas según la tabla podemos ver que la transferencia es una elipse. Al tener una energía cinética más pequeña, la interpretación es que no es suficiente velocidad como para superar a la energía potencial gravitatoria procedente del sol y es imposible abandonar el sistema solar.

$$T_2 = \frac{\sqrt{k \cdot a^3}}{2} = \frac{\sqrt{2,1498^3}}{2} = 1,57 \text{ años}$$

Tardamos 1,57 años en llegar a Júpiter

5.4 Tercera transferencia de Hohmann

Para realizar el cálculo de la trayectoria aprovechando la asistencia gravitatoria de Júpiter debemos hacer un estudio previo de la velocidad que se puede llegar a obtener.

$V_{EJ} \rightarrow$ Velocidad de escape de Júpiter

$V_{sonda\ inicial} = V_{AJ} \rightarrow$ Velocidad en el apoapsis de Júpiter.

$$V_{EJ} = V_{sonda\ final} = 2 \cdot V_{tj} + V_{sonda\ inicial}$$

$$= 33457,6\ m/s$$

Ecuación 5.4

$$E_{5GA} = \frac{1}{2} \cdot m \cdot v_{EJ}^2 - \frac{G \cdot M_{Sol} \cdot m}{R_{mjs}} =$$

$$= 3,8994 \cdot 10^8 \cdot m\ N$$

$E_{5GA} > 0 \rightarrow$ se obtiene un valor de energía positivo, la interpretación para este caso es que la energía cinética es superior a la potencial gravitatoria y esto significa que la sonda tiene suficiente energía como para ir más allá del cinturón de Kuiper, incluso podría abandonar el sistema solar. De manera que teniendo el dato de la energía final y los otros datos como la distancia media del cinturón de Kuiper al Sol, constante gravitacional, masa del Sol y considerando la masa de la sonda como una unidad de Kg, podemos deducir la velocidad de llegada a Kuiper como podemos ver a continuación.

Usando el dato de masa de la sonda $m = 1\ kg$ se obtiene

$$V_{K2} = 28\ 961\ m/s$$

Se puede ver que la velocidad de llegada a Kuiper (V_{K2}) sigue siendo bastante parecida a la velocidad inicial (V_{EJ}) lo cual significa que durante el trayecto la energía potencial gravitatoria del Sol no ha sido tan significativa como para producir una gran desaceleración en la propia sonda.

$T_{3GA} \rightarrow$ Significa el tiempo que se tarda de Júpiter a Kuiper (30ua) aprovechando asistencia gravitatoria.

$$T_{3GA} = \frac{R_{mkj}}{V_{JKmedia}} = \frac{3,71 \cdot 10^{12}}{31\ 209} = 3,77\ años$$

Este ha sido el tiempo obtenido para llegar al límite interior del cinturón de Kuiper.

5.5 Encuentro con Kuiper

Considerando que se continua con una trayectoria hiperbólica y haciendo la aproximación a una línea recta podemos deducir el tiempo empleado durante el estudio, desde que entra en el cinturón hasta que sale.

$T_{K70ua} \rightarrow$ Significa el tiempo que se tarda en atravesar Kuiper (70 ua).

$$T_{K70UA} = \frac{R_{k70UA}}{V_{Kmedia}} = \frac{1,0472 \cdot 10^{13}}{28\ 286} = 11,73\ años$$

5.6 Dificultades en el encuentro con Kuiper

Esta maniobra permite alcanzar una energía muy alta, consecuentemente la velocidad es mucho más alta y describe una trayectoria hiperbólica. Con esta energía la sonda es capaz de recorrer sin problemas transversalmente todo el cinturón de Kuiper, desde su límite interior de 30 ua hasta el límite exterior de 100 ua.

Este trayecto nos plantea un nuevo problema, se trata de atravesar el cinturón de Kuiper, región formada por millones de objetos de diferente tamaño orbitando de manera aleatoria.

$$P_{(colisión\ total)} = P_{(T)} = P_{(A)} + P_{(B)} + P_{(C)} + P_{(D)}$$

Ecuación 5.5

$$P_{(T)} = 3,1321 \cdot 10^{-17} + 1,6327 \cdot 10^{-11} + 1,2217 \cdot 10^{-10} + 1,2217$$

$$\cdot 10^{-10}$$

$$P_{(T)} = 2,6067 \cdot 10^{-10} = \frac{1}{3\ 836\ 268\ 078}$$

Como se puede ver en el resultado anterior, se obtiene una probabilidad muy baja de colisión de la sonda con un objeto del cinturón de Kuiper, una entre 3,8 mil millones, lo cual significa que puede ser viable este tipo de trayectoria de investigación y es suficiente la velocidad que lleva la sonda al entrar en el límite interior del cinturón de Kuiper.

Debido a la duración total de la misión, 17,07 años, los propulsores eléctricos son una apuesta interesante combinándolos con paneles solares al estilo de la sonda Juno y añadiendo el generador de radioisótopos (RTG). Con esta tecnología sería suficiente para explorar el cinturón de Kuiper. Esto no descarta que en futuros avances tecnológicos en propulsión se pueda contemplar la idea de realizar este viaje en menos tiempo. Los incrementos de velocidad desde la Tierra los realizará una lanzadera espacial.

