



**Escola Politècnica Superior
d'Enginyeria de Vilanova i la Geltrú**

UNIVERSITAT POLITÈCNICA DE CATALUNYA

TRABAJO FINAL DE GRADO

TÍTULO: Propuesta de viaje espacial al cinturón de Kuiper

AUTOR: MONCADA HERRERA, NICOLAS ORLANDO

FECHA DE PRESENTACIÓN: Octubre, 2019

APELLIDOS: Moncada Herrera

NOMBRE: Nicolas Orlando

TITULACIÓN: Grado de Ingeniería electrónica industrial y automática

PLAN:

DIRECTOR: Manuel Moreno Lupiañez

DEPARTAMENTO: FIS- Departamento de Física

CALIFICACIÓN DEL TFG

TRIBUNAL

PRESIDENTE

SECRETARIO

VOCAL

Oriol Gargallo Vicente

Juan Soler Ruiz

Sergi Menargues Muñoz

FECHA DE LECTURA:

Este proyecto tiene en cuenta aspectos medioambientales: Sí No

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.

Este trabajo hace un estudio del estado del arte actual y se analizan cuatro temas distintos: el primero es el cinturón de Kuiper y las condiciones a las que nos enfrentamos en el espacio exterior. En segundo lugar, los sistemas de instrumentación de la sonda, donde se habla y se mencionan sistemas existentes y que han sido usados por otras sondas espaciales a lo largo de la historia. De esta manera, se propone un equipo de instrumentación preparado para el estudio de los cuerpos que constituyen el cinturón de Kuiper (objetos transneptunianos, cometas, planetoides). Los tipos de propulsores que puede llegar a equipar, haciendo una comparación y análisis de cada uno de ellos. Por último, se hace 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 usarla.

Se debe tener en cuenta que el diseño de una misión espacial es una tarea que requiere años y muchas personas especializadas en la materia. Por lo tanto, lo que recoge este trabajo es un humilde acercamiento al tema de viajes interplanetarios con sondas espaciales, teniendo en cuenta las limitaciones de tiempo y recursos para resolver los problemas que surjan durante el desarrollo del proyecto.

Palabras clave (máximo 10):

Propulsión Espacial	Cinturón de Kuiper	Sonda espacial	Sistema solar
Órbita elíptica	Mecánica orbital	Viaje interestelar	Asistencia gravitatoria
Misión espacial	Órbita de transferencia Hohmann		

ABSTRACT

The main objective of this project is to elaborate a proposal of a space mission that aims to explore the Kuiper Belt. A payload that is able to properly investigate the Kuiper belt is presented for this exploration.

This Project studies the recent state of the art and analyses four different aspects: In first place, the Kuiper belt and the conditions to be faced in the outer space, the instrumentation systems of the payload, where mentioned the previous systems employed in other payloads along the history. Thus, an instrumentation equipment towards the Kuiper belt objects is suggested. Lastly, a study of orbital mechanics for the approximate calculation of the payload path. The orbit of the International Space Station is suggested as a starting point, and with the right orbital changes, the arrival in Jupiter where we analyse how to arrive to Kuiper with -or without- the gravity assist.

It should be taken into account that the work of designing a space mission involves years and many specialized people. Therefore, what the project accomplishes is a humble approach to the topic of interplanetary travelling with payloads, considering the limitations attached to the timing and resources when solving the problems that appear in the project's development.

Keywords (10 maximum):

Space propulsion	Kuiper Belt	Spacecraft	Solar system
Astrodynamics	Orbital mechanics	Interstellar travel	Gravity assist
Space mission	Hohmann transfer orbit		

INDICE

1. INTRODUCCIÓN	10
2. OBJETIVOS DEL PROYECTO	11
3. ESTUDIO E INVESTIGACIÓN DEL ESTADO DEL ARTE	12
3.1 NUESTRO SISTEMA SOLAR	12
3.2 ¿QUÉ ES EL CINTURÓN DE KUIPER?.....	12
3.3 ¿POR QUÉ EXPLORAR EL CINTURÓN DE KUIPER?	14
3.4 ¿CÓMO EXPLORAR EL CINTURÓN DE KUIPER?	15
3.5 LA PROPULSIÓN	15
3.5.1 LA PROPULSIÓN FUERA DE LA ATMOSFERA TERRESTRE	16
3.6 MECANISMOS DE PROPULSIÓN ESPACIAL	17
3.6.1 PROPULSOR QUÍMICO	18
3.6.1.1 PROPULSOR RS25	19
3.6.2 PROPULSIÓN ELÉCTRICA.....	20
3.6.2.1 NASA NSTAR	21
3.6.2.2 NEXT	22
3.6.2.3 X3 (AEPS)	22
3.6.2.4 VASIMR VX-200	23
3.6.3 VELA SOLAR	24
3.6.3.1 Ikaros	24
3.6.3.2 LightSail 2.....	25
3.6.4 PROPULSIÓN A PARTIR DE LA ANTIMATERIA.....	26
3.6.4.1 ¿Qué es la antimateria?.....	26
3.6.4.2 ¿Qué son las antipartículas?	26
3.6.4.3 Propiedades de la antimateria.....	27
4. ANÁLISIS DE LOS MECANISMOS DE PROPULSIÓN	29

4.1 PROPULSOR QUÍMICO RS-25.....	29
4.2 PROPULSORES ELÉCTRICOS.....	30
4.2.1 PROPULSOR NEXT.....	30
4.2.2 PROPULSOR X3.....	31
4.2.3 PROPULSOR VASIMR	32
4.3 LA VELA SOLAR COMO PROPULSOR.....	32
4.4 LA ANTIMATERIA COMO PROPULSOR	33
5. PROPUESTA DE MISIÓN ESPACIAL CON SONDA AL CINTURÓN DE KUIPER	37
5.1 la sonda	37
5.1.1 Objetivos de la sonda	37
5.1.2 Investigación científica de la sonda	37
5.1.3 Equipos y sistemas de instrumentación de la sonda.....	38
5.1.4 Sistema de electricidad y propulsión	52
6. trayectoria de la sonda.....	53
6.1 Maniobra de Cambio de inclinación del plano orbital y puesta a punto	54
6.2 Maniobra de transferencia	58
6.3 primera maniobra de transferencia de hohmann HASTA LA ESFERA DE INFLUENCIA TERRESTRE.....	61
6.3.1 ANÁLISIS DE LAS VELOCIDADES ORBITALES	62
6.3.2 ANÁLISIS DE VELOCIDADES Y ENERGÍAS.....	63
6.3.2.1 Análisis de velocidades.....	63
6.3.2.2 Análisis de energías	66
6.3.3 DEFINICIÓN DE LA TRAYECTORIA DE TRANSFERENCIA Y TIEMPO DE KEPLER 1	67
6.4 Esfera de influencia de Júpiter	70
6.5 Segunda maniobra de transferencia de hohmann HASTA JUPITER	71
6.5.1 ANÁLISIS DE VELOCIDADES Y ENERGÍAS.....	71
6.5.1.1 Análisis de velocidades.....	71

6.5.1.2 Análisis de energías	75
6.5.2 DEFINICIÓN DE LA TRAYECTORIA DE TRANSFERENCIA Y TIEMPO DE KEPLER 2	76
6.6 tERCERA MANIOBRA DE TRANSFERENCIA DE HOHMANN HASTA KUIPER SIN ASISTENCIA GRAVITATORIA	77
6.6.1 ANÁLISIS DE VELOCIDADES Y ENERGÍAS.....	78
6.6.1.1 Análisis de velocidades.....	78
6.6.1.2 Análisis de energías	81
6.6.2 DEFINICIÓN DE LA TRAYECTORIA DE TRANSFERENCIA Y TIEMPO DE KEPLER 3	82
6.7 RECÁLCULO DE LA TERCERA TRANSFERENCIA DE HOHMANN CON ASITENCIA GRAVITATORIA EN JÚPITER.....	83
6.7.1 asistencia gravitatoria de Júpiter	83
6.8.1 ANÁLISIS DE VELOCIDADES Y ENERGÍAS.....	84
6.8.2 DEFINICIÓN DE LA TRAYECTORIA DE TRANSFERENCIA Y RECÁLCULO DEL TIEMPO DE KEPLER 3 CON ASISTENCIA GRAVITATORIA	87
6.9 eNCUENTRO CON KUIPER	88
6.9.1 DIFICULTADES EN EL ENCUENTRO CON KUIPER.....	90
CONCLUSIONES.....	98
REFERENCIAS.....	101
ANEXO 1. LA PROPULSIÓN EN LA ATMOSFERA TERRESTRE.....	111
ANEXO 2. LA ANTIMATERIA.....	115

SUMARIO DE FIGURAS

Figura 3.1 Sistema solar. Fuente: Antonio Heras	13
Figura 3.2 Propulsor RS25 Fuente: NASA	19
Figura 3.3: Esquema del RS-25. Fuente: Wikipedia.....	20
Figura 3.4:Esquema de funcionamiento de un motor iónico. Fuente: Wikimedia	21
Figura 3.5: Motor de plasma. Fuente: Dakayen	23
Figura 3.6: Vela Solar. Fuente: Aerospace Tech. Japan	25
Figura 3.7: Vela solar. Fuente: Earthsky	25
Figura 3.8: Materia y antimateria. Fuente: Revisor	27
Figura 5.1: CRS Voyager 2. Fuente: Fuente de conocimiento (blog)	41
Figura 5.2: PLS Voyager 2. Fuente: Fuente de conocimientos (blog).....	41
Figura 5.3: LECP Voyager 2. Fuente: Fuente de conocimiento (blog)	42
Figura 5.4: Sonda Juno. Fuente: NASA.....	50
Figura 5.5: Sonda Voyager. Fuente: NASA	50
Figura 5.6: Sonda New Horizons. Fuente: NASA.....	51
Figura 5.7: Generador termoeléctrico. Fuente: Alma de herrero (blog).....	52
Figura 6.1: Plano eclíptico. Fuente: propia	55
Figura 6.2: Componentes de velocidad. Fuente: propia	56
Figura 6.3: Órbita ISS. Fuente: propia	57
Figura 6.4: Órbitas coplanarias. Fuente: propia	58
Figura 6.5: Esfera de influencia terrestre. Fuente: propia	61
Figura 6.6: Maniobra transferencia de Hohmann 1. Fuente: propia	66
Figura 6.7: Caracterización de la elipse. Fuente: propia.....	68

Figura 6.8: Maniobra transferencia de Hohmann 2. Fuente: propia	74
Figura 6.9: Llegada a Kuiper sin asistencia gravitatoria. Fuente: propia	80
Figura 6.10: Asistencia gravitatoria. Fuente: Punto vernal.....	83
Figura 6.11: Llegada a Kuiper con asistencia gravitatoria. Fuente: propia	86
Figura 6.12: Región del cinturón de Kuiper. Fuente: Heredero,M. y Mendez, A... 92	

GLOSSARIO DE SIGNOS, SÍMBOLOS, ABREVIATURAS, ACRÓNIMOS Y

TERMINOS

Siglas/Acrónimos

CONSERT Comet Nucleus Sounding Experiment by Radiowave Transmission

COSIMA Cometary Secondary Ion Mass Analyser)

ESA European Space Agency

IKAROS Kite-Accelerated Interplanetary Spacecraft Radiation from the Sun

ISS International Space Station

JEDI Jovian Energetic Particle Detector Instrument

JPL Jet Propulsion Laboratory

KBO Kuiper Belt Objects

LORRI Long Range Reconnaissance Imager

NASA National Aeronautics and Space Administration

NEXT NASA Evolutionary Xenon Thruster

RPC Rosetta Plasma Consortium

SOI Sphere Of Influence

S.R. Sistema de Referencia

TNO Transneptunian Objects

VIRTIS Visible and Infrared Thermal Imaging Spectrometer

MAC Flux Gate Magnetometer

SWAP Solar Wind Around Pluto

PEPSSI Pluto Energetic Particle Sensor Spectrometer Investigation

JIRAM Jovian Infrared Auroral Mapper

WAVES Radio/plasma wave

MWR Microwave radiometer

JADE Jovian Auroral Distributions Experiment

ALICE Ultraviolet imaging spectrometer

IRIS Infrared Interferometer Spectrometer and Radiometer

PPS Photopolarimeter Subsystem

UVS Ultraviolet Spectrometer

PLS Plasma Science

LECP Low-Energy Charged Particles

PWS Plasma Wave Subsystem

PRA Planetary Radio Astronomy

JCM JunoCam

RALPH Visible and infrared imager/spectrometer

HGA High-Gain Antenna

Símbolos

E Empuje

E Energía

ϵ Excentricidad

F Fuerza

I_e Impulso específico

F_S Fuerza atracción solar

F_T Fuerza atracción terrestre

G Constante gravitacional

R_T Radio Terrestre

V_F Velocidad final

V_i Velocidad inicial

V_P Velocidad periapsis

M_t Masa de la Tierra

M_s Masa del Sol

M_j Masa de Júpiter

R_{mts} Radio medio de la Tierra al Sol

R_{mjs} Radio medio de Júpiter al Sol

RI Radio de influencia

V_O Velocidad orbital

R Radio

V_A Velocidad del apoapsis

T Tiempo

V_{tt} Velocidad de translación de la tierra

T_j Velocidad de translación de Júpiter

V_{ej} Velocidad de escape en Júpiter sin asistencia gravitatoria

R_{mks} Radio medio de Kuiper (30 ua) al Sol

V_{EJ} Velocidad de escape en Júpiter con asistencia gravitatoria

V_K Velocidad en Kuiper

E_p Energía potencial

Unidades

kg/m² Peso por metro cuadrado

kg kilogramo

km/s kilómetros por segundo

km/h kilómetros por hora

kN kilonewton

kW Kilowatio

W Watios

m Metros

m/s Metros por segundo

min Minutos

N Newton

s segundo

ua Unidad Astronómica

mN miliNewtons

A amperio

1. INTRODUCCIÓN

Este trabajo final de grado tiene como objetivo principal plantear una propuesta de misión espacial al cinturón de Kuiper. Dado que es un tema de la ingeniería aeroespacial, yo, como alumno de ingeniería electrónica industrial, quiero aprender y lograr entender cómo funcionan los viajes interplanetarios, así como conceptos de cálculo orbital y del viaje espacial y dificultades que puedo llegar a experimentar durante la elaboración de este estudio.

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 mi 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.

Esta propuesta de misión espacial puede llegar a complicarse bastante, ya que esta tarea la realizan miles de matemáticos, físicos, químicos e ingenieros de la NASA y ESA y pueden llegar a tardar años planificando y calculando. Mi 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.

Pensar en este tipo de propuesta requiere cálculos de mecánica orbital para el diseño de las trayectorias necesarias, investigación sobre sistemas de instrumentación especializados para las sondas y una búsqueda de posibles propulsores, así como la comprensión de las leyes de la física en un lugar con condiciones especiales como es el espacio exterior.

Así como se plantea este trabajo, se tiene la expectativa de poder conseguir toda la información y realizar los cálculos necesarios para comprobar la viabilidad de una misión de este tipo.

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 situada a 30-55 ua del sol.

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

3. ESTUDIO E INVESTIGACIÓN DEL ESTADO DEL ARTE

3.1 NUESTRO SISTEMA SOLAR

El ser humano siempre se ha preguntado si hay vida más allá de nuestro sistema solar y si estamos solos. Sin embargo, es importante que antes de adentrarse en lo desconocido nos centremos en lo que nos rodea.

Nuestro planeta, la Tierra, se encuentra en el sistema solar, localizado en uno de los brazos de la espiral de la galaxia Vía Láctea.

En el sistema solar encontramos el Sol y un seguido de ocho planetas: Mercurio, Venus, la Tierra, Marte, Júpiter, Saturno, Urano y Neptuno, con sus respectivos satélites, planetas menores como, por ejemplo, Plutón, cometas, polvo y, entre otros, un gran cinturón de asteroides y cometas, el cinturón de Kuiper.

3.2 ¿QUÉ ES EL CINTURÓN DE KUIPER?

En 1951 Gerard Kuiper fue quién predijo la existencia del cinturón de asteroides, una zona llena de cuerpos de hielo, los cuales se cree que son restos de la formación temprana del sistema solar. (1)

Se cree que, durante la creación de los planetas y las colisiones entre rocas, se formaron los planetas de nuestro sistema solar, pero muchas de estas rocas no se compactaron con los planetas y quedaron lejos del efecto gravitatorio más fuerte de estas, de manera que, todos estos cuerpos quedaron orbitando alrededor del sol. (1)

A partir de 1992, imágenes obtenidas en observaciones revelaron la existencia de cuerpos situados a 30 unidades astronómicas. Estas observaciones confirmaron la existencia del cinturón de Kuiper, el cual era hasta el momento solo era una hipótesis. El telescopio Hubble en 1994 ayudó a observar algunos de estos cuerpos del cinturón de Kuiper. (1)

Se estima que en el cinturón de Kuiper existen 35.000 cuerpos de más de 100 km de diámetro y más de 100 millones de 20 km de diámetro.

En el cinturón de Kuiper alberga tanto planetas enanos como los cuerpos de hielo y cometas de corto período. Los científicos estiman que, en este cinturón hay miles de cuerpos con un rango de un diámetro de entre 100 y 1.000 Km que giran alrededor del sol, y entre ellos, billones de cometas y planetas enanos. (3)

Existen dos clases diferentes de cometas, los de periodo corto, inferior a 200 años, como el Halley. Los cometas de periodo largo de más de 200 años, tienen orbitas gigantescas y su distribución es aleatoria. Esta distribución de las diferentes clases de cometas condujo a los astrónomos a postular la existencia de dos depósitos de cometas: el cinturón de Kuiper y la nube de Oort. Los cometas de corto periodo provienen del cinturón de Kuiper, los cuales orbitan el sol a una distancia entre 30 y 100 ua. La región de Kuiper está situada en el plano del sistema solar, más allá de la órbita de Neptuno. Los cometas de periodo largo son los que corresponden a la nube de Oort, la cual se puede extender sobre distancias entre 30.000 y 100.000 unidades astronómicas. (2)

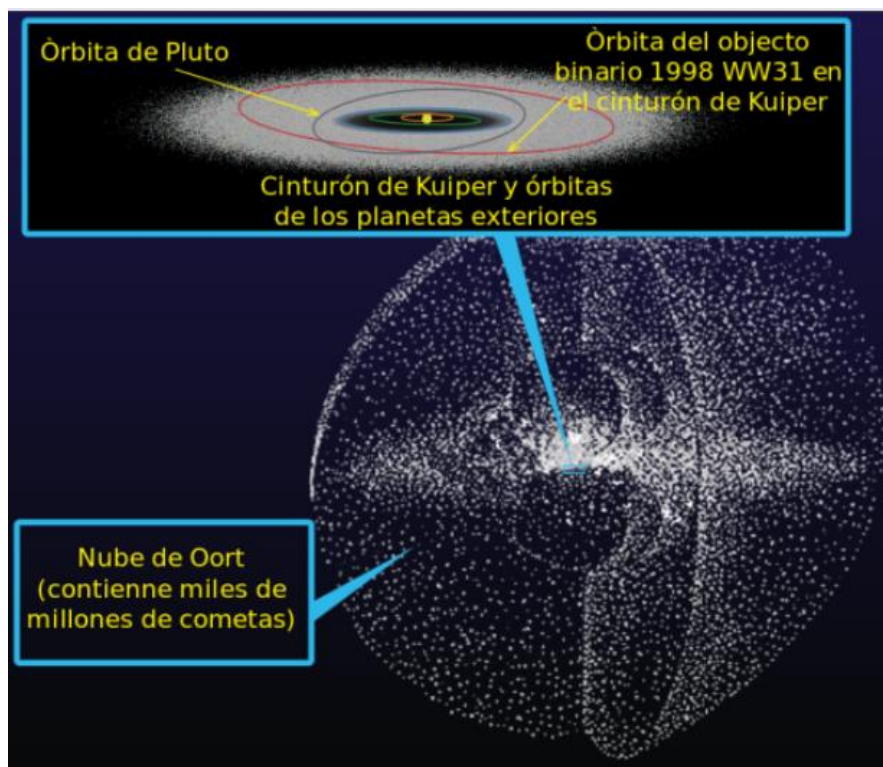


Figura 3.1: Sistema solar. Fuente: Antonio Heras (62)

Actualmente los astrónomos siguen estudiando todo tipo de cuerpos que orbitan alrededor del sol y que se encuentran en la región de Kuiper. Para ello, usan potentes telescopios como el Pan-STARRS. También se usa la simulación asistida por ordenador, donde se pueden simular todo tipo de interacciones gravitatorias entre cuerpos. (2)

3.3 ¿POR QUÉ EXPLORAR EL CINTURÓN DE KUIPER?

Como podemos ver, se descubren continuamente muchos planetas nuevos situados más allá del sistema solar, pero muchas veces los datos no son del todo correctos y nos basamos en suposiciones y simulaciones asistidas por ordenador. Sería interesante tener una sonda en el propio cinturón y que nos enviase datos más fiables del entorno e intentar basarnos cada vez menos en suposiciones, ya que hasta día de hoy no se ha logrado obtener suficientes datos explícitos de esta zona de nuestro sistema solar.

Pienso que después del sistema solar, donde ya conocemos prácticamente todos los planetas, lo siguiente sería el cinturón de Kuiper debido a que es el siguiente elemento que encontramos respecto a la distancia con la Tierra. Para mí no tiene mucho sentido planificar una misión espacial fuera del sistema solar, cuando ni siquiera conocemos como es el cinturón de Kuiper, añadiendo que no disponemos aún de los medios y tecnología para realizar un viaje en un corto periodo de tiempo a distancias tan gigantes como, por ejemplo, un viaje a Alpha Centauri. (4) Aun disponiendo de la tecnología para hacer un viaje fuera del sistema solar, nos encontramos con una serie de barreras que pueden dificultar mucho la realización de la misión. Una de estas barreras sería claramente atravesar el cinturón de Kuiper y la Nube de Oort. Ciertos estudios indican que hay probabilidades de que una sonda o nave espacial que intente salir del sistema solar pueda colisionar con los diferentes cuerpos dispersos girando en órbita alrededor del sol. (4) Este es otro motivo por el cual encuentro que es necesario estudiar primero el cinturón de Kuiper antes de enviar una sonda fuera del sistema solar. Para entonces habrá pasado tanto tiempo que miles de generaciones ya habrían muerto o incluso la propia humanidad podría haber sido erradicada por otra especie o incluso entre nosotros mismos. Así que estudiar y analizar el cinturón de Kuiper con los datos que tenemos ahora mismo es el foco de atención, ya que, con la investigación y desarrollo de nuevas tecnologías, de manera paralela podemos llegar a enviar una sonda para observar, captar datos y estudiar más sobre esta zona de nuestro sistema solar, y mejor aún, podría hacerse dentro de un tiempo razonable.

Según Reinhold Ewald (1), los intereses de la NASA son el estudio de asteroides y todo tipo de cuerpos que puedan estar relacionados con la creación del sistema solar. Esto nos lleva directamente a pensar en el cinturón de Kuiper. Estudiarlo nos dará mucha información de la creación del sistema solar y de nuestra galaxia. Este es uno de los motivos que justifican mi elección de realizar una propuesta de misión espacial al cinturón de Kuiper.

3.4 ¿CÓMO EXPLORAR EL CINTURÓN DE KUIPER?

Actualmente es difícil realizar una misión espacial a otro planeta con tripulación a bordo ya que serían muchos meses o incluso años de viaje dependiendo del destino elegido. Esto puede conllevar consecuencias negativas para el cuerpo humano debido a su poca adaptación y vulnerabilidad en largas permanencias en el espacio. Por este motivo y por el hecho de desconocer el cinturón de Kuiper, sería muy arriesgado hacer la exploración de esta zona del sistema solar con tripulación a bordo. La única manera sería mediante una sonda automática, la cual debe ir equipada con los sistemas indispensables para la misión.

