



Universidad de Valladolid



ESCUELA DE INGENIERÍAS
INDUSTRIALES

Estudio de las variables que intervienen en un viaje interplanetario Tierra - Marte

Alumno: Juan José Manso Escribano

Grado en Ingeniería Mecánica

Universidad de Valladolid

Mayo de 2017



Universidad de Valladolid



**ESCUELA DE INGENIERÍAS
INDUSTRIALES**

UNIVERSIDAD DE VALLADOLID

ESCUELA DE INGENIERIAS INDUSTRIALES

Grado en Ingeniería Mecánica

Estudio de las variables que intervienen en un viaje interplanetario Tierra - Marte

Autor:

Manso Escribano, Juan José

Tutores:

Martín García, María Esther

Martínez Sacristán, Óscar

**Departamento de Física de la
Materia Condensada Cristalografía
y Mineralogía**

Valladolid, mayo y 2017.

Resumen

La exploración de Marte comenzó en la década de los 60 por parte de Estados Unidos y de la Unión Soviética. Poco a poco estas misiones se han hecho más exhaustivas y con una mayor probabilidad de acierto a la hora de situar robots en suelo marciano, investigando tanto el suelo como su atmósfera y proporcionando cada vez más una mayor cantidad de datos acerca del planeta. A pesar de ello la idea de una misión tripulada aún queda lejos debido a la falta de desarrollo en la tecnología y a la importante inversión que supondría un viaje de tales características.

En este TFG se va a intentar dar respuesta a la viabilidad de un viaje y una estancia prolongada en Marte, a partir de datos y estudios realizados por la NASA, además de realizar un tema acerca de lo analizado para la asignatura de Física I.

Palabras clave

MARTE, ÓRBITA, TRIPULACIÓN, NAVE, NASA

Abstract

The exploration of Mars began in the 1960s on the part of the United States and the Soviet Union. Little by little these missions have become more exhaustive and with a greater probability of success in placing robots in the Martian soil, investigating both the soil and its atmosphere and providing more and more data about the planet. But despite this the idea of a manned mission is still far away due to a lack of development in the technology and the important investment that would imply a trip of such characteristics.

This project will try to answer the feasibility of a trip and an extended stay on Mars, based on data and studies conducted by NASA, in addition to doing a topic about what was analyzed for the subject of Physics I.

Key words

MARS, ORBIT, CREW, SPACECRAFT, NASA

Índice

1. Introducción y objetivos.....	3
1.1. Introducción	3
1.2. Objetivos.....	6
2. Repaso de las ecuaciones del movimiento	9
3. Viaje Tierra – Marte	21
3.1. Región 1: Salida de la Tierra.....	27
3.2. Región 2: Órbita de transferencia del planeta Tierra-Marte alrededor del Sol.....	31
3.3. Región 3: Llegada a Marte	31
3.4 Lanzamiento de la nave	33
3.5 Entrada, descenso, y amortizaje (EDL)	35
4. Determinación de las fechas de lanzamiento	41
4.1. Fechas de lanzamiento según la transferencia de Hohmann.....	41
4.2. Fechas de lanzamiento según la NASA.....	44
5. Riesgos en el transcurso del viaje interplanetario. Medición	61
5.1. Radiación electromagnética. Ley del cuadrado inverso de la distancia	61
5.1.1. Radiación gamma	62
5.1.2. Radiación ultravioleta.....	63
5.1.3. Radiación infrarroja	64
5.2. Radiación espacial. Partículas cargadas	64
5.2.1. Rayos cósmicos galácticos (GCR).....	64
5.2.2. Viento solar	65
5.2.3. Cinturones de Van Allen	65
5.3. Medición de la radiación	66
5.4. Meteoroides	72
5.5. Ingravidez	72
6. Blindaje de la nave	77

6.1 Protección frente a la radiación.....	77
6.1.1. Imanes de blindaje según la configuración de doble hélice.....	78
6.1.2. Toroides con la dirección de campo radial y axial.....	79
6.1.3. Configuración 6+1.....	80
6.1.4 Construcción de las bobinas.....	82
6.2. Protección frente impactos.....	83
7. Sistemas de propulsión.....	89
7.1. Motores cohete.....	91
7.1.1. Propulsión química.....	91
7.1.2. Propulsión nuclear (NERVA).....	93
7.1.3. Propulsión a iones.....	94
7.1.4. Propulsión a plasma.....	95
7.2. Velas solares.....	95
7.3. Elección del sistema de propulsión.....	98
8. Estancia en Marte y viaje espacial.....	105
8.1. Atmósfera.....	105
8.2. Campo magnético.....	106
8.3. Necesidades de la tripulación.....	108
8.4. Obtención de recursos in situ (ISRU).....	111
8.4.1. Obtención de agua y oxígeno in situ.....	111
9. Ciencia ficción vs realidad durante el viaje y la estancia en Marte.....	117
10. Física I.....	127
10.1. Introducción.....	127
10.2. Leyes de Kepler.....	129
10.3 Ley de la Gravitación Universal.....	130
10.4. Conservación movimiento angular. Secciones cónicas.....	132
10.5. Conservación de la energía.....	135
10.6. Tipos de órbitas terrestres.....	136
10.7. Problemas.....	138
10.8. Simulaciones. Física en el ordenador.....	147

11. Conclusiones.....	159
12. Bibliografía	165

Índice de figuras

Figura 1.1. Órbitas de la Tierra y Marte alrededor del Sol y órbitas de la nave en el viaje Tierra-Marte.....	5
Figura 2.1. Relación entre coordenadas y vectores unitarios en cartesianas y polares	14
Figura 2.2. Parámetros de una cónica.....	14
Figura 3.1. Órbita transferencia de Hohmann.....	22
Figura 3.2. Transferencia bielíptica (azul claro) desde una órbita circular baja (azul oscuro) a una órbita circular más alta (rojo)	22
Figura 3.3. Órbitas viaje Tierra - Marte.....	23
Figura 3.4. Parámetros de las diferentes órbitas.....	24
Figura 3.5. Velocidades e incrementos de velocidades de las diferentes órbitas.....	27
Figura 3.6. Trayectoria hiperbólica de la nave con respecto a la Tierra.....	28
Figura 3.7. Trayectoria elíptica de la nave con respecto al Sol.....	28
Figura 3.8. Inclinación/ Plano eclíptico Tierra - Marte - Sol.....	32
Figura 3.9. Ejemplo de cohete multietapa.....	34
Figura 3.10. Trayectoria a seguir por el cohete.....	34
Figura 3.11. Maniobra de aerofrenado.....	35
Figura 3.12. Entrada, descenso y amortizaje (EDL)	37
Figura 4.1. Posiciones Tierra salida- Marte llegada.....	42
Figura 4.2. Posiciones Tierra - Marte. Relación angular.....	42
Figura 4.3. Desviación angular Tierra - Marte.....	44
Figura 4.4. Parámetros viaje Tierra - Marte. Tipo 1.....	50
Figura 4.5. Parámetros viaje Tierra - Marte. Tipo 2.....	52
Figura 4.6. Parámetros viaje Tierra - Marte. Tipo 3.....	54
Figura 4.7. Parámetros viaje Tierra - Marte. Tipo 4.....	56
Figura 4.8. Fechas y duraciones en el viaje interplanetario Tierra - Marte.....	57

Figura 5.1. Cinturones de Van Allen.....	66
Figura 5.2. Características área tejido.....	70
Figura 6.1. Imanes en configuración de doble hélice.....	79
Figura 6.2. Configuración de los toroides a lo largo del módulo de habitabilidad.....	79
Figura 6.3. Toroide campo radial.....	80
Figura 6.4. Toroide campo axial.....	80
Figura 6.5. Sistema de refrigeración de la configuración 6+1.....	81
Figura 6.6. Configuración 6+1.....	82
Figura 6.7. Nave espacial configuración de doble hélice.....	82
Figura 6.8. Escudo de Whipple relleno.....	84
Figura 6.9. Configuración nave espacial con escudos de Whipple.....	85
Figura 7.1. Cohete de propelente sólido.....	92
Figura 7.2. Cohete de propelente líquido.....	93
Figura 7.3. Cohete de propelente híbrido.....	93
Figura 7.4. Cohete de propulsión nuclear.....	94
Figura 7.5. Nave proyecto Orion.....	94
Figura 7.6. Cohete de propulsión a iones.....	95
Figura 7.7. Cohete de propulsión a plasma.....	95
Figura 7.8. Vela de fotones.....	97
Figura 7.9. Vela de plasma.....	97
Figura 8.1 Comparación de los campos magnéticos Tierra (izq) - Marte (dch).....	106
Figura 8.2. Dosis equivalente de GCR en Marte.....	107
Figura 8.3. Sistema de producción de vegetales (Veggie).....	113
Figura 9.1. Cartel película “The Martian”.....	117
Figura 9.2. Atardecer de Marte en The Martian.....	119
Figura 9.3. Atardecer real de Marte.....	119
Figura 9.4. Cartel película “Misión a Marte”.....	120
Figura 9.5. Portada libro “Marte rojo”.....	122
Figura 10.1. Universo de Aristóteles y Ptolomeo.....	128
Figura 10.2. Universo de Copérnico.....	128

Figura 10.3. Segunda ley de Kepler. Igualdad de área.....	130
Figura 10.4. Ley de Gravitación Universal.....	131
Figura 10.5. Momento angular.....	132
Figura 10.6. Acción de la fuerza central en el sistema solar	133
Figura 10.7. Parámetros de una cónica.....	134
Figura 10.8. Tipos de cónica.....	135
Figura 10.9. Tipos de órbitas terrestres.....	137
Figura 10.10. Simulación segunda ley de Kepler.....	147
Figura 10.11. Simulación tercera ley de Kepler.....	148
Figura 10.12. Simulación Transferencia. Velocidad orbital.....	149
Figura 10.13. Simulación Transferencia. Velocidades órbitas erróneas.....	150
Figura 10.14. Simulación Transferencia. Velocidades órbitas.....	150
Figura 10.15. Encuentros espaciales. Viaje Tierra - Marte.....	152
Figura 10.16. Encuentros espaciales. Viaje Marte - Tierra.....	153
Figura 10.17. Características órbita.....	153
Figura 10.18. Órbitas de Tierra y Marte.....	154
Figura 10.19. Modelo matemático simulación.....	155
Figura 10.20. Simulación de la nave alrededor de la Tierra.....	155

Índice de tablas

Tabla 2.1. Características Tierra – Marte – Sol.....	12
Tabla 3.1. Velocidades e incrementos de velocidades en las diferentes órbitas.....	26
Tabla 4.1. Características viaje. Tipo 1.....	46
Tabla 4.2. Parámetros viaje Tierra – Marte. Tipo 1.....	47
Tabla 4.3. Características viaje. Tipo 2.....	51
Tabla 4.4. Parámetros viaje Tierra – Marte. Tipo 2.....	51
Tabla 4.5. Características viaje. Tipo 3.....	52
Tabla 4.6. Parámetros viaje Tierra – Marte. Tipo 3.....	53
Tabla 4.7. Características viaje. Tipo 4.....	55
Tabla 4.8. Parámetros viaje Tierra – Marte. Tipo 4.....	55
Tabla 4.9. Comparativa NASA-datos obtenidos.....	58
Tabla 5.1. Factores de calidad.....	67
Tabla 5.2. Límite de exposición de radiación.....	68
Tabla 5.3. Factor w_T en cada tejido.....	69
Tabla 7.1. Ventajas y desventajas de los sistemas de propulsión.....	98
Tabla 7.2. Ratio masas combustible - nave de los sistemas de propulsión.....	100
Tabla 7.3. Parámetros de los sistemas de propulsión.....	100
Tabla 8.1. Necesidades de un tripulante. Viaje y estancia en Marte.....	108
Tabla 8.2. Necesidades de 6 tripulantes. Viaje y estancia en Marte.....	108
Tabla 10.1. Características de los planetas del sistema solar.....	137

1

Introducción y objetivos

1. Introducción y objetivos

1.1. Introducción

La exploración espacial se define como el esfuerzo del ser humano en estudiar el espacio y sus astros desde un punto de vista científico junto con una posible explotación económica. Esta exploración comenzó a desarrollarse a partir de la caída de Alemania en la segunda Guerra Mundial. A partir de este momento, período conocido como Guerra Fría, muchos ingenieros alemanes entraron a formar parte de los programas espaciales tanto de E.E.U.U como de la URSS, dando comienzo la carrera espacial entre ambas potencias. Como resultado de este esfuerzo, el objetivo final de llegar a la Luna fue alcanzado el 20 de julio de 1969 por los americanos.

Durante todos estos años en los que duró la Guerra Fría, ambas potencias desarrollaron además otros programas espaciales, en concreto relativos a la exploración de Marte. Estos programas como son el Marsnik por parte de los soviéticos y el programa Mariner de los estadounidenses, tenían como principal misión la toma de datos sobre la radiación, impactos de meteoritos o la estructura atmosférica del entorno de Marte.

Actualmente, la misión espacial que se lleva a cabo en este planeta se realiza gracias a un astromóvil conocido como Curiosity que se encarga de analizar muestras de suelo y polvo marciano, habiéndose encontrado evidencias de que Marte en el pasado pudo haber albergado vida microbiológica.

A pesar de todo lo avanzado estos años la posibilidad de pisar Marte se antoja bastante lejana por el momento. Sin embargo, se están desarrollando programas como Mars One (proyecto privado en colaboración con empresas aeroespaciales) que tiene como objetivo establecer una colonia humana a partir de 2030. También la NASA está desarrollando su programa ORION con la intención de que el ser humano pise Marte alrededor de esta fecha; para ello antes se deberán de realizar vuelos espaciales tripulados más allá de la órbita baja terrestre (~ 300 km) para poder comprobar y mejorar nuevos sistemas de propulsión. Además de estos vuelos espaciales, se necesitará de un mayor estudio en futuras misiones en lo relativo a la radiación, para así poder planear cómo proteger a los astronautas que explorarán Marte. Todas estas medidas junto con las naves espaciales robóticas y rovers que se encuentran o encontrarán sobre Marte, harán que día a día se vayan desarrollando nuevas tecnologías que consigan finalmente poner el pie en el planeta rojo. Para ello, deberá haber una participación internacional y comercial, que fomente unos intereses comunes por encima de los propios.

Este trabajo fin de grado nos permite comprender todas aquellas dificultades que la tripulación se encontrará a lo largo del viaje Tierra - Marte, así como

las debidas al propio planeta marciano. De esta manera se postulará la solución más óptima para una misión de tales características. La misión estará compuesta por una nave tripulada y diferentes naves de carga. La nave tripulada estará formada por seis tripulantes ya que según estudios realizados por la NASA es la cantidad deseada para un trayecto de semejante complejidad. Esta tripulación deberá tener los conocimientos científicos y tecnológicos suficientes, además de una adecuada preparación psicológica. Las naves de carga saldrán unos meses antes del lanzamiento de la nave tripulada. Así se podrá comenzar a producir metano antes de la llegada de la tripulación a Marte. Este combustible será el utilizado en la nave de ascenso a la órbita marciana y en el uso del reactor químico presente en Marte. Este TFG comienza con el estudio de los principios físicos y ecuaciones de movimiento que permiten la obtención de los incrementos de velocidades necesarios durante la misión. Estos incrementos de velocidades son los encargados de realizar los cambios de órbitas en el viaje interplanetario. Una vez calculados se determinarán las fechas de lanzamiento mediante dos formas. Una primera forma será utilizando un motor de búsqueda de la NASA. En él se introducirán los parámetros hallados relativos a los cambios de velocidades. La segunda forma de calcular la fecha de lanzamiento de la nave será a partir del período que posee la nave al realizar la transferencia de Hohmann. En esta maniobra la nave describe una órbita elíptica alrededor del Sol, tocando tangencialmente tanto la órbita que desea abandonar (órbita terrestre) como la órbita que desea alcanzar (órbita marciana). Un posible viaje en línea recta desde la Tierra hasta Marte, aunque se pudiera antojar más rápido, consumiría muchísima más energía. En la Figura 1.1. se observan las órbitas que los planetas Tierra y Marte realizan alrededor del Sol además de las órbitas que realizaría la nave en el viaje de un planeta a otro.

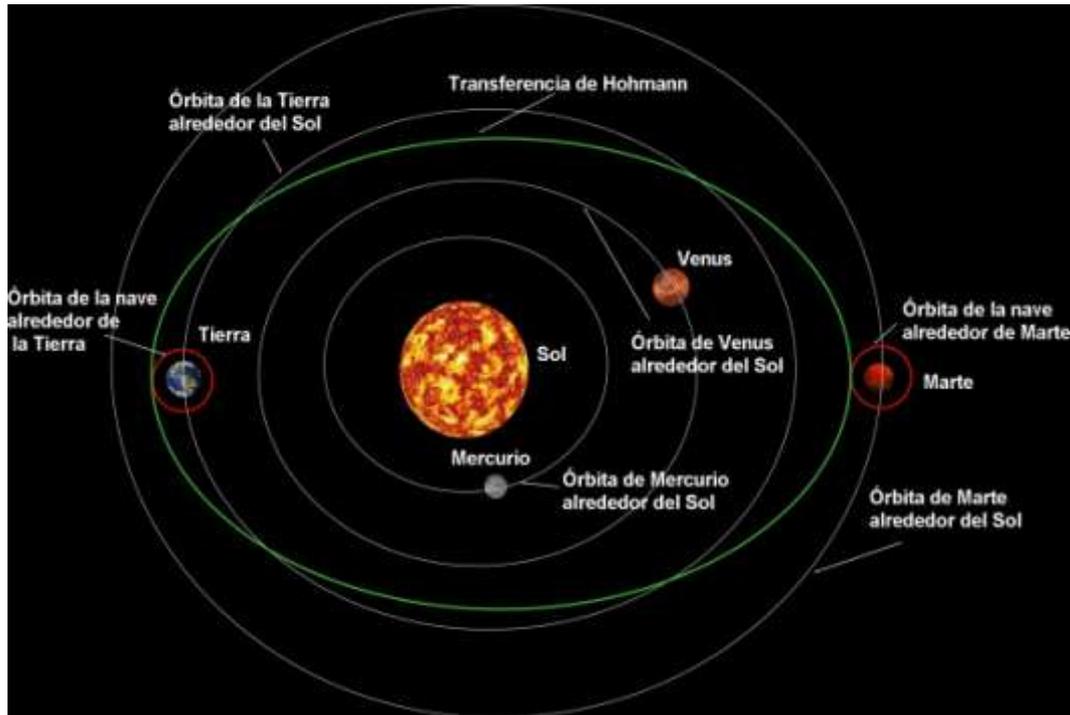


Figura 1.1. Órbitas de la Tierra y Marte alrededor del Sol y órbitas de la nave en el viaje Tierra-Marte

Tras haber estudiado el trayecto que va a realizar la nave desde la Tierra hasta Marte se analizarán los diferentes riesgos que nos vamos a encontrar durante el viaje interplanetario. Estos riesgos podrán ser englobados principalmente en cuatro grupos: radiación electromagnética, radiación espacial, meteoroides e ingravidez. Una vez conocidos los riesgos, el siguiente paso será estudiar los diferentes métodos de blindaje de la nave, que deben proteger a la tripulación tanto frente a la radiación como a los impactos.

Esta misión interplanetaria tendrá una duración aproximada de tres años, y necesitará de combustibles muy eficientes, de forma que se reduzca el peso de la nave, implicando una reducción de gastos. Por tanto, el siguiente paso será la descripción de los posibles sistemas de propulsión. Mediante una tabla comparativa se seleccionará el sistema más propicio para dicha misión. Otra forma de reducir el peso de la nave, además de elegir el combustible idóneo, es el reciclaje de agua y oxígeno en la nave y la obtención de recursos in situ en Marte, que permitan poder cubrir las necesidades básicas de la tripulación. Estos sistemas de recuperación y generación serán también descritos en este TFG.

En el penúltimo capítulo de este trabajo se analizarán los aciertos y errores que se producen en novelas y películas relacionadas con el planeta rojo. Estos fallos provocan muchas veces que las personas se creen una idea errónea en la cabeza no conociendo la realidad.

Finalmente, a partir del estudio realizado se ha confeccionado un tema de gravitación, junto con diferentes problemas de los temas tratados y algunas simulaciones. Esta parte puede ser integrada en la asignatura de Física I, permitiendo al alumno el aprendizaje de una forma más práctica y amena.

1.2. Objetivos

Con este trabajo se intentan conseguir los siguientes objetivos:

- Conocer la importancia que posee la teoría en la ingeniería.
- Estudiar los principios físicos que rigen el movimiento de la nave en el viaje interplanetario Tierra - Marte y calcular los incrementos de velocidades necesarios que permitan realizar los cambios de órbitas.
- Describir las diferentes regiones de las que se compone el viaje espacial.
- Conocer la relación angular necesaria entre Tierra y Marte en el momento de lanzamiento de la nave y evaluar las posibles fechas de lanzamiento facilitadas por la NASA a partir de los cálculos realizados.
- Conocer los riesgos interplanetarios que puedan hacer fallar la misión, junto con los elementos de blindaje de los que dispondrán las naves espaciales en un futuro.
- Conocer cómo se mide la radiación, cómo afecta a los tejidos del organismo y cómo afecta de diferente forma a varones y mujeres.
- Analizar los diferentes sistemas de combustión, seleccionando el más propicio para la misión.
- Estudiar los sistemas de reciclaje (agua y oxígeno) que se llevarán a cabo en la nave para reducir su peso.
- Estudiar la obtención de recursos in situ en Marte, además de las dificultades propias del planeta para la tripulación.
- Conocer, a partir de los diferentes puntos estudiados, los aciertos y errores que cometen las películas y novelas cuando hablan de un viaje interplanetario y una estancia en Marte.
- A partir del estudio realizado, aportar aspectos aplicados a la asignatura de Física I, mediante la realización de un tema de gravitación.
- Trabajar con diferentes simulaciones en las que el alumno pueda aplicar sus conocimientos de una manera más práctica y visual.

2

Repaso de las ecuaciones
del movimiento

2. Repaso de las ecuaciones del movimiento

La evolución temporal de un sistema físico en el espacio viene dada por las ecuaciones del movimiento, que se deducen a partir del análisis de los agentes externos que actúan sobre el cuerpo (las fuerzas), aplicando las leyes de Newton. En el caso del viaje interplanetario Tierra - Marte las características principales del viaje son:

- La nave interplanetaria se ve influenciada por los planetas Tierra y Marte tanto en la salida como en la llegada a dichos cuerpos. En esos instantes se puede considerar despreciable la influencia del Sol.
- Durante el resto del viaje la única influencia bajo la que se encuentra la nave es el Sol.
- De acuerdo con ello, el cálculo de las órbitas se dividirá en tres partes, en función de la influencia gravitatoria a la que se encuentra sometida la nave. Esta forma de división del viaje nos permite ignorar la influencia gravitacional una vez que la nave se encuentra a una distancia suficientemente alejada de un planeta, que como justificaremos después se considerará de un millón de kilómetros.
- El viaje se dividirá entonces en tres regiones (exceptuando el lanzamiento y amortiguaje), correspondiendo a cada una de ellas una órbita. Esta aproximación se define como método de parcheado cónico, cuyo nombre se debe a la superposición de las trayectorias cónicas en la transferencia Tierra-Marte, donde primeramente tenemos una trayectoria hiperbólica para abandonar la gravedad terrestre, a continuación una órbita elíptica alrededor del Sol entre ambos planetas, y finalmente de nuevo una trayectoria hiperbólica al llegar a Marte.

Como veremos a continuación, el paso de una órbita a otra es el punto importante que debemos analizar, necesitando una variación de velocidad Δv a la hora de realizar dicho cambio.

De acuerdo con las características del viaje descritas, analicemos el sumatorio de fuerzas a las que está sometida la nave en cada una de las órbitas que vamos a tener que considerar:

$$\Sigma \vec{F}_{\text{aplicadas}} = \vec{F}_{\text{gravedad}} + \vec{F}_{\text{roz.viscoso}} + \vec{F}_{\text{empuje}} + \vec{F}_{\text{radiación}} + \vec{F}_{\text{otras}} \quad [2.1]$$

donde el significado físico de cada término es:

- $\vec{F}_{\text{gravedad}}$: es la fuerza de atracción de un cuerpo celeste sobre un objeto, en este caso la nave.

- $\vec{F}_{\text{roz.viscoso}}$: es la fuerza provocada por el rozamiento viscoso entre un objeto y las partículas del fluido en el que se mueve, en este caso entre la nave y el aire.
- \vec{F}_{empuje} : es la fuerza que originan los apoyos antes del lanzamiento de la nave, o de los cohetes de propulsión en el momento que están siendo utilizados, por ejemplo eyectando combustible por las toberas.
- $\vec{F}_{\text{radiación}}$: son aquellas fuerzas que aparecen debido a la propagación de energía en forma de ondas electromagnéticas o partículas subatómicas, como por ejemplo la fuerza electromagnética.
- \vec{F}_{otras} : son las fuerzas debido al peso de la tripulación o fuerzas menores de cualquier otro tipo.

En el análisis que vamos a hacer a continuación haremos la consideración únicamente de la situación en la que la nave orbita alrededor de un cuerpo celeste único, sea éste la Tierra, el Sol o Marte; posteriormente debemos ver el análisis necesario para entender el despegue y el amortizaje de la nave.

En estas condiciones (nave orbitando alrededor de un único cuerpo celeste) consideramos las siguientes aproximaciones:

1. El espacio no posee atmósfera, por lo que las fuerzas de rozamiento viscoso con el aire son nulas: $\vec{F}_{\text{roz.viscoso}} = 0$
2. La nave, una vez que está orbitando, ya se ha desprendido de los cohetes que tenía anclados al salir de la Tierra o están apagados: $\vec{F}_{\text{empuje}} = 0$
3. Las fuerzas debidas a efectos como la radiación electromagnética se pueden considerar despreciables: $\vec{F}_{\text{radiación}} = 0$
4. Otro tipo de fuerzas que pueden aparecer sobre la nave, debido a la tripulación o de otro origen, se pueden despreciar: $\vec{F}_{\text{otras}} = 0$

Por tanto, la única fuerza que debemos considerar es la fuerza gravitatoria.

De esta forma, la segunda ley de Newton queda reducida a:

$$\Sigma \vec{F}_{\text{aplicadas}} = \vec{F}_{\text{gravedad}} = m \cdot \vec{a} \quad [2.2]$$

Respecto de la fuerza gravitatoria entre dos masas, como sabemos a partir de la Ley de la Gravitación Universal de Newton, es directamente proporcional al producto de las masas, e inversamente proporcional al cuadrado de la distancia que las separa, multiplicado por el vector unitario en dirección radial:

$$\vec{F}_{\text{gravedad}} = -G \frac{M \cdot m}{r^2} \cdot \vec{u}_r \quad [2.3]$$

o en forma escalar:

$$F_{\text{gravedad}} = G \frac{M \cdot m}{r^2} \quad [2.4]$$

siendo:

- G (constante de Gravitación Universal)= $6,674 \cdot 10^{-11} \text{ N} \cdot \text{m}^2/\text{kg}^2$
- M (masa del cuerpo astronómico)
- m (masa de la nave)
- r (distancia entre los dos cuerpos)
- \vec{u}_r (vector posición unitario entre M y m)

A partir de [2.4] y considerando el caso especial de órbitas circulares, igualamos la fuerza gravitatoria a la aceleración normal para mantener al cuerpo en movimiento alrededor de la órbita circular. [W2]

$$G \frac{M \cdot m}{r^2} = m\omega^2 r$$

Si expresamos la velocidad angular en términos de período de revolución, $\omega = 2\pi/T$:

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

Por consiguiente el período orbital resulta ser:

$$T = 2\pi \sqrt{\frac{r^3}{G \cdot M}} \quad [2.5]$$

La ecuación [2.4] nos permite además realizar la justificación de por qué ignoramos la influencia gravitacional a partir de una cierta distancia.

Dicha justificación se debe a la disminución de la intensidad de la gravedad con la distancia, que como observamos se rige por la ley del inverso del cuadrado.

Tratemos así de calcular la distancia respecto a la Tierra a la cual deja de tener importancia la gravedad de ésta frente a la del Sol. Consideremos las influencias gravitatorias sobre la nave debidas al Sol (F_G^{Sol}) y a La Tierra (F_G^{Tierra}), y supongamos despreciable la segunda cuando sea diez veces menor que la primera. Así hagamos el cálculo de la distancia para la cual $F_G^{\text{Sol}} = 10 F_G^{\text{Tierra}}$. Los datos necesarios para los cálculos, así como las distancias y otros datos de la Tierra, Marte y el Sol se muestran en la tabla 2.1.

Tabla 2.1. Características Tierra - Marte - Sol

	Tierra	Marte	Sol
Masa (kg)	$5,9736 \cdot 10^{24}$	$6,4185 \cdot 10^{23}$	$1,9891 \cdot 10^{30}$
Radio (km)	6378,1	3397,2	$6,957 \cdot 10^5$
Distancia media al Sol (km)	$1,496 \cdot 10^8$	$2,279 \cdot 10^8$	
Velocidad orbital media (km/s)	29,78	24,077	
Período sideral (días)	365,25636	686,971	
Excentricidad de la órbita	0,01671123	0,093315	
Inclinación de la órbita	23°26'	25°19'	
Inclinación respecto al plano eclíptico	0°	1°50'59''	
Distancia Tierra - Marte (km) (según distancia media al sol)	$7,83 \cdot 10^7$		

$$\left. \begin{aligned}
 F_G^{\text{Sol}} &= G \frac{M_{\text{Sol}} \cdot m_{\text{nave}}}{r_{\text{Sol-nave}}^2} \\
 F_G^{\text{Tierra}} &= G \frac{M_{\text{Tierra}} \cdot m_{\text{nave}}}{r_{\text{Tierra-nave}}^2}
 \end{aligned} \right\} \text{Supongo que: } F_G^{\text{Sol}} = 10 \cdot F_G^{\text{Tierra}}$$

$$G \frac{M_{\text{Sol}} \cdot m_{\text{nave}}}{r_{\text{Sol-nave}}^2} = 10 \cdot G \frac{M_{\text{Tierra}} \cdot m_{\text{nave}}}{r_{\text{Tierra-nave}}^2}$$

En este cálculo la incognita es $r_{\text{Tierra-nave}}$, donde supondremos $r_{\text{Sol-nave}} \sim r_{\text{Sol-Tierra}}$.

$$G \frac{1,9891 \cdot 10^{30} \cdot m_{\text{nave}}}{(1,496 \cdot 10^8)^2} = 10 \cdot G \frac{5,9736 \cdot 10^{24} \cdot m_{\text{nave}}}{r_{\text{Tierra-nave}}^2}$$

$$r_{\text{Tierra-nave}}^2 = \frac{10 \cdot (1,496 \cdot 10^8)^2 \cdot 5,9736 \cdot 10^{24}}{1,9891 \cdot 10^{30}} =$$

$$r_{\text{Tierra-nave}} = \sqrt{6,7211} \cdot 10^{11}$$

$$r_{\text{Tierra-nave}} = 819.823,15 \text{ km}$$

Como se observa la solución del problema no depende de la masa de la nave siendo irrelevante por tanto su peso. En el caso de Marte, haciendo el mismo procedimiento, se obtiene que la distancia a la cual la F_G^{Sol} es $10 F_G^{\text{Marte}}$ es:

$$r_{\text{Marte-nave}} = 409.385,81 \text{ km}$$

A raíz de los resultados obtenidos consideraremos una buena aproximación que la gravedad de la Tierra o Marte son despreciables frente a la del Sol para una distancia de un millón de kilómetros respecto de dichos planetas.

Teniendo en cuenta las ecuaciones [2.2] y [2.3] tendremos:

$$\vec{F}_{\text{gravedad}} = -G \frac{M \cdot m}{r^2} \cdot \vec{u}_r = m \cdot \vec{a}$$

$$-G \frac{M \cdot m}{r^2} \cdot \vec{u}_r = m \cdot \frac{\partial^2 \vec{r}}{\partial t^2}$$

Denominemos:

$$G \cdot M = \mu$$

Así:

$$\frac{\partial^2 \vec{r}}{\partial t^2} + \frac{\mu}{r^2} \cdot \vec{u}_r = 0$$

Esta ecuación diferencial de segundo orden se simplifica en coordenadas polares planas:

$$G \frac{M \cdot m}{r^2} = m \cdot (\ddot{r} - r\dot{\theta}^2)$$

Tal como se demuestra en la referencias [L1] y [L2], su solución es:

$$r(\theta) = \frac{c_1}{1 + c_2 \cdot \cos \theta}$$

· c_1, c_2 (constantes de integración, que dependen de μ y de las condiciones iniciales)

· θ (ángulo polar que forma el radio vector con el origen)

La relación entre los vectores unitarios cartesianos y polares puede observarse en la Figura 2.1.

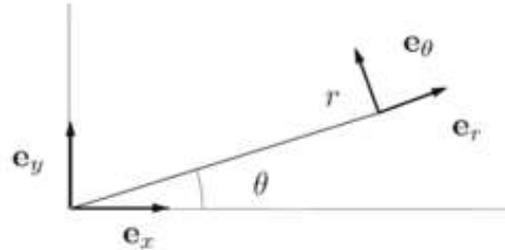


Figura 2.1. Relación entre coordenadas y vectores unitarios en cartesianas y coordenadas polares

La ecuación anterior corresponde a la ecuación de una cónica. Sus parámetros aparecen representados en la Figura 2.2. Esta solución también se puede escribir como:

$$r(\theta) = \frac{a(1 - \varepsilon^2)}{1 + \varepsilon \cdot \cos \theta} \quad [2.6]$$

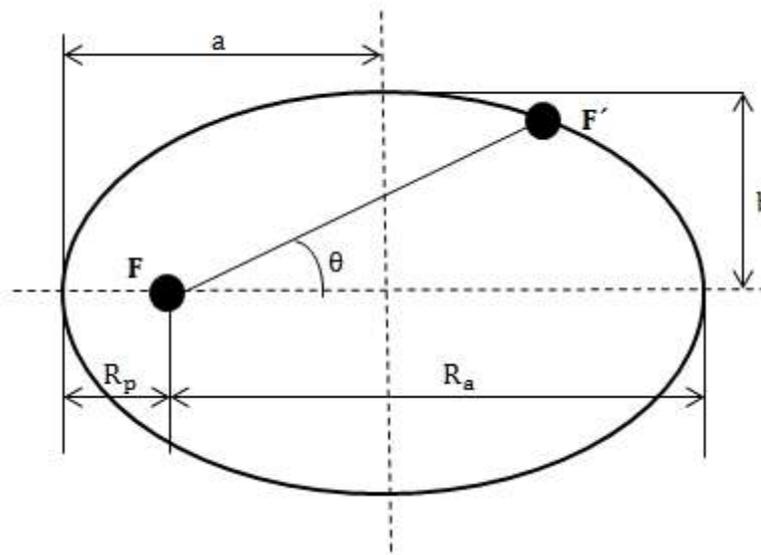


Figura 2.2. Parámetros de una cónica

siendo:

$$\cdot a = \frac{R_a + R_p}{2} = \text{semieje mayor} \quad [2.7]$$

$$\cdot c = \frac{R_a - R_p}{2} = \text{Relación entre semiejes} \quad [2.8]$$

· b = Semieje menor

$$\cdot \varepsilon = \frac{2c}{2a} = \frac{R_a - R_p}{R_a + R_p} = \text{excentricidad} \quad [2.9]$$

La ecuación [2.6] describe los distintos tipos de órbita: elíptica (circular), hiperbólica, parabólica y circular. En el caso de órbitas cerradas, ya sea elíptica o circular, este resultado se enuncia habitualmente como la primera Ley de Kepler: *“Los planetas se desplazan alrededor del Sol describiendo órbitas elípticas, estando el Sol situado en uno de los focos.”*

La variable θ de la ecuación de la cónica varía entre 0 y 180°. Aplicando [2.6]:

- Si $\theta = 0^\circ$ la nave se encontrará en el pericentro (punto de la órbita donde la nave se encuentra más cercana del cuerpo celeste)
 $\rightarrow R_p = a(1 - \varepsilon)$
- Si $\theta = 180^\circ$ la nave se encontrará en el apocentro (punto de la órbita donde la nave se encuentra más alejada del cuerpo celeste)
 $\rightarrow R_a = a(1 + \varepsilon)$

Una vez descritas las órbitas que describe la nave, veamos que podemos determinar la velocidad de la nave en función de su posición. Para ello debemos tener en cuenta que la fuerza de atracción gravitatoria es conservativa (el trabajo realizado sólo depende de las posiciones inicial y final, de modo que en una trayectoria cerrada es nulo). Esto supone que se conserva la energía mecánica.

La energía mecánica total será la suma de las energías cinética y potencial, y viene dada por:

$$E = \frac{1}{2} \cdot m \cdot v^2 - \frac{G \cdot M \cdot m}{r} \quad [2.10]$$

donde denominaremos energía mecánica específica a la energía mecánica por unidad de masa:

$$\epsilon = \frac{E}{m_{\text{planeta}}} = \frac{v^2}{2} - \frac{G \cdot M}{r} \quad [2.11]$$

Seguindo la referencia [L3], la energía mecánica total, también se puede expresar como:

$$E = -\frac{G \cdot M \cdot m}{2a} \quad [2.12]$$

y por tanto la energía mecánica específica:

$$\epsilon = -\frac{G \cdot M}{2a} \quad [2.13]$$

Despejando de la ecuación [2.11], la velocidad de la nave se expresa como:

$$v = \sqrt{2\left(\frac{G \cdot M}{r} + \epsilon\right)} \quad [2.14]$$

Sustituyendo la energía mecánica específica (ecuación [2.13]) se llega al resultado:

$$v = \sqrt{2\mu\left(\frac{1}{r} - \frac{1}{2a}\right)} \quad [2.15]$$

Podemos observar entonces que la velocidad depende de la órbita concreta (a) y de la posición que en cada instante ocupa la nave en dicha órbita (r). Esta ecuación [2.15] nos va a permitir hallar la velocidad que la nave posee en cada punto de la órbita, y a partir de las velocidades en las distintas órbitas podremos determinar los cambios de velocidad (Δv) necesarios para pasar de unas a otras, debiendo aportar la energía suficiente para tal fin.

El momento angular, en módulo, viene dado por:

$$L = m \cdot r \cdot v \sin \theta$$

siendo θ el ángulo que forma el radio vector y la velocidad. Para los puntos del pericentro y apocentro, $\theta = 90^\circ$ [L2], por lo que:

$$L = m \cdot r \cdot v \quad [2.16]$$

Teniendo en cuenta que la energía mecánica se conserva, ésta debe ser la misma a lo largo de toda la órbita descrita por la nave, de forma que en el apocentro la nave posee máxima energía potencial al encontrarse más lejana del foco ocupado (cuerpo alrededor del que orbita la nave) y por tanto ha de disminuir su velocidad para que se conserve la energía mecánica total. En cambio en el pericentro la nave tiene la mínima energía potencial y por ello aumenta su velocidad para conservar la energía mecánica.

Este resultado se enuncia habitualmente como la segunda Ley de Kepler, *"El radio vector que une un planeta y el Sol barre áreas iguales en tiempos iguales"*.

El conjunto de ecuaciones [2.15] y [2.16] permite determinar la velocidad en el apocentro conocida la velocidad en el pericentro o viceversa.

3

Viaje Tierra – Marte

3. Viaje Tierra – Marte

En el viaje espacial que seguirá la nave desde la Tierra hasta Marte se utilizará el método de parcheado cónico, como se ha explicado en el punto anterior. Dicho método se basa en la órbita de transferencia de Hohmann, donde la mitad de una órbita elíptica alrededor del Sol (en verde, Figura 3.1.) toca tangencialmente tanto a la órbita inicial terrestre que se desea abandonar (en rojo, Figura 3.1.) como a la órbita final marciana que se quiere alcanzar (en blanco, Figura 3.1.). Gracias a este tipo de órbita se reduce drásticamente el peso del combustible, ya que se hace uso de la atracción del Sol para el viaje. Por ello, se elige la órbita de transferencia de Hohmann frente a otra como la transferencia bielíptica.

La órbita de transferencia bielíptica (Figura 3.2.) consiste en proporcionar a la nave un incremento de velocidad desde una órbita inicial baja (en azul, Figura 3.2.) hasta alcanzar una órbita elíptica exterior, en cuyo punto más alejado de la misma con respecto a su centro gravitatorio (Punto 2, Figura 3.2.) se le proporcionará de nuevo un incremento de velocidad, alcanzando una segunda órbita elíptica. El periapsis de esta última órbita (punto de la órbita donde la distancia entre los cuerpos es mínima, Punto 3, Figura 3.2.) coincidirá con el radio de la órbita final (en rojo, Figura 3.2.). Este tipo de transferencia es utilizada cuando el semieje mayor de la órbita final es más grande que el semieje mayor de la órbita inicial en un factor de 12, ya que en esa situación se requiere un menor cambio en la velocidad con la órbita bielíptica que con la de transferencia de Hohmann, y por tanto un menor gasto de combustible.

