

UNIVERSIDAD POLITÉCNICA DE MADRID
ESCUELA TÉCNICA SUPERIOR DE INGENIERÍA
AERONÁUTICA Y DEL ESPACIO
GRADO EN INGENIERÍA AEROESPACIAL

TRABAJO FIN DE GRADO

Módulo de Ascenso y Descenso Rendez-Vous en
Órbita Lunar

AUTOR: Sergio CAVIA FRAILE

ESPECIALIDAD: Vehículos Aeroespaciales

TUTOR DEL TRABAJO: José María FERNÁNDEZ IBARZ

Julio de 2021

Este Trabajo Fin de Grado se ha depositado en la ETSI Aeronáutica y del Espacio de la Universidad Politécnica de Madrid para su defensa.

Trabajo Fin de Grado
Grado en INGENIERÍA AEROESPACIAL

Título: Módulo de Ascenso y Descenso Rendez-Vous en Órbita Lunar
Julio 2021

Autor: Sergio CAVIA FRAILE
Tutor: José María FERNÁNDEZ IBARZ
Departamento de Vehículos Aeroespaciales
ETSI Aeronáutica y del Espacio
Universidad Politécnica de Madrid

Agradecimientos

Quiero agradecer a la Universidad Politécnica de Madrid, a la Escuela Técnica Superior de Ingeniería Aeronáutica y del Espacio y al tutor de este trabajo José María Fernández Ibarz por haberme brindado los conocimientos que me han permitido realizar este trabajo.

Además, me gustaría decir que este trabajo no habría sido posible sin el apoyo de la gente que me rodea.

Gracias a mis padres Fernando y Mila y a mis hermanas: Sandra y Silvia, por los tupper, por los abrazos y por todas las horas que han permitido que pasara en la habitación en lugar de con ellos.

Gracias a los Milanos: Pablo, Luis, Cristina y Adrián, que me han alegrado la carrera y han sido un punto de apoyo en los buenos y los malos momentos.

Y gracias a Isa, llevas ya 3 años aguantando mis bobadas espaciales que culminan en este trabajo y, animándome siempre que lo he necesitado, has logrado que me crea lo que valgo.

Por último, gracias a todos los mentores que durante mi carrera estudiantil me han transmitido el amor por la física, la ingeniería y el espacio que ha dado como resultado este TFG.

Resumen

Este trabajo muestra el diseño detallado de una misión espacial a la Luna consistente en un vehículo capaz de separarse de una Estación Orbital Lunar, alunizar, realizar actividades en la superficie lunar, despegar desde dicha superficie, adquirir de nuevo la órbita de la Estación, realizar rendez-vous y acoplarse con ella.

Para completar todas las maniobras citadas, se han diseñado los diferentes módulos que componen el vehículo, las trayectorias que deben seguir, los sistemas propulsivos que los impulsarán (seleccionando el tipo de propulsión, el número de motores, su disposición y la cantidad de combustible) así como los sistemas de navegación y la corrección de posibles errores derivados de la precisión de dichos sistemas.

El objetivo del trabajo es, en primer lugar, cumplir con unos requisitos de misión que han sido proporcionados por el tutor del trabajo y, en segundo lugar, explorar nuevas tecnologías que no hayan sido probadas aún en misiones a la Luna.

Los cálculos necesarios para el trabajo se han llevado a cabo mediante el entorno y lenguaje de MATLAB, utilizando para algunos de los cálculos de trayectorias un simulador de 6-GDL diseñado por el alumno durante sus prácticas curriculares en el entorno de programación visual Simulink.

El trabajo se concluye resumiendo las características de cada módulo y etapa de la misión, así como analizando las posibles mejoras que se podrían aplicar en posteriores estudios más exhaustivos de la misión.

Por último, se ha realizado una simulación 3D de algunas etapas de la misión para contar con material audiovisual que haga más atractiva y sencilla la comprensión del trabajo.

Abstract

This work shows the detailed design of a space mission to the Moon consisting of a vehicle capable of separating from a Lunar Orbital Station, landing on the moon, carrying out activities on the lunar surface, taking off from the surface, acquiring the orbit of the Station again, performing rendez-vous and docking with it.

To complete all the aforementioned manoeuvres, the different modules that make up the vehicle, the trajectories that they must follow, the propulsive systems that will power them (selecting the type of propulsion, the number of engines, their arrangement and the amount of fuel) have been designed, as well as the navigation systems and the correction of possible errors derived from the precision of such systems.

The aims of the work are, firstly, to meet mission requirements that have been provided by the tutor and, secondly, to explore new technologies that have not yet been tested on missions to the Moon.

The necessary calculations for this work have been carried out using the MATLAB environment and language and using for some of the trajectory calculations a 6-DOF simulator designed by the student during his curricular practices in the Simulink visual programming environment.

The work is concluded by summarizing the characteristics of each module and stage of the mission, as well as analysing the possible improvements that could be applied in future studies of the mission.

Finally, a 3D simulation of some stages of the mission has been carried out to make the understanding of the work more attractive and simpler.

Tabla de contenidos

1. Introducción	1
1.1. Motivación	1
1.2. Requisitos	2
1.2.1. Requisitos del sistema	2
1.2.2. Requisitos de desempeño	3
1.2.3. Requisitos del Módulo Lunar	4
1.3. Propiedades del Vehículo Lunar	5
1.3.1. Masas	5
1.3.2. Configuración geométrica	6
1.3.3. Equipo de GNC	7
1.3.3.1. Sensores de Rendez-vous	7
1.3.3.2. Sensores de Alunizaje	7
1.4. Contenido del trabajo	7
2. Rendez-vous en órbita lunar	9
2.1. Condiciones iniciales del módulo tras el ascenso	9
2.2. Sistema de referencia	9
2.3. Ecuaciones utilizadas	11
2.3.1. Ecuaciones de Hill	11
2.3.2. Ecuaciones de Clohessy & Wiltshire	11
2.4. Diseño de las maniobras	13
2.4.1. Elección de la estrategia de aproximación	13
2.4.2. Trayectoria de S0 a S1	15
2.4.2.1. Posición de S0	15
2.4.2.2. Posición de S1	16
2.4.2.3. Maniobra elegida	16
2.4.3. Trayectoria de S1 a S2	18
2.4.3.1. Maniobra elegida	18
2.4.3.2. Fallos en los impulsos	18
2.4.4. Trayectoria de S2 a S3	20
2.4.4.1. Posición de S3	20
2.4.4.2. Maniobra elegida	21
2.4.5. Trayectoria de S3 a S4	25
2.4.5.1. Maniobra elegida	25
2.4.6. Visualización de la maniobra completa	27
2.5. Sistemas de navegación para el rendez-vous	30

TABLA DE CONTENIDOS

2.6. Errores de precisión de los sensores de navegación relativa	32
2.6.1. Errores de precisión en el punto S0	32
2.6.2. Errores de precisión en el punto S1	33
2.6.3. Errores de precisión en el punto S2	36
2.6.4. Errores de precisión en el punto S3	39
2.6.5. Errores de precisión fuera del plano orbital	39
2.7. Maniobras para evitar colisiones (CAMs)	40
2.8. Cálculo del tiempo total de rendez-vous	41
2.9. Sistema de propulsión para el rendez-vous	42
2.10. Cálculo del combustible necesario para el rendez-vous	48
2.10.1. Gasto de combustible de S3 a S4	48
2.10.2. Gasto de combustible de S2 a S3	49
2.10.3. Gasto de combustible del cambio de plano	49
2.10.4. Gasto de combustible de S1 a S2	50
2.10.5. Gasto de combustible de la CAM	50
3. Ascenso a órbita lunar	53
3.1. Condiciones iniciales del módulo tras el descenso	53
3.2. Diseño de la trayectoria de ascenso	54
3.2.1. Optimización de la trayectoria de ascenso	56
3.3. Cálculo de los impulsos necesarios	59
3.4. Número de etapas del lanzador	61
3.5. Sistema de propulsión para el ascenso	64
3.6. Cálculo del giro y del combustible necesario para el ascenso	69
3.6.1. Pérdidas durante el ascenso	73
3.7. Cálculo del tiempo total de ascenso	74
3.8. Sistemas de navegación para el ascenso	75
3.9. Sistemas de separación	76
4. Descenso a la superficie lunar	77
4.1. Condiciones iniciales del módulo para el descenso	77
4.2. Diseño de la trayectoria ideal de descenso	77
4.3. Sistema de propulsión para el descenso	78
4.4. Trayectoria real de descenso	83
4.4.1. Trayectoria 1 de descenso	83
4.4.2. Trayectoria alternativa de descenso	87
4.4.3. Pérdidas durante el descenso	91
4.5. Análisis del requisito [PER-5]	92
4.6. Cálculo del tiempo total de descenso	93
5. Resultados y conclusiones	95
5.1. Características y masas de los módulos	95
5.1.1. Módulo de Descenso Lunar (LDV)	95
5.1.2. Módulo Habitacional Lunar (LHM)	98
5.1.3. Módulo de Ascenso Lunar (LAV)	99
5.1.4. Resumen	102
5.2. Tiempo total de la misión	103
5.3. Análisis del cumplimiento de los requisitos	103

TABLA DE CONTENIDOS

5.4. Nuevas tecnologías utilizadas durante la misión	104
5.5. Posibles mejoras de cara a un estudio más exhaustivo de la misión	105
5.6. Visualización 3D de la misión	107
5.6.1. Código QR	108
Bibliografía	112
A. Implementación de las ecuaciones de Clohessy & Wiltshire	113
A.1. Implementación en Matlab	113
A.2. Verificación de la función	115
A.2.1. Movimiento coplanar a diferente altitud	115
A.2.2. Movimiento del chaser posicionado en R-bar	116
A.2.3. Delta-V en V-bar	117
A.2.4. Delta-V en R-bar	118
A.2.5. Delta-V fuera del plano orbital	119
A.2.6. Transferencia de Hohmann	120
A.2.7. Movimiento forzado en V-bar	121
B. Manual del simulador de 6-GDL de la dinámica de un lanzador y orbitador lunar	123
B.1. Resumen	123
B.2. Introducción	123
B.3. Sistemas de coordenadas	127
B.4. Dinámica traslacional	130
B.5. Dinámica rotacional	132
B.6. Campo gravitacional	135
B.7. Parámetros orbitales	138
B.8. Propulsión	141
B.9. Cambio ejes propulsión	144
B.10. Visualización 3D	148
B.11. Otros subsistemas y bloques	152
B.12. Verificación de conjuntos de subsistemas	155
B.13. Código QR	158

Capítulo 1

Introducción

1.1. Motivación

El trabajo se focalizará en el análisis de misión y la definición de las características de los sistemas propulsivos de un módulo lunar capaz de transportar tripulación y suministros a la superficie lunar y devolverlos a una Estación Lunar.

Para cumplir con la misión se deberá diseñar el módulo para que sea capaz de descender a la superficie lunar, posteriormente ascender a una órbita lunar y finalmente realizar las maniobras necesarias para hacer rendez-vous con una Estación Lunar y acoplarse a esta.

El objetivo final del trabajo es que el alumno obtenga una mejor comprensión de todos los aspectos que afectan al diseño de una misión espacial y sea capaz de tomar decisiones de compromiso teniendo en cuenta los requisitos y limitaciones de la misión.

Se intentará también utilizar nuevas tecnologías que no estuvieran disponibles cuando la NASA realizó misiones similares entre 1969 y 1972, buscando de esta manera actualizar los motores, los propelentes, la navegación y la separación de módulos a técnicas más modernas y eficientes que han surgido con los años.

1.2. Requisitos

Los requisitos de la misión se pueden clasificar en tres tipos, requisitos del sistema, requisitos de desempeño y requisitos del Módulo Lunar.

1.2.1. Requisitos del sistema

SYS-1 Las funcionalidades relevantes del Vehículo Lunar serán:

- Desacoplarse de la Estación Lunar.
- Descender y alunizar en la Luna.
- Ascender desde la Luna e inyectarse en la órbita de la Estación Lunar.
- Rendez-vous y acoplamiento con la Estación Lunar.

SYS-2 El Vehículo Lunar estará compuesto por tres partes:

- Vehículo de Ascenso Lunar (Lunar Ascent Vehicle, LAV).
- Módulo Habitacional Lunar (Lunar Habitation Module, LHM).
- Vehículo de Descenso Lunar (Lunar Descent Vehicle, LDV).

SYS-3 El LDV será capaz de llegar a cualquier longitud y latitud de la superficie lunar.

SYS-4 Una vez finalizadas las actividades en la superficie lunar el LAV se separará del LHM y del LDV.

SYS-5 El LAV será capaz de alcanzar la órbita de la Estación Lunar que se describirá en el punto PER-1.

SYS-6 El LAV será capaz de realizar un rendez-vous y acoplamiento automático con la Estación Lunar.

SYS-7 El LAV alcanzará las condiciones dinámicas adecuadas para acoplarse exitosamente.

Introducción

1.2.2. Requisitos de desempeño

PER-1 Los parámetros de la órbita lunar baja (LLO) del Vehículo Lunar serán:

- Altitud: 100km.
- Inclinación: Polar.
- Excentricidad: 0.
- Longitud del Nodo Ascendente (LAN): 90º.
- Argumento del Perilunio (AOP): 90º.

PER-2 El ascenso y rendez-vous del LAV durará menos de 12 horas.

PER-3 La duración nominal de las operaciones en la superficie lunar del LHM será de unos 14 días (medio periodo de revolución lunar).

PER-4 Las condiciones cinemáticas en el alunizaje serán:

- Velocidad vertical $<2.5 \frac{m}{s}$ en el momento del contacto con la superficie.
- Velocidad horizontal $<1 \frac{m}{s}$.
- Error de actitud $<2^\circ$.
- Velocidad angular $<1.5^\circ/\text{s}$.

PER-5 El LDV será capaz de evitar alunizar en cráteres de 2km.

PER-6 El LAV será capaz de realizar navegación relativa con la Estación Lunar en cualquier momento del año (la navegación relativa será posible incluso en caso de eclipse o de tener el Sol detrás del target).

PER-7 Durante el rendez-vous, en el caso de que se produzca alguna anomalía durante la aproximación, el LAV implementará un movimiento que lo aleje del target y lo deje en una posición estable que no requiera intervención humana durante al menos un día.

PER-8 El LAV implementará una función capaz de detectar si hay riesgo de colisión y ejecutar automáticamente una CAM que sitúe al Módulo Lunar en una posición estable y segura.

PER-9 El LAV será capaz de alcanzar las siguientes condiciones cinemáticas en el momento del acoplamiento:

- $5-10 \frac{cm}{s}$ en el eje longitudinal.
- $0-2 \frac{cm}{s}$ de velocidad lateral.
- $0-5^\circ$ de desalineamiento angular.
- $0.15^\circ/\text{s}$ de pitch y yaw.
- $0.5^\circ/\text{s}$ de roll.

1.2.3. Requisitos del Módulo Lunar

- SC-1 A nivel de equipamiento, se aplicarán los siguientes márgenes de masa de madurez de diseño a la mejor estimación de ingeniería hasta que no se haya logrado la calificación completa del equipo:
- 5 % del equipamiento OTS (ECSS categorías A y B).
 - 10 % de los items OTM requieren modificaciones menores (ECSS categoría C).
 - 20 % de items nuevos diseñados o desarrollados o items que requieran grandes modificaciones o rediseños (ECSS categoría D).
- SC-2 La masa seca total del Módulo Lunar incluirá un margen de nivel del sistema de al menos el 20 % de la masa seca nominal de lanzamiento calculada teniendo en cuenta los márgenes especificados en el punto SC-1.
- SC-3 Un margen del 20 % será añadido a todos los cálculos de ΔV .
- SC-4 El sistema de propulsión generará las fuerzas y momentos necesarios para el control de la actitud en 6 grados de libertad durante toda la misión.
- SC-5 La localización y las direcciones de los propulsores se elegirá para evitar el plume impingement en el Módulo Lunar y la contaminación de equipamiento sensible.
- SC-6 La localización y las direcciones de los propulsores se elegirá para minimizar las fuerzas y momentos que perturben el módulo, así como el consumo de combustible.
- SC-7 El diseño del subsistema de propulsión garantizará el agotamiento simétrico del combustible en todos los tanques durante el encendido de los propulsores para minimizar el desplazamiento del centro de gravedad del módulo lunar durante la misión.

Introducción

1.3. Propiedades del Vehículo Lunar

Las siguientes propiedades del Vehículo Lunar han sido predefinidas por el tutor del trabajo.

1.3.1. Masas

La masa seca del Vehículo Lunar, sin combustible ni sistema propulsor (con los márgenes del requisito [SC-1] aplicados) es:

	Mass (kg)
Lunar Descent Vehicle	2239
Structure	1700
Thermal Control	88
Mechanism	400
GNC	31
Harness	20
Lunar Ascent Vehicle	2530
Structure	960
Thermal Control	280
Communications	54
DHS	51
GNC	135
Power	100
Harness	200
Life Support	420
Payload	30
Crew	300
Habitation Module	4043
Structure	1800
Thermal Control	550
Mechanisms	1000
Power	233
Harness	200
Payload	260

Figura 1.1: Masa seca del Vehículo Lunar.

1.3.2. Configuración geométrica

La configuración del Vehículo Lunar será la siguiente:

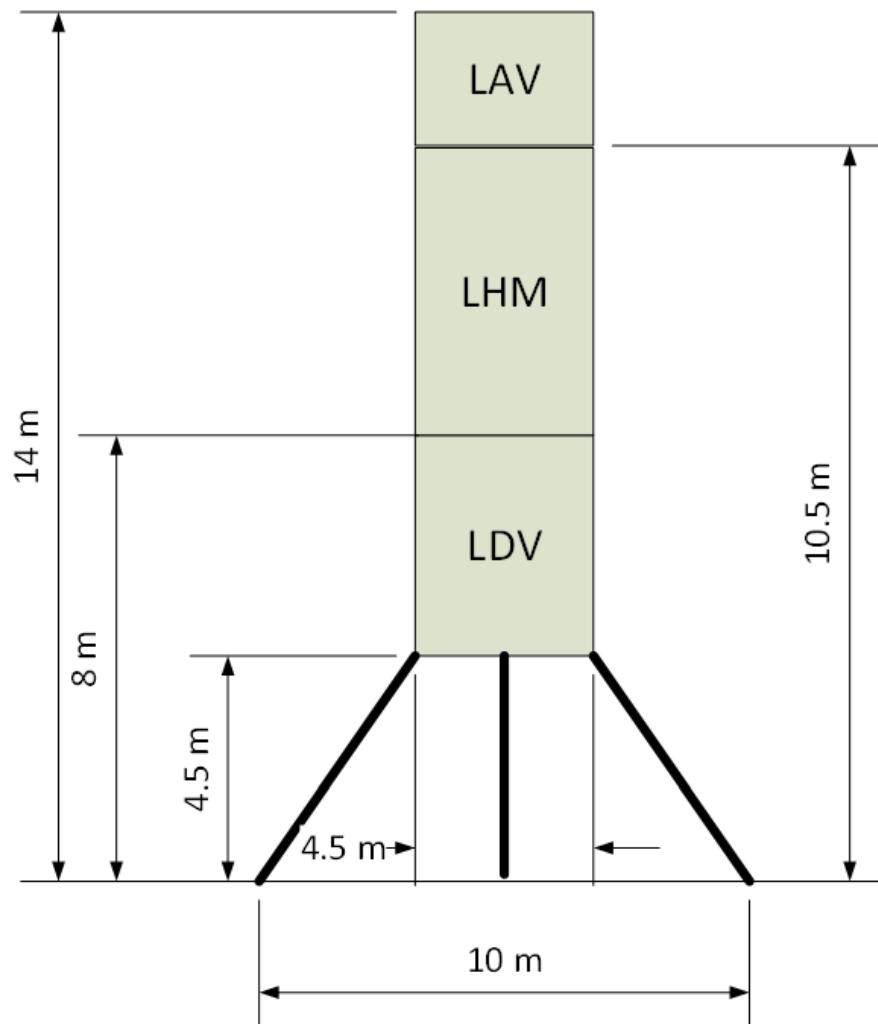


Figura 1.2: Configuración geométrica del Vehículo Lunar.