3.5 LA PROPULSIÓN

La palabra propulsión se deriva de la palabra del latín "*propellere*", que significa propulsar. La definición de propulsar es "Impulsar hacia adelante por medio de una fuerza que es capaz de impartir el movimiento que deseamos". (2)

Un sistema de propulsión es un conjunto de mecanismos que forman un motor. Con una aportación energética es capaz de generar la fuerza que impulsa el objeto o vehículo. (2)

La fuerza que nos propulsa es ocasionada por la expulsión de una masa o fluido. Entendemos por "*fluido*" al conjunto de partículas que se mantienen unidas entre sí por fuerzas cohesivas débiles. El termino engloba a los líquidos y gases. (3)

En un sistema de motor propulsor normalmente tenemos una reacción química o simplemente dos componentes que actúan y generan la propulsión. Hablamos de "*Propergol*" cuando nos referimos a una fuente energética que es independiente del medio que la rodea, esto quiere decir que los propulsores, por ejemplo, de cohetes, no necesitan del aire atmosférico para funcionar. (4)

El propergol se crea a partir de dos componentes. El "*combustible*", es esa substancia que tiene la capacidad de liberar energía cuando se oxida de forma violenta en una reacción que libera energía y calor. El componente oxidante del combustible se le conoce como "*comburente*", el cual logra que se realice la combustión o incluso la puede acelerar. (5)

3.5.1 LA PROPULSIÓN FUERA DE LA ATMOSFERA TERRESTRE

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. [ver anexo 1]

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. (6)

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

Ecuación 3.1

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

Ecuación 3.2

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

Ecuación 3.3

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

Ecuación 3.4

De manera que, cuando una fuerza actúa sobre un cuerpo, esta ocasiona un vector de fuerza de la misma intensidad y dirección, pero de sentido contrario. A partir de este principio, si lo aplicamos a un objeto o aeronave que viaja por el espacio, podemos poner como ejemplo, que la aeronave expulsa una masa que lleva abordo, si la masa es la misma que la de la propia aeronave, entonces se producirá dos vectores de fuerza con el mismo módulo de fuerza, misma dirección, pero sentido contrario. Es importante recalcar que el módulo de la fuerza depende también de la aceleración con la que se expulsa la masa. Poniendo otro ejemplo, un astronauta viaja a una velocidad constante y permanecerá de esta manera infinitamente, debido al propio vacío del espacio. Si el astronauta lanza un martillo en la misma dirección y sentido al movimiento de su propio cuerpo, entonces el martillo podría llegar a disminuir su velocidad. Para que el

astronauta dejara de impulsarse necesitaría lanzar a gran velocidad el martillo ya que la masa del astronauta es mucho mayor a la del martillo y esta carencia se soluciona con la aceleración del propio martillo.

Vistos los anteriores conceptos y ejemplos podemos comprender que, para movernos por el espacio y lograr aceleraciones, se necesita expulsar siempre una masa. El combustible será nuestra masa y debe ser expulsado a una aceleración controlada en la dirección que nos interesa y en sentido contrario para poder acelerar la nave. (2) (7)

3.6 MECANISMOS DE PROPULSIÓN ESPACIAL

Para empezar, es necesario definir algunos conceptos para entender mejor las explicaciones.

El empuje es el resultado del impulso producido por la reacción química creada en la cámara de combustión, se expresa en kilogramos (Kg) o toneladas (t). Este empuje viene dado de la relación final que hay entre el empuje producido por la cámara de combustión y la masa inicial del cohete, de manera que, el empuje (E) en Kg tiene que superar la masa inicial del cohete. Generalmente el empuje (E) producido por un cohete equivale 3/2 a 3 veces la masa total.

Así, por ejemplo, para un peso que sea de 100 t debe aportarse un empuje mínimo de unas 150 t y un máximo de casi 300 t. (8)

El Saturno V (cohete de las misiones Apollo), pesaba 3200 t en el momento de despegar, de los cuales 2000 t aproximadamente son de combustible empleado para sus motores principales de despegue en la primera etapa. Su motor principal tiene un empuje de $E=3500$ t. (9)

El impulso específico también conocido como velocidad eficaz, es el periodo en segundos por el cual 1 kg de masa de propelente producirá un empuje de 1 kg de fuerza. (8)

El impulso específico tiene la gran importancia de determinar la eficacia del cohete, cuanto mayor sea el valor de impulso, mejor rendimiento en el impulso, esto quiere decir que obtenemos un mayor impulso por unidad de masa quemada, lo cual hace que sea

más eficiente a lo largo del tiempo. (10)

$$I_e = \frac{E}{Mq}$$

Ecuación 3.5

$I_e \rightarrow$ es el impulso específico expresado en segundos.

$E \rightarrow$ es el empuje en (kg).

$Mq \rightarrow$ es la masa del propulsante quemado durante un segundo y se expresa en (kg/s).
(8)

Es necesario tener estos dos conceptos claros, ya que las características de los propulsores espaciales que se verán a continuación serán básicamente estas dos medidas, para poder tener una idea de su eficiencia y relacionarlos entre sí.

A continuación, distinguiremos tres conceptos: uno para propulsores químicos de gran empuje que se utilizan para llegar al espacio, un segundo concepto para propulsores que funcionan a partir de electricidad y por último se hablará de la antimateria.

3.6.1 PROPULSOR QUÍMICO

El propulsor o motor químico es uno de los métodos más comunes y usados en cohetes de gran potencia, donde es necesaria una gran cantidad de potencia en el empuje para lograr la velocidad de escape necesaria para superar la gravedad de un planeta o satélite.

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 hidrogeno líquido y como comburente se usa el oxígeno líquido, de esta manera, no necesita de la atmósfera para obtener el oxígeno.

Hay varios tipos de motores cohete:

- Motores de propergol sólido
- Motores de propergol líquido
- Motores híbridos de propergol líquido y sólido

3.6.1.1 Propulsor RS25

RS-25 es el motor principal del transbordador espacial, su combustible es hidrogeno líquido y el oxidante es oxígeno líquido. (11) (12) (13)

- Empuje (vacío): 2279 kN
- Impulso específico: 452 s en el vacío. (14) (15) (16)

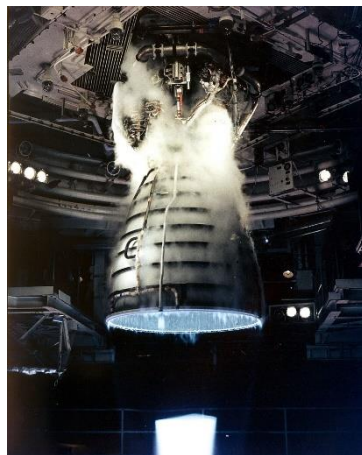


Figura 3.2: Propulsor RS25
Fuente: NASA

Hay muchos motores de este tipo. A continuación, mostramos un esquema para hacernos una idea de su funcionamiento.

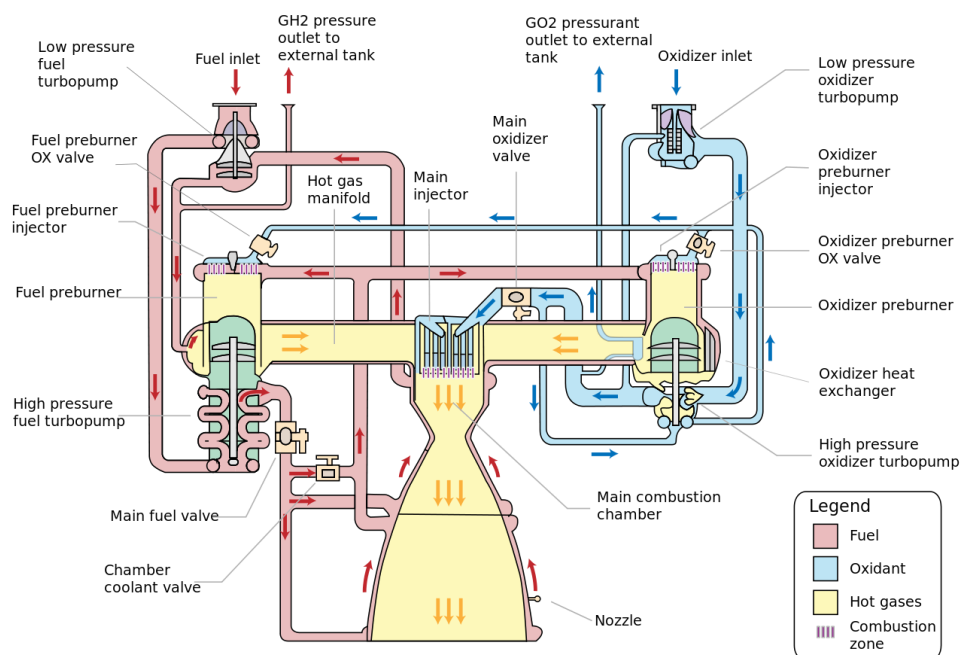


Figura 3.3: Esquema del RS-25. Fuente: Wikipedia

3.6.2 PROPULSIÓN ELÉCTRICA

Dentro del grupo de propulsión eléctrica, podemos distinguir varios tipos: la propulsión iónica de rejillas, propulsor iónico de efecto hall y de helicón o también conocido como propulsor de plasma.

La propulsión eléctrica iónica 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. (17)

El impulso específico que se puede llegar a lograr con este tipo de propulsión puede estar entre los 300 s y los 20.000 s o más. El inconveniente está en que, para lograr estos impulsos tan grandes, es necesario usar una gran cantidad de energía, de manera que, para tener el impulso específico similar al de un propulsor químico, serían necesarios alrededor de 4.400KW.

Estos propulsores solo se pueden usar en el espacio, donde solamente tenemos vacío. No sirven para despegues verticales como lo hacen los cohetes, ya que la velocidad inicial del propulsor iónico es mínima. (8) (18) (10) (19)

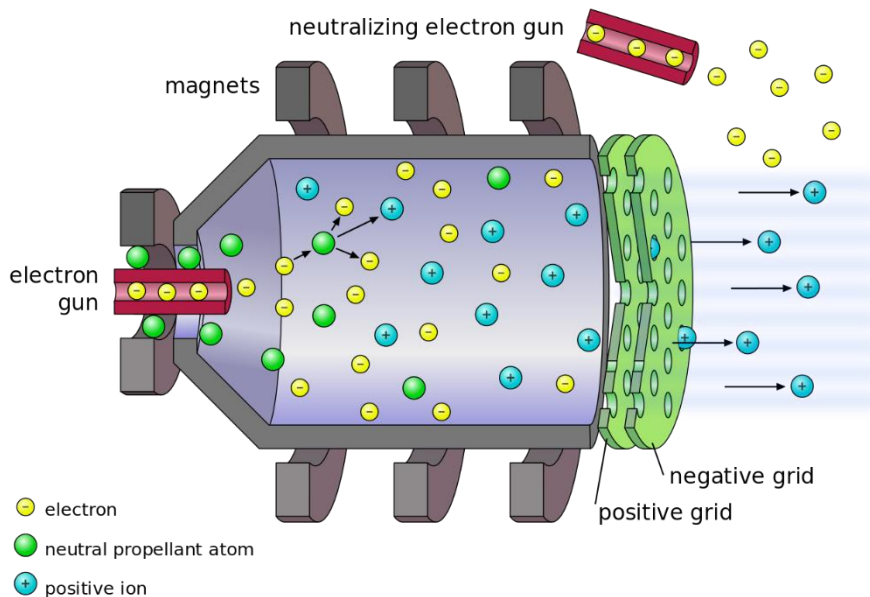


Figura 3.4: Esquema de funcionamiento de un motor iónico. Fuente: commons.wikimedia.org

3.6.2.1 NASA NSTAR

NASA NSTAR (Solar Technology Application Readliness) es un propulsor iónico-electroestático. Utiliza los campos electroestáticos creados mediante electrodos de alto voltaje para acelerar iones de Xenón. Proporciona un bajo empuje a cambio de un alto impulso específico, de manera que se puede llegar a alcanzar altas velocidades si se mantiene funcionando el tiempo suficiente. (18) (19)

- Empuje: 92 mN
- Impulso específico: 3120

3.6.2.2 NEXT

NEXT (NASA's Evolutionary Xenon Thruster) es un propulsor basado en NSTAR, pero con mejoras muy significativas como proporcionar un empuje casi tres veces mayor. Los iones de Xenón son expulsados a velocidades de 40 km/s. La electricidad necesaria para su funcionamiento se puede obtener de paneles solares.

Ya ha sido probada la capacidad de este propulsor de 7 kilovatios. Ya que se realizó una prueba de duración, en la cual estuvo funcionando durante más de 5 años y medio sin ningún problema.

Durante esta prueba, se consumió un total de 860 kilogramos de combustible aproximadamente, esto significa que ha consumido menos de un 10% de lo que habría consumido un cohete convencional. (20) (21) (22) (23) (24) (25) (26) (27) (28)

- Velocidad de salida del Xenon/propérgol: 145.000 km/h
- Empuje: 236 mN. (10) (29)
- Impulso específico: 4100 segundos (31)

3.6.2.3 X3 (AEPS)

X3: Es un propulsor iónico de tipo Hall, lo cual significa que usa campos eléctricos para ionizar el Xenón que posteriormente se convierte en plasma cargado. Seguidamente se usan los campos magnéticos para propulsar el plasma cargado. El campo magnético es de forma radial y con la intervención del campo eléctrico axial se consigue el efecto de corriente hall.

Es un prototipo que está desarrollando actualmente la NASA, con la posibilidad de llegar a ser usado en las futuras misiones a Marte. (17) (19) (13)

- Impulso específico: 2600 s (32)
- 100Horas de funcionamiento = 100kW [24]
- Diametro:80cm
- Masa del motor-propulsor: 230 kg
- Empuje: 5,4 N
- Intensidad de corriente eléctrica necesaria: 250 A
- Potencia: 102 kW

3.6.2.4 VASIMR VX-200

El motor de Magnetoplasma de Impulso Específico Variable (VASIMR), es un tipo de propulsor eléctrico. En este propulsor, igual que los propulsores iónicos, se utiliza el gas frío como propulsor, no como combustible, ya que no se quema. Se puede usar un gas como el argón, xenón o el hidrógeno. Posteriormente entra en funcionamiento el primer acoplador RF (antena de radiofrecuencia) en el que el gas se convierte en plasma por el método de ionización, con antenas de Helicón (método de generación de plasma) las cuales emiten radiofrecuencia. Esta primera fase funciona a 30 kilovatios y también se conoce como *Sección Helicón*. La segunda fase, conocida como *ICH-Sección de Calentamiento Ión Ciclotrón*, empieza con el segundo acoplador RF. Una vez tenemos el plasma, una tobera magnética crea un campo magnético muy potente que se encarga de calentar y acelerar el plasma de manera lineal, además de aislarlo de los materiales, ya que de lo contrario se fundirían. Finalmente, se produciría el empuje que nos interesa. Esta fase funciona a 170 kilovatios. (20) (24) (26)

- Impulso específico: 6000s (comprobados) se espera poder alcanzar los 30000s
- Empuje: 5,4 N
- Potencia: 200 kW (30)

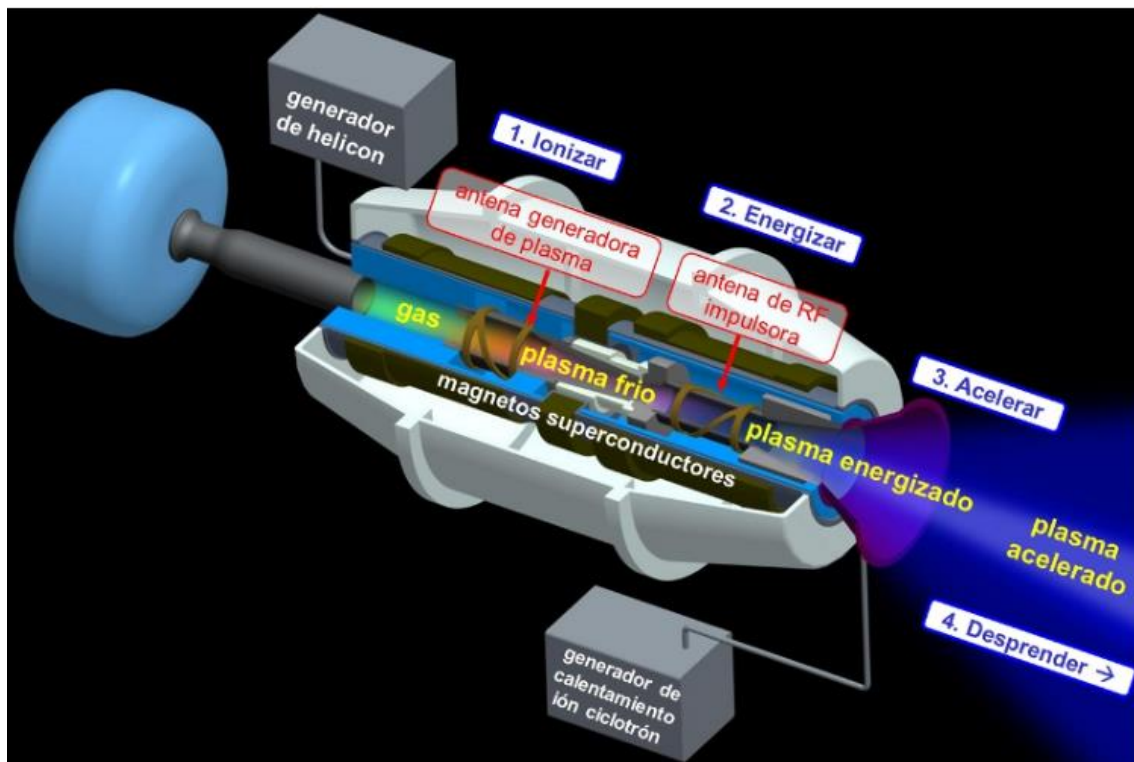


Figura 3.5: Motor de plasma. Fuente: Dakayen

3.6.3 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.

El empuje por radiación solar es un concepto un poco confuso dado que se entiende que la luz no tiene masa, y por ende no debería poder "empujar" nada. Aun así, la luz solar sí posee "cantidad de movimiento", cuando la vela solar recibe partículas o fotones de la luz, esta cantidad de movimiento se traspassa a la zona o nave espacial, y por ello se mueve.

Debido al bajo empuje de propulsión que se puede generar, este método de propulsión no permite abandonar la superficie de un planeta. Pero puede resultar muy eficiente en el espacio. (31) (32)

El efecto sobre una pared sólida depende de la radiación incidente, pero también de las propiedades de esta superficie como absorbencia y tipo de reflectividad. Por estos motivos es importante tener el material adecuado para la fabricación de una vela solar. El material usado actualmente es el PET (Tereftalato de polietileno), también conocido por los nombres de Mylar y Melinex, que tiene una alta resistencia al desgaste, corrosión y es resistente químicamente y térmicamente. También es impermeable y muy ligero. (33)

3.6.3.1 IKAROS

Ikaros es el proyecto de desarrollo de velas solares, creadas por JAXA (Agencia de Exploración Aeroespacial de Japón). Este proyecto se basa en una sonda llamada *Akatsuki*. Como mecanismo de propulsión utiliza una vela solar y propulsión iónica de bajo consumo.

La vela es una membrana cuadrada formada por cuatro pétalos trapezoidales. Su diagonal es de 20 metros y el grosor de 7,5 μm y su material es una mezcla de dos tipos de resina de poliimida y aluminio en una de sus caras. Su diseño se aprovecha de tal

manera que lleva integrado en la propia vela células solares que son capaces de generar casi 300W y solo ocupan un 5% del área total de la vela.

La sonda en total tiene una masa de 310Kg y en su cuerpo central de forma cilíndrica se encuentra inicialmente enrollada la vela.

A continuación, podemos ver una figura de la representación de lo que sería la geometría de la vela.

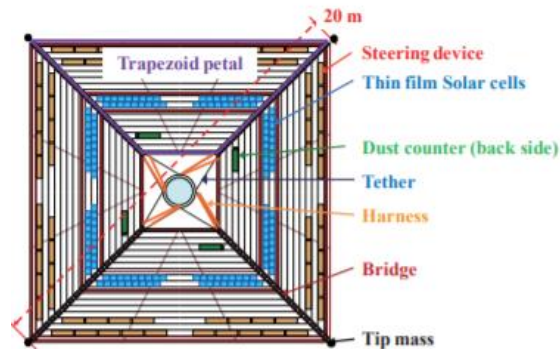


Figura 3.6: Vela Solar. Fuente: Aerospace Tech. Japan

3.6.3.2 LIGHTSAIL 2

Es un proyecto de vela solar para propulsar pequeños satélites conocidos por el nombre de CubeSats, con un peso de tan solo 5kg. La vela está formada por 4 velas más pequeñas que en total suman 32m² de área, su material es Tereftalato de polietileno. Su diseño se basa en la estructura CubeSat de tres unidades. CubeSat es un estándar de diseño modular para nanosatélites. (34)

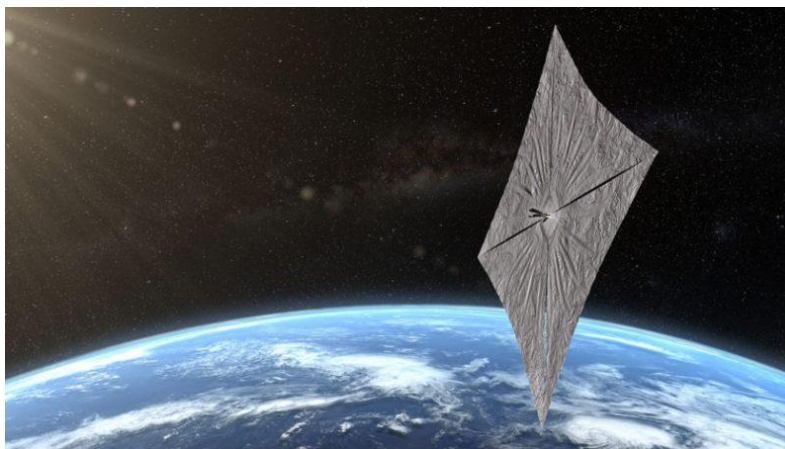


Figura 3.7: Vela solar. Fuente: Earthsky

3.6.4 PROPULSIÓN A PARTIR DE LA ANTIMATERIA

Uno de los objetivos es valorar y estudiar la posibilidad de usar la antimateria para producir energía de manera controlada y poder usar esta energía como mecanismo de propulsión espacial en el futuro. Si fuera posible usar la antimateria como combustible y mecanismo de propulsión espacial podríamos hacer todo tipo de viajes interestelares sin problema, debido a que una pequeña cantidad de antimateria nos puede dar una energía suficiente como para abandonar el sistema solar.

Por este motivo, vamos a analizar qué es la antimateria, qué propiedades tiene, cómo se puede producir, cuánto puede costar económicamente y la manera de almacenarla.

3.6.4.1 ¿Qué es la antimateria?

La antimateria es un término empleado en la física y la química para definir la materia que está compuesta por antiátomos, que a su vez están compuestos por antipartículas. Este tipo de partículas son idénticas a las que conocemos, pero con una gran diferencia, su carga eléctrica es opuesta. (34)

3.6.4.2 ¿Qué son las antipartículas?

Las partículas básicas que componen un átomo son electrón, protón y neutrón, por tanto, cuando hablamos de antipartículas nos referimos a estas mismas, pero con su carga eléctrica invertida.

Como sabemos, el electrón es una partícula con carga eléctrica negativa. Su antipartícula es el positrón, que es exactamente igual. Su única diferencia radica en la carga eléctrica, siendo la del positrón positiva. El protón tiene carga eléctrica positiva y el antiprotón sería exactamente igual que el protón con la diferencia de poseer carga eléctrica negativa. En el caso de los neutrones esto sigue siendo un misterio, pero se sospecha que son partículas con carga neutra debido a que están compuestas de subpartículas tanto negativas como positivas.

En la siguiente figura, vemos un ejemplo de un átomo de materia, en este caso hidrogeno. El átomo de antimateria del hidrogeno sería idéntico, pero con sus partículas opuestas como el antiprotón y el positrón.

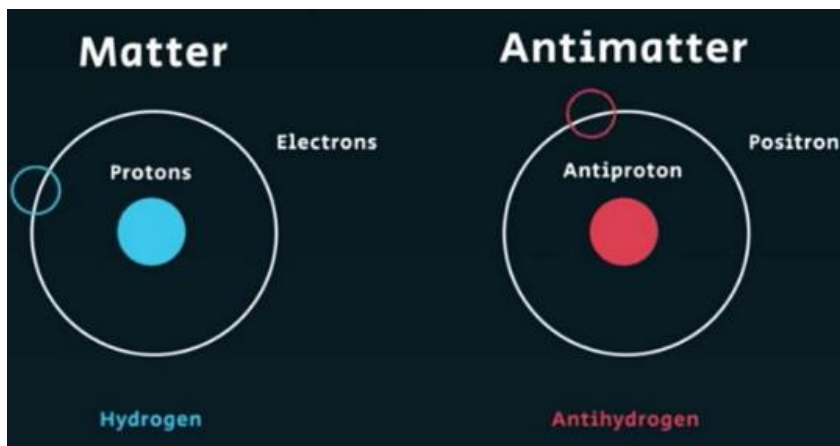


Figura 3.8: Materia y antimateria. Fuente: Rewisor

3.6.4.3 Propiedades de la antimateria

La propiedad más importante de la antimateria cuando se encuentra físicamente con la materia es su capacidad de aniquilarse mutuamente liberando una cantidad de energía muy grande.