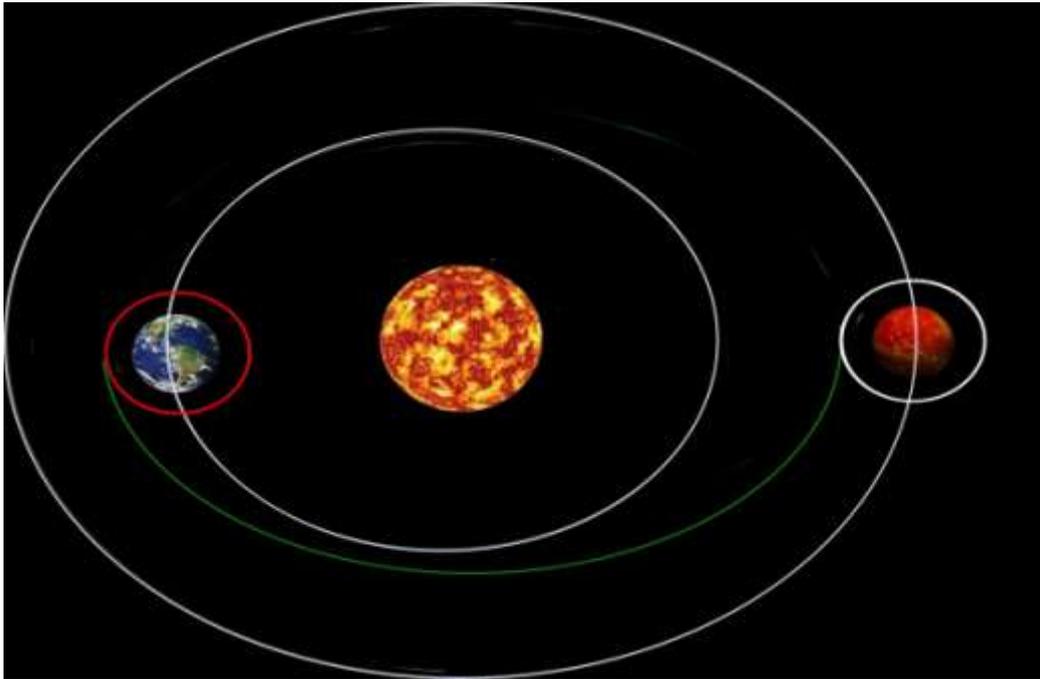


Figura 3.1. Órbita de transferencia de Hohmann

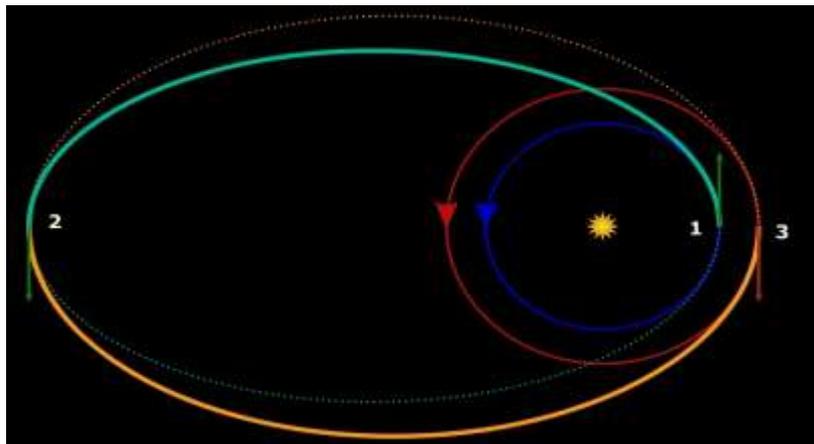


Figura 3.2. Transferencia bielíptica (azul claro) desde una órbita circular baja (azul oscuro) a una órbita circular más alta (rojo)

El método de parcheado cónico establecía que durante el viaje interplanetario tanto la gravedad terrestre como la marciana serán insignificantes una vez que la nave se encuentre a un millón de kilómetros de estos planetas, teniendo una mayor influencia gravitacional el Sol. Por ello, podremos distinguir tres regiones, tal y como se observa en la Figura 3.3.:

- Región 1: Salida de la Tierra.
- Región 2: Órbita de transferencia del planeta Tierra-Marte alrededor del Sol (órbita de Hohmann).
- Región 3: Llegada a Marte.



Figura 3.3. Órbitas viaje Tierra – Marte

En la Figura 3.3. se observan los diferentes tipos de regiones (en rojo): la región 1 correspondiente a la salida de la Tierra, la región 2 de la transferencia de Hohmann y la región 3 de la llegada a Marte. También se observan las zonas de influencia de la gravedad de ambos planetas (líneas discontinuas), así como las órbitas de la Tierra y Marte alrededor del Sol. Tanto en la región 1 como en la región 3 el sistema de referencia será el propio planeta, mientras que en la región 2 el centro del sistema de coordenadas será el Sol.

Para poder hallar los cambios de velocidad (Δv) que suponen los cambios de órbitas de una manera más sencilla, podemos considerar la siguiente simplificación:

1. A pesar de que los planetas se muevan en órbitas elípticas se va a considerar que tanto la Tierra como Marte describen órbitas circulares alrededor del Sol, ya que su excentricidad está próxima a 0, como se puede observar en la Tabla 2.1., tomando como radio la distancia media al Sol.

Esta simplificación es lo suficientemente válida como para proporcionarnos una idea bastante aproximada de los cambios de velocidad (Δv) necesarios para los cambios de órbitas.

En la Figura 3.4. se muestran los parámetros de las diferentes órbitas que aparecen durante el viaje interplanetario Tierra-Marte. A partir de ellos se hallarán las velocidades en cada punto y los incrementos de velocidad necesarios para los cambios orbitales. En la imagen se observa que la órbita

elíptica (Transferencia de Hohmann) alrededor del Sol toca tangencialmente tanto la órbita circular que recorre la nave alrededor de la Tierra (punto 2), como la órbita circular que la nave realiza alrededor de Marte (punto 3).

- **Región 1: Salida de la Tierra.**
 - $R_{LEO} \rightarrow$ es la altura a la que orbita la nave en una órbita baja terrestre, siendo igual al radio de la Tierra más dicha altura (300 km)

- **Región 2: Órbita transferencia de Hohmann.**
 - $R_T \rightarrow$ es la distancia media al Sol desde la Tierra
 - $R_M \rightarrow$ es la distancia media al Sol desde Marte

- **Región 3: Llegada a Marte.**
 - $R_{OM} \rightarrow$ es la altura a la que orbita la nave en una órbita marciana, siendo igual al radio de Marte más dicha altura (450 km)

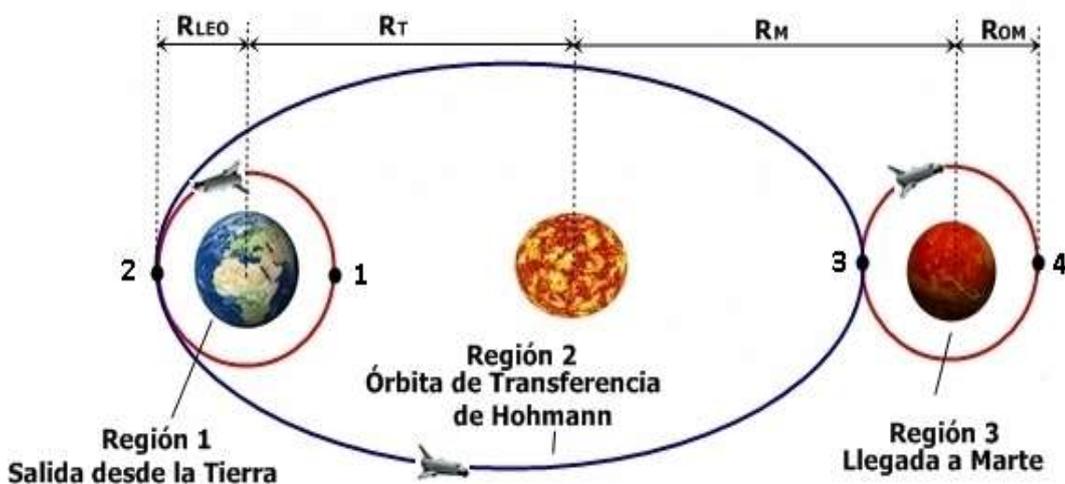


Figura 3.4. Parámetros de las diferentes órbitas

A partir de la Figura 3.5. podemos explicar en su totalidad el viaje interplanetario Tierra -Marte. En la figura se observan las correspondientes órbitas y velocidades que posee la nave en cada punto, junto con los diferentes cambios de velocidad que hay que aplicar para poder cambiar de una órbita a otra. Los cambios de velocidad siempre serán positivos ya que para modificar la velocidad siempre habrá un gasto de energía. Los superíndices de las velocidades indican qué tipo de órbita está realizando la nave. Si el superíndice es "c" la nave estará realizando una órbita circular alrededor de la Tierra o Marte, por el contrario si el superíndice es "e", la nave realizará la órbita elíptica alrededor del Sol (Transferencia de Hohmann). Además, dependiendo si la velocidad está medida respecto al Sol o respecto a un planeta, se tendrá otro superíndice que indique dicho sistema de referencia (Sol="S", Tierra="T", Marte="M").

Consideremos que inicialmente la nave se encuentra orbitando alrededor de la Tierra con una velocidad $v_1^{c/T}$. A esta velocidad le debo proporcionar un Δv_1 para poder abandonar dicha órbita terrestre. Este Δv_1 se debe proporcionar en el punto 2 (punto que pertenece tanto a la órbita circular como a la elíptica) adquiriendo la nave una nueva velocidad que será con la que se inicie la transferencia de Hohmann y por tanto la que tendrá la nave en dicho punto de la órbita elíptica. Debemos tener cuidado a la hora de comparar velocidades, ya que estas pueden estar medidas respecto de la Tierra o respecto al Sol.

Para hallar las velocidades en la órbita elíptica (de transferencia de Hohmann) de los puntos 2 y 3, igualo la energía mecánica y los momentos angulares del punto inicial (punto 2) y final (punto 3) de dicha órbita. De esta manera tengo un sistema de dos ecuaciones con dos incógnitas, obteniendo como soluciones $v_2^{e/S}$ y $v_3^{e/S}$.

Dado que estas soluciones pertenecen al sistema heliocéntrico, para referirlas a un sistema diferente, como la Tierra o Marte, tendremos que restar a las velocidades halladas las velocidades de dichos planetas (respecto al Sol). Es decir la velocidad relativa de la nave con respecto a la Tierra o Marte en los puntos 2 y 3 será:

$$\begin{aligned} |v_2^{e/T}| &= |v_2^{e/S} - v_{\text{Tierra}}| \\ |v_3^{e/M}| &= |v_3^{e/S} - v_{\text{Marte}}| \end{aligned}$$

Una vez que me encuentro en el punto 3, final de la órbita elíptica, debo proporcionar a la nave dos nuevos incrementos de velocidad. El primero, que denotaremos Δv_2 , hará que la nave se sitúe en el plano correspondiente a la órbita de Marte. Este incremento de velocidad es necesario debido a la

diferente inclinación de los dos planetas, como se detallará a continuación. Este Δv_2 se puede calcular a partir de la ley de los cosenos, tal como se hace en la referencia [W2], siendo igual a:

$$\Delta v = 2v_i \sin\left(\frac{\theta}{2}\right) \quad [3.1]$$

siendo:

- v_i la velocidad antes de realizar el cambio de plano
- θ la variación de ángulo requerido

El segundo incremento de velocidad, Δv_3 , permitirá abandonar a la nave la transferencia de Hohmann e insertarla en la órbita de Marte con una velocidad $v_4^{c/M}$. Este Δv_3 será la diferencia entre $v_4^{c/M}$ y $v_3^{e/M}$.

La Tabla 3.1. muestra un resumen de las velocidades e incrementos de velocidad de la nave en las diferentes órbitas.

Tabla 3.1. Velocidades e incrementos de velocidad en las diferentes órbitas

$v_1^{c/T}$	Velocidad de la nave en la órbita baja terrestre de la Tierra
Δv_1	Incremento de velocidad para poder abandonar la órbita terrestre e iniciar la Transferencia de Hohmann
$v_2^{e/T}$	Velocidad inicial, en el punto 2, de la órbita elíptica (Transferencia de Hohmann) respecto de la Tierra
$v_2^{e/S}$	Velocidad inicial de la órbita elíptica, punto 2, (Transferencia de Hohmann) respecto al Sol
$v_3^{e/M}$	Velocidad final de la órbita elíptica, punto 3, (Transferencia de Hohmann) respecto de Marte
$v_3^{e/S}$	Velocidad final de la órbita elíptica, punto 3, (Transferencia de Hohmann) respecto al Sol
Δv_2	Incremento de velocidad que permite situar a la nave en el plano de Marte
Δv_3	Incremento de velocidad para poder abandonar la Transferencia de Hohmann e insertar la nave en la órbita de Marte
$v_4^{c/M}$	Velocidad de la nave en la órbita baja terrestre de Marte

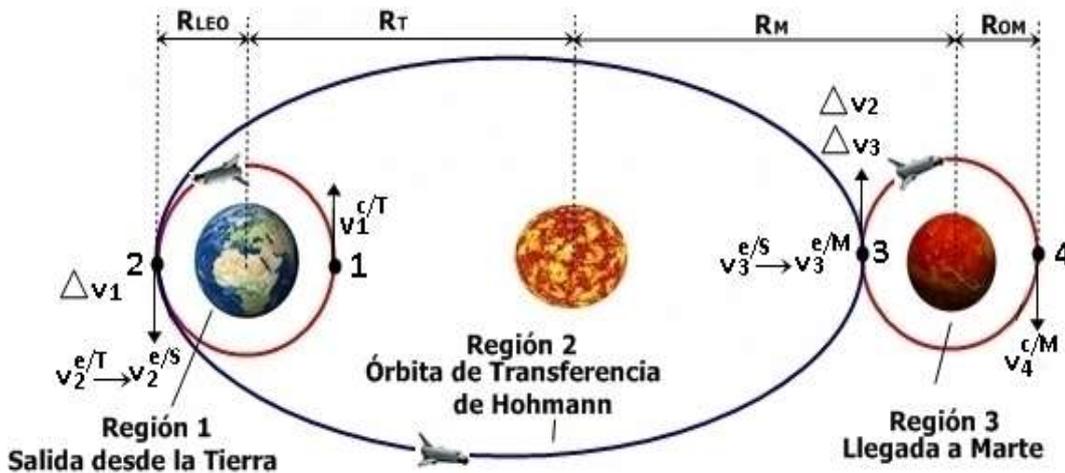


Figura 3.5. Velocidades e incrementos de velocidad en las diferentes órbitas

3.1. Región 1: Salida de la Tierra

La elección de la órbita terrestre en la cual orbitará la nave se basa principalmente en elegir aquella que requiera una menor cantidad de combustible para alcanzarla y por tanto una órbita baja (denominada LEO). Este tipo de órbitas, entre 200 y 2000 km, son las más usadas como órbitas de estacionamiento en las que situar una nave o satélite en espera de ser lanzados a otra órbita. En nuestro cálculo podemos considerar adecuada una órbita a una distancia de 300 km, siendo esta la altura a la cual se encuentran los transbordadores de la NASA.

Una buena opción para alcanzar este tipo de órbita es aprovechar la velocidad proporcionada por la rotación de la Tierra (lo que supondrá usar el menor combustible posible en el lanzamiento) lo que significa que es ventajoso hacer un lanzamiento de la nave hacia el este desde un lugar cercano al ecuador [W3], siendo por ejemplo una buena ubicación la de Cabo Cañaveral (Estados Unidos).

Dado que en esta región 1 la órbita terrestre es una órbita circular se tiene que $a = 2R$, siendo $v_1^{c/T}$ la velocidad con la que inicialmente la nave orbita alrededor de la Tierra en una órbita baja terrestre (LEO) de 300 km de altura, siendo R_{LEO} la suma del radio de la Tierra y la altura a la que orbita. A partir de la ecuación [2.15]:

$$v_1^{c/T} = \sqrt{2\mu_{Tierra} \left(\frac{1}{R} - \frac{1}{2a} \right)} = \sqrt{\frac{\mu_{Tierra}}{R_{LEO}}} = \sqrt{\frac{3,986 \cdot 10^{14}}{(300 + 6378,1) \cdot 10^3}}$$

$$v_1^{c/T} = \sqrt{\frac{3,986 \cdot 10^{14}}{(6678,1 \cdot 10^3)}}$$

$$\rightarrow v_1^{c/T} = 7725,78 \text{ m/s} = 7,726 \text{ km/s}$$

Como se ha explicado, para abandonar esta órbita circular debo proporcionar a la nave un Δv_1 en el punto 2 (Figura 3.5.), correspondiendo este punto al perihelio de la órbita elíptica (punto más cercano de la órbita de un cuerpo celeste alrededor del Sol). El Δv_1 originará la velocidad con la que se inicie la Transferencia de Hohmann. Si esta velocidad se mide con respecto a un sistema centrado en la Tierra se denominará $v_2^{e/T}$. Siendo la diferencia entre $v_2^{e/T}$ y $v_1^{c/T}$ quienes determinen este primer incremento de velocidad. Además este incremento de velocidad hará que la nave inicialmente recorra una trayectoria hiperbólica (Figura 3.6.).

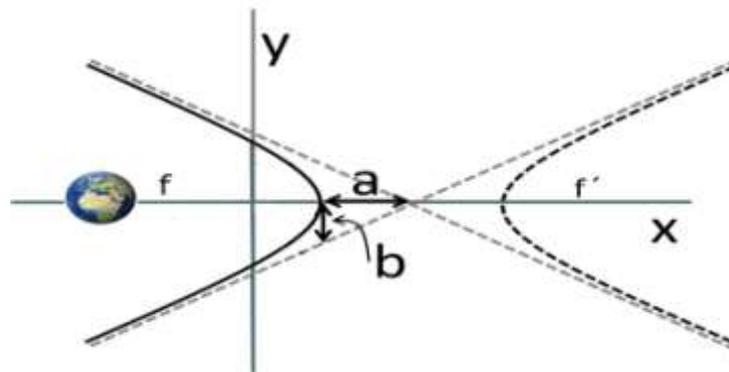


Figura 3.6. Trayectoria hiperbólica de la nave con respecto a la Tierra

Esta trayectoria vista desde la Tierra coincide con la elipse de Hohmann si nos situamos en el Sol (Figura 3.5.). Es decir, a medida que nos vamos alejando, la hipérbola se irá viendo como la parte final de una elipse entorno al Sol (Figura 3.7.)

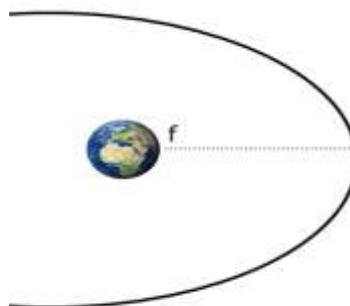


Figura 3.7. Trayectoria elíptica de la nave con respecto al Sol

Para poder hallar la velocidad con la que se inicia la órbita elíptica alrededor del Sol (Transferencia de Hohmann) bastará con igualar la energía mecánica [2.9] y el momento angular [2.13] de la nave con respecto al Sol tanto en el punto inicial (punto 2, Figura 3.5.) como en el final de dicha órbita (punto 3, Figura 3.5.).

Igualando las energías mecánicas de las posiciones 2 y 3 (Figura 3.5.):

$$E_2 = E_3$$

$M \equiv$ masa Sol / $m \equiv$ masa nave

$$\mu_{\text{sol}} = G \cdot M = 6,674 \cdot 10^{-11} \cdot 1,9891 \cdot 10^{30} = 1,3275 \cdot 10^{20} \text{ m}^3/\text{s}^2$$

R_T (distancia media al Sol desde la Tierra)

R_M (distancia media al Sol desde Marte)

$$\frac{1}{2} \cdot m \cdot (v_2^{e/S})^2 - \frac{G \cdot M \cdot m}{R_T} = \frac{1}{2} \cdot m \cdot (v_3^{e/S})^2 - \frac{G \cdot M \cdot m}{R_M}$$

Igualando los momentos angulares:

$$L_2 = L_3 = \text{cte}$$

$$m \cdot R_T \cdot v_2^{e/S} = m \cdot R_M \cdot v_3^{e/S}$$

Despejamos las velocidades de los puntos 2 y 3:

$$v_2^{e/S} = \frac{L}{m \cdot R_T}$$

$$v_3^{e/S} = \frac{L}{m \cdot R_M}$$

Sustituyendo estas velocidades en las ecuaciones de conservación de la energía mecánica obtenemos:

$$\frac{L^2}{2 \cdot m \cdot R_T^2} - \frac{G \cdot M \cdot m}{R_T} = \frac{L^2}{2 \cdot m \cdot R_M^2} - \frac{G \cdot M \cdot m}{R_M}$$

Agrupando términos:

$$\frac{L^2}{2 \cdot m} \left(\frac{1}{R_T^2} - \frac{1}{R_M^2} \right) = G \cdot M \cdot m \left(\frac{1}{R_T} - \frac{1}{R_M} \right)$$

Simplificando y despejando:

$$\frac{L}{m} = \sqrt{\frac{2 \cdot G \cdot M \cdot m \cdot R_T \cdot R_M}{R_T + R_M}}$$

Sustituyendo este valor de L/m en las expresiones de las velocidades obtenemos las expresiones de las velocidades en los puntos 2 y 3:

$$v_2^{e/S} = \frac{L}{mR_T} = \sqrt{\frac{2 \cdot G \cdot M \cdot R_M}{R_T(R_T + R_M)}}$$

$$v_3^{e/S} = \frac{L}{mR_M} = \sqrt{\frac{2 \cdot G \cdot M \cdot R_T}{R_M(R_T + R_M)}}$$

Sustituyendo valores (Tabla 2.1.), se obtiene que las velocidades en los puntos 2 y 3 con respecto al Sol son:

$$v_2^{e/S} = \sqrt{\frac{2 \cdot 6,674 \cdot 10^{-11} \cdot 1,9891 \cdot 10^{30} \cdot 2,279 \cdot 10^{11}}{1,496 \cdot 10^{11}(1,496 \cdot 10^{11} + 2,279 \cdot 10^{11})}} = 32.732,89 \text{ m/s}$$

$$\rightarrow v_2^{e/S} = 32,73 \text{ km/s}$$

$$v_3^{e/S} = \sqrt{\frac{2 \cdot 6,674 \cdot 10^{-11} \cdot 1,9891 \cdot 10^{30} \cdot 1,496 \cdot 10^{11}}{2,279 \cdot 10^{11}(1,496 \cdot 10^{11} + 2,279 \cdot 10^{11})}} = 21.486,79 \text{ m/s}$$

$$\rightarrow v_3^{e/S} = 21,49 \text{ km/s}$$

Para pasar esta velocidad a un sistema geocéntrico relativo a la Tierra, resto a la velocidad hallada, $v_2^{e/S}$, la velocidad de la Tierra.

$$v_2^{e/T} = v_2^{e/S} - v_{\text{Tierra}} = 32.732,89 - 29.780 = 2.952,89 \text{ m/s} = 2,953 \text{ km/s}$$

Una vez obtenida la velocidad en el punto 2, ya se puede obtener el Δv_1 necesario para pasar de la órbita baja terrestre (LEO) a la órbita elíptica de transferencia de Hohmann. Como ya se ha indicado, los incrementos de velocidad serán siempre positivos, ya que para modificar la velocidad siempre habrá un gasto de energía.

$$|\Delta v_1| = |v_2^{e/T} - v_1^{c/T}| = |2952,89 - 7725,76| = 4772,89 \text{ m/s}$$

$$|\Delta v_1| = 4,773 \text{ km/s}$$

3.2. Región 2: Órbita de transferencia del planeta Tierra-Marte alrededor del Sol

Esta región 2 se caracteriza por el movimiento elíptico de la nave alrededor del Sol correspondiendo con la órbita de transferencia de Hohmann, tocando tangencialmente tanto el punto 2 de la órbita baja terrestre, como el punto 3 de la órbita circular marciana (Figura 3.5.).

Las velocidades en esta órbita son las ya calculadas anteriormente:

$$v_2^{e/S} = 32,73 \text{ km/s}$$

$$v_3^{e/S} = 21,49 \text{ km/s}$$

3.3. Región 3: Llegada a Marte

Esta región 3 corresponde desde que se abandona la órbita de transferencia de Hohmann, punto 3 (Figura 3.5.) hasta que la nave se encuentra orbitando en una órbita marciana con una velocidad $v_4^{c/M}$. Esta velocidad se habrá obtenido gracias a dos nuevos incrementos de velocidad Δv_2 y Δv_3 como ya se explicó.

Como ya se ha dicho anteriormente, esta región 3 se caracteriza por un cambio de plano, ya que Marte no posee la misma inclinación que la Tierra respecto al Sol (Figura 3.8.). Es decir, el plano que hemos seguido desde el comienzo del viaje ha sido el plano de la eclíptica, el cual es el plano medio de la órbita de la Tierra alrededor del Sol. Esto supone que el plano en el que se encuentra Marte con respecto al plano eclíptico posea una diferencia angular de $1^\circ 50' 59''$.

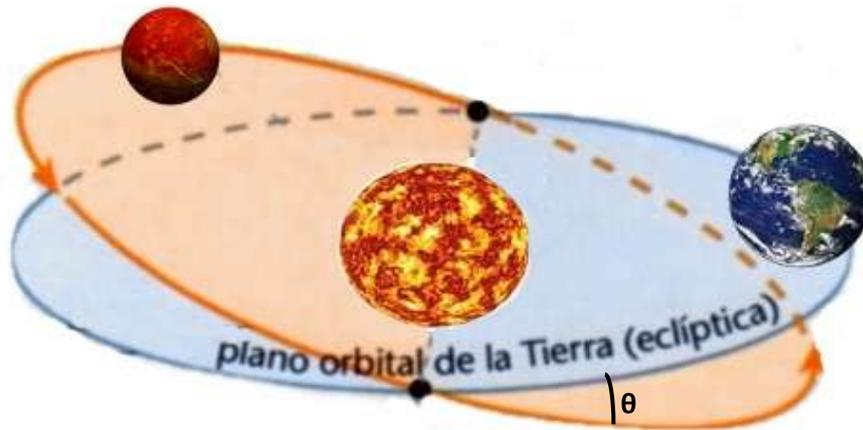


Figura 3.8. Inclinación/ Plano eclíptico Tierra - Marte -Sol

El cambio de plano necesario para situar la nave con la inclinación necesaria que posee Marte con respecto a la eclíptica implica un incremento de velocidad. Este Δv [3.1] se realizará en el afelio (punto más alejado de la órbita de un cuerpo celeste alrededor del Sol) de la órbita de transferencia de Hohmann, punto 3 (Figura 3.5.), ya que en este punto la velocidad es mínima, requiriendo una menor cantidad de combustible para realizar dicho cambio. Como ya se indicó, este cambio de velocidad viene dado por:

$$\Delta v = 2v_i \sin\left(\frac{\theta}{2}\right)$$

siendo v_i la velocidad $v_3^{e/M}$, velocidad de la nave en el punto 3 (Figura 3.5.) respecto de Marte. Esta velocidad está medida respecto a Marte, por tanto es la diferencia entre la velocidad hallada, $v_3^{e/S}$, y la velocidad de Marte. Por otro lado θ indica el ángulo que vamos a cambiar, siendo entonces la inclinación de Marte con respecto al plano de la eclíptica.

$$v_3^{e/S} = 21.486,79 \text{ m/s} = 21,49 \text{ km/s}$$

$$v_{\text{Marte}} = 24.077 \text{ m/s} = 24,08 \text{ km/s (Tabla 2.1.)}$$

$$|v_3^{e/M}| = |v_3^{e/S} - v_{\text{Marte}}| = |21,49 - 24,08| = 2,59 \text{ km/s}$$

$$\theta = 1,850^\circ = 1^\circ 50' 59''$$

$$\Delta v_2 = 2 \cdot 2590,21 \cdot \sin\left(\frac{1,850}{2}\right) = 83,63 \text{ m/s} = 0,084 \text{ km/s}$$

Por último, calculamos el incremento Δv_3 para pasar a una órbita circular marciana. Para ello necesitamos $v_4^{c/M}$, velocidad con la que la nave orbita

alrededor de Marte en una órbita baja marciana (altura entre 200 y 2000 km). En concreto consideramos una altura de 450 km; la elección de esta altura se debe a no someter a la nave a un excesivo calentamiento debido a la atmósfera marciana [W4].

Considerando de nuevo una órbita circular ($a = 2R_{OM}$), la velocidad con la que orbita la nave será:

$$v_4^{c/M} = \sqrt{2\mu_{Marte} \left(\frac{1}{R} - \frac{1}{2a} \right)} = \sqrt{\frac{\mu_{Marte}}{R_{OM}}} = \sqrt{\frac{4,284 \cdot 10^{13}}{(450 + 3397,2) \cdot 10^3}}$$

$$v_4^{c/M} = 3336,97 \text{ m/s}$$

$$\rightarrow v_4^{c/M} = 3336,97 \text{ m/s} = 3,337 \text{ km/s}$$

Conocidas las velocidades $v_3^{e/M}$ y $v_4^{c/M}$, el incremento de velocidades Δv_3 es:

$$\Delta v_3 = v_4^{c/M} - v_3^{e/M} = 3.336,97 - 2.590,21 = 746,47 \text{ m/s} = 0,746 \text{ km/s}$$

Este incremento nos proporciona la velocidad $v_4^{c/M}$ para que la nave orbite circularmente alrededor de Marte.

Si nos situamos con referencia en el planeta marciano se verá llegar a la nave con una trayectoria hiperbólica, al igual que sucedía con la salida desde la Tierra.

3.4 Lanzamiento de la nave

El lanzamiento de la nave espacial consiste en el disparo de un cohete, generalmente multietapa (Figura 3.10.). Es decir, el vehículo posee dos o más unidades cohete, denominándose etapa a cada unidad cohete, que posee sus propios motores y propelentes.

La primera etapa es la más larga en duración y la más pesada, ya que debe transportar su propio propelente y propulsores, además del peso restante de las diferentes etapas y nave. Compuesta del primer motor en encenderse, proporcionando el impulso inicial para enviar la nave al espacio. Una vez que se agota el combustible, los propulsores se desprenden del resto del cohete y caen a tierra.

Una vez que esta etapa ha finalizado se enciende la segunda etapa y posteriormente las etapas siguientes, repitiéndose el proceso hasta que el motor de la última etapa agota el combustible, siendo todas ellas de tamaño inferior a la primera. Cada vez que una etapa se suelta, el cohete sigue viajando con una velocidad cercana a la que viajaba cuando la etapa se

agotó. La siguiente etapa proporcionará una nueva aceleración hasta alcanzar la altura y velocidad ya calculada.

Al finalizar la última etapa, la nave debe haber adquirido la dirección y velocidad que requiere para orbitar en la baja órbita terrestre (LEO) de 300 km de altura, como se ha mencionado en la Región 1, comenzando así el vuelo libre sujeto solamente a la fuerza gravitatoria de la Tierra [W5].

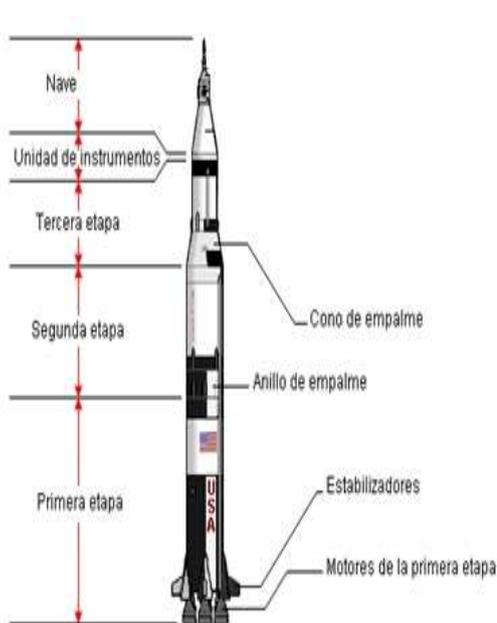


Figura 3.9. Ejemplo de cohete multietapa

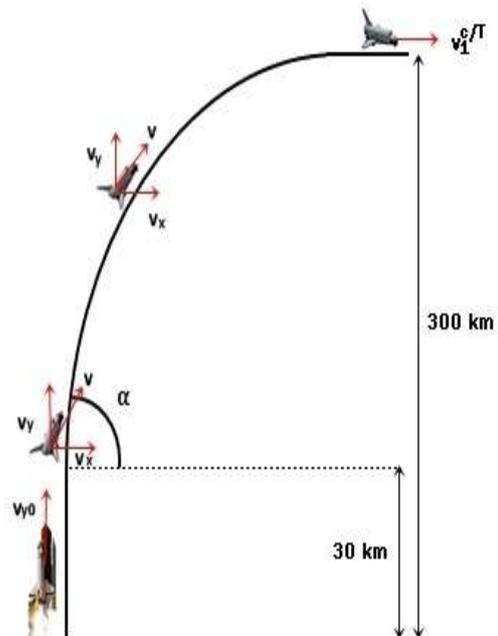


Figura 3.10. Trayectoria a seguir por el cohete

El lanzamiento de la nave para su puesta en órbita ha de realizarse durante un período de tiempo denominado ventana de lanzamiento, como más tarde se explicará en el capítulo 4.

Si se produjera un retraso en el lanzamiento habría que cambiar la trayectoria, aumentando la cantidad de propelente, lo que encarece el viaje.

En el lanzamiento el cohete parte con velocidad nula, adquiriendo una aceleración debido a las fuerzas de empuje, producidas por la expulsión de gases a través de las toberas de los cohetes, y ascendiendo verticalmente hasta una altura aproximada de 30 km (altura en la cual se ha quemado alrededor del 50% de propelente de la primera etapa). La ecuación que rige el proceso es:

[3.2]

$$E - m \cdot g = m \cdot a$$

siendo E el empuje, mg el peso del cohete y a la aceleración que adquiere la nave. La masa m es variable en función de se agote el propelente.

A partir de esa altura comienza un movimiento parabólico. El cohete posee un ángulo de inclinación inicial realizando una trayectoria parabólica hasta que se incorpora en la órbita baja terrestre a una altura de 300 km. La velocidad con la que la nave orbitará alrededor de la Tierra es: $v_1^{c/T} = 7,726$ km/s. El tiempo total de ascensión del cohete estará alrededor de los 7 minutos, como por ejemplo el cohete Saturno I con un tiempo de 7'50" [W6][P1].

3.5 Entrada, descenso, y amortizaje (EDL)

Para llegar a la órbita marciana deseada y posteriormente realizar el EDL, tenemos dos alternativas: aerofrenado o propulsión. La primera alternativa consiste en frenar la nave mediante la fricción con la atmósfera del planeta al que orbita. Esta maniobra reduce progresivamente el tamaño de la órbita hasta situarla en la deseada, ahorrando propelente (Figura 3.11). La segunda es la usada en la región 3, habiendo hecho uso únicamente de los sistemas de propulsión, situando a la nave directamente en una baja órbita marciana de altura 450 km, sin haber pasado por órbitas previas.

El uso de la técnica de propulsión se realiza para aquellas misiones tripuladas, debido al ahorro de tiempo. Mientras que la técnica de aerofrenado la suelen realizar los módulos de carga debido a la reducción de combustible, no afectando tanto el factor tiempo.

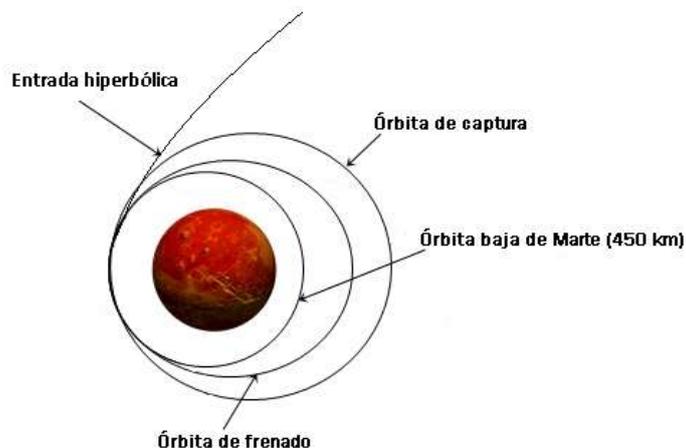


Figura 3.11. Maniobra de aerofrenado

De ambas formas, el descenso se producirá desde una órbita situada a 450 km de altura, como se ha indicado en la región 3. En esta órbita las naves poseerán una velocidad de 3,337 km/s y estarán orbitando durante un cierto tiempo hasta que se encuentren en el lugar óptimo de la zona de amortiguamiento. Durante este tiempo la tripulación se acoplará a la nave de descenso, diferente a la nave que ha realizado el viaje. La nave de descenso habrá sido enviada con el resto de módulos de carga habiendo permanecido en órbita durante el tiempo que tarda en llegar la tripulación.

Los módulos de carga una vez que llegan a la órbita marciana en la o las diferentes naves, se desacoplarán de estas y realizarán el descenso a la superficie marciana, para comenzar a producir el metano, agua y oxígeno suficiente como más tarde se describirá en el capítulo 8.

Debido a que apenas hay información de cómo sería un descenso tripulado en el planeta rojo, se van a explicar ciertas técnicas utilizadas por el astromóvil Curiosity y que podrían ser extrapoladas a la nave de descenso [W7].

La entrada, descenso y amortiguamiento (EDL), es una técnica balística de trayectoria curvilínea, que comienza una vez se abandone la órbita baja de Marte, atravesando la nave espacial la termosfera¹ o atmósfera superior marciana, a unos 125 km por encima de la superficie, y termina cuando la tripulación y la carga se encuentran seguras y sanas ya sobre el suelo de Marte. Esta trayectoria se descompone en 3 etapas, diferenciándose por el frenado a realizar (Figura 3.12.) [V1], donde hemos eliminado la etapa denominada skycrane² realizada por Curiosity tal como hace referencia [P2]:

- 1) Movimiento curvilíneo, guiado atmosférico (450 – 11 km)
- 2) Movimiento curvilíneo, paracaídas (11 – 1,6 km)
- 3) Movimiento rectilíneo, retrocohetes (1,6 km – 0 m)

¹ La termosfera es la capa de la atmósfera que se encuentra entre la mesosfera (capa de la atmósfera entre los 50 y 80 km) y la exosfera (capa más externa de la atmósfera que se encuentra en contacto con el espacio exterior). En la Tierra su extensión comienza aproximadamente en los 80 km, pudiendo llegar hasta los 1000 km; mientras que en Marte su extensión se puede prolongar hasta entre los 125 y 200 km.

² Skycrane es el proceso en el cual una carga pesada se desplaza y descuelga a través de unos cables sustentada por una nave.

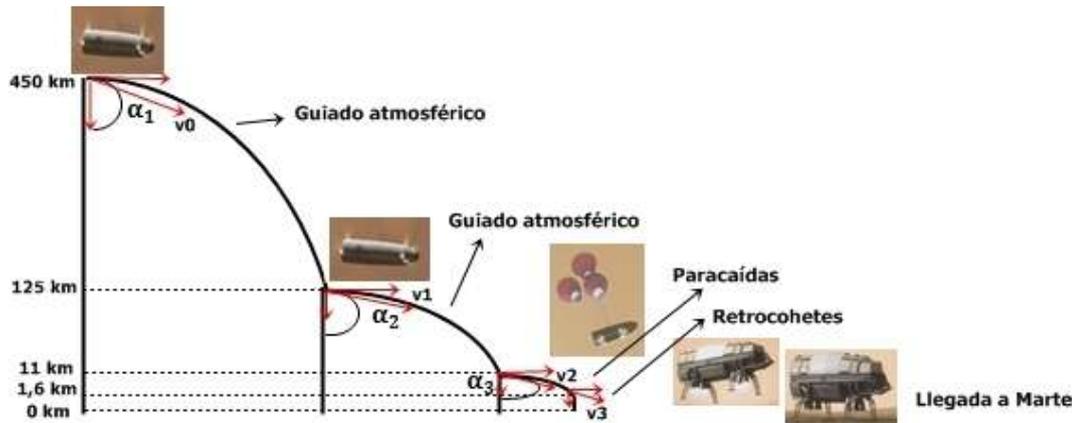


Figura 3.12. Entrada, descenso y amortiguamiento (EDL)

Movimiento curvilíneo, guiado atmosférico (450 – 11 km)

Esta etapa, denominada guiado atmosférico, permite eliminar ciertas incertidumbres de los riesgos de amortiguamiento, como la posibilidad de amortiguarse en pendientes pronunciadas o en terreno rocoso debido a que durante el descenso la nave es guiada mediante pequeños cohetes. A su vez, esta técnica, se descompondrá en dos como se observa en la Figura 3.13., la primera entre 450 y 125 km (exosfera) y la segunda entre 125 (termosfera) y 11 km (atmósfera interior) [W33]. En el primer intervalo la nave aumentará progresivamente la velocidad, mientras que en el segundo disminuye la velocidad debido a que se ha producido la entrada en la termosfera marciana, habiendo aparecido una fuerza de resistencia que contribuye al frenado de la nave.