El centro de masa de cada elemento (sin tener en cuenta las masas de combustible y sistemas propulsores) puede asumirse como que está en su centro de simetría.

Introducción

1.3.3. Equipo de GNC

El tutor ha definido también diversas propiedades de los sistemas utilizados para la navegación del Vehículo Lunar.

1.3.3.1. Sensores de Rendez-vous

Como la información de este apartado es parcial se comentarán todos los sensores utilizados para la navegación durante el rendez-vous en el apartado 2.5.

1.3.3.2. Sensores de Alunizaje

Los siguientes sensores estarán disponibles durante el descenso y el ascenso del Vehículo Lunar:

- IMU que provee actitud y posición respecto al punto objetivo.
- Radar Doppler, usado en el rango entre 1km y 15km que actualiza el IMU.
- Visión Lidar, con un rango de 1km a 25km también posee la capacidad de detección de cráteres.
- IMU para la última fase con un rango de los 0km a los 25km, como el Lidar no proveerá navegación debido a la ceguera producida por el polvo levantado por el motor del vehículo.

1.4. Contenido del trabajo

A la hora de diseñar los parámetros y trayectorias de la misión lo haremos en orden cronológico inverso ya que cada etapa se ve afectada por las posteriores.

De esta manera, comenzaremos analizando el rendez-vous que nuestro módulo debe realizar con la Estación Lunar y todos los parámetros que debemos modelar (trayectoria, combustible necesario, sistemas propulsivos, corrección de errores...).

Una vez calculada la masa con la que debemos iniciar el rendez-vous (que es la masa final que habrá en el lanzamiento) podemos comenzar a diseñar el ascenso desde la superficie lunar hasta las cercanías de la órbita de la Estación Lunar.

Por último, una vez calculada la masa total que necesita el LAV para llegar desde la superficie lunar hasta la Estación Lunar, podremos comenzar a diseñar la maniobra de descenso desde la Estación Lunar hasta la superficie.

Capítulo 2

Rendez-vous en órbita lunar

En este capítulo, además de analizar las maniobras de rendez-vous [SYS-6], calcularemos las masas de combustible y propulsores necesarios para llevarlas a cabo, para así poder usar posteriormente estas masas calculadas en el diseño del ascenso del módulo lunar.

2.1. Condiciones iniciales del módulo tras el ascenso

Supondremos finalizado el ascenso e iniciada la etapa de rendez-vous cuando el módulo (que a partir de ahora llamaremos chaser) se encuentre orbitando la Luna en el mismo plano que la Estación lunar (que a partir de ahora llamaremos target) y a una distancia de ésta de 30 kilómetros en el eje V-bar y de 3 kilómetros en el eje R-bar (Posteriormente justificaremos las distancias elegidas para comenzar el rendez-vous).

Estas magnitudes llevarán asociados errores debidos a los sensores utilizados para medir las distancias entre el target y el chaser, así como los debidos a errores en la inyección del módulo en órbita. Estos errores se analizarán más adelante en este capítulo para estudiar como pueden ser detectados y corregidos.

2.2. Sistema de referencia

Para todos los cálculos y distancias de maniobras de rendez-vous utilizaremos un sistema de referencia en rotación centrado en el target.

En este sistema de referencia la dirección orbital curvilínea es mostrada como una línea recta y llamada V-bar acorde al vector \vec{V} de velocidad orbital (pero en el sentido contrario). El eje en dirección al centro de masas de la Luna (y sentido contrario) se llama R-bar acorde al vector radio \vec{R} . Por último, el tercer eje que crea un triángulo a derechas se denomina H-bar acorde al vector de momento angular orbital \vec{H} y es perpendicular al plano orbital del target. El centro del sistema de coordenadas es el centro de masas del target.

2.2. Sistema de referencia

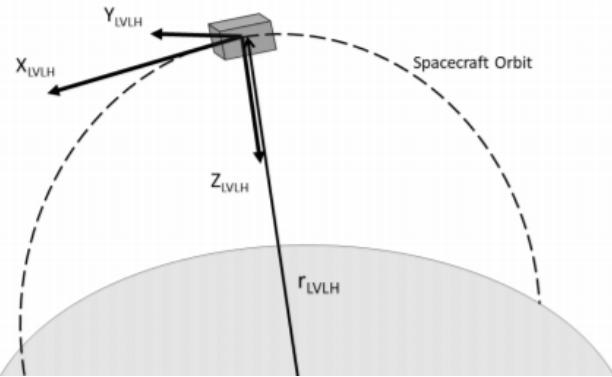


Figura 2.1: LVLH (Local-Vertical-Local-Horizontal) sistema de referencia [6].

En este sistema de referencia una diferencia de excentricidad se vería de la siguiente forma:

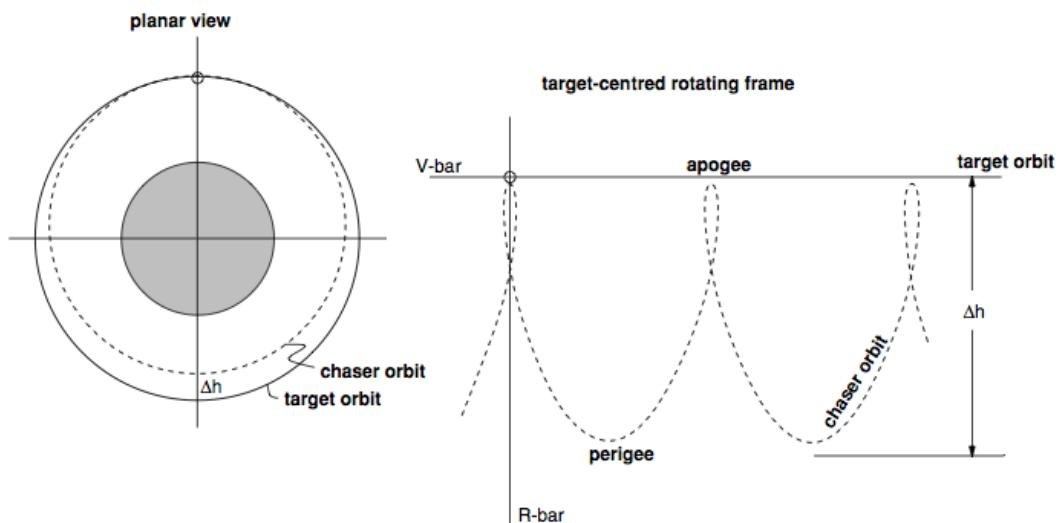


Figura 2.2: De un sistema de referencia inercial centrado en la Luna a uno en rotación centrado en el target.

Tanto el sistema de referencia citado como las ecuaciones que se comentarán a continuación se han extraído de apuntes facilitados por el tutor del TFG José María Fernández Ibarz y del libro *Automated Rendezvous and Docking of Spacecraft* de Wigbert Fehse [1].

2.3. Ecuaciones utilizadas

2.3.1. Ecuaciones de Hill

Para los cálculos de este capítulo se ha partido de las ecuaciones del movimiento relativo en el sistema de coordenadas en rotación centrado en el target definidas por Hill y llamadas por ello Ecuaciones de Hill:

$$\begin{aligned}\ddot{x} - 2\omega\dot{z} &= \frac{1}{m_c}F_x \\ \ddot{y} - \omega^2y &= \frac{1}{m_c}F_y \\ \ddot{z} - 2\omega\dot{x} - 3\omega^2z &= \frac{1}{m_c}F_z\end{aligned}$$

En estas ecuaciones $\omega = \frac{2\pi}{T} = \frac{\mu_{Luna}}{R_{Target}^3}$ es la frecuencia angular de la órbita circular del target que sustituyendo los datos del requisito [PER-1] es igual a $\omega = 8.8903 \cdot 10^{-4} \frac{rad}{s}$ y m_c es la masa del chaser.

El movimiento puede ser perturbado por aceleraciones impuestas $\gamma_{x,y,z} = \frac{F_{x,y,z}}{m_c}$.

2.3.2. Ecuaciones de Clohessy & Wiltshire

Las ecuaciones de Hill son ecuaciones diferenciales lineales que pueden ser resueltas usando el método de transformadas de Laplace. Para distancias entre el target y el chaser que sean muy pequeñas comparadas con el radio de la órbita, una solución linealizada ha sido derivada por W. H. Clohessy y R. S. Wiltshire (Clohessy & Wiltshire 1960) y es de la siguiente forma:

$$\begin{aligned}x(t) &= \left(\frac{4\dot{x}_0}{\omega} - 6z_0 \right) \sin(\omega t) - \frac{2\dot{z}_0}{\omega} \cos(\omega t) + (6\omega z_0 - 3\dot{x}_0)t + \left(x_0 + \frac{2\dot{z}_0}{\omega} \right) + \dots \\ &\quad + \frac{2}{\omega^2} \gamma_z (\omega t - \sin(\omega t)) + \gamma_x \left(\frac{4}{\omega^2} (1 - \cos(\omega t)) - \frac{3}{2} t^2 \right) \\ y(t) &= y_0 \cos(\omega t) + \frac{\dot{y}_0}{\omega} \sin(\omega t) + \frac{\gamma_y}{\omega^2} (1 - \cos(\omega t)) \\ z(t) &= \left(\frac{2\dot{x}_0}{\omega} - 3z_0 \right) \cos(\omega t) + \frac{\dot{z}_0}{\omega} \sin(\omega t) + \left(4z_0 - \frac{2\dot{x}_0}{\omega} \right) + \dots \\ &\quad + \frac{2}{\omega^2} \gamma_x (\sin(\omega t) - \omega t) + \frac{\gamma_z}{\omega^2} (1 - \cos(\omega t))\end{aligned}$$

2.3. Ecuaciones utilizadas

Las velocidades en los tres ejes quedan entonces de la siguiente forma:

$$\begin{aligned}\dot{x}(t) &= (4\dot{x}_0 - 6z_0) \cos(\omega t) + 2\dot{z}_0 \sin(\omega t) + 6\omega z_0 - 3\dot{x}_0 + \dots \\ &\quad + \frac{2\gamma_z}{\omega} (1 - \cos(\omega t)) + \gamma_x \left(\frac{4 \operatorname{sen}(\omega t)}{\omega} - 3t \right) \\ \dot{y}(t) &= -\omega y_0 \operatorname{sen}(\omega t) + y_0 \cos(\omega t) + \frac{\gamma_y}{\omega} \operatorname{sen}(\omega t) \\ \dot{z}(t) &= (3z_0 \omega - 2\dot{x}_0) \operatorname{sen}(\omega t) + \dot{z}_0 \cos(\omega t) + \dots \\ &\quad + \frac{2\gamma_x}{\omega} (\cos(\omega t) - 1) + \frac{\gamma_z \operatorname{sen}(\omega t)}{\omega}\end{aligned}$$

Esta linealización de las ecuaciones parte de suponer los impulsos como cambios instantáneos de velocidad y las aceleraciones como constantes y no será correcta en otros casos.

Por esta linealización, la precisión de las ecuaciones de Clohessy & Wiltshire disminuye con la distancia al origen de coordenadas (centro de masas del target) según la siguiente ecuación: $\Delta z = r(1 - \cos(\frac{x}{r}))$, donde r es la distancia del target al centro del cuerpo que orbita y x es la distancia en V-bar del chaser al target. Para $x = 30km$ y una r correspondiente a un target con una órbita lunar a una altura de $100km$ sobre la superficie de la luna el error es $\Delta z \simeq 245m$ y para $x = 10km$ en la misma órbita el error es $\Delta z \simeq 27m$

Estas ecuaciones se han implementado en una función de Matlab para poder ser utilizadas en el diseño de la misión, posteriormente, esta función ha sido verificada como puede comprobarse en el Apéndice A

2.4. Diseño de las maniobras

En este apartado comentaremos la trayectoria ideal que seguirá el chaser para alcanzar al target sin tener en cuenta ningún tipo de errores (los trataremos más adelante). Las maniobras se han diseñado tomando como base el libro de Wigbert Fehse [1].

2.4.1. Elección de la estrategia de aproximación

Lo primero es decidir cuál va a ser el corredor de aproximación al target, las opciones son o el R-bar o el V-bar.

En nuestro caso se ha decidido utilizar el V-bar por 4 razones:

1. Cuando nos aproximamos por V-bar nos mantenemos en R-bar = 0, por lo que todos los puntos son waiting points, de este modo, si detenemos la maniobra en cualquier momento, el chaser se quedará inmóvil respecto al target hasta que decidamos reanudarla, minimizando la probabilidad de una colisión entre ambos y aumentando el control sobre la maniobra.
2. Se han calculado distintas aproximaciones en R-bar y se ha llegado a la conclusión de que tanto el tiempo como el combustible necesario para realizar la maniobra son del mismo orden de magnitud que los de la aproximación por V-bar por lo que tampoco representa una gran ventaja en esos aspectos.
3. La aceleración necesaria para la aproximación por R-bar son de la siguiente forma:

$$\begin{bmatrix} \gamma_x \\ \gamma_y \\ \gamma_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -2\omega\Delta V_z \\ 0 \\ -3\omega^2(z_0 + \Delta V_z t) \end{bmatrix}$$

Como es evidente, la componente en R-bar no es constante con el tiempo por lo que no podemos usar las ecuaciones de Clohessy & Wiltshire comentadas en el apartado 2.3.2.

4. Por último, como hemos señalado, las aceleraciones para la aproximación por R-bar son variables por lo que introducen una mayor complejidad y probabilidad de fallo que las aceleraciones para la aproximación por V-bar que son constantes.

2.4. Diseño de las maniobras

Por todas las razones anteriores la aproximación se realizará por V-bar y será de la siguiente forma.

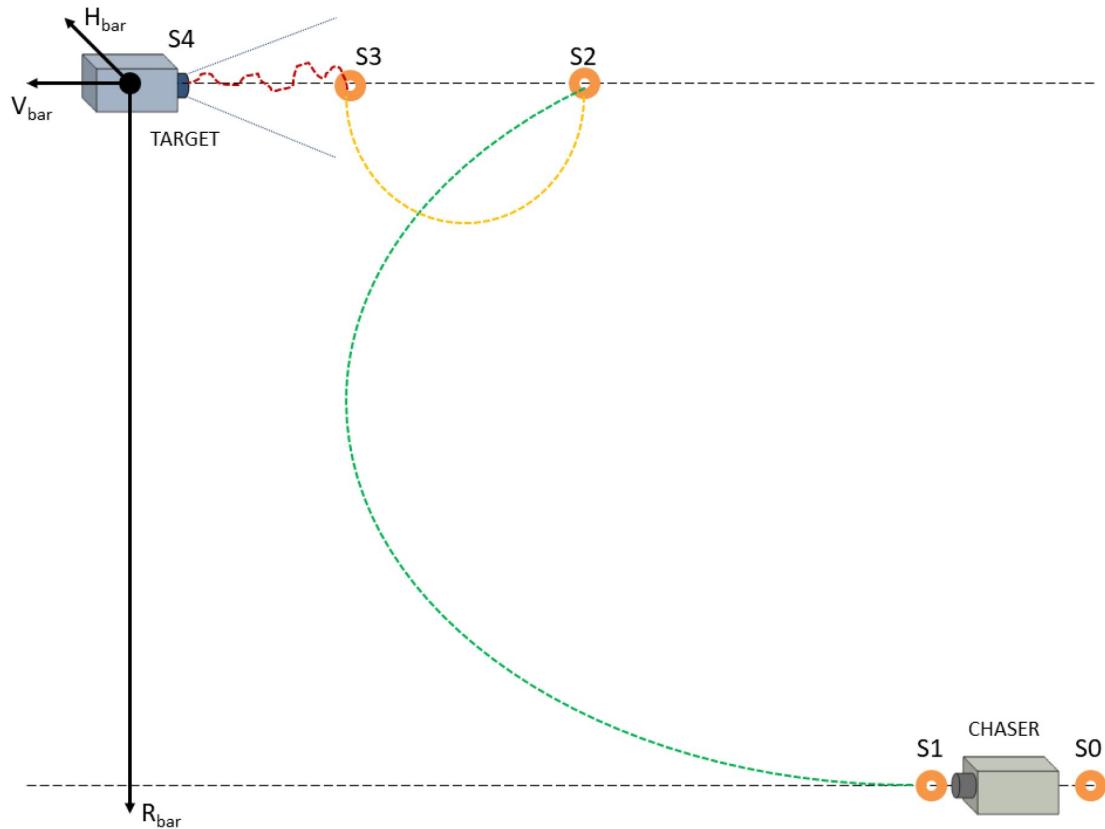


Figura 2.3: Trayectoria del chaser [6].

A continuación, comentaremos las maniobras del chaser entre cada punto de la trayectoria y el siguiente.

2.4.2. Trayectoria de S0 a S1

El escenario de rendez-vous comienza en el punto llamado S0, éste es el último punto de la maniobra de lanzamiento y está situado por detrás y debajo del target (en una órbita inferior).

2.4.2.1. Posición de S0

Las distancias en R-bar y V-bar del target se hallarán en función de los errores que pueda haber en esta primera fase del rendez-vous.

Para R-bar:

1. Para empezar tomaremos una distancia de seguridad con el target que llamaremos elipsoide de aproximación y que en el eje R-bar alcanzará los 1000m ($\Delta z_{AE} = 1000m$).
2. Las incertidumbres asociadas al conocimiento de la posición y la precisión de pronóstico de la evolución de la órbita del target mientras dure el rendez-vous nos dará un error de ($\Delta z_{etarg} = 150 - 200m$).
3. El error de la posición en R-bar debido a la precisión de los sensores de navegación (Radar-Doppler) viene dada por los requisitos de la misión y es de 400m ($\Delta z_{enav} = 400m$).
4. El error de altitud debido a los errores de propulsión en el lanzamiento se tomará como ($\Delta z_{ethru} = 700 - 800m$).
5. Por último, tomaremos un margen adicional de entre 250m y 500m para cubrir otros efectos. ($\Delta z_{marg} = 250 - 500m$).

Teniendo en cuenta todos estos errores y márgenes obtenemos que:

$$\Delta z_{S0} = \Delta z_{AE} + \Delta z_{etarg} + \Delta z_{enav} + \Delta z_{ethru} + \Delta z_{marg} = 2900m$$

El punto S0 estará a una distancia en R-bar del target de 2900m que podemos aumentar a 3000m para aumentar la seguridad del rendez-vous.