Por medio de experimentos, se ha descubierto que, al destruirse la materia y antimateria, se genera radiación gamma o fotones. (34)

Un gramo de antimateria con un gramo de materia sería capaz de liberar la energía equivalente a una bomba nuclear. Por tanto, si un kilogramo de materia entrase en contacto con un kilogramo de antimateria, se produciría una energía superior a 179.000 billones de Julios. (35)

Debido a esta reacción tan fuerte, cuando los aceleradores del CERN y otros centros de investigación producen antipartículas, tienen que almacenarlas en tubos cilíndricos llenos de vacío con campos magnéticos para evitar el contacto físico del propio material del tubo con las antipartículas. (36)

3.6.4.4 La antimateria como propulsor

Según el libro Deep Space Propulsion (36), vemos que se propone un diseño llamado AIMStar, entre otros. Construir un propulsor de antimateria actualmente es una tarea complicada. (ver Anexo 2) Se debe tener en cuenta algo tan básico como pensar que el propio combustible (“antimateria”) al tocar físicamente el propulsor (“materia”) daría como resultado la aniquilación llevándolo a la autodestrucción. Otro inconveniente, aparte de no saber cómo almacenar el propio combustible (“antimateria”), sería la manera de usar la antimateria y las cantidades óptimas para obtener la propulsión adecuada sin perder el control. Aquí también es importante estudiar si el propulsor, a bordo de una sonda, es capaz de dirigir la propulsión con algún ángulo concreto y así tener una manera de posicionar correctamente una sonda. Dada la potencia que puede generar un micro choque de partícula y antipartícula es fácilmente deducible que este tipo de propulsor sería difícil de controlar y redireccionar.

Si este tipo de propulsor llegara a ser una realidad, 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.

4. ANÁLISIS DE LOS MECANISMOS DE PROPULSIÓN

A continuación, se va a realizar un análisis de las posibilidades de cada mecanismo de propulsión espacial con el fin de usar alguno de ellos o una combinación para afrontar una misión espacial de una sonda de investigación.

Para empezar con el análisis se deberían comparar los mecanismos y destacar qué nos puede aportar cada uno de ellos y porqué es más conveniente que otros.

4.1 PROPULSOR QUÍMICO RS-25

Como propulsor químico vimos anteriormente el modelo RS-25.

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.

4.2 PROPULSORES ELÉCTRICOS

NASA NSTAR y NEXT son propulsores iónicos, en este caso el NEXT es el que ha dado mejores resultados en las pruebas de rendimiento y aún se está trabajando para mejorarlo. (11)

4.2.1 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. (29)

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. (29)

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. (29)

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. (29)

4.2.2 PROPULSOR X3

Por último, como propulsores eléctricos nos queda el de efecto hall X3 y el propulsor VASIMR de plasma, los cuales vamos a comentar a continuación. (24)

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. (31)(15)

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. (15)

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. (15)(31)

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. (15)

4.2.3 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. (33)

Como otro punto fuerte, se debe destacar su empuje de 5,4 Newtons que sería igual que el propulsor X3. (33)

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. (33)

Desventaja:

La gran demanda de electricidad es su punto débil, queda totalmente descartado el uso de paneles solares para su autosuficiencia. (33)

4.3 LA VELA SOLAR COMO PROPULSOR

Ventaja:

El hecho de que no requiere combustible reduce la masa total de la sonda y por tanto una propulsión más eficiente. (4)

Así como no necesita combustible, tampoco necesita un aporte de electricidad para funcionar. (4)

Puede superar el empuje de los motores eléctricos, pero se debe realizar la maniobra de acercamiento al sol. (4)

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)

4.4 LA ANTIMATERIA COMO PROPULSOR

Ventaja:

Su impulso específico teóricamente según el diseño AIMStar podría lograr los 67.000s. (36)

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.

A continuación, podemos ver la tabla 4.1 a modo de resumen de las características principales de los propulsores. En la tabla 4.2 se muestran las ventajas y desventajas de dichos propulsores.

Tabla 4.1: Resumen características de los propulsores

Propulsor	Químico	Eléctrico	Eléctrico	Eléctrico	Vela solar	Antimateria
Nombre	RS-25	NEXT	X3	VASIMR	-	AIMStar
Empuje en el vacío	2279 Newtons	0,236 Newtons	5,4 Newtons	5,4 Newtons	Variable en función de la distancia al sol	76 Newtons
Impulso específico	425 segundos	4100 segundos	2600 segundos	3000segundos hasta 12.000 segundos	Variable en función de la distancia al sol	67.000 segundos
Electrodos	No necesita	Necesita (pieza que se desgasta)	Necesita (pieza que se desgasta)	No necesita	No necesita	No necesita
Capacidad de reacción	Alta	Media	Media	Media	Baja	Baja
Masa de combustible	Alta	Baja	Baja	Baja	-	Muy baja
Tipo de combustible	Sólido/líquido	Gas (Xenón)	Gas (Xenón)	Argón, xenón o hidrógeno	No requiere combustible	Antimateria- muy peligroso
Capacidad de realizar viaje interestelar	No apto	Necesita de una fuente de energía secundaria al sol	Necesita de una fuente de energía secundaria al sol	Necesita de una fuente de energía secundaria al sol	Necesita de radiación solar	Apto para largo recorrido

Información extraída del capítulo 4, fuentes de la NASA.

Tabla 4.2: Resumen de ventajas y desventajas de los propulsores

Propulsor	Ventajas	Desventajas
RS-25	<ul style="list-style-type: none"> - Empuje en el vacío de 2.279 Newtons 	<ul style="list-style-type: none"> - Masa del combustible alta
NEXT	<ul style="list-style-type: none"> - Impulso específico de 4100 segundos - Masa del combustible baja 	<ul style="list-style-type: none"> - Necesita de electrodos (pieza que se desgasta) - Necesita de una fuente de energía secundaria al sol para viajes de larga distancia
X3	<ul style="list-style-type: none"> - Empuje en el vacío de 5,4 Newtons - Masa del combustible baja 	<ul style="list-style-type: none"> - Impulso específico de 2600 segundos - Necesita de electrodos (pieza que se desgasta) - Necesita de una fuente de energía secundaria al sol para viajes de larga distancia
VASIMR	<ul style="list-style-type: none"> - Empuje en el vacío de 5,4 Newtons - Masa del combustible baja - No necesita electrodos - Impulso específico de 3.000 a 12.000 segundos 	<ul style="list-style-type: none"> - Necesita de una fuente de energía secundaria al sol para viajes de larga distancia
VELA SOLAR	<ul style="list-style-type: none"> - Empuje en el vacío variable según la distancia al sol - No requiere combustible 	<ul style="list-style-type: none"> - Necesita de radiación solar - Apto para un viaje interestelar con dificultades
ANTIMATERIA	<ul style="list-style-type: none"> - Empuje en el vacío de 76 Newtons - Impulso específico de 67.000 segundos - Masa del combustible baja - Apto para un viaje interestelar 	<ul style="list-style-type: none"> - Combustible peligroso - Actualmente, inviable la producción del combustible

Información extraída del capítulo 4, fuentes de la NASA.

5. PROPUESTA DE MISIÓN ESPACIAL CON SONDA AL CINTURÓN DE KUIPER

5.1 LA SONDA

Se usará una sonda que sea capaz de cumplir una serie de objetivos claros para la misión, de manera que toda la información recopilada por la misma sea de gran ayuda para la investigación del origen de nuestro sistema solar.

5.1.1 OBJETIVOS DE LA SONDA

Como misión principal de la sonda, el objetivo es llegar hasta el cinturón de Kuiper, quedarse justo al inicio del cinturón y estudiar los diferentes cuerpos presentes.

La misión extendida es adentrarse dentro del cinturón de Kuiper, aceptando los riesgos que esto conlleva, ya que un mal cálculo supondría la pérdida de la sonda por una colisión con algún cuerpo o pérdida de su órbita. Una vez superado el cinturón, la idea sería continuar e ir explorando la nube de Oort. Valorando el combustible que quedase o en función de la velocidad acumulada podría ser suficiente, sería interesante abandonar completamente el sistema solar con el fin de seguir obteniendo datos.

5.1.2 INVESTIGACIÓN CIENTÍFICA DE LA SONDA

En el cinturón de Kuiper encontraremos diferentes tipos de cuerpos, como asteroides de diferentes medidas, cometas y planetoides.

Es importante el estudio de estos cuerpos ya que como se ha mencionado antes podemos obtener más pistas sobre el origen del sistema solar. Además, hay un gran interés astrobiológico ya que podemos indagar más sobre cómo se originó la vida.

La teoría dice que todos estos objetos chocaron entre sí e iban formando los planetas y todo lo que sobró es básicamente lo que queda de este proceso: el cinturón de Kuiper. Lo interesante de estudiar los cometas y asteroides, es que no han cambiado, ni se han transformado sus materiales de constitución, como ha pasado con los planetas, donde los materiales más densos forman parte del núcleo del planeta y los livianos están en las capas más externas.

Otro aspecto interesante es descubrir asteroides no detectados hasta ahora y que puedan suponer un peligro futuro para la tierra.

Como objetivo secundario también se estudiará el entorno, así como el polvo o compuestos químicos que se puedan encontrar en suspensión.

Para investigar todo esto se requiere instrumentación especializada en el estudio de superficies de objetos astronómicos, volúmenes, distancias y composiciones químicas.

5.1.3 EQUIPOS Y SISTEMAS DE INSTRUMENTACIÓN DE 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. (30)

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

Estos instrumentos científicos concretos ya probados en otras sondas, se deben fijar mínimo en un polo de 2,3 m de longitud opuesto al generador termoeléctrico de radioisótopos (RTG) para limitar el impacto de la radiación emitida por la descomposición radiactiva del plutonio 238 en las mediciones. Los instrumentos de detección remota como cámaras ISS, espectrómetros IRIS, UVS y fotocolorímetros PPS se instalan en una plataforma orientable con dos grados de libertad. Otros instrumentos de medición como CRS, PLS y LECP están unidos directamente al polo. Los magnetómetros están instalados en el tercer polo de 13 m de largo para reducir la influencia magnética del cuerpo de la nave espacial. Finalmente, dos antenas de 10 m de longitud en un ángulo de 90° entre ellas sirven como sensores para la medición de las ondas de plasma. (37)

JIRAM es un espectrómetro de mapeo infrarrojo, capaz de estudiar las capas más superficiales de la atmósfera de los planetas donde la presión es de entre 5 y 7 bares. Puede detectar metano, vapor de agua, amoníaco y fosfato. (38) (39)

WAVES se encarga de medir las ondas de radio generadas en el plasma de la magnetosfera de Júpiter, ayudando en el estudio de los campos magnéticos del planeta y atmósfera. (38) (39)

MWR Este radiómetro de microondas. Está formado por seis antenas que miden radiaciones electromagnéticas capaces de atravesar la atmósfera de Júpiter y medir abundancia de agua y amoníaco. (38) (39)

JADE es un conjunto de sensores encargados de detectar electrones y iones producidos por algunos planetas como Júpiter. Este instrumento permite crear un mapa de la magnetosfera de algunos planetas, así como analizar las auroras de la atmósfera. (38) (39)

Interferómetro es un instrumento óptico que emplea interferencia de las ondas de luz para medir con gran precisión longitudes de onda de la misma luz. Este instrumento nos ayudara a medir diámetro de cuerpos y variaciones de brillo del propio cuerpo, con estos datos podemos clasificar o escoger el objeto que queremos estudiar, así como poder deducir si se trata de un planeta por su tamaño. (40)

ALICE espectrómetro de imagen ultravioleta, analiza estructuras y composiciones de atmósferas alrededor de los objetos. (37)

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. (41) (41)

Radiómetro infrarrojo IRIS que permite determinar la distribución térmica de un cuerpo y para identificar y distinguir la presencia de ciertas sustancias o compuestos, será de gran utilidad para hacer un estudio de la temperatura de los cuerpos que encontremos y poder identificar los diferentes compuestos de los cuales están formados los cuerpos que podamos estudiar. (37)

El **fotocolorímetro PPS** es un sensor que mide la intensidad y la polarización de la luz de ocho longitudes de onda entre 235 y 750 nanómetros de manera continua, a diferencia del espectrofotómetro que varía su longitud de onda de manera discreta. Este sensor puede identificar colores, puede determinar concentración sustancias y compuestos químicos que no se puedan distinguir con el Radiómetro infrarrojo, por ejemplo. Se usa frecuentemente en satélites que orbitan la tierra para controlar las precipitaciones y cambio de temporal del planeta. (37)

Espectrofotómetro este sensor funcionará de manera complementaria con el Fotocolorímetro PPS, ya que trabajan las longitudes de ondas de manera distinta. (37)

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. (37) (42)

CRS es un detector de rayos cósmicos. Es interesante este sensor dado que vamos a una zona poco explorada del sistema solar y no sabemos qué partículas y atmósfera de compuestos podemos llegar a encontrar. Sabemos que los rayos cósmicos son partículas con mucha energía que en futuras misiones se podría llegar a usar con algún propulsor mucho más sofisticado o incluso como fuente de energía alternativa a los generadores radioactivos o paneles solares. Por eso, es interesante detectar estas

partículas además de que podemos estudiar más en profundidad el contenido de esta energía. (37)

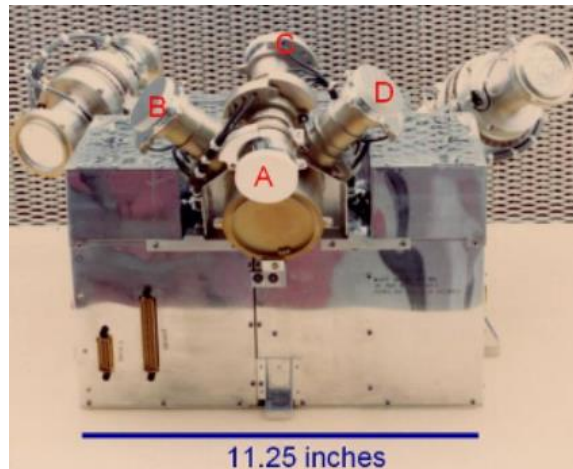


Figura 5.1: Instrumentos Voyager 2. Fuente: Fuente de conocimiento (blog)

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. (37)

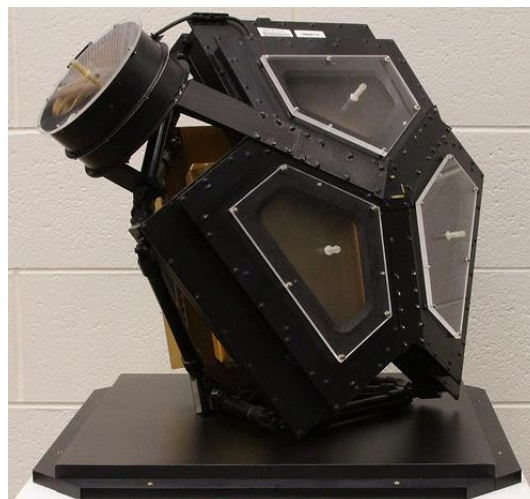


Figura 5.2: Voyager 2. Fuente: Fuente de conocimientos (blog)

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. (37)

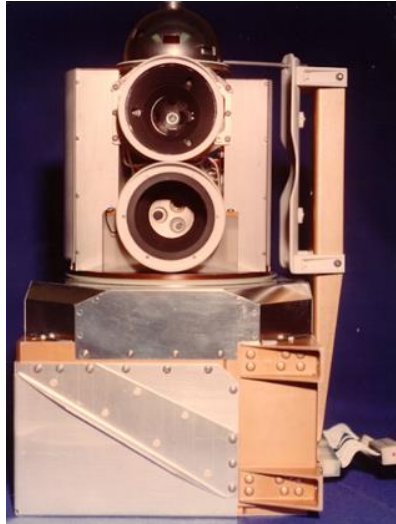


Figura 5.3: Voyager 2. Fuente: Fuente de conocimiento (blog)

MAG (Flux Gate Magnetometer) mide las variaciones del campo magnético solar y su incidencia sobre otros cuerpos con otros campos magnéticos, de esta manera, se puede estudiar la interacción entre diferentes campos magnéticos. Este tipo de sensor es susceptible de las radiaciones propias de otros aparatos electrónicos, se recomienda instalarse en los extremos de cualquier panel solar. (37) (44)

SWAP (Solar Wind Around Pluto) es un espectrómetro específico que puede analizar el viento solar. (43)

Antena PWS nos sirve para estudiar las ondas de plasma, son esas ondas electromagnéticas que impulsan las partículas y las atan a su campo electromagnético. (37)

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. (43)

PRA es un sensor de radioastronomía, junto con el sistema de **Ondas de Plasma (PWS)** comparten las 2 antenas separadas 90 grados entre sí. PRA mide las radiaciones electromagnéticas que capta en la región de radio de todo el espectro. (37)

JEDI (Jovian Energetic Particle Detector Instrument) Es un detector compuesto de tres sensores que analizan las partículas de iones de hidrógeno, helio, oxígeno y azufre. También, mide la distribución angular y el vector de velocidad de los iones y electrones. Con ayuda de este instrumento podemos indagar más sobre la composición de muchos cuerpos del cinturón. (44)

LEISA es un espectrómetro de imágenes de infrarrojo. Esta técnica e instrumento es muy usado en la identificación de elementos químicos. (43)

CONSERT (Comet Nucleus Sounding Experiment by Radiowave Transmission) este dispositivo es capaz de enviar ondas de radio que atraviesan cuerpos, mediante la reflexión y difracción es posible analizar la estructura interior del núcleo de muchos objetos. (44)

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. (37)

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. (45)

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 (47), 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.

La comunicación con la sonda puede realizarse por medio de la Red del Espacio Profundo de la NASA (DSN). Esta es una red internacional de antenas de radio que sirven como apoyo a las misiones como el envío de sondas al espacio. Entre todas las antenas sería necesario el uso de alguna antena de 70m de diámetro para transmitir y a una potencia muy grande, aproximadamente de 400 kilovatios, y de la misma manera esta antena debe ser capaz de captar la tenue señal que envía la sonda. (48)

- 2 amplificadores de señal de 12 W igual que en la sonda Voyager.
- Relojes de tiempo de oscilador de cristal
- 4 discos duros de estado sólido de 500 Gb cada uno.
- 1 PC para el sistema de comando
- 1 PC para la gestión de datos
- 1 PC para la orientación
- 1 PC central

MVIC son dos cámaras de color de gran angular, una de ellas es de baja resolución y otra de alta resolución. Debe llevar cámaras para tener una orientación precisa, ya se comprobó en otras sondas como las Voyager que no es suficiente con giroscopios para realizar una trayectoria precisa. Estas cámaras se usarían de manera paralela a los datos obtenidos de las tablas de efemérides para un control preciso de la trayectoria. Es recomendable llevar otra unidad MVIC ISS repetida. (43)

RALPH es una cámara a color de imagen espectral infrarroja usada en la sonda espacial New Horizons. (43)

STAR ACC son unidades de medición inercial MIMU con 3 acelerómetros que miden las variaciones de velocidad de manera lineal y aceleraciones angulares, además incorpora 3 giroscopios. Dado que este es un instrumento de vital importancia para la correcta trayectoria de la sonda, y por su uso en otras sondas anteriores, es recomendable llevar a bordo al menos dos unidades de medición inercial. (37)

Dos **magnetómetros triaxiales**, son necesarios para dar soporte de medición a otros sistemas de instrumentación, además de aportar una redundancia en sistemas, la cual es necesaria. (37)

Antena HGA de 3,7m de diámetro permite trabajar con dos canales de frecuencia. Banda X es el canal que trabaja a 8,4 gigahercios, este se usa para datos de ciencia e ingeniería. El otro canal, Banda S de 2,3 gigahercios se usa para la telemetría de la sonda. (43)

ARP es un receptor que puede cubrir dos rangos de frecuencias. Un rango que va de $20,4 \cdot 10^3 \text{Hz}$ a $1300 \cdot 10^3 \text{Hz}$ y de $2,3 \cdot 10^6 \text{Hz}$ a $40,5 \cdot 10^6 \text{Hz}$. Se llevarán dos receptores de este tipo para las comunicaciones.

LORRI (Long Range Reconnaissance Imager) Obtiene datos geológicos de alta resolución por medio de una cámara telescópica, obtiene datos en largas distancia y mapea caras ocultas, también es de utilidad para las correcciones y cálculos de trayectorias. (43)

ORLN es un sensor Lidar capaz de medir distancias en objetos. Utiliza un láser con el cual transmite una serie de pulsos, seguidamente utiliza un receptor para detectar la luz retrodispersada o reflejada y así medir distancias. Tener un control preciso midiendo distancias es importante en el momento del acercamiento al cinturón de Kuiper, no se pueden permitir fallos, por tanto, se debería equipar otra unidad ORLN. (37)

Radar espacial emite radiación de microondas en forma de pulsos por medio de una antena. Cuando las microondas tocan algún objeto, parte de esta energía de las ondas se retrodispersa y la detecta un receptor. Este sensor es capaz de generar una imagen bidimensional de la superficie del objeto y la distancia a la que se encuentra.

Materiales de la sonda

El cuerpo de la sonda se debe rodear de una manta MLI (Multi Layer Insulation). Este recubrimiento ya se ha probado en otras sondas espaciales y sirve para mantener la temperatura adecuada del interior de la sonda y a la vez aislar o bien altas temperaturas o muy bajas temperaturas del exterior. Otra función es la de barrera física, protege contra colisiones de micro cuerpos como rocas.

Este recubrimiento está fabricado de fibra de vidrio, para evitar desgarres, además de una capa de plata, redes de poliéster, y capas de polímero metalizado.

A continuación, mostramos una tabla resumen de algunas de las sondas que llevan esta instrumentación, a partir de las características y misión de cada sonda podemos hacer un pequeño análisis de que debería llevar una sonda para explorar el cinturón de Kuiper.

La New Horizons, la cual se lanzó en 2006, tiene como objetivo principal estudiar Plutón, debido a la distancia al a que encontramos este planeta es muy probable encontrar cuerpos de Kuiper, así que esta sonda debe ir preparada para este tipo de estudio y nos sirve como referencia para nuestra sonda.

Las sondas Voyager, que se lanzaron en 1977, tienen una instrumentación muy similar entre ellas. Su objetivo es ir al espacio interestelar, así que, es una sonda referencial para equipar la nuestra.

Tabla 5.1: Comparativa instrumentos de las sondas

	Instrumentos	New Horizons	Voyager	Juno	Nuestra sonda
INSTRUMENTOS PARA LA CIENCIA	IRIS		X		
	UVS		X	X	X
	Fotocolorímetros PPS	-	-	-	-
	CRS		X		
	PLS		X		X
	LECP		X		X
	Interferómetro				
	MWR			X	
	JIRAM			X	
	ALICE	X			
	AMS				X
	COSIMA				X
	Fotopolarímetro		X		X
	Espectrofómetro	-	-	-	-
	MAG		X	X	
	SWAP	X			
	Antena PWS		X		
	PEPSSI	X			X
	PRA		X		
	JADE				
	JEDI			X	
	LEISA (Ralph)	X			
	WAVES			X	
	JCM			X	X
	CONCERT				
JUICE			X	X	
INSTRUMENTOS PARA LA NAVEGACIÓN	MVIC (Ralph)	X			X
	STAR ACC				
	Magnetómetros triaxiales	X	X	X	X
	Antena HGA		X		
	ARP	X	X	X	X
	ORLN	X	X	X	X
	LORRI	X			
	Radar espacial	X	X	X	X

Contenido elaborado a partir de documentación con información oficial de la NASA. (38) (37) (44)

Como se puede observar en la tabla anterior, la sonda para la misión espacial al cinturón de Kuiper deberá llevar equipado una serie de sensores orientados a la ciencia: el sensor **AMS**, será el encargado de detectar antimateria, medir rayos cósmicos y materia oscura, este sensor tiene más relevancia en la parte final de la misión, donde la sonda atraviesa y va más allá del cinturón de Kuiper. **PLS** y **PEPSSI** son sensores que nos permitirán medir composiciones, densidad de plasma, viento solar, detección y estudio de la heliosfera y se debe aprovechar ya que la sonda será capaz de atravesar esa región del espacio. **LECP** es interesante equiparlo al igual que las sondas Voyager ya que es capaz de llegar a detectar partículas como el Neutrino y encontrarlas puede ser un gran avance para la ciencia. **COSIMA** este sensor analiza el polvo que desprenden algunos objetos del espacio como cometas. Nos permite determinar la presencia de compuestos orgánicos e inorgánicos. **Fotopolarímetro** nos permite determinar las propiedades físicas de los objetos de Kuiper, así como textura y composición. **JUICE** es un mástil que nos ayudará a evitar la propia radiación electromagnética de la sonda para optimizar el funcionamiento de algunos instrumentos más sensibles a las interferencias como el **JCM**, es un telescopio de luz visible y nos ayudará a captar muchos más datos. **UVS** nos permitirá analizar con más detalle composiciones de moléculas, concentraciones de metales o distribución de hidrógeno.