6. Conclusiones

Dados los resultados obtenidos, el análisis de la trayectoria realizado, contemplando las posibilidades de aprovechar o no la asistencia gravitatoria de un planeta como Júpiter, podemos concluir que las asistencias gravitatorias siguen siendo muy importantes con los mecanismos de propulsión actuales. Sólo los casos, de uso de propulsor de antimateria o vela solar, pueden prescindir de la asistencia gravitatoria ya que se logran energías cinéticas muy altas, que permiten abandonar el sistema solar sin dichas asistencias. De manera que, el objetivo principal se convierte en el análisis de la asistencia gravitatoria y deja de tener relevancia el escoger un propulsor novedoso e innecesario para esta misión, no obstante, se logra realizar un análisis básico de las características, ventajas y desventajas de cada propulsor.

Otro aspecto analizado y no menos importante ha sido la investigación de sistemas de instrumentación usados en sondas espaciales reales, a partir de las cuales se hace una propuesta de sensores que podría llevar a bordo la sonda capaz de estudiar el cinturón de Kuiper como misión principal y como misión secundaria la posibilidad de abandonar el sistema solar. Uno de los problemas fue descubrir que muchos sensores se repetían haciendo funciones similares, esto es debido a una redundancia necesaria en sistemas de instrumentación por medidas de seguridad, se diseña una sonda abarcando la posibilidad de fallo en sus instrumentos y la manera de no perder la telemetría de la sonda, por ejemplo, todo gracias a esta redundancia.

Este trabajo no deja de ser una aproximación ya que, un cálculo real hecho por una agencia espacial (NASA, ESA, JAXA) para el diseño de una trayectoria implica mucho más que transferencias de Hohmann o análisis de energías. Algunas de las inquietudes que puedo plantear es el “cómo” estudiar el cinturón de Kuiper, ya que sondas como las Voyager lo han atravesado de manera transversal, pero a día de hoy no ha habido ninguna sonda que se centrara en el estudio del cinturón de Kuiper, es por ello que en este proyecto se plantea mantener en órbita una sonda desde su límite interior a 30 ua.

Finalmente, durante la realización de este proyecto he llegado a comprender la complejidad de un diseño de misión espacial, en la cual interviene todo tipo de conocimientos, como matemáticas aplicadas, física, astronomía, astronáutica y sus variantes enfocadas al universo, química y todas las ramas de la ingeniería se ven implicadas. Esto hace que sea realmente complicado proponer un diseño de misión espacial ya que, por recursos, tiempo y conocimientos es imposible abarcar todos los temas. Así que, pienso que este tipo de trabajos pueden llegar a ser una aportación mucho más interesante si partiéramos de un nivel de conocimientos mucho más alto para el tema escogido. Dentro de mis posibilidades de tiempo y conocimientos, este escrito se resume en una humilde propuesta de misión espacial, en la que me reto a mí mismo a descubrir, aprender nuevas teorías interesantes, maneras de calcular y resolver los problemas que se vayan presentando.

Referencias

- [1] Ecured. *Cinturón de Kuiper*. [En línea] 1 de Agosto de 2019. [Consultado el: 11 de abril de 2019.] https://www.ecured.cu/index.php?title=Especial:Citar&page=Cintur%C3%B3n_de_Kuiper&id=348381
- [2] Thales. SOCIEDAD ANDALUZA DE EDUCACIÓN MATEMÁTICA THALES. *Leyes de Newton*. [En línea] [Consultado el: 1 de mayo de 2019.] <https://thales.cica.es/rd/Recursos/rd98/Fisica/02/leyes.html>.
- [3] Patterson, Michael J. *NEXT Ion Propulsion System Development Status and Performance*. [En línea] julio de 2007. [Consultado el: 28 de junio de 2019.] https://www.researchgate.net/publication/237470667_NEXT_Ion_Propulsion_System_Development_Status_and_Performance.

[4] Europapress. *El motor de iones X3 sigue en liza para el viaje a Marte*. [En línea] 26 de febrero de 2018. [Consultado el: 10 de julio de 2019.] <https://www.europapress.es/ciencia/misiones-espaciales/noticia-motor-imposible-nasa-sigue-liza-viaje-marte-20180220113447.html>.

[5] Leonard D. Cassady, Benjamin W. Longmier, Chris S. Olsen, Maxwell G. Ballenger, Greg E. McCaskill, Andrew V. Ilin, Mark D. Carter, Tim W. Glover, Jared P. Squire y Franklin R. Chang Díaz. *VASIMR Performance Results*. American Institute of Aeronautics and Astronautics, Ad Astra Rocket Company and University of Houston . 141 W. Bay Area Blvd, Houston, TX 77598, USA : s.n., 2010. pág. 19

[6] Misistemasolar. *¿Qué es una vela solar? Descúbrelo aquí*. [En línea] [Consultado el: 27 de septiembre de 2019.] <http://misistemasolar.com/vela-solar/>.

[7] Long, K.F. *Deep space propulsion*. 2011. 978-1461406068.

[8] NASA. Jet propulsion laboratory. *Voyager Instruments*. [En línea] [Consultado el: 8 de octubre de 2019.] <https://voyager.jpl.nasa.gov/mission/spacecraft/instruments/>.

[9] *Rosetta: Technical Specifications*. [En línea] [Consultado el: 1 de octubre de 2019.] <https://rosetta.jpl.nasa.gov/mission-facts/technical-specifications>.

[10] NASA. *New Horizons: The First Mission to the Pluto System and the Kuiper Belt*. [En línea] [Consultado el: 10 de octubre de 2019.]

https://www.nasa.gov/mission_pages/newhorizons/overview/index.html.

[11] *La velocidad de las ondas electromagnéticas y la naturaleza de la luz*. López, César Tomé. Cuaderno de cultura científica.