Para V-bar:

1. El elipsoide de aproximación en el eje V-bar alcanzará los 2000m ($\Delta x_{AE} = 2000m$).
2. Las incertidumbres asociadas al conocimiento de la posición y la precisión de pronóstico de la evolución de la órbita del target mientras dure el rendez-vous nos dará un error de ($\Delta x_{etarg} = 150 - 200m$).
3. El error de la posición en V-bar debido a la precisión de los sensores de navegación (Radar-Doppler) viene dada por los requisitos de la misión y es de 400m, sin embargo, teniendo en cuenta la duración de la etapa entre S0 y S1 (cercana a la hora y media) la incertidumbre en la velocidad real del chaser puede dar un error mucho mayor, del orden de 3500m. ($\Delta x_{enav} \approx 3500m$).

4. El error de altitud debido a los errores de propulsión en el lanzamiento se tomará como ($\Delta x_{ethru} = 3400 - 3600m$).
5. Para ir de S0 a S1 haremos una maniobra de drift que además de hacernos avanzar hacia el target nos ayudará a mejorar la precisión de la posición del chaser, para esto necesitaremos al menos unos 3000m. ($\Delta x_{drift} = 3000m$).
6. Como hemos visto en la imagen y se comentará en el siguiente apartado realizaremos una maniobra de Hohmann, que para una distancia en R-bar de 3000m nos hará necesitar $\Delta x = \frac{3\pi}{4}\Delta z \approx 7070m$ para ejecutarla. ($\Delta x_{Hoh} \approx 7070m$).
7. Por último, tomaremos un margen adicional de entre 500m y 1000m para cubrir otros efectos. ($\Delta z_{marg} = 500 - 1000m$).

Teniendo en cuenta todos estos errores y márgenes obtenemos que:

$$\Delta x_{S0} = \Delta x_{AE} + \Delta x_{etarg} + \Delta x_{enav} + \Delta x_{ethru} + \Delta x_{drift} + \Delta x_{Hoh} + \Delta x_{marg} \approx 20500m$$

El punto S0 estará a una distancia en V-bar del target de 20500m, como a diferencia de con R-bar esta no provoca un aumento del combustible necesario para el rendez-vous (tan solo un incremento del tiempo de éste) podemos aumentar la distancia entre S0 y el target en V-bar a 30km para tener así una mayor precisión en la posición del chaser y una mayor seguridad en las maniobras posteriores.

Por tanto, S0 se encontrará a 3000m en R-bar y a 30000m en V-bar del target.

2.4.2.2. Posición de S1

Debido a las maniobras que se realizarán de S2 al target se decide que $x_{S2} = 3000m$, si a esto le sumamos el espacio necesario para realizar la maniobra de Hohmann que ya calculamos en el apartado anterior $\Delta x_{Hoh} \approx 7070m$ obtenemos que $x_{S1} = 10070m$.

2.4.2.3. Maniobra elegida

Como ya hemos adelantado en el apartado en que calculamos S0, para avanzar de S0 a S1 realizaremos una maniobra de free drift donde aprovecharemos que estamos en una órbita circular y coplanar inferior para acercarnos al target sin consumir ningún combustible. En el sistema de referencia en rotación centrado en el target que usamos, esta maniobra se verá como una línea recta paralela al eje V-bar.

La velocidad con la que nos acercamos al target se puede calcular con la solución analítica hallada en el apartado A.2.1 del apéndice.

$$V_x = \frac{3\omega z_0}{2}$$

Como debemos avanzar desde los 30000m en que se encuentra S0 en V-bar hasta los 10070m en que se encuentra S1, podemos calcular el tiempo que

Rendez-vous en órbita lunar

necesitará el chaser para completar la maniobra de free drift de S0 a S1 con la siguiente ecuación:

$$t_{S0 \rightarrow S1} = \frac{\Delta x}{V_x} = \frac{30000 - 10070}{\frac{3.8.89 \cdot 10^{-4} \cdot 3000}{2}} = 4975s$$

Ejecutándolo con la función del apéndice A obtenemos lo siguiente:

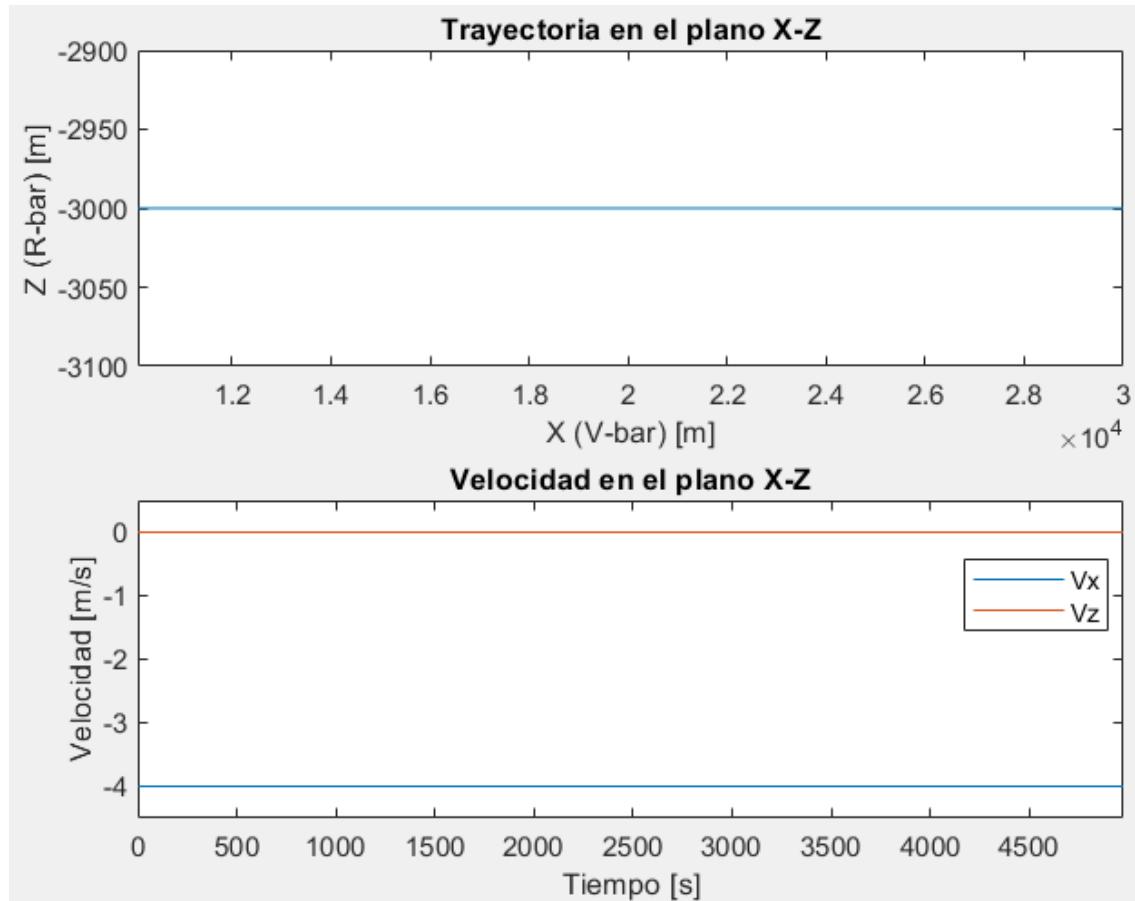


Figura 2.4: Trayectoria del chaser de S1 a S0.

2.4.3. Trayectoria de S1 a S2

2.4.3.1. Maniobra elegida

Para este tramo del rendez-vous como ya hemos comentado anteriormente realizaremos una maniobra de Hohmann.

Al inicio, nuestro chaser se encuentra en S1, a 3000m en el eje R-bar y a 10070m en el V-bar del target.

Como ya hemos calculado, una maniobra de Hohmann nos hará avanzar 7070m en V-bar y nos colocará a la misma altitud que el target. Para ello necesitaremos un impulso en S1 en la dirección contraria al eje V-bar y otro igual en S2 para terminar la maniobra y frenar el chaser.

Para calcular los impulsos necesarios utilizaremos los ya usados para la verificación de la función de Matlab en el apartado A.2.6 del apéndice:

$$|\Delta V_x| = \left| \frac{\omega z_0}{4} \right| = \left| \frac{8.89 \cdot 10^{-4} \cdot 3000}{4} \right| = 0.66677 \frac{m}{s}$$

El impulso total necesario a aplicar sobre el chaser será por tanto :

$$|\Delta V_{TOTAL_x}| = 2 \cdot |\Delta V_x| = 1.3335 \frac{m}{s}$$

El tiempo necesario para realizar la maniobra de Hohmann es de medio periodo orbital del target.

A este tiempo habría que sumarle el que queramos quedarnos en S2, ya que es un punto de espera o hold point al tener una velocidad relativa al target nula y estar fuera del elipsoide de aproximación. En este punto S2 podemos mantenernos durante el tiempo necesario para hacer un último checkeo de todos los sistemas del chaser, una última corrección de sincronización con eventos externos como las condiciones de iluminación o el horario de la tripulación.

Para continuar aproximándose al target y entrar en el elipsoide de aproximación necesitaremos permiso de la Estación Lunar (target).

2.4.3.2. Fallos en los impulsos

La elección de estas maniobras se debe a su gran seguridad en caso de cometer un fallo en alguno de los impulsos.

Si se falla en el primer impulso hay tiempo de volver a intentarlo ya que aunque el chaser sigue avanzando respecto al target hemos contado con posibles irregularidades e incluso si el chaser llega a avanzar 1 kilómetro más de lo inicialmente deseado antes de realizar el primer impulso de la maniobra Hohmann conseguiremos un punto S2 fuera del elipsoide de aproximación (pese a haber-nos adentrado ligeramente durante la maniobra) con el único impedimento de tener que adaptar la maniobra de S2 a S3 posterior sin implicar un mayor consumo de combustible (de hecho el consumo disminuiría). Si por otro lado no

Rendez-vous en órbita lunar

se consigue solucionar el fallo del propulsor el chaser continuará avanzando en línea recta de forma que de ninguna manera colisionaría con la Estación Lunar (target), acto que sería catastrófico.

Ambos casos de fallo se pueden observar en la siguiente figura:

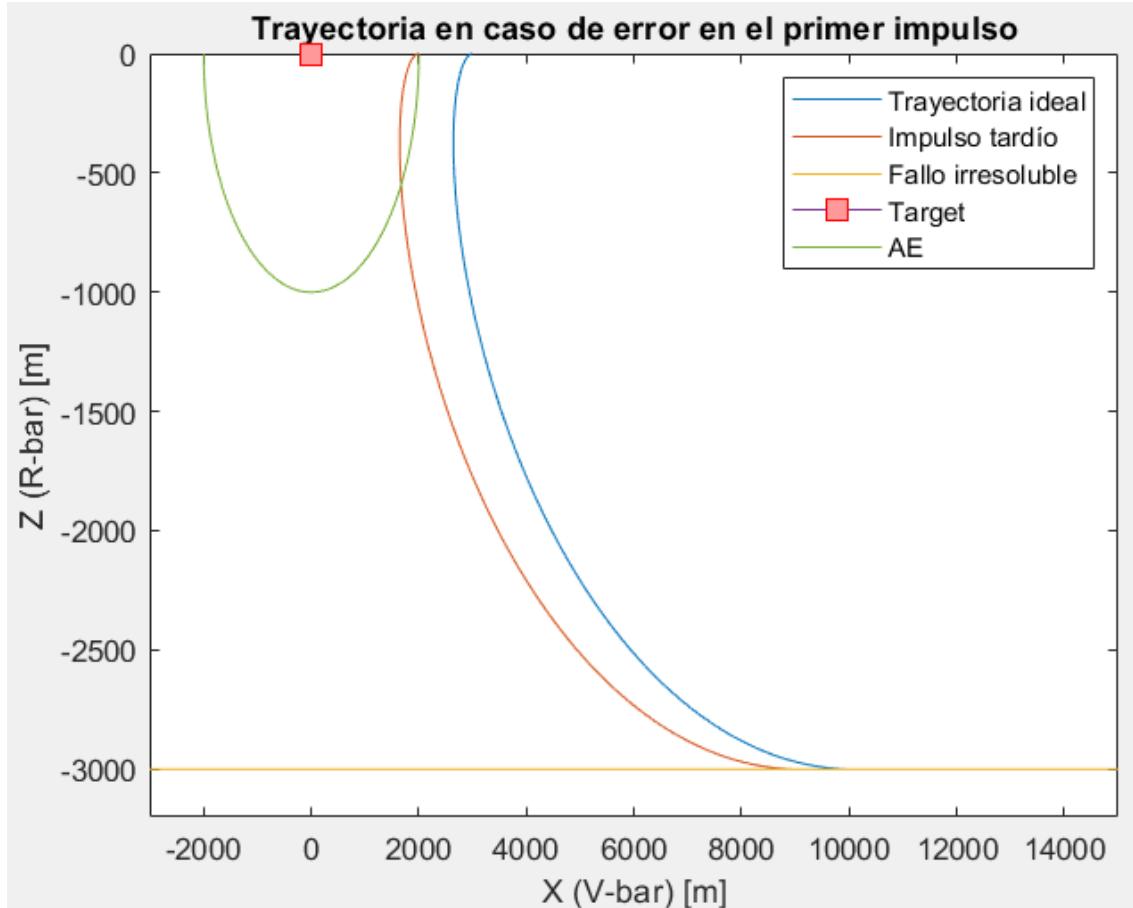


Figura 2.5: Trayectorias del chaser en caso de error en el impulso en S1.

Si por el contrario se realiza correctamente el primer impulso pero hay algún error en el segundo, el chaser realizará una trayectoria espejo de la Hohmann entre S1 y S2 pero ahora desde S2 a un punto S2' situado de nuevo a 3000m en R-bar y a otros 7070m en V-bar de S2, como se puede ver en la siguiente figura, pese a este fallo en ningún momento entramos en el elipsoide de aproximación (AE):

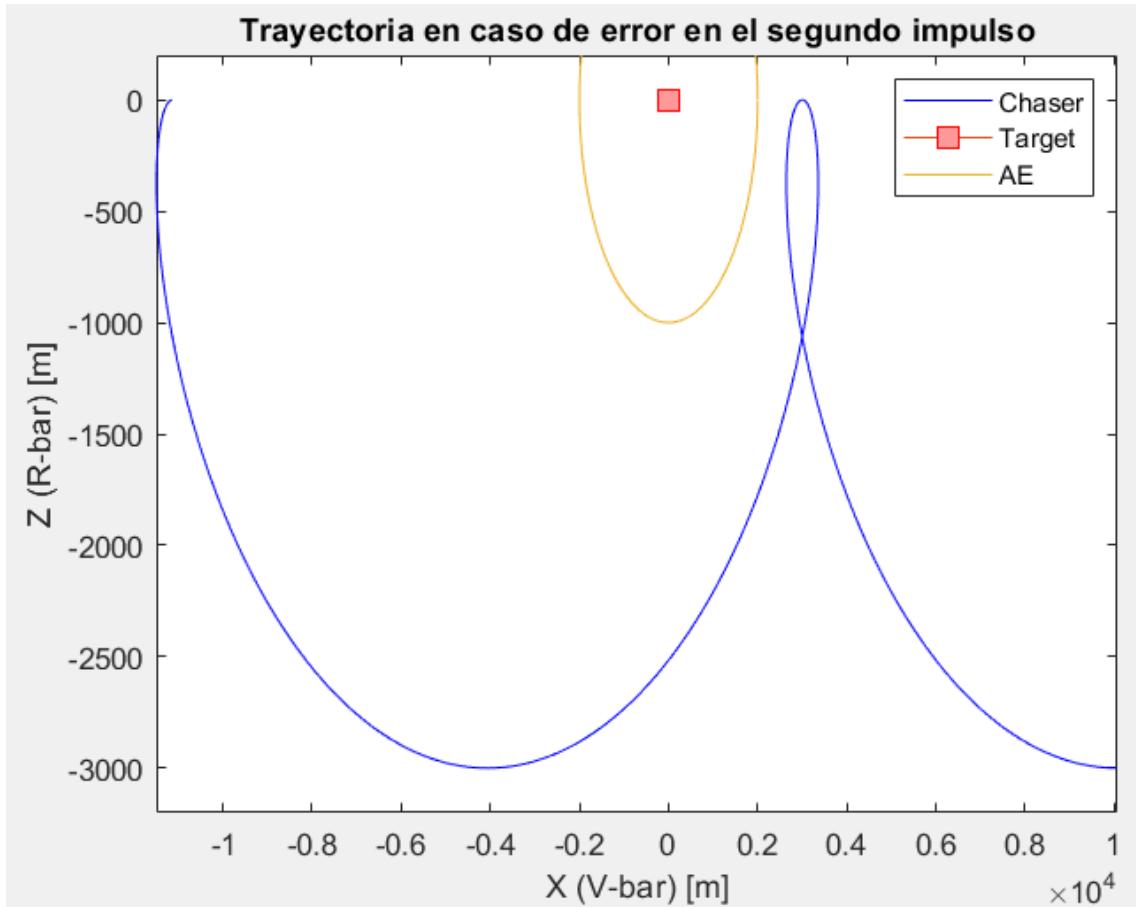


Figura 2.6: Trayectoria del chaser en caso de error en el impulso en S2.

2.4.4. Trayectoria de S2 a S3

2.4.4.1. Posición de S3

El punto S3 debe de estar ya en las inmediaciones del target debido a que a partir de él comenzaremos el movimiento forzado, sin embargo, no hay una distancia óptima. Cuanto más lejos estemos del target más segura será la maniobra pero, cuanto más cerca estemos, más se reducirá el tiempo de rendez-vous y menos combustible será necesario para alcanzar el target.

En la siguiente figura podemos ver cómo varía el impulso total necesario con la posición de S3, además se muestra también como variable la velocidad del movimiento forzado entre S3 y S4 para mostrar cómo solo afecta al impulso total trasladando la recta de forma paralela hacia un mayor impulso.