Los instrumentos de navegación que se equipan, son comunes prácticamente en todas las sondas, puesto que son esenciales para la correcta telemetría.

A continuación, veremos una serie de esquemas de sondas espaciales que ya han realizado misiones. Nos servirán para hacernos una idea de cómo se equipan las sondas espaciales. Puede servir también como referencia para un futuro diseño de sonda espacial ya que, en este trabajo no se llega a este nivel de detalle.

En la figura 5.4 observamos el diseño y la distribución de los instrumentos de la sonda Juno.



Juno Payload System Overview

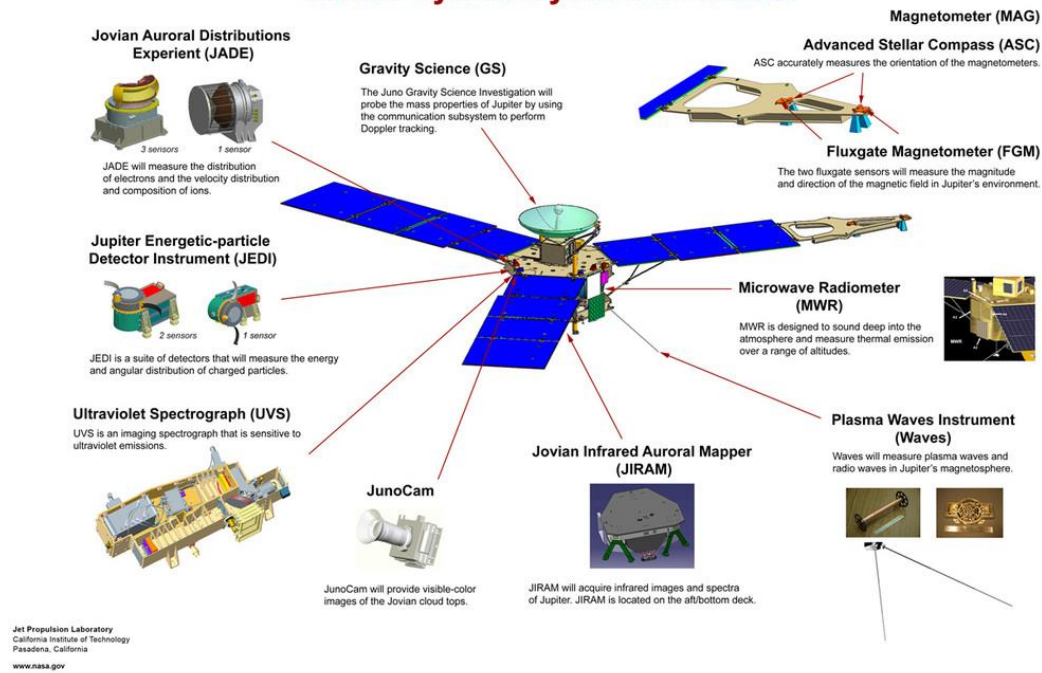


Figura 5.4: Sonda Juno. Fuente: NASA

En la figura 5.5 visualizamos la distribución de los instrumentos de la sonda Voyager.

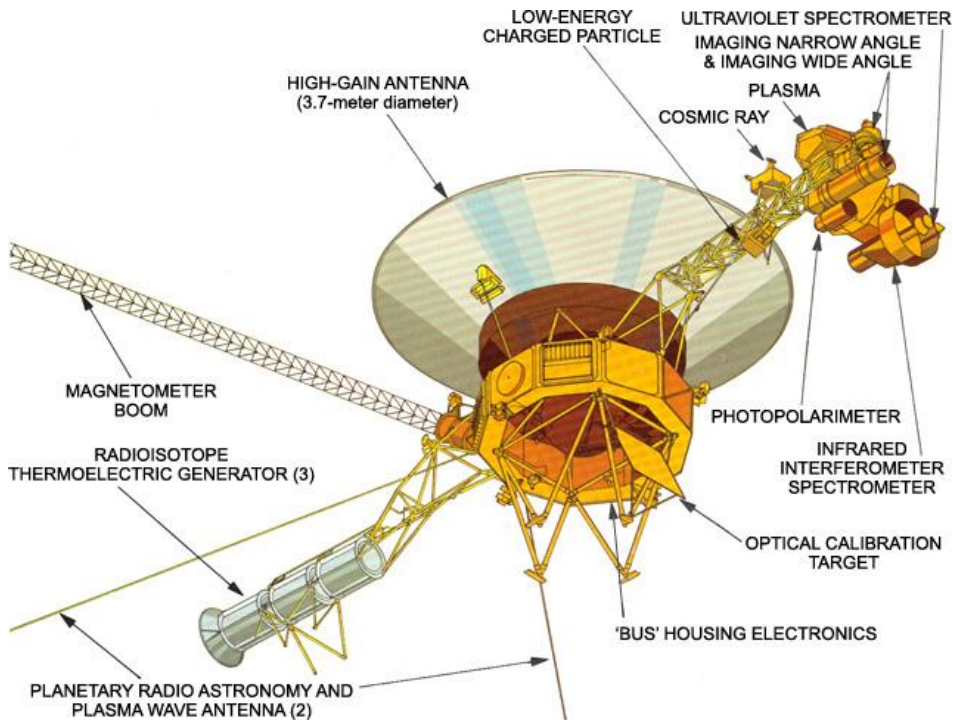


Figura 5.5: Sonda Voyager. Fuente: NASA

En la figura 5.6 observamos los instrumentos y su distribución de la sonda New Horizons.

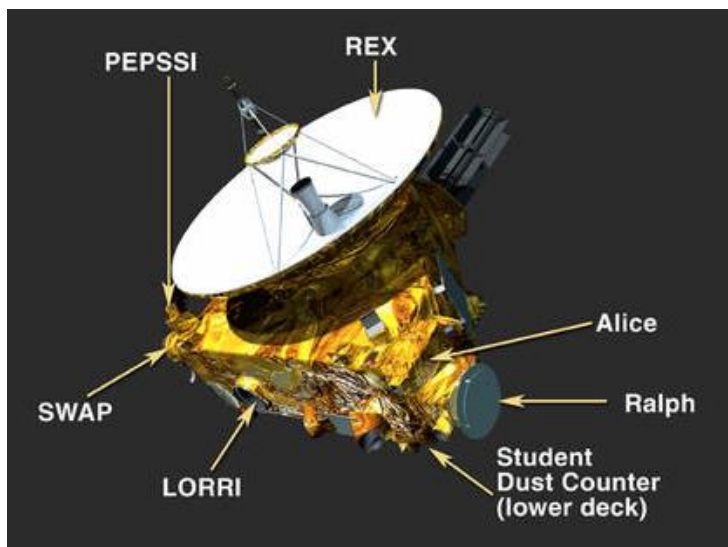


Figura 5.6: Sonda New Horizons. Fuente: NASA

Como se ha podido observar en los diferentes esquemas, cada sonda tiene una estructura totalmente distinta, no hay un patrón que se repita. Por lo tanto, sin datos precisos de la estructura de una sonda, capaz de realizar esta misión, masa y volumen de cada sistema de instrumentación, es difícil estimar cuanto puede pesar la sonda destinada al estudio del cinturón de Kuiper.

Tabla 5.1: Tabla comparativa masa de las sondas

Voyager	New Horizons	Juno
735 kg	478 kg	3625 kg

Información extraída de la NASA

En la tabla 5.1 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.

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.

5.1.4 SISTEMA DE ELECTRICIDAD Y PROPULSIÓN

GPHS-RTG es un generador termoeléctrico de radioisótopos de Plutonio-238. Con 24 kilos de este isotopo podríamos generar aproximadamente 1000 W de potencia, el RTG tendría una masa de 200Kg aproximadamente. (49)

La sonda Voyager lleva 3 generadores termoeléctricos de radioisótopos (Plutonio 238) capaz de generar 470W. Usando esta referencia de la sonda Voyager, es viable cargar estos generadores (RTG) con el objetivo de llegar a producir 1000W con el coste de tener 200 kg de masa añadida.

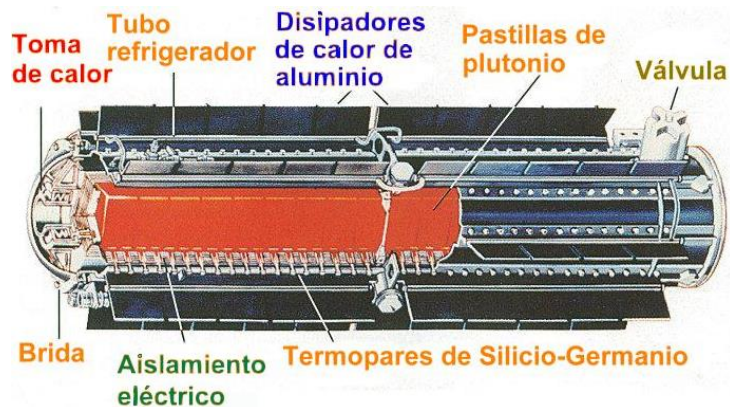


Figura 5.4: Generador termoeléctrico. Fuente: Alma de herrero (blog)

6. 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. Al llevarla a cabo, la sonda gana velocidad y también acortamos el tiempo de llegada al destino, como contra es necesario que el encuentro con Júpiter tenga lugar en un punto concreto de la órbita para poder aprovechar correctamente la maniobra de asistencia.

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.

Una vez llegamos a la ISS, la sonda será impulsada a una órbita con radio mayor (esfera de influencia terrestre), se deberá comprobar los ángulos de inclinación de las orbitas y velocidades necesarias para realizar estas maniobras. Seguidamente, el objetivo es llegar a la órbita de Júpiter para realizar una maniobra de asistencia gravitatoria. Se escoge Júpiter porque la sonda New Horizons aprovechó en su misión la asistencia gravitatoria de este planeta, además de ser el planeta más masivo del sistema solar. Pasado Júpiter, el destino final de la sonda es el cinturón de Kuiper. (43)

6.1 MANIOBRA DE CAMBIO DE INCLINACIÓN DEL PLANO ORBITAL Y PUESTA A PUNTO

Consideramos la ISS (*International Space Station*) situada en una órbita geoestacionaria circular, con apogeo de 406km y perigeo de 402km. La ISS se sitúa a 400 km de altitud. El sentido de giro coincide con el de la Tierra. Si suponemos que la sonda se sitúa en la misma órbita y velocidad que la ISS, entonces calculando la velocidad orbital de la ISS sabremos la velocidad de la sonda, para estos cálculos usaremos la siguiente fórmula:

$G = 6,673 \cdot 10^{-11} [N \cdot m^2/kg^2] \rightarrow$ Constante de gravitación universal.

$M_{Tierra} = 5,98 \cdot 10^{24}kg$

$R \rightarrow$ altura a la que se encuentra la sonda y que coincide con la ISS.

$$V_{iss} = \sqrt{\frac{G \cdot M_T}{R}} = \sqrt{\frac{6,673 \cdot 10^{-11} \cdot 5,9722 \cdot 10^{24}}{(400000 + 6371000)}} = 7670 \text{ m/s}$$

Ecuación 6.1

Ahora que sabemos la velocidad, debemos realizar una maniobra de cambio de plano orbital. Para situarnos, debemos entender que la Tierra se divide en dos partes iguales, la línea ecuatorial la divide por la mitad, esta línea es la referencia a 0° en las coordenadas de la propia Tierra. El eje de rotación terrestre esta inclinado $23,45^\circ$ respecto al plano del ecuador. A partir de esta inclinación, la Tierra traza su órbita elíptica alrededor del sol, describe el plano de la eclíptica, también usado como referencia a 0° para todo el sistema solar.

La ISS tiene una órbita inclinada de $51,64^\circ$ respecto el ecuador terrestre. Con este dato y sabiendo que el plano eclíptico esta inclinado $23,45^\circ$ respecto el ecuador terrestre, podemos obtener los otros datos necesarios para la maniobra.

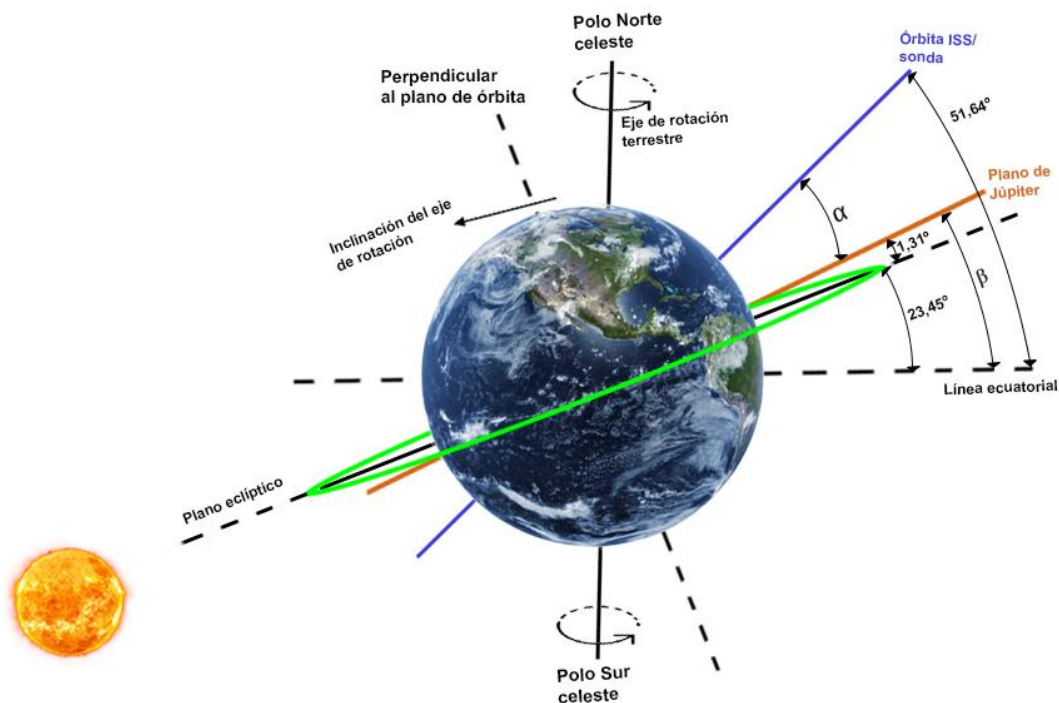


Figura 6.1: Plano eclíptico. Fuente: propia

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 excentricidad es el valor que define la deformación de una elíptica.

El objetivo de esta maniobra es situarnos a la misma inclinación del plano orbital de Júpiter para simplificar cálculos. Para realizar esta maniobra debemos consultar cual es la inclinación de la órbita de Júpiter respecto al plano eclíptico, podemos ver que es de $1,31^\circ$. Esta poca inclinación nos aporta la ventaja de que necesitaremos una energía pequeña para el cambio de plano.

Esta maniobra requiere adquirir un vector de velocidad para modificar la trayectoria y situarse en la órbita que nos interesa.

A partir la figura 6.2 podemos deducir la componente de velocidad aplicando la ley de los cosenos.

Los catetos (V_i y V_f) del triángulo tienen el mismo módulo debido a que se mantiene la velocidad lineal de la sonda en el cambio de órbita.

$$\beta = 1,31 + 23,45$$

$$\alpha = 51,64 - \beta = 26,88^\circ$$

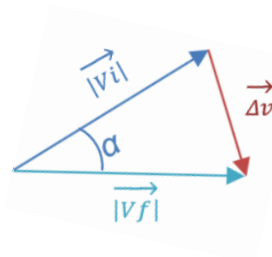


Figura 6.2: Componentes de velocidad. Fuente: propia

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

$$v_f = v_i = (7,67 \text{ km/s})^2$$

$$a^2 = b^2 + c^2 - 2bc \cdot \cos\alpha$$

Ecuación 6.2

Simplificando la expresión obtenemos:

$$\Delta v = \sqrt{V_i^2 + V_f^2 - 2v_i \cdot v_f \cdot \cos\alpha}$$

Ecuación 6.3

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

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

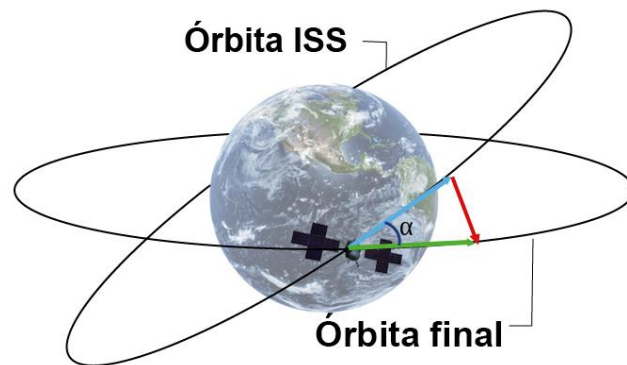


Figura 6.3: Órbita ISS. Fuente: propia

Finalmente, este es el cambio de inclinación realizado:

Órbita inicial desde la ISS:

- Altitud: 400 km
- Velocidad orbital: 7670,1 m/s
- Inclinación de la órbita: 51, 65° (respecto el ecuador)

Órbita nueva:

- Altitud: 400 km
- Velocidad orbital: 7670,1 m/s
- Inclinación de la órbita: 1, 31° (respecto plano eclíptico)

6.2 MANIOBRA DE TRANSFERENCIA

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. En este punto de la esfera de influencia, la fuerza de atracción gravitatoria no es tan notable y prácticamente no nos afecta en comparación a la atracción del Sol, esta región externa a los cuerpos de mucha masa se le llama esfera de influencia (SOI).

Se ha demostrado que esta Transferencia de Hohmann es una maniobra muy eficiente para órbitas circulares coplanarias, (50) con coplanarias nos referimos justamente a nuestro caso, que tenemos la órbita actual inclinada $1,31^\circ$ respecto plano eclíptico y la nueva órbita en la esfera de influencia tendrá la misma inclinación, esto significa que compartirán el mismo plano orbital.

En la siguiente figura 6.4 vemos representada la órbita de la esfera de influencia de color rojo.

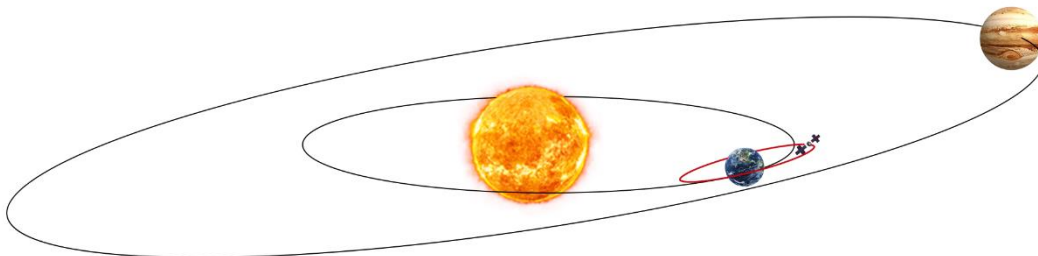


Figura 6.4: Órbitas coplanarias. Fuente: propia

A continuación, realizamos el cálculo correspondiente para encontrar la órbita de la esfera de influencia terrestre.

$$R_{tierra} = 6,371 \cdot 10^6 m$$

$$R_{inicial} = R_{tierra} + 400 \cdot 10^3 m = 6771 \cdot 10^3 m$$

Ahora debemos calcular el radio de la órbita final:

$$M_{Sol} = 1,98 \cdot 10^{30} kg$$

$$M_{Tierra} = 5,98 \cdot 10^{24} kg$$

Distancia radial de la tierra al sol: $R_{mts} = 1,496 \cdot 10^{11} m$

$$R_{final} = R_{SOI} = R_{mts} \cdot \left(\frac{M_T}{M_S}\right)^{\frac{2}{5}} = 1,496 \cdot 10^{11} m \cdot \left(\frac{5,98 \cdot 10^{24} kg}{1,98 \cdot 10^{30} kg}\right)^{\frac{2}{5}} = 926,71457 \cdot 10^6 m$$

Ecuación 6.4

Podemos comprobar que la órbita de la esfera de influencia es ese punto en el cual, la fuerza de atracción de la tierra es despreciable en comparación al sol, de la siguiente manera podemos calcular las fuerzas de atracción gravitatoria que actúan sobre la sonda.

$G \rightarrow$ constante de la gravitación universal

$M_T \rightarrow$ masa de la Tierra

$M_S \rightarrow$ masa del Sol

$m \rightarrow$ masa sonda

$R_{IT} \rightarrow$ distancia de la sonda desde la esfera de influencia al centro terrestre

$R_{mts} \rightarrow$ distancia media del centro del sol al centro terrestre

En los siguientes cálculos se realiza un análisis de la influencia del campo gravitatorio del Sol sobre diferentes posiciones angulares de la sonda sobre la esfera de influencia terrestre. Se puede llegar a tener posiciones angulares infinitas sobre la esfera de influencia y, por tanto, "Rn" distancias infinitas de la sonda al sol, aunque los casos más destacables serían los siguientes:

CASO 1: $R_1 \rightarrow$ distancia más corta del Sol a la sonda

$$R_1 = R_{mts} - R_{IT} = 1,496 \cdot 10^{11} - 926,71 \cdot 10^6 = 1,486733 \cdot 10^{11}$$

$$F_{Terrestre} = \frac{G \cdot M_T \cdot m}{R_{IT}^2} = \frac{6,67 \cdot 10^{-11} \cdot 5,98 \cdot 10^{24} \cdot m}{(926,71 \cdot 10^6)^2} = 0,00046445 \cdot m N$$

Ecuación 6.5

$$F_{Sol} = \frac{G \cdot M_S \cdot m}{R_1^2} = \frac{6,67 \cdot 10^{-11} \cdot 1,98 \cdot 10^{30} \cdot m}{(1,486733 \cdot 10^{11})^2} = 0,006 \cdot m N$$

CASO 2: R2 → distancia más grande del Sol a la sonda

$$R1 = R_{mts} + RI_T = 1,496 \cdot 10^{11} + 926,71 \cdot 10^6 = 1,505267 \cdot 10^{11}$$

$$F_{Terrestre} = \frac{G \cdot M_T \cdot m}{RI_T^2} = \frac{6,67 \cdot 10^{11} \cdot 5,98 \cdot 10^{24} \cdot m}{(926,71 \cdot 10^6)^2} = 0,00046445 \cdot m N$$

$$F_{Sol} = \frac{G \cdot M_S \cdot m}{R2^2} = \frac{6,67 \cdot 10^{11} \cdot 1,98 \cdot 10^{30} \cdot m}{(1,505267 \cdot 10^{11})^2} = 0,0058 \cdot m N$$

CASO 3: R3 → distancia intermedia del sol a la sonda

$$F_{Terrestre} = \frac{G \cdot M_T \cdot m}{RI_T^2} = \frac{6,67 \cdot 10^{11} \cdot 5,98 \cdot 10^{24} \cdot m}{(926,71 \cdot 10^6)^2} = 0,00046445 \cdot m N$$

$$F_{Sol} = \frac{G \cdot M_S \cdot m}{R3^2} = \frac{6,67 \cdot 10^{11} \cdot 1,98 \cdot 10^{30} \cdot m}{(1,486733 \cdot 10^{11})^2} = 0,0059 \cdot m N$$

Como podemos ver hay un cambio en la fuerza de atracción del sol sobre la sonda. Esta fuerza que ejerce el Sol sobre la sonda aumentará con la masa de la sonda. Es muy importante tener en cuenta que, a mayor masa de la sonda, mayor es la energía potencial gravitatoria que ejerce el Sol y, por tanto, será más difícil escapar de su atracción.

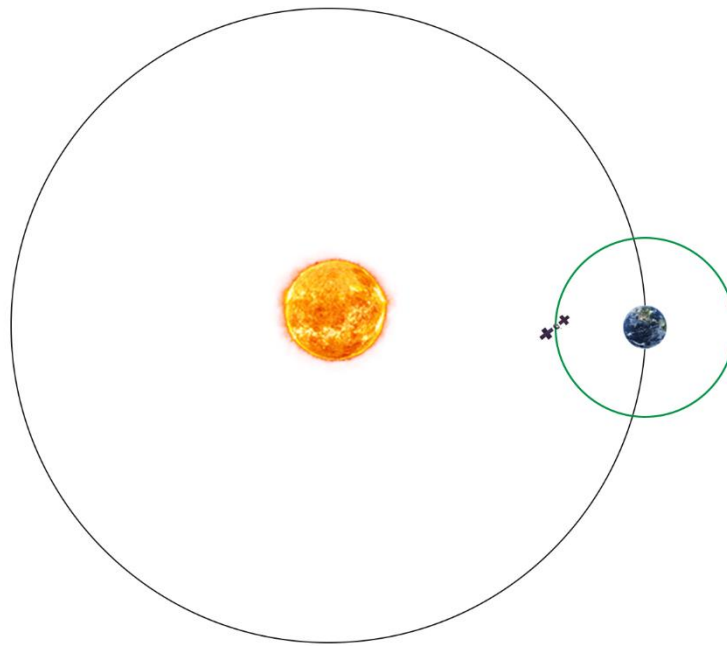


Figura 6.5: Esfera de influencia terrestre. Fuente: propia

6.3 PRIMERA MANIOBRA DE TRANSFERENCIA DE HOHMANN HASTA LA ESFERA DE INFLUENCIA TERRESTRE

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.