Movimiento curvilíneo, paracaídas (11 – 1,6 km)

En esta etapa la nave despliega un enorme paracaídas, una vez que la presión atmosférica medida en el escudo térmico ha disminuido, correspondiendo a un Mach³ de 2,05 [W8]. Si el paracaídas se desplegara antes se rompería, formándose en él un gran cráter. La trayectoria a seguir corresponde a un movimiento curvilíneo donde la velocidad se va reduciendo debido a dicho paracaídas.

Movimiento rectilíneo, retrocohetes (1,6 km – 0 m)

En esta etapa se encienden los retrocohetes, realizando entonces un movimiento rectilíneo descendente, frenando la nave hasta que se pose sobre la superficie marciana con una velocidad prácticamente nula (Figura 3.13).

³ El número de Mach es la relación entre la velocidad de un objeto y la velocidad del sonido.

4

Determinación de las fechas de lanzamiento

4. Determinación de las fechas de lanzamiento

4.1. Fechas de lanzamiento según la transferencia de Hohmann

Para estimar la duración del viaje se deben tener en cuenta las posiciones de los planetas Tierra y Marte en el momento del lanzamiento y de la llegada de la nave al planeta marciano; para que la órbita de transferencia de Hohmann funcione durante el viaje interplanetario, tanto la Tierra como Marte deben encontrarse en los extremos de la elipse, es decir, la Tierra se encontrará en el perihelio en el momento del lanzamiento de la nave y Marte en el afelio a la llegada de la nave, o lo que es lo mismo que tengan una variación de 180° desde el Sol.

De esta forma, la fecha de lanzamiento ha de ser tal que para cuando la nave llegue a la órbita marciana, Marte se debe encontrar en el punto adecuado de la órbita.

Puesto que el viaje interplanetario se realiza a través de una órbita de transferencia de Hohmann, la nave describe únicamente la mitad de una órbita elíptica (Figura 3.1.), por lo que la duración del mismo será la mitad del periodo de dicha órbita de transferencia. Este período se puede obtener a partir de la tercera ley de Kepler: *“Los cuadrados de los períodos orbitales de los planetas son proporcionales a los cubos de sus distancias medias al Sol.”*

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

$$T = 2\pi \sqrt{\frac{a^3}{G \cdot M}} \quad [4.1]$$

En nuestro caso, el período de la órbita de transferencia (T_T) de la nave alrededor del Sol y bajo su influencia gravitatoria será (Tabla 2.1.):

$$\mu_{\text{sol}} = G \cdot M = 6,674 \cdot 10^{-11} \cdot 1,9891 \cdot 10^{30} = 1,3275 \cdot 10^{20} \text{ m}^3/\text{s}^2$$

$$R_T = 1,496 \cdot 10^8 \text{ km (distancia media al Sol desde la Tierra)}$$

$$R_M = 2,279 \cdot 10^8 \text{ km (distancia media al Sol desde Marte)}$$

$$a = \frac{R_T + R_M}{2} = \frac{1,496 \cdot 10^8 + 2,279 \cdot 10^8}{2} = 1,8875 \cdot 10^8 \text{ km}$$

$$T_T = 2\pi \sqrt{\frac{a^3}{\mu_{\text{sol}}}} = 2\pi \sqrt{\frac{(1,8875 \cdot 10^{11})^3}{1,3275 \cdot 10^{20}}} = 44,72 \cdot 10^6 \text{ s}$$

La duración del viaje es la mitad de dicho período:

$$T_{\text{viaje}} = \frac{T_T}{2} = \frac{44,72 \cdot 10^6}{2} = 22,36 \cdot 10^6 \text{ s} \rightarrow T_{\text{viaje}} = 258,796 \text{ días}$$

Por tanto la nave debe ser lanzada 258,796 días antes de que Marte llegue al punto opuesto de lanzamiento. Como ya se ha mencionado, la nave saldrá de la Tierra y llegará a Marte con una diferencia de 180° (Figura 4.1.).

Así, en el momento de aplicar el incremento de velocidad Δv_1 (Punto 2, Figura 3.5.) (que proporcione a la nave la velocidad con la que inicia la Transferencia de Hohmann), los planetas Tierra y Marte deben tener una relación angular y adecuada (Figura 4.2.).

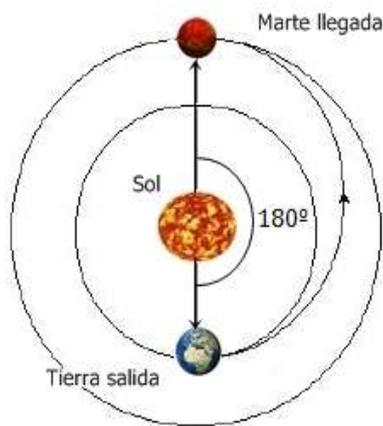


Figura 4.1. Posiciones
Tierra salida - Marte llegada

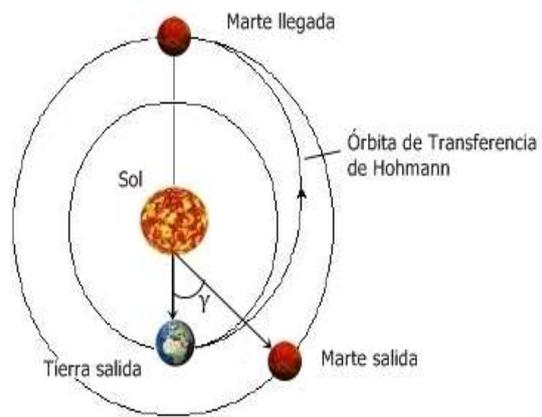


Figura 4.2. Posiciones Tierra - Marte.
Relación angular

A partir del período orbital de Marte de 686,971 días, se puede deducir que la Tierra y Marte en el momento de lanzamiento de la nave deben tener un ángulo entre ambos planetas de:

$$\gamma = 180 - 360 \cdot \frac{258,796}{686,971} = 44,38^\circ$$

La ventana de lanzamiento es el período de tiempo durante el cual un lanzamiento puede tener lugar mientras se satisfacen las limitaciones impuestas de seguridad (restricciones del sitio de aterrizaje de emergencia) y misión (posición relativa entre Tierra y Marte de $\gamma = 44,38^\circ$). La ventana se restringe normalmente a un número de 4 semanas, debido a la ubicación de

la Tierra en su órbita alrededor del Sol, con apenas variación de γ . También puede estar restringida a un número de horas cada día, con el fin de aprovechar al máximo el movimiento de rotación de la Tierra [W9][W10]. Una vez que este período (ventana de lanzamiento) finaliza debemos esperar hasta que de nuevo se vuelva a abrir, es decir, hasta que entre ambos planetas se vuelva tener la relación angular γ correcta.

Para hallar el tiempo que tarda en abrirse de nuevo otra vez, se debe calcular primeramente la velocidad angular de Marte respecto de la Tierra:

ω_{20} → velocidad angular de Marte respecto la Tierra

ω_{21} → velocidad angular de Marte respecto al Sol

ω_{10} → velocidad angular de la Tierra respecto al Sol

$$|\omega_{20}| = |\omega_{21} - \omega_{10}| = \left| \frac{2\pi}{T_{\text{Marte}}} - \frac{2\pi}{T_{\text{Tierra}}} \right| = \left| \frac{2\pi}{686,971} - \frac{2\pi}{365,256} \right| \rightarrow$$

$$|\omega_{20}| = 8,056 \cdot 10^{-3} \text{ rad/s}$$

Sabiendo que la velocidad angular es la relación entre una revolución completa (2π radianes) y el período, se obtiene que:

$$T_{20} = \frac{2\pi}{\omega_{20}} = \frac{2\pi}{8,056 \cdot 10^{-3}} = 779,93 \text{ días}$$

Este período indica que transcurridos 779,93 días desde que se cerró la última ventana se vuelve a abrir otra nueva.

A partir de la Figura 4.3, tomada del simulador "Solar System Scope" el día 26/5/2016, se va a determinar la fecha más próxima de lanzamiento. Para ello se debe determinar el ángulo existente entre el planeta Tierra y Marte. Con los datos del simulador se tiene que:

$$\gamma_{\text{inicial}} = 1,6^\circ = 0,02792 \text{ rad}$$

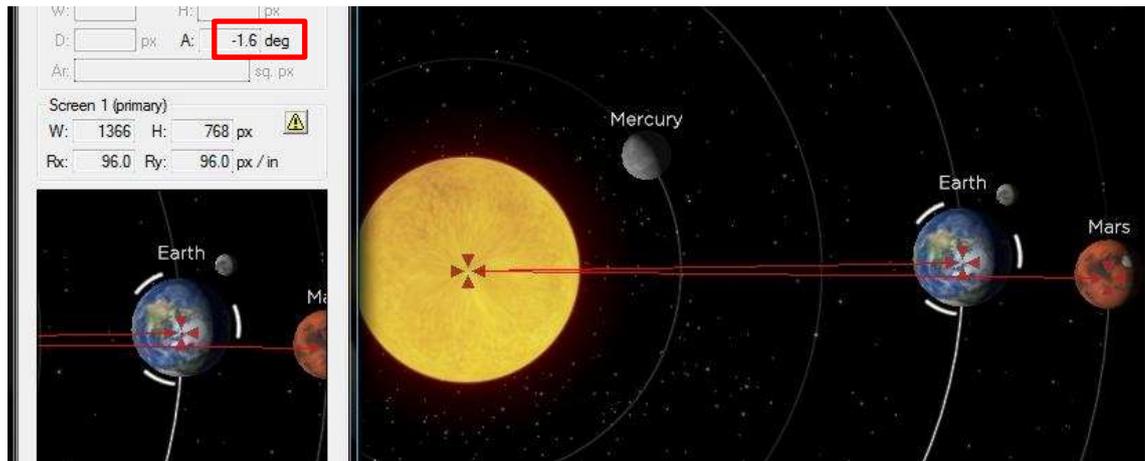


Figura 4.3. Desviación angular Tierra - Marte

Así, sabiendo que el ángulo entre ambos planetas a fecha de 26/05/2016 es de

$\gamma_{\text{inicial}} = 1,6^\circ = 0,02792 \text{ rad}$, se puede obtener el total de días que han de pasar hasta que entre ambos planetas se tenga una relación angular de $\gamma = 44,38^\circ = 0,77457 \text{ rad}$.

$$t_{\text{lanzamiento}} = \frac{2\pi - \gamma_{\text{inicial}} - \gamma}{2\pi\left(\frac{1}{P_{\text{Tierra}}} - \frac{1}{P_{\text{Marte}}}\right)} = \frac{2\pi - 0.02792 - 0.77457}{2\pi\left(\frac{1}{3,156 \cdot 10^7} - \frac{1}{5.935 \cdot 10^7}\right)} \rightarrow$$

$$t_{\text{lanzamiento}} = 58.793.232,48 \text{ s} = 680,47 \text{ días}$$

Es decir han de pasar 680,47 días desde el 26/05/2016 para que se tenga la relación angular γ correcta. De esta forma el 06/04/2018 será la fecha de lanzamiento, y sabiendo que las naves tardan en llegar a Marte 258,796 días, la llegada más próxima a dicho planeta se producirá el **jueves 20 de diciembre de 2018**.

4.2. Fechas de lanzamiento según la NASA

La NASA facilita un motor de búsqueda [W11] que analiza posibles fechas de lanzamiento según diferentes parámetros. Este motor se basa en el método de parchado cónico y muestra las posibilidades reales de lanzamiento de la nave. Según este motor de búsqueda la nave utilizará un sistema de propulsión químico que solo se encenderá en los cambios de órbita (que será explicado en el capítulo 7). Durante el resto del trayecto los motores irán apagados, reduciendo de esta manera el peso del combustible y por tanto el de la nave.

A partir de este método se utilizan tres Δv en el navegador de trayectoria:

- Δv de inyección: representa la maniobra requerida para el escape de la Tierra y la inserción en una órbita heliocéntrica.
- Δv de post inyección: son todas las maniobras necesarias después de la inyección; como sobrevuelo, cambio de plano o entrada en otra órbita.
- Δv total: es la suma de Δv de inyección y post inyección.

Debemos recordar ahora los diferentes Δv obtenidos en las diferentes regiones del capítulo 3.

Δv de inyección

- Δv_1 , incremento de velocidad que habrá que proporcionar a la nave para que abandone la órbita baja de la tierra.

$$\Delta v_1 = 4,773 \text{ km/s}$$

Δv de post inyección

- Δv_2 , incremento de velocidad que debemos proporcionar a la nave para situarnos en una órbita con la misma inclinación que Marte.

$$\Delta v_2 = 0,084 \text{ km/s}$$

- Δv_3 , incremento de velocidad necesario para alcanzar la órbita marciana deseada.

$$\Delta v_3 = 0,746 \text{ km/s}$$

Δv total

- Δv total, es la suma de los diferentes incrementos obtenidos durante el viaje completo.

$$\Delta v \text{ total} = \Delta v_1 + \Delta v_2 + \Delta v_3 = 4,773 + 0,084 + 0,746 = 5,60 \text{ km/s}$$

Otro parámetro que interviene en los cálculos realizados por la NASA es el cuadrado de la velocidad hiperbólica, C3. Sabiendo que $v_2^{e/T} = 2,953 \text{ km/s}$, se puede hallar C3:

$$C3 = (v_2^{e/T})^2 = 8,72 \text{ km}^2/\text{s}^2$$

Una vez que ya se han obtenido las variables a partir de las cuales se basará el estudio para la elección del lanzamiento (C3 y los diferentes Δv) se comenzará a simular las fechas de lanzamiento y llegada de la nave; para ello se deberá especificar en el simulador las características del viaje, Tabla 4.1..

Tabla 4.1. Características viaje. Tipo 1

Tipo de misión	Ida y vuelta. Rendezvous ⁴
Período de años de lanzamiento	2018 - 2025
Máxima duración del viaje	3 años
Máximo Δv total	6 km/s
Trayectoria	Todas las trayectorias

La Tabla 4.2. muestra todas las trayectorias que se encuentran dentro de la ventana de lanzamiento de un posible año de lanzamiento. Las diferencias residen en la forma de proporcionar los Δv en las diferentes regiones. La elección de la fecha más óptima de lanzamiento se hará teniendo en cuenta todos los parámetros, comparando los resultados facilitados por la Nasa con los hallados en el capítulo 3.

⁴ Rendezvous, clase de misión espacial donde se intercepta un cuerpo en el espacio.

Tabla 4.2. Parámetros viaje Tierra - Marte. Tipo 1

Salida Tierra	Llegada Marte	Salida Marte	Llegada Tierra	Estancia Marte	Duración viaje	C3 (km ² /s ²)	DLA ⁵ (°)	Inyección Δv (km/s)	Post Inyección Δv (km/s)	Δv total (km/s)
10-05 2018	04-12 2018	31-05 2020	09-12 2020	544 días	2,58 años	6,9	31	3,53	1,88	5,42
26-05 2018	04-12 2018	26-03 2019	18-05 2021	112 días	2,98 años	8,5	26	3,61	1,54	5,14
26-05 2018	04-12 2018	31-05 2020	07-11 2020	544 días	2,45 años	8,5	26	3,61	2,3	5,9
26-05 2018	04-12 2018	31-05 2020	09-12 2020	544 días	2,54 años	8,5	26	3,61	1,91	5,52
26-05 2018	04-12 2018	31-05 2020	23-11 2020	544 días	2,5 años	8,5	26	3,61	2,02	5,63
18-07 2020	10-01 2021	02-05 2021	09-06 2023	112 días	2,89 años	12,6	7	3,79	1,67	5,45
03-08 2020	27-02 2021	24-07 2022	01-02 2023	512 días	2,5 años	14,7	4	3,87	1,95	5,83
03-08 2020	27-02 2021	21-07 2021	09-06 2023	144 días	2,85 años	14,7	4	3,87	1,62	5,5
03-08 2020	27-02 2021	24-07 2022	17-02 2023	512 días	2,54 años	14,7	4	3,87	1,94	5,82

⁵ DLA, inclinación mínima de la órbita de la Tierra requerido para la inyección.



03-08 2020	27-02 2021	24-07 2022	22-04 2023	512 días	2,72 años	14,7	4	3,87	1,65	5,52
03-08 2020	27-02 2021	22-06 2022	21-03 2023	480 días	2,63 años	14,7	4	3,87	1,87	5,75
03-08 2020	27-02 2021	08-07 2022	06-04 2023	496 días	2,67 años	14,7	4	3,87	1,67	5,55
25-08 2022	27-07 2023	29-07 2024	13-05 2025	368 días	2,72 años	15,2	5	3,9	1,42	5,32
10-09 2022	28-08 2023	14-08 2024	26-03 2025	352 días	2,54 años	13,7	3	3,83	1,85	5,68
10-09 2022	28-08 2023	14-08 2024	10-03 2025	352 días	2,5 años	13,7	3	3,83	1,98	5,81
10-09 2022	28-08 2023	13-07 2024	27-04 2025	320 días	2,63 años	13,7	3	3,83	1,58	5,41
10-09 2022	28-08 2023	29-07 2024	13-05 2025	336 días	2,67 años	13,7	3	3,83	1,53	5,36
26-09 2022	29-09 2023	13-07 2024	27-04 2025	288 días	2,58 años	14,7	3	3,87	1,76	5,64
01-10 2024	02-09 2025	04-08 2026	04-06 2027	336 días	2,67 años	10,3	1	3,68	1,27	4,96
01-10 2024	02-09 2025	04-08 2026	20-06 2027	336 días	2,72 años	10,3	13	3,68	1,25	4,93
01-10 2024	02-09 2025	19-07 2026	19-05 2027	320 días	2,63 años	10,3	13	3,68	1,31	4,99

01-10 2024	02-09 2025	20-08 2026	03-05 2027	352 días	2,58 años	10,3	13	3,68	1,33	5,01
17-10 2024	18-09 2025	20-08 2026	17-04 2027	336 días	2,5 años	11,6	13	3,74	1,57	5,31
17-10 2024	18-09 2025	20-08 2026	03-05 2027	336 días	2,54 años	11,6	13	3,74	1,4	5,14
17-10 2024	18-09 2025	20-08 2026	01-05 2027	336 días	2,45 años	11,6	13	3,74	1,89	5,63
02-11 2024	04-10 2025	20-08 2026	01-05 2027	320 días	2,41 años	17	17	3,97	2,03	6

Las trayectorias que cumplen los requisitos enumerados, se pueden observar tanto en la Tabla 4.2. como en la Figura 4.4., siendo 26 en total.

En la figura 4.4. se refleja el año de lanzamiento desde la Tierra junto al Δv total (Total DV) así como la duración del viaje.

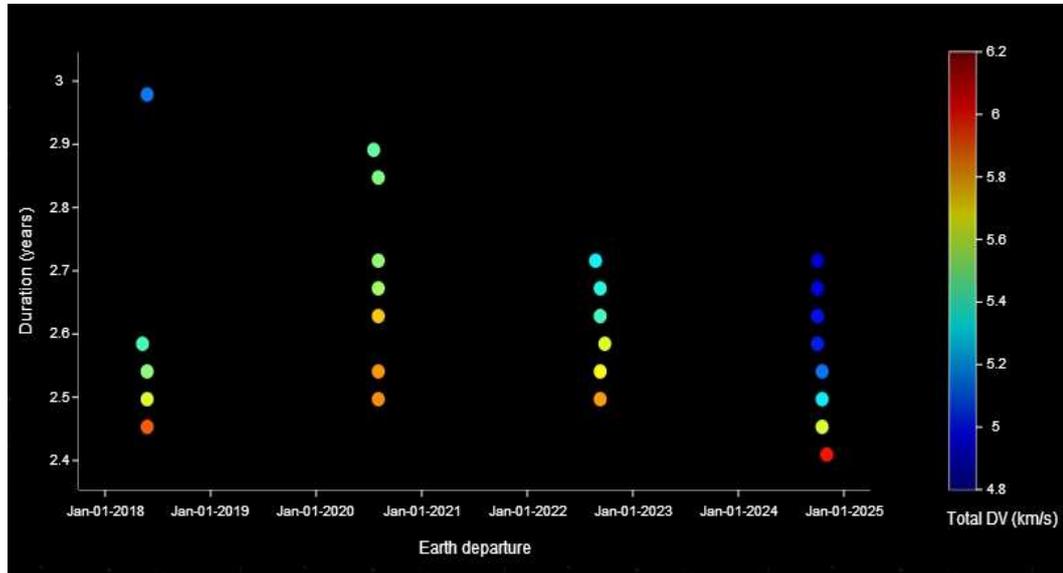


Figura 4.4. Parámetros viaje Tierra – Marte. Tipo 1

Si se desea acotar más la búsqueda y obtener la mejor fecha de lanzamiento por año, se debe cambiar la trayectoria a elegir, optando por una trayectoria óptima por año.

Al elegir esta opción, existen dos posibles alternativas a minimizar, por un lado la duración y por otro Δv . Ambas opciones dependen del ángulo recorrido, ya que hay que tener en cuenta que si se eliminan todas las suposiciones hechas en el capítulo 3, la transferencia más eficiente entre la Tierra y Marte no coincide exactamente con la de Hohmann, sino que la desviación angular entre ambos planetas puede ser superior o inferior a 180° . Si se elige como opción a minimizar la duración, el ángulo recorrido entre ambos planetas será menor que 180° , por lo que las especificaciones son las mostradas en la Tabla 4.3.

Tabla 4.3. Características viaje. Tipo 2

Tipo de misión	Ida y vuelta. Rendezvous
Período de años de lanzamiento	2018 - 2025
Máxima duración del viaje	3 años
Máximo Δv total	6 km/s
Opción a minimizar	Duración
Trayectoria	Óptima por año

Tabla 4.4. Parámetros viaje Tierra - Marte. Tipo 2

Salida Tierra	Llegada Marte	Salida Marte	Llegada a Tierra	Estancia Marte	Duración viaje	C3 (km^2/s^2)	DLA ($^\circ$)	Inyección Δv (km/s)	Post Inyección Δv (km/s)	Δv total (km/s)
26-05 2018	04-12 2018	31-05 2020	07-11 2020	544 días	2,45 años	8,5	26	3,61	2,3	5,9
03-08 2020	27-02 2021	24-07 2022	01-02 2023	512 días	2,5 años	14,7	4	3,87	1,95	5,83
10-09 2022	28-08 2023	14-08 2024	10-03 2025	352 días	2,5 años	13,7	3	3,83	1,98	5,81
02-11 2024	04-10 2025	20-08 2026	01-04 2027	320 días	2,41 años	17	17	3,97	2,03	6

Las trayectorias que cumplen los requisitos enumerados se pueden observar tanto en la Tabla 4.4. como en la Figura 4.5, siendo 4 en total.

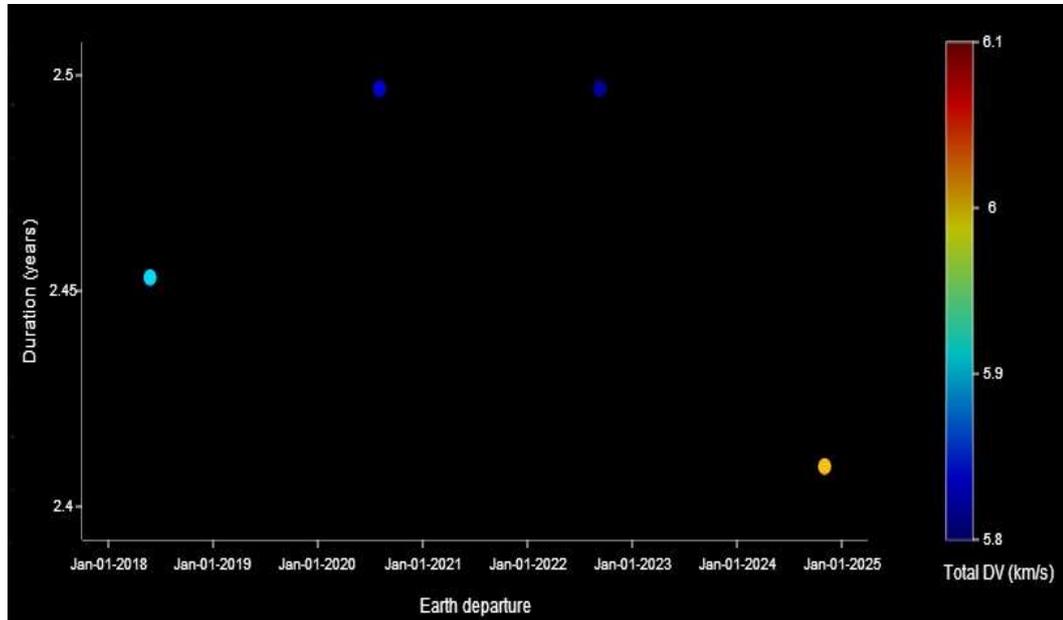


Figura 4.5. Parámetros viaje Tierra – Marte. Tipo 2

Si se elige como opción a minimizar Δv , el ángulo recorrido entre ambos planetas será mayor que 180° , por lo que las especificaciones son las mostradas en la Tabla 4.5..

Tabla 4.5. Características viaje. Tipo 3

Tipo de misión	Ida y vuelta. Rendezvous
Período de años de lanzamiento	2018 - 2025
Máxima duración del viaje	3 años
Máximo Δv total	6 km/s
Opción a minimizar	Δv
Trayectoria	Óptima por año

Tabla 4.6. Parámetros viaje Tierra – Marte. Tipo 3

Salida Tierra	Llegada Marte	Salida Marte	Llegada Tierra	Estancia Marte	Duración viaje	C3 (km^2/s^2)	DLA ($^\circ$)	Inyección Δv (km/s)	Post Inyección Δv (km/s)	Δv total (km/s)
26-05 2018	04-12 2018	26-03 2019	18-05 2021	112 días	2,98 años	8,5	26	3,61	1,54	5,14
18-07 2020	10-01 2021	02-05 2021	09-06 2023	112 días	2,89 años	12,6	7	3,79	1,67	5,45
25-08 2022	27-07 2023	29-07 2024	13-05 2025	368 días	2,72 años	15,2	3	3,9	1,42	5,32
01-10 2024	02-09 2025	04-08 2026	20-06 2027	336 días	2,72 años	10,3	13	3,68	1,25	4,93

Las trayectorias que cumplen los requisitos enumerados se pueden observar tanto en la Tabla 4.6. como en la Figura 4.6.. Siendo 4 en total.

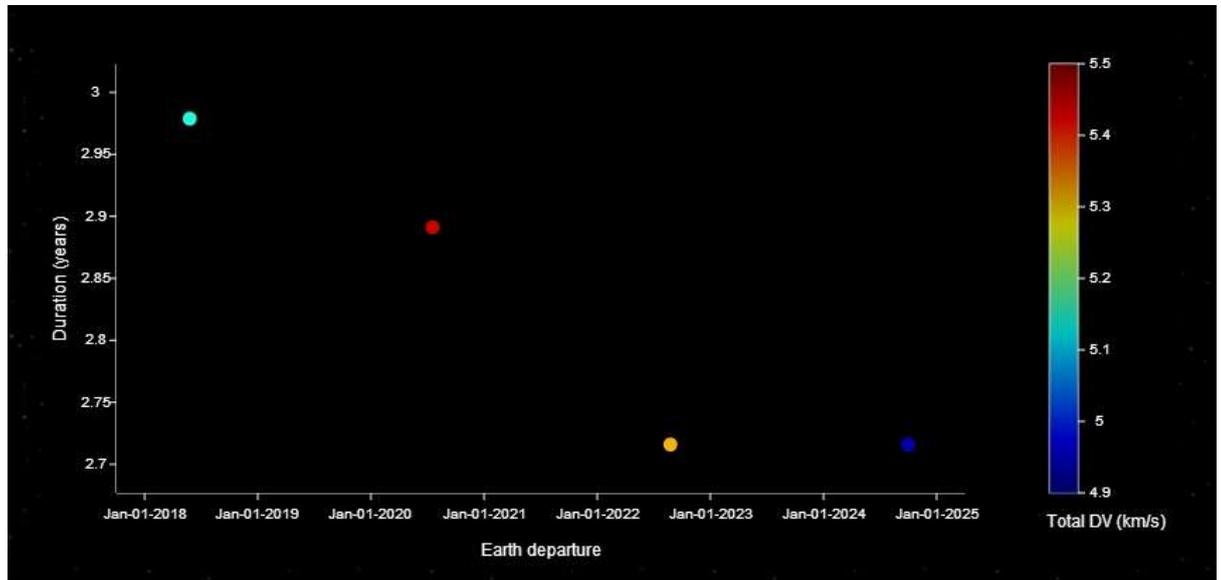


Figura 4.6. Parámetros viaje Tierra – Marte. Tipo 3

El viaje interplanetario Tierra – Marte consta de una nave tripulada y diferentes naves de carga. Las naves de carga podrán estar expuestas a una mayor radiación espacial a diferencia de la nave tripulada, ya que en ellas no viajarán seres humanos, lo que permite reducir el costo gracias a minimizar el Δv a costa de una mayor duración del viaje. A partir de estas especificaciones se puede determinar que:

- La opción a minimizar “duración”, será la utilizada para la nave tripulada.
- La opción a minimizar “ Δv total”, será la utilizada para las naves de carga.

Tras haber elegido el Δv total como opción a minimizar para las naves de carga, se debe cambiar la especificación de tipo de misión en el motor de búsqueda, ya que las naves de carga no volverán a la Tierra.

Por lo que las nuevas especificaciones para las naves de carga son las mostradas en la Tabla 4.7..

Tabla 4.7. Características viaje. Tipo 4

Tipo de misión	Ida. Rendezvous
Período de años de lanzamiento	2018 - 2025
Máxima duración del viaje	2 años
Máximo Δv total	6 km/s
Opción a minimizar	Δv
Trayectoria	Óptima por año

Tabla 4.8. Parámetros viaje Tierra - Marte. Tipo 4

Salida Tierra	Llegada Marte	Duración viaje	C3 (km^2/s^2)	DLA ($^\circ$)	Inyección Δv (km/s)	Post Inyección Δv (km/s)	Δv total (km/s)
10-05 2018	04-12 2018	208 días	6,9	31 $^\circ$	3,53	0,82	4,36
03-08 2020	27-02 2021	208 días	14,7	4 $^\circ$	3,87	0,59	4,47
25-08 2022	27-07 2023	336 días	15,2	3 $^\circ$	3,9	0,61	4,51
01-10 2024	02-09 2025	336 días	10,3	13 $^\circ$	3,68	0,57	4,26

Las trayectorias que cumplen los requisitos enumerados para las naves de carga, se pueden observar tanto en la Tabla 4.8. como en la Figura 4.7 siendo un total de 4. La diferencia de estos resultados a los anteriores obtenidos para la nave tripulada reside en que estas naves permanecerán en Marte sin regreso a la Tierra.

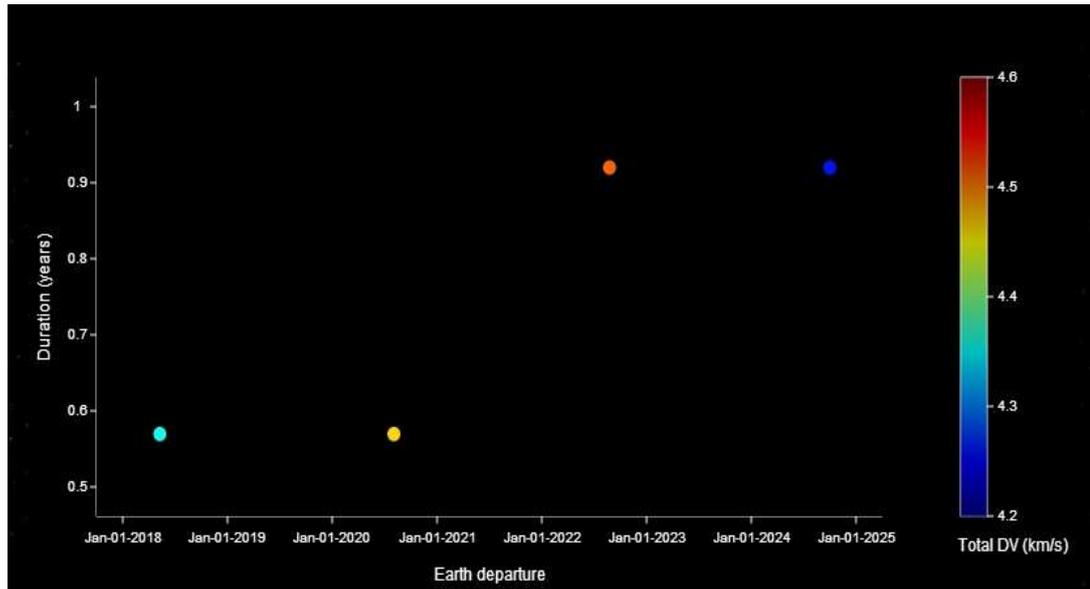


Figura 4.7. Parámetros viaje Tierra – Marte. Tipo 4

Una vez obtenidas todas las posibles fechas de lanzamiento para las diferentes naves, se procederá a identificar cuál es la más óptima para los cálculos que se han venido realizando. Las fechas así como las duraciones de la nave tripulada y las naves de carga en el viaje interplanetario Tierra – Marte se pueden observar en la Figura 4.8..

La fecha inicial para el lanzamiento de las naves de carga desde la Tierra es el 3 de agosto de 2020. Esta fecha se elige a partir de la Tabla 4.8., observando que la llegada a Marte se produce 208 días después, es decir, el 27 de febrero de 2021. Una vez que los módulos de carga se encuentren sobre la superficie marciana comenzarán con la producción de metano, oxígeno y agua como se explicará en el capítulo 8. La elección de una fecha previa a la elegida supondría un desgaste mayor en los sistemas de producción debido al excesivo tiempo que transcurre hasta la llegada de la tripulación. Y una fecha posterior supondría no haber producido el suficiente metano para la nave de ascenso una vez llegada la tripulación.

La fecha inicial para el lanzamiento de la nave tripulada desde la Tierra es el 10 de septiembre de 2022. Esta fecha se elige entre las 26 posibles trayectorias de la Tabla 4.2., cuyas trayectorias óptimas por año aparecen en la Tabla 4.6., y cuyos parámetros se encuentran dentro de los intervalos hallados. La llegada a Marte se produce el 28 de agosto de 2023, permaneciendo la tripulación en suelo marciano 352 días, por lo que el regreso se produce el 14 de agosto de 2024 y el viaje finaliza con la llegada a la Tierra el 10 de marzo de 2025.

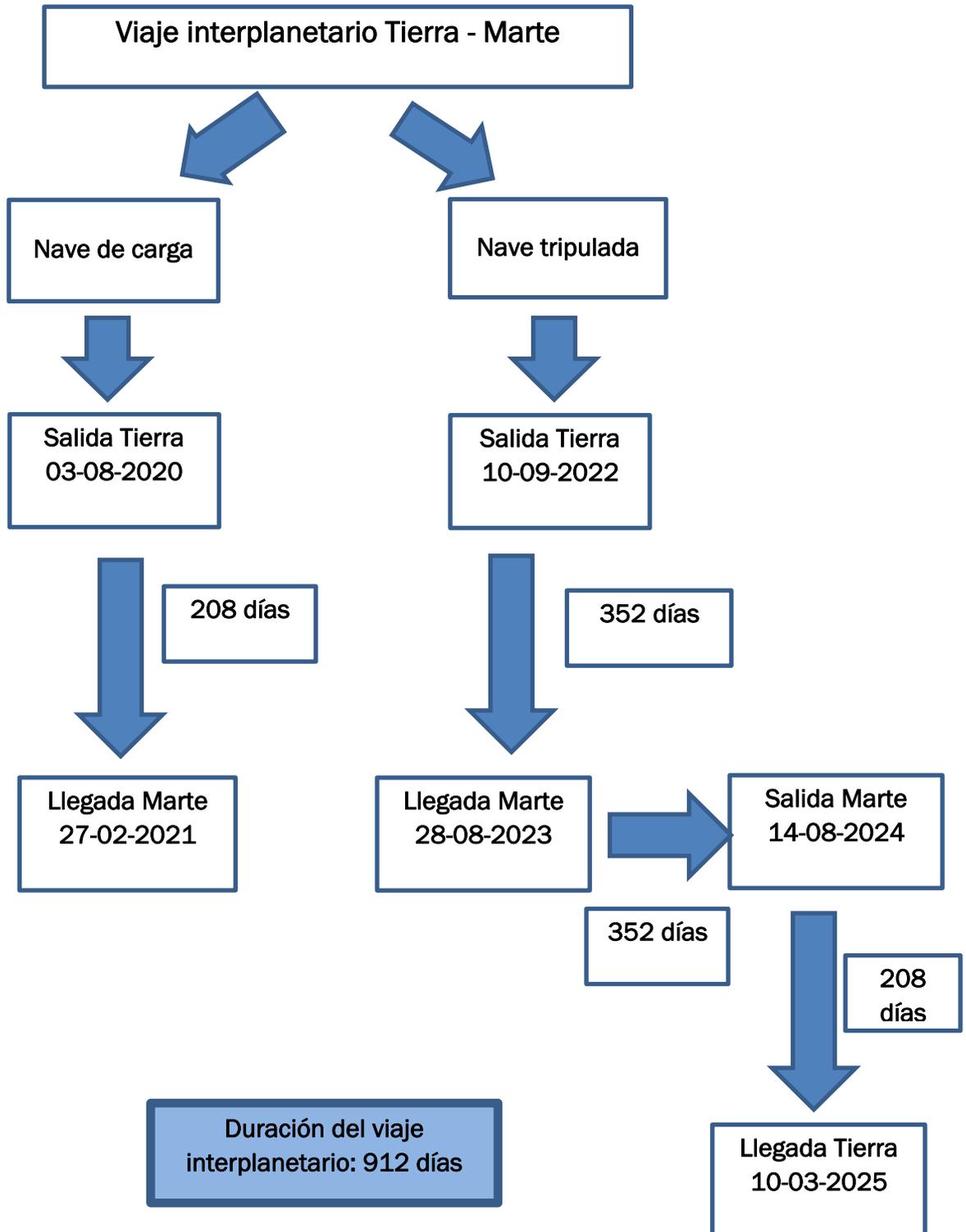


Figura 4.8. Fechas y duraciones en el viaje interplanetario Tierra - Marte

Tabla 4.9. Comparativa NASA-datos obtenidos

Parámetros	C3(km ² /s ²)	Inyección Δv (km/s)	Post inyección Δv (km/s)	Δv Total (km/s)
NASA (nave tripulada)	13,7	3,83	1,98	5,81
Manuales	8,72	5,312	0,83	5,60

En la Tabla 4.9. se puede observar una comparativa entre los parámetros obtenidos en el capítulo 3 a la hora de realizar el viaje interplanetario, y los ofrecidos por la NASA según la fecha elegida. Todos ellos difieren en valor salvo el Δv Total, suma de todos los Δv . Esto se debe a las simplificaciones iniciales a partir de las cuales se han calculado las diferentes órbitas. Además se ha de tener en cuenta que la transferencia más eficiente entre la Tierra y Marte no coincide exactamente con la de Hohmann, es decir, la desviación angular entre ambos planetas puede ser mayor o menor de 180°.

La elección de otra fecha que mostrara unos datos más similares a los hallados anteriormente, supondría un mayor gasto de energía, trasladándose a un mayor gasto de combustible y por consiguiente a un mayor presupuesto para dicho viaje interplanetario, debido a no encontrarse entre las trayectorias óptimas por año.

Por otra parte, la fecha más próxima ofrecida por el motor de búsqueda de la NASA es el 10 de mayo de 2018. Si se compara esta fecha con la hallada al principio del capítulo para lanzar una nave desde la Tierra (6 de abril de 2018), se observa que hay una desviación de 34 días. Esta diferencia reside en las simplificaciones ya comentadas anteriormente.

Por lo que como conclusión se puede determinar que todos los datos obtenidos en el capítulo 3 pueden ser válidos sin desviaciones significativas ya que los datos ofrecidos por la NASA están basados en los parámetros hallados sin haber hecho simplificación alguna, a partir de los cuales la NASA muestra las mejores alternativas de viaje.

5

Riesgos en el transcurso del
viaje interplanetario.
Medición

5. Riesgos en el transcurso del viaje interplanetario. Medición

Una vez que la nave tripulada abandona la órbita baja terrestre (LEO), tanto la nave como la tripulación se encuentran expuestos a una infinidad de riesgos en el espacio durante el período que dura el viaje.

Por este motivo se debe diseñar la nave con las suficientes medidas de protección para asegurar la salud de la tripulación y el cumplimiento de la misión. Estas medidas deben comprender adecuadamente las bases fisiológicas de las respuestas humanas, teniendo en cuenta que muchos de los riesgos para la salud aumentan más rápidamente al principio de la misión, disminuyendo progresivamente después de los primeros meses tal como hace referencia [P2].