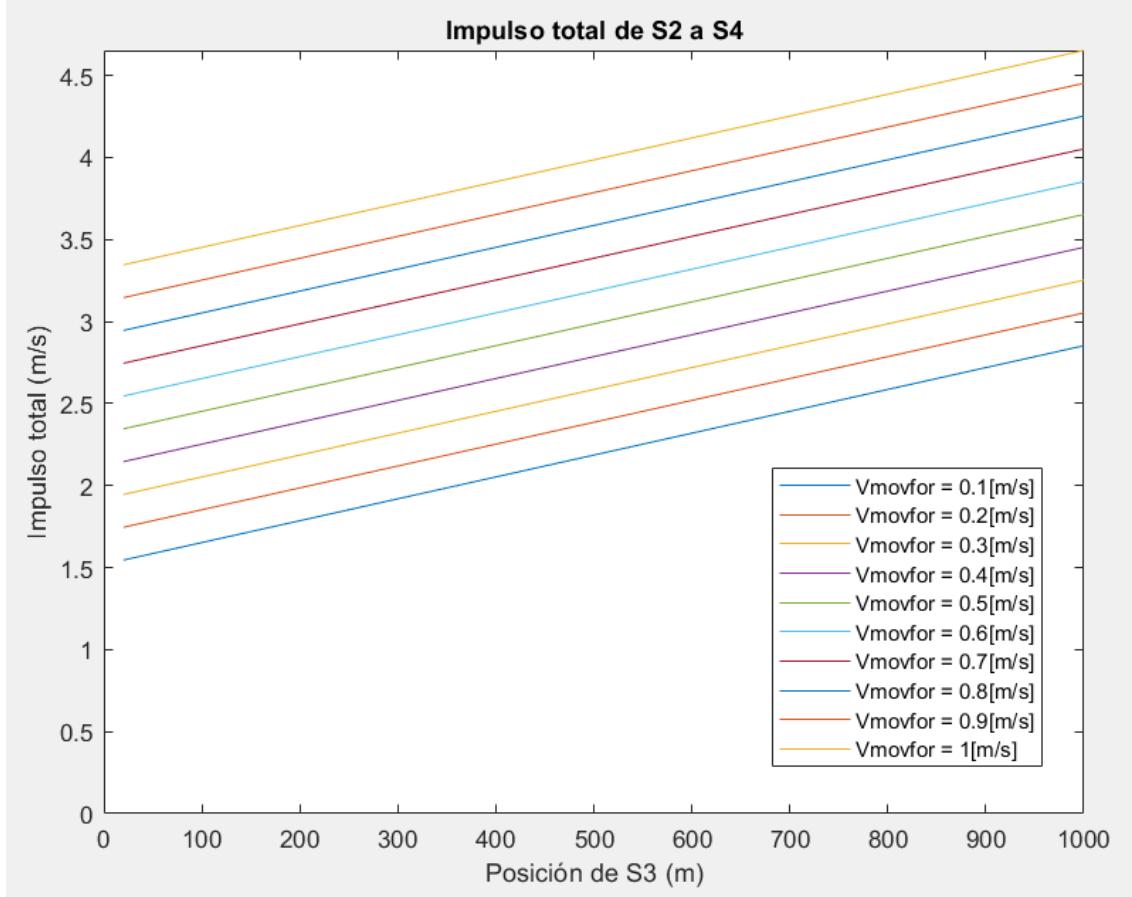


Figura 2.7: Impulso total en función de la posición de S3.

Como ya hemos dicho y como se puede observar, lo mejor desde el punto de vista de consumo de combustible sería un S3 lo más cercano al target posible. Como decisión de compromiso se decide que S3 esté a 240m del target para situarlo fuera de la Keep Out Zone (KOZ) de la Estación Lunar (target) que es un círculo centrado en el target y con un radio de 200m.

2.4.4.2. Maniobra elegida

Para avanzar del punto S2 a 3000m del target en la línea V-bar al punto S3 a 240 metros el mismo eje hemos reducido la lista de posibles maniobras a dos.

La primera opción es un impulso en la dirección del eje V-bar en sentido positivo como el que utilizamos en la verificación de la función de Matlab del apartado A.2.3 del apéndice. Para realizar esta maniobra necesitaremos el siguiente impulso:

$$|\Delta V_x| = \frac{\Delta x \omega}{6\pi} = 0.1302 \frac{m}{s}$$

Donde $\Delta x = x_{S2} - x_{S3} = 3000 - 240 = 2760m$.

2.4. Diseño de las maniobras

Como haremos un impulso para comenzar la maniobra y otro para finalizarla el impulso total será $\Delta V_{TOTAL} = 2|\Delta V_x| = 0.2603 \frac{m}{s}$.

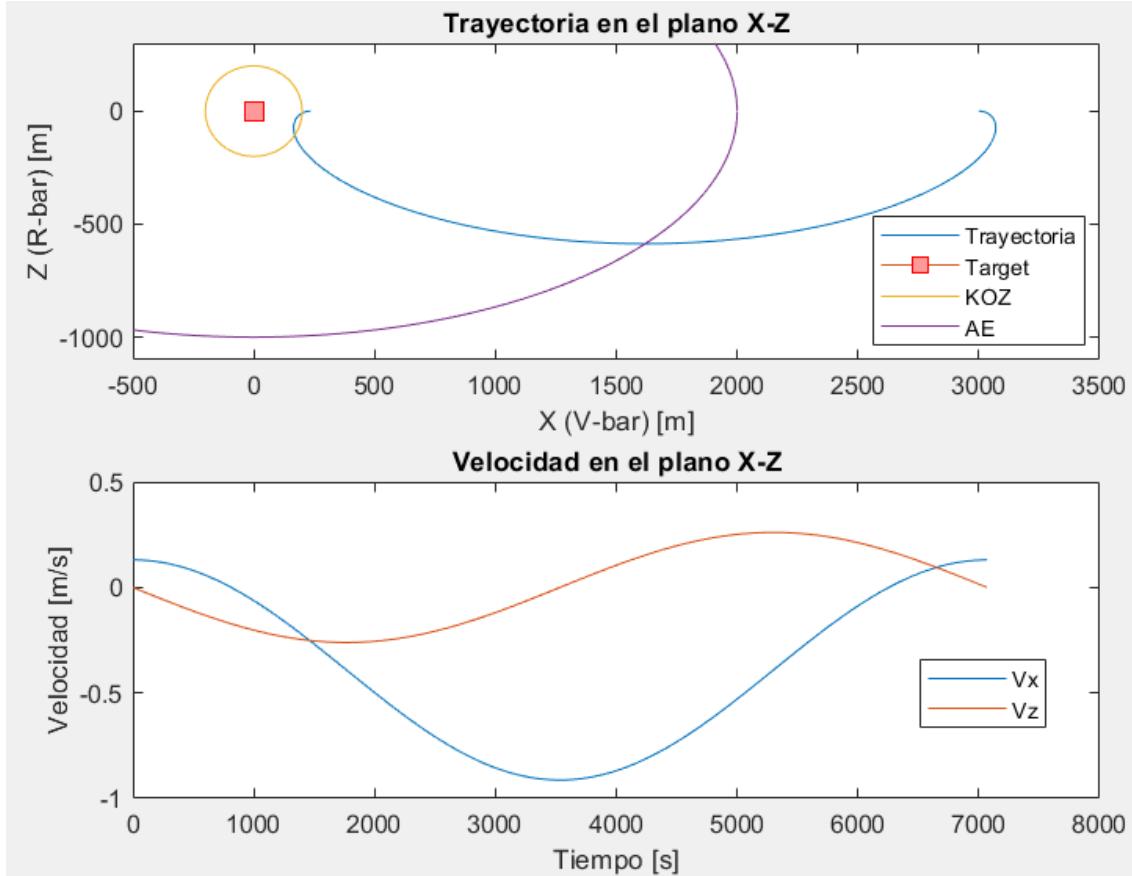


Figura 2.8: Primera opción para avanzar de S2 a S3.

El tiempo necesario para realizar esta maniobra es de un periodo orbital.

La segunda opción es un impulso en la dirección del eje R-bar en sentido negativo como la que utilizamos en la verificación de la función de Matlab en el apartado A.2.4 del apéndice. Para realizar esta maniobra necesitaremos el siguiente impulso:

$$|\Delta V_z| = \frac{\Delta x \omega}{4} = 0.6134 \frac{m}{s}$$

Como haremos un impulso para comenzar la maniobra y otro para finalizarla el impulso total será $\Delta V_{TOTAL} = 2|\Delta V_z| = 1.2269 \frac{m}{s}$.

Rendez-vous en órbita lunar

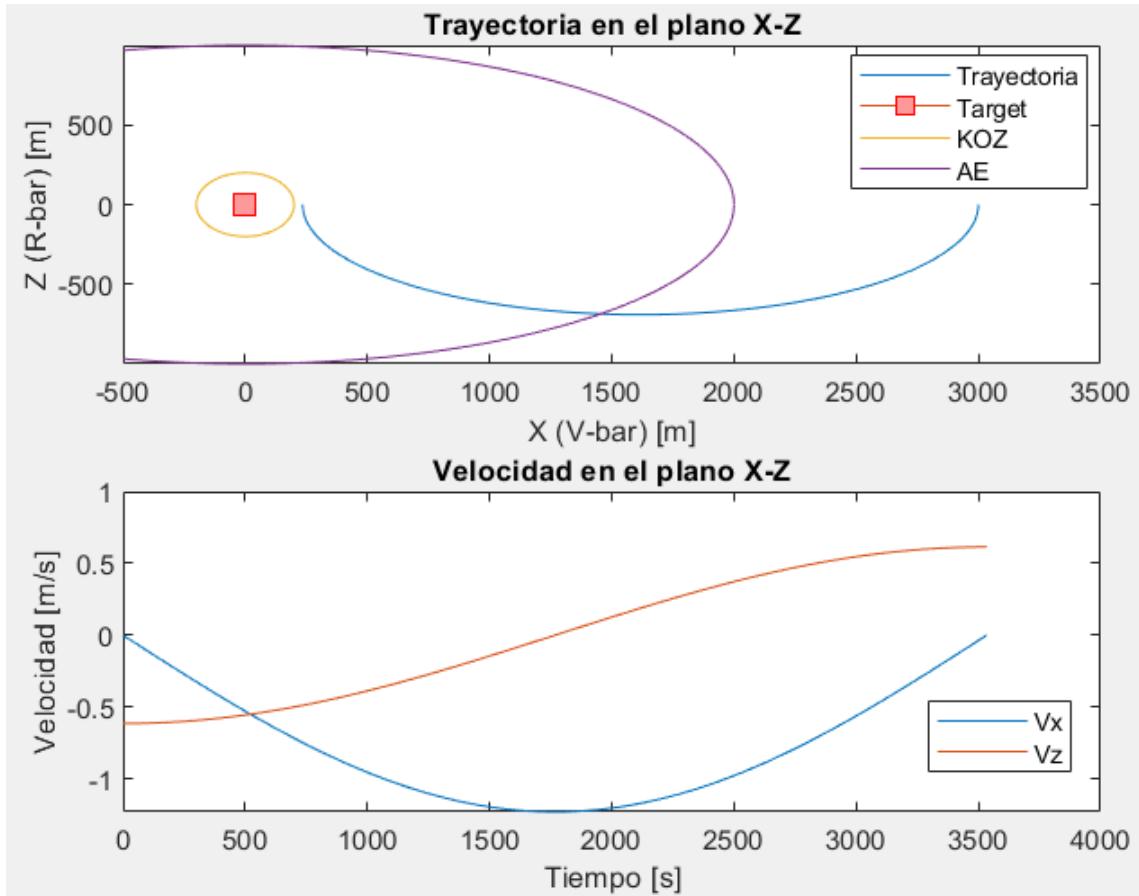


Figura 2.9: Segunda opción para avanzar de S2 a S3.

El tiempo necesario para realizar esta maniobra es de medio periodo orbital.

Comparando ambas opciones podemos observar los siguientes puntos:

1. Diferencia de impulsos: Los impulsos necesarios para la primera opción bastante inferiores a los necesarios para la segunda opción.

$$\frac{\Delta V_z}{\Delta V_x} = \frac{6\pi}{4} \approx 4.7$$

Como vemos la primera opción necesita impulsos casi 5 veces menores que la segunda.

2. Tiempos de maniobra: Como se ha comentado, la primera opción tiene una duración de un periodo orbital mientras que la segunda opción tarda la mitad en llegar a S3.
3. Penetración de la KOZ: Como se puede ver en la figura 2.8 la primera opción penetra en la KOZ al final de su trayectoria antes de llegar a S3, por el contrario, la segunda opción nunca llega a transitar por la KOZ, manteniéndose fuera de ésta durante toda su trayectoria.

2.4. Diseño de las maniobras

4. Consecuencias en caso de error: Ambas opciones no presentan problemas a la hora de tener un fallo en el primer impulso puesto que S2 es un holding point.

Si, en cambio, se produce un error en el segundo impulso que finaliza la maniobra las consecuencias sí son relevantes.

En el caso de la primera opción, si no se produce el segundo impulso la maniobra se repetirá dejando tras otro periodo orbital al chaser varios kilómetros delante del target como podemos observar en la siguiente figura, una posición que es difícil de revertir.

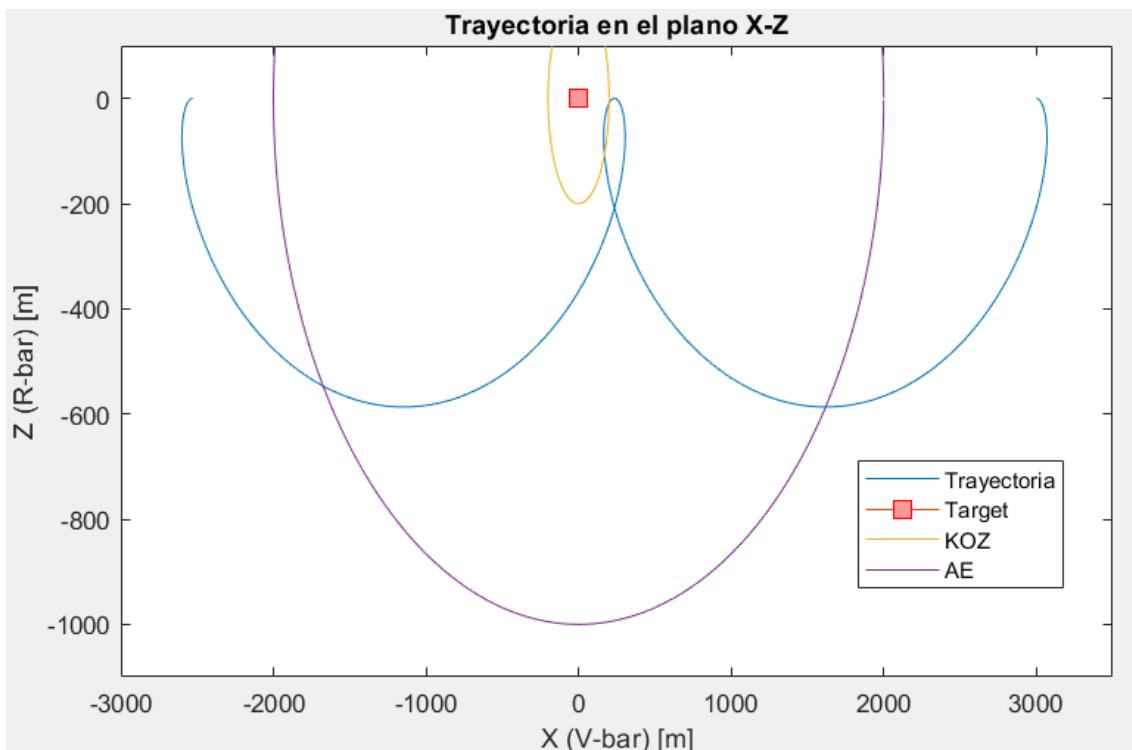


Figura 2.10: Error en el segundo impulso en la primera opción.

Para la segunda opción, en cambio, un fallo en el segundo impulso no resulta en un problema demasiado grave. Tras alcanzar S3, si no se produce ningún impulso, el chaser realizará una maniobra igual pero invertida respecto al eje V-bar regresando en medio periodo orbital a S2, por tanto, esperando otro semiperiodo el chaser volvería a llegar a S3 dándole otra oportunidad idéntica para realizar el impulso (durando en este caso la maniobra un periodo orbital y medio).

Podemos ver la trayectoria en la siguiente figura:

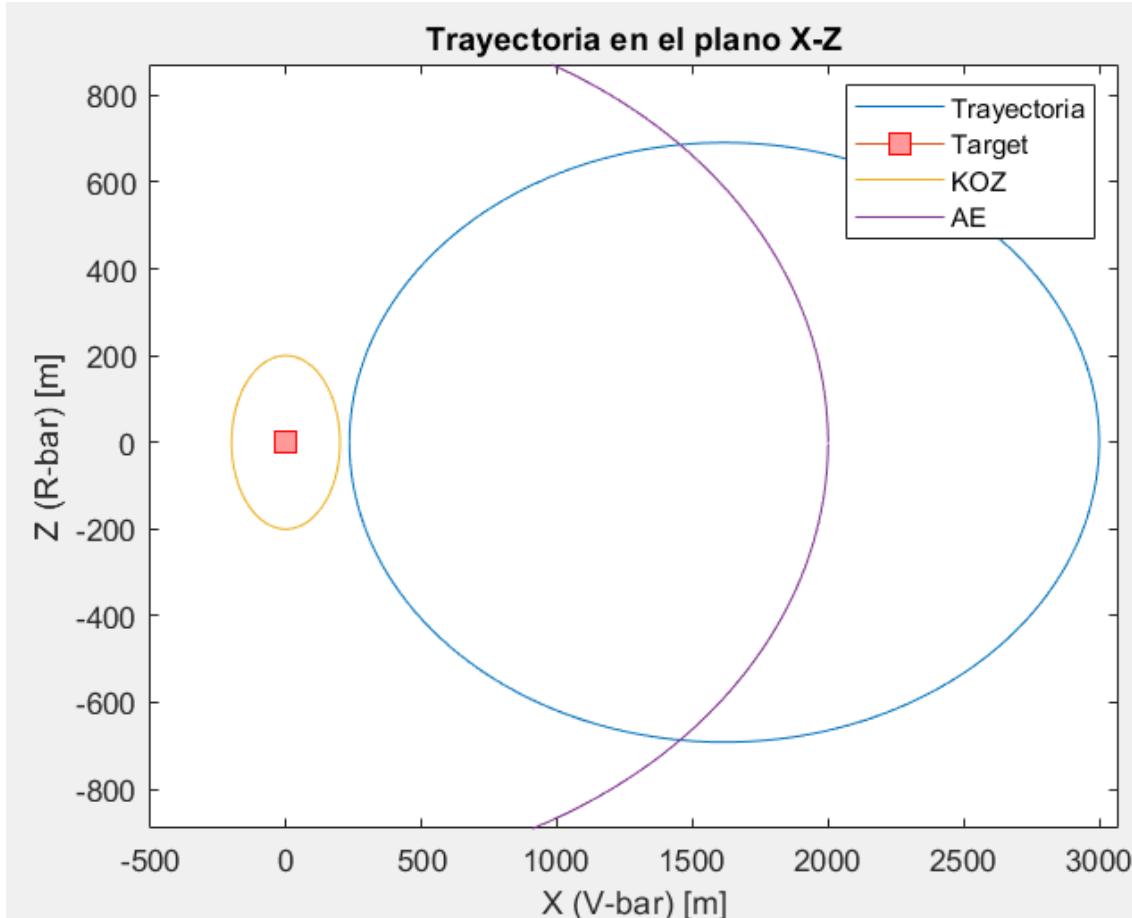


Figura 2.11: Error en el segundo impulso en la segunda opción.

Tras considerar todos estos factores, nos decidimos por la segunda opción puesto que, pese a perjudicar el consumo de combustible necesario, resulta mucho más segura para el correcto desarrollo de la misión.

Por último comentar que, en la práctica, realmente es imposible lograr un punto S3 que se encuentre en el eje V-bar, siempre estará algo por encima o por debajo. Dicho esto, debemos tener en cuenta que es mejor estar unos centímetros por encima que por debajo puesto que de esta manera no nos acercaremos al target sin quererlo.