La elipse dibujada por la órbita de transferencia será tangente en su perigeo a la órbita inicial y tangente en el apogeo en la órbita final.

Conociendo el radio de la órbita inicial ($R_{inicial}$) y radio de la órbita final (R_{final}), podemos calcular el cambio de velocidad que se produce en la sonda durante la transferencia, para ello procedemos a realizar el cálculo de las velocidades orbitales y el balance de energía.

6.3.1 ANÁLISIS DE LAS VELOCIDADES ORBITALES

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. Por otra parte, si la velocidad de la sonda supera la velocidad orbital lograríamos que escapara del campo gravitatorio del planeta, este campo dejaría de tener tanta importancia, ya que el campo gravitatorio del Sol pasaría a ser mucho más relevante.

Velocidad en la órbita inicial:

$$V_{inicial} = V_{ISS} = \sqrt{\frac{G \cdot M_{Tierra}}{R_{ISS}}}$$

$$V_{inicial} = V_{ISS} = \sqrt{\frac{6.67 \cdot 10^{-11} \cdot 5,98 \cdot 10^{24}}{6,371 \cdot 10^6 + 400 \cdot 10^3}} = 7670 \text{ m/s}$$

Velocidad en la órbita final en la esfera de influencia

$$V_{final} = V_{SOI} = \sqrt{\frac{G \cdot M_{Tierra}}{R_{IT}}} = \sqrt{\frac{6.67 \cdot 10^{-11} \cdot 5,98 \cdot 10^{24}}{926,71457}} = 656,2029 \text{ m/s}$$

Definidas las velocidades, se necesita saber el incremento de velocidad para salir de la primera órbita mediante la transferencia de Hohmann de manera eficiente. Este cálculo lo podemos realizar mediante un balance de energía.

6.3.2 ANÁLISIS DE VELOCIDADES Y ENERGÍAS

6.3.2.1 Análisis de velocidades

En un cuerpo que orbita alrededor de otro cuerpo central, actúan fuerzas conservativas, su energía mecánica se conserva y puede escribirse como: (51)

$$E = E_c + E_p = cte$$

Ecuación 6.6

La energía total es la suma de su energía cinética más su energía potencial.

$$E_{inicial} = E_1 = \frac{1}{2} \cdot m \cdot v_{Periapsis}^2 - \frac{G \cdot M_{Tierra} \cdot m}{R_{ISS}}$$

Ecuación 6.7

$$E_{final} = E_2 = \frac{1}{2} \cdot m \cdot v_{Apoapsis}^2 - \frac{G \cdot M_{Tierra} \cdot m}{R_{SOI}}$$

Como podemos ver, tenemos dos incógnitas $V_{Periapsis}$ que sería la velocidad total inicial necesaria para abandonar la órbita de la ISS. Esta velocidad estaría compuesta por nuestra velocidad actual V_{ISS} y el incremento $\Delta V1$ que sería la velocidad que debe aportar nuestros propulsores.

$V_{Apoapsis}$ es la velocidad con la cual llegaremos tangencialmente a nuestra órbita final correspondiente a la esfera de influencia terrestre. Se debe sumar el incremento $\Delta V2$ proporcionado por los propulsores para conseguir la velocidad orbital de la esfera de influencia. Para poder hallar estas dos incógnitas aplicamos la fórmula del momento angular de una partícula sólida respecto a un punto como veremos a continuación.

L --> momento angular

R --> vector de posición del cuerpo

P --> cantidad de movimiento

$$\vec{L} = \vec{R} \times \vec{P}$$

Ecuación 6.8

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

Ecuación 6.9

$$\overrightarrow{L1_{Periapsis}} = m \cdot V_p \cdot R_{ISS}$$

Ecuación 6.10

$$\overrightarrow{L1_{Apoapsis}} = m \cdot V_A \cdot R_{SOI}$$

Igualamos momentos y despejamos una de las incógnitas:

$$m \cdot V_p \cdot R_{ISS} = m \cdot V_A \cdot R_{SOI}$$

$$V_A = \frac{R_{ISS}}{R_{SOI}} \cdot V_P$$

Ecuación 6.11

Igualamos las ecuaciones de energía y seguidamente sustituimos la ecuación del momento dentro de la ecuación de energía y así eliminamos una incógnita.

$$E_{inicial} = E_{final}$$

$$\frac{1}{2} \cdot m \cdot v_{Periapsis}^2 - \frac{G \cdot M_{Tierra} \cdot m}{R_{ISS}} = \frac{1}{2} \cdot m \cdot v_{Apoapsis}^2 - \frac{G \cdot M_{Tierra} \cdot m}{R_{SOI}}$$

$$V_P = \sqrt{\frac{2 \cdot G \cdot M_{Tierra} \cdot \left(\frac{1}{R_{ISS}} - \frac{1}{R_{SOI}} \right)}{\left(1 - \frac{R_{ISS}^2}{R_{SOI}^2} \right)}}$$

Ecuación 6.12

$$V_p = \sqrt{\frac{2 \cdot 6.67 \cdot 10^{-11} \cdot 5.98 \cdot 10^{24} \cdot \left(\frac{1}{6771 \cdot 10^3} - \frac{1}{926,71457 \cdot 10^6} \right)}{\left(1 - \frac{(6771 \cdot 10^3)^2}{(926,71457 \cdot 10^6)^2} \right)}} = 10\,810 \text{ m/s}$$

Hechos estos cálculos obtenemos la velocidad de llegada en el periapsis de la órbita final. Solo falta calcular la velocidad en el apoapsis.

$$V_A = \frac{R_{ISS}}{R_{SOI}} \cdot V_p = \frac{6771 \cdot 10^3}{926,71457 \cdot 10^6} \cdot 10.81 \cdot 10^3 = 79.0184 \text{ m/s}$$

Finalmente podemos encontrar los incrementos de velocidad.

$$\Delta V_1 = V_p - V_{ISS} = 10.810 \text{ m/s} - 7670 \text{ m/s} = 3139,7 \text{ m/s}$$

$$\Delta V_2 = V_{SOI} - V_A = 656.0554 - 79.0184 = 577.037 \text{ m/s}$$

El incremento total acumulado sería:

$$\Delta V_1 + \Delta V_2 = 3140,7 \text{ m/s} + 5770,037 \text{ m/s} = 3716,737 \text{ m/s}$$

Es muy importante tener en cuenta que todos los cálculos anteriores de velocidades los hemos hecho considerando la Tierra como el observador o sistema de referencia.

En el momento de involucrar otros planetas u otros puntos de vista fuera de la influencia terrestre, el sistema de referencia nuevo u observador pasaría a ser el Sol.

En la siguiente figura 6.6 se puede observar la maniobra de transferencia que realizaría la sonda y sus velocidades.

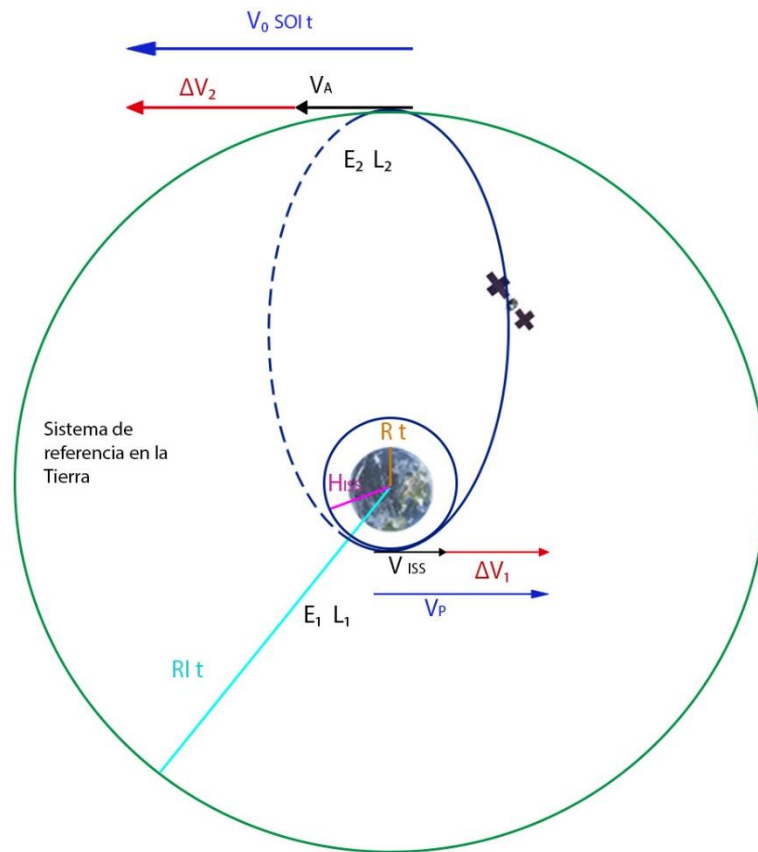


Figura 6.6: Maniobra transferencia de Hohmann. Fuente: propia

6.3.2.2 Análisis de energías

Dado que ya tenemos las incógnitas de velocidad resueltas podemos proceder hacer un análisis de las ecuaciones de energía y entender su resultado con el fin de definir qué tipo de trayectoria realiza nuestra sonda.

$$E_{inicial} = E_1 = \frac{1}{2} \cdot m \cdot v_{Periapsis}^2 - \frac{G \cdot M_{Tierra} \cdot m}{R_{ISS}}$$

$$E_{inicial} = E_1 = \frac{1}{2} \cdot m \cdot 10.810^2 - \frac{6.67 \cdot 10^{-11} \cdot 5,98 \cdot 10^{24}}{6771 \cdot 10^3} \cdot m$$

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

$E_1 < 0 \rightarrow$ Esto significa que la órbita de transferencia es una elipse.

$$E_{final} = E_2 = \frac{1}{2} \cdot m \cdot v_{Apoapsis}^2 - \frac{G \cdot M_{Tierra} \cdot m}{R_{SOI}}$$

$$E_{final} = E_2 = \frac{1}{2} \cdot m \cdot 79.0184^2 - \frac{6.67 \cdot 10^{-11} \cdot 5,98 \cdot 10^{24}}{6771 \cdot 10^3} \cdot m$$

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

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

Al obtener energías negativas según la tabla podemos ver que la transferencia es una elipse.

6.3.3 DEFINICIÓN DE LA TRAYECTORIA DE TRANSFERENCIA Y TIEMPO DE KEPLER 1

En la siguiente tabla podemos observar como el valor de la excentricidad y energía nos pueden definir el tipo de trayectoria realizada.

Tabla 6.1: Excentricidad

Clase de cónica	Descripción geométrica	Descripción física
Elipse	$\varepsilon < 1$	$E < 0$
Parábola	$\varepsilon = 1$	$E = 0$
Hipérbola	$\varepsilon > 1$	$E > 0$

Contenido: Información extraída del libro "Fundamentals of astrodynamics". (50)

Analizando la energía inicial y final que se han obtenido, observamos que la energía se conserva y la trayectoria realizada es elíptica.

$E_1 = E_2 < 0 \rightarrow$ la trayectoria es una elipse.

Ahora se va a realizar el análisis de la trayectoria mediante las relaciones matemáticas que definen una elipse y a partir de entonces se hará el cálculo del tiempo de la primera transferencia de Hohmann.

En el siguiente esquema podemos ver la definición de elipse y sus semiejes.

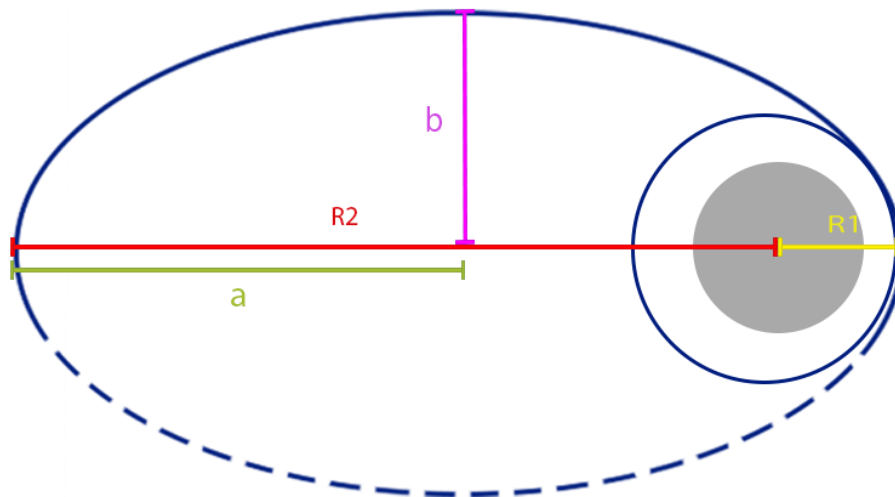


Figura 6.7: Caracterización de la elipse. Fuente: propia

$$r2 = R_{SOI}$$

$$r1 = h_{ISS}$$

Relación entre semiejes:

$$a^2 = b^2 + c^2$$

Ecuación 6.13

Semieje mayor:

$$a = \frac{(r2 + r1)}{2} = \frac{d}{1 - \varepsilon^2}$$

Ecuación 6.14

$$a = \frac{(R_{SOI} + h_{ISS})}{2} = 466,7405 \cdot 10^6 m$$

Semidistancia focal:

$$c = \frac{(r2 - r1)}{2} = r2 - a = \sqrt{(a^2 - b^2)} = \varepsilon \cdot a$$

Ecuación 6.15

$$c = R_{SOI} - a = 459,97 \cdot 10^6 m$$

Semieje menor:

$$b = \sqrt{(a^2 - c^2)} = a \cdot \sqrt{1 - \varepsilon^2}$$

Ecuación 6.16

$$b = \sqrt{(a^2 - c^2)} = \sqrt{(466,7405 \cdot 10^6)^2 - (459,97 \cdot 10^6)^2} = 79,214 \cdot 10^6 m$$

Excentricidad:

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

Ecuación 6.17

Sabiendo que la circunferencia tiene excentricidad cero podemos deducir que excentricidades próximas a un valor de uno son elipses prácticamente aplanadas como una línea recta.

Para realizar el cálculo del tiempo de Kepler tenemos dos maneras, una es con la fórmula y datos en unidades astronómicas (UA) y usando la constante de Kepler ($K=1$), esto nos da un resultado en años terrestres. La otra forma no simplificada se puede usar en unidades del sistema internacional y nos devolverá segundos.

$$T^2 = \frac{4\pi^2}{G \cdot M} \cdot a^3$$

Ecuación 6.18

$$K = \frac{4\pi^2}{G \cdot M} = 1$$

Ecuación 6.19

Cálculo del tiempo con fórmula simplificada:

Conversión: $1UA = 1,496 \cdot 10^{11}m$

$$a = \frac{(R_{SOI} + h_{ISS})}{2} = 466,7405 \cdot 10^6 m \cdot \frac{1UA}{1,496 \cdot 10^{11}m} = 0,0031UA$$

$$T = \frac{\sqrt{k \cdot a^3}}{2} = \frac{\sqrt{0,0031^3}}{2} = 8,7134 \cdot 10^{-5} \text{ años} = 0,7633h = 45,79 \text{ min} = 2747,9 \text{ seg}$$

Ecuación 6.20

Cálculo del tiempo con formula sin simplificar:

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

Ecuación 6.21

$$T = \sqrt{\frac{4\pi^2}{6.67 \cdot 10^{-11} \cdot (5,98 \cdot 10^{24} + 1,98 \cdot 10^{30})} \cdot 466740^3} = 2756,6 \text{ seg}$$

Como podemos observar la variación es poca y la aproximación de la fórmula simplificada es bastante buena. De manera que 2747,9 s es lo que tarda nuestra sonda en realizar la primera transferencia de Hohmann.

6.4 ESFERA DE INFLUENCIA DE JÚPITER

Antes de preparar una segunda maniobra de transferencia orbital concretamente para encontrarnos con Júpiter, es importante considerar en qué punto vamos a encontrarnos con este planeta.

Júpiter al ser un planeta muy grande y por tanto muy masivo, puede atrapar con mucha fuerza gravitatoria cualquier cuerpo que pase cerca de su campo de influencia, por estos motivos, planteamos nuevamente el encontrar el radio de la esfera de influencia de Júpiter.

El encuentro con el planeta Júpiter lo vamos a realizar concretamente a una órbita que corresponda con su esfera de influencia, este será el punto clave en el cual lograremos la aceleración de la asistencia gravitatoria, pero sin dejar que el planeta nos pueda llegar a atrapar.

A continuación, procedemos a realizar el cálculo del radio de esta esfera de influencia.

$$RI_J = R_{mjs} \cdot \left(\frac{M_J}{M_S}\right)^{\frac{2}{5}} = 1,496 \cdot 10^{11} m \cdot \left(\frac{1,90 \cdot 10^{27} \text{ kg}}{1,98 \cdot 10^{30} \text{ kg}}\right)^{\frac{2}{5}} = 4,8285 \cdot 10^{10} m$$

6.5 SEGUNDA MANIOBRA DE TRANSFERENCIA DE HOHMANN HASTA JUPITER

Para realizar una segunda maniobra de transferencia en la cual abandonamos el campo gravitatorio terrestre, es necesario usar el sistema de referencia ligado al sol, ya que una vez escapamos de la influencia terrestre y emprendemos la trayectoria hacia Júpiter, la sonda solo se verá influenciada por la energía potencial gravitatoria del Sol.

Para realizar esta maniobra es necesario usar dos impulsos nuevamente. El primer impulso será desde el punto de partida de la sonda, que sería desde la esfera de influencia terrestre (R_{SOI}), considerando este punto como el periapsis en la órbita terrestre, o visto desde el sistema de referencia del Sol, tendría el nombre de perihelio que significa máximo acercamiento al sol. El punto final de la transferencia será en el apoapsis de la esfera de influencia de Júpiter (R_{Ij}), o también llamado apogeo visto desde el Sol, máximo alejamiento del Sol.

6.5.1 ANÁLISIS DE VELOCIDADES Y ENERGÍAS

6.5.1.1 Análisis de velocidades

Para calcular el primer impulso de velocidad necesario para superar la velocidad orbital de la esfera de influencia terrestre, se debe proceder a calcular la velocidad en el periapsis de la tierra respecto el sistema de referencia del sol, a partir de entonces restando la velocidad de translación de la tierra, se obtendría el primer incremento de velocidad.

Mediante conservación de la energía y momento de una partícula, igualando las ecuaciones podemos encontrar las dos incógnitas $V_{\text{Periapsis}}$, la cual es la suma del incremento de velocidad de los propulsores y la velocidad de translación terrestre, V_{Apoapsis} es la velocidad tangencial de llegada a la órbita final, la cual corresponde a la esfera de influencia de Júpiter.

A continuación, se muestran los cálculos realizados.

R_{mts} → Radio medio de la Tierra al Sol

R_{mjs} → Radio medio de Júpiter al Sol

V_T → Velocidad total de escape de la influencia de la Tierra

V_{Aj} → Velocidad en el apoapsis en Júpiter

V_{tt} → Velocidad de translación de la Tierra

V_{tj} → Velocidad de translación de Júpiter

$$E_3 = \frac{1}{2} \cdot m \cdot v_T^2 - \frac{G \cdot M_{Sol} \cdot m}{R_{mts}}$$

$$E_4 = \frac{1}{2} \cdot m \cdot v_{Aj}^2 - \frac{G \cdot M_{Sol} \cdot m}{R_{mjs}}$$

$$E_3 = E_4$$

$$\frac{1}{2} \cdot m \cdot v_T^2 - \frac{G \cdot M_{Sol} \cdot m}{R_{mts}} = \frac{1}{2} \cdot m \cdot v_{Aj}^2 - \frac{G \cdot M_{Sol} \cdot m}{R_{mjs}}$$

$$\vec{L3} = m \cdot V_T \cdot R_{mts}$$

$$\vec{L4} = m \cdot V_{AJ} \cdot R_{mjs}$$

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

$$V_T = \sqrt{\frac{2 \cdot 6.67 \cdot 10^{-11} \cdot 1,98 \cdot 10^{30} \cdot \left(\frac{1}{1,496 \cdot 10^{11}} - \frac{1}{7,78 \cdot 10^{11}} \right)}{\left(1 - \frac{1,496 \cdot 10^{11}}{7,78 \cdot 10^{11}} \right)}} = 38\,482 \text{ m/s}$$

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

Finalmente podemos encontrar los incrementos de velocidad.

Dado que $V_T = 38.482 \text{ m/s}$ y sabiendo como dato que la velocidad de translación de la tierra es de $V_{tt} = 29\,711,85 \text{ m/s}$ podemos deducir entonces el primer incremento de velocidad.

$$\Delta V_3 = V_T - V_{tt} = 38.482 \text{ m/s} - 29\,711,85 \text{ m/s} = 8769,8 \text{ m/s}$$

El incremento de velocidad obtenido es respecto el Sol. Es el que debe proporcionar los propulsores para iniciar esta segunda trayectoria de Hohmann con la suficiente energía como para llegar a la esfera de influencia de Júpiter.

$$\Delta V_4 = V_{tj} - V_{Aj} = 5629,3 \text{ m/s}$$

La interpretación de este incremento de velocidad (ΔV_4) es que la velocidad de translación de Júpiter es mayor a la que lleva nuestra sonda en su encuentro, todo esto visto con el sistema de referencia del Sol. Esto tiene lógica y es correcto ya que, precisamente lo que nos interesa es que la sonda aproveche la velocidad que lleva Júpiter y la supere sin un gasto excesivo de combustible. Nuestro objetivo es pasar al lado de Júpiter y no entrar en su órbita de la esfera de influencia, aquí estaría la diferencia principal respecto a la anterior transferencia de Hohmann, en la cual sí que era necesario el incremento $\Delta 3$. (ΔV_4) este incremento, también lo podemos entender cómo la velocidad de la sonda respecto al sistema de referencia desde Júpiter.

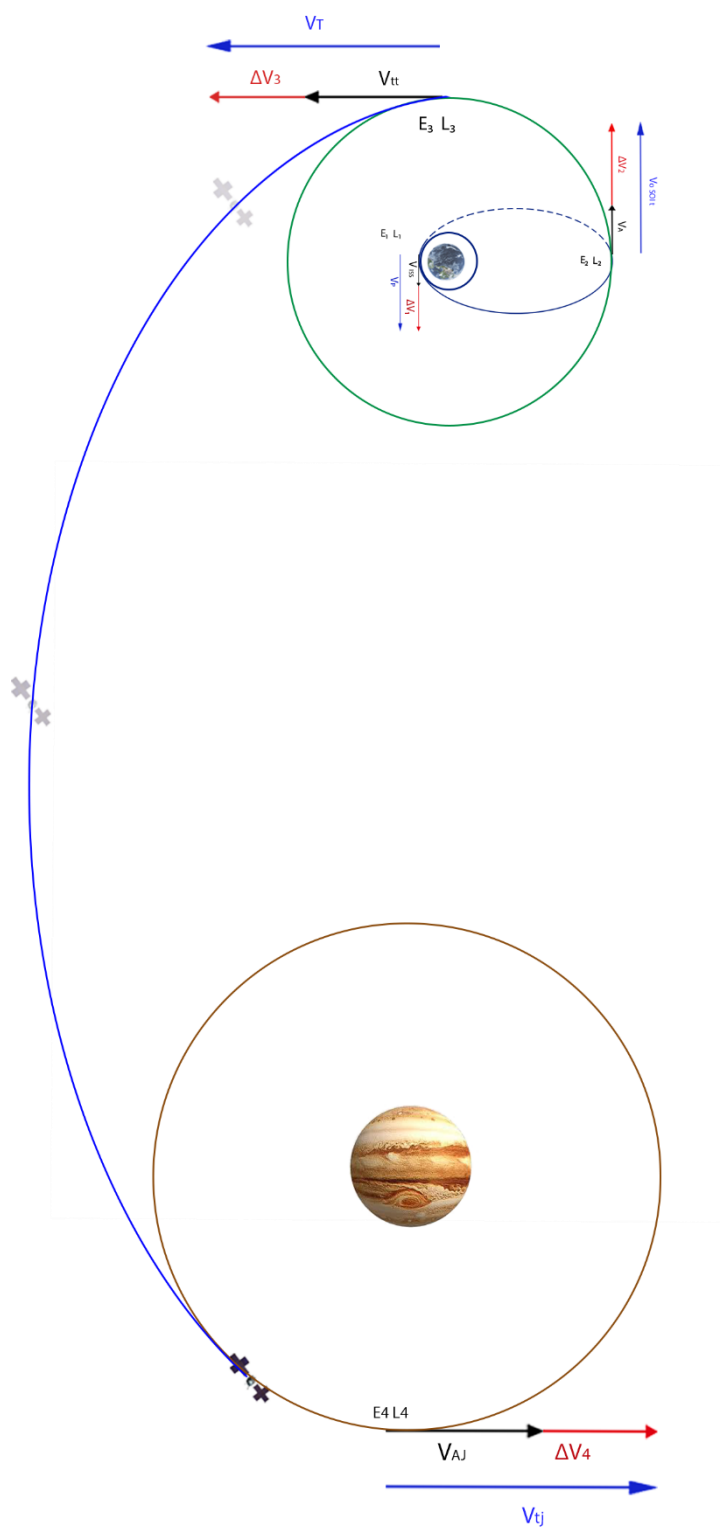


Figura 6.8: Transferencia a Júpiter. Fuente: propia

6.5.1.2 Análisis de energías

Ahora se procede a hacer un análisis de las ecuaciones de energía con el fin de definir qué tipo de trayectoria realiza nuestra sonda en la segunda transferencia de Hohmann.