Además, el análisis de estos riesgos, tales como la radiación, (siendo este uno de los más peligrosos en lo relativo al devenir de la misión) permite realizar ciertas mejoras en el blindaje de la nave, como se verá en capítulos posteriores.

Los principales riesgos que se van a analizar son:

- Radiación electromagnética
 - Radiación gamma
 - Radiación ultravioleta
 - Radiación infrarroja
- Radiación espacial
 - Rayos cósmicos galácticos
 - Viento solar
 - Cinturones de Van Allen
- Meteoroides
- Ingravidez

5.1. Radiación electromagnética. Ley del cuadrado inverso de la distancia

La radiación electromagnética es una combinación de campos eléctricos y magnéticos que se propagan a través del espacio en forma de fotón (partícula portadora de energía de todas las formas de radiación electromagnética), no necesitando un medio material para propagarse. El foco de estas ondas electromagnéticas es el Sol y todas ellas viajan a la velocidad de la luz. ($v = n \cdot c = 300.000 \text{ km/s}$, índice de refracción en el vacío $n = 1$.) La diferencia de unas a otras se encuentra en la longitud de onda o frecuencia.

La energía del fotón viene dada por la ecuación de Planck [5.1]:

· $h = 6,62606957 \cdot 10^{-34}$ Js (constante de Planck)

· λ (longitud de onda)

· f (frecuencia) $\rightarrow f = \frac{v}{\lambda}$

$$E = h \cdot f \quad [5.1]$$

Una vez conocida la energía se puede determinar la intensidad. La intensidad de una onda es la cantidad de energía que atraviesa una superficie normal a la dirección de propagación en unidad de tiempo [W12]. La intensidad disminuirá al alejarnos del foco, el Sol, al tener que repartirse por una superficie mayor, disminuyendo la intensidad proporcionalmente a la distancia al cuadrado [5.2]. Este resultado se enuncia habitualmente como la ley del cuadrado inverso de la distancia.

$$I = \frac{E}{4\pi r^2} \quad [5.2]$$

El efecto que producirá la radiación electromagnética sobre la nave dependerá de la longitud de onda. Un efecto ventajoso de esta radiación es la obtención de energía eléctrica a través de paneles fotovoltaicos.

5.1.1. Radiación gamma

La radiación gamma es un flujo de ondas electromagnéticas de alta energía o ionizantes. Al ser un tipo de radiación ionizante el átomo queda eléctricamente descompensado, siendo superior el número de cargas positivas al de negativas, al haber introducido una carga neta dentro de un átomo neutro. Además estas radiaciones debido a su pequeña longitud de onda ($\lambda \approx 10 \cdot 10^{-12}$ m) son capaces de atravesar tanto el cuerpo humano como materiales de poca densidad. Siendo la probabilidad de absorción proporcional al grosor de dicha capa, implicando un decrecimiento exponencial de la intensidad:

· $\mu = Z \cdot \sigma$ (coeficiente de absorción [cm^{-1}])

· $Z \equiv$ número de átomos por cm^3 del material

· $\sigma \equiv$ espectro de absorción [cm^2] (fracción de la radiación electromagnética incidente que un material absorbe dentro de un rango de frecuencias)

· $d \equiv$ espesor material

$$I(d) = I_0 \cdot e^{-\mu \cdot d} \quad [5.3]$$

La radiación gamma estará presente durante todo el transcurso del viaje, así como en el período que dura la estancia en Marte, ya que a diferencia de la Tierra no posee magnetosfera⁶ exterior no pudiendo desviar dicha radiación.

La protección frente a esta radiación se basará en métodos pasivos de materiales, así como en métodos activos que se describirán en el capítulo 6. Los materiales empleados deberán poseer un alto número atómico y una alta densidad, como por ejemplo el agua o el polietileno. Estos materiales recubrirán la nave junto a la propia carcasa de la misma. La radiación gamma provoca la muerte de células del organismo siendo la más perjudicial de las radiaciones electromagnéticas.

5.1.2. Radiación ultravioleta

La radiación ultravioleta es un tipo de radiación electromagnética de baja energía o no ionizante, cuya longitud de onda λ está comprendida entre $4 \cdot 10^{-7}$ y $1 \cdot 10^{-8}$ m. Esta radiación puede causar lesiones cutáneas o cambios degenerativos celulares. Al encontrarse la nave durante el viaje en el espacio o ser la atmósfera muy tenue en el planeta marciano, tanto la nave como la tripulación se ven sometidos a:

- Radiación ultravioleta larga o UV-A: responsable del envejecimiento de la piel. ($\lambda = 4 \cdot 10^{-7} - 3.15 \cdot 10^{-7}$ m)
- Radiación ultravioleta media o UV-B: responsable de quemaduras. ($\lambda = 3.15 \cdot 10^{-7} - 2.8 \cdot 10^{-7}$ m)
- Radiación ultravioleta lejana, corta o UV-C: afecta a los tejidos más externos del organismo. ($\lambda = 2.8 \cdot 10^{-7} - 2 \cdot 10^{-7}$ m)
- Radiación ultravioleta de vacío: solo se propaga en condiciones de vacío ya que es absorbida por el oxígeno y nitrógeno, provocando la muerte de células siendo la más dañina al poseer una longitud de onda menor [L4]. ($\lambda = 2 \cdot 10^{-7} - 1 \cdot 10^{-8}$ m)

La radiación ultravioleta es menos perjudicial que la gamma, por lo que las medidas de seguridad llevadas a cabo para dicha radiación sirven de igual medida para la ultravioleta.

⁶ La magnetosfera es la región alrededor del planeta en la que el campo magnético desvía la mayor parte del viento solar, formando un escudo protector ante las partículas cargadas.

5.1.3. Radiación infrarroja

La radiación infrarroja es un tipo de radiación electromagnética de baja energía o no ionizante. Su longitud de onda λ está comprendida entre $7 \cdot 10^{-7}$ y 0.001 m siendo emitida por cualquier cuerpo cuya temperatura sea superior a 0 K. El principal efecto de esta radiación es transmitir calor y elevar la temperatura del cuerpo sobre el cual está incidiendo.

La radiación infrarroja es menos perjudicial que la gamma, por lo que las medidas de seguridad llevadas a cabo por dicha radiación sirven para la infrarroja.

5.2. Radiación espacial. Partículas cargadas

En el espacio, más concretamente en el sistema solar por donde se moverá la nave, existen un tipo de partículas con carga eléctrica denominadas de forma genérica partículas cargadas. Estas partículas pueden ser iones, tal como una molécula o un átomo con un excedente o déficit de electrones en relación a los protones, o también pueden ser partículas subatómicas (partículas más pequeñas que los átomos). A este conjunto de partículas cargadas se le puede ver formando un gas o un plasma.

Si una de estas partículas cargadas atraviesa un campo magnético, puede quedar atrapada por dicho campo, girando en espiral alrededor de las líneas del mismo.

5.2.1. Rayos cósmicos galácticos (GCR)

Los rayos cósmicos galácticos (GCR) son partículas cargadas muy energéticas ($10^8 - 10^{21}$ eV), compuestas principalmente de protones y partículas alfa (núcleos ionizados de helio-4, He^4), con una pequeña cantidad (alrededor del 1%) de núcleos más pesados, que se mueven a velocidades cercanas a las de la luz. El origen de estos rayos proviene de explosiones de supernovas en galaxias cercanas a la nuestra.

Estos rayos cósmicos tienen la energía suficiente para modificar los componentes de circuitos electrónicos integrados, causando errores por ejemplo en dispositivos electrónicos de memoria o en la lectura incorrecta de datos en la CPU.

El blindaje físico (métodos pasivos) y magnético (métodos activos) de la nave hará que se minimicen estos daños.

5.2.2. Viento solar

El viento solar es un plasma poco denso magnetizado, formado por un conjunto de partículas cargadas de protones, partículas alfa, iones pesados y trazas de núcleos de helio, cuya energía oscila entre 10 y 100 keV, y con una densidad promedio durante el trayecto de la nave de 6 iones/cm³ como hace referencia [W14]. Este viento solar se extiende por todo el sistema solar formando una región llamada heliosfera.

El viento solar se produce por el movimiento de la corona solar, por lo que su composición es la misma, siendo la velocidad que posee durante el transcurso del viaje de la nave alrededor de los 450 km/s.

Ocasionalmente, el viento solar además propaga grandes estructuras de plasma escupidas por el Sol. Estas estructuras están formadas por partículas altamente peligrosas (SPE) las cuales suelen ir asociadas con eyecciones de masa coronal (CME). Poseen una energía de hasta $6 \cdot 10^{25}$ J, produciendo radiación electromagnética en todas las longitudes de onda del espectro.

A pesar de ello, estos sucesos suelen ser muy poco frecuentes ya que durante los 11 años que dura el ciclo de actividad del Sol sólo suelen tener lugar una o como mucho dos veces en todo ese tiempo, en un intervalo de 30 a 50 minutos durante el último año del ciclo. Actualmente nos encontramos en el vigésimo cuarto ciclo solar desde que se tienen registros, y dicho ciclo solar comenzó el 4 de enero de 2008.

Por este motivo, la mejor manera de proteger la nave y la tripulación sería no efectuar la misión cerca del último año del ciclo que es cuando suelen tener lugar.

5.2.3. Cinturones de Van Allen

Los cinturones de Van Allen (Figura 5.1.) son una capa formada por partículas cargadas que se extienden desde los 1000 km hasta los 60.000 km sobre la superficie terrestre. Esta región se divide en dos cinturones, el exterior y el interior, y entre ambos cinturones existen cargas debido a la atracción mutua entre cargas de distinto signo de los dos cinturones.

- Cinturón exterior: formado principalmente por electrones de alta energía (0,1 – 10 MeV) y diversos iones como las partículas alfa. Su forma es toroidal o de plátano y se extiende desde los 13.000 hasta los 60.000 km. La fuente principal de estas partículas es el viento solar y la ionosfera (capa de la atmósfera entre los 80 y 500 km donde tiene lugar abundantes procesos de ionización).
- Cinturón interior: formado principalmente por protones de alta energía pudiendo llegar hasta 100 MeV. La fuente principal de estas partículas

es la colisión de los rayos cósmicos con la atmósfera, extendiéndose desde los 1000 hasta los 6000 km.

Además de estos dos cinturones a veces aparece de forma periódica un tercer cinturón que se encuentra entre el interior y el exterior actuando como zona de almacenaje de los electrones de alta energía del cinturón exterior [W15].

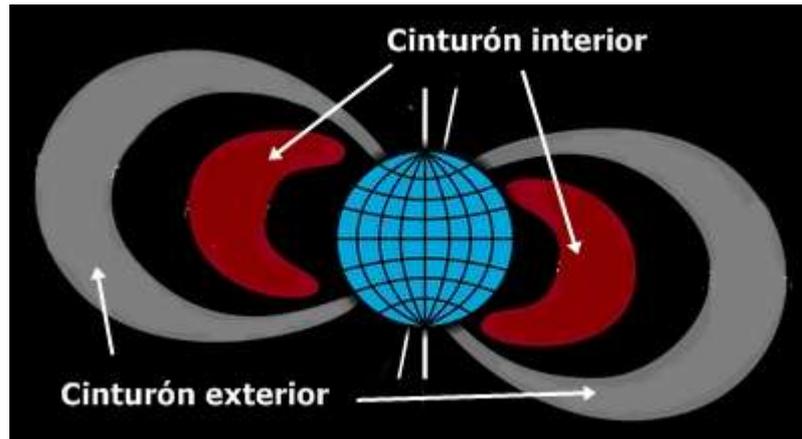


Figura 5.1. Cinturones de Van Allen

La protección de la nave y tripulación ante estos cinturones será similar a la de la radiación electromagnética.

5.3. Medición de la radiación

Una vez que se abandona la atmósfera terrestre, el ser humano queda desprotegido frente a la radiación, por lo que saber cuánta radiación es absorbida por la tripulación es de vital importancia a la hora de realizar un viaje interplanetario. De esta manera se estudiarán las definiciones que describen la absorción de la radiación desde un punto de vista biológico, donde la radiación electromagnética y la radiación de partículas cargadas pueden ser tratadas de igual manera.

Por tanto las medidas analizadas son:

- Dosis (D): es la cantidad de radiación absorbida por el tejido, actualmente se mide en Gray (Gy). $1 \text{ Gy} = 1 \text{ J/kg} = 100 \text{ RAD}$, siendo $1 \text{ RAD} = 1 \cdot 10^{-5} \text{ J/gramo}$. La dosis es mucho más perjudicial si es adquirida en un plazo más corto de tiempo, ya que sus efectos se agudizan más rápidamente.

$$D = \frac{\Delta E}{\Delta m} \quad [5.6]$$

- Factor de calidad (Q): es un parámetro propio de cada tipo de radiación según los efectos biológicos producidos y en comparación con los rayos X ($\lambda = 10 \cdot 10^{-9} - 10 \cdot 10^{-12}$ m) y γ ($\lambda = 10 \cdot 10^{-12}$ m). Estos dos tipos de rayos van a determinar el máximo de longitud de onda que provocarán daños en los tejidos internos del ser humano. Está definido por el Comité Internacional de Protección Radiológica. Cuanto mayor es el factor de calidad más daño provoca en los tejidos, ya que las partículas lo ionizan⁷ más fácilmente como por ejemplo las partículas α . Este factor se puede observar en la Tabla 5.1. [W16]

Tabla 5.1. Factores de calidad

Tipo de radiación	Q
Rayos X, γ	1
Electrones	1
Núcleos térmicos	2,3
Núcleos rápidos	10
Protones	10
Partículas α	20

- Dosis equivalente (H): es una magnitud física que describe el efecto relativo de los distintos tipos de radiaciones ionizantes sobre los tejidos vivos. Es el producto de la dosis absorbida (D), por el factor de calidad (Q) y por un factor modificado (N), siendo para irradiación externa $N = 1$. La irradiación externa es toda aquella radiación que recibe el organismo de una fuente que se encuentra fuera del propio individuo.

$$H = D \cdot Q \cdot N \quad [5.7]$$

La unidad de dosis equivalente en el S.I. es el Sievert (Sv). Si D se mide en rad, la dosis equivalente se mediría en rem (rem \equiv radiation equivalent man). La relación entre ambas es: $1 \text{ Sv} = 100 \text{ rem}$

A la hora de medir la dosis equivalente en el espacio se tienen en cuenta tres órganos corporales: ojo (medida tomada a 3 mm de profundidad), piel (medida tomada a 0,1 mm de profundidad) y órganos formadores de sangre (BFO, medida tomada a 5 cm de

⁷ La ionización es el proceso mediante el cual se producen átomos o moléculas cargadas eléctricamente debido al exceso o falta de electrones respecto a un átomo o molécula neutra.

profundidad). El límite de esta dosis equivalente a lo largo de toda la carrera del astronauta se basa en un riesgo máximo del 3% de poder fallecer por cáncer. Esta medida, además de depender de la naturaleza de los tejidos y de la edad al inicio de la exposición, depende también del sexo, ya que el límite de dosis en las mujeres es inferior al de los hombres, debido a la sensibilidad de los tejidos de las glándulas mamarias, siendo dicho límite:

$$\text{límite}_{\text{varones}} = 200 + 7,5 \cdot (\text{edad} - 30) \leq 400 \text{ rem} \quad [5.8]$$

$$\text{límite}_{\text{mujeres}} = 200 + 7,5 \cdot (\text{edad} - 38) \leq 400 \text{ rem} \quad [5.9]$$

En la Tabla 5.2. se observan los límites que posee cada órgano para diferentes períodos de tiempo, siendo los órganos formadores de sangre aquellos que poseen un menor límite ya que son los más problemáticos a la hora de padecer cualquier enfermedad.

Tabla 5.2. Límite de exposición de radiación

Intervalo de exposición	Ojos	Piel	Órganos formadores de sangre (BFO)
30 días	1 Sv	1,5 Sv	0,25 Sv
1 año	2 Sv	3 Sv	0,50 Sv
Vida de servicio	4 Sv	6 Sv	1-4 Sv

Una vez descritas las medidas acerca de la radiación, se va a determinar qué tipo de radiación es la más perjudicial de las analizadas en el capítulo 5.

La energía depende de la longitud de onda como puede observarse en la ecuación [5.1] por lo que a menor longitud de onda mayor energía porta la radiación. La radiación electromagnética oscila entre una longitud de onda de $\lambda \approx 10 \cdot 10^{-12} \text{m}$ (radiación gamma) a 0,001m (radiación infrarroja). El único tipo de dicha radiación que provocará daño en tejidos internos del ser humano será la radiación gamma, ya que los demás tipos poseen una longitud de onda superior al límite estipulado ($\lambda = 10 \cdot 10^{-9} \text{m}$). Las radiaciones que superan esta longitud de onda serán responsables del envejecimiento de la piel, quemaduras o afectará a los tejidos más externos del organismo. La única radiación electromagnética responsable de dañar los tejidos internos es la radiación gamma, cuya energía resulta ser:

$$E = 1,988 \cdot 10^{-14} \text{ J}$$

$$E = 1,988 \cdot 10^{-14} \text{ J} \cdot \frac{1 \text{ ev}}{1,602176565 \cdot 10^{-19} \text{ J}} = 124081,21 \text{ ev} = 0,1241 \text{ Mev}$$

Esta energía aproximada poseerá un factor de calidad (Q) 1 y será la menos perjudicial al poseer una menor longitud de onda.

De todas las radiaciones, las que producirán efectos más dañinos serán las partículas cargadas o radiación espacial. Esta radiación engloba los rayos cósmicos galácticos, el viento solar y los cinturones de Van Allen. Las partículas cargadas principalmente están formadas por partículas alfa, cuyo factor de calidad es el más alto y por tanto el más perjudicial ya que es el que ioniza más fácilmente los tejidos, como se ha podido observar en la Tabla 5.1. Si se desea saber cuánta es la dosis absorbida por cada tejido se multiplica por un factor ponderante propio de cada uno (w_T), Tabla 5.3.

Tabla 5.3. Factor w_T en cada tejido

Tejido u órgano	w_T
Gónadas	0,20
Médula ósea	0,12
Colon	0,12
Pulmón	0,12
Estómago	0,12
Vejiga	0,05
Mama	0,05
Hígado	0,05
Esófago	0,05
Tiroides	0,05
Piel	0,01
Superficie ósea	0,01
Resto del cuerpo	0,05

En el siguiente ejemplo se va a calcular una aproximación de la dosis absorbida por un astronauta, así como la tasa, cuando se le somete a radiación gamma. Se sabe que la radiación gamma posee una $\lambda \approx 10 \cdot 10^{-12} \text{ m}$, por tanto la energía que emite una partícula es de $E = 1,988 \cdot 10^{-14} \text{ J} = 0,1241 \text{ Mev}$. Supongamos que el campo de radiación es contante y que el flujo de dicha radiación se aproxima a $2 \cdot 10^6 \text{ partículas/cm}^2/\text{s}^2$ al pasar por una muestra de tejido de 1,2 cm de espesor [P7]. Esta muestra de

tejido corresponde al abdomen del astronauta como se muestra en la Figura 5.2. con sus respectivas características. La densidad del tejido que no contiene hueso es de $\rho = 1 \text{ g/cm}^3 = 1000 \text{ kg/m}^3$. Para saber la dosis que absorbe esta parte del tejido, es decir la piel, se multiplicará por su factor ponderante w_T , Tabla 5.3. El procedimiento a seguir para evaluar la dosis de la radiación gamma será el mismo para todas las radiaciones.

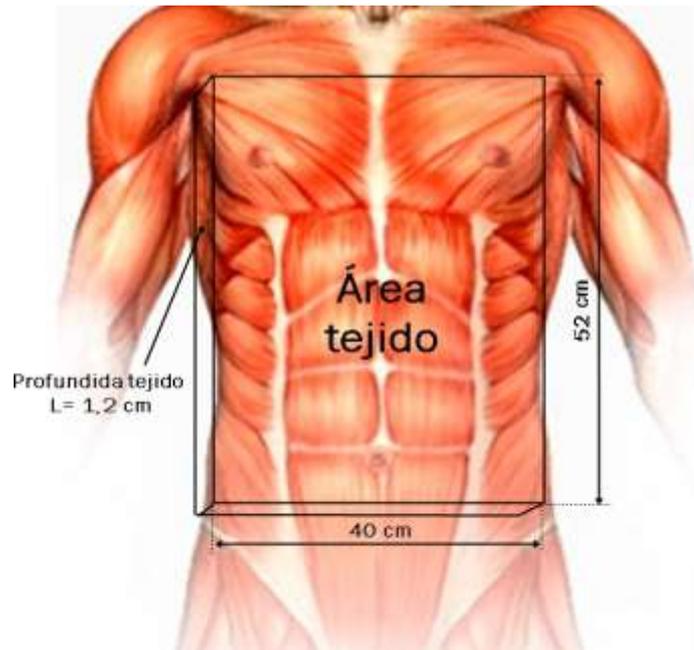


Figura 5.2. Características área tejido

Primeramente se van a calcular las características del tejido sobre el que incidirá la radiación:

$$A_{\text{tejido}} = 0,52 \cdot 0,4 = 0,208 \text{ m}^2$$

$$V = A_{\text{tejido}} \cdot L = 0,208 \cdot 0,012 = 2,496 \cdot 10^{-3} \text{ m}^3$$

$$m = V \cdot \rho = 2,496 \cdot 10^{-3} \cdot 1000 = 2,496 \text{ kg}$$

La dosis es la cantidad de radiación absorbida por el tejido, en este caso de masa 2,496 kg, por lo que la dosis será:

$$D = \frac{\Delta E}{\Delta m} = \frac{1,988 \cdot 10^{-14}}{2,496} = 7,965 \cdot 10^{-15} \text{ J/kg} = \text{Gy}$$

Ahora vamos a hallar la tasa de la dosis (\dot{D}), es decir la rapidez a la cual se recibe la dosis.

$$E_{\phi} = \text{Energía} \cdot \text{flujo} = E \cdot \phi$$

$$\dot{D} = \frac{dD}{dt} = \frac{E_{\phi} \cdot A}{m} = \frac{E_{\phi}}{L \cdot \rho}$$

$$\dot{D} = \frac{1,988 \cdot 10^{-14} \text{ J} \cdot 2 \cdot 10^{10} \text{ partículas/m}^2/\text{s}^2}{0,012 \text{ m} \cdot 1000 \text{ kg/m}^3} = 3,313 \cdot 10^{-5} \text{ J/kg} \cdot \text{s}$$

$$\dot{D} = 3,313 \cdot 10^{-5} \text{ J/kg} \cdot \text{s} = 3,313 \cdot 10^{-5} \text{ Gy/s} = 3,313 \cdot 10^{-3} \text{ rad/s}$$

La piel tiene un factor $w_T = 0,01$, como se observa en la Tabla 5.3. por lo tanto la radiación que absorbe es:

$$\dot{D} = 0,01 \cdot 3,313 \cdot 10^{-5} = 3,313 \cdot 10^{-7} \text{ Gy/s} = 3,313 \cdot 10^{-5} \text{ rad/s}$$

La radiación γ posee un factor de calidad $Q=1$. La tasa de dosis equivalente resulta ser:

$$\dot{H} = \frac{dH}{dt} = \dot{D} \cdot Q \cdot N = 3,313 \cdot 10^{-7} \cdot 1 \cdot 1 = 3,313 \cdot 10^{-7} \text{ Sv/s}$$

$$\dot{H} = 3,313 \cdot 10^{-7} \text{ Sv/s} = 3,313 \cdot 10^{-4} \text{ mSv/s}$$

En el total de días terrestres, 352, que dura la estancia en Marte la dosis equivalente absorbida por esta parte del cuerpo si estuviera totalmente desnuda sería:

$$t_{\text{Marte}} = 352 \text{ días} \cdot 86400 \frac{\text{s}}{\text{día}} = 30412800 \text{ s}$$

$$\dot{H}_{\text{Marte}} = \dot{H} \cdot t_{\text{Marte}} = 3,313 \cdot 10^{-7} \cdot 30412800 = 10,08 \text{ Sv}$$

La protección del astronauta mediante el traje espacial, y de refugios blindados tanto en la nave como en la superficie de Marte como se verá en el capítulo 6 y en el 8, reducirán drásticamente estos valores ya que según se observa en [P7] la penetración de rayos γ con una energía aproximada de 0,2 Mev penetrará un 83% del grosor en el polietileno y un 75% en aluminio. Por lo que gracias a una adecuada protección, un límite razonable de dosis equivalente en el viaje interplanetario Tierra - Marte sería de 1 Sv durante el transcurso de la misión, junto con 0,05 - 0,1 Sv acumulados durante la EVAs (actividad extra-vehicular: operaciones realizadas por el astronauta fuera de la nave) tal como hace referencia [W17].

Además para medir la radiación, la tripulación llevará consigo en todo momento un dosímetro personal, el cual determinará en tiempo real la radiación absorbida.

5.4. Meteoroides

Un meteoroides es un cuerpo menor del sistema solar, proviniendo el 99,8% de ellos del cinturón de asteroides entre Marte y Júpiter, siendo un meteorito aquel meteoroides que colisiona con un planeta. El riesgo que posee la nave de colisionar con un meteoroides a la hora de viajar entre la Tierra y Marte es muy reducido, disminuyendo la frecuencia de impactos con el cubo del diámetro del propio cuerpo. La media de la velocidad de los meteoroides es de 20 km/s. [W18]

Para prevenir la nave de impactos sería conveniente realizar un estudio previo sobre el riesgo de posibles colisiones ante estos cuerpos. Para ello se evalúa la existencia de meteoroides durante el trayecto interplanetario. La complejidad de realizar este estudio previo desde la Tierra reside en la difícil detección de aquellos meteoroides que poseen un diámetro inferior a 1 km, a no ser que haya una nave en el espacio que se encargue de ello.

5.5. Ingravidez

La ingravidez o g-cero es aquella situación en la que un cuerpo no experimenta las fuerzas mecánicas que provocan la sensación de peso.

Esta situación realmente no ocurre durante el viaje Tierra - Marte, ya que en sus proximidades la nave se encuentra bajo la influencia gravitatoria de cada planeta, y durante el período de transferencia de Hohmann bajo la influencia gravitatoria del Sol. A pesar de ello, esta es mínima si se compara con la de la Tierra, por lo que sí se puede catalogar esta órbita semielíptica como zona de ingravidez, mientras que cuando la nave orbita alrededor de la Tierra y Marte, la tripulación se encuentra en caída libre como se demostrará más adelante. La sensación que experimentarán los tripulantes será de estar cayendo continuamente. Esta situación la describe el astronauta español Pedro Duque como “la misma sensación que cuando en la montaña rusa se suelta el gancho” [V2].

En la órbita de la Tierra, la aceleración que experimenta la nave junto a la tripulación mientras orbita alrededor de la órbita baja terrestre (LEO=300 km) es:

Órbita terrestre

$$\left. \begin{array}{l} F = G \frac{M \cdot m}{r^2} \\ F = m \cdot a \end{array} \right\} \quad G \frac{M \cdot m}{r^2} = m \cdot a \rightarrow a = \frac{G \cdot M}{r^2} \rightarrow$$

$$a = \frac{6,674 \cdot 10^{-11} \cdot 5,9736 \cdot 10^{24}}{[(300 + 6378,1) \cdot 10^3]^2} = 8,939 \text{ m/s}^2$$

En la órbita de Marte, la aceleración que experimenta la nave junto a la tripulación mientras orbita alrededor de la órbita baja marciana (LEO=450km) es:

Órbita marciana

$$a = \frac{G \cdot M}{r^2} \rightarrow a = \frac{6,674 \cdot 10^{-11} \cdot 6,4185 \cdot 10^{23}}{[(450 + 3397,2) \cdot 10^3]^2} = 2,894 \text{ m/s}^2$$

Como se ha podido comprobar la fuerza gravitatoria que experimentan los astronautas en las proximidades de ambos planetas no es nula, tal como lo demuestran las aceleraciones en las diferentes órbitas de los planetas, por lo que al existir aceleración la situación es de caída libre.

El problema más común en las primeras horas de caída libre se conoce como el síndrome de adaptación al espacio (SAS). Este síndrome provoca náuseas, vómitos, vértigo, dolores de cabeza y malestar en general. La duración de estos síntomas no suelen ser de más de 72 horas, una vez que el cuerpo se ajusta al nuevo entorno. A pesar de que estos efectos sólo duren dicho período de tiempo, en una misión como es el viaje a Marte, la caída libre e ingravidez provocarán a largo plazo atrofia muscular y el deterioro del esqueleto, como consecuencia de haberse reducido el número de glóbulos rojos, así como pérdida de visión.

Las medidas tomadas para reducir estos problemas se basan en hacer un mínimo de dos horas de ejercicio al día, además de crear una gravedad artificial dentro de la nave, haciéndola girar [P2]. Esta gravedad artificial no está exenta de problemas, ya que provocaría efectos secundarios como náuseas, fatiga o alteración del sueño.

Las características que debe poseer la nave para crear una gravedad artificial de 1 g (9,8 m/s²) serán:

- La rotación de la nave ha de estar entre 4 – 6 rpm.
- El radio de rotación de la nave dependerá de la velocidad de rotación, variando entre 25 y 56 metros.
- Decrecer gradualmente de 1 g a 3/8 g según la nave se acerca a Marte.
- Aumentar gradualmente de 3/8 g a 1 g según la nave se acerca a la Tierra.

Todas estas medidas harán que se reduzcan los riesgos comentados para la tripulación, siendo lo más recomendable para el viaje interplanetario Tierra - Marte.

6

Blindaje de la nave

6. Blindaje de la nave

6.1 Protección frente a la radiación

La protección de la tripulación frente a la radiación es el mayor obstáculo en el viaje interplanetario Tierra - Marte. Por ello, el blindaje de la nave debe ser tal que permita reducir las dosis de radiación a límites aceptables, siendo diferente a los usados en naves que orbitan en órbitas bajas terrestres (LEO) debido a que durante la misión habrá que tener en cuenta los rayos cósmicos galácticos (GCR) así como las tormentas solares (SPE).

El blindaje de la nave se basará tanto en el uso de métodos pasivos consistentes en el uso de diferentes materiales protectores, por ejemplo agua, hidrógeno o polietileno, además de la carcasa de aluminio de la propia nave, como en métodos activos que se describirán a continuación.

Los métodos activos se basan en diseñar un escudo de radiación eficaz para la nave, rodeándola de un campo magnético que pueda proteger el hábitat de la tripulación. El requisito que han de cumplir estos escudos ha de ser que la dirección del campo magnético se oriente en una dirección tal que las partículas cargadas no penetren en el hábitat, siendo las fuerzas de Lorentz sobre dichas partículas perpendiculares a la dirección del campo:

$$f = q(E + v \times B) \quad [6.1]$$

- q - carga de la partícula cargada
- E - campo eléctrico
- v - velocidad de la carga
- B - campo magnético

En todos los sistemas de blindaje a analizar mediante métodos activos se tendrá en cuenta la suposición de un hábitat para la tripulación de 10 metros de largo junto con un diámetro de 6 metros, y con una densidad de flujo de alrededor de 2 Tesla, tal como hace referencia [P3]. Estas medidas son las óptimas para una tripulación de 6 personas como ocurre en el estudio de este viaje interplanetario Tierra - Marte. Los siguientes métodos activos crearán grandes campos magnéticos alrededor de la nave, que desviarán las partículas radiactivas lejos del hábitat. Hay diferentes configuraciones, como se verá a continuación, que permiten este hecho, pero siempre a partir de una bobina superconductora de grandes dimensiones. Las bobinas superconductoras no necesitan de ninguna fuente que las excite una vez que ya se encuentran en el nivel de funcionamiento, ni requieren grandes

cantidades de hierro para producir las densidades de flujo requeridas. De esta manera se evita lanzar un mayor peso en el lanzamiento espacial.

6.1.1. Imanes de blindaje según la configuración de doble hélice

Este sistema de protección consta de 12 bobinas superconductoras denominadas imanes en doble hélice, es decir, 12 bobinas compuestas de dos hélices congruentes⁸ en un mismo eje, siendo una hélice toda curva cuya tangente forma un ángulo constante, siguiendo una dirección fija en el espacio. Estas 12 bobinas rodean al módulo de habitabilidad de la nave tal como se observa en la Figura 6.1., con una longitud cada una de 18 metros si al hábitat de la tripulación le corresponden 10 metros.

El campo generado por la configuración de imanes de doble hélice aumenta con el ángulo de inclinación de vueltas de la bobina. Es decir, cada vuelta de la bobina medida contra el plano perpendicular de su propio eje, poseerá un ángulo de 65° para lograr de esta manera la mayor intensidad.

Estas bobinas de doble hélice constan de 8 capas conductoras (una capa está formada por dos vueltas del hilo conductor al ser una bobina de doble hélice) con un peso cada una de 985 kg. El número de capas es un parámetro que determina el campo creado en el interior de la bobina, disminuyendo dicho campo al aumentarlas pero mejorando el flujo entre bobinas.

La forma cilíndrica de estas bobinas es la mejor frente a cualquier otra, ya que la presión soportada por la estructura de soporte de las bobinas es la menor. El mayor inconveniente de esta configuración de doble hélice reside en la rigidez de cada una de las bobinas, y los esfuerzos cortantes⁹ que deben ser contrarrestados mediante otras fuerzas en la estructura soporte de la bobina.

⁸ Dos figuras son congruentes si tienen la misma forma y tamaño, aunque su posición y orientación sean distintas.

⁹ El esfuerzo cortante es el esfuerzo interno de las tensiones paralelas a la sección transversal.

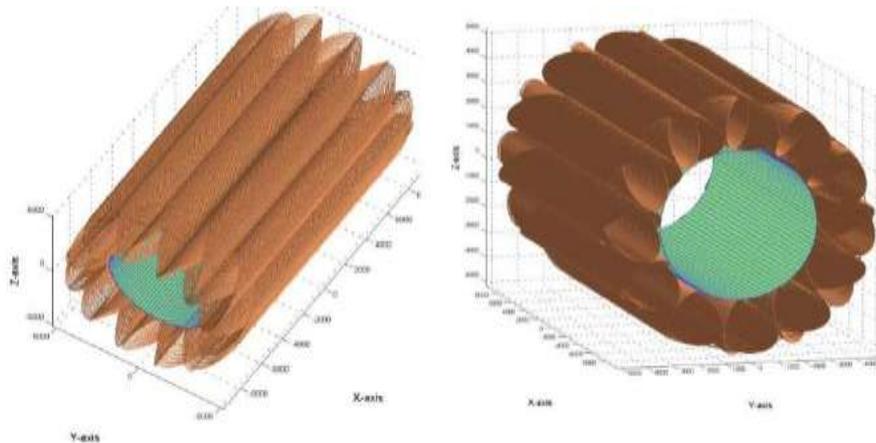


Figura 6.1. Imanes en configuración de doble hélice

6.1.2. Toroides con la dirección de campo radial y axial

Estas configuraciones se basan en una bobina de doble hélice de dos capas con un diámetro de bobina aproximado de 2 m. Cada capa está formada por dos vueltas del hilo conductor al ser una bobina de doble hélice. Las capas se doblan en un plano x-y para formar un toroide completo habiéndole hecho girar alrededor del eje y. El toroide encaja en torno al módulo de habitabilidad, pudiendo apilar varias bobinas toroidales a lo largo de la longitud de la nave. La distancia entre toroides oscila entre 0,5-2 m, a mayor distancia entre ellos se reducen las fuerzas de repulsión pero la densidad del flujo es menor, reduciendo la protección. La ventaja que ofrece estas configuraciones es que el flujo magnético puede ser totalmente contenido en la abertura (extremo) de la bobina, es decir el interior de la misma estará exento del campo magnético evitando riesgos de radiación para la tripulación.

La Figura 6.2 muestra la configuración de 5 toroides (en azul) separados una cierta distancia, en cuyo interior irá el hábitat de tripulación.

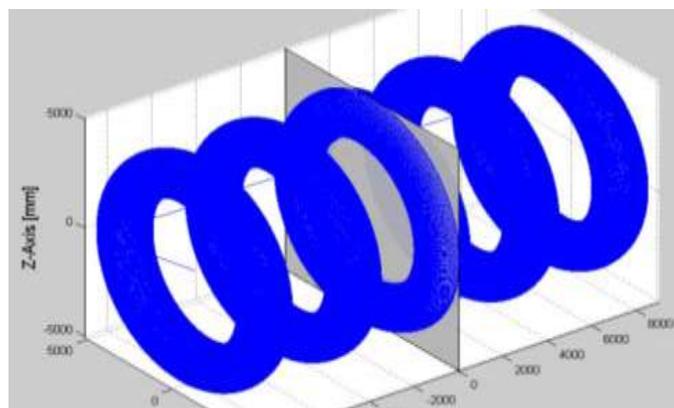


Figura 6.2. Configuración de los toroides a lo largo del módulo de habitabilidad

Si la configuración es la de un toroide con la dirección de campo radial (Figura 6.3.) el campo axial queda totalmente cancelado, siendo la dirección del campo en dirección radial, es decir el campo generado es perpendicular al eje de la bobina en dirección del eje y.

Si la configuración es la de un toroide con la dirección de campo axial (Figura 6.4.), el campo generado será perpendicular al eje de la bobina en dirección del eje z.

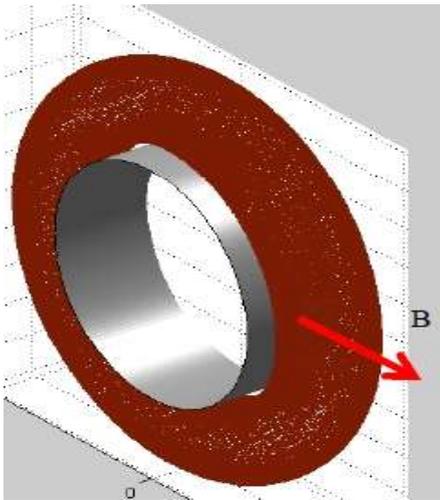


Figura 6.3. Toroide campo radial

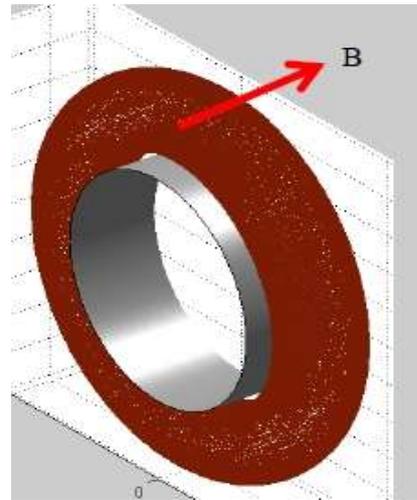


Figura 6.4. Toroide campo axial

6.1.3. Configuración 6+1

Esta configuración acaba con una de las desventajas de las bobinas de doble hélice formando toroides, ya que esta nueva configuración crea campos magnéticos tanto en dirección radial como en axial compensando las fuerzas creadas en ambas direcciones que provocaban el resto de configuraciones sobre el hábitat de la tripulación.

Dicha configuración consta de 6 bobinas solenoidales¹⁰ de 8 metros de diámetro con longitudes de 15 a 20 metros alrededor de la nave. Estos solenoides deberán estar a una cierta distancia de la misma debido a razones mecánicas, evitando presiones innecesarias y posibilitando reparaciones fuera de la nave. Además se requiere de otra bobina de compensación que rodee al cilindro del hábitat para evitar que el flujo lo atravesase, cancelando el campo magnético que provocan las otras 6 bobinas situadas alrededor de la nave y de dicha bobina. Esta bobina de compensación realiza una función de

¹⁰ Solenoide es una bobina de hilo conductor capaz de crear un campo magnético uniforme y muy intenso en su interior y muy débil en el exterior.

blindaje térmico entre el hábitat y las bobinas, ya que sin ella constituiría una carga de calor importante para las mismas, es decir las bobinas se calentarían en exceso. Aunque a pesar de ello, las bobinas poseerán un sistema de refrigeración en ciclo cerrado para poder así eliminar las cargas de calor tal como hace referencia [P3]. El sistema estará formado por un tubo anclado a la bobina de compensación con un orificio a cada lado de las 6 bobinas. Este tubo es conducido al sistema de refrigeración donde se disipa el calor recogido, tal como se observa en la Figura 6.5.