2.4.5. Trayectoria de S3 a S4

2.4.5.1. Maniobra elegida

Como es obvio, estando ya a un par de cientos de metros del target la maniobra escogida es un movimiento forzado en V-bar.

Como vimos en el apartado 2.4.4.1 y la figura 2.7 a menor velocidad de avance entre S3 y S4 menor será el consumo de combustible. Debido a esto, escogere-

2.4. Diseño de las maniobras

mos una velocidad de avance muy baja $V_x = 0.1 \frac{m}{s}$ que nos penalice en tiempo pero no en consumo y que aumente la seguridad (de esta manera además incluso fallando en el impulso final tenemos una velocidad aceptable para el docking cumpliendo así los requisitos [SYS-7] y [PER-9]). Tendremos que aplicar este impulso en la dirección negativa del eje V-bar para comenzar la maniobra así como otra vez pero en la dirección positiva del eje para terminarla.

$$\Delta V_{TOTAL} = 2|\Delta V_x| = 0.2 \frac{m}{s}$$

Además de esto deberemos aplicar una aceleración constante en el sentido negativo del eje R-bar para mantenerse en la órbita del target, esta aceleración será:

$$|a| = 2|\Delta V_x|\omega = 1.7718 \cdot 10^{-4} \frac{m}{s^2}$$

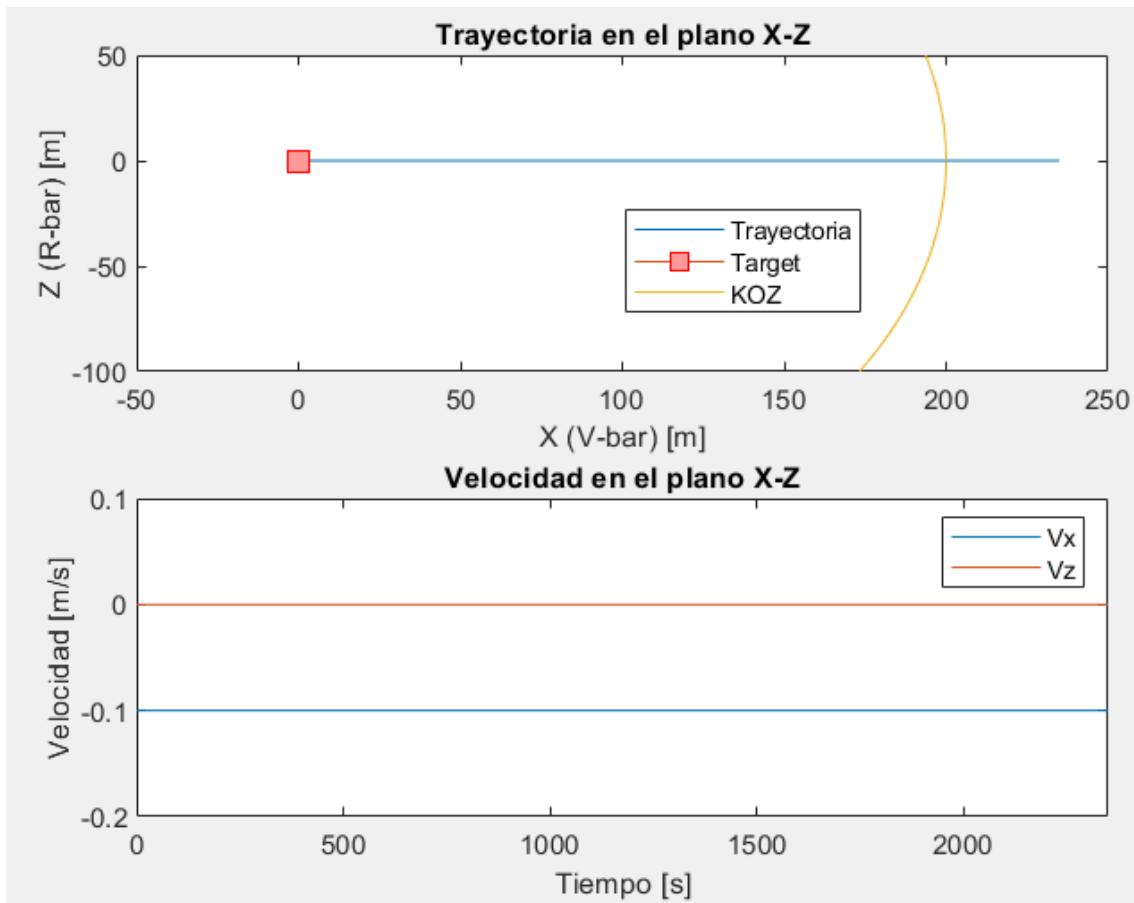


Figura 2.12: Trayectoria de S3 a S4.

Rendez-vous en órbita lunar

La maniobra durará $t_{34} = \frac{\Delta x}{|\Delta V_x|} = \frac{240}{0.1} = 2400s$. Y el impulso total necesario para la maniobra será entonces:

$$\Delta V_{TOTAL} = 2|\Delta V_x| + |a| \cdot t_{34} = 0.627 \frac{m}{s}$$

2.4.6. Visualización de la maniobra completa

En la siguiente figura podemos ver la maniobra completa de rendez-vous desde S0 hasta S4:

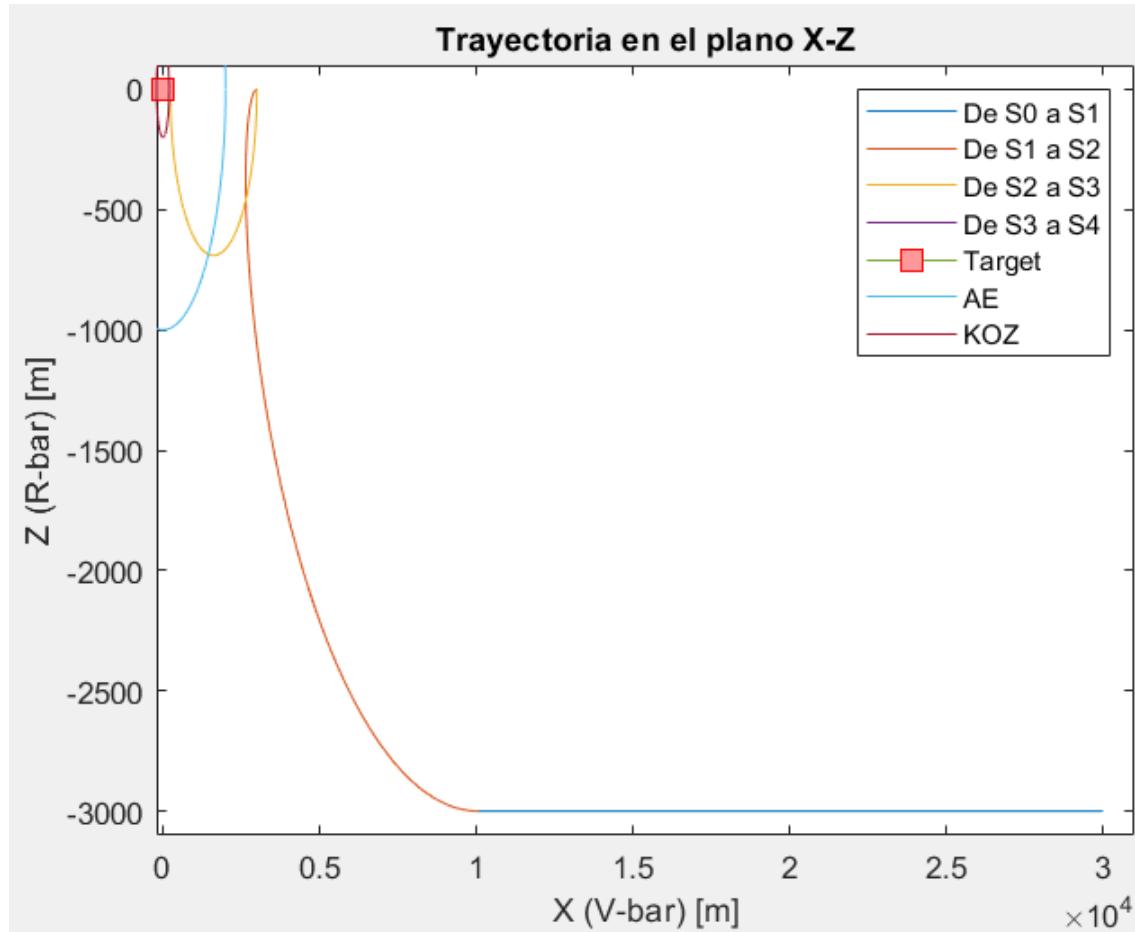


Figura 2.13: Trayectoria de S0 a S4.

2.4. Diseño de las maniobras

En la siguiente figura podemos ver la maniobra de rendez-vous desde un punto entre S1 y S2 hasta S4:

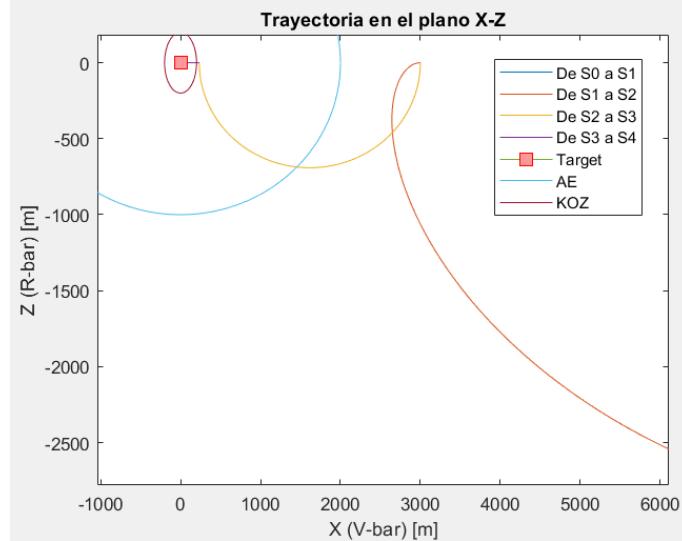


Figura 2.14: Trayectoria de S1 a S4.

En la siguiente figura podemos ver la maniobra de rendez-vous desde S2 hasta S4:

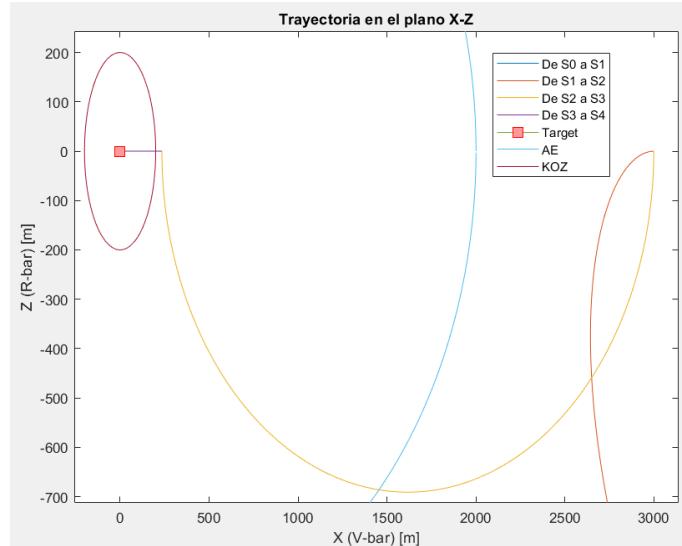


Figura 2.15: Trayectoria de S2 a S4.

Rendez-vous en órbita lunar

En la siguiente figura podemos ver la maniobra de rendez-vous desde S3 hasta S4:

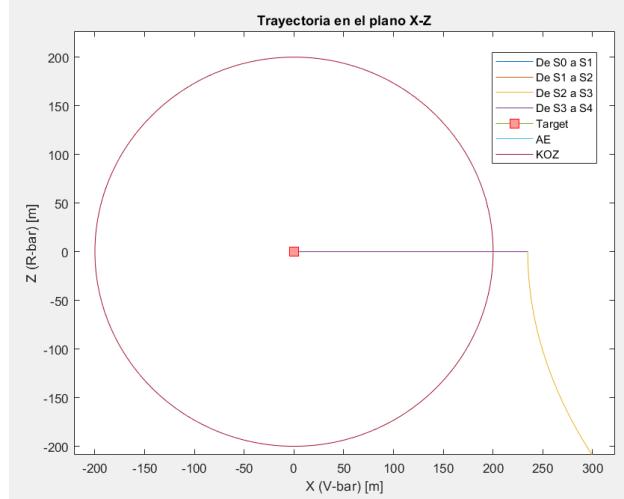


Figura 2.16: Trayectoria de S3 a S4.

En la siguiente figura podemos ver las trayectorias en el plano XZ para cada etapa del rendez-vous así como las velocidades en los ejes X y Z:

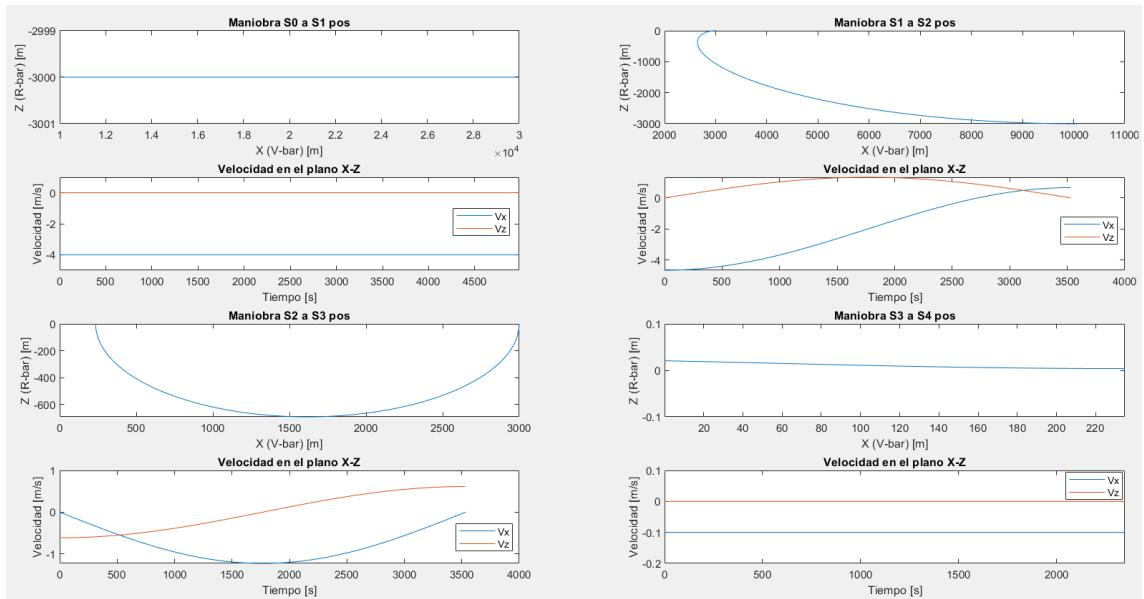


Figura 2.17: Trayectoria y velocidades de S0 a S4.

2.5. Sistemas de navegación para el rendez-vous

2.5. Sistemas de navegación para el rendez-vous

Los sistemas de navegación, guiado y control del módulo, al igual que la geometría y masas de éste, han sido descritos por el tutor y son los siguientes:

Para el rendez-vous lejano se utilizará un radar Doppler desde el final del lanzamiento hasta estar a 10km del target (aunque a esa distancia ya habremos cambiado a otro sensor de navegación relativa más preciso). Este sensor cuenta con una precisión de 400m en rango y de 0.3º en dirección.

El siguiente sensor que podemos utilizar es uno de radiofrecuencia que funciona a una distancia del target de entre 1km y 12km. Para este sensor las precisiones en cada eje son las siguientes:

	Position (m)
X	$\pm 0.01 d$
Y	$\pm 0.01 d$
Z	$\pm 0.01 d$

Donde X es el eje en la dirección principal de la antena (lo tomaremos como el eje V-bar que parte del target) y d es la distancia entre el target y el chaser.

Por último, para la fase final del rendez-vous necesitamos un sensor de navegación mucho más preciso. En los requisitos facilitados por el tutor se ha especificado la precisión que tendrá este sensor, así como que se podrá utilizar cuando se esté a menos de 1.5km del target, sin embargo, no se ha especificado cuál será el sensor que se utilizará. Las precisiones son las siguientes:

		Short range (1 meter)	Long range (1600 meters)
Range	3 σ noise (cm)	1	3
	Bias (cm)	1	50
LOS	3 σ noise (deg)	0.1	0.1
	Bias (deg)	0.1	0.1
Attitude Measurement at short range			
		1.5 meters	20 meters
Pitch/Yaw	3 σ noise (deg)	1.5	1.5
	Bias (deg)	1.5	1.5
Roll (deg)	3 σ noise (deg)	0.5	5
	Bias (deg)	0.5	5

Figura 2.18: Precisión del sensor de navegación de la etapa final de rendez-vous.

Por las características citadas, podría tratarse de un sistema como el TriDAR, el Igla o el Kurs o Kurs-A, siendo esta última la mejor opción por requerir de menos

Rendez-vous en órbita lunar

antenas, de un menor peso y por ser la más moderna, sin embargo, cualquiera de las opciones podría ser válida ya que hemos tenido en cuenta un sistema de GNC de 135kg, rango en el que entra cualquiera de los sistemas citados.

Los tres sistemas de navegación citados deben contar con equipos redundantes en caso de fallo, también es necesario señalar como ninguno de ellos utiliza cámaras o navegación asistida por visión, por lo que no se ven afectadas por eclipses o por tener el Sol detrás del target, cumpliendo así el requisito [PER-6].

Además de estos sistemas de navegación que definen los requisitos, el módulo aprovechará todos los holding points para establecer conexión con la Tierra y comprobar que sus sistemas de navegación proporcionan correctamente su posición. Esto se hará mediante GNSS, ya que durante los últimos años la NASA ha estudiado exhaustivamente la posibilidad de utilizar el GPS como método de navegación en entornos lunares, de hecho, se planea utilizarlo en la futura misión Artemisa que llevará humanos de nuevo a la Luna, antes de esto, se lanzará en 2023 el Lunar GNSS Receiver Experiment (LuGRE) que será la primera misión en utilizar navegación GNSS en la Luna, otra prueba de la posibilidad de utilizar GNSS en entornos no terrestres fue la misión Magnetospheric Multiscale Mission (MMS) que lanzó la NASA en 2020 y que utilizó navegación por GPS a distancias de hasta 152,900km de la Tierra (casi a medio camino entre la Tierra y la Luna). [9] [10]

Es por todo esto que utilizando una combinación de GPS y Galileo (como se planea hacer en Artemis) parece posible obtener la posición del módulo de rendezvous y de la Estación Lunar casi en tiempo real y con una muy alta precisión que nos permitirá comprobar el correcto transcurso del rendez-vous automático. Si bien este sistema sí tiene puntos ciegos al sobrevolar la cara oculta de la Luna, manteniéndonos en el holding point el tiempo adecuado podríamos volver a recibir señal de la Tierra sin sufrir más que una pequeña demora en la duración total del rendez-vous, siendo ésta una solución para seguir cumpliendo el requisito [PER-6].