R_{Ij} → Radio de la esfera de influencia de Júpiter.

$$E_{inicial} = E_3 = \frac{1}{2} \cdot m \cdot v_t^2 - \frac{G \cdot M_{Sol} \cdot m}{(R_{mts} - R_{ISS})}$$

$$E_3 = \frac{1}{2} \cdot m \cdot 38\,482^2 - \frac{6,67 \cdot 10^{11} \cdot 1,98 \cdot 10^{30}}{(1,496 \cdot 10^{11} - 6771000)} \cdot m$$

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

$E_3 < 0$ → Esto significa que la transferencia es una elipse.

$$E_{final} = E_4 = \frac{1}{2} \cdot m \cdot v_{Aj}^2 - \frac{G \cdot M_{Sol} \cdot m}{(R_{mjs})}$$

$$E_4 = \frac{1}{2} \cdot m \cdot 7399,6^2 - \frac{6,67 \cdot 10^{-11} \cdot 5,98 \cdot 10^{24}}{(7,78 \cdot 10^{11})} \cdot m$$

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

$E_3 < 0$ y $E_4 < 0$

Al obtener energías negativas según la tabla podemos ver que la transferencia es una elipse. Si analizamos el significado de esta energía negativa, se puede ver que es debido a que la energía potencial gravitatoria en modulo es mayor a la energía cinética. 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.

6.5.2 DEFINICIÓN DE LA TRAYECTORIA DE TRANSFERENCIA Y TIEMPO DE KEPLER 2

Consultando la tabla anterior podemos observar como el valor de la excentricidad y energía nos definen el tipo de trayectoria realizada en esta segunda maniobra de transferencia. Debido a que la energía es negativa podemos deducir que la trayectoria realizada es una elíptica

Analizando la energía inicial y final que se han obtenido, observamos que la energía se conserva y la trayectoria realizada es: elíptica.

A partir de los siguientes cálculos se obtiene el tiempo que tarda la sonda en realizar la segunda maniobra de transferencia.

Para empezar, se definirán las distancias focales para trabajar.

$$r_2 = (R_{mtj} + R_{It}) = 594930 \cdot 10^6 m$$

$$r_2 = (R_{mtj} + R_{It}) \cdot \frac{1UA}{1,496 \cdot 10^{11}m} = 3,9768 UA$$

$$r_1 = R_{Ij}$$

Cálculo del tiempo con formula simplificada:

$$a_2 = \frac{(R_{mtj} + R_{Ij}) + R_{Ij}}{2} = 321,61 \cdot 10^9 m$$

$$a_2(UA) = 466,7405 \cdot 10^6 m \cdot \frac{1UA}{1,496 \cdot 10^{11}m} = 2,1498 UA$$

Semidistancia focal:

$$c^2 = (R_{mtj} + R_{It}) - a = 273,32 \cdot 10^9 m$$

Semieje menor:

$$b^2 = \sqrt{(a^2 - c^2)} = \sqrt{(321,61 \cdot 10^9 m)^2 - (273,32 \cdot 10^9 m)^2} = 169,49 \cdot 10^9 m$$

Excentricidad:

$$\varepsilon^2 = \frac{c^2}{a^2} = \frac{(r_2 - r_1)}{(r_2 + r_1)} = 0,8499$$

$$T^2 = \frac{\sqrt{k \cdot a^3}}{2} = \frac{\sqrt{2,1498^3}}{2} = 1,57 \text{ años} = 575,24 \text{ dias} = 49,701 \cdot 10^6 \text{ segundos}$$

6.6 TERCERA MANIOBRA DE TRANSFERENCIA DE HOHMANN HASTA KUIPER SIN ASISTENCIA GRAVITATORIA

Esta última maniobra de transferencia será la que nos llevará hasta el cinturón de Kuiper.

Los cuerpos de Kuiper se concentran en gran cantidad desde las 30 ua hasta las 100 ua (límite exterior).

En este apartado vamos a realizar un análisis de una tercera maniobra de transferencia de Hohmann, partimos de la esfera de influencia de Júpiter, a la cual se supone que hemos llegado previamente y estamos en su órbita.

La velocidad de llegada de nuestra sonda a Júpiter era $\Delta V_4 = 5629,3 \text{ m/s}$ respecto al sistema de referencia de Júpiter.

Analizamos la velocidad orbital de la esfera de influencia de Júpiter para saber si es necesario frenar o acelerar nuestra sonda.

$$V_{SOI_jupiter} = \sqrt{\frac{G \cdot M_{Jupiter}}{R_{I_j}}} = 1620,1 \text{ m/s}$$

Con este dato obtenido deducimos que nuestra sonda debe frenar (- 4009,2 m/s) para colocarse en la órbita de la esfera de influencia, lo cual es una maniobra contraproducente ya que requiere de propulsión en sentido opuesto al movimiento para frenar, debido a la ausencia de fluido no se pueden aplicar métodos de aerofrenado.

6.6.1 ANÁLISIS DE VELOCIDADES Y ENERGÍAS

El cálculo de esta transferencia, vamos a realizarlo igual que las demás transferencias, es decir, considerando Júpiter como el punto de partida. Concretamente partimos de la esfera de influencia de Júpiter y esto directamente significa que la sonda viaja a la misma velocidad de translación de Júpiter (13 029m/s) desde el sistema de referencia del Sol. A partir de esta premisa realizamos los cálculos de una transferencia de Hohmann con la mínima energía posible para poder llegar al destino. De manera que, este apartado no considera asistencia gravitatoria de Júpiter.

6.6.1.1 ANÁLISIS DE VELOCIDADES

V_{ej} → Velocidad de escape en Júpiter.

V_{k1} → Velocidad de llegada a la órbita interior del cinturón de Kuiper.

R_{mks} → Radio medio de Kuiper al Sol.

$$E_5 = \frac{1}{2} \cdot m \cdot v_{ej}^2 - \frac{G \cdot M_{Sol} \cdot m}{R_{mjs}}$$

$$E_6 = \frac{1}{2} \cdot m \cdot v_{k1}^2 - \frac{G \cdot M_{Sol} \cdot m}{R_{mks}}$$

$$E_5 = E_6$$

$$\frac{1}{2} \cdot m \cdot v_{ej}^2 - \frac{G \cdot M_{Sol} \cdot m}{R_{mjs}} = \frac{1}{2} \cdot m \cdot v_{k1}^2 - \frac{G \cdot M_{Sol} \cdot m}{R_{mks}}$$

$$\vec{L5} = m \cdot V_{ej} \cdot R_{mjs}$$

$$\vec{L6} = m \cdot V_{k1} \cdot R_{mks}$$

$$V_{ej} = \sqrt{\frac{2 \cdot G \cdot M_{Sol} \cdot \left(\frac{1}{R_{mjs}} - \frac{1}{R_{mks}} \right)}{\left(1 - \frac{R_{mjs}^2}{R_{mks}^2} \right)}}$$

$$V_{ej} = \sqrt{\frac{2 \cdot 6.67 \cdot 10^{-11} \cdot 1.98 \cdot 10^{30} \cdot \left(\frac{1}{7.78 \cdot 10^{11}} - \frac{1}{30 \cdot 1.496 \cdot 10^{11}} \right)}{\left(1 - \frac{17.78 \cdot 10^{11^2}}{30 \cdot 1.496 \cdot 10^{11^2}} \right)}} = 17\,010 \text{ m/s}$$

Esta sería la velocidad de escape mínima necesaria para lograr realizar la maniobra de transferencia hasta el cinturón de Kuiper.

$$\Delta V_5 = V_{ej} - V_{tj} = 17\,010 - 13\,029 = 3\,981 \text{ m/s}$$

Este incremento de velocidad sería el que necesitaríamos aplicar en los propulsores para abandonar Júpiter y emprender la trayectoria hacia Kuiper.

$$V_{k1} = \frac{R_{mjs}}{R_{mks}} \cdot V_{ej} = 2\,948,7 \text{ m/s}$$

V_{k1} es la velocidad de llegada de nuestra sonda alrededor del cinturón.

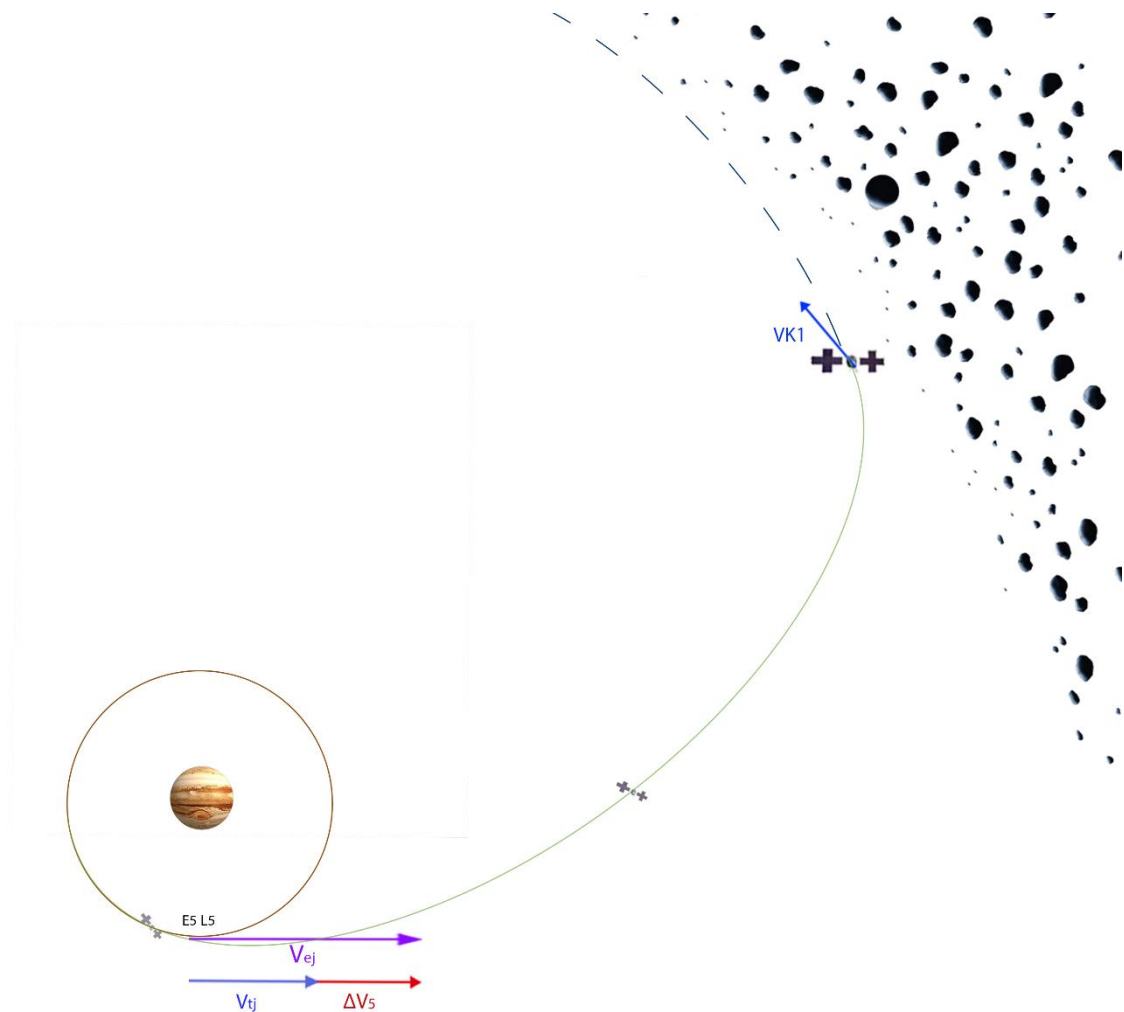


Figura 6.9: Llegada a Kuiper sin asistencia gravitatoria. Fuente: propia

Llegado a este punto, la velocidad en el cinturón de Kuiper sería V_{k1} . Es necesario el estudio de como orbitar al lado de los cuerpos del cinturón de Kuiper ya que, si no se aplica otro incremento de velocidad como medida de corrección de rumbo, por leyes naturales de la física la sonda volvería en dirección al Sol.

6.6.1.2 Análisis de energías

Con las siguientes ecuaciones de energía podremos conocer más acerca de la trayectoria de la maniobra de transferencia realizada.

$R_{lj} \rightarrow$ Radio de la esfera de influencia de Júpiter.

$$E_5 = \frac{1}{2} \cdot m \cdot v_{ej}^2 - \frac{G \cdot M_{Sol} \cdot m}{R_{mjs}} =$$
$$= \frac{1}{2} \cdot m \cdot 17\,010^2 - \frac{6.67 \cdot 10^{-11} \cdot 1.98 \cdot 10^{30} \cdot m}{7.78 \cdot 10^{11}} = -2,5079 \cdot 10^7 \cdot mN$$

$$E_6 = \frac{1}{2} \cdot m \cdot v_{k1}^2 - \frac{G \cdot M_{Sol} \cdot m}{R_{mks}} =$$
$$= \frac{1}{2} \cdot m \cdot 2\,948,7^2 - \frac{6.67 \cdot 10^{-11} \cdot 1.98 \cdot 10^{30} \cdot m}{30 \cdot 1,496 \cdot 10^{11}} = -2,5079 \cdot 10^7 \cdot mN$$

$E_5 = E_6 < 0 \rightarrow$ Esto significa que la transferencia es una elipse y la energía se conserva.

Consultando la tabla 6.1, se puede ver que la transferencia es una elipse.

6.6.2 DEFINICIÓN DE LA TRAYECTORIA DE TRANSFERENCIA Y TIEMPO DE KEPLER 3

Como consecuencia de realizar una maniobra de transferencia elíptica, se puede aplicar las leyes de Kepler para obtener una estimación del tiempo.

En los siguientes cálculos podemos observar la deducción del tiempo (periodo orbital) que se tardaría en llegar a las 30 ua del cinturón de Kuiper.

A continuación, se definirán las distancias focales para trabajar.

$$r_2 = (R_{mks} - R_{mjs}) = 30UA - 7,78 \cdot 10^{11}m \cdot \frac{1UA}{1,496 \cdot 10^{11}m} = 24,7995 UA$$

$$r_1 = RI_j = 4,8285 \cdot 10^{10} m \cdot \frac{1UA}{1,496 \cdot 10^{11}m} = 0,3228 UA$$

Cálculo del tiempo con la fórmula simplificada:

$$a_3 = \frac{(R_{mks} - R_{mjs}) + RI_j}{2} = \frac{(24,7995) + 0,3228}{2} = 12,5611 UA$$

$$a_3 = a_3 \cdot 1,496 \cdot 10^{11}m = 1,8791 \cdot 10^{12}m$$

Semidistancia focal:

$$c_3 = (R_{mks} - R_{mjs}) - a_3 = 1,8302 \cdot 10^{12}m$$

Semieje menor:

$$b_3 = \sqrt{(a_3^2 - c_3^2)} = \sqrt{(1,8791 \cdot 10^{12})^2 - (1,8302 \cdot 10^{12})^2} = 4,2325 \cdot 10^5 m$$

Excentricidad:

$$\varepsilon_3 = \frac{c_3}{a_3} = \frac{(r_2 - r_1)}{(r_2 + r_1)} = 0,9743$$

$$T_3 = \frac{\sqrt{k \cdot a_3^3}}{2} = \frac{\sqrt{12,5611^3}}{2} = 22,26 \text{ años} = 8124,7 \text{ dias}$$

6.7 RECÁLCULO DE LA TERCERA TRANSFERENCIA DE HOHMANN CON ASISTENCIA GRAVITATORIA EN JÚPITER

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 y lo veremos en el siguiente apartado (6.7.1).

6.7.1 ASISTENCIA GRAVITATORIA DE JÚPITER

La asistencia gravitatoria es una maniobra orbital que nos servirá para ganar velocidad en la sonda y así ahorrar combustible.

A medida que la sonda se acerca a Júpiter, esta empieza a ganar velocidad. Justo en el periapsis de Júpiter, donde la trayectoria es tangencial, es donde obtenemos la velocidad máxima, al superar este punto y abandonar Júpiter se obtiene una ganancia de velocidad de dos veces la del planeta conservando la velocidad de la propia sonda.

En el siguiente esquema podemos ver una representación de lo mencionado anteriormente.

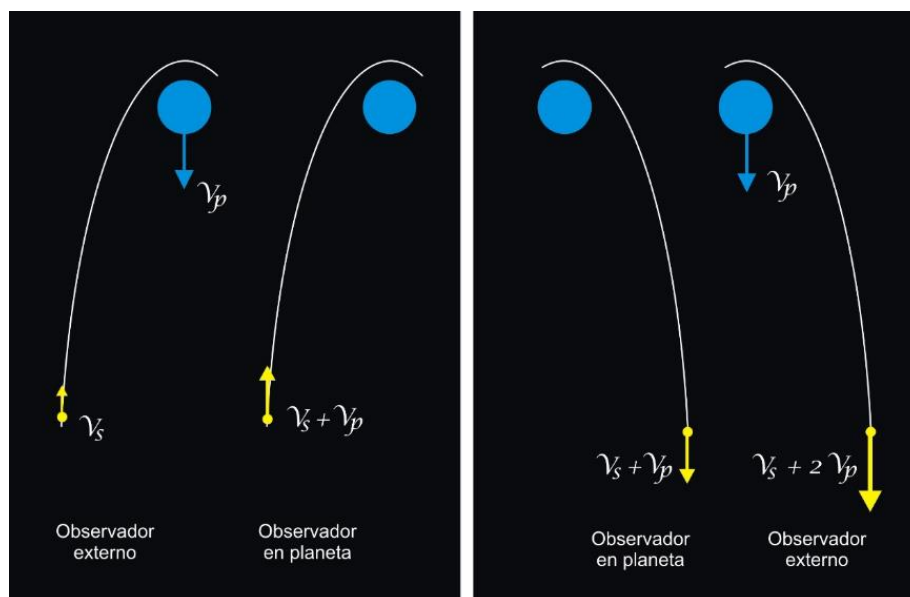


Figura 6.10: Asistencia gravitatoria. Fuente: Punto vernal

Para este caso, trabajamos con el sistema de referencia ligado al sol, esto significa trabajar con el observador externo.

Cumpliendo con esta expresión la velocidad de la sonda al ser asistida gravitatoriamente por Júpiter, quedaría de la siguiente manera:

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

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

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

Ecuación 6.22

$$V_{EJ} = 2 \cdot 13029\text{m/s} + 7399,6\text{m/s} = 33457,6\text{ m/s}$$

Podemos observar que la velocidad de la sonda, después de la asistencia gravitatoria con Júpiter, es bastante notable y suficiente como para salir del sistema solar, esta deducción la podemos asegurar con el cálculo energético del siguiente apartado.

6.8.1 ANÁLISIS DE VELOCIDADES Y ENERGÍAS

Tenemos la velocidad inicial desde la esfera de influencia de Júpiter, considerado que hemos aprovechado la asistencia gravitatoria que ha aportado el planeta a la sonda, a partir de este dato deducimos los demás.

La nueva velocidad inicial desde la esfera de influencia de Júpiter nos sirve para calcular la velocidad final de llegada a Kuiper.

$$V_{EJ} = 33\ 457,6\text{ m/s} \rightarrow \text{velocidad inicial obtenida en el apartado (6.7.1).}$$

La energía inicial la calculamos dejando la expresión en función de la masa de la sonda.

$$\begin{aligned} E_{5GA} &= \frac{1}{2} \cdot m \cdot v_{EJ}^2 - \frac{G \cdot M_{Sol} \cdot m}{R_{mjs}} = \\ &= \frac{1}{2} \cdot m \cdot 33457,6^2 - \frac{6.67 \cdot 10^{-11} \cdot 1,98 \cdot 10^{30} \cdot m}{7,78 \cdot 10^{11}} = 3,8994 \cdot 10^8 \cdot m\text{ N} \end{aligned}$$

$E_{5GA} > 0 \rightarrow$ 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. Con este dato podemos asegurar que indudablemente la sonda llegara sin problema a nuestro destino y ya que la energía se conserva se puede decir:

$$E_{5GA}(\text{energía inicial desde Júpiter}) = E_{6GA}(\text{energía final})$$

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 $m = 1Kg$.

$$E_{6GA} = \frac{1}{2} \cdot m \cdot v_{k2}^2 - \frac{G \cdot M_{Sol} \cdot m}{R_{mks}}$$

$$3,8994 \cdot 10^8 = \frac{1}{2} \cdot v_{k2}^2 - \frac{6,67 \cdot 10^{-11} \cdot 1,98 \cdot 10^{30}}{4,488 \cdot 10^{12}}$$

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

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.

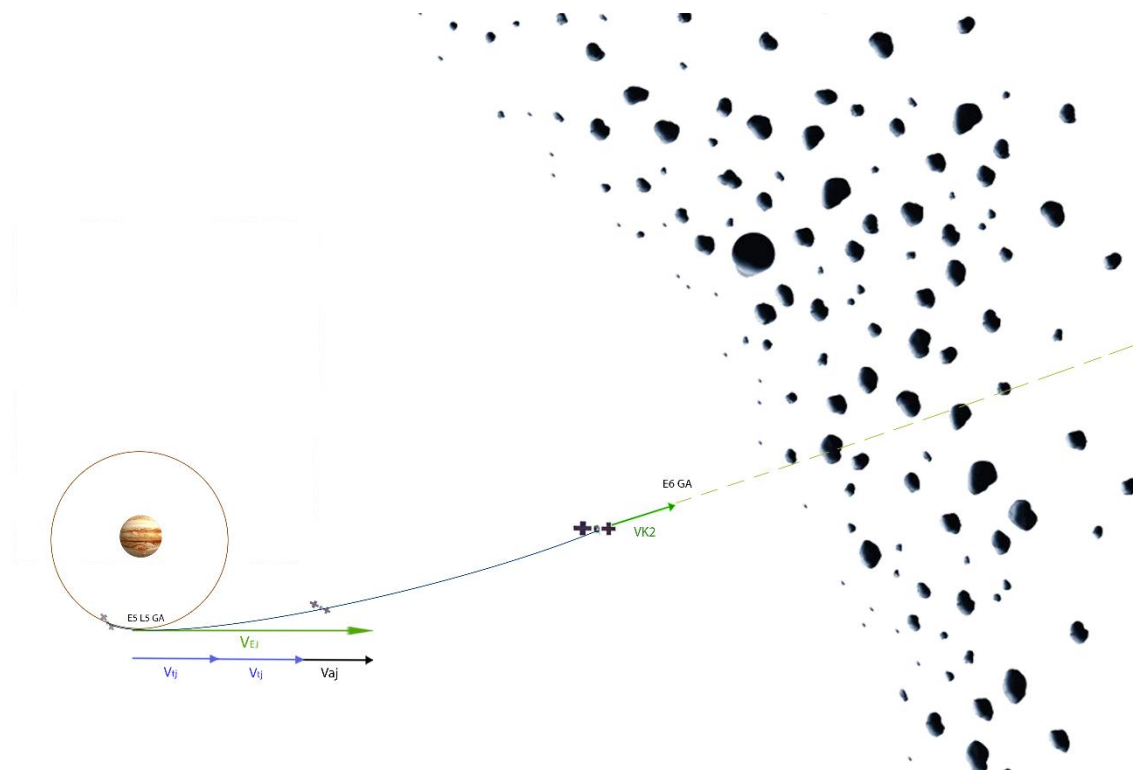


Figura 6.11: Llegada a Kuiper con asistencia gravitatoria. Fuente: propia

Como se puede ver en el anterior esquema de representación de la trayectoria de la sonda aprovechando la asistencia gravitatoria, la velocidad y energía de la sonda al llegar a Kuiper sigue siendo bastante grande, esto nos hace valorar la posibilidad de dejar que la sonda atraviese el cinturón de Kuiper entrando a las 30 ua (límite interior) hasta las 100 ua (límite exterior).