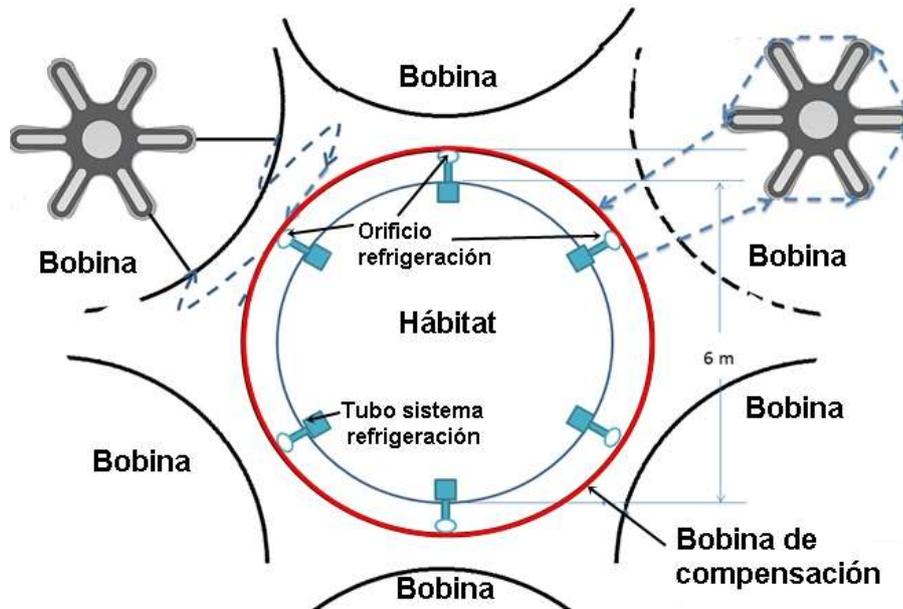


Figura 6.5. Sistema de refrigeración de la configuración 6+1

Con dicha configuración de 6+1 se podrían desviar protones con la máxima energía con la que inciden los GCR y SPE.

En la Figura 6.6. se muestra la bobina de compensación en color rojo rodeando el hábitat, y las otras 6 bobinas solenoidales en color gris.

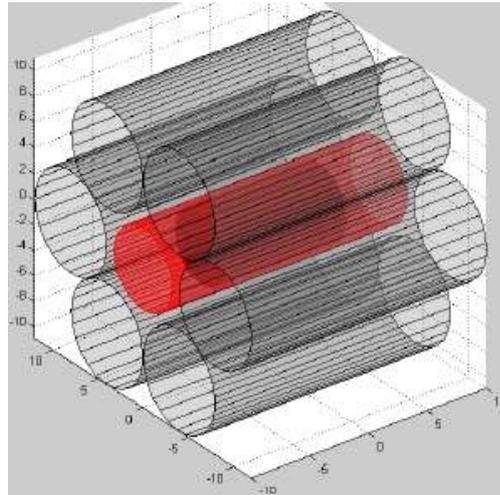


Figura 6.6. Configuración 6+1

En la Figura 6.7. se observa la configuración definitiva de la nave espacial donde el módulo de habitabilidad se encuentra rodeada por una bobina de compensación que permitiría que el campo en el interior de los compartimentos de la tripulación fuese nulo.

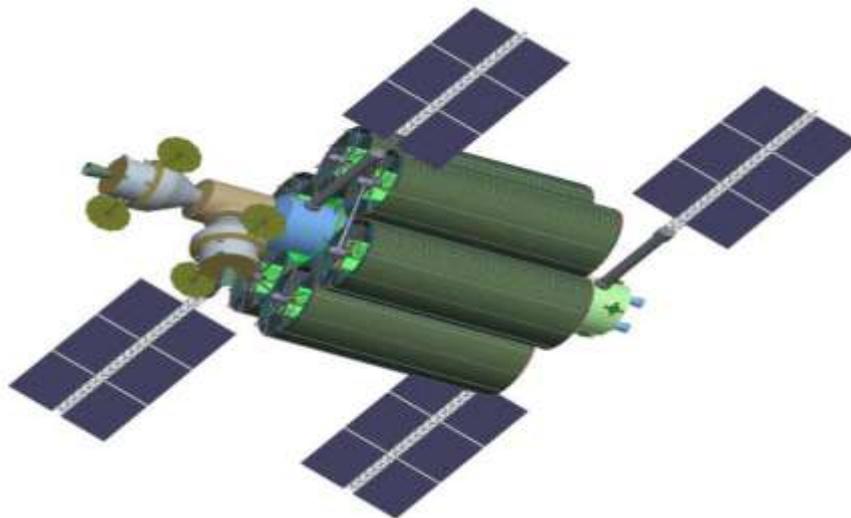


Figura 6.7. Nave espacial configuración 6+1

6.1.4 Construcción de las bobinas

A la hora de construir estos sistemas de blindaje se ha de tener en cuenta el uso de materiales flexibles y de alta resistencia como puede ser el kevlar (fibra polimérica de gran rigidez) para los soportes de las bobinas, junto con un revestimiento de metal como puede ser el oro facilitando el enfriamiento.

Por otra parte las bobinas pueden ser construidas por medio de superconductores de alta temperatura o superconductores de baja temperatura. La principal característica de los superconductores es su diamagnetismo, es decir, la exclusión del campo magnético de su interior, situación conocida como efecto Meissner. A la hora de refrigerar estos materiales, los costos de refrigeración aumentan cuanto más baja es la temperatura a la que se desea trabajar. Si se trabaja por debajo de los 20 K el refrigerante usado será helio líquido, por el contrario si se aumenta la temperatura se podrá utilizar hidrógeno y por encima de los 80 K aire líquido. El refrigerante actuará por el interior de la bobina a través de un tubo mediante convección¹¹.

- **Superconductores de baja temperatura (LTS):** son aquellos materiales con una temperatura crítica¹² inferior a los 77 K. Esta temperatura es la temperatura de ebullición del nitrógeno. Un ejemplo de estos superconductores es el NbTi (niobio-titanio), siendo un material bastante flexible y con temperatura crítica de 4,2 K. El mayor inconveniente de estos superconductores a la hora de construir las bobinas es su excesivo peso que le impediría operar fácilmente en el espacio.
- **Superconductores de alta temperatura (HTS):** son aquellos materiales con una temperatura crítica superior a los 77 K, siendo esta su principal ventaja frente a los de baja temperatura. Aumentan la resistividad eléctrica (oposición del material al paso de corriente eléctrica), además de que su velocidad de propagación de enfriamiento es mayor, es decir se enfrían más rápidamente. Por el contrario, estos materiales son cerámicos, lo que implica que sean frágiles y poco dúctiles.

Un ejemplo de estos superconductores es el YBCO (óxido de itrio, bario y cobre) con una temperatura crítica de 95 K, siendo el conductor más prometedor a la hora de construir escudos de protección ante la radiación del espacio.

6.2. Protección frente impactos

A la hora de proteger la nave frente a un impacto ya sea de meteoroides o basura espacial (fragmentos de cohetes, tuercas, pernos, etc), lo más conveniente es una maniobra evasiva si dicho meteoroides posee un diámetro

¹¹ La convección es la transferencia de calor por medio de un fluido entre zonas de diferente temperatura.

¹² La temperatura crítica es la temperatura límite por encima de la cual un gas no puede pasar a estado líquido aumentando la presión.

mayor de 10 cm como hace referencia [W19] cambiando momentáneamente la trayectoria de la nave.

En todo caso la nave ha de disponer de un escudo que la proteja de tales impactos. Estos escudos se llaman “escudos Whipple”, de los que se pueden destacar 3 configuraciones de blindaje primario, tal como muestra [W20]:

- Escudo de Whipple: es un escudo de dos capas que consiste en un parachoques externo, usualmente de aluminio, que se sitúa a cierta distancia de la pared del módulo de la nave. Dicho parachoques rompe, funde o vaporiza el cuerpo al impactar contra él.
- Escudo de Whipple relleno (Figura 6.8.): consiste en un parachoques exterior, al igual que el escudo de Whipple, pero con una manta entre las dos capas de Nextel (fibra de óxido de aluminio) y Kevlar para interrumpir y dispersar el impacto.
- Escudo de varias capas: consiste en un escudo compuesto por múltiples capas de tela y/o metálicas.

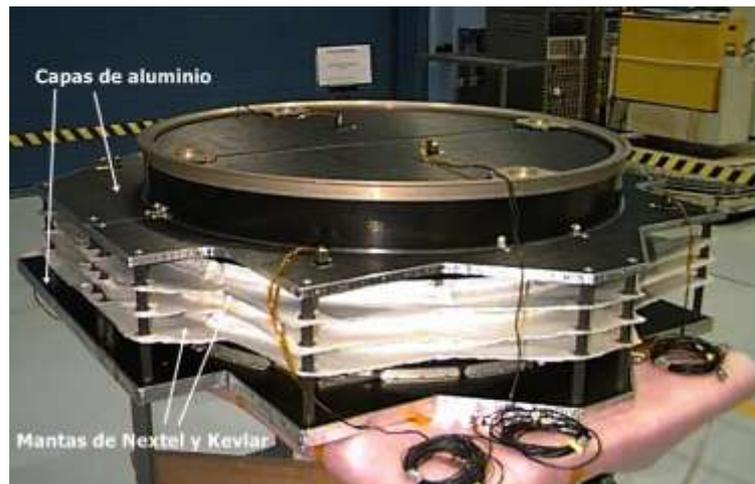


Figura 6.8. Escudo de Whipple relleno

La Figura 6.9. muestra la configuración de la nave espacial juntos con los escudos de Whipple. Estos escudos se disponen a una cierta distancia del módulo de la nave para poder realizar cualquier tipo de reparación. También se encuentran en uno de los extremos de los paneles solares. Si el impacto procede del lado en el cual no se posee escudo la nave rotaría para absorberlo.

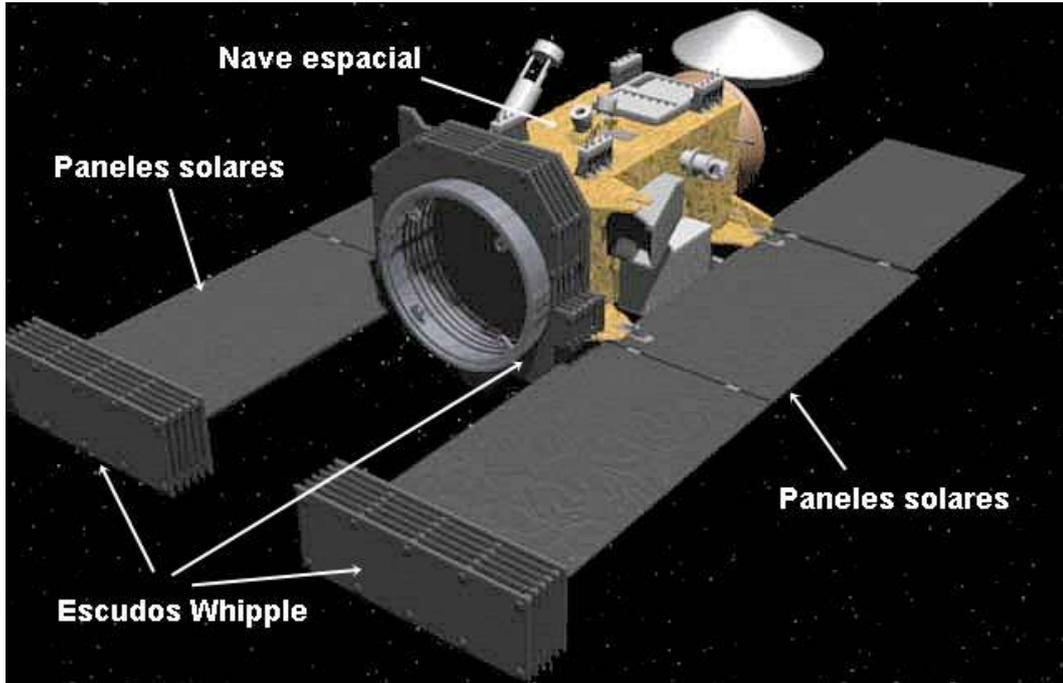


Figura 6.9. Configuración nave espacial con escudos de Whipple

7

Sistemas de propulsión

7. Sistemas de propulsión

Para realizar el viaje interplanetario entre la Tierra y Marte es necesario algún sistema de propulsión que imprima a la nave una cierta aceleración. Debido al vacío existente en el espacio una vez abandonada la órbita baja terrestre (LEO), la nave cada vez que quiera adquirir una aceleración deberá realizar una fuerza de igual intensidad pero de sentido contrario a su movimiento, es decir, *“a cada acción siempre se opone una reacción igual pero de sentido contrario”*, resultado que se enuncia como la tercera ley de Newton.

Por lo que de esta manera, si la nave expulsa parte de su masa en una dirección (el combustible o propelente), ella se desplazará en sentido contrario, siendo este el fundamento de los motores a reacción.

Entre los motores a reacción el motor cohete es el utilizado para la propulsión de las naves espaciales, ya que este no necesita de aire exterior para que se produzca la combustión, pudiendo funcionar donde no haya atmósfera [P4].

También existe una alternativa a estos motores como pueden ser las velas solares, que más tarde se estudiarán.

Por otra parte todos los sistemas de propulsión modifican la velocidad de la nave, la cual multiplicada por su masa proporciona el momento lineal \vec{p} .

$$\vec{p} = m \cdot \vec{v} \quad [7.1]$$

La variación del momento lineal se denomina impulso. Si sobre la nave no actúa ninguna fuerza, el momento lineal del sistema no puede variar. Para lograr un mismo impulso se puede aplicar una gran fuerza en un corto período de tiempo, o una fuerza menor pero aplicada durante más tiempo.

Dicho impulso se obtendrá al quemarse el propelente (sustancias que pueden estar en estado sólido, líquido o híbrido dependiendo del sistema de propulsión, y reaccionan en la cámara de combustión de un cohete generando el empuje necesario para acelerarlo). Se denomina masa reactiva a las partículas producto de la reacción, que serán expulsadas por la tobera de la nave proporcionando el empuje necesario para acelerarla. Si el sistema de propulsión es iónico el impulso se producirá al expulsar los iones.

La cantidad de impulso que es posible obtener de una cantidad dada de masa reactiva es lo que se denomina impulso específico, I_{sp} . Este parámetro se puede medir como una velocidad o como un tiempo dependiendo si el propelente se mide en unidades de masa o peso. Si la unidad utilizada es la masa, el impulso específico es un impulso por unidad de masa, midiéndose en metros por segundo y se denomina a menudo velocidad de escape efectiva. Sin embargo, si se utiliza el peso del propulsor, un impulso dividido por una fuerza resulta ser una unidad de tiempo, y por lo tanto los impulsos

específicos se miden en segundos. De esta forma el impulso específico se define como el período en segundos durante el cual 1 kg de masa de propelente producirá un empuje de 1 kp de fuerza. Estas dos formas de medir el impulso específico difieren entre sí por un factor g , que es la constante de la aceleración gravitacional en la superficie de la Tierra, ($I_{sp} \cdot g = v_e$) siendo v_e la velocidad de escape del propelente. Cuanto mayor sea el impulso específico mayor será la eficiencia del cohete y mayor fuerza de empuje proporcionará para un determinado propelente

Por tanto, para todas las naves espaciales el impulso específico vendrá dado por:

$$I_{sp} = \frac{F_{empuje}}{\dot{m} \cdot g} \quad [7.2]$$

siendo:

- \dot{m} : es el flujo másico (variación de masa con respecto al tiempo) de propelente que está siendo expulsado.
- g : gravedad en la superficie terrestre.
- F_{empuje} : es el empuje obtenido por el motor:

$$F_{empuje} = \dot{m} \cdot v_e + A_e(P_e - P_{amb}) \quad [7.3]$$

Con A_e como el área de salida de la tobera, P_e la presión de salida de la tobera y P_{amb} la presión ambiente [P4].

$$\Delta v = I_{sp} \cdot g \cdot \ln\left(\frac{M + P}{P}\right) \quad [7.4]$$

$$\Delta v = I_{sp} \cdot g \cdot \ln\left(\frac{M}{P} + 1\right) \rightarrow \frac{\Delta v}{I_{sp} \cdot g} = \ln\left(\frac{M}{P} + 1\right) \rightarrow$$

$$\frac{M}{P} = e^{\frac{\Delta v}{I_{sp} \cdot g}} - 1 \quad [7.5]$$

dónde:

- Δv : es la variación de velocidad a la hora de cambiar de órbita por parte de la nave como ya se vio en anteriores capítulos.
- M : es la masa del propelente.
- P : es la carga útil incluyendo la masa estructural de la nave.

El impulso específico está relacionado con otros parámetros a través de la ecuación de Tsiolkovsky [7.4] [W21], pudiendo obtener el ratio de las masas

combustible-nave [7.5] que más tarde será utilizado para elegir el combustible más propicio de la misión.

7.1. Motores cohete

Los motores cohete como ya se ha dicho anteriormente son motores a reacción que generan el empuje mediante la expulsión de gases que provienen de la cámara de combustión a alta presión sin necesidad de que exista atmósfera en el exterior. Estos gases son expulsados a través de la tobera a elevadas velocidades.

Los motores cohete se pueden clasificar según el mecanismo empleado para la producción de las partículas que proporcionan el empuje, pudiendo ser [W22]:

- Propulsión química
- Propulsión nuclear
- Propulsión a iones
- Propulsión a plasma

7.1.1. Propulsión química

Este tipo de cohetes es el más usado en navegación espacial. El proceso químico que lo alimenta es la combustión de determinados propelentes, que producen partículas gaseosas a altas temperaturas expulsándolas a elevadas velocidades responsables del empuje.

El propelente que alimenta a un motor a cohete debe tener, además del combustible, un oxidante (o comburente), es decir, un compuesto químico necesario para hacer quemar el combustible.

Los cohetes de propulsión química, a su vez, pueden ser de tres tipos: de propelente sólido, líquido o híbrido.

- **Propelente sólido** (Figura 7.1.): el combustible y el oxidante se mezclan conjuntamente bajo la forma de un polvo compacto y solidificado, llamado grano. Este se acumula en la cámara de combustión adhiriéndose perfectamente a las paredes y dejando un agujero cilíndrico central llamado perforación. El grano se enciende mediante un impulso eléctrico quemándose en la cámara de combustión. Los gases pasan a través del interior del agujero siendo expulsados por la tobera para producir el empuje. La combustión se realiza hasta que se finaliza el propelente.

Una de las combinaciones más utilizadas para propulsores sólidos es la mezcla de poliuretano, un combustible plástico, con perclorato de amonio como oxidante.

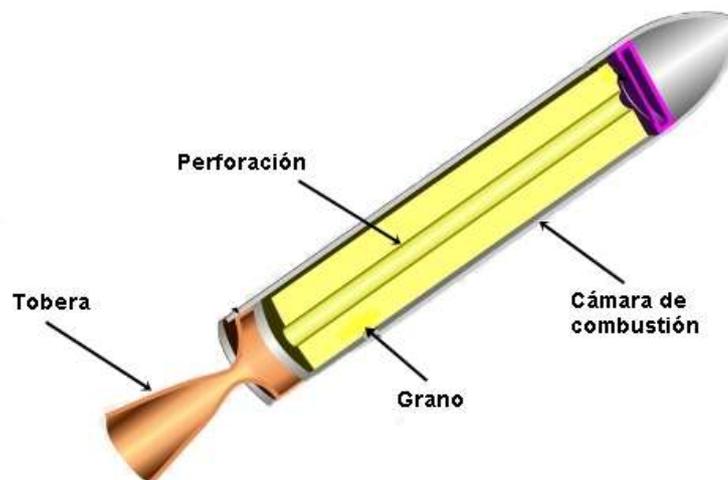


Figura 7.1. Cohete de propelente sólido

- **Propelente líquido:** el cohete de propelente líquido comúnmente es bipropelente (Figura 7.2.), es decir, el combustible y el oxidante se encuentran en dos depósitos separados. Los dos líquidos son enviados por medio de una bomba a la cámara de combustión donde, al entrar en contacto, desarrollan el proceso químico que da lugar a un potente flujo de partículas gaseosas. Su combustión puede ser bloqueada interrumpiendo el flujo de alimentación del propelente líquido por medio de una válvula.

Una de las combinaciones más empleadas es la de hidrógeno líquido (combustible) con oxígeno líquido (oxidante).

También existen cohetes de propulsión líquida que recurren al llamado monopropulsor, es decir, a un único compuesto químico en estado líquido que se hace pasar a través de un catalizador, presente en el interior de la cámara de combustión, que tiene el poder de descomponerlo en una mezcla gaseosa que se quema. Tal es, por ejemplo, el peróxido de hidrógeno que, en contacto con un catalizador de platino, se descompone en oxígeno y vapor de agua sobrecalentado.

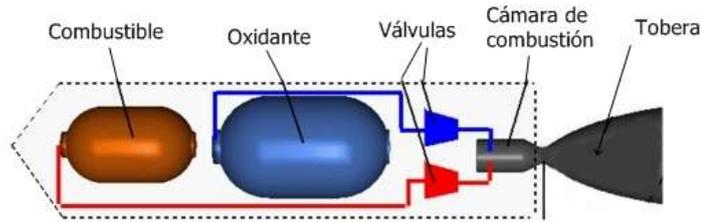


Figura 7.2. Cohete de propelente líquido

- **Propelente híbrido** (Figura 7.3.): estos cohetes utilizan una combinación de propelentes líquidos y sólidos, utilizando un combustible sólido y un oxidante líquido. Una típica combinación es el peróxido de hidrógeno como oxidante líquido y el poliuretano como combustible sólido.

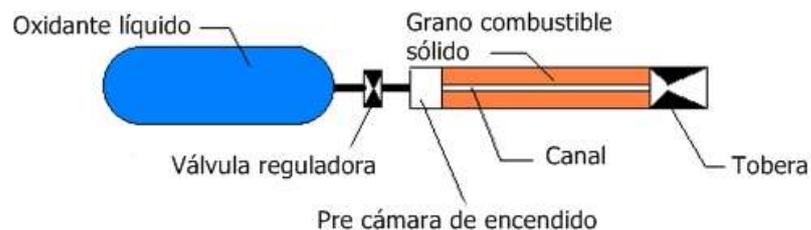


Figura 7.3. Cohete de propelente híbrido

7.1.2. Propulsión nuclear (NERVA)

La propulsión nuclear (NERVA) (Figura 7.4.) es un método de propulsión espacial donde se llevan a cabo reacciones nucleares para generar el empuje, no llevándose a cabo procesos de combustión.

Esta propulsión nuclear se basa en hacer pasar los propelentes a través de un radiador de calor, elevando su temperatura debido al reactor de fisión¹³ nuclear en el cual existen isótopos (por ejemplo de uranio 235). Los propelentes son transformados en gases y expulsados a través de una tobera, como ocurría en los motores de propulsión química.

Los propelentes más utilizados para producir estas reacciones son el hidrógeno líquido y el agua.

Otro modelo de propulsión nuclear se basa en la sucesión de explosiones nucleares como por ejemplo el proyecto Orion de la NASA tal como hace

¹³ La fisión es una reacción nuclear que ocurre cuando un núcleo pesado se divide en dos o más núcleos pequeños. Es un proceso exotérmico liberando grandes cantidades de energía.

referencia [W23]. En él, centenares de bombas de fisión denominadas unidades de propulsión se deslizarían a través de un agujero en el extremo de la nave explotando a una cierta distancia. La energía producida por la explosión llegaría a una placa situada en el extremo de la nave proporcionando el empuje para su movimiento. Este modelo se observa en la Figura 7.5.

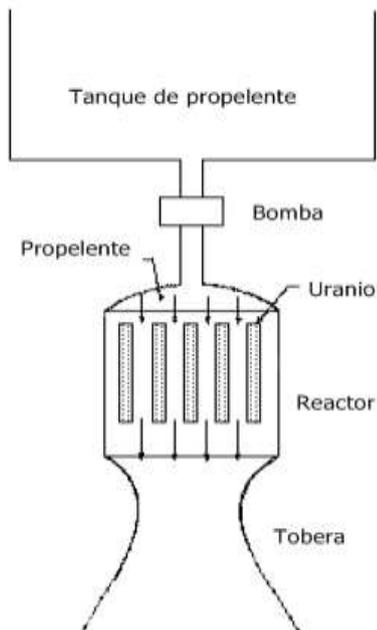


Figura 7.4. Cohete de propulsión nuclear

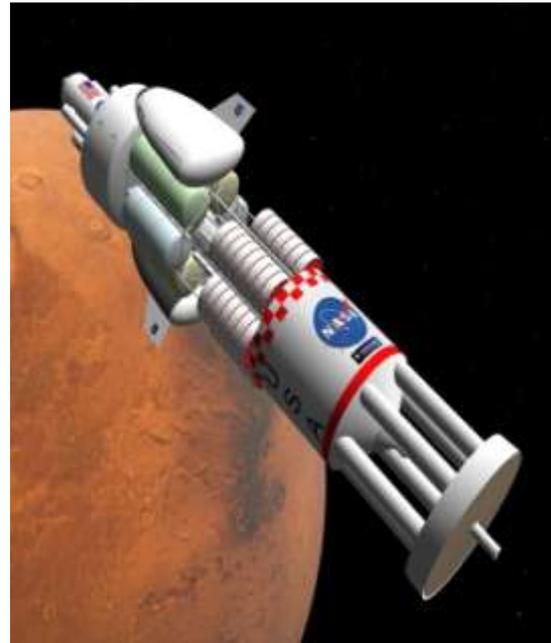


Figura 7.5. Nave proyecto Orion

7.1.3. Propulsión a iones

La propulsión a iones (Figura 7.6.) se basa en la ionización, es decir en cargar eléctricamente a los átomos una vez que se les han quitado los electrones. El propelente utilizado para este tipo de cohetes es un metal alcalino, por ejemplo cesio, mercurio, argón o xenón.

Al propelente elegido se le hace pasar a través de una rejilla sobrecalentada, donde inmediatamente después los iones son acelerados a altas velocidades por intensos campos eléctricos, siendo expulsados a través de la tobera del cohete.

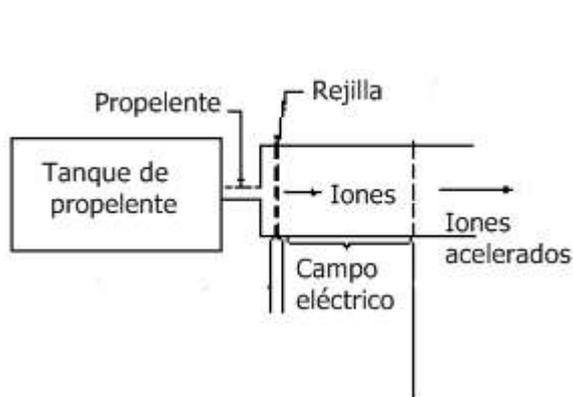


Figura 7.6. Cohete de propulsión a iones

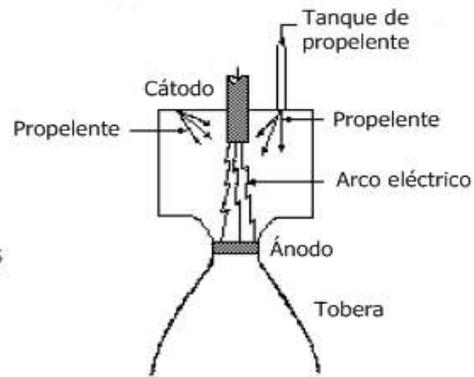


Figura 7.7. Cohete de propulsión a plasma

7.1.4. Propulsión a plasma

La propulsión con motores de plasma combina campos eléctricos y magnéticos de los iones. Existen dos tipos de propulsión a base de plasma:

- Motor de pulsos de plasma: utiliza sucesivas explosiones para producir el movimiento. Pequeñas bolitas por ejemplo de deuterio de litio (Li^6H^2) son lanzadas a una cámara de reacción donde se produce la fusión¹⁴. El resultado es un plasma caliente, que se canaliza a la parte trasera de la nave para generar el empuje.
- Motor de magnetoplasma (VASIMR) (Figura 7.7.): el propelente, ya sea argón o xenón, es inyectado en un cilindro hueco revestido con electroimanes. Al entrar en el motor, el gas es calentado primero a un plasma frío (temperatura cercana a la ambiente), extrayendo los electrones de los átomos. Más tarde este plasma es comprimido y de nuevo calentado a elevadas temperaturas expulsándolo del motor y generando el empuje.

7.2. Velas solares

Las velas solares son un método de propulsión que no necesita de propulsor para generar el empuje necesario para desplazarse, aligerando considerablemente el peso de nave. Dicho empuje lo adquieren gracias a fuentes externas a la propia nave. En función del tipo de fuente, las velas solares se clasifican en:

- Velas de fotones o fotónicas
- Velas de plasma

¹⁴ La fusión es una reacción nuclear que ocurre cuando varios núcleos atómicos se unen para dar lugar a un núcleo más pesado.

Ambos tipos de vela son de gran envergadura y por lo tanto de difícil maniobrabilidad debido al escaso empuje de la presión solar y el viento solar. Crear velas de grandes dimensiones permite obtener el impulso suficiente para desplazar la nave.

Velas de fotones o fotónicas

Estas velas adquieren el impulso de los fotones de los que se compone la luz solar. Es decir, los fotones ejercen una presión denominada presión solar sobre la membrana desplegada por la nave, generando de esta manera el empuje necesario para desplazar la nave. La presión interactúa con las velas de diferentes maneras: absorción, reflexión o ambas dos.

Esta presión solar se calcula a partir de la constante solar de valor:

$$K = \frac{K_0}{r^2} \quad [7.6]$$

siendo:

· $K_0 = 1366 \text{ W/m}^2$ (constante solar a la distancia de la Tierra en unidades astronómicas)[W13]

· r (distancia al cuerpo en unidades astronómicas)

A partir de dicha constante solar se puede calcular tanto la presión de absorción como la de reflexión.

La presión de absorción es aquella captada por la nave, la cual varía inversamente por el cuadrado de la distancia al Sol.

$$P_{\text{abs}} = \frac{K}{c \cdot r^2} \cos^2 \alpha \quad [7.7]$$

La presión de reflexión es aquella que rebota cuando llega a la nave, y al igual que la de absorción varía inversamente con el cuadrado de la distancia al Sol.

$$P_{\text{ref}} = \frac{2K}{c \cdot r^2} \cos^2 \alpha \quad [7.8]$$

La suma de ambas presiones que dan lugar a la presión solar, ejercen sobre las velas un sumatorio de fuerzas y momentos pudiendo variar su órbita así como los movimientos de traslación y rotación. Las velas solares requieren de una gran superficie compuesta por una o varias láminas reflectantes muy ligeras cuya longitud rondará entre los 80 y 160 metros para poder interceptar un gran flujo de fotones y generar el impulso.

La masa de la vela por unidad de área de la nave se conoce como vela de carga y oscilará alrededor de $20 - 30 \text{ g/m}^2$, pudiendo llegar en el futuro hasta 10 g/m^2 [P5].

El material empleado en las velas suele ser una lámina aluminizada de 2 micras de grosor llamada kapton.

Este tipo de vela representada en la Figura 7.8, se conecta a la nave a través de un mástil, sosteniéndose a partir de cuatro brazos de aluminio en sus respectivas diagonales. Además, la vela dispondrá de cuerdas para desplegarla y recogerla. Una nave de estas características poseerá una aceleración de 1 mm/s^2 a partir del momento en el que se despliegan las velas. La velocidad que en un año puede alcanzar la nave gracias a esta aceleración será de 30 km/s debido a que el empuje es constante. Por lo que un viaje Tierra - Marte mediante velas solares tendría una duración de alrededor de 318 días. La utilidad de las velas solares será en mayores distancias debido al empuje constante que ofrecen, aumentando progresivamente la velocidad, y no en un viaje Tierra - Marte.

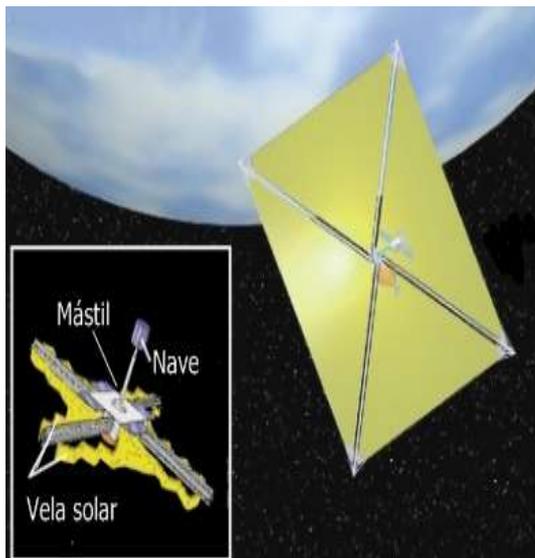


Figura 7.8. Vela de fotones

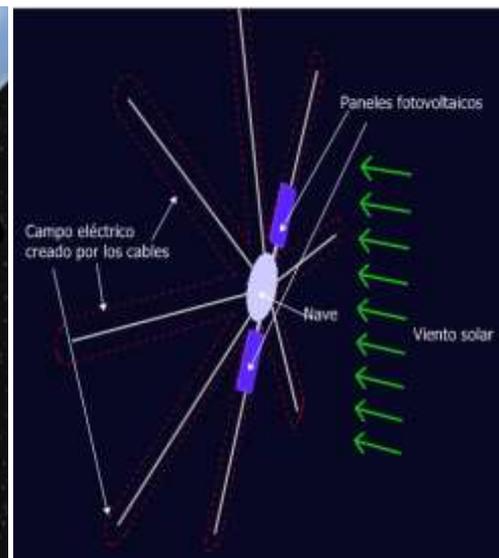


Figura 7.9. Vela de plasma

Velas de plasma

Estas velas (Figura 7.9.) generan un campo eléctrico o magnético capaces de interceptar el viento solar para obtener el empuje. Este tipo de velas no posee una tela como las velas de fotones sino que está formada por 50 - 100 cables conductores largos ($\sim 20 \text{ km}$) y finos [W24].

7.3. Elección del sistema de propulsión

La elección del sistema de propulsión se realizará tras el estudio de las diferentes ventajas y desventajas de cada sistema (Tabla 7.1.) así como el ratio de masa combustible-nave (Tabla 7.2.) o el empuje obtenido de cada sistema (Tabla 7.3.).

Tabla 7.1. Ventajas y desventajas de los sistemas de propulsión

Combustible	Impulso específico (I_{sp})	Ventajas	Desventajas
Cohete químico, propelente sólido	175-250 segundos	Impulso específico adecuado con respecto al peso que debe levantar. El más sencillo de todos los cohetes. No se debe refrigerar la cámara de combustión.	Propelentes más caros que los líquidos y más difícil de controlarlos. Solo se enciende una vez. Escasa autonomía.
Cohete químico, propelente líquido	160-385 segundos	Impulso específico adecuado con respecto al peso que debe levantar. Elimina peso al prescindir de bombas y turbinas en el sistema de alimentación. El empuje puede ser controlado por la velocidad del flujo propulsor siendo mayor que el resto de cohetes químicos.	La alta presión en el tanque requiere de estructuras más pesadas, compensando el peso por la eliminación de bombas. Escasa autonomía. Se manipulan dos propulsores (combustible y oxidante) que se almacenan a baja temperatura.
Cohete químico, propelente híbrido	230-280 segundos	Impulso específico adecuado con respecto al peso que debe levantar. No se debe refrigerar la cámara de combustión.	No están aún evolucionados. Resultan ser inestables debido a los combustibles usados. Variaciones de presión en la cámara de combustión. Escasa autonomía.

Cohete nuclear	1200 segundos	Necesidad de un solo tanque. Elevada fuerza de empuje debido a las altas velocidades de salida de los gases de hasta 30 km/s.	Construcción pesada para proteger a la tripulación de la radiación creada. Limitaciones de temperatura debido a las reacciones provocadas. Limitaciones medioambientales.
Cohete a iones	20.000 segundos	Funcionamiento durante largos períodos sin sufrir un desgaste excesivo.	La cantidad de energía eléctrica requerida es muy grande, por lo que el peso del equipo generador de energía se convierte en un obstáculo importante para un vehículo eficiente. Se acelera lentamente. Bajo rendimiento debido al bajo peso de las moléculas.
Cohete de plasma	10.000-20.000 segundos	Mejor relación masa-rendimiento que los cohetes químicos. No existen peligros de explosión. Propulsión limpia.	La cantidad de energía eléctrica requerida es muy grande, por lo que el peso del equipo generador de energía se convierte en un obstáculo importante para un vehículo eficiente.
Velas solares	0 segundos (no se usa propelente)	Reducción del peso de la nave al suprimir el combustible. Proporcionan un empuje constante si se orientan correctamente las velas respecto del Sol.	Necesidad de un cohete para ponerlas fuera de órbita terrestre. Difícil maniobrabilidad debido a sus dimensiones y fragilidad. Escaso empuje pese a ser constante.

A partir de la ecuación [7.5] y del Δv necesario para realizar el viaje interplanetario Tierra - Marte se va a poder obtener el ratio de combustible - masa nave. Esta relación es la cantidad total de combustible necesaria frente a la masa total de la nave.

Sabiendo que $\Delta v_{total} = 5,60$ km/s obtenido en el capítulo 3, se pueden realizar ya todos los cálculos necesarios. Estos se muestran en el cuadro

comparativo (Tabla 7.2.) para cada sistema de propulsión a partir del mayor impulso específico de cada sistema.

Ejemplo Cohete químico propelente sólido

$$\frac{M}{P} = e^{\frac{\Delta v}{I_{sp} \cdot g}} - 1 \rightarrow \frac{M}{P} = e^{\frac{5600}{250 \cdot 9,8}} - 1 = 8,83$$

(El propelente sólido es 8,83 veces el peso total de la nave)

Tabla 7.2. Ratio masas combustible - nave de los sistemas de propulsión

Combustible	Impulso específico (I_{sp})	Ratio combustible-nave ($\frac{M}{P}$)
Cohete químico propelente sólido	175-250 segundos	8,83
Cohete químico propelente líquido	160-385 segundos	3,41
Cohete químico propelente híbrido	230-280 segundos	6,17
Cohete nuclear	1200 segundos	0,6099
Cohete a iones	20.000 segundos	0,0290
Cohete de plasma	10.000-20.000 segundos	0,0290
Velas solares	0 segundos (no se usa propelente)	0

En el siguiente cuadro (Tabla 7.3.) se observan las diferentes velocidades medias que adquieren las partículas al ser expulsadas por la tobera junto con el empuje medio que realizan [W26].

Tabla 7.3. Parámetros de los sistemas de propulsión

Combustible	Impulso específico (I_{sp})	Empuje medio	Velocidad de escape media
Cohete químico propelente sólido	175-250 segundos	294-392 kN	2500 m/s
Cohete químico propelente líquido	160-385 segundos	882 kN	2200-3700 m/s
Cohete químico propelente híbrido	230-280 segundos	1112 kN	2000 m/s

Cohete nuclear	1200 segundos	12250 kN	30.000 m/s
Cohete a iones	20.000 segundos	1 N	27.777 m/s
Cohete de plasma	10.000-20.000 segundos	2 N	1000-50.000 m/s
Velas solares	0 segundos (no se usa propelente)	10^{-6} N	0

Analizando para todos los sistemas de propulsión, tanto las ventajas como las desventajas, el peso que ocuparía el combustible frente a la nave, y el empuje, en primer lugar se desecharían todos aquellos sistemas de propulsión no químicos para lanzamientos desde la Tierra. Esto se debe al peligro existente por contaminación radiactiva. Por ello la nave podría basarse en dos sistemas de propulsión, ya que usar un único sistema de propulsión químico hace que el viaje se alargue considerablemente ya que estos sistemas tienen escasa autonomía, debiendo realizar el viaje con los motores apagados, moviéndose con la inercia a partir de las órbitas ya descritas en anteriores capítulos, solo encendiéndose en los cambios de órbitas.

Una vez abandonada la Tierra y la nave se encuentre en una órbita mínima de 890 km (distancia de seguridad recomendada por las agencias espaciales, [W25]) se podrá usar ya cualquier otro sistema. El elegido es el nuclear, ya que este sistema de propulsión tiene una elevada fuerza de empuje debido a las altas velocidades que alcanzan las partículas al abandonar la tobera, por lo que 1 kg de masa del propelente producirá un empuje de 1 kp de fuerza durante un período de 1200 segundos, por lo que contribuye también a poseer una elevada potencia con poco combustible. De esta forma la masa total de combustible sería únicamente 0,6099 la masa total de la nave, siendo muy inferior a los propulsores químicos. Por el contrario este ratio es superior al de iones y plasma, siendo el único punto algo desfavorable frente a estos sistemas.

8

Estancia en Marte

8. Estancia en Marte y viaje espacial

La estancia en Marte se encuentra influenciada por las características propias del planeta y por la duración del período en el que permanezca la tripulación. Por ello se deben conocer las características físicas del planeta, por ejemplo la atmósfera, el suelo o el campo magnético, para así poder preparar a la tripulación ante posibles adversidades. De esta manera se podrá sobrevivir con los propios recursos que ofrece el planeta, y reducir así gastos innecesarios de esta misión interplanetaria.

8.1. Atmósfera

La atmósfera marciana es muy tenue, reteniendo poco el calor. Esto implica que haya una gran diferencia entre las temperaturas diurnas y nocturnas debido a la inexistencia de océanos. Por ejemplo, en el ecuador, se puede llegar a tener una máxima de 20 °C y una mínima de -80 °C.