2.6. Errores de precisión de los sensores de navegación relativa

2.6. Errores de precisión de los sensores de navegación relativa

Pese a que ya se han tenido en cuenta los errores en la elección de S0 del apartado 2.4.2.1, vamos a comentar cómo podemos detectar y corregir estos errores en cada etapa del rendez-vous. Además, pese a que para cumplir el requisito [SC-3] se sumará a todos los impulsos un margen del 20% para cubrir posibles contingencias, es mejor sumar este margen una vez calculados los peores casos debidos a errores de precisión en lugar de sumarlo al valor nominal.

2.6.1. Errores de precisión en el punto S0

En S0 nos encontramos a unos 30150m del target, por lo que el sensor de navegación relativa que podremos usar es el radar doppler que funciona para distancias superiores a los 10km. Este radar tiene una precisión de 400m en rango y de 0.3º en rumbo (como vimos en el apartado 2.5) por lo que interpretaremos la posición de nuestro chaser como una caja de 400m de base y 158m de altura centrada en el punto S0.

La propia naturaleza de la maniobra de free drift que realizamos entre S0 y S1 nos ayudará a reducir bastante este error de precisión, puesto que dependiendo de la altitud real a la que se encuentre el chaser irá a una velocidad u otra.

Contemplaremos los 4 casos más extremos entre las posibles posiciones del chaser. Que esté 200m adelantado en el eje V-bar, que esté 200m atrasado en ese mismo eje, que esté 79m por encima de S0 o que los esté por debajo.

Los dos primeros casos apenas suponen un problema, puesto que el chaser seguirá la misma línea recta estando unos centenares de metros por delante o por detrás, simplemente debemos esperar a que llegue al alcance del sensor de radiofrecuencia (a 12km del target) para obtener una lectura más precisa de su posición.

Los otros dos casos evolucionarían con una trayectoria recta paralela a la ideal que avanza más lento en el caso de estar por encima de la posición central y más rápido en el caso de estar por debajo.

La diferencia de velocidad se puede calcular con la fórmula del apartado A.2.2 del apéndice:

$$V_x = \frac{3z_0\omega}{2}$$

$$V_{+79} = 3.895 \frac{m}{s}; V_{+0} = 4.001 \frac{m}{s}; V_{-79} = 4.106 \frac{m}{s}$$

Debido a esta diferencia de velocidad, con un correcto análisis podemos reducir el error relativo hasta unas decenas de metros tan solo dejando avanzar al chaser.

Rendez-vous en órbita lunar

Un ejemplo puede ser dejar avanzar el chaser durante la mitad del tiempo necesario para ir de S0 a S1, éste habría avanzado en la posición inferior hasta estar a 2000m del target, en la posición ideal hasta estar a 20250m y en la posición superior hasta estar a 20500m, de esta forma podemos, con la evolución de su posición, aumentar nuestra precisión.

En la siguiente figura se representa la evolución del chaser en los 4 casos extremos analizados:

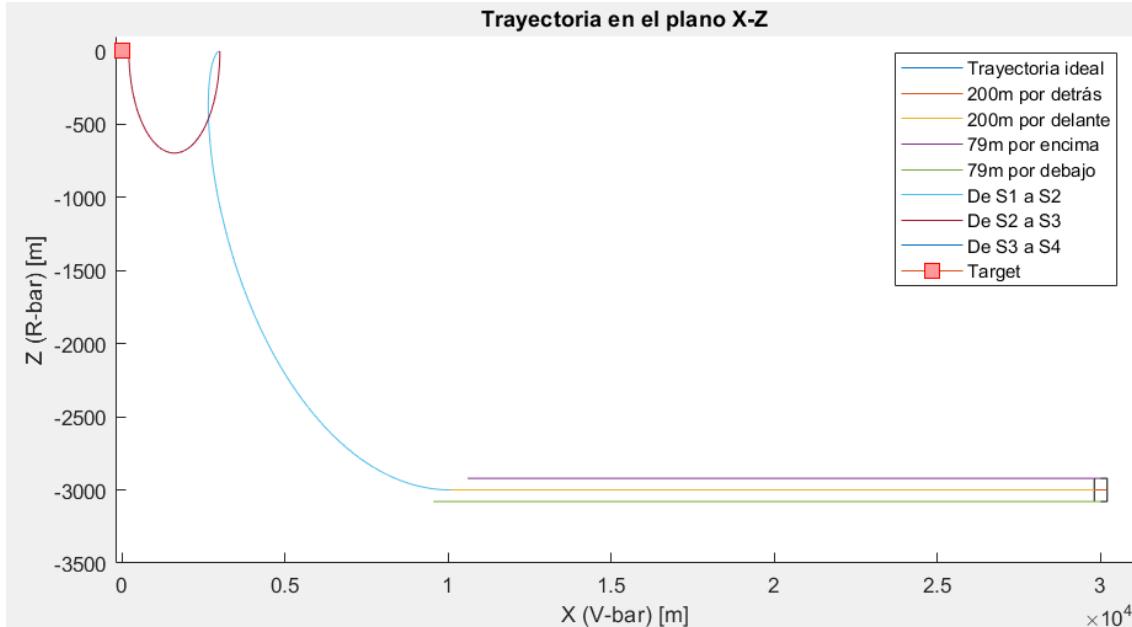


Figura 2.19: Evolución del chaser con los 4 errores citados.

2.6.2. Errores de precisión en el punto S1

Puesto que el error de navegación en S0 se propaga hasta S1, tomaremos el peor de los casos del apartado anterior donde el chaser está 79m por debajo de la posición ideal, como la precisión antes de realizar la maniobra de Hohmann mejora, trataremos de ajustar la posición de S1 para que la maniobra termine en el punto S2 ideal.

Como el espacio necesario para realizar la maniobra de Hohmann es igual a:

$$\Delta x = \frac{3\pi}{4} z_0$$

Y z_0 en lugar de ser 3000m ahora es 3079m, la maniobra pasará a ocupar 7260m en el eje V-bar, por lo que deberemos realizar el primer impulso 190m antes de lo calculado para el punto S1 ideal. Y dicho impulso tendrá un valor igual a:

$$\Delta V_{Hohmann} = \frac{z_0 \omega}{4}$$

2.6. Errores de precisión de los sensores de navegación relativa

$$\Delta V_{+0} = 0.667 \frac{m}{s}; \Delta V_{-79} = 0.684 \frac{m}{s}$$

Hay que tener en cuenta que el impulso total será el doble de este valor, ya que hay que realizar un segundo impulso para finalizar la maniobra de Hohmann. Esto habrá que tenerlo en cuenta a la hora de calcular el combustible necesario para el rendez-vous.

Habiendo calculado la maniobra de Hohmann en el peor de los casos, podemos analizar cómo afecta ahora un error de precisión en el punto S1 de dicha trayectoria.

En el nuevo punto S1, al haber bajado de los 12km del target, pasamos del Radar Doppler al Radar de Radio Frecuencia (2.5) con la consiguiente mejora de precisión, en esta zona conocemos la posición del chaser con un margen del 1 % de la distancia con el target.

En el caso del nuevo punto S1 la precisión se podrá representar como un círculo de 107m de radio.

Como en el apartado anterior volvemos a estudiar el error analizando los 4 casos más extremos dentro de la elipse de precisión.

En el caso de estar 107m por delante o por detrás de la posición ideal del chaser el error no resulta demasiado problemático, al estar a la misma distancia del eje V-bar, la maniobra de Hohmann es igual de efectiva que en el caso ideal resultando en una posición final adelantada o retrasada la misma distancia que la posición inicial.

En el caso de que el error en el chaser sea máximo en el eje R-bar (tanto 107m por encima como por debajo) la corrección es más compleja.

En el caso de estar 107m por encima del chaser, la maniobra de Hohmann nos dejará con una posición final también 107m por encima del target y 506m por detrás de S2, para regresar a la altitud del target podemos realizar una pequeña maniobra de Hohmann, esta maniobra necesita un espacio igual a:

$$\Delta x = \frac{3\pi}{4} z_0 = 252m$$

Por lo que terminaremos 758m por detrás de S2 y habiendo realizado dos impulsos de:

$$\Delta V_{HohmannCorreccion} = \frac{z_0 \omega}{4} = 0.1427 \frac{m}{s}$$

Una vez para iniciar la maniobra y otra para finalizarla. Este impulso no afecta realmente al consumo total de combustible, ya que el primer impulso en el sentido contrario del impulso de valor $0.684 \frac{m}{s}$ que debemos hacer para frenar la maniobra, por lo que simplemente podemos restar uno a otro y aplicar la diferencia sobre el módulo, obteniendo un ahorro igual al segundo impulso que

Rendez-vous en órbita lunar

debemos realizar para frenar la maniobra Hohmann de corrección, por lo que al final el consumo de combustible sería el mismo. Esto solo aplica si somos conscientes del error antes de terminar la maniobra Hohmann que lleva de S1 a S2.

En el último caso que estudiaremos de error de precisión en S1 partimos desde 107m por debajo de este punto, lo que nos deja en una posición final también 107m inferior a S2 y 501m por delante. En este caso es aún más importante realizar la corrección lo antes posible ya que nos encontramos en una órbita inferior y avanzamos hacia el target. Para recuperar la altitud del target realizaremos también una pequeña maniobra de Hohmann como en el caso anterior y con los mismos impulsos y distancias, con la diferencia de que la posición final de esta etapa estará 753m por delante del punto S2, posición que no resulta realmente peligrosa para la misión y que nos provoca un menor consumo para la maniobra de S2 a S3. En este caso, a diferencia del anterior, los impulsos de esta maniobra de Hohmann de corrección sí provocarían un mayor consumo de combustible al realizarse en el mismo sentido que los de la maniobra de Hohmann inicial.

En la siguiente figura se pueden ver las trayectorias que provocan los errores comentados:

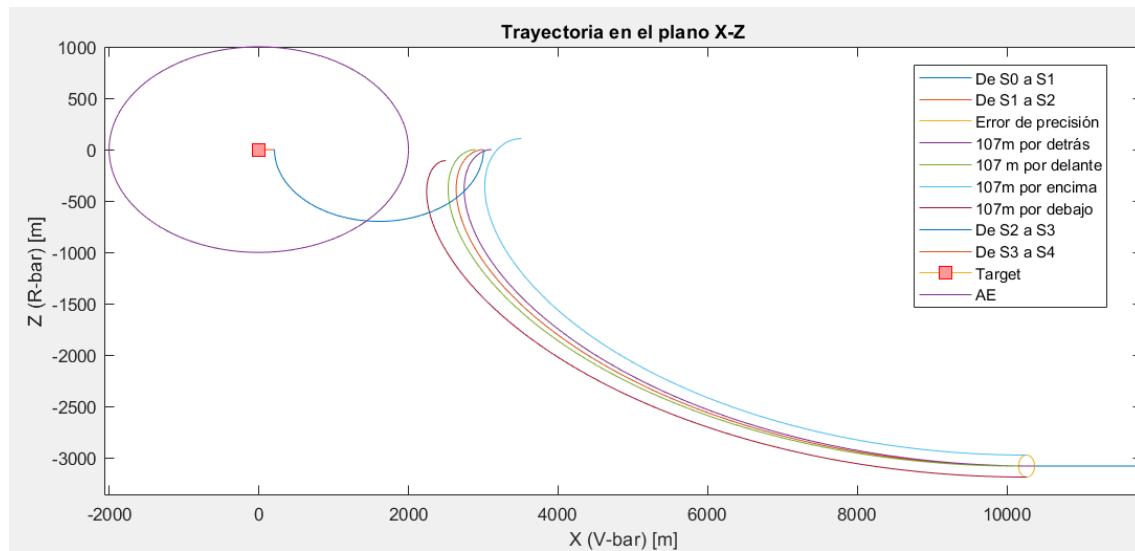


Figura 2.20: Evolución del chaser con los 4 errores citados.

2.6. Errores de precisión de los sensores de navegación relativa

En la siguiente figura se pueden observar más de cerca las posiciones finales debidas a cada fallo, así como las dos maniobras de corrección que hemos comentado:

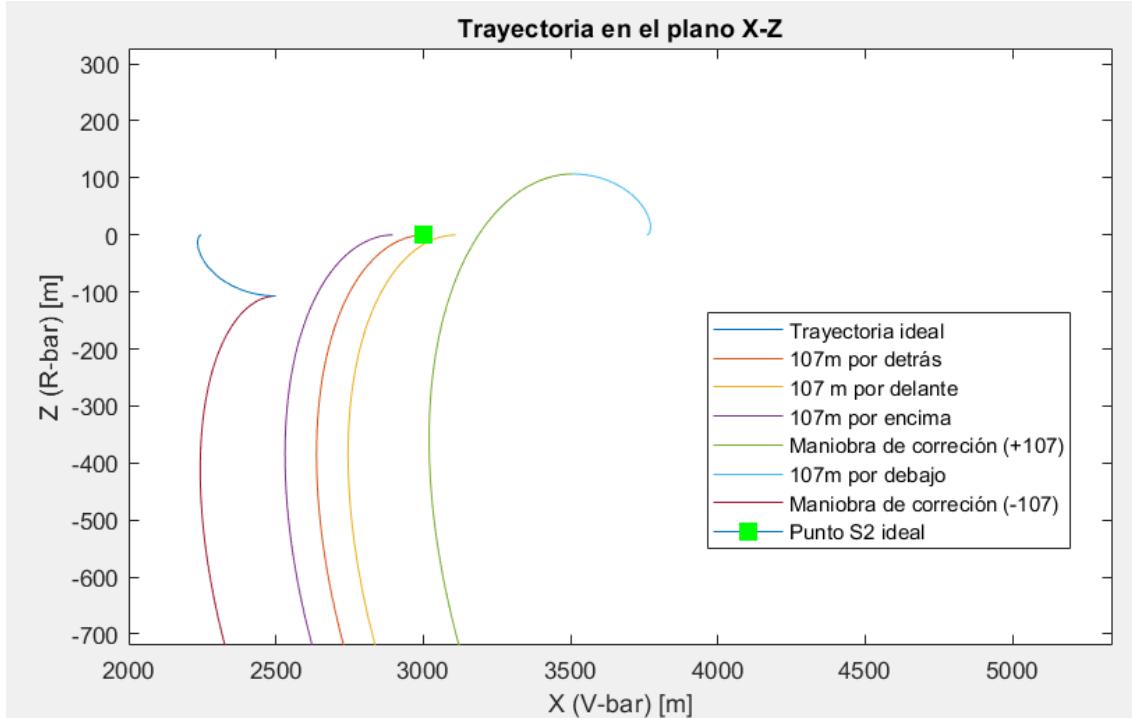


Figura 2.21: Evolución y corrección del chaser con los 4 errores citados.

2.6.3. Errores de precisión en el punto S2

Como hemos visto en el anterior apartado, los errores de precisión pueden llevar a estar 750m por delante o por detrás del punto S2 ideal. En función de esa diferencia se deberá adaptar el impulso que llegar a S3.

Al igual que en anteriores apartados, analizaremos el peor de los casos que es aquel en el que estamos 758m por detrás del punto S2 ideal, estando este nuevo punto S2 a 3758m del target y a su misma altitud.

Como el impulso para avanzar es de la forma:

$$\Delta V_z = \frac{\Delta x_\omega}{4}$$

El valor del nuevo impulso será:

$$\Delta V_{+0} = 0.6145 \frac{m}{s}; \Delta V_{+758} = 0.783 \frac{m}{s}$$

En el nuevo punto S2 seguimos utilizando Radar de Radio Frecuencia logrando una precisión que se podrá representar como un círculo de 38m de radio.

Rendez-vous en órbita lunar

Como en el apartado anterior volvemos a estudiar el error analizando los 4 casos más extremos dentro de la elipse de precisión.

En el caso de estar 38m por delante o por detrás de la posición ideal del chaser el error no resulta demasiado problemático, tan solo provocará que tras la maniobra a realizar la posición final pueda estar 38m por delante o por detrás del punto S3 ideal. Esto no provocará, ni en el caso más cercano al target, que entremos dentro de la KOZ ya que la penetración en esta zona no se puede hacer sin el consentimiento de la Estación Lunar (target), es por eso que escogimos el punto S3 como aquel a 240m del target sabiendo que el KOZ abarcaba 200m.

La corrección de estos fallos se realizará durante la maniobra de movimiento forzado entre S3 y S4, donde la velocidad seguirá siendo la misma, pero el tiempo en cambio variará debido a estos errores, disminuyendo si el chaser se encuentra más cerca del target que la posición ideal y aumentando si se encuentra más lejos.

En el caso de encontrarnos 38 metros por encima o por debajo del eje V-bar sí que se requiere una corrección.

Lo primero que haremos será dejar que el módulo se propague durante 20 minutos, de esa manera si estamos por encima o por debajo del eje V-bar el módulo se acercará o alejará del target, en el caso más extremo se desplazará 60 metros en paralelo al eje, durante este periodo se puede intentar contactar con la Tierra para comprobar si se puede obtener una mayor precisión en la posición del módulo mediante GNSS. Si resulta que estamos fuera del eje podemos realizar una maniobra de Hohmann que durará medio periodo y requerirá dos impulsos del orden de $0.01\frac{m}{s}$ cada uno. Se ha estudiado la posibilidad de realizar un movimiento forzado en R-bar que devuelva el módulo a su posición, pero además de los problemas que presenta este movimiento por no poder aplicar las ecuaciones de Clohessy & Wiltshire, las aceleraciones necesarias son demasiado pequeñas como para que sean ejecutadas por los propulsores del módulo de rendez-vous.

Finalmente, una vez estemos en el eje V-bar, podemos realizar la maniobra que nos lleve a S3 teniendo en cuenta que la corrección de los errores nos ha podido dejar 150 metros por delante o por detrás del nuevo punto S2. Por lo que los impulsos pasan a ser:

$$\Delta V_z = \frac{\Delta x \omega}{4}$$

$$\Delta V_{+758-150} = 0.748 \frac{m}{s}; \Delta V_{+758} = 0.783 \frac{m}{s}; \Delta V_{+758+150} = 0.815 \frac{m}{s}$$

2.6. Errores de precisión de los sensores de navegación relativa

En la siguiente figura podemos ver las distintas trayectorias del chaser debido a los errores de precisión.