6.8.2 DEFINICIÓN DE LA TRAYECTORIA DE TRANSFERENCIA Y RECALCULO DEL TIEMPO DE KEPLER 3 CON ASISTENCIA GRAVITATORIA

Después de hacer el análisis de energías, y sabiendo que su valor es positivo, según la tabla 6.1 podemos deducir que este tramo de la trayectoria que va desde Júpiter a Kuiper es hiperbólico.

Encuentro correcto que sea una trayectoria hiperbólica, ya que en las anteriores transferencias de Hohmann, la excentricidad de las elipses era prácticamente $\varepsilon = 1$, y esto significaba que casi era una línea recta de manera que, si hemos obtenido una trayectoria hiperbólica, podemos basarnos en realizar la aproximación a una línea recta con el fin de simplificar cálculos.

La ecuación del tiempo usada a partir de la tercera ley de Kepler ya no es posible usarla, ya que esa ecuación solo sirve para trayectorias elípticas. Ahora el tiempo lo calcularemos de una manera más simple ya que hemos considerado la trayectoria hiperbólica aproximada a una línea recta.

$$V_{JKmedia} = \frac{(V_{EJ} + V_{K2})}{2} = \frac{(33\,457,6 \text{ m/s} + 28\,961 \text{ m/s})}{2} = 31\,209 \text{ m/s}$$

Ecuación 6.23

T_{3GA} → Significa el tiempo que se tarda de Júpiter a Kuiper (30UA) aprovechando asistencia gravitatoria.

$$T_{3GA} = \frac{R_{mkj}}{V_{JKmedia}} = \frac{3,71 \cdot 10^{12}}{31\,209} = 3,77 \text{ años} = 1376 \text{ días} = 7,0197 \cdot 10^8 \text{ s}$$

Ecuación 6.24

6.9 ENCUENTRO CON KUIPER

Una vez nuestra sonda llega a las 30 ua en donde encontramos la concentración de objetos de Kuiper (límite inferior del cinturón), se puede empezar con el análisis y estudio del entorno gracias a los sistemas de instrumentación a bordo de la sonda. Se pueden realizar fotografías, análisis de estructuras de los objetos, detección de antimateria, análisis de la composición química de los objetos que constituyen el cinturón de Kuiper, estudio de la heliosfera, etc.

Aprovechando la gran energía cinética que posee la sonda al llegar a la región de Kuiper, sabemos que es suficiente, (consultar tabla 6.1), como para abandonar el sistema solar. La sonda podría atravesar todo Kuiper desde su límite interior 30 ua hasta su límite exterior de 100 ua aproximadamente; durante estas 70 ua de viaje por su interior se puede recibir y enviar datos orientados a la telemetría y ciencia.

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.

A continuación, se puede ver el cálculo aproximado:

Velocidad de llegada a Kuiper (30 ua):

$$V_{K30UA} = 28\,962 \text{ m/s}$$

Energía inicial en el encuentro con Kuiper:

$$E_{K30UA} = \frac{1}{2} \cdot m \cdot v_{K30UA}^2 - \frac{G \cdot M_{Sol} \cdot m}{R_{mks}} =$$
$$= \frac{1}{2} \cdot m \cdot 33457,6^2 - \frac{6,67 \cdot 10^{-11} \cdot 1,98 \cdot 10^{30} \cdot m}{(1,496 \cdot 10^{11} \cdot 30UA)} = 3,8994 \cdot 10^8 \cdot m \text{ N}$$

La energía se conserva, seguimos con una magnitud positiva.

Considerando una energía potencial gravitatoria a 30 ua y otra energía potencial gravitatoria a 100 ua que sería cuando termina el cinturón de Kuiper, se puede observar que hay una variación y como tal esto influye en la velocidad de la sonda:

$$E_{P(30UA)} = -\frac{G \cdot M_{Sol} \cdot m}{R_{mks}} = -\frac{6.67 \cdot 10^{-11} \cdot 1,98 \cdot 10^{30} \cdot m}{(1,496 \cdot 10^{11} \cdot 30UA)} = -2,942 \cdot 10^7 \cdot mN$$

$$E_{P(100UA)} = -\frac{G \cdot M_{Sol} \cdot m}{R_{mks}} = -\frac{6.67 \cdot 10^{-11} \cdot 1,98 \cdot 10^{30} \cdot m}{(1,496 \cdot 10^{11} \cdot 100UA)} = -8,83 \cdot 10^6 \cdot mN$$

Aplicando conservación de la energía mecánica podríamos deducir la variación de velocidad aproximada que ha sufrido la al atravesar el cinturón.

$$E_{K100UA} = \frac{1}{2} \cdot m \cdot v_{K100UA}^2 - E_{P(100UA)}$$

Aislando y considerando $m=1\text{kg}$ obtenemos:

$$v_{K100ua} = 27609 \text{ m/s}$$

Como se puede ver, ha perdido muy poca velocidad, esto es debido por la distancia que separa la sonda y el sol, el efecto gravitatorio del sol se ve bastante reducido.

Si realizamos una aproximación del tiempo empleado atravesando el cinturón a partir de la velocidad media y el rango de 70 ua, podemos encontrar el siguiente resultado:

$$V_{Kmedia} = \frac{(V_{K30UA} + V_{K100UA})}{2} = \frac{\left(28\,962 \frac{m}{s} + 27\,609 \frac{m}{s}\right)}{2} = 28\,286 \frac{m}{s}$$

$T_{K70UA} \rightarrow$ Significa el tiempo que se tarda en atravesar Kuiper (70 ua).

$$T_{K70UA} = \frac{R_{k70UA}}{V_{Kmedia}} = \frac{1,0472 \cdot 10^{13}}{28\,286} = 11,73 \text{ años} = 4284,9 \text{ días} = 3,7022 \cdot 10^8 \text{ seg}$$

Aun siendo un tiempo aproximado, es suficiente tiempo como para estudiar durante bastantes años el cinturón de Kuiper.

6.9.1 DIFICULTADES EN EL ENCUENTRO CON KUIPER

Como hemos podido analizar en los apartados de la tercera maniobra de transferencia de Hohmann, era posible deducir dos resultados diferentes que dependían directamente si se aprovechaba o no, la asistencia gravitatoria con Júpiter.

Sin asistencia gravitatoria

En esta maniobra se llegaba con la velocidad justa para llegar al destino, ya que es una trayectoria pensada para gastar el mínimo posible de combustible.

El problema está en el planteamiento de cómo lograr que una sonda espacial pueda quedarse en el límite interior del cinturón de Kuiper para estudiarlo durante años. Es imposible que la sonda se quede de manera estática ya que, por energía mecánica la sonda tendría más energía potencial gravitatoria que cinética, esto ocasiona que se vea atraída por el sol y emprendería una trayectoria elíptica en su dirección. La única manera de conseguir el equilibrio, entre fuerza potencial de atracción gravitatoria y fuerza centrífuga, sería viajando a una velocidad determinada sobre una órbita que permita estudiar los objetos de Kuiper.

Calculando una órbita a 30 ua del sol, limite interior del cinturón de Kuiper, obtendríamos la siguiente velocidad:

$$VO_{K30} = \sqrt{\frac{G \cdot M_{Sol}}{R_{mks}}} = \sqrt{\frac{6,67 \cdot 10^{-11} \cdot 1,98 \cdot 10^{30}}{(1,496 \cdot 10^{11} \cdot 30UA)}} = 5\,424,6 \text{ m/s}$$

Esta velocidad sería la mínima y necesaria para plantear una órbita interior para el estudio del cinturón.

Sería necesario el incremento de velocidad siguiente:

$$V_{k1} = \frac{R_{mjs}}{R_{mks}} \cdot V_{ej} = 2\,948,7 \text{ m/s}$$

$$\Delta V_{k30} = VO_{K30} - V_{k1} = 5\,424,6 - 2\,948,7 = 2\,475,9 \text{ m/s}$$

Aun teniendo este incremento de velocidad es necesario especializarse en este tipo de estudios ya que, implica muchas más variables y detalles que no están al alcance de este proyecto.

Con asistencia gravitatoria

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.

La cuestión está en plantear qué posibilidades hay de colisionar con alguno de estos objetos durante la trayectoria trazada. Para saber este dato, es preciso realizar un estudio de probabilidades de colisión evaluando el peor de los casos.

Para el estudio de probabilidad de colisión podemos basarnos en uno hecho en el trabajo final de grado: (9)

Tabla 6.2: Parámetros para el estudio de colisión

Parámetro	Valor
Inicio cinturón	30 UA
Final cinturón	100 UA
Nº Cometas nube	10 ⁶
Radio medio cometa (r_c)	80 [m]

Información extraída de Rocas, M. y Méndez, A.

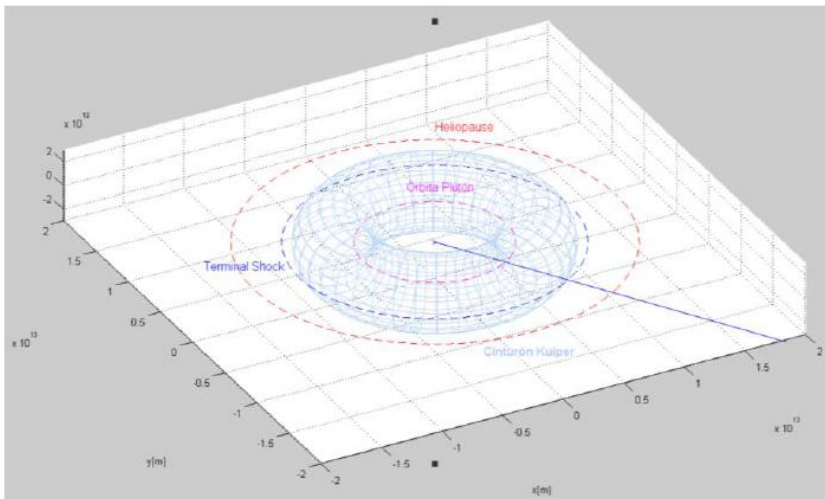


Figura 6.12: Región del cinturón de Kuiper. Fuente: Rocas, M. y Méndez, A.

Se supone que orbita dentro del cinturón de Kuiper 10^6 asteroides de diferentes diámetros como se puede ver en la siguiente tabla:

Tabla 6.3: Comparación de asteroides por tamaño

Número de asteroides cinturón de Kuiper	% de asteroides del cinturón de Kuiper	Diámetro [m]	Número de asteroides
10^6	80	50	800000
10^6	15	100000	150000
10^6	4,5	500000	45000
10^6	0,5	1500000	5000

Información extraída de Rocas, M. y Méndez, A. (9)

A partir de la siguiente expresión se puede calcular la frecuencia de colisión de la sonda por unidad de tiempo:

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

Ecuación 6.25

Con los datos de la tabla se han calculado las frecuencias de colisión en cada caso.

Aplicando la ecuación anterior obtenemos:

$$Z_A = \pi \cdot \left(\frac{10 + 50}{2}\right)^2 \cdot 195153 \cdot \frac{800000}{5,22 \cdot 10^{39}} = 8,46 \cdot 10^{-26} \text{ s}^{-1}$$

$$Z_B = \pi \cdot \left(\frac{10 + 100000}{2}\right)^2 \cdot 195153 \cdot \frac{150000}{5,22 \cdot 10^{39}} = 4,41 \cdot 10^{-20} \text{ s}^{-1}$$

$$Z_C = \pi \cdot \left(\frac{10 + 500000}{2}\right)^2 \cdot 195153 \cdot \frac{45000}{5,22 \cdot 10^{39}} = 3,30 \cdot 10^{-19} \text{ s}^{-1}$$

$$Z_D = \pi \cdot \left(\frac{10 + 1500000}{2}\right)^2 \cdot 195153 \cdot \frac{5000}{5,22 \cdot 10^{39}} = 3,30 \cdot 10^{-19} \text{ s}^{-1}$$

Ahora necesitamos saber el tiempo que pasa la sonda dentro del cinturón de Kuiper para poder obtener las probabilidades de colisión. El tiempo que pasa la sonda dentro del cinturón es de 11,73 años o $3,7022 \cdot 10^8$ s.

$$P_{(\text{colisión})} = P_{(N)} = Z_N \cdot dT$$

Ecuación 6.25

$$P_{(\text{colisión A})} = P_{(A)} = Z_A \cdot dT = 8,46 \cdot 10^{-26} \cdot (3,7022 \cdot 10^8 - 0) = 3,1321 \cdot 10^{-17}$$

$$P_{(\text{colisión B})} = P_{(B)} = Z_B \cdot dT = 4,41 \cdot 10^{-20} \cdot (3,7022 \cdot 10^8 - 0) = 1,6327 \cdot 10^{-11}$$

$$P_{(\text{colisión C})} = P_{(C)} = Z_C \cdot dT = 3,30 \cdot 10^{-19} \cdot (3,7022 \cdot 10^8 - 0) = 1,2217 \cdot 10^{-10}$$

$$P_{(\text{colisión D})} = P_{(D)} = Z_D \cdot dT = 3,30 \cdot 10^{-19} \cdot (3,7022 \cdot 10^8 - 0) = 1,2217 \cdot 10^{-10}$$

Ahora se realiza la suma total de cada probabilidad y obtenemos la probabilidad total de impacto de asteroide con la sonda.

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

Ecuación 6.26

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

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

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 tal como se ha visto analizado en el apartado 6.9.

En la tabla 6.2 se puede ver un resumen de los datos en cada punto de la trayectoria:

Tabla 6.4: Resumen de fases de la misión

	Primera maniobra		Segunda maniobra		Tercera maniobra		Cuarta maniobra (sin asistencia gravitatoria)		Cuarta maniobra (con asistencia gravitatoria)	
	Posición inicial	Posición final	Posición inicial	Posición final	Posición inicial	Posición final	Posición inicial	Posición final	Posición inicial	Posición final
	Órbita circular terrestre de la ISS	Órbita circular terrestre	Órbita circular terrestre	Esfera de influencia terrestre	Esfera de influencia de la Tierra	Esfera de influencia de Júpiter	Esfera de influencia de Júpiter	Cinturón de Kuiper	Esfera de influencia de Júpiter	Cinturón de Kuiper
Tipo de órbita	Circular	Circular	Elíptica		Elíptica		Elíptica		Hiperbólica	
Tipo de maniobra	Cambio de plano orbital simple		Transferencia de Hohmann 1		Transferencia de Hohmann 2		Transferencia de Hohmann 3		Asistencia Gravitatoria	
Inclinación orbital (respecto la eclíptica)	51, 64°	1, 31°	1, 31°	1, 31°	1, 31°	1, 31°	1, 31°	1, 31°	1, 31°	1, 31°
Velocidad mínima requerida	7670,1 m/s (respecto la Tierra)		656,203 m/s (respecto la Tierra)		38 482m/s (respecto al Sol)		17 010m/s (respecto al Sol)		17 010m/s (respecto al Sol)	
(ΔV necesario) (m/s)	3565	-	3139	577	8 769	- 4009,2	3981	2 475	0	(Aplicar correcciones de rumbo)

Velocidad de la sonda (respecto la Tierra) (m/s)	7670	7670	10 810	79	-	-	-	-	-	-
Velocidad de la sonda (respecto el sol) (m/s)	29 711	29 711	29 711	29 711	38 482	7399	17010	2949	33457	28962
Distancia recorrida (m)	-		$919,94 \cdot 10^6$		$594 \cdot 10^9$		$3,71 \cdot 10^{12}$		$3,71 \cdot 10^{12}$	
Energía (N)	-	-	-42 7290		$-147 \cdot 10^6$		$-2,5079 \cdot 10^7$		$3,899 \cdot 10^8$	
Tiempo empleado (Segundos)	-		2747,9 (46 min)		49·10 ⁶ (1,57 años)		7,0197·10 ⁸ (22,26 años)		1,1888·10 ⁸ (3,77 años)	

Contenido: elaboración propia con los datos obtenidos de los cálculos de cada fase.

El tiempo total empleado sin asistencia gravitatoria es de $T = 23,83$ años.

El tiempo total empleado con asistencia gravitatoria es de $T = 5,34$ años + 11,73 años (atravesando el cinturón) = 17,07 años

El incremento total de velocidad sin asistencia gravitatoria $\Delta V_{Total} = 26 515 \text{ m/s}$

El incremento total de velocidad con asistencia gravitatoria $\Delta V_{Total} = 16 050 \text{ m/s}$

Un factor de análisis importante para las especificaciones de la sonda es qué propulsión escoger, si una propulsión actual de hidracina, propulsiones eléctricas más nuevas o ir directamente a algo más novedoso como la antimateria, este análisis lo deducimos en función de los resultados obtenidos de tiempo de la misión.

Las sondas Voyager han salido al espacio interestelar con propulsión de hidracina y lo han hecho durante 42 años. (37) Reducir estos tiempos depende mucho de la trayectoria que se realice y el tipo de propulsor que se pueda usar.

En la tabla 4.1 se analizan las ventajas y desventajas de cada propulsor, es evidente que los mejores resultados, son de propulsores en desarrollo o que no han realizado aún ninguna misión como, por ejemplo, el de antimateria.

Investigando sobre la antimateria (ver anexo 2), podemos ver que podría servir como combustible para un propulsor de antimateria (36) tal como algunos autores lo describen.

Hay dos principales inconvenientes. Primero, es el poco desarrollo tecnológico de nuestra sociedad actual como para poder llegar a contemplar este tipo de avance científico que a día de hoy no permite la fabricación de antimateria, lo cual hace que sea inviable generar la suficiente cantidad como para ser usada en un propulsor. Segundo, el desarrollo de un propulsor de este tipo es a día de hoy tarea casi imposible y poco estudiada. Aun imaginando que fuera posible este propulsor, no tiene sentido tal desarrollo solo para ir hasta el cinturón de Kuiper ya que, como hemos visto con las transferencias de Hohmann de mínima energía y poco gasto de combustible, es posible investigar el cinturón de Kuiper en unos pocos años y en el peor de los casos usando la tecnología y trayectoria de las Voyager tardaríamos poco menos de 40 años. La antimateria como propulsor sería realmente interesante aprovecharla para viajes interestelares a otras galaxias de manera que, queda descartada la propulsión de antimateria.

La vela solar es un método de propulsión aun en desarrollo que ya ha dado algunos resultados positivos. (9) El uso de este método de propulsión ya se ha estudiado en el proyecto y, por lo tanto, no es motivo de estudio en este proyecto. (9)

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). (42) 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.

CONCLUSIONES

La idea inicial de este trabajo era realizar una propuesta de misión espacial al cinturón de Kuiper y analizar su viabilidad a partir de los cálculos de mecánica orbital para realizarla en el mínimo tiempo posible. Con tal de reducir el tiempo de misión lo máximo posible, se pensó desde un inicio en el uso de antimateria como propulsión, por sus posibilidades y novedad.

Debido al análisis y los inconvenientes encontrados sobre el propulsor de antimateria, se concluye que no interesa este tipo de propulsor para esta misión, básicamente por la distancia recorrida y la inviabilidad de generar antimateria en cantidades suficientes para ser usada como combustible.

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. Tuve una gran dificultad a la hora de especificar y detallar las características técnicas de estos propulsores, ha sido difícil encontrar la información.

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 podía 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. He encontrado dificultades a la hora de intentar diseñar y especificar lo máximo posible las características de una sonda; debido a la gran diversidad de sensores que existen y el hecho de que las agencias espaciales ponen nombres no comerciales a sus instrumentos. Otro problema 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. La mecánica orbital como objetivo principal de este proyecto ha sido un reto afrontarla, debido a su complejidad, variedad de conocimientos y la aplicación de las leyes de Kepler.

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. Como propuesta de mejora de este proyecto y por falta de tiempo, se propone realizar un análisis más preciso de la trayectoria mediante ecuaciones diferenciales que relacionan posición, velocidad y tiempo añadiendo las simulaciones en Matlab, contemplar el movimiento angular de los planetas y la excentricidad de sus orbitas sin realizar aproximaciones, valorar otro tipo de transferencias orbitales como la bielíptica o incluso cálculos precisos del consumo de combustible y lanzaderas espaciales. En caso de querer enfocarnos más en la mecánica, se podría haber diseñado la estructura base de la sonda.

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. Y algunas de las preguntas que puedo plantear son: ¿Qué tipo de orbita debería seguir la sonda? ¿Qué probabilidades hay de colisión con los asteroides? ¿Cuál es la máxima distancia a la que nos podemos acercar sin riesgos? ¿Es posible usar una órbita de la esfera de influencia del Sol y mantenernos durante el estudio de Kuiper? ¿Sería posible construir una sonda automatizada con capacidad de reaccionar a obstáculos en caso necesario? ¿Qué posibilidades hay de que una sonda pueda coger alguna muestra de roca del cinturón de Kuiper y volver a la Tierra?

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. *Cinturon 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=3483811.
2. Wikipedia, Colaboradores. Wikipedia. *Propulsión*. [En línea] 2019. [Consultado el: 2 de mayo de 2019.] <https://es.wikipedia.org/w/index.php?title=Especial:Citar&page=Propulsi%C3%B3n&id=119246260>.
3. Sierra, Mauricio Medianas. Física de fluidos y termodinamica. *¿Qué son los fluidos?* [En línea] Wordpress, 2015. [Consultado el: junio de 5 de 2019.] <https://mauriciomedinasierra.wordpress.com/>.
4. Educalingo. *Propergol*. [En línea] [Consultado el: 9 de marzo de 2019.] <https://educalingo.com/es/dic-es/propergol>.
5. Chirinos, A. Diferencias cc. *Diferencia entre combustible y comburente*. [En línea] [Citado el: 16 de junio de 2019.] <https://www.diferencias.cc/combustible-comburente/>.
6. 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>.
7. Radioastrónomo. Universo Cuántico. *Moverse por el espacio*. [En línea] 21 de octubre de 2008. [Consultado el: 25 de junio de 2019.] <https://universocuantico.wordpress.com/2008/10/21/moverse-por-el-espacio/>.
8. González, Eduardo Martínez. Cosmonáutica. *TÉCNICA FUNDAMENTAL DEL VUELO ESPACIAL*. [En línea] 2004. [Consultado el: 8 de julio de 2019.] <http://www.cosmonautica.es/7a.pdf>.
9. Rocas, Marc y Méndez, Adrià. Mecánica orbital para un viaje interestelar utilizando velas solares. [Documento]. Vilanova i la Geltrú, Barcelona, España : s.n., junio de 2016. pág. 136.
10. Actualidad. *La NASA desarrolla un propulsor para misiones espaciales a planetas lejanos*. [En línea] 29 de diciembre de 2012. [Consultado el: 22 de mayo de 2019.]

<https://actualidad.rt.com/ciencias/view/82439-nasa-desarrollo-propulsor-misiones-espaciales-planetes-lejanas>.

11. Wikipedia. *NEXT (ion thruster)*. [En línea] 14 de julio de 2019. [Consultado el: 19 de marzo de 2019.] [https://en.wikipedia.org/wiki/NEXT_\(ion_thruster\)](https://en.wikipedia.org/wiki/NEXT_(ion_thruster)).

12. Michigan News. *Thruster for mars mission breaks records*. [En línea] 23 de octubre de 2017. [Consultado el: 12 de julio de 2019.] <https://news.umich.edu/thruster-for-mars-mission-breaks-records/>.

13. Zahumenszky, C. *El nuevo propulsor de iones X3 de la NASA bate récords de potencia en sus primeras pruebas*. [En línea] 24 de octubre de 2017. [Consultado el: 3 de agosto de 2019.] <https://es.gizmodo.com/el-nuevo-propulsor-de-iones-x3-de-la-nasa-bate-records-1819800404>.

14. Naveen Vetcha, Matthew B. Strickland, Kenneth D. Philippart y Thomas V. Giel Jr. NASA. *Overview of RS-25 Adaptation Hot-Fire Test Series for SLS Status and Lessons Learned*. [En línea] 2019. [Consultado el: 20 de mayo de 2019.] <https://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/20180006338.pdf>.

15. Aerojet rocketdyne. *Space Shuttle Main Engine*. [En línea] [Consultado el: 14 de julio de 2019.] <https://web.archive.org/web/20140423121905/http://rocket.com/space-shuttle-main-engine-0>.