Las diferencias de temperatura provocadas por la incidencia de la radiación solar, causan vientos de más de 150 km/h creando tormentas de polvo alrededor de todo el planeta que pueden persistir durante semanas o meses. Esto imposibilita la entrada de rayos de sol e inhabilita los diferentes sistemas electrónicos o eléctricos. A pesar de estas elevadas velocidades los daños no son tan elevados como ocurriría en la Tierra. Esto es debido a que la presión ejercida está relacionada con la densidad:

$$P = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2 \quad [8.1]$$

por lo que un viento en Marte de 150 km/h con una densidad media del aire de $\rho = 0,020 \text{ kg/m}^3$ [W27] provoca una presión de:

$$P = \frac{1}{2} \cdot 0,020 \cdot 41,67^2 = 17,361 \text{ Pa} = 1,713 \cdot 10^{-4} \text{ atm}$$

Esta presión dinámica en la Tierra, con una densidad media del aire de $\rho = 1,217 \text{ kg/m}^3$, sería provocada por un viento con velocidad igual a:

$$17,361 = \frac{1}{2} \cdot 1,217 \cdot v^2 \rightarrow v = 5,341 \text{ m/s} = 19,23 \text{ km/h}$$

Al observar ambos resultados se puede concluir que la elevada velocidad de los vientos en Marte no es tan perjudicial como podría parecer debido a la ínfima densidad que posee el aire, por ello, apenas se causan daños.

También a la hora de evaluar la atmósfera marciana se debe tener en cuenta que la presión varía drásticamente con la altitud. La presión superficial media oscila entre 700 a 900 Pa, pudiendo llegar a 1155 Pa en las zonas más bajas

o a 30 Pa en las zonas más altas. Las zonas de altas presiones (zonas del ecuador) son las más propicias para un posible amortizaje debido al mayor frenado que realizaría sobre la nave.

Por otro lado, debido a los componentes de la atmósfera marciana, compuesta principalmente por CO_2 (95,5%), N_2 (2,7%) y Ar (1,6%), y careciendo de O_2 , se necesitaría crear oxígeno artificial para la tripulación, como más tarde se va a explicar.

8.2. Campo magnético

Marte, a diferencia de la Tierra, no posee un campo magnético que abarque todo el planeta, sino que posee campos magnéticos locales, es decir diferentes regiones que se encuentran magnetizadas, siendo restos fósiles de su antiguo campo magnético global (Figura 8.1.).

Por contra, la Tierra posee un campo magnético que se considera global, rodeándola a todo ella al ser generado por la convección del metal fundido del núcleo terrestre y la rotación del planeta. Por esta razón Marte apenas tiene campo magnético, ya que su núcleo se encuentra en estado sólido.

A pesar de que Marte no tiene un campo magnético global, esto no significa que Marte no tenga magnetosfera; sino que el campo magnético es menos extenso que en el caso de la Tierra.

Por ello, las partículas cargadas del espacio alcanzan la superficie del planeta marciano con mayor facilidad e intensidad que en la Tierra.

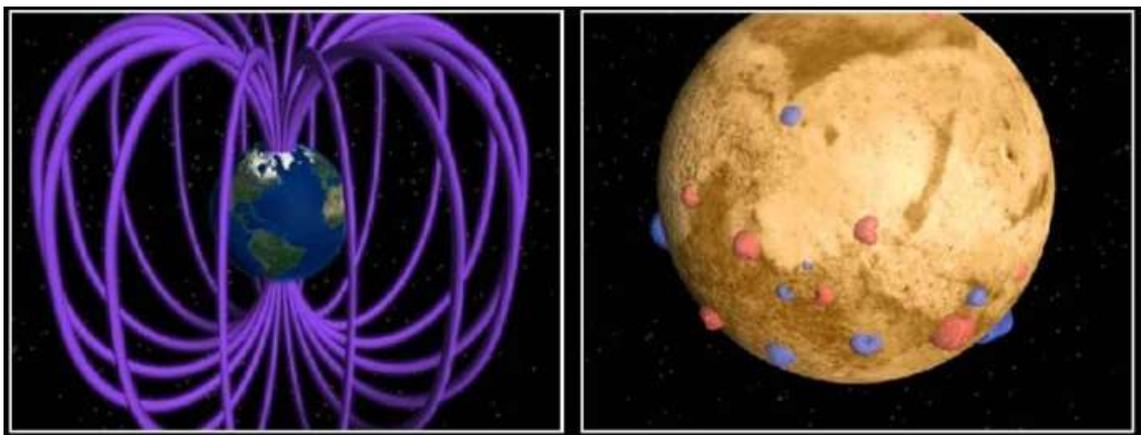


Figura 8.1 Comparación de los campos magnéticos Tierra (izq) - Marte (dch)

Debido a que la magnetosfera no es tan extensa como ocurre en la Tierra, la mayor preocupación reside en el alcance a suelo marciano de rayos cósmicos (GCR) o de posibles llamaradas solares (SPE), por lo que se va a analizar la dosis equivalente por año de estas partículas.

Como se puede observar en la Figura 8.2, la dosis equivalente de GCR al año oscila entre 10 y 20 rem dependiendo de la ubicación, lo que sería igual a 0,1-0,2 Sv.

En el hemisferio sur la dosis anual es mayor, ya que cuando Marte se encuentra en el perihelio dicho hemisferio se encuentra orientado hacia el Sol.

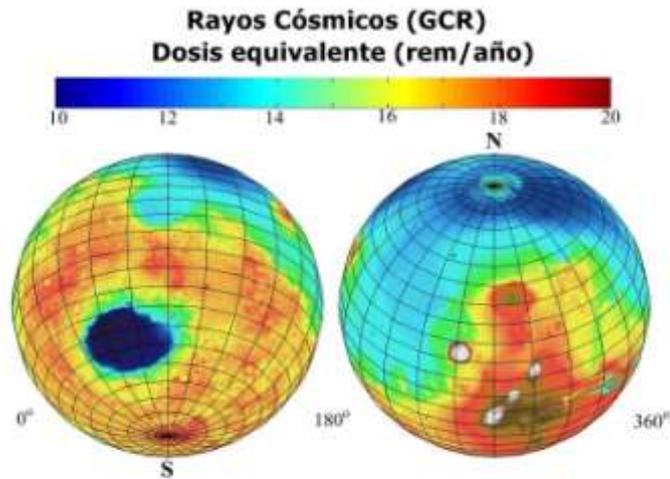


Figura 8.2. Dosis equivalente de GCR en Marte

Debido a estas dosis de radiación (cuyo límite se ha descrito en el capítulo 5), la tripulación que pise Marte deberá ir equipada de trajes especiales. Estos trajes deberán ser de tejidos con Nitruros de boro hidrogenado, conocidos como BNNTs [W28], conteniendo nanotubos de carbono, boro y nitrógeno, con hidrógeno intercalado a través de los espacios vacíos entre los tubos. Estos trajes son capaces de resistir mayores dosis de radiación, frente a los actuales realizados en kevlar, gore-tex¹⁵ y nomex¹⁶.

Además de estos trajes, una vez que la tripulación se encuentre en Marte, deberá disponer de refugios más blindados que el propio módulo de habitabilidad, ante posibles tormentas de radiación como pueden ser los SPE. Estos módulos serán fabricados usando el tejido descrito anteriormente, y además contendrá capas de agua e hidrógeno capaces de frenar las partículas radiactivas.

¹⁵ El gore-tex es un tejido tipo membrana compuesto por una red de filamentos de colágeno y glucoproteínas. Posee un gran ligereza y alta impermeabilidad.

¹⁶ El nomex es un polímero de aramida de gran rigidez, resistencia térmica, química y a la radiación.

8.3. Necesidades de la tripulación

Tal y como se ha descrito en los capítulos previos, la tripulación pasará en Marte un período cuya duración será de 352 días, saliendo del planeta rojo el 14-08-2024. En base a estos días, y teniendo en cuenta que la tripulación constará de 6 tripulantes, se harán los cálculos necesarios del total de agua a necesitar, así como la comida y otras necesidades, teniendo también en cuenta los datos facilitados por la estación espacial internacional.

Se sabe que un astronauta utiliza 11,36 litros de agua y 1,83 kg de alimentos y envases diariamente [W29]. Así, el total de estos productos durante el viaje y su estancia en Marte será (Tabla 8.1. y 8.2.):

Tabla 8.1. Necesidades de un tripulante. Viaje y estancia en Marte

Productos	1día - 1 tripulante	Viaje Tierra - Marte 352 días	Estancia en Marte 352 días	Viaje Marte - Tierra 208 días
Agua	11,36 litros	3998,72 litros	3998,72 litros	2362,88 litros
Comida	1,56 kg	549,12 kg	549,12 kg	324,48 kg
Envases	0,27 kg	95,04 kg	95,04 kg	56,16 kg
Total	13,19 kg	4642,88 kg	4642,88 kg	2743,52 kg

Tabla 8.2. Necesidades de 6 tripulantes. Viaje y estancia en Marte

Productos	1día - 6 tripulante	Viaje Tierra - Marte 352 días	Estancia en Marte 352 días	Viaje Marte - Tierra 208 días
Agua	68,26 litros	24027,52 litros	24027,52 litros	14198,08 litros
Comida	9,36 kg	3294,72 kg	3294,72 kg	1946,88 kg
Envases	1,62 kg	570,24 kg	570,24 kg	336,96 kg
Total	79,24 kg	27892,24 kg	27892,48 kg	16481,92 kg

El peso total de las necesidades previstas para la tripulación observadas en las tablas anteriores no se llevará en su totalidad en la nave, ya que supondría una nave de dimensiones gigantescas y de un gran tonelaje, implicando un coste elevadísimo.

Por ello el reciclaje del agua y del aire es tan importante tanto durante el viaje como durante la estancia en Marte.

El sistema de reciclaje utilizado en la estación espacial internacional (ISS), puede ser también usado por la nave en el viaje interplanetario Tierra - Marte. Este consta de dos componentes, el sistema de recuperación (WRS) y el sistema de generación de oxígeno (OGA).

- **Sistema de recuperación (WRS)**

Este sistema está dividido en dos subsistemas : el Urine Processor Assembly (UPA) y el Water Processor Assembly (WPA).

- **Urine Processor Assembly (UPA):** es el conjunto procesador de orina, que recupera el agua de la orina mediante un proceso de destilación al vacío. La destilación se produce en un conjunto de destilación giratoria debido a la ausencia de gravedad, aunque si a la nave se la provoca gravedad, las revoluciones de la máquina para solventar este problema deberán ser inferiores. En este sistema la orina se calienta y se somete a presión subambiente. A medida que se retira el agua, las sustancias orgánicas originales, las sales y los minerales de la orina se concentran más y dan lugar a lo que se denomina salmuera de orina. El sistema UPA posee una tasa del 70% de recuperación del agua en el espacio frente al 85% en la Tierra. Esto es debido a un exceso de calcio, provocado por la pérdida ósea de la tripulación, y un exceso de sulfato, que se debe principalmente al componente de ácido sulfúrico del pretratamiento de la misma. El pretratamiento se realiza antes de incorporar la orina al proceso de destilación mediante el empleo de oxidantes. Para prevenir la precipitación de yeso en la UPA, se utilizarán resinas como agente de eliminación de calcio a la hora de tratar la orina [W30].
- **Water Processor Assembly (WPA):** el WPA procesa el condensado del aire de la cabina y el destilado producido por la UPA, junto con otras aguas no potables, para ser filtrada extensivamente. La pureza del agua se comprueba mediante sensores de conductividad electroquímicos. Este sistema incluye varias tecnologías para el tratamiento de aguas residuales. Estas tecnologías incluyen filtración, intercambio iónico, adsorción¹⁷, oxidación catalítica¹⁸ y yodación¹⁹, eliminándose cualquier microorganismo restante o contaminante. Esto da lugar a agua potable, que se enviará a un tanque de almacenamiento.

¹⁷ La adsorción es el proceso por el cual las moléculas de gases, líquidos o sólidos disueltos son atrapadas en una superficie.

¹⁸ La oxidación catalítica es una oxidación (un elemento cede electrones) de compuestos combustibles en una corriente de gas. En este caso permite la eliminación de bacterias y virus del agua.

¹⁹ La yodación es el proceso de enriquecimiento con yodo de la sal común para el consumo humano.

El WPA procesa aproximadamente 9 litros de agua por hora.

El agua recuperada tiene otro papel importante en los sistemas de soporte de vida de la nave, siendo capaz de alimentar el generador de oxígeno de la nave. Este sistema utiliza la electrólisis para dividir el agua líquida en sus componentes químicos, liberando oxígeno y residuos de hidrógeno [W31].

- **Oxygen Generation Assembly (OGA)**

El OGA utiliza la electrólisis para convertir el agua del conjunto de procesador de agua (WPA) en oxígeno para el consumo de la tripulación e hidrógeno, que será expulsado fuera de la nave. El sistema OGA puede funcionar continuamente o cíclicamente, produciendo hasta 9 kg de oxígeno por día, suficiente para mantener a seis miembros de la tripulación indefinidamente [W32].

Una vez estudiados los sistemas de reciclaje que posee la nave, y estableciendo un rendimiento global del 70 % (como se ha dicho anteriormente para la UPA), se puede determinar la cantidad de agua necesaria que se ha de transportar desde la Tierra para suplir las necesidades tanto durante el viaje como en la estancia en Marte.

Si se observa la Tabla 8.1., se obtiene que el agua necesaria para los 6 tripulantes para un día es de:

$$11,36 \text{ l/persona} \cdot \text{día} \cdot 6 \text{ personas} \cdot 1 \text{ día} = 68,16 \text{ l}$$

Por lo que a partir del 70 % del reciclado, y a partir de las fechas calculadas anteriormente en el capítulo 4, la cantidad necesaria de agua transportada será:

- Durante el viaje Tierra – Marte:

$$0,3 \cdot 68,16 \text{ l/persona} \cdot \text{día} \cdot 352 \text{ días viaje Tierra – Marte} = 7197,69 \text{ l}$$

- Durante la estancia en Marte:

$$0,3 \cdot 68,16 \text{ l/persona} \cdot \text{día} \cdot 352 \text{ días estancia Marte} = 7197,69 \text{ l}$$

- Durante el viaje Marte – Tierra:

$$0,3 \cdot 68,16 \text{ l/persona} \cdot \text{día} \cdot 208 \text{ días viaje Tierra – Marte} = 4253,18 \text{ l}$$

Así el total de agua transportada debe ser:

$$\begin{aligned} \text{agua}_{total} &= \text{agua}_{viaje Tierra-Marte} + \text{agua}_{estancia en Marte} \\ &\quad + \text{agua}_{viaje Marte-Tierra} \\ \text{agua}_{total} &= 7197,69 + 7197,69 + 4253,18 = 18648,56 \text{ l} \end{aligned}$$

Este sería el total de agua transportada si en Marte no se produjera a través de ningún método. Sin embargo como se verá a continuación, este peso puede ser evitado a través de la obtención de recursos in situ.

8.4. Obtención de recursos in situ (ISRU)

La utilización de recursos in situ (ISRU) es la técnica con la cual se aprovechan los recursos que proporciona el propio planeta para la producción de consumibles o propelentes. Esta técnica permite reducir el peso de la nave espacial, así como la reducción del coste.

A partir de dicha técnica se producirá, por ejemplo, el propelente de ascenso de la nave desde suelo marciano a la órbita de Marte, donde se encuentra la nave para realizar el viaje de vuelta a la Tierra, o se producirá el agua y oxígeno necesario para la tripulación durante el período que dura la estancia en el planeta.

8.4.1. Obtención de agua y oxígeno in situ

A pesar de que se pueda reciclar el 70 % del agua usada, tener que transportar 7197,69 litros para su uso en Marte sigue siendo una cantidad elevada suponiendo un gran coste evitable.

En concreto, se puede obtener agua de dos maneras diferentes: la primera sería a partir de la atmósfera marciana y la segunda a partir de los minerales hidratados que se encuentran sobre la superficie del planeta.

- A partir de la atmósfera marciana

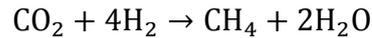
La atmósfera de Marte está formada principalmente por CO₂ (95,5%), N₂ (2,7%) y Ar (1,6%); sin embargo, la atmósfera está a baja presión en la superficie, por lo que previamente a que se pueda utilizar o procesar el CO₂ atmosférico de Marte, éste debe ser recogido, separado y presurizado.

Para ello existen diferentes métodos, como puede ser la separación criogénica o la adsorción de microcanales.

La separación criogénica nos permitirá únicamente obtener oxígeno, a partir de congelar el CO₂. La diferencia de temperatura entre CO₂ sólido y gaseoso a la presión atmosférica de Marte está muy cercana a la temperatura nocturna del propio planeta, pudiendo solidificarse en la bomba de sólidos. A partir de él, su conversión en O₂ se puede realizar a partir de un proceso electrolítico usando una celda de óxido sólido (SOEC), cuya reacción es:



Por otro lado, la adsorción de microcanales consiste en hacer pasar el CO_2 a través de una bomba de adsorción, evitando pérdidas de presión y permitiendo un intercambio rápido de calor, haciendo que esta técnica sea muy eficiente y presurizando al mismo tiempo el CO_2 . Posteriormente la conversión del CO_2 se realiza a través de un reactor químico produciéndose la reacción de Sabatier. A este reactor se le incorpora H_2 , cuya reacción resulta ser:



El H_2O generado en esta reacción pasa a través de un electrizador, obteniéndose H_2 (que se recicla de nuevo en el reactor), y O_2 que será utilizado por la tripulación o licuado y almacenado, al igual que el CH_4 , para ser usado como propelente.

- **A partir de minerales hidratados**

Este proceso consiste en excavar y entregar el suelo a una planta de procesamiento. Las zonas con altas trazas de hidrógeno serán las más propicias para poder conseguir agua, siendo estas zonas las que se encuentran en altas latitudes o cercanas a los polos, con trazas de hidrógeno de hasta en el 50% en peso de los minerales (mientras que en las zonas cercanas al ecuador las trazas de hidrógeno se encuentran en torno al 3%).

Una vez excavado el suelo, se entrega éste a un reactor químico, la temperatura se eleva hasta 600 K, y se produce la desorción²⁰. Finalmente el H_2O se recoge en un condensador y se enfría en un refrigerador a temperaturas criogénicas.

El reactor químico utilizado para la obtención de recursos in situ, precisa de un escudo de radiación. Será puesto en marcha nada más aterrice la nave de carga para iniciar la producción de propelente para la nave de ascenso o para los rovers²¹. Por otro lado se requiere de un reactor nuclear para el módulo de habitabilidad, el cual producirá la electricidad necesaria. También se precisará de paneles fotovoltaicos que proporcionen la energía necesaria para apoyar las operaciones básicas que lleven a cabo la tripulación en su día a día. Estos paneles solares serán desplegados con una cierta inclinación, para optimizar su uso en la salida del sol y reducir el pico de potencia al mediodía: a altas latitudes, en la época invernal, la duración del día es

²⁰ La desorción es el fenómeno por el cual un gas abandona un sólido cuando este alcanza cierta temperatura.

²¹ Un rover es un vehículo de exploración espacial diseñado para moverse sobre la superficie de un planeta.

bastante inferior (5 horas) a la de la noche (20 horas), por lo que para producir la misma energía requerida sería necesario aumentar el área de los paneles. La energía producida irá a diferentes equipos donde se almacenará.

Por otra parte, el total del peso de la comida no sería reducido de ninguna manera salvo mediante el uso de envases más ligeros. A pesar de ello, podría ser complementado por un sistema de producción de vegetales (Veggie, Figura 8.3.) tanto en el trayecto del viaje interplanetario como la estancia en Marte (donde sería desarrollado a mayor escala que el llevado a cabo en la nave). Este sistema consiste en una unidad de crecimiento de plantas a partir de las semillas que se quieran cultivar, contando con un panel de luz que incluye LEDs rojos, azules y verdes. La elección de los colores rojo y azul se debe a que sus longitudes de onda son el mínimo necesario para el crecimiento de la planta, mientras que el color verde se usaría para que la planta tuviera un aspecto más comestible y no tuviera un color extraño. A estas plantas se les incorporaría una pequeña cantidad de agua y nutrientes, gracias a que el suelo marciano es rico en sales. Una vez cosechadas se las desinfectaría, estando ya listas para el consumo humano [W33].



Figura 8.3. Sistema de producción de vegetales (Veggie)

9

Ciencia ficción vs realidad
durante el viaje y la estancia
en Marte

9. Ciencia ficción vs realidad durante el viaje y la estancia en Marte

Existen muchas novelas y películas con la temática de Marte que tratan de reflejar cómo sería la supervivencia en el planeta rojo o en el espacio.

En este capítulo se van a discutir sobre los aciertos y errores que cometen algunas de ellas, a partir de los conocimientos científicos actuales.

- **The Martian (2015)**



Figura 9.1. Cartel película "The Martian"

Durante una misión a Marte de la nave tripulada *Ares III*, se desata una fuerte tormenta que obliga a la tripulación a abandonar rápidamente dicho planeta. Uno de sus tripulantes, Mark Watney, queda atrapado y sus compañeros le dan por muerto.

Sin embargo, Watney, botánico e ingeniero mecánico de la NASA logra sobrevivir, a pesar de encontrarse solo y sin apenas recursos en el planeta, relatando en un diario sus vivencias y preocupaciones.

Al cabo de un tiempo la NASA descubre, a través de un satélite, que Mark sigue con vida, por lo que su rescate se convierte en una prioridad y en una aventura para sus compañeros tras haber abandonado el planeta rojo.

Los aciertos y errores que ha cometido esta película son:

Presión atmosférica

La presión atmosférica como se ha visto en el capítulo 8, oscila en la superficie marciana entre los 700 y 900 Pa, pudiendo llegar a 1155 Pa en las zonas más bajas o a 30 Pa en las zonas más altas, (la de la Tierra a nivel del mar es de 101.325 Pa). Esto hace que junto con su ínfima densidad del aire ($\rho = 0,020 \text{ kg/m}^3$) vientos de elevadas velocidades, por ejemplo 150 km/h, no provoquen apenas daños, ya que sería proporcional a un viento terrestre de 19,23 km/h. Por ello, no es cierto que el protagonista, Mark Watney, pueda ser desplazado por una tormenta de estas características junto con gigantescas rocas y diferente material de trabajo, ya que estas tormentas únicamente dificultan el funcionamiento de diferentes sistemas electrónicos debido a la nube de polvo que se mantiene en suspensión.

Por otra parte, los relámpagos observados carecen de veracidad debido a la ausencia de lluvia sobre la superficie de Marte. La única manera por la que se pueden producir separación de cargas eléctricas se debe a las grandes diferencias de temperatura entre el día y la noche tras haberse formado las nubes de polvo.

Cultivo marciano

Un cultivo en Marte precisa de unas condiciones básicas para la supervivencia de las plantas, como es el agua, la luz o los nutrientes. Estos condicionantes pueden ser obtenidos in situ (a partir de diferentes reacciones electrolíticas), tal como hace Mark en la película, a la hora de cultivar las patatas.

Atardecer marciano

La luz solar está compuesta por diferentes colores debido a su longitud de onda. Colores como el azul o el violeta poseen una menor longitud de onda que otros como el amarillo o el rojo. Durante el día, en la Tierra, los rayos solares llegan más perpendiculares a la superficie, dispersándose los colores azules, y dando lugar a un tono azulado en el cielo. Por el contrario al amanecer o atardecer, el ángulo de incidencia del sol es más bajo, dando lugar a un cielo de color rojizo.

Por el contrario, Marte posee una atmósfera más tenue y presenta polvo en suspensión, esto permite que la luz azul penetre de forma más eficiente que

la luz con mayor longitud de onda (roja), sobre todo en el amanecer y atardecer, siendo el color del cielo marciano azul y no rojo como muestra la película [W34].



Figura 9.2. Atardecer de Marte en The Martian



Figura 9.3. Atardecer real de Marte

Métodos de propulsión y comportamiento de la tripulación

Utilizar el sistema de propulsión iónica, tal como hace la nave Ares III en la película, requiere de grandes cantidades de energía eléctrica, incrementándose el peso de la nave debido a las grandes dimensiones del equipo generador de energía. Además este sistema posee un bajo rendimiento debido al bajo peso de las moléculas, por lo que el uso de propulsión iónica es un error a la hora de realizar un viaje espacial. Lo más eficiente sería un sistema de propulsión nuclear combinado con uno químico para abandonar la Tierra, acompañado de paneles solares.

Además la nave deberá disponer de un refugio blindado tanto por métodos pasivos como activos, como se hizo referencia en el capítulo 6, para proteger a la tripulación de la radiación espacial.

Las situaciones de ingravidez o caída libre que se dan durante el trayecto interplanetario no permiten a la tripulación desplazarse andando por la nave. La creación de una gravedad artificial permitiría que los cuerpos dejaran de flotar tal como se puede observar en la Ares III. Además en el viaje a Marte, esta nave utiliza el cambio de órbitas (Transferencia de Hohmann) para proporcionarle la aceleración necesaria sin necesidad del uso de propelentes y así reducir el peso.

A la hora de abandonar Marte, la nave de ascenso que llevará a la tripulación a la nave espacial, requerirá del suficiente propelente para tal misión. Por

ello, las naves de carga se envían varios años antes de la llegada de la tripulación para que se pueda producir el metano suficiente, tal como realizan los ingenieros de la NASA en la película.

Por el contrario, el ascenso no se puede realizar a través de una nave únicamente tapada con lonas, ya que las elevadas fuerzas que debe soportar además de las altas temperaturas, alrededor de 2000 °C, la provocarían cualquier cráter, no protegiendo el interior del módulo.

- **Misión a Marte (2000)**

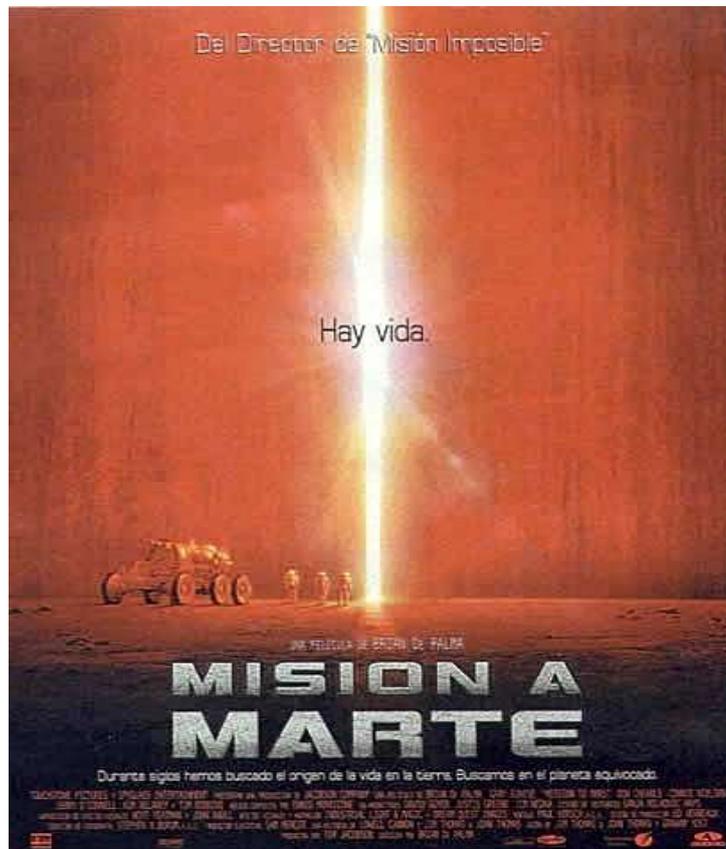


Figura 9.4. Cartel película "Misión a Marte"

En el año 2020, la tripulación de la nave *Mars I* llega a Marte donde descubren una formación cristalina sospechando que puede llegar a ser agua. Después de informar de este hecho a la Estación Espacial Mundial, se dirigen hacia allí, escuchando un sonido extraño en el sistema de comunicaciones. En este momento emerge un gran vórtice matando a dos de los tres astronautas allí presentes.

A partir de esto, la estación espacial pone en marcha una misión para recuperar con vida al otro astronauta. La nave de rescate sufre un alcance por

micrometeoros en la órbita marciana, teniendo que descender en el módulo de reabastecimiento.

Una vez en la superficie de Marte, reproducen la señal que había sido interceptada por el sistema de comunicaciones, apareciendo un marciano y revelando que hay vida en Marte.

Esta película comete algunos errores que ya se han analizado en la película *The Martian*, por ejemplo, la imposibilidad de que una tormenta de polvo consiga desplazar grandes pesos, o como el atardecer de Marte es rojizo en lugar de un tono azulado.

Los aciertos y errores que ha cometido esta película son:

Agua

La presencia de agua en estado líquido es imposible debido a su baja presión atmosférica a pesar de lo mostrado en la película, ya que debido a esto el agua se solidifica en el suelo en forma de hielo, y cuando se eleva la temperatura, el hielo se sublima, convirtiéndose en vapor sin pasar por estado líquido. Por ello, la obtención de agua líquida en Marte se realiza por los métodos estudiados en el capítulo 8, a partir de reacciones químicas ya sea por CO_2 obtenido de la atmósfera o por minerales hidratados pertenecientes al suelo marciano.

Meteoroides

El riesgo que posee la nave de colisionar con un meteoroides a la hora de viajar entre la Tierra y Marte es muy reducido, disminuyendo la frecuencia de impactos con el cubo del diámetro del propio cuerpo, pero ello no quita que se pueda producir una colisión como ocurre en la película. Por el contrario, las naves deben de disponer de escudos que actúen a modo de parachoques externo, por lo que dicha colisión con un meteoroides de pequeñas dimensiones no provocaría la destrucción de la nave.

Ventanas de lanzamiento

El lanzamiento de la nave en dirección a Marte no debe suceder en el momento en que a uno más le apetezca, ya que la fecha de lanzamiento ha de ser tal que para cuando la nave llegue a la órbita marciana, Marte se encuentre allí, y no en otro punto de la órbita.

Esto sólo sucede cada 26 meses (no en tiempos inferiores como muestra la película), es decir, cuando pasa este período desde la última fecha posible de lanzamiento se abre un nuevo período (ventana de lanzamiento) de unas cuantas semanas.

- **Marte rojo** (Kim Stanley Robinson/ Ed. HarperCollins)

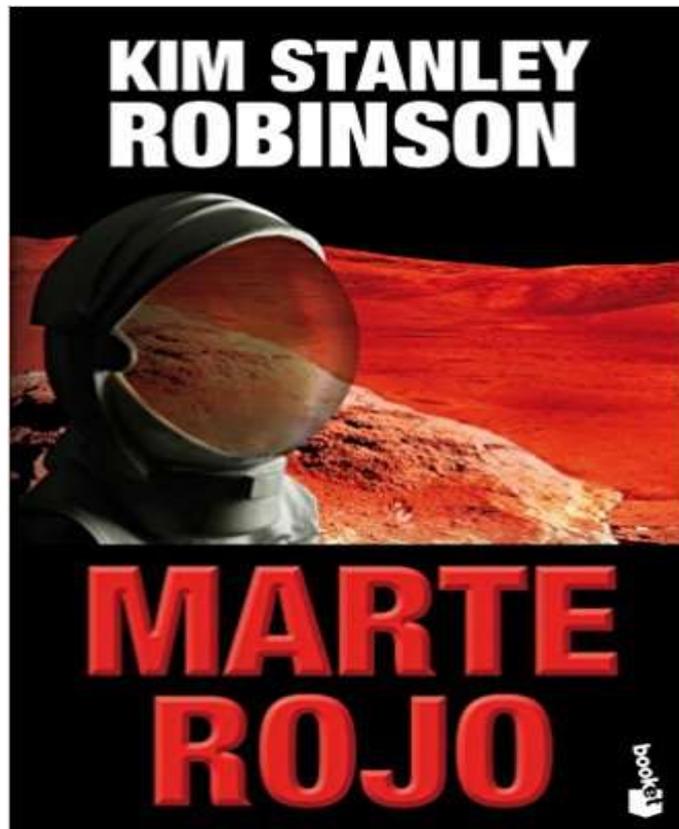


Figura 9.5. Portada libro "Marte rojo"

La novela narra la historia desde que la nave *Ares* parte rumbo a Marte, junto con los primeros 35 años de vida humana en dicho planeta, desde 2026 hasta 2061. La tripulación de esta nave, está compuesta por cien personas de diferentes nacionalidades, principalmente estadounidenses y rusos, además del primer hombre que pisó Marte, John Boone, años antes de que se fundara esta colonia permanente en suelo marciano.

Durante los años en los que se desarrolla la historia, se observa como principal problema la pugna permanente entre aquellos que quieren preservar la belleza hostil y desierta de Marte, contra aquellos que desean modificar en mayor medida la superficie, haciéndola a semejanza de la Tierra.

En esta novela los aciertos y errores analizados son:

Radiación

Los límites de la radiación a lo largo de un año están descritos en el capítulo 5, poseyendo cada órgano unos límites, por ejemplo los ojos no pueden superar los 2 Sv, la piel los 3 Sv o los órganos formadores de sangre los 0,5

Sv. A pesar de que estos sean los límites, una estancia de un año en Marte estaría por debajo de $1 Sv=100 \text{ rem}$, siendo muy superior a los 15 rem que describe la novela.

Viaje y comportamiento de la tripulación

Actualmente un viaje interplanetario entre Tierra y Marte, se llevaría mediante una transferencia de Hohmann. El uso de esta maniobra permite reducir el combustible, sólo encendiendo los sistemas de propulsión a la hora de cambiar de órbita, proporcionando a la nave un Δv .

Debido a las situaciones de ingravidez y caída libre, la tripulación sufre a largo plazo atrofia muscular y deterioro del esqueleto. Por ello, se necesita un mínimo de dos horas para ejercitar los músculos, tal como hace referencia la novela en la realización de un ejercicio diario.

10

Física I

10. Física I

10.1. Introducción

Desde hace más de dos mil años, concretamente ya en los siglos V y VI antes de Cristo, durante la época de la Grecia clásica empezaron a surgir grandes pensadores cuya obsesión era el comportamiento de los planetas y su movimiento en el universo.

El primero de todos ellos fue Platón, quien tuvo a Aristóteles como su discípulo y máximo exponente, y como maestro a Sócrates, considerado este como uno de los más grandes filósofos de la filosofía occidental y universal.

Aristóteles creía que el mundo no había aparecido en algún punto del pasado, sino que siempre había existido y que siempre existiría. Él concedía un gran valor a la simetría, y creía que la esfera era la más perfecta de todas las formas. Por tanto, el universo debía ser esférico, (Figura 10.1.), cuya estructura sería similar a la de una cebolla, donde la Tierra ocuparía la capa central, al igual que sucedía en el sistema platónico, de 55 esferas de cristal, girando a velocidades angulares distintas pero constantes. La esfera más externa era la referida a un reino espiritual donde no podían existir objetos materiales. Además no consideraba que el movimiento lo originaran las fuerzas entre objetos, tal como se considera hoy en día desde que Newton postulara sus leyes, sino que dichas fuerzas las atribuía de forma innata a los objetos. Esto provocaba que no se pudiera dar respuesta a ciertos movimientos de los planetas necesitando dar una explicación. Dicha explicación la abordó Claudio Ptolomeo en su libro “El Almagesto” (El Más Grande) alrededor del año 130 d.C cuando consideró que los planetas se mueven en un círculo pequeño llamado epiciclo, y a su vez, a lo largo de un círculo más grande llamado deferente.

Esta “Teoría del Todo” en el mundo antiguo permaneció durante más de 1000 años hasta el siglo XVI cuando Nicolás Copérnico situó al Sol en el centro del universo junto con esferas concéntricas a su alrededor ocupadas por los 6 planetas conocidos en aquel momento (Saturno, Júpiter, Marte, Tierra, Venus y Mercurio) Figura 10.2. El círculo más externo marca la frontera de la esfera inmóvil de las estrellas fijas, más allá del sistema solar.

Se suele considerar a Nicolás Copérnico como el científico que revolucionó la humanidad al destronar a la Tierra como el centro del universo. De esta manera se convirtió esta perspectiva de Copérnico como el punto de partida para una nueva visión del universo.



Figura 10.1. Universo de Aristóteles y Ptolomeo

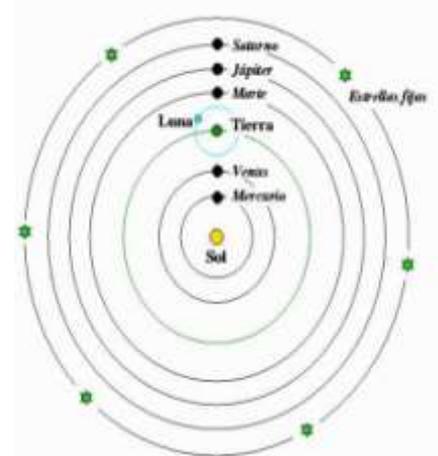


Figura 10.2. Universo de Copérnico

A partir de este momento, aparecen nuevos modelos del universo como el sistema ticomónico del astrónomo danés Tycho Brahe. Este sistema se caracteriza porque la Tierra está fija en el centro, la Luna y el Sol giran a su alrededor, mientras que el resto de los planetas giran alrededor de la estrella. También se desarrolló el sistema semiheliocéntrico, inventado por Giovanni Riccioli, donde los planetas Marte, Venus y Mercurio orbitan alrededor del Sol y de la Tierra, mientras que Júpiter y Saturno lo hacen únicamente alrededor del planeta terrestre.

Esta imagen heliocéntrica de Copérnico presente en todos los modelos, se fue poco a poco refinando hasta llegar a la segunda mitad del siglo XVII, cuando Isaac Newton describió una nueva teoría del movimiento y a su vez descubriendo la gravedad. Las tres leyes de movimiento se pueden expresar de la siguiente forma:

Primera ley: *“Todo cuerpo permanece en su estado de reposo o movimiento rectilíneo uniforme a no ser que actúen fuerzas sobre él.”*

Segunda ley: *“La fuerza que actúa sobre un cuerpo es directamente proporcional a su aceleración.”*

Tercera ley: *“Con toda acción siempre ocurre una reacción igual y opuesta.”*

Estas leyes cuyas soluciones se engloban dentro de la Mecánica Clásica, no son válidas cuando los cuerpos poseen velocidades cercanas a la luz. Esta forma de entender el mundo se prolongó durante 250 años, hasta que en las primeras décadas de 1900, el físico alemán Albert Einstein, encontró una forma de hallar y formular las leyes de la Naturaleza que permitiera que todos los observadores estuvieran regidos por las mismas leyes sin importar como se movieran. Esta nueva teoría se conoce como la teoría de la relatividad general, donde la geometría del espacio - tiempo no es plana sino curva. Es

decir, los cuerpos dentro de un campo gravitatorio siguen una trayectoria curva.

El espacio de Einstein estaba directamente relacionado con la materia que hubiera en un determinado punto. Por ello, él consideraba al espacio como una gran lámina de goma que se deformaba por la materia y el movimiento que se producían en él. En lugares en los que había una gran concentración de masa, la curvatura del espacio sería más pronunciada. Sin embargo, lejos de cualquier masa el espacio sería cada vez más plano y sin distorsión. A pesar de esta imagen diferente a la que poseía Newton, quien mantenía que el espacio era un escenario fijo y sin cambios, todas estas leyes y teorías presentes en este siglo, en las que Einstein ha sido el gran responsable, comenzaron cuando Newton descubrió la Ley de Gravitación Universal [L5]. Esta ley es el resultado de la formulación matemática de tres leyes empíricas, conocidas como las Leyes de Kepler, que describen el movimiento de los planetas a través de las observaciones existentes.

10.2. Leyes de Kepler

Algunos científicos como Claudio Ptolomeo, Nicolás Copérnico y Tycho Brahe contribuyeron al avance de la ciencia al conseguir medidas muy precisas de los planetas y de las estrellas. Principalmente a partir de los datos analizados por Tycho Brahe, su discípulo Johannes Kepler pudo desarrollar un modelo matemático para el movimiento de los planetas, el cual más tarde utilizaría Newton para sus cálculos. Este modelo se resume en tres enunciados:

1. *“Los planetas se desplazan alrededor del Sol describiendo órbitas elípticas, estando el Sol situado en uno de los focos.”*

Las elipses planetarias son muy poco excéntricas, es decir su excentricidad e está más próxima a 0 asemejándose más a una circunferencia que a una elipse, ya que tanto la diferencia entre las posiciones más alejadas como las más cercanas de un planeta al Sol son mínimas.

2. *“El radio vector trazado desde el Sol hasta un planeta barre áreas iguales en tiempos iguales.”*

El planeta barre áreas iguales en tiempos iguales, siendo la velocidad máxima en el punto más cercano al Sol, perihelio, y mínima en su punto más lejano, afelio.