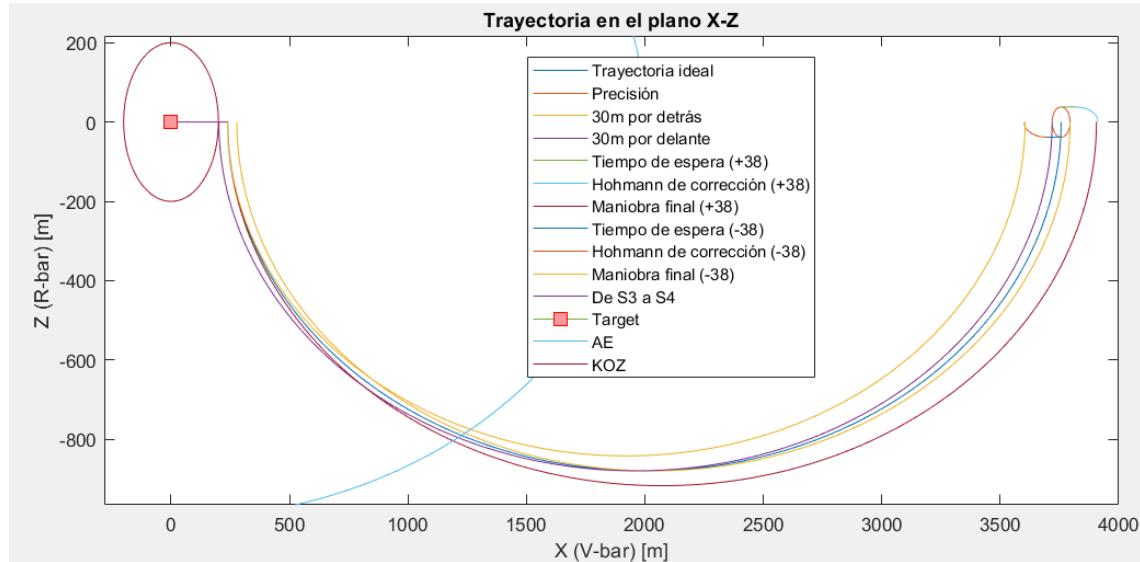


Figura 2.22: Evolución del chaser con los errores citados.

En la siguiente figura se pueden observar más de cerca las trayectorias debidas a cada fallo así como las dos maniobras de corrección que hemos comentado:

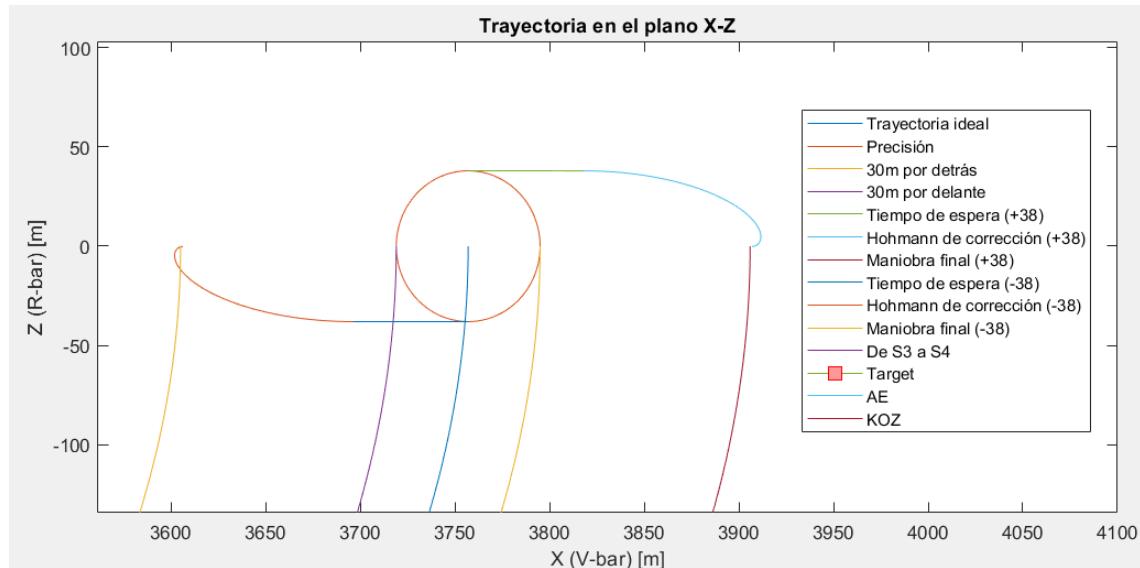


Figura 2.23: Evolución y corrección del chaser con los 4 errores citados.

2.6.4. Errores de precisión en el punto S3

Como hemos visto, debido a errores de precisión podemos finalizar la maniobra de S2 a S3 38 metros por delante o por detrás del punto S3 ideal, esto cambiará la duración y el consumo de la última etapa del rendez-vous.

Como en este tramo avanzamos a una velocidad de $0.1 \frac{m}{s}$, la duración de la maniobra disminuirá o aumentará 380 segundos hasta los 2020 o 2780 segundos respectivamente. Esto a su vez variará el consumo por variar el impulso total necesario que tiene la siguiente fórmula:

$$\Delta V_{S3S4} = 2|\Delta V_x| + |a| \cdot t_{34}$$

$$\Delta V_{-38} = 0.559 \frac{m}{s}; \Delta V_{+0} = 0.627 \frac{m}{s}; \Delta V_{+38} = 0.694 \frac{m}{s}$$

Es suficiente con tener en cuenta esto puesto que el punto S3 se encuentra en el rango de los sensores de navegación de rendez-vous (con un error de 3cm a esta distancia), por lo que los errores en el punto S3 son mínimos y se van corrigiendo durante el movimiento forzado controlando la aceleración y velocidad del chaser.

2.6.5. Errores de precisión fuera del plano orbital

Hasta ahora hemos realizado todos los cálculos de forma bidimensional, pero hay que contemplar también la posibilidad de un error en el plano del chaser respecto al del target, debido a la inserción de éste en la órbita o a errores de precisión.

Lo mejor en este caso es obviar estos errores durante las primeras etapas del rendez-vous ya que un el movimiento en el eje H-bar está desacoplado del resto de ejes como podemos ver en las ecuaciones de Hill (Apartado 2.3.1) y en las de Clohessy & Wiltshire (Apartado 2.3.2), por lo que un error en este eje no produce ningún efecto indeseado en la trayectoria del chaser (simplemente oscila con amplitud constante y periodo igual al de la órbita).

Por tanto, en caso de error de plano, lo que debemos hacer es esperar a un holding point (el primero es S2) para conocer cuál es el error que hemos cometido en el eje H-bar y, una vez lo sepamos, esperamos al punto de cruce entre la órbita real y la deseada (donde $y = 0m$) y realizamos la maniobra necesaria de cambio de plano.

Podemos tomar como máximo error en y 500m, siendo la suma de la precisión en el punto de inyección (79m) y el error posible en el lanzamiento que hemos dicho en el apartado 2.4.2.1 que es 400m (además hemos sumado un pequeño margen para llegar a los 500m). Sabiendo esto, un error de 500m en la órbita del target es igual a un error de inclinación de $\Delta i = 2.72 \cdot 10^{-4} rad$ que se ha corregir con impulso igual a:

2.7. Maniobras para evitar colisiones (CAMs)

$$\Delta V = 2 \cdot V_i \operatorname{sen} \left(\frac{\Delta i}{2} \right) = 2 \cdot 1634.84 \cdot \operatorname{sen} \left(\frac{2.72 \cdot 10^{-4}}{2} \right) = 0.445 \frac{m}{s}$$

Este impulso debemos tenerlo en cuenta a la hora de calcular el combustible necesario para realizar el rendez-vous.

2.7. Maniobras para evitar colisiones (CAMs)

Las maniobras para evitar colisiones (o Collision Avoidance Manoeuvres abreviadas como CAM) pueden ser necesarias en caso de fallar el control activo de la trayectoria o cuando la trayectoria actual o parte de ella puede no ser segura. Este fallo puede causarse por múltiples razones, por ejemplo: fallos de sensores, fallos de propulsores, problemas funcionales de GNC, problemas de software, etcétera. Dichos fallos se pueden identificar cuando la nave se desvía de la trayectoria nominal calculada inicialmente.

La detección de los fallos se puede realizar por autodiagnósticos a bordo o por operadores humanos desde la Estación Lunar o desde la Tierra. Tras la detección de una contingencia, el esquema de recuperación podría ser el siguiente: [1]

- 1 Si el equipo afectado puede ser identificado, cambiar únicamente dicho equipo defectuoso por su equipo redundante.
- 2 Si el fallo no puede ser aislado cambiar a la cadena redundante correspondiente. Esto incluye cambiar a un procesador redundante con el mismo software de rendez-vous.
- 3 Si el problema no puede ser resuelto por redundancia y el riesgo de colisión aún existe, ejecute una CAM o inhiba la activación del control de trayectoria para dejar el vehículo en una trayectoria de deriva segura (si es posible).

Como la CAM debe seguir funcionando cuando el sistema GNC ha fallado o funciona mal, dicha maniobra debe ser lo más simple posible. El caso más simple es un solo impulso opuesto a la dirección de aproximación. Ésta, es una maniobra poco sensible a la actitud (incluso con un error de actitud de 15º, el coseno sigue siendo 0,966, es decir, la reducción en empuje es inferior al 4%), la maniobra de empuje se puede asignar a una dirección fija comunicada y controlada por la tripulación de la Estación Lunar que actúa como target, por lo que no se requiere ningún sistema GNC a bordo en funcionamiento, ya que la operación consiste solo en abordar los propulsores específicos y abrir las válvulas de los propulsores durante un período de tiempo fijo.

Un impulso del orden de $0.3 \frac{m}{s}$ debería ser suficiente para desviar al módulo de su trayectoria y evitar la posible colisión con la Estación Lunar. Con esta maniobra cumplimos los requisitos [PER-7] y [PER-8].

2.8. Cálculo del tiempo total de rendez-vous

A continuación, analizaremos la duración de cada maniobra para saber cuánto durará el proceso completo de rendez-vous.

Free drift entre S0 y S1:

$$t_{01} = \frac{x_{S0} - x_{S1}}{V_{freedrift}} = \frac{x_{S0} - x_{S1}}{3\omega \frac{z_0}{2}} = \frac{30000 - 10070}{3 \cdot 8.8903 \cdot 10^{-4} \cdot \frac{3000}{2}} = 4981.7s$$

Maniobra de Hohmann entre S1 y S2: Requiere de medio periodo orbital.

$$t_{12} = \frac{T}{2} = \frac{\pi}{\omega} = 3533.8s$$

La maniobra de corrección debido a errores en la posición de S1: Requiere de medio periodo orbital.

$$t_{12correccion} = \frac{T}{2} = 3533.8s$$

Maniobra entre S2 y S3: Requiere de medio periodo orbital.

$$t_{23} = \frac{T}{2} = 3533.8s$$

La maniobra de corrección debido a errores en la posición de S2: Requiere de 20 minutos de espera más medio periodo orbital.

$$t_{23correccion} = 20 \cdot 60 + \frac{T}{2} = 4733.8s$$

Movimiento forzado entre S3 y S4 en el peor de los casos:

$$t_{34} = \frac{x_{S3} - x_{S4}}{V_{34}} = \frac{278}{0.1} = 2780s$$

Tiempo total de rendez-vous:

$$t_{TOTAL} = t_{01} + t_{12} + t_{12correccion} + t_{23} + t_{23correccion} + t_{34} = 23097s$$

$$t_{TOTAL} = 385min \approx 6.5horas$$

2.9. Sistema de propulsión para el rendez-vous

Habría que tener en cuenta también que cada vez que estuviéramos en un holding point (S2 ó S3) sería conveniente contactar con Tierra para comprobar mediante GNSS que la posición medida por nuestros sensores es la correcta, para esto podemos dedicar 15 minutos más en cada holding point.

Por tanto, la maniobra de rendez-vous, teniendo en cuenta todos los posibles errores, correcciones y comprobaciones tendría una duración máxima de 7 horas, lo que según el requisito [PER-2] nos deja con 5 horas para realizar el ascenso desde la superficie hasta el punto S0, un tiempo más que suficiente para dicha maniobra.

2.9. Sistema de propulsión para el rendez-vous

Hasta ahora hemos diseñado la misión hablando de impulsos sin tener en cuenta cómo se realizarían estos, es por eso que dedicaremos esta sección para escoger un sistema propulsor que nos permita realizar las maniobras descritas en anteriores apartados.

La documentación pública sobre este tema no es demasiado extensa por lo que se ha decidido recurrir a los catálogos de propulsores que tiene disponible el Grupo Ariane en su web [12]. Los cohetes de estado sólido no permiten apagados ni reencendidos, por lo que las opciones son monopropelentes líquidos, bipropelentes líquidos y propulsión eléctrica.

Esta última funciona propulsando iones con ondas de radiofrecuencia y tiene los mayores impulsos específicos del catálogo (del orden de varios miles de segundos), pero a cambio de empujes muy pequeños (entre los μN y las centenas de mN), por lo que los tiempos necesarios para realizar los impulsos necesarios serían demasiado largos.

Tras estos comentarios nos quedamos con dos posibles opciones, utilizar un monopropelante (Ariane usa hidrazina (N_2H_4)) o un bipropelante (Ariane usa monometilhidrazina (MMH) como fuel y tetraóxido de dinitrógeno (N_2O_4) o mezclas de óxido de nitrógeno (MON-1 ó MON-3) como oxidante).

Pese a que los bipropelentes otorgan un mayor impulso específico, necesitan un sistema propulsor más complejo con tanques para el fuel y para el oxidante así como un mayor número de válvulas, como resultado, la masa del sistema es mayor, sumado a esto, el gasto másico que podemos conseguir con bipropelentes es inferior al conseguido con monopropelentes que entregan la misma cantidad de empuje. Además de todo esto, la hidracina es el propelente más usado para control de actitud y maniobras en órbita y, por tanto, Ariane tiene un mayor catálogo de propulsores monopropelantes entre los que elegir (para bipropelentes solo ofrece versiones de 10N, 200N y 400N). Por todas estas razones escogeremos un propulsor de hidracina para realizar el rendez-vous diseñado.

Rendez-vous en órbita lunar

Una vez decidido el tipo de propulsor a utilizar, debemos escoger cuál es la mejor opción para cumplir con los requisitos del rendez-vous. Ariane Group [13] no ofrece 5 posibilidades con los siguientes empujes nominales: 1N, 5N, 10N, 20N y 400N.

Una opción que parece adecuada es la de utilizar 2 propulsores de 400N que proveerán los incrementos de velocidad necesarios (además de esta forma la propulsión es redundante pudiendo utilizar un solo propulsor si el otro falla) y un número aún por decidir de propulsores de 5N que nos otorgarán el control de actitud del módulo (también tendrá que proporcionar la aceleración necesaria durante el movimiento forzado de S3 a S4 (2.4.5.1)). Así, aunque es conveniente usar los propulsores de 400N por ser más eficientes, sería posible utilizar los propulsores de 5N dedicado a control de actitud para realizar los impulsos necesarios para el rendez-vous si fuera necesario por un fallo de los propulsores principales.

La ventaja de los propulsores principales consiste en el corto tiempo que necesitan para dar los impulsos, para poner un ejemplo, los dos propulsores de 400N necesitarían cerca de 3 segundos para dotar al módulo de la velocidad necesaria para la maniobra de Hohmann en S1, un tiempo que podemos tomar como instantáneo comparado con el periodo orbital que es cercano a las dos horas.

Los propulsores de 400N son de la siguiente forma:



Figura 2.24: Propulsor de hidracina de 400N de Ariane Group.

2.9. Sistema de propulsión para el rendez-vous

Y tienen las siguientes características:

400N Mono-Propellant Thruster Key Technical Characteristics	
Characteristics	
Thrust Range	120-420N
Supply Pressure Range	5,5-26bar
Nominal Mass Flow Range	58-190 g/s
Nominal Specific Impulse Range	2080 - 2155 Ns/kg
Minimum Impulse Bit Range	< 9Ns
Shortest On-Time	16ms
Nozzle area ratio	30
Propellant	Monopropellant grade Hydrazine (N_2H_4)
Mass	P1-design 2,7 kg P2-design 3,8 kg
Qualification	
Total Impulse	< 188kNs
Total number of pulses	>3900 pulses
Total hydrazine throughput	~300kg
Total operating time	>850s
Longest steady state burn	450s
Number of cold starts < 25°C	19

Figura 2.25: Características del propulsor de hidracina de 400N.

La empresa ha fabricado más de 170 propulsores como este para diferentes misiones, donde más se ha utilizado ha sido para el control de actitud de las versiones G, GS y ES del Ariane 5 durante su ascenso, pero también ha sido utilizado en el Intermediate eXperimental Vehicle así como en el módulo de descenso de la misión EXM2016 o en el Atmospheric Re-Entry Demonstrator de la ESA.

Rendez-vous en órbita lunar

Las características de los propulsores de hidracina de 5N son las siguientes:

5N Mono-Propellant Thruster Key Technical Characteristics	
Thrust Range	1.85 ... 6.0 N
Supply Pressure Range	5.5 bar - 22 bar
Nominal Specific Impulse Range	206 s ... 226 s
Longest steady state firing	1 x 2500, 3x 1800 s
Total Throughput	32.35 Kg
No. of pulses	18100
No. of cold starts (-14 to -10 °C)	4
Minimum Impulse Bit Range Ns	0,03 - 0,1 Ns
Propellant	Hydrazine (N_2H_4)

Figura 2.26: Características del propulsor de hidracina de 5N.

Para decidir la configuración en que se dispondrán los propulsores de 5N hemos recurrido al artículo de M. Pasand, A. Hassani y M. Ghorbani [15] en el que se analizan 14 estrategias diferentes para el control de actitud de naves espaciales. Tras analizar las distintas opciones se ha observado que aquellas configuraciones con 4 o 6 propulsores no cuentan con ninguna redundancia en caso de fallo de alguno de ellos, además de esto, el consumo de combustible resulta mayor que el de otras configuraciones con más propulsores, de igual manera, las configuraciones con 4 grupos de 4 propulsores (16 en total, como la configuración que usó el Módulo Lunar Apollo) cuentan con una redundancia excesiva que aumenta el peso del módulo de forma innecesaria. En un punto medio encontramos la denominada 'Configuración 10', que cuenta con 12 propulsores, 4 apuntando al centro de gravedad del módulo y dispuestos cada 90° y otros 8 dispuestos en dos grupos de cuatro formando una cruz y colocados en lados opuestos del módulo como puede verse en la siguiente figura:

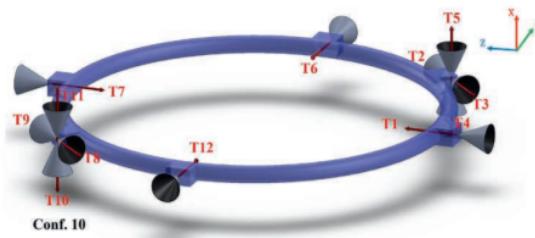


Figura 2.27: Configuración 10.

2.9. Sistema de propulsión para el rendez-vous

Esta configuración es la que se utiliza en la tercera etapa del lanzador chino Long March 3A y es la que presenta un mejor nivel de redundancia junto con un bajo consumo de combustible y número de impulsos necesario (cumpliendo el requisito [SC-6]). Además de esto, la configuración 10 nos permitirá utilizar los propulsores T1, T6, T7 ó T12 para proporcionar la aceleración en R-bar del movimiento forzado entre S3 y S4 (2.4.5.1). Hay que señalar que la aceleración constante entre S3 y S4 es demasiado pequeña y no entra en el rango de empuje de los propulsores (cuya mínima aceleración es del orden de $6 \cdot 10^{-4} \frac{m}{s^2}$) por lo que se puede optar por dar empujes constantes en propulsores contrarios (T1 y T7 ó T6 y T12) cuya diferencia nos dé la aceleración buscada, para ello habrá que tener en cuenta que en lugar de tener un gasto de combustible equivalente a la aceleración calculada en el apartado 2.4.5.1 tendremos que calcular el combustible para dos aceleraciones opuestas de unos $6 \cdot 10^{-4} \frac{m}{s^2}$ y $8 \cdot 10^{-4} \frac{m}{s^2}$.