16. Wikipedia. *Motores principales (transbordador espacial)*. [En línea] 2019. [Consultado el: 2 de junio de 2019.] https://es.wikipedia.org/w/index.php?title=Especial:Citar&page=Motores_principales_%28transbordador_espacial%29&id=119773833.

17. Actualidad. *El "motor imposible" de la NASA bate un récord que nos acerca a Marte*. [En línea] 5 de noviembre de 2017. [Consultado el: 7 de junio de 2019.] <https://actualidad.rt.com/actualidad/254429-cientificos-record-epico-propulsor-iones-x3>.

18. C., Carl. *Nuestro origen cosmico*. 2009. pág. 354. 978-0578009896.

19. Wikipedia. *Propulsor a efecto Hall*. [En línea] 2019. [Consultado el: 21 de marzo de 2019.] https://es.wikipedia.org/wiki/Propulsor_a_efecto_Hall.

20. CCI. *El motor de magnetoplasma que nos llevara a Marte*. [En línea] [Consultado el: 14 de agosto de 2019.] <http://www.cci-calidad.com/articulos4831.htm>.

21. Díaz, F. *Motor de plasma*. [En línea] 29 de septiembre de 2015. [Consultado el: 17 de agosto de 2019.] <http://dakayen.blogspot.com/>.
22. 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>.
23. Fromspacewithlove. *Motor iónico: todo lo que necesitas saber y novedades*. [En línea] 2019. [Consultado el: 5 de abril de 2019.] <https://www.fromspacewithlove.com/es/ion-engine-es/>.
24. Miravalls, J. Innovadores. *El garaje disruptivo del motor espacial "helicón"*. [En línea] 24 de octubre de 2018. [Consultado el: 28 de julio de 2019.] <https://innovadores.larazon.es/es/not/el-garaje-disruptivo-del-motor-espacial-helicon>.
25. Peterson, P. *Testing of Advanced Electric Propulsion Systems for Exploration and Commercial Missions*. [En línea] 18 de septiembre de 2018. [Consultado el: 8 de agosto de 2019.] <https://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/20190001040.pdf>.
26. Universidad Carlos III. *La ESA promueve una nueva fase de desarrollo del motor de plasma helicón de SENER y la UC3M*. [En línea] 24 de octubre de 2018. [Consultado el: 10 de agosto de 2019.] https://www.uc3m.es/ss/Satellite/UC3MInstitucional/es/Detalle/Comunicacion_C/1371257602699/1371215537949/La_ESA_promueve_una_nueva_fase_de_desarrollo_del_motor_de_plasma_helicon_de_SENER_y_la_UC3M.
27. Luis. Taringa noticias. *Viaje a Marte en 39 días, gracias al propulsor iónico NEXT*. [En línea] 21 de junio de 2014. [Consultado el: 2 de septiembre de 2019.] https://www.taringa.net/+noticias/viaje-a-marte-en-39-dias-gracias-al-propulsor-ionico-next_12qb3m.
28. Dwayne Brown, Katherine K. Martin y Glenn Mahone. NASA. *NASA Thruster Achieves World-Record 5+ Years of Operation*. [En línea] 24 de junio de 2013. [Consultado el: 8 de junio de 2019.] https://www.nasa.gov/home/hqnews/2013/jun/HQ_13-193_Ion_Thruster_Record.html#.XZyh20YzZPZ.
29. 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.

30. 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.

31. Wikipedia. *Tereftalato de polietileno*. [En línea] 2019. [Consultado el: 7 de septiembre de 2019.] https://es.wikipedia.org/wiki/Tereftalato_de_polietileno.

32. Universidad de Costa Rica. *Tereftalato de polietileno*. [En línea] [Consultado el: 6 de agosto de 2019.] <http://www.kerwa.ucr.ac.cr/bitstream/handle/10669/15405/ANEXO%201-PET.pdf?sequence=2&isAllowed=y>.

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

34. Concepto definición. *Antimateria*. [En línea] [Consultado el: 11 de agosto de 2019.] <https://conceptodefinicion.de/antimateria/>.

35. Peiró, Miguel. Revisor. *¿Qué es la antimateria y por qué es tan importante para la ciencia?* [En línea] 10 de noviembre de 2017. [Consultado el: 15 de agosto de 2019.] <https://revisor.com/que-es-la-antimateria/>.

36. Long, K.F. *Deep space propulsion*. 2011. 978-1461406068.

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

38. Matousek, Steve. NASA. *THE JUNO NEW FRONTIERS MISSION*. [En línea] [Consultado el: 7 de octubre de 2019.] <https://web.archive.org/web/20160303185523/http://trs-new.jpl.nasa.gov/dspace/bitstream/2014/37654/1/05-2760.pdf>.

39. Dwayne Brown, Laurie Cantillo, DC Agle, Deb Schmid and Gary Napier. NASA. *Jupiter Orbit Insertion*. [En línea] [Consultado el: 7 de octubre de 2019.] https://www.jpl.nasa.gov/news/press_kits/juno/pdf/juno-hires.pdf.

40. NASA. Applied Remote Sensing Training Program. *Introducción a la Interferometría SAR*. [En línea] [Consultado el: 1 de octubre de 2019.] <https://arset.gsfc.nasa.gov/sites/default/files/disasters/SAR-17/Session4-SAR-Spanish.pdf>.
41. —. *Rosetta: Technical Specifications*. [En línea] [Consultado el: 1 de octubre de 2019.] <https://rosetta.jpl.nasa.gov/mission-facts/technical-specifications>.
42. Spaceflight. *Juno Instrument Overview*. [En línea] [Consultado el: 10 de octubre de 2019.] <http://spaceflight101.com/juno/instrument-overview/>.
43. 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.
44. —. National Aeronautics and Space Administration. *New Horizons. The First Mission to the Pluto System and the Kuiper Belt*. [En línea] [Consultado el: 6 de septiembre de 2019.] https://www.nasa.gov/sites/default/files/atoms/files/nh-fact-sheet-2015_1.pdf.
45. —. Earth data. *Remote Sensors*. [En línea] [Consultado el: 1 de septiembre de 2019.] <https://earthdata.nasa.gov/learn/remote-sensors>.
46. Wikipedia. *Sextante*. [En línea] 2019. [Consultado el: 10 de septiembre de 2019.] <https://es.wikipedia.org/wiki/Sextante>.
47. *La velocidad de las ondas electromagnéticas y la naturaleza de la luz*. López, César Tomé. Cuaderno de cultura científica.
48. Wikipedia. *El espacio profundo*. [En línea] 2019. [Consultado el: 22 de septiembre de 2019.] https://es.wikipedia.org/wiki/Red_del_Espacio_Profundo.
49. —. *Generador termoeléctrico de radioisótopos*. [En línea] 2019. [Consultado el: 15 de septiembre de 2019.] https://es.wikipedia.org/wiki/Generador_termoel%C3%A9ctrico_de_radiois%C3%B3topos.
50. Roger R. Bate, Donald D. Muller y Jerry E. White. *Fundamentals of astrodynamics*. NEW YORK : s.n., 1971. pág. 449. 0-486-60061-0.
51. Franchini, Sebastián y Oscar López García. *Introducción a la ingeniería aeroespacial*. Segunda. Madrid : Garceta, 2012. pág. 504. 9788492812905.

52. Zambrano, D. A. Polanco. *Atmósfera terrestre: definición, composición, características y capas*. [En línea] 17 de julio de 2017. [Consultado el: 11 de marzo de 2019.] <https://naturaleza.paradais-sphynx.com/atmosfera/atmosfera-terrestre.htm>.
53. Peinado, L. *¿Por qué vuelan los aviones y por qué tan alto?* [En línea] 19 de mayo de 2018. [Consultado el: 15 de marzo de 2019.] <https://lalunadealcala.com/por-que-vuelan-los-aviones-y-por-que-tan-alto-por-manuel-peinado/>.
54. Wikipedia. *Turboreactor*. [En línea] 6 de julio de 2017. [Consultado el: 20 de marzo de 2019.] <https://es.wikipedia.org/wiki/Turborreactor>.
55. NASA. *Turbojet and Turbofan Systems*. [En línea] [Consultado el: 20 de marzo de 2019.] <https://www.hq.nasa.gov/pao/History/SP-468/ch10-3.htm>.
56. Cadena, H. *¿Por qué los aviones vuelan a 35 mil pies?* . [En línea] 4 de mayo de 2016. [Consultado el: 22 de marzo de 2019.] <https://www.viveusa.mx/articulo/2016/05/04/destinos/por-que-los-aviones-vuelan-35-mil-pies>.
57. Sputnik. *¿Por qué los aviones civiles siempre vuelan a una altura de 10km?* [En línea] 11 de diciembre de 2016. [Consultado el: 22 de marzo de 2019.] <https://mundo.sputniknews.com/tecnologia/201612111065478547-aviones-civiles-altura/> .
58. Juan. Web del profe. *¿A qué altura vuelan los aviones?* [En línea] [Consultado el: 19 de marzo de 2019.] <https://www.webdelprofe.com/altura-vuelan-los-aviones/>.
59. Durán, Antonio J. Institucional Us. *Dirac y la antimateria*. [En línea] 12 de septiembre de 2017. [Consultado el: 20 de marzo de 2019.] <https://institucional.us.es/blogimus/2017/09/dirac-y-la-antimateria/>.
60. El origen del hombre. *La antimateria*. [En línea] [Consultado el: 22 de marzo de 2019.] <http://www.elorigendelhombre.com/antimateria.html>.
61. Vix. *¿Qué es el cinturón de Kuiper?* [En línea] [Consultado el: 16 de marzo de 2019.] <https://www.vix.com/es/btg/curiosidades/6003/que-es-el-cinturon-de-kuiper>.
62. Antonio Heras. *El cinturón de Kuiper y la nube de Oort*. [En línea] 2013. [Consultado el: 22 de mayo de 2019.] https://antonioheras.com/sistema_solar_externo/el-cinturon-de-kuiper-y-la-nube-de-oort.htm.

63. Ewald, Reinhold. *Universo espacial*. Barcelona : CosmoCaixa, 11 de marzo de 2019.
64. *RS-25 Engine Undergoes Hot-Fire Test*. NASA, s.l. : 2013.
65. *Esquema del RS-25*. Wikipedia, s.l. : 1998.
66. Peterson, Peter. NASA. *Testing of Advanced Electric Propulsion Systems for Exploration and Commercial Missions*. [En línea] 18 de septiembre de 2018. [Consultado el: 10 de septiembre de 2019.]
<https://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/20190001040.pdf>.
67. Davis, Jason. Planetary. *LightSail 2 set to launch next month aboard SpaceX Falcon Heavy rocket*. [En línea] 13 de mayo de 2019. [Consultado el: 18 de septiembre de 2019.]
<http://www.planetary.org/blogs/jason-davis/lightsail-2-set-to-launch.html>.
68. Escobar, J. Astrojem. *La antimateria*. [En línea] [Consultado el: 5 de agosto de 2019.]
<https://astrojem.com/antimateria.html>.
69. CICA. *Leyes de Newton*. [En línea] [Consultado el: 23 de marzo de 2019.]
<https://thales.cica.es/rd/Recursos/rd98/Fisica/02/leyes.html>.

INFOGRAFÍA

[Figura 3.1] Antonio Heras. *El cinturón de Kuiper y la nube de Oort*. Extraído de: https://antonioheras.com/sistema_solar_externo/el-cinturon-de-kuiper-y-la-nube-de-oort.htm.

[Figura 3.2] NASA. Earth data. *Remote Sensors*. Extraído de: <https://earthdata.nasa.gov/learn/remote-sensors>.

[Figura 3.3] Wikipedia. *Esquema del RS-25*. s.l.: 1998. Extraído de: [https://es.wikipedia.org/wiki/Motores_principales_\(transbordador_espacial\)](https://es.wikipedia.org/wiki/Motores_principales_(transbordador_espacial))

[Figura 3.4] Wikimedia. Ion Engine. s.f.. Extraído de: https://es.wikipedia.org/wiki/Propulsor_i%C3%B3nico

[Figura 3.5] Dakayen. Motor de plasma. s.f. Extraído de: <http://dakayen.blogspot.com/>

[Figura 3.6] Aerospace Tech. Japan. Ikaros. Extraído de: https://www.istage.ist.go.jp/article/tastj/8/ists27/8_ists27_To_4_25/pdf/-char/ja

[Figura 3.7] EarthSky. Lightsail. Extraído de: <https://earthsky.org/space/lightsail-2-1st-controlled-solar-sail-flight>

[Figura 3.8] Rewisor. Materia y antimateria. Extraído de: <https://rewisor.com/que-es-la-antimateria/>

[Figura 5.1] Fuente de conocimiento. CRS Voyager 2. Extraído de: <https://redessocialesfuentedeconocimiento.blogspot.com/2016/08/los-instrumentos-de-la-voyager-2.html>

[Figura 5.2] Fuente de conocimiento. PLS Voyager 2. Extraído de: <https://redessocialesfuentedeconocimiento.blogspot.com/2016/08/los-instrumentos-de-la-voyager-2.html>

[Figura 5.3] Fuente de conocimiento. LECP Voyager 2. Extraído de: <https://redessocialesfuentedeconocimiento.blogspot.com/2016/08/los-instrumentos-de-la-voyager-2.html>

[Figura 5.4] NASA. Sonda Juno. Extraído de:
https://www.nasa.gov/mission_pages/juno/main/index.html

[Figura 5.5] NASA. Sonda Voyager. Extraído de: <https://voyager.jpl.nasa.gov/>

[Figura 5.6] NASA. Sonda New Horizons. Extraído de:
https://www.nasa.gov/mission_pages/newhorizons/main/index.html

[Figura 5.7] Alma de herrero. Generador termoeléctrico. Extraído de:
<http://almadeherrero.blogspot.com/2008/01/generadores-termoelctricos-de.html>

[Figura 6.1] Fuente propia de Nicolas Orlando Monada Herrera.

[Figura 6.2] Fuente propia de Nicolas Orlando Monada Herrera.

[Figura 6.3] Fuente propia de Nicolas Orlando Monada Herrera.

[Figura 6.4] Fuente propia de Nicolas Orlando Monada Herrera.

[Figura 6.5] Fuente propia de Nicolas Orlando Monada Herrera.

[Figura 6.6] Fuente propia de Nicolas Orlando Monada Herrera.

[Figura 6.7] Fuente propia de Nicolas Orlando Monada Herrera.

[Figura 6.8] Fuente propia de Nicolas Orlando Monada Herrera.

[Figura 6.9] Fuente propia de Nicolas Orlando Monada Herrera.

[Figura 6.10] Punto vernal. Gravedad asistida. Extraído de:
<https://puntovernal.webnode.es/escritos2/astronomia/la-gravedad-asistida/>

[Figura 6.11] Fuente propia de Nicolas Orlando Monada Herrera.

[Figura 6.12] Fuente Rocas, M. y Méndez, A.

Propuesta de viaje espacial al cinturón de Kuiper
Nicolas Orlando Moncada Herrera

[Figura Anexo 1.1] Características. Capas de la atmósfera. Extraído de: <https://www.caracteristicas.co/atmosfera/>

[Figura Anexo 1.2] Blogthinkbig. Sustentación. Extraído de: <https://blogthinkbig.com/los-principios-que-hacen-volar-a-un-avion>

[Figura Anexo 1.3] Blogthinkbig. Sustentación. Extraído de: <https://blogthinkbig.com/los-principios-que-hacen-volar-a-un-avion>

ANNEXO 1. LA PROPULSIÓN EN LA ATMÓSFERA TERRESTRE

Para que un avión pueda volar dentro de la atmósfera terrestre, se deben tener en cuenta tres aspectos básicos. Primero, debemos tener en cuenta las características de la atmósfera terrestre según la variación de altitud. El segundo es la fuerza de sustentación, la cual es necesaria para volar y depende de la velocidad y altitud de la aeronave. El tercer aspecto es el propulsor.

Características de la atmosfera terrestre:

La atmosfera terrestre está compuesta por gases, pero también partículas sólidas y líquidas en suspensión. El gas más abundante en la atmósfera terrestre es el nitrógeno que representa un 78,084% del volumen total, le sigue el oxígeno representando un 20,946%. En tercer lugar, con un 0,934% del volumen está el argón. El dióxido de carbono (CO₂), que sólo es el 0,033% del volumen total, es uno de los gases más importantes en los procesos atmosféricos. El resto de los gases (0,003%) que componen la atmósfera terrestre son: helio, neón, xenón, criptón, metano, hidrógeno y óxido nitroso. (52)

Capas de la atmosfera terrestre:

La atmosfera de nuestro planeta se divide por capas que responden a su variación de temperatura y presión. A medida que aumentamos la altitud, la composición del aire va cambiando y también su temperatura. Para los propulsores el factor más significativo sería la ausencia de oxígeno en la Estratosfera, esto es debido a que los rayos ultravioletas producen la transformación del oxígeno en ozono. Otra parte importante es el hecho de que superar la estratosfera supone tener una densidad mínima de aire, desafiando la estructura de cualquiera aeronave debido a la diferencia de presiones. En la siguiente figura podemos ver el tamaño de la estratosfera y troposfera en comparación al resto de capas. (52)

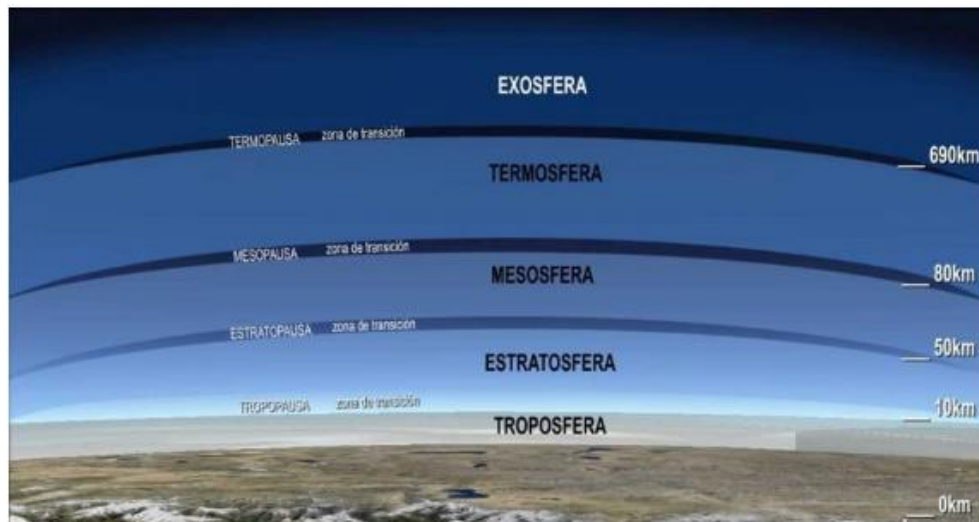


Figura Anexo 1.1: Capas de la atmósfera. Fuente: caracteristicas.co

Principios de vuelo de un avión dentro de la atmósfera:

Un avión es capaz de volar por la velocidad que adquiere, por medio de los propulsores. Es importante la velocidad del aire para las alas, ya que su perfil, forma y diseño en general permiten generar la fuerza de sustentación, esta fuerza es generada por las diferencias de presiones entre la superficie alar superior y la inferior, lo podemos visualizar en la siguiente figura.



Figura Anexo 1.2: Sustentación. Fuente: blogthinkbig.com

La fuerza de sustentación es la que permite contrarrestar el peso del avión y permite que el avión se pueda elevar.

Por otra parte, hay más fuerzas que intervienen, la fuerza de resistencia generada por el aire y que se opone al desplazamiento del avión. La siguiente fuerza es el impulso.

(53)

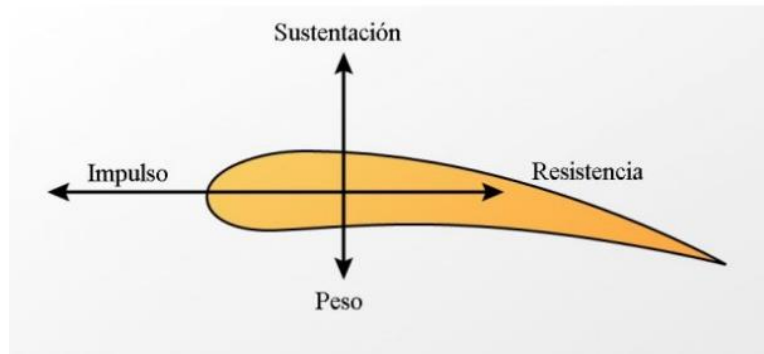


Figura Anexo 1.3: Sustentación esquema de blogthinkbig.com

Cuando el avión vuela a velocidad constante, y con la suma de las cuatro fuerzas, cumplimos la 1ª Ley de Newton, la cual dicta que la suma de todas las fuerzas debe ser igual a cero.

$$\sum \vec{F} = 0 \quad \longleftrightarrow \quad \frac{dv}{dt} = 0$$

El Turbofan como propulsor funciona de la siguiente manera:

Los motores Turbofan convencionales necesitan de un fluido, como el que compone nuestra atmosfera terrestre, por eso tenemos una limitación de cara a una misión espacial con este tipo de motores sería imposible. Para su funcionamiento es necesario una atmosfera con oxígeno para succionar el aire, posteriormente realizar una etapa de compresión adiabática, seguidamente se realiza la combustión, el cual pertenece al calentamiento isobárico y por último el escape que sería la expansión adiabática de un fluido termodinámico compresible a través de una tobera, que acelera la expulsión del fluido, de esta manera se produce la propulsión. (54) (55)

Para que un motor del tipo Turbofan pueda propulsar una aeronave dentro de la atmosfera terrestre, se debe cumplir una serie de requisitos:

- De todos los gases mencionados anteriormente, hay uno concreto que interviene directamente en el funcionamiento del propulsor, el oxígeno, ya que sería el comburente y, por tanto, interviene en el proceso químico de combustión de un motor. Si un avión sube excesivamente de altitud se

encontrará con el problema de pérdida de potencia de los propulsores debido a la falta de oxígeno a grandes altitudes. (56)

- La densidad de la atmosfera es muy importante, ya que varía con la altura, a mayor altura menos densidad de fluido y por tanto menor presión. (52)
- Es importante volar con la densidad optima del aire, por varios motivos, para que se realice correctamente el proceso de combustión, y para poder generar la fuerza de sustentación sin generar demasiada resistencia aerodinámica. (57)
- Las corrientes de aire también pueden ser un condicionante importante a la hora de volar, ya que nos pueden afectar de manera negativa o favorablemente. (52)

Debido a lo expuesto anteriormente, podemos concluir, por ejemplo, para los vuelos comerciales, la altura optima que debe volar un avión es de 10.000 a 13.000 metros, esto ya nos limita a no subir más.

Otros tipos de aviones, como los de combate, pueden alcanzar los 25.000 metros, esta altura varía siempre según el diseño de la aeronave. (58)

A partir de los 25.000 metros de altitud ya no se puede subir más debido a la gran diferencia de presión que hay dentro y fuera de la cabina del avión, además de la poca densidad de aire y la ausencia de oxígeno que imposibilita usarlo para el proceso de combustión de los propulsores.

ANEXO 2. LA ANTIMATERIA

Descubrimiento de la antimateria

El físico y matemático Británico Paul Dirac (1902-1984) tratando de unificar la relatividad especial y la mecánica cuántica, formuló la famosa ecuación de Dirac. Esta ecuación explicaba el comportamiento relativista del electrón cuando se mueve a velocidades próximas a las de la luz, además presenta una simetría matemática, la cual implica la existencia de una partícula simétrica al electrón, con su misma masa, pero con carga positiva, de esta manera concluyó la existencia de la antimateria, guiándose únicamente por lo que le decía una ecuación. Poco después en 1932 se confirmó la existencia de la antipartícula positrón, gracias al laboratorio del Instituto Tecnológico de California donde Carl Anderson hacia experimentos para estudiar los rayos cósmicos. Posteriormente en 1955 Berkeley descubrió el antiprotón y antineutrón. (59)

Producción actual de la antimateria

La producción de antimateria actualmente es un proceso muy complejo, difícil de realizar y con un coste económico elevado. Se estima que un nanogramo (10^{-9} g) de antihidrógeno puede costar 200 millones de euros, lo cual significa que tendríamos el combustible más caro del mundo. Esto se debe en parte a la enorme cantidad de energía requerida para su producción. (34) (60)

El LHC o también conocido como el gran colisionador de hadrones, es un acelerador de partículas subterráneo de 26,6km de circunferencia. Esta localizado junto al centro de investigación CERN en Suiza. Con esta gigantesca máquina se aceleran partículas al 99,99% de la velocidad de la luz y se hacen chocar posteriormente, de esta manera se puede producir e investigar la antimateria y subpartículas. (60)