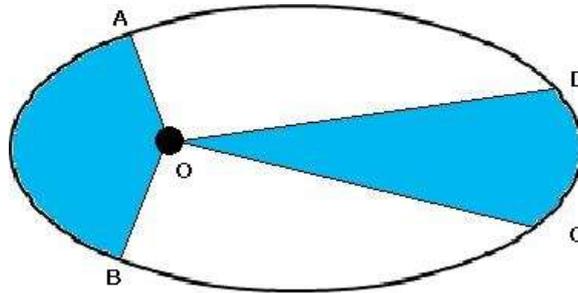


Figura 10.3. Segunda ley de Kepler. Igualdad de áreas

Gráficamente (Figura 10.3.) el tiempo que un planeta tarda en recorrer del punto A al punto B de su órbita es igual al tiempo que tarda en ir del punto C al D, por tanto, las áreas marcadas OAB y OCD son iguales. Para que esto suceda, el planeta debe desplazarse más rápidamente en las cercanías del Sol.

3. “Los cuadrados de los períodos orbitales de los planetas son proporcionales a los cubos de sus distancias medias al Sol.”

$$\frac{T^2}{r^3} = C = \text{constante de Kepler}$$

Donde T es el período orbital (tiempo que tarda un planeta en dar una vuelta alrededor del Sol) y r la distancia media del planeta con el Sol.

A partir de esta tercera ley, Newton pudo realizar una formulación matemática para el período de órbitas circulares, sabiendo que la fuerza gravitatoria crea la aceleración centrípeta necesaria para el movimiento circular:

$$G \frac{M \cdot m}{r^2} = m\omega^2 r$$

Si además se expresa la velocidad angular en términos de período de revolución, $\omega = 2\pi/T$:

$$T^2 = \frac{4\pi^2}{G \cdot M} \cdot r^3 \rightarrow \frac{T^2}{r^3} = \frac{4\pi^2}{G \cdot M} = C = \text{constante de Kepler}$$

10.3 Ley de la Gravitación Universal

Newton, a partir de sus tres leyes del movimiento y los estudios realizados por Tycho Brahe y posteriormente por su discípulo Johannes Kepler, consiguió

enunciar la ley de la gravitación universal. Fue entonces con esta ley cuando pudo terminar de demostrar la tercera ley de Kepler.

La ley de gravitación universal describe cómo la fuerza con la que se atraen dos cuerpos de diferente masa es directamente proporcional al producto de las masas, e inversamente proporcional al cuadrado de la distancia que los separa, multiplicado por el vector unitario en dirección radial, Figura 10.3.

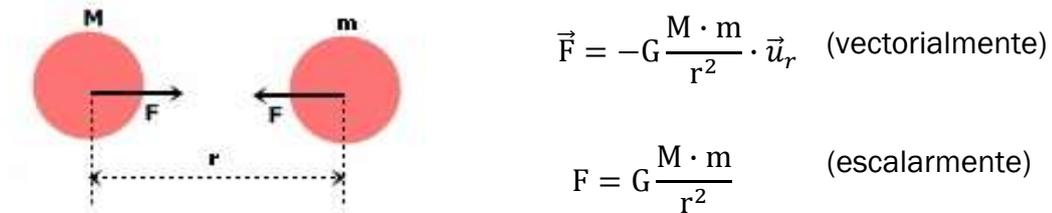


Figura 10.4. Ley de Gravitación Universal

Siendo G la Constante de Gravitación Universal cuyo valor es:

$$G = 6,674 \cdot 10^{-11} \text{ N} \cdot \text{m}^2/\text{kg}^2$$

y $\mu = G \cdot M$ el parámetro de gravitación.

El signo negativo de la ecuación indica que la fuerza gravitatoria está dirigida siempre hacia M, es decir, es una fuerza de atracción, denominándose la fuerza con la que la masa M atrae a la masa m, peso.

Igualando esta ley de gravitación universal a la segunda ley de Newton se puede obtener la variación de la gravedad con la altura conocida la gravedad terrestre:

$$F = G \frac{M \cdot m}{r^2} = m \cdot g \rightarrow g = G \frac{M}{r^2} = 6,674 \cdot 10^{-11} \frac{5,9736 \cdot 10^{24}}{(6,3781 \cdot 10^6)^2} = 9,81 \text{ m/s}^2$$

$$g = \frac{G \cdot M}{r^2}$$

$$g_h = \frac{G \cdot M}{(r + h)^2}$$

$$g_h = g \cdot \frac{r^2}{(r + h)^2}$$

(donde h es la altura que hay sobre el suelo, y r el radio de la Tierra)

Los valores de peso y gravedad variarán con la altura.

10.4. Conservación movimiento angular. Secciones cónicas

Debido a que la fuerza de atracción gravitatoria es conservativa, el trabajo realizado sólo depende de las posiciones inicial y final, de modo que en una trayectoria cerrada el trabajo es nulo. Así, toda partícula que se mueve bajo la acción de una fuerza central, siendo esta fuerza aquella cuya recta directriz siempre pasa por el punto elegido como centro, su momento angular con respecto al centro de fuerzas es constante.

$$L = \text{constante}$$

Se concluye en consecuencia que la cantidad de movimiento angular de una partícula que se mueve bajo una fuerza central es constante, tanto en magnitud como en dirección. Se define el momento angular o momento cinético L como el momento de la cantidad de movimiento con respecto a un punto O , Figura 10.4.

$$\vec{L} = \vec{r} \times m \cdot \vec{v}$$
$$L = r \cdot m \cdot v \sin\theta$$

L es un vector perpendicular al plano determinado por r y v .

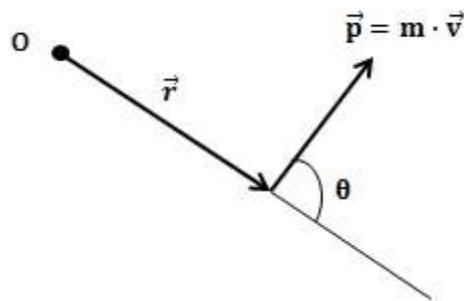


Figura 10.5. Momento angular

Esta relación se aplica al movimiento de cualquier partícula sometida a una fuerza central. Así por ejemplo, cualquier planeta del sistema solar se mueve en torno al Sol bajo la acción de la fuerza central (fuerza gravitatoria) cuya línea de acción pasa por dicha estrella, siendo su momento angular respecto de la misma constante, Figura 10.6.

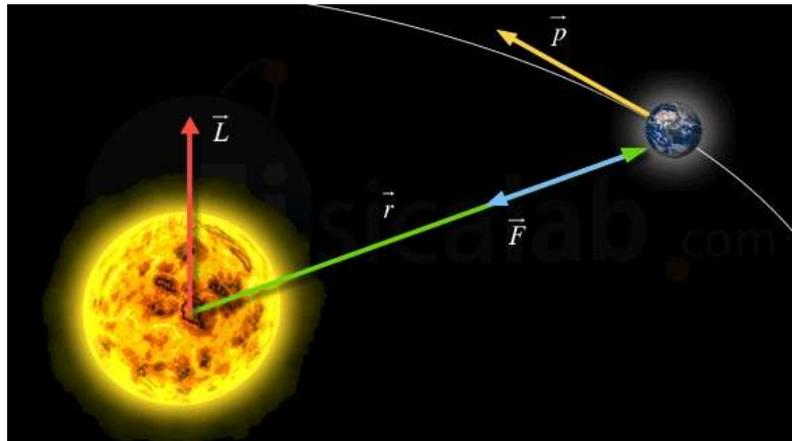


Figura 10.6. Acción de la fuerza central en el sistema solar

Si el movimiento de un planeta o una partícula tiene lugar en un plano, se puede llegar a describir su trayectoria si se utilizan coordenadas polares planas (r, θ) . Donde las ecuaciones de movimiento correspondientes son:

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

$$\sum F_r = ma_r \rightarrow \sum F_r = m(\ddot{r} - r\dot{\theta}^2)$$

$$\sum F_\theta = ma_\theta \rightarrow \sum F_\theta = m(r\ddot{\theta} + 2\dot{r}\dot{\theta})$$

Si se supone que la fuerza F está dirigida hacia el centro de fuerza O , se tiene que:

$$\sum F_r = m(\ddot{r} - r\dot{\theta}^2) = -F$$

$$\sum F_\theta = m(r\ddot{\theta} + 2\dot{r}\dot{\theta}) = 0$$

Estas ecuaciones definen el movimiento de la partícula.

La segunda ecuación es equivalente a la ecuación de conservación del momento angular si se siguen usando coordenadas polares planas:

$$\vec{v} = \vec{v}_r + \vec{v}_\theta$$

$$\vec{L} = \vec{r} \times m \cdot \vec{v} = \vec{r} \times (m \cdot \vec{v}_r + m \cdot \vec{v}_\theta) = \vec{r} \times m \cdot \vec{v}_r + \vec{r} \times m \cdot \vec{v}_\theta$$

La velocidad en dirección radial se encuentra en el sentido del vector posición r , y por tanto el producto vectorial es 0.

$$\vec{L} = \vec{r} \times m \cdot \vec{v}_\theta$$

$$L = m \cdot r \cdot v_\theta = m \cdot r \cdot r \cdot \dot{\theta} = m \cdot r^2 \cdot \dot{\theta} = m \cdot r^2 \frac{d\theta}{dt}$$

En efecto, si se deriva la expresión:

$$2m \cdot \dot{r} \cdot \dot{\theta} + mr^2 \cdot \ddot{\theta} = 0 \rightarrow r \cdot m(2\dot{r} \cdot \dot{\theta} + r\ddot{\theta}) = 0$$

Por el contrario, la primera ecuación resultaba ser:

$$m(\ddot{r} - r\dot{\theta}^2) = -F$$

Si esta se iguala a la ley gravitatoria, se obtiene una ecuación diferencial de segundo orden:

$$\frac{\partial^2 \vec{r}}{\partial t^2} - \frac{\mu}{r^2} \cdot \vec{u}_r = 0$$

La integración de esta ecuación nos proporciona la ecuación de una cónica, la cual describe los distintos tipos de órbita, Figura 10.7.

$$r(\theta) = \frac{a(1 - \varepsilon^2)}{1 + \varepsilon \cdot \cos \theta}$$

Siendo:

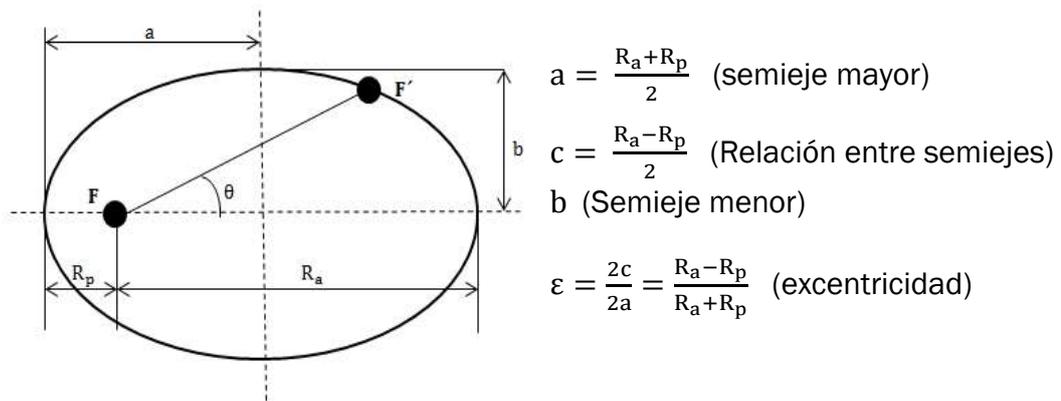
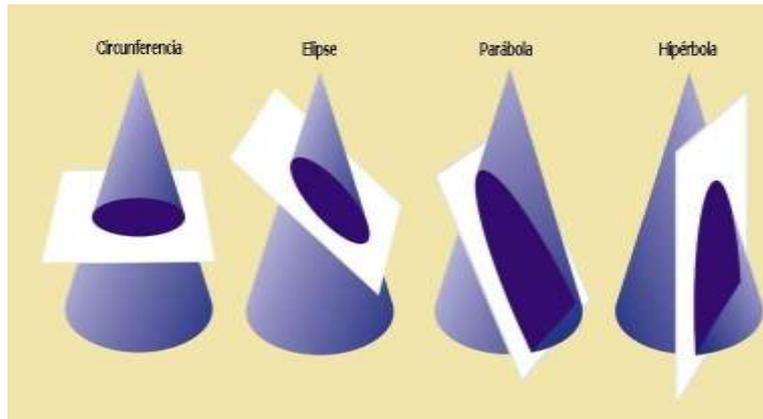


Figura 10.7. Parámetros de una cónica

Y a partir del valor de excentricidad ε , aparecen las distintas cónicas, Figura 10.8:



$\epsilon = 0$ circunferencia

$0 < |\epsilon| < 1 \rightarrow$ elipse

$|\epsilon| = 1 \rightarrow$ parábola

$|\epsilon| > 1 \rightarrow$ hipérbola

Figura 10.8. Tipos de cónica

Si esta es una órbita cerrada (elíptica o circular) será el resultado que se enuncia habitualmente como la primera ley de Kepler.

10.5. Conservación de la energía

Se considera conservación de energía cuando se tiene una masa sometida únicamente a fuerzas conservativas. Estas fuerzas, como se ha dicho anteriormente, son aquellas cuyo trabajo efectuado sobre la partícula es independiente de la trayectoria seguida por ésta y sólo depende de las posiciones inicial y final. En esta situación, los trabajos se pueden expresar en términos de energía potencial, y la energía mecánica del sistema permanece constante.

$$\left. \begin{array}{l} W = -\Delta E_p \\ W = \Delta E_c \end{array} \right\} \quad -\Delta E_p = \Delta E_c \rightarrow E_c + E_p \equiv E_{\text{mecánica}} = \text{cte}$$

La energía potencial gravitatoria representa la energía almacenada asociada a la localización de un cuerpo dentro de un campo gravitatorio. Entre las masas de grandes magnitudes se ejercen fuerzas de atracción, de mayor intensidad cuanto mayores son estas. Por ejemplo en el sistema solar, la masa mayor es la del Sol creando un campo de fuerzas gravitatorio que actúa sobre masas menores, como son los planetas o las naves espaciales cuando realizan un viaje interplanetario a través de la transferencia de Hohmann alrededor del Sol. A su vez, cada planeta crea un campo gravitatorio que actúa sobre las masas menores que estén próximas al planeta, los satélites. La energía potencial es el trabajo necesario para llevar la masa m desde el infinito hasta un determinado punto, cuya distancia entre ambos es r .

$$E_p = -G \frac{M \cdot m}{r}$$

La energía potencial que posee una masa m situada a una altura h sobre la superficie terrestre vale:

$$E_p = m \cdot g \cdot h$$

La energía cinética es la energía asociada a los cuerpos que se encuentran en movimiento, depende de la masa y la velocidad del cuerpo. Y resulta ser:

$$E_c = \frac{1}{2} \cdot m \cdot v^2$$

Para que un cuerpo escape de la atracción gravitatoria, la energía mecánica debe ser positiva o nula, es decir, la energía cinética debe superar o al menos igualar la energía potencial. En este caso, la velocidad mínima para que un cuerpo salga de la atracción gravitatoria se denomina velocidad de escape, y será:

$$E_{\text{mecánica}} = E_c + E_p = 0 \rightarrow \frac{1}{2} \cdot m \cdot v_{\text{escape}}^2 = G \frac{M \cdot m}{r}$$

$$v_{\text{escape}} = \sqrt{\frac{2 \cdot G \cdot M}{r}} = \sqrt{2gr}$$

La velocidad de escape será diferente en cada planeta dependiendo de sus parámetros.

10.6. Tipos de órbitas terrestres

Las órbitas terrestres son un tipo de órbitas en las que se encuentran concentrados la mayoría de los satélites artificiales alrededor de la Tierra. Cada una de ellas presenta un conjunto de características que permite realizar una misión concreta. Se pueden clasificar en tres tipos (Figura 10.9):

- Órbita alta: a la altura de 35.786 km el objeto orbita a la misma velocidad que la Tierra. Esta órbita se denomina geosíncrona o geoestacionaria. (Estaciones meteorológicas, satélites de comunicación (teléfono, televisión, radio))
- Órbita media: 2000 - 35.786 km (Satélites para navegación (Sistemas GPS))
- Órbita baja: 200 - 2.000 km (Satélites científicos, transbordador de la NASA)

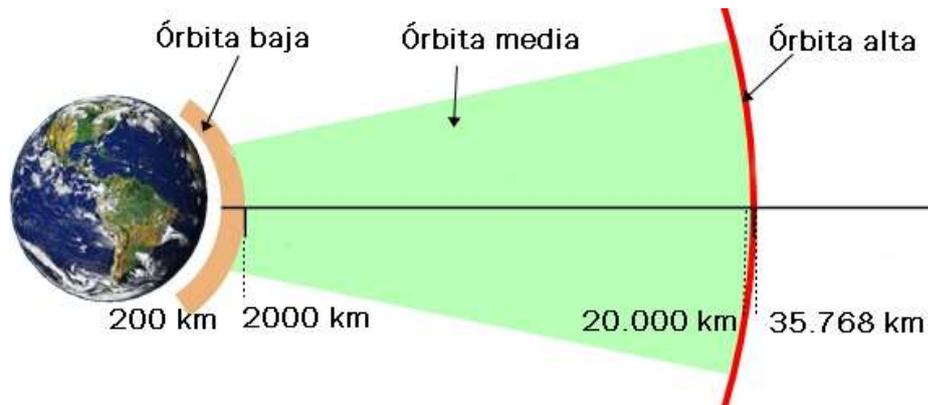


Figura 10.9. Tipos de órbitas terrestres

Las velocidades que poseen los satélites o las naves en estas órbitas vienen dadas por la ecuación:

$$v = \sqrt{2\mu \left(\frac{1}{r} - \frac{1}{2a} \right)}$$

Si la órbita es circular $r=2a$

En la Tabla 10.1. se observan las diferentes características de los planetas del sistema solar.

Tabla 10.1. Características de los planetas del sistema solar

Planeta	Masa (kg)	Radio (km)
Mercurio	$3,302 \cdot 10^{23}$	2.439,7
Venus	$4,869 \cdot 10^{24}$	6.051,8
Tierra	$5,9736 \cdot 10^{24}$	6.378,1
Marte	$6,4185 \cdot 10^{23}$	3.397,2
Júpiter	$1,899 \cdot 10^{27}$	71.492
Saturno	$5,688 \cdot 10^{26}$	60.268
Urano	$8,686 \cdot 10^{25}$	25.559
Neptuno	$1,024 \cdot 10^{26}$	24.786
Plutón	$1,25 \cdot 10^{22}$	1.185

10.7. Problemas

1.

Un cohete va a operar tanto en la atmósfera de la Tierra como en la de Marte. Para ello se desea estudiar las diferentes condiciones ambientales que ofrecen los dos planetas para poder equipar y programar correctamente el vuelo.

Primeramente se sabe que la gravedad viene dada por un potencial de fuerzas másicas $U = gz$, (aunque esta se pondrá directamente sin integrarla con la altura simplificando así los cálculos), además partiendo de la ecuación general de la fluidoestática se llega a una solución de $\frac{dP}{dU} = -\rho$. También se conoce que la variación de la temperatura con la altura sigue la fórmula $T = T_0 - \alpha z$, donde T_0 es la temperatura sobre la superficie del planeta, α es el gradiente térmico el cual es la variación de la temperatura por unidad de distancia, y z es la altura a la que el cohete se encuentra.

A partir de los siguientes datos, hallar la temperatura, presión, densidad y gravedad a una altura de 8000 metros para ambos planetas. Suponer misma R para ambos planetas.

Datos:

Planeta	Presión atmosférica (z=0)	Temperatura (z=0)	gravedad (z=0)
Tierra	101.325 Pa	20 °C	9,81 (m/s ²)
Marte	7 mb	-31 °C	3,711 (m/s ²)

En la Tierra la temperatura disminuye 6,5 °C cada kilómetro, mientras que el gradiente térmico de Marte es 1/3 el de la Tierra.

Lo primero de todo se va a hallar la gravedad a la altura de 8 km de ambos planetas, para luego introducirla en la integral.

$$g_{z_Tierra} = g_0 \cdot \frac{r^2}{(r+h)^2} \rightarrow g_{z_Tierra} = 9,81 \cdot \frac{(6,3781 \cdot 10^6)^2}{(6,3781 \cdot 10^6 + 8000)^2}$$

$$g_{z_Tierra} = 9,785 \text{ m/s}^2$$

$$g_{z_Marte} = g_0 \cdot \frac{r^2}{(r+h)^2} \rightarrow g_{z_Marte} = 3,711 \cdot \frac{(3,3972 \cdot 10^6)^2}{(3,3972 \cdot 10^6 + 8000)^2}$$

$$g_{z_Marte} = 3,693 \text{ m/s}^2$$

A partir de la solución a la que se llega con la ecuación general de la fluidoestática, y el potencial de fuerzas másicas de la gravedad, se obtendrá la ecuación que proporcione la presión a partir de estas variables:

$$\frac{dP}{dU} = -\rho \quad U = gz \rightarrow dU = g dz$$

$$dP = -\rho g dz \quad \rho = \frac{P}{RT} = \frac{P}{R \cdot (T_{z=0} - \alpha z)}$$

$$dP = \frac{-P}{R \cdot (T_{z=0} - \alpha z)} g dz \rightarrow \int \frac{dP}{P} = \int \frac{g}{R \cdot (T_{z=0} - \alpha z)} \cdot dz \rightarrow$$

$$\ln P \Big|_{P_0}^P = \frac{-g}{R\alpha} \cdot \ln(T_{z=0} - \alpha z) \Big|_{z_0}^z \rightarrow P = P_0 \left(\frac{T_{z=0} - \alpha z}{T_{z=0}} \right)^{\frac{g}{R\alpha}}$$

$$P_{Tierra} = P_0 \left(\frac{T_{z=0} - \alpha z}{T_{z=0}} \right)^{\frac{g}{R\alpha}} \rightarrow$$

$$P_{Tierra} = 101.325 \left(\frac{(20 + 273) - \frac{6,5}{1000} \cdot 8000}{20 + 273} \right)^{\frac{9,785}{287 \cdot 6,5 \cdot 10^{-3}}} \rightarrow P_{Tierra}$$

$$P_{Tierra} = 36.362,59 \text{ Pa}$$

$$T_{Tierra} = T_{z=0} - \alpha z = (20 + 273) - \frac{6,5}{1000} \cdot 8000 = 241 \text{ K}$$

$$\rho_{Tierra} = \frac{P}{R \cdot (T_{z=0} - \alpha z)} = \frac{36.362,59}{287 \cdot 241} = 0,525 \text{ kg/m}^3$$

Para Marte se seguirá el mismo procedimiento, usando las unidades en S.I.:

$$1 \text{ bar} = 1000 \text{ mb} = 1 \text{ atm} = 101.325 \text{ Pa}$$

$$P_{0_Marte} = 7 \text{ mb} = \frac{7}{1000} \cdot 101.325 = 709,275 \text{ Pa}$$

$$\alpha_{Marte} = \frac{6,5}{1000} \cdot \frac{1}{3} = 2,17 \cdot 10^{-3}$$

$$P_{Marte} = 709,275 \left(\frac{(-31 + 273) - 2,17 \cdot 10^{-3} \cdot 8000}{-31 + 273} \right)^{\frac{3,693}{287 \cdot 2,17 \cdot 10^{-3}}} \rightarrow$$

$$P_{Marte} = 456,45 \text{ Pa}$$

$$T_{Marte} = T_{z=0} - \alpha z = (-31 + 273) - 2,17 \cdot 10^{-3} \cdot 8000 = 224,64 \text{ K}$$

$$\rho_{Marte} = \frac{P}{R \cdot (T_{z=0} - \alpha z)} = \frac{456,45}{287 \cdot 224,64} = 7,08 \cdot 10^{-3} \text{ kg/m}^3$$

Planeta	Presión atmosférica (z=8000 m)	Temperatura (z=8000 m)	gravedad (z=8000 m)	Densidad (z=8000 m) kg/m^3
Tierra	36.362,59 Pa	241 K	9,785 (m/s^2)	0,525
Marte	456,45 Pa	224,64 K	3,693 (m/s^2)	$7,08 \cdot 10^{-3}$

2.

La nave espacial C.M.E ha recorrido un largo viaje de más de 52 millones de kilómetros hasta situarse en una órbita circular de Marte. El período con el que orbita es de 128 minutos, tras haber realizado ya una maniobra de aerofrenado desde los 1000 km de altura. Pero aún se quiere realizar otra maniobra para situar a la nave a una altitud de 300 km.

Calcular los cambios que experimentan la velocidad y la velocidad angular entre las diferentes maniobras.

Si la nave quiere programar el amortizaje y para ello debe disponer de un total de 12 horas, ¿cuántas vueltas enteras se darán sobre Marte?

Tras una estancia prolongada en el planeta rojo, se desea abandonarlo, para ello la velocidad de escape que se proporciona a C.M.E es de $v = 4,227 \text{ km/s}$, ¿Cuánto tiempo tardará en llegar a la Tierra siguiendo una transferencia de Hohmann?

Primero se van a hallar las velocidades que proporcionan una altura de 1000 km.

$$v_1 = \sqrt{\frac{G \cdot M}{r}} = \sqrt{\frac{6,674 \cdot 10^{-11} \cdot 6,4185 \cdot 10^{23}}{(3397,2 + 1000) \cdot 10^3}} = 3.121,08 \text{ m/s}$$

$$v_1 = \omega_1 \cdot r \rightarrow 3.121,08 = \omega_1 \cdot 4397,2 \cdot 10^3 \rightarrow \omega_1 = 7,09 \cdot 10^{-4} \text{ rad/s}$$

Ahora se va a hallar la altura y velocidad que proporciona un período de 128 minutos.

$$T = 2\pi \sqrt{\frac{r^3}{G \cdot M}} \rightarrow 128 \cdot 60 = 2\pi \sqrt{\frac{r^3}{6,674 \cdot 10^{-11} \cdot 6,4185 \cdot 10^{23}}} \rightarrow r = 4000 \text{ km}$$

$$r = r_{\text{Marte}} + z \rightarrow 4000 = 3397,2 + z \rightarrow z = 602,8 \text{ km}$$

$$v_2 = \sqrt{2\mu \left(\frac{1}{r} - \frac{1}{2a} \right)} \rightarrow v_2 = \sqrt{\frac{G \cdot M}{r}} = \sqrt{\frac{6,674 \cdot 10^{-11} \cdot 6,4185 \cdot 10^{23}}{(4000) \cdot 10^3}}$$

$$v_2 = 3.272,5 \text{ m/s}$$

$$v_2 = \omega_2 \cdot r \rightarrow 3.272,5 = \omega_2 \cdot 4000 \cdot 10^3 \rightarrow \omega_2 = 8,18 \cdot 10^{-4} \text{ rad/s}$$

Por último realizaremos lo propio con la altitud final de 300 km.

$$v_3 = \sqrt{\frac{G \cdot M}{r}} = \sqrt{\frac{6,674 \cdot 10^{-11} \cdot 6,4185 \cdot 10^{23}}{(3397,2 + 300) \cdot 10^3}} = 3.403,87 \text{ m/s}$$

$$v_3 = \omega_3 \cdot r \rightarrow 3.403,87 = \omega_3 \cdot 3697,2 \cdot 10^3 \rightarrow \omega_3 = 9,21 \cdot 10^{-4} \text{ rad/s}$$

Los cambios de velocidades serán las diferencias entre la velocidad de una órbita y otra tras haber realizado el aerofrenado.

$$\Delta v_1 = v_2 - v_1 = 3.272,5 - 3.121,08 = 151,42 \text{ m/s} = 0,151 \text{ km/s}$$

$$\Delta \omega_1 = \omega_2 - \omega_1 = 8,18 \cdot 10^{-4} - 7,09 \cdot 10^{-4} = 1,09 \cdot 10^{-4} \text{ rad/s}$$

$$\Delta v_2 = v_3 - v_2 = 3.403,87 - 3.272,5 = 131,37 \text{ m/s} = 0,134 \text{ km/s}$$

$$\Delta \omega_2 = \omega_3 - \omega_2 = 9,21 \cdot 10^{-4} - 8,18 \cdot 10^{-4} = 1,03 \cdot 10^{-4} \text{ rad/s}$$

Me dicen que se dispone de 12 horas para programar el amortizaje. Además se sabe que la nave orbita a una altura de 300 km, por lo que se debe hallar el período de esta órbita.

$$T = 2\pi \sqrt{\frac{r^3}{G \cdot M}} \rightarrow T = 2\pi \sqrt{\frac{(3,6972 \cdot 10^6)^3}{6,674 \cdot 10^{-11} \cdot 6,4185 \cdot 10^{23}}} = 6.824 \text{ s}$$

T= 1 hora 53 minutos 44 segundos

Si este es el período que tarda la nave en dar una vuelta, para saber las vueltas enteras en 12 horas, no es más que dividir:

12 horas x 60 minutos x 60 segundos = 43.2000 segundos

43.200/ 6.824=6,33 vueltas

Por lo que la nave dará en ese tiempo 6 vueltas enteras.

La última parte pide el tiempo que se tarda en llegar a la Tierra, pero primeramente se ha de verificar que esa velocidad de escape permita el abandono del planeta, en caso contrario no se podría.

$$v_{\text{escape}} = \sqrt{\frac{2\mu}{r}} = \sqrt{\frac{2 \cdot (6,674 \cdot 10^{-11} \cdot 6,4185 \cdot 10^{23})}{3,3972 \cdot 10^6}} = 5.021,86 \text{ m/s}$$

$$v_{\text{escape}} = 5,02 \text{ km/s}$$

Me ofrecen una velocidad de escape de $v = 4,227 \text{ km/s}$, pero se observa que esta velocidad es inferior a la necesaria para abandonar el planeta, por lo que se ha de decir que con esta velocidad la nave permanece orbitando, y no abandona Marte.

3.

La nave espacial Enterprise I va a llegar a Marte siguiendo una trayectoria hiperbólica. Por lo que en el perigeo de la hipérbola coincidirá con el perihelio de la transferencia de Hohmann, es decir la nave en ese punto tendrá una velocidad de $v = 2,59 \text{ km/s}$. Si se considera una distancia $r = 10^6 \text{ km}$ la nave se encuentra fuera de la influencia gravitacional de cualquier planeta pudiéndola despreciar que es lo que sucede en este caso. Además se hace coincidir el perigeo de la hipérbola con la órbita de rotación de la nave alrededor de Marte a una altura de 450 km.

Hallar la ecuación de la trayectoria que sigue la nave. ¿Con que velocidad orbitará a dicha altura?

Con esta velocidad $v = 2,59 \text{ km/s}$ se va a hallar el semieje mayor de la hipérbola, ya que me ha dicho el problema que esta será la velocidad que tendrá en el punto que deseo para poder obtener la trayectoria. Además me dice que puedo despreciar r .

$$v_1 = \sqrt{2\mu \left(\frac{1}{r} - \frac{1}{2a} \right)} \rightarrow 2.590 = \sqrt{6,674 \cdot 10^{-11} \cdot 6,4185 \cdot 10^{23} \left(\frac{1}{a} \right)} \rightarrow$$
$$a = -6.385.872,16 \text{ m} = -6.385,87 \text{ km}$$

$$a = \frac{R_a + R_p}{2} \rightarrow R_a = 2a - R_p$$

$$\varepsilon = \frac{R_a - R_p}{R_a + R_p} = \frac{2a - R_p - R_p}{2a - R_p + R_p} = \frac{2a - R_p}{2a + R_p} = 1 - \frac{R_p}{a} = 1 + \frac{(3397,2 + 450) \cdot 10^3}{6.385.872,16}$$

$$\varepsilon = 1,60$$

La ecuación de la trayectoria es:

$$r(\theta) = \frac{a(1 - \varepsilon^2)}{1 + \varepsilon \cdot \cos \theta} \rightarrow r(\theta) = \frac{-6,38587 \cdot 10^6(1 - 1,60^2)}{1 + 1,60 \cdot \cos \theta}$$

La velocidad con la que orbitará la Enterprise I a 450 km de altitud será:

$$v_2 = \sqrt{\frac{G \cdot M}{r}} = \sqrt{\frac{6,674 \cdot 10^{-11} \cdot 6,4185 \cdot 10^{23}}{(3397,2 + 450) \cdot 10^3}} = 3.336,85 \text{ m/s}$$

4.

Sara será la primera mujer astronauta que pisará Marte en el año 2033, para ello se está preparando concienzudamente en el programa ORION de la NASA. En su tiempo libre le encanta jugar al golf, y desea estudiar cuál sería la máxima altura y máximo alcance que conseguiría una pelota en el planeta rojo si adquiere una velocidad 75 veces menos que su nave espacial cuando orbitaba en Marte a una altura de 600 km en el momento del golpeo. ($g=3,711 \text{ m/s}^2$)

Lo primero es hallar la velocidad que posee la nave en una órbita de 600 km para así obtener la velocidad de golpeo.

$$v_{\text{nave}} = \sqrt{\frac{G \cdot M}{r}} = \sqrt{\frac{6,674 \cdot 10^{-11} \cdot 6,4185 \cdot 10^{23}}{(3397,2 + 600) \cdot 10^3}} = 3.273,65 \text{ m/s}$$

Si Sara golpea con una velocidad 75 veces menos que la velocidad de la nave, la velocidad adquirida por la bola será:

$$v_{\text{bola}} = \frac{3.273,65}{75} = 43,65 \text{ m/s} = 157,14 \text{ km/h}$$

El máximo alcance se obtiene con un ángulo de lanzamiento de 45° .

$$R = \frac{v_{\text{bola}}^2 \sin 2\alpha}{g} = \frac{43,65^2 \cdot \sin 90}{3,711} = 513,42 \text{ m}$$

La máxima altura alcanzada por la bola es:

$$h_{\text{máx}} = \frac{v_{\text{bola}}^2 \sin^2 \alpha}{2g} = \frac{43,65^2 \cdot \sin^2 90}{2 \cdot 3,711} = 256,71 \text{ m}$$

5.

Una nave extraterrestre es observada desde el telescopio Hubble orbitando a 20000 km del centro del planeta HD 40307 f con una velocidad de 50 km/s. Dicho telescopio orbita a una altura sobre el nivel del mar de la Tierra a 593 km. El ángulo entre los vectores posición (medido desde el centro del planeta HD 40307 f) y velocidad es de 50°. a) Determinar el tipo de órbita que está describiendo la nave, su energía total y su momento angular. Los seres que conducen la nave deciden volver a su planeta de origen HD 40307 g abandonando la órbita media mencionada, para ello realizan la transferencia de Hohmann. Esta transferencia se caracteriza por ser una órbita elíptica alrededor de su estrella enana naranja HD 40307 que toca tangencialmente tanto la órbita que se desea abandonar como la órbita a la que se desea llegar. b) Determinar la velocidad inicial y final de esta órbita elíptica.

(masa estrella HD 40307 = $1,532 \cdot 10^{30}$ kg, masa HD 40307 g = $4,234 \cdot 10^{25}$ kg, masa HD 40307 f = $3,105 \cdot 10^{25}$ kg, r_g (distancia media a la estrella desde HD 40307 g) = $90 \cdot 10^6$ km, r_f (distancia media a la estrella desde HD 40307 f) = $37 \cdot 10^6$ km, radio HD 40307 g = 11608 km, constante gravitación universal $G = 6,674 \cdot 10^{-11}$)

a) La energía total es la suma de la cinética más la potencial. Se obtendrá en función de la masa de la nave, m. La velocidad del vehículo en el Sistema Internacional es:

$$v = 50 \frac{\text{km}}{\text{s}} = 50000 \text{ m/s}$$

Por tanto la energía total es:

$$E_T = \text{cte} = E_c + E_p = \frac{1}{2} m \cdot v^2 - G \frac{M \cdot m}{r}$$
$$E_T = \frac{1}{2} m \cdot 50000^2 - 6,674 \cdot 10^{-11} \frac{3,105 \cdot 10^{25} \cdot m}{20000 \cdot 10^3}$$
$$= 1,25 \cdot 10^9 m - 1,04 \cdot 10^8 m \rightarrow$$

$$E_T = 1,146 \cdot 10^9 \text{ m J}$$

Como la energía total es positiva se trata de una órbita hiperbólica. Se recuerda que si: $E_T < 0$ (órbita cerrada), $E_T = 0$ (órbita parabólica), $E_T > 0$ (órbita hiperbólica).

Y el momento angular en módulo:

$$L = r \cdot m \cdot v \cdot \text{sen}\varphi = 20000 \cdot 10^3 \cdot m \cdot 50000 \cdot \text{sen}50 = 7,66 \cdot 10^{11} \text{ kg} \cdot \text{m}^2/\text{s}$$

b) La maniobra llevada a cabo por la nave para volver al planeta HD 40307 g es la transferencia de Hohmann. Esta órbita elíptica toca tangencialmente la órbita que se desea abandonar, como la órbita que se desea alcanzar. A lo largo de esta órbita tanto la energía como el momento son constantes. (La energía mecánica y el momento angular se conservan debido a que se trata de fuerzas conservativas).

Para hallar las velocidades en el punto inicial (Punto 0) y final (Punto 1) se igualan las energías y los momentos angulares:

$$\left. \begin{aligned} E_0 &= E_1 \\ \frac{1}{2} m \cdot v_0^2 - G \frac{M \cdot m}{r_f} &= \frac{1}{2} m \cdot v_1^2 - G \frac{M \cdot m}{r_g} \\ L_0 &= L_1 = \text{cte} = L \\ m \cdot r_f \cdot v_0 &= m \cdot r_g \cdot v_1 \end{aligned} \right\}$$

De esta manera hemos obtenido un sistema de dos ecuaciones con dos incógnitas.

$$v_0 = \frac{L}{m \cdot r_f}$$

$$v_1 = \frac{L}{m \cdot r_g}$$

Sustituyendo estas velocidades en las ecuaciones de conservación de la energía mecánica:

$$\frac{L^2}{2 \cdot m \cdot r_f^2} - G \frac{M \cdot m}{r_f} = \frac{L^2}{2 \cdot m \cdot r_g^2} - G \frac{M \cdot m}{r_g}$$

Simplificando y despejando:

$$\frac{L}{m} = \sqrt{\frac{2 \cdot G \cdot M \cdot m \cdot r_f \cdot r_g}{r_f + r_g}}$$

Obtenemos las velocidades en el punto inicial y final:

$$v_0 = \sqrt{\frac{2 \cdot G \cdot M \cdot r_g}{r_f \cdot (r_f + r_g)}}$$

$$v_1 = \sqrt{\frac{2 \cdot G \cdot M \cdot r_f}{r_g \cdot (r_f + r_g)}}$$

Sustituyendo los valores:

$$v_0 = \sqrt{\frac{2 \cdot 6,674 \cdot 10^{-11} \cdot 1,532 \cdot 10^{30} \cdot 90 \cdot 10^9}{37 \cdot 10^9 \cdot (37 \cdot 10^9 + 90 \cdot 10^9)}} = 62582,94 \text{ m/s}$$

La velocidad inicial de la órbita de transferencia de Hohmann es:

$$v_0 = 62,58 \text{ km/s}$$

$$v_1 = \sqrt{\frac{2 \cdot 6,674 \cdot 10^{-11} \cdot 1,532 \cdot 10^{30} \cdot 37 \cdot 10^9}{90 \cdot 10^9 \cdot (37 \cdot 10^9 + 90 \cdot 10^9)}} = 25728,54 \text{ m/s}$$

La velocidad final de la órbita de transferencia de Hohmann es:

$$v_1 = 25,73 \text{ km/s}$$

10.8. Simulaciones. Física en el ordenador

Este apartado mostrará diferentes simulaciones a partir de las cuales el alumno podrá aplicar sus conocimientos aprendidos de una manera más práctica y visual. De este modo se otorgará al alumno una visión diferente de la Física alejada de un aprendizaje a base de libros.

La primera web con la que se va a trabajar es “Física con ordenador” [W35]. Esta web creada por el físico Ángel Franco García proporciona una visión diferente de la física a través de explicaciones mediante applets. En ellas, uno puede simular diferentes situaciones y comprender de una mejor manera la dinámica celeste.

Leyes de Kepler

(<http://www.sc.ehu.es/sbweb/fisica/celeste/kepler/kepler.htm>)

Segunda ley: “El radio vector trazado desde el Sol hasta un planeta barre áreas iguales en tiempos iguales.”

Esta simulación, Figura 10.10., muestra cómo cuando el planeta más alejado del sol (afelio) su velocidad es menor que cuando está más cercano al Sol (perihelio). Se puede elegir entre tres tipos de planeta, describiendo cada uno un tipo de órbita.

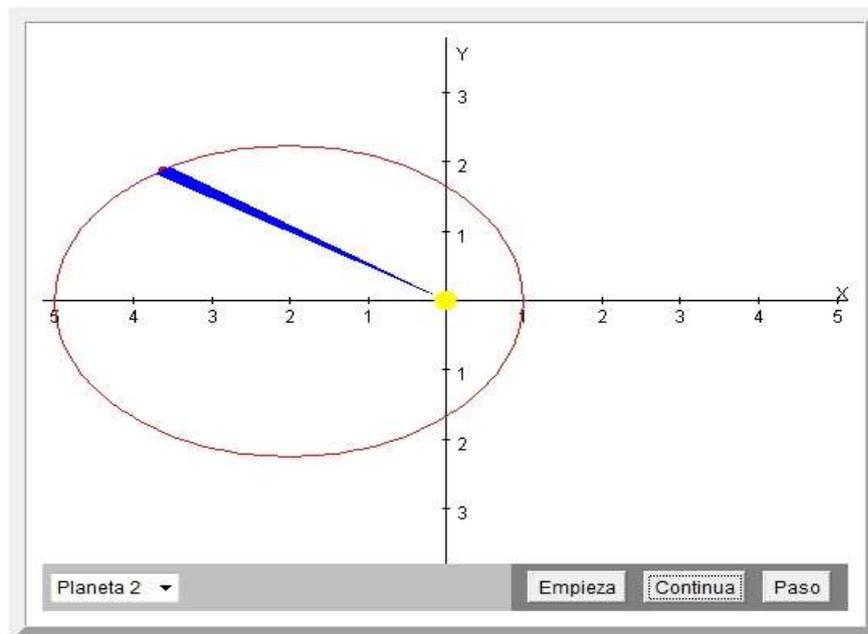


Figura 10.10. Simulación segunda ley de Kepler

Tercera ley: “Los cuadrados de los periodos P de revolución son proporcionales a los cubos de los semiejes mayores a de la elipse.”

Esta simulación, Figura 10.11., muestra tres planetas en diferentes órbitas, observándose que su período depende únicamente del eje mayor de la elipse.

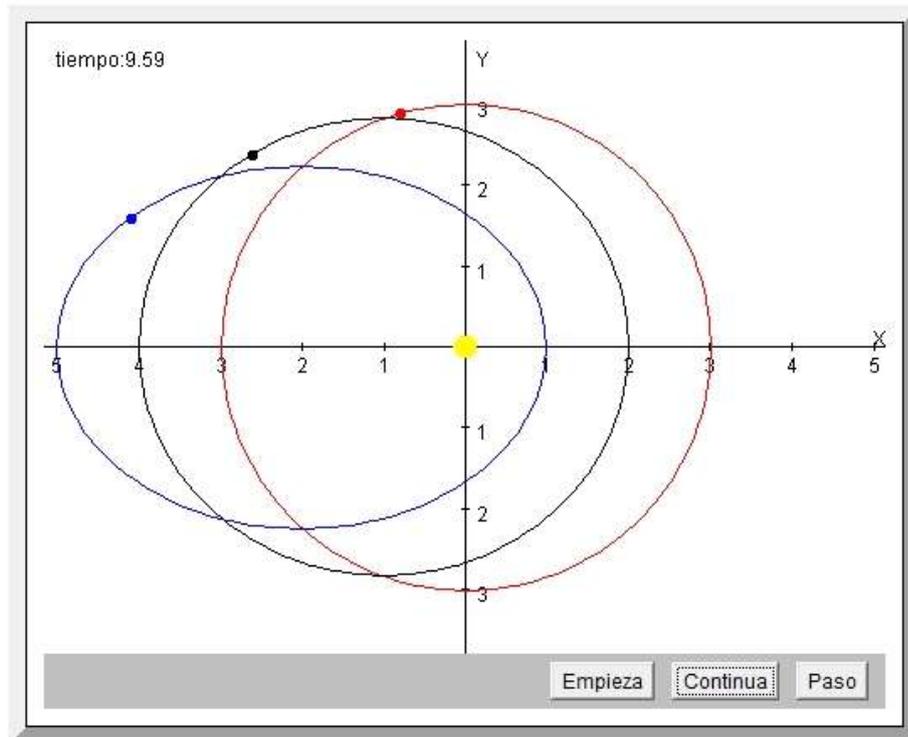


Figura 10.11. Simulación tercera ley de Kepler

Transferencia de Hohmann

(<http://www.sc.ehu.es/sbweb/fisica/celeste/kepler3/kepler3.html>)

La transferencia de Hohmann es la mitad de una órbita elíptica que toca tangencialmente tanto a la órbita inicial que se desea abandonar como a la órbita final que se quiere alcanzar. En el ejemplo siguiente se va a realizar la transferencia de una nave desde una órbita a otra alrededor de la Tierra.

Se elige la altura de las dos órbitas: altura-A=300 km, altura B=2000 km.
La velocidad inicial con la que orbita la nave en la órbita baja terrestre (300 km) es:

$$v_A = \sqrt{\frac{G \cdot M}{r_A}} = 7773,51 \text{ m/s}$$

Este valor aparecerá como Velocidad-A al introducir las alturas de las dos órbitas como se observa en la Figura 10.12.

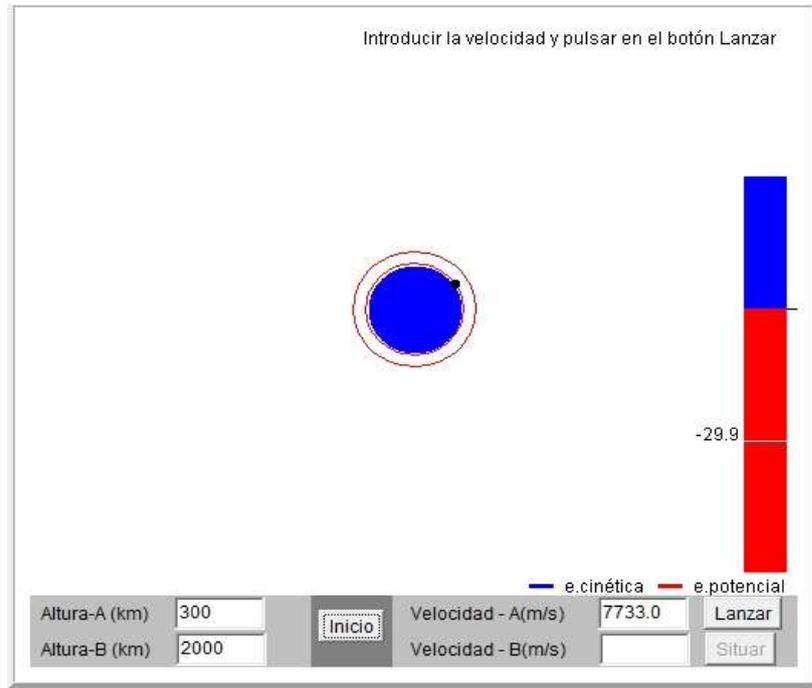


Figura 10.12. Simulación Transferencia. Velocidad orbital

Una vez elegidas las alturas, se halla la velocidad inicial y final de la órbita elíptica. Para ello se iguala el momento angular y la energía mecánica de ambos puntos. Obteniendo las velocidades:

$$v'_A = \sqrt{\frac{2 \cdot G \cdot M \cdot r_B}{r_A(r_A + r_B)}} = 8158,38 \text{ m/s}$$

$$v'_B = \sqrt{\frac{2 \cdot G \cdot M \cdot r_A}{r_B(r_A + r_B)}} = 6501,36 \text{ m/s}$$

La velocidad inicial de la órbita de transferencia se introducirá como Velocidad-A, borrando la velocidad orbital anterior, y la final como Velocidad-B. Se sabrá si las velocidades están bien halladas cuando se pulse “lanzar” en la aplicación y aparezca la Figura 10.14., por el contrario si estas velocidades están mal halladas aparecerá la Figura 10.13. y habrá que hallarlas nuevamente.

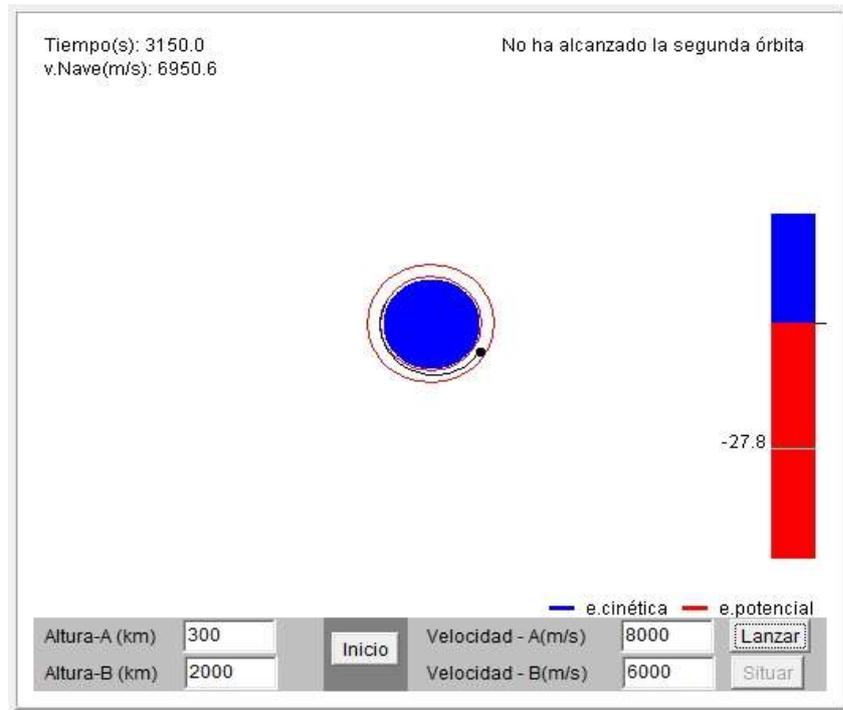


Figura 10.13. Simulación Transferencia. Velocidades órbitas erróneas

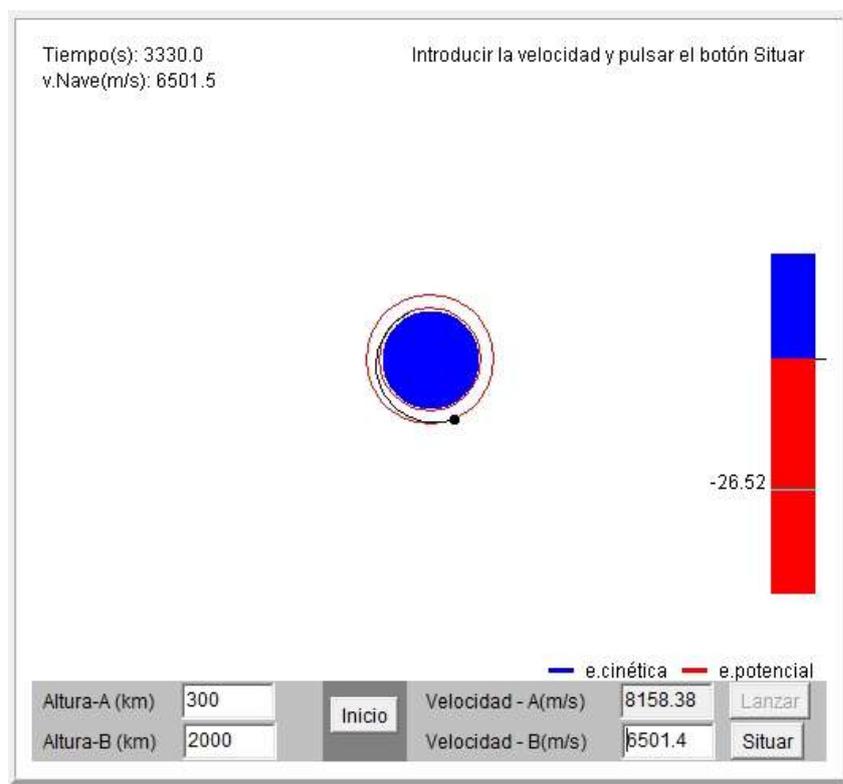


Figura 10.14. Simulación Transferencia. Velocidades órbitas

Viaje Tierra - Marte. Encuentros espaciales

(<http://www.sc.ehu.es/sbweb/fisica/celeste/kepler2/kepler2.htm>)

Como se ha mencionado en la anterior simulación, la forma más propicia de viajar de una órbita a otra es a través de la transferencia de Hohmann. Esta maniobra también será la utilizada para viajar de la Tierra a Marte. Para ello previamente se calcularán los días que se tardará en ejecutarla y la relación angular que ha de darse entre ambos planetas en el momento de lanzamiento.

La duración del viaje será la mitad del período de la órbita semi-elíptica alrededor del Sol:

$$\mu_{\text{sol}} = G \cdot M = 6,674 \cdot 10^{-11} \cdot 1,9891 \cdot 10^{30} = 1,3275 \cdot 10^{20} \text{ m}^3/\text{s}^2$$

$$R_T = 1,496 \cdot 10^8 \text{ km (distancia media al Sol desde la Tierra)}$$

$$R_M = 2,279 \cdot 10^8 \text{ km (distancia media al Sol desde Marte)}$$

$$a = \frac{R_T + R_M}{2} = \frac{1,496 \cdot 10^8 + 2,279 \cdot 10^8}{2} = 1,8875 \cdot 10^8 \text{ km}$$

$$T_T = 2\pi \sqrt{\frac{a^3}{\mu_{\text{sol}}}} = 2\pi \sqrt{\frac{(1,8875 \cdot 10^{11})^3}{1,3275 \cdot 10^{20}}} = 44,72 \cdot 10^6 \text{ s}$$

$$T_{\text{viaje}} = \frac{T_T}{2} = \frac{44,72 \cdot 10^6}{2} = 22,36 \cdot 10^6 \text{ s} \rightarrow T_{\text{viaje}} = 258,796 \text{ días}$$

Viaje de ida. Tierra - Marte

La nave debe ser lanzada 258,796 días antes de que Marte llegue al punto opuesto de lanzamiento, es decir la nave saldrá de la Tierra y llegará a Marte con una diferencia de 180°. El ángulo recorrido por Marte en la mitad del período será:

$$\omega_{\text{Marte}} = \frac{v_{\text{Marte}}}{r_{\text{Marte}}} = \frac{24067,3}{2,28 \cdot 10^{11}} = 1,056 \cdot 10^{-7} \text{ rad/s}$$

$$\omega_{\text{Marte}} = \frac{\Delta\phi_{\text{Marte}}}{\Delta T_{\text{viaje}}}$$

$$\Delta\phi_{\text{Marte}} = \omega_{\text{Marte}} \cdot \Delta T_{\text{viaje}} = 1,056 \cdot 10^{-7} \cdot 22,36 \cdot 10^6 = 2,36 \text{ rad} = 135,21^\circ$$

$$\gamma = \pi - \Delta\phi_{\text{Marte}} = 180 - 135,21 = 44,78^\circ$$

Marte tiene que ir $44,78^\circ$ por delante de la Tierra en el momento del lanzamiento. Una vez calculado este ángulo se da a “nuevo” en la simulación para que los planetas inicien los movimientos, y cuando cumplan la relación angular que permita a la nave alcanzar su destino, se pulsa “lanzar” (Figura 10.15.).

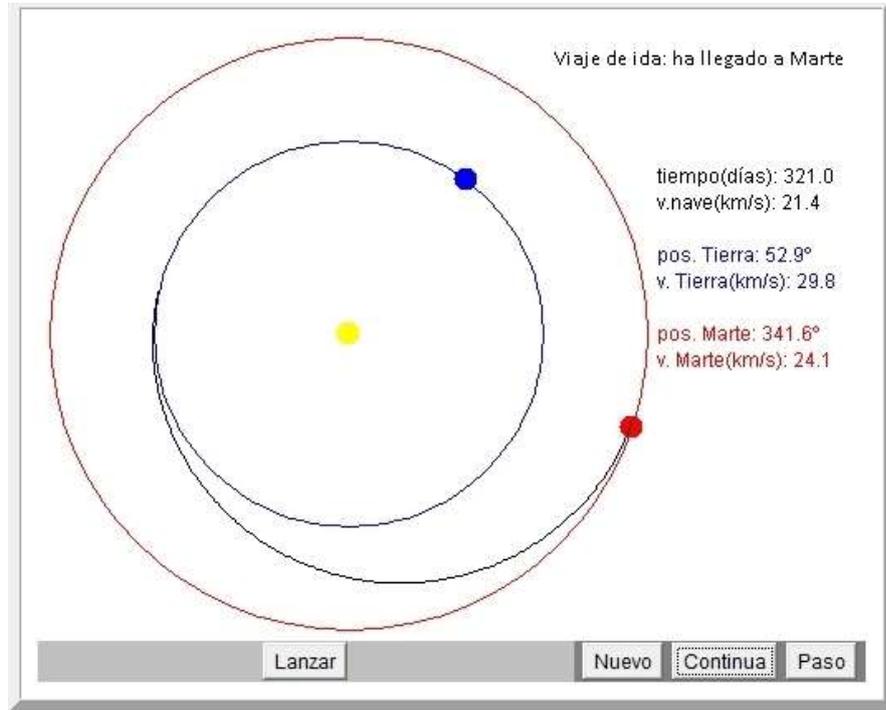


Figura 10.15. Encuentros espaciales. Viaje Tierra - Marte

Viaje de vuelta. Marte - Tierra

La nave debe ser lanzada 258,796 días antes de que la Tierra llegue al punto opuesto de lanzamiento, es decir la nave saldrá de Marte y llegará a la Tierra con una diferencia de 180° .

$$\omega_{\text{Tierra}} = \frac{v_{\text{Tierra}}}{r_{\text{Tierra}}} = \frac{29772,6}{1,49 \cdot 10^{11}} = 1,998 \cdot 10^{-7} \text{ rad/s}$$

$$\omega_{\text{Tierra}} = \frac{\Delta\phi_{\text{Tierra}}}{\Delta T_{\text{viaje}}}$$

$$\Delta\phi_{\text{Tierra}} = \omega_{\text{Tierra}} \cdot \Delta T_{\text{viaje}} = 1,998 \cdot 10^{-7} \cdot 22,36 \cdot 10^6 = 4,47 \text{ rad} = 256^\circ$$

$$\gamma = \pi - \Delta\phi_{\text{Tierra}} = 180 - 256 = -76^\circ$$

La Tierra tiene que ir 76° por detrás de Marte en el momento del lanzamiento. Una vez calculado este ángulo se da a “nuevo” en la simulación para que los

planetas inicien los movimientos, y cuando cumplan la relación angular que permita a la nave alcanzar su destino, se pulsa “lanzar” (Figura 10.16.).

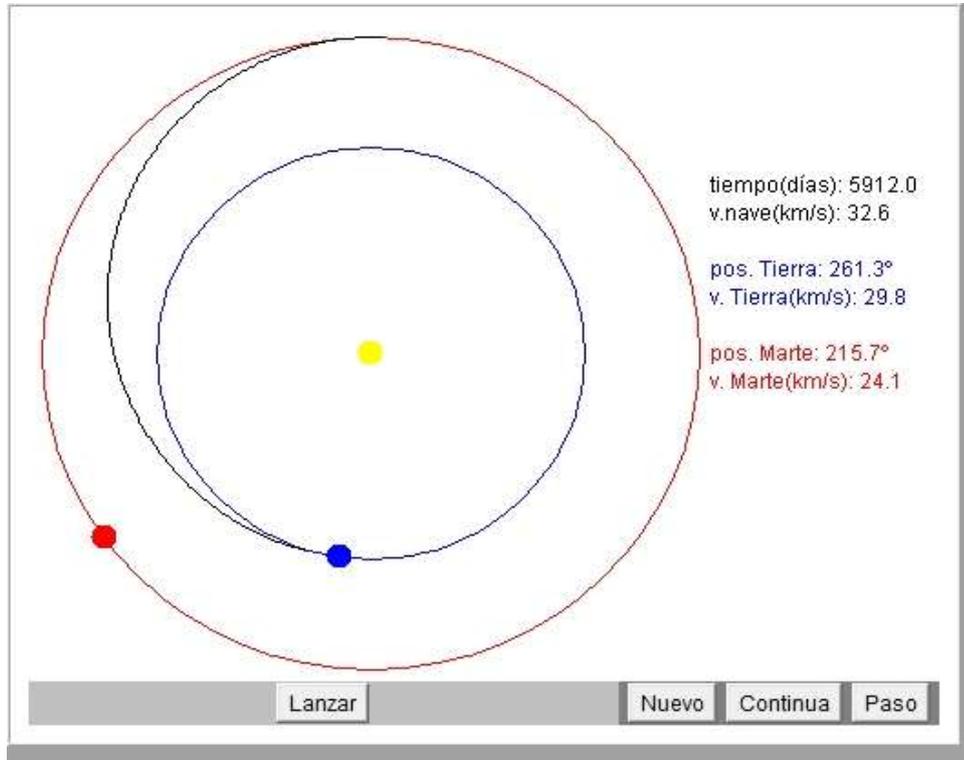


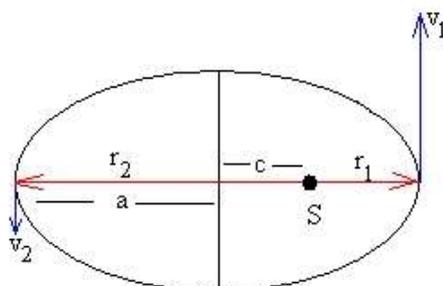
Figura 10.16. Encuentros espaciales. Viaje Marte - Tierra

Solución numérica de las ecuaciones de movimiento

(<http://www.sc.ehu.es/sbweb/fisica/celeste/kepler1/kepler1.htm>)

Las órbitas que realizan los planetas del sistema solar alrededor del Sol, son órbitas elípticas aunque con excentricidades próximas a 0. En la siguiente simulación a partir de los datos de un planeta, se va a observar la órbita que realiza y se van a hallar sus diferentes parámetros, Figura 10.17.

Datos de Tierra:



Semieje mayor a: 1 UA
 Excentricidad ϵ : 0,0167
 Masa Sol: $1,98 \cdot 10^{30}$ kg

Figura 10.17. Características órbita

$$r_1 = a - c = a - \epsilon \cdot a = 1 - 0,0167 \cdot 1 = 1,0137 \text{ UA} = 1,516 \cdot 10^{11} \text{ m}$$

$$r_2 = a + c = a + \varepsilon \cdot a = 1 + 0,0167 \cdot 1 = 0,9833 \text{ UA} = 1,471 \cdot 10^{11} \text{ m}$$

$$v_1 = \sqrt{\frac{2 \cdot G \cdot M \cdot r_2}{r_1(r_1 + r_2)}} = 29292,04 \text{ m/s} = 6,175 \text{ UA/año}$$

Datos de Marte:

Semieje mayor a: 1,524 UA

Excentricidad ε : 0,093

$$r_1 = a - c = a - \varepsilon \cdot a = 1,524 - 0,093 \cdot 1,52 = 1,382 \text{ UA} = 2,068 \cdot 10^{11} \text{ m}$$

$$r_2 = a + c = a + \varepsilon \cdot a = 1,524 + 0,093 \cdot 1,52 = 1,666 \text{ UA} = 2,492 \cdot 10^{11} \text{ m}$$

$$v_1 = \sqrt{\frac{2 \cdot G \cdot M \cdot r_2}{r_1(r_1 + r_2)}} = 26420,7 \text{ m/s} = 5,573 \text{ UA/año}$$

Una vez obtenidos los datos de ambos planetas, se añade a la simulación el valor r_1 de cada órbita junto con la velocidad v_1 , dando lugar a las diferentes órbitas como se observa en la Figura 10.18., (Tierra - órbita marrón, Marte - órbita naranja). Si la velocidad v_1 no concuerda con r_1 , la simulación mostrará el porcentaje de error cometido.

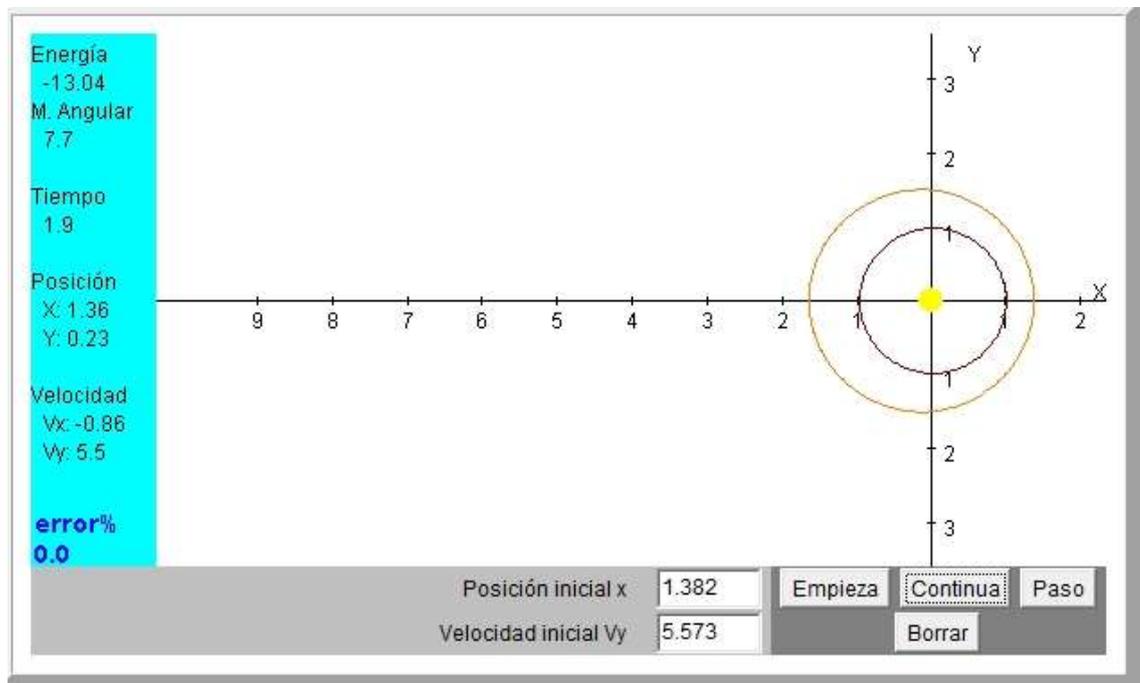


Figura 10.18. Órbitas de Tierra y Marte

Otro software de simulación con el que los alumnos pueden comprobar sus conocimientos aprendidos, es con Modellus x. Este software permite modelar

diferentes problemas recreando dichos modelos matemáticos con animaciones de objetos, y pudiendo analizar los diferentes datos obtenidos.

La simulación propuesta es la de hacer orbitar una nave alrededor de la Tierra. Para ello primeramente se ha de crear el modelo matemático a partir de las ecuaciones del movimiento circular como se observa en la Figura 10.19., además de crear los objetos para dicha simulación.

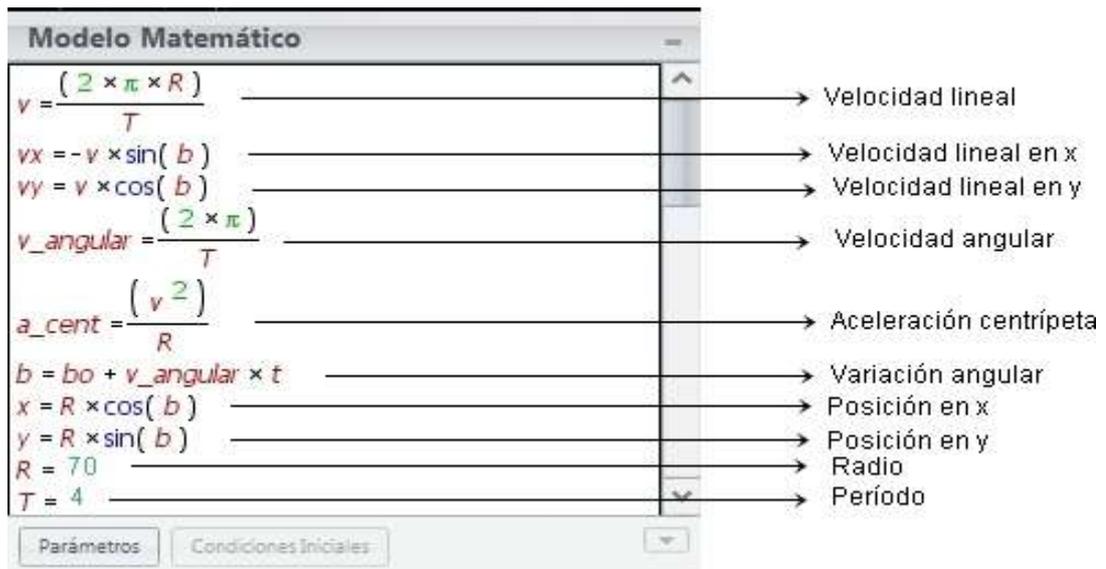


Figura 10.19. Modelo matemático simulación

Aquí el alumno podrá variar el radio y el período a su antojo, y a partir de ellos el programa hallará la velocidad de la nave, obteniendo el movimiento de la órbita circular alrededor de la Tierra como muestra la Figura 10.20.

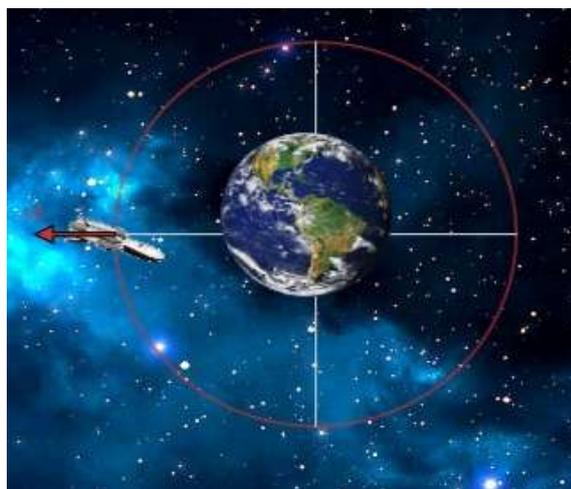


Figura 10.20. Simulación de la nave alrededor de la Tierra

11

Conclusiones

11. Conclusiones

El estudio expuesto en este trabajo Fin de Grado permite asegurar la viabilidad de un viaje a Marte durante la primera mitad del siglo XXI. Esta confirmación es en base a las diferentes propuestas realizadas por las diferentes agencias espaciales como por ejemplo la NASA con su proyecto ORION anteriormente el DRA 5.0, o empresas privadas con su proyecto Mars One.

Estas opciones aún siguen mostrando deficiencias, y no muestran cómo sería el verdadero viaje en las diferentes facetas tecnológicas, sociales o económicas. Por ello, se ha querido analizar de una manera global los diferentes métodos posibles que permitirían este viaje mostrando las técnicas más eficientes y viables en todo aquello que engloba una misión tripulada como esta.

Aun así estas técnicas irán evolucionando con el tiempo y apareciendo nuevas tecnologías con estudios y cálculos más detallados que este, por lo que seguramente cuando el hombre pise Marte algunos aspectos analizados que aún hoy son pura fantasía pasarán a ser una realidad.

A continuación se exponen las conclusiones más importantes obtenidas en nuestro estudio:

- Importancia de un adecuado conocimiento físico para que pueda ser aplicado en el ámbito de la ingeniería.
- La misión interplanetaria Tierra – Marte se realizará a través de una transferencia de Hohmann, reduciendo drásticamente el peso de la nave por el menor uso de combustible. Esta transferencia es posible mediante cambios de velocidad a la hora de pasar de una órbita a otra.
- La posibilidad de realizar el viaje se abre cada 26 meses durante un período llamado ventana de lanzamiento. La ventana de lanzamiento propuesta para la nave no tripulada sería en agosto de 2020 y para la nave tripulada en septiembre de 2022.
- La relación angular entre Tierra y Marte en el momento de lanzamiento de la nave debe ser de $44,38^\circ$; de tal modo que entre la salida de la Tierra y la llegada a Marte haya una variación de 180° .
- Los principales riesgos a los que la nave y la tripulación se encuentran expuestos durante el viaje interplanetario son: radiación electromagnética, radiación espacial (es el más peligroso en el devenir de la misión), meteoroides (la frecuencia de impactos disminuye con el cubo del diámetro del propio cuerpo) e ingravidez.

- La radiación que la tripulación se encontrará en su viaje se podrá evitar utilizando tanto métodos pasivos de materiales, por ejemplo el agua, el hidrógeno o el polietileno, como métodos activos a partir de bobinas que crean un campo magnético propio aislando el módulo de habitabilidad.
- La dosis permitida que un astronauta recibiría en el total de la misión estaría por debajo de 1 Sv, inferior al límite de exposición de 4 Sv durante su vida de servicio.
- El riesgo de ingravidez y caída libre provoca náuseas, vómitos y a largo plazo atrofia muscular y deterioro del esqueleto. Las medidas que se han de tomar para reducir estos problemas son un mínimo de dos horas diarias de ejercicio y crear una gravedad artificial en la nave.
- Las naves contarán con dos tipos de sistemas de propulsión: un sistema de propulsión químico que permita el lanzamiento desde la Tierra reduciendo el riesgo por contaminación radiactiva, y un sistema nuclear para el resto del viaje. Este sistema posee una elevada fuerza de empuje, contribuyendo a adquirir una alta potencia con poco combustible debido al bajo ratio de peso combustible – nave que posee.
- La tenue atmósfera marciana, junto con su ínfima densidad del aire imposibilita que un viento de elevadas velocidades como por ejemplo de 150 km/h cause daños catastróficos.
- La reducción de peso conlleva un menor presupuesto en la misión. Esto hace que se utilicen sistemas de reciclaje durante el trayecto a Marte como son el sistema de recuperación (WRS) y el sistema de generación de oxígeno (OGA), que permiten recuperar el agua procedente de la orina o procesarla convirtiéndola en oxígeno, produciendo la cantidad diaria suficiente para una tripulación de 6 astronautas.
- La utilización de recursos in situ también es una medida que contribuye a un menor peso de la nave. Ya que a partir de la atmósfera marciana o los minerales hidratados que se encuentran en el suelo se puede producir el propelente necesario para la nave de ascenso.
- La producción de vegetales en Marte es una realidad si se les incorporan las necesidades y cuidados básicos para su crecimiento junto con unos paneles de luz que permitan su desarrollo.
- Un gran número de películas y novelas de temática marciana cometen errores que sin un previo conocimiento físico son imperceptibles para el público en general.

Todas estas conclusiones nos permiten asegurar la viabilidad de un posible viaje a Marte, aunque a día de hoy esta posibilidad aún se encuentra lejana. Esto solo se conseguirá con una adecuada participación internacional y comercial, y un progreso en los proyectos que se están llevando a cabo con una selección acertada de la tripulación. Un ejemplo claro es la niña Alyssa Carson de tan solo 15 años de edad que ya se está preparando en las instalaciones de la NASA para viajar a Marte [V3].

Quizá el 2030 sea una fecha bastante halagüeña con los desarrollos y la inversión que habría que hacer, pero lo que sí es seguro que a lo largo de este siglo el ser humano sí pondrá el pie en Marte, y más conociendo las importantes inversiones que está realizando China en la exploración espacial.

12

Bibliografía

12. Bibliografía

Libros:

- [L1] Santiago Burbano De Ercilla (2004). Problemas de Física. Madrid: Tébar
- [L2] Josep Español Garrigós, María del Mar Serrano Maestro e Ignacio Zúñiga López (2015). Mecánica Clásica. Madrid: UNED
- [L3] Marcelo Alonso y Edward J. Finn (1995). Física. Estado de México: Addison-Wesley Iberoamericana
- [L4] Sergio Cabrera Silva, Eduardo Lissi Gervao y Juan Honeyman Mauro (2005). Radiación ultravioleta y salud. Santiago de Chile: Universitaria
- [L5] John D. Barrow (2012). El libro de los universos. Barcelona: Crítica

Páginas Web:

- [W1] <http://red-estelar.webcindario.com/Navegacion-espacial.html> Último acceso: Abril 2017
- [W2] <http://www.braeunig.us/space/orbmech.htm> Último acceso: Abril 2017
- [W3] https://es.wikipedia.org/wiki/Base_espacial Último acceso: Abril 2017
- [W4] https://en.wikipedia.org/wiki/Mars_Reconnaissance_Orbiter Último acceso: Abril 2017
- [W5] <http://www.braeunig.us/space/orbmech.htm#launch> Último acceso: Abril 2017
- [W6] <https://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/19740004382.pdf> Último acceso: Abril 2017
- [W7] <http://mars.nasa.gov/msl/mission/timeline/edl/> Último acceso: Abril 2017
- [W8] <http://danielmarin.naukas.com/2012/08/03/asi-sera-el-descenso-de-curiosity-en-marte/> Último acceso: Abril 2017
- [W9] http://www.esa.int/Our_Activities/Space_Science/What_is_a_launch_window Último acceso: Abril 2017
- [W10] <https://www.nasa.gov/centers/kennedy/launchingrockets/launchwindows.html> Último acceso: Abril 2017

- [W11] <https://trajbrowser.arc.nasa.gov/> Último acceso: Abril 2017
- [W12] <http://elfisicoloco.blogspot.com.es/2013/02/energia-e-intensidad-de-las-ondas.html> Último acceso: Abril 2017
- [W13] https://en.wikipedia.org/wiki/Radiation_pressure Último acceso: Abril 2017
- [W14] http://www.windows2universe.org/sun/wind_character.html&dev=&lang=sp
Último acceso: Abril 2017
- [W15] <http://francis.naukas.com/2013/03/01/el-tercer-cinturon-de-van-allen/> Último acceso: Abril 2017
- [W16] https://msis.jsc.nasa.gov/sections/section05.htm#_5.7_RADIATION
Último acceso: Abril 2017
- [W17] <http://danielmarin.naukas.com/2010/09/01/las-misiones-apollo-y-la-radiacion/> Último acceso: Abril 2017
- [W18] https://www.nasa.gov/missions/shuttle/f_debris.html Último acceso: Abril 2017
- [W19] http://www.esa.int/Our_Activities/Operations/Space_Debris/Hypervelocity_impacts_and_protecting_spacecraft Último acceso: Abril 2017
- [W20] <https://www.nasa.gov/externalflash/ISSRG/pdfs/mmod.pdf> Último acceso: Abril 2017
- [W21] https://es.wikipedia.org/wiki/Propulsi%C3%B3n_espacial#Necesidad_de_sistemas_de_propulsi.C3.B3n Último acceso: Abril 2017
- [W22] <http://www.history.nasa.gov/conghand/propulsn.htm> Último acceso: Abril 2017
- [W23] <http://danielmarin.naukas.com/2010/10/14/orion-la-nave-imposible/>
Último acceso: Abril 2017
- [W24] <http://maikelnai.naukas.com/2008/04/18/un-nuevo-concepto-en-propulsion-espacial-la-vela-electrica/> Último acceso: Abril 2017
- [W25] <http://danielmarin.naukas.com/2010/10/14/orion-la-nave-imposible/>
Último acceso: Abril 2017
- [W26] www.cosmonautica.es/7a.pdf Último acceso: Abril 2017
- [W27] <http://nssdc.gsfc.nasa.gov/planetary/factsheet/marsfact.html> Último acceso: Abril 2017

[W28] <https://www.nasa.gov/feature/goddard/real-martians-how-to-protect-astronauts-from-space-radiation-on-mars> Último acceso: Abril 2017

[W29] <https://education.isc.nasa.gov/explorers/sp/p9.html> Último acceso: Abril 2017

[W30]
<https://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/20140001424.pdf>
Último acceso: Abril 2017

[W31]
<https://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/20140002686.pdf>
Último acceso: Abril 2017

[W32] https://www.nasa.gov/sites/default/files/104840main_eclss.pdf
Último acceso: Abril 2017

[W33]
https://www.nasa.gov/mission_pages/station/research/news/meals_ready_to_eat Último acceso: Abril 2017

[W34] <https://noticias.eltiempo.es/por-que-las-puestas-de-sol-son-azules-en-marte/> Último acceso: Abril 2017

[W35] <http://www.sc.ehu.es/sbweb/fisica/default.htm>
Último acceso: Abril 2017

Documentos y Proyectos:

[P1] Simulación de la trayectoria de un cohete de dos etapas para posicionamiento de un nanosatélite en órbita. Ciencia y Poder Aéreo, Vol. 9. (2014). Murcia, J., y Portilla, J.

[P2] NASA Johnson Space Center (2009). Human Exploration of Mars. Design Reference Architecture 5.0.

[P3] NASA Johnson Space Center (2012). Magnet Architectures and Active Radiation Shielding Study.

[P4] Apuntes de máquinas térmicas (2016). Departamento de Ingeniería Energética y Fluidomecánica. Área de máquinas y motores térmicos.

[P5] ESA (2001). Solar Sailing – Mission Opportunities and Innovative Technology Demonstration.

[P6] Apuntes Tema 7: Dosimetría Y Protección Radiológica (2010). Licenciatura de Física. Universidad de Granada. José Enrique Amaro.

[P7] TFC: Protección de los astronautas frente a la radiación en un viaje a Marte (2013). Neus Blanco Priu y Blas Vaquero Moya.

Videos de youtube:

[V1] https://www.youtube.com/watch?v=uUBhn3_P3hU Último acceso: Marzo 2017

[V2] <https://www.youtube.com/watch?v=532o9iKRksY> Último acceso: Marzo 2017

[V3] <https://www.youtube.com/watch?v=5ON4UTo-Sjs> Último acceso: Marzo 2017