Esta configuración nos permite cumplir el requisito [SC-4] dotando al módulo de control de actitud en 6 grados de libertad. Pero tiene la desventaja de que los 8 propulsores que forman dos cruces (T2, T3, T4, T5, T8, T9, T10 y T11) generan plume impingement incumpliendo el requisito [SC-5] (incumplimiento que ocurriría con cualquiera de las configuraciones consideradas en mayor o menor medida), este requisito también exige evitar que los propulsores contaminen equipamiento sensible, por lo que hay que tenerlo en cuenta para evitar situar este equipamiento cerca de los propulsores.

Para completar el sistema propulsor necesitamos un tanque que contenga la cantidad necesaria de hidracina para poder realizar la misión. En el catálogo de Ariane Group [16] se ofertan tanques demasiado grandes, del orden de los 60L, cuando las primeras aproximaciones de masa de combustible necesaria para seguir la trayectoria ideal son de unos 7kg, cálculo que incluso tras sumar los márgenes necesarios para corregir errores no creo que supere los 15kg de combustible (unos 15L de hidracina). Por esto, se decide buscar otros contratistas para comprar los tanques, una de las empresas con más experiencia es Northrop Grumman [18] que ha fabricado más de 6400 tanques para misiones espaciales como Cassini, Mariner, Pioneer o Voyager.

Dentro del catálogo de esta empresa encontramos un tanque que ha sido utilizado para el Telescopio Kepler, para el satélite meteorológico TIROS-N o para el Satélite de Aplicaciones Científicas argentino SAC-C entre otras misiones, éste tiene una capacidad de 14.645kg de hidracina, por lo que sería perfecto para la misión.

Estamos hablando del modelo 80342-1 y se trata de un tanque de vejiga que comprende un recipiente rígido de titanio que contiene una vejiga flexible y un tubo vertical axial perforado. La hidracina está contenida en la vejiga y el gas presurizante entre ésta y el recipiente de titanio. El gas presurizante 'aprieta' la vejiga logrando así que el propelente esté a la presión deseada (en el caso de este tanque puede ser de hasta 36,2bar, abarcando el rango de los dos tipos de propulsores escogidos) evitando así la necesidad de recipientes de gas a presión adicionales, lo que reduce la masa, el volumen y la complejidad del sistema propulsor. Además, este tipo de tanque permite que su centro de gravedad no

Rendez-vous en órbita lunar

varíe durante el vaciado al ser éste simétrico, cumpliendo así el requisito [SC-7]. La masa del tanque es de 2.7kg y ocupa un volumen total de 15.1L de los cuales 14.5L corresponden al combustible.

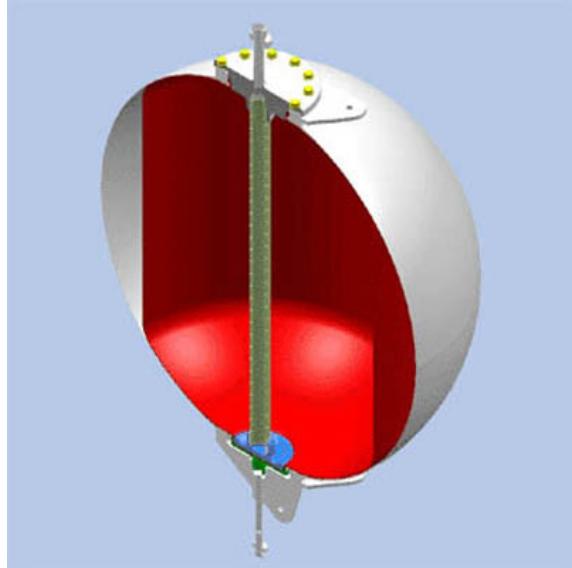


Figura 2.28: Tanque de vejiga de hidrazina.

Se consideró también utilizar el modelo 80444-1 que tiene una capacidad de 10L o el 80216-1 con una capacidad de 12.5L pero la presión máxima de funcionamiento de ambos es menor, la capacidad podría ser insuficiente y los tres tienen la misma masa seca, por lo que el modelo 80342-1 parece una mejor opción para nuestra misión.

Dicho todo esto, sumando las masas de los dos propulsores principales de 400N (2.7kg cada uno), las de los 12 propulsores de 5N (370g cada uno), la del tanque (2.7kg) y un estimado de 2kg más para el sistema de distribución compuesto de tuberías y válvulas, obtenemos que la planta propulsora aporta 14.54kg que, tras aplicar el requisito [SC-1] y estimando que el sistema de distribución es de categoría D por ser de nuevo diseño (margen del 20%) y el resto de equipamientos son de categoría A por ser de catálogo (margen del 5%), hay que sumar a la masa seca del módulo de rendez-vous (2530kg como se definió en el apartado 1.3.1) 15.57kg, quedando una masa seca nominal de 2545.57kg. A este valor a su vez y cumpliendo con el requisito [SC-2] le sumaremos un margen del 20% a la hora de calcular el combustible necesario para realizar los impulsos obteniendo una masa de docking igual a 3055kg.

2.10. Cálculo del combustible necesario para el rendez-vous

2.10. Cálculo del combustible necesario para el rendez-vous

Por último, vamos a calcular la masa de combustible necesaria para realizar las maniobras de rendez-vous y corregir los errores calculados en los apartados 2.4 y 2.6. Todos los datos de los impulsos que utilizaremos son los calculados en dichos apartados para el peor de los casos más un margen del 20% como estipula el requisito [SC-3].

2.10.1. Gasto de combustible de S3 a S4

En esta maniobra de movimiento forzado necesitaremos 2 impulsos instantáneos (uno para iniciar la maniobra en S3 y otro para frenar al módulo en el docking) así como una aceleración constante para mantener al chaser a la altura del target.

Para calcular todas las masas de combustible de esta sección se utilizará la ecuación del cohete que es de la siguiente forma:

$$\Delta V = g_0 I_{sp} \ln \left(\frac{m_i}{m_f} \right)$$

De donde despejando obtenemos que:

$$m_{prop} = m_f \left(e^{\frac{\Delta V}{g_0 I_{sp}}} - 1 \right)$$

Donde m_f es la masa del módulo de ascenso tras el impulso, inicialmente igual 3055kg como calculamos en el apartado 2.9 e I_{sp} es el impulso específico de los propulsores que en el caso de los de 5N está especificado en la figura 2.26 (226s) y en el caso de los de 400N en la figura 2.25 (220s).

Comenzaremos con el último impulso, de valor $\Delta V = 0.12\frac{m}{s}$. Como se pueden utilizar los dos propulsores principales, cada uno de ellos deberá realizar solamente la mitad del impulso, por lo que calcularemos cuánto consumirá cada uno de ellos y luego lo multiplicaremos por dos.

Sustituyendo obtenemos que para el impulso final necesitaremos 0.1699kg para frenar al módulo en S4.

A continuación, y sumando esta masa a la del módulo, calcularemos el combustible necesario para la aceleración en R-bar.

$$\Delta V = a_{34} \cdot t_{34} = 4.576 \frac{m}{s}$$

Utilizando dos propulsores de 5N que aportan empujes opuestos cuya diferencia nos da la aceleración buscada, el módulo necesitará una masa de 6.2930kg de hidracina.

Rendez-vous en órbita lunar

Por último, calculamos el impulso inicial $\Delta V = 0.12 \frac{m}{s}$ a realizar en S3 y obtenemos que necesitamos $0.1702kg$ de hidracina.

En resumen, para ir de S3 a S4 necesitamos $6.6331kg$ de hidracina. Esta cantidad se sumará a la masa final del módulo (los $3055kg$) para el cálculo del combustible necesario para la anterior etapa (de S2 a S3).

2.10.2. Gasto de combustible de S2 a S3

En esta etapa debemos realizar dos impulsos de igual magnitud, dirección y sentido, uno para comenzar la maniobra y otro para finalizarla.

El impulso necesario en cada caso será de $\Delta V = 0.978 \frac{m}{s}$ y en este caso de nuevo utilizaremos los dos propulsores principales.

Aplicando la ecuación del cohete y teniendo en cuenta la nueva masa del módulo (cargando con el combustible para el movimiento de S3 a S4) necesitaremos $1.3876kg$ de hidracina para el impulso final y otros $1.3882kg$ para el inicial, haciendo un total de $2.7758kg$.

Como calculamos en el apartado 2.6.3, puede darse el caso de necesitar una maniobra de Hohmann para corregir los errores de precisión en el punto S2, esta maniobra necesita dos impulsos (uno para comenzar y otro para finalizar) de valor $\Delta V = 0.12 \frac{m}{s}$.

Para ello, aplicando la ecuación del cohete, necesitaremos $0.1704kg$ de hidracina para cada impulso.

En resumen, para ir de S2 a S3 en el peor de los casos y teniendo en cuenta correcciones necesitamos $3.1166kg$ de hidracina. Esta cantidad se sumará a la masa final del módulo (los $3055kg$) y a la necesaria para el último tramo $6.6331kg$ para el cálculo del combustible necesario en caso de cambio de plano.

2.10.3. Gasto de combustible del cambio de plano

Puesto que en caso de necesitar un cambio de plano ya comentamos que éste se realizaría en el punto S2 (por ser un holding point) la masa del módulo con la que debemos calcular el combustible necesario para la corrección del plano orbital es aquella que tiene en cuenta la posterior realización de las maniobras que le llevarán de S2 a S4. La masa final por tanto será la inicial de la maniobra calculada en el apartado anterior $m_f = 3064.7479kg$.

2.10. Cálculo del combustible necesario para el rendez-vous

El máximo impulso necesario para corregir un error de plano es $\Delta V = 0.534 \frac{m}{s}$ como ya calculamos en el apartado 2.6.5 (se ha sumado directamente el margen del 20% que estipula el requisito [SC-3] como a todos los datos de este apartado), para el cual necesitaríamos una cantidad de combustible igual a $0.7584 kg$.

2.10.4. Gasto de combustible de S1 a S2

En este tramo, lo primero que calcularemos será la maniobra de corrección de Hohmann que es necesario realizar para corregir el peor de los casos del error de precisión en S1.

Ésta es una maniobra de Hohmann consistente de dos impulsos de $\Delta V = 0.1712 \frac{m}{s}$ que se pueden realizar con los propulsores principales consumiendo cada impulso $0.2432 kg$ de hidracina.

Tras esto ya podemos calcular la cantidad de propelente necesario para realizar la maniobra de Hohmann que lleva al módulo del punto S1 al S2 y que como siempre se compone de dos impulsos. Estos impulsos son de $\Delta V = 0.8208 \frac{m}{s}$.

Aplicando la ecuación del cohete y teniendo en cuenta la nueva masa del módulo necesitaremos $1.1662 kg$ de hidracina para el impulso final y otros $1.1666 kg$ para el inicial, haciendo un total de $2.3328 kg$.

Necesitando en total $2.5760 kg$ de hidracina en esta etapa.

2.10.5. Gasto de combustible de la CAM

Pese a haber calculado el combustible necesario para ir de S0 a S4, debemos tener en cuenta que en cualquier momento puede ser necesario realizar una CAM como vimos en el apartado 2.7, esto requerirá un impulso igual a $\Delta V = 0.36 \frac{m}{s}$, que en el peor de los casos (con el tanque lleno) nos conllevará un consumo de $0.5118 kg$ de hidracina.

Teniendo todo esto en cuenta obtenemos que la cargar total de hidracina que debe llevar el módulo de rendez-vous es de $m_{pTOT} = 13.8373 kg$, valor que como vemos está cerca del límite del tanque elegido en el apartado 2.9, por lo que la mejor opción puede ser llenar completamente el tanque (tiene una capacidad de $14.645 kg$) aumentando aún más el margen de seguridad.

Para calcular la masa del módulo que debe ponérse en órbita desde la superficie lunar, hay que tener en cuenta que aunque usáramos una masa seca de $3055 kg$ para calcular el combustible debido al requisito [SC-2], la masa seca real del módulo era de 2545.57 , que una vez sumado el combustible queda en una masa total del módulo de rendez-vous a poner en órbita de $2560.22 kg$ de los cuales $14.645 kg$ son de hidracina.

Vale la pena comentar que se han tenido en cuenta numerosos márgenes muy conservativos para realizar estos cálculos, desde contar con una masa del módulo un 20% mayor a la real, hasta utilizar valores de los impulsos un 20% mayores de los necesarios pasando por ponernos en el peor caso posible en cada etapa, por lo que si el módulo siguiera la trayectoria ideal sin contingencias

Rendez-vous en órbita lunar

se utilizaría menos de la mitad de la hidracina que carga el módulo, siendo el resto más que suficiente para corregir cualquiera de los errores comentados o para realizar control de actitud.

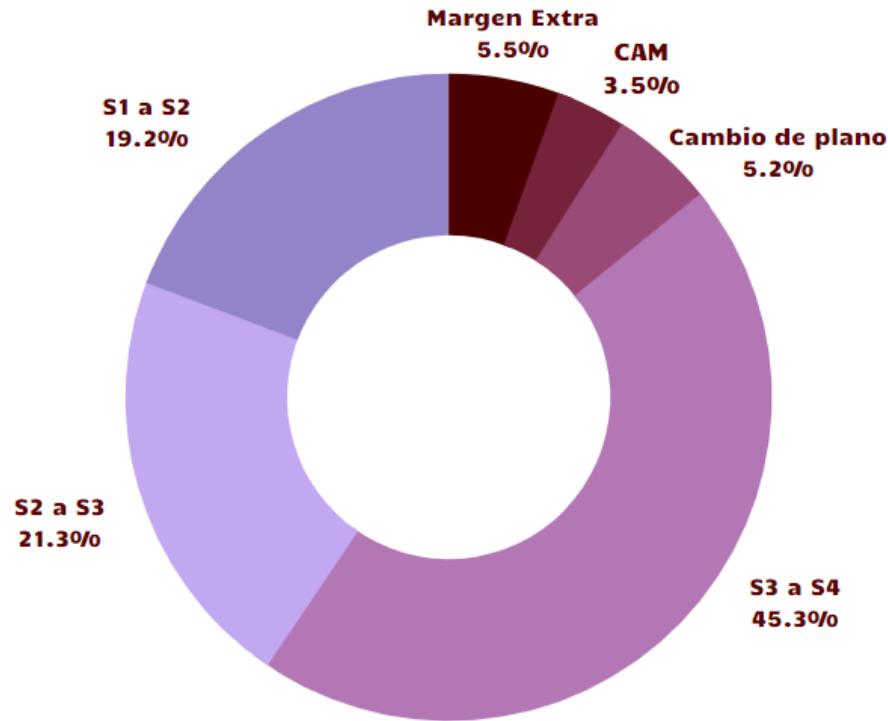


Figura 2.29: Porcentaje de combustible destinado a cada parte del rendez-vous (sobre un total de 14.645kg).

Capítulo 3

Ascenso a órbita lunar

3.1. Condiciones iniciales del módulo tras el descenso

El requisito [SYS-3] nos exige que el LDV sea capaz de llegar a cualquier longitud y latitud de la superficie lunar, esto se consigue esperando a que el plano orbital pase por la longitud del punto de alunizaje al que deseamos llegar e iniciando el descenso a varios centenares de kilómetros (ya calcularemos cuántos más adelante) de dicho punto.

Como el descenso se producirá en el plano orbital (polar) y las operaciones de los astronautas en la superficie lunar tendrán una duración de medio periodo de revolución lunar (según el requisito [PER-3]), el LAV se encontrará de nuevo en el plano orbital de la Estación Lunar objetivo en el momento del ascenso, facilitando así la maniobra a realizar.

3.2. Diseño de la trayectoria de ascenso

3.2. Diseño de la trayectoria de ascenso

Para llegar a la órbita deseada (circular de 97km de altitud) realizaremos dos impulsos, uno inicial que nos deje en una trayectoria elíptica cuyo apolunio es tangente a la órbita objetivo y otro en dicho apolunio que nos deje en la órbita circular deseada.

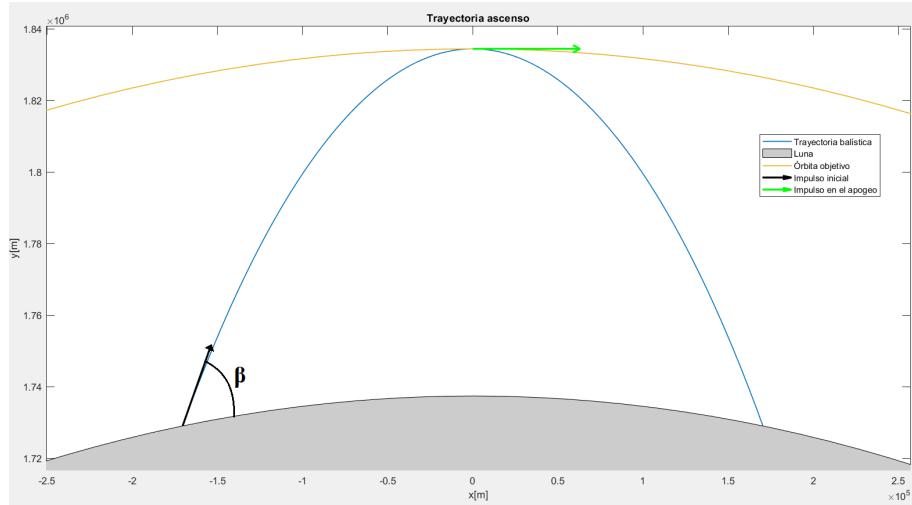


Figura 3.1: Trayectoria del módulo e impulsos.

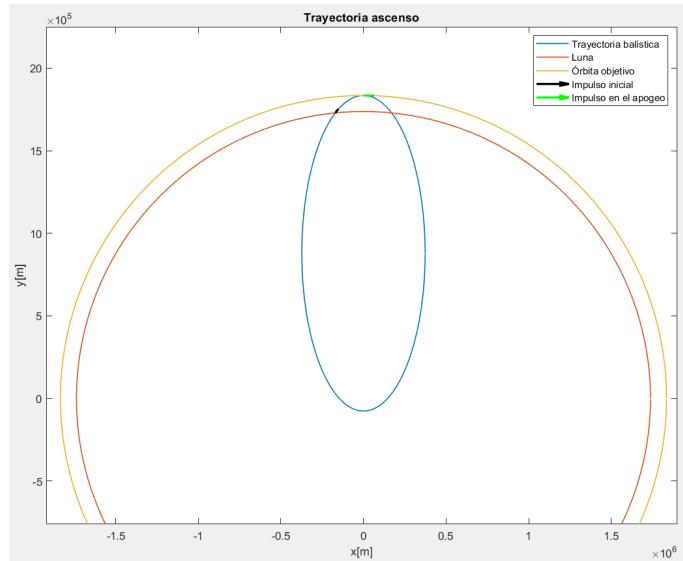


Figura 3.2: Visión global de la trayectoria.

Ascenso a órbita lunar

El impulso inicial puede realizarse de infinitas formas dependiendo del ángulo de lanzamiento, consiguiendo trayectorias más o menos excéntricas y afectando también al segundo impulso como se puede ver en la siguiente imagen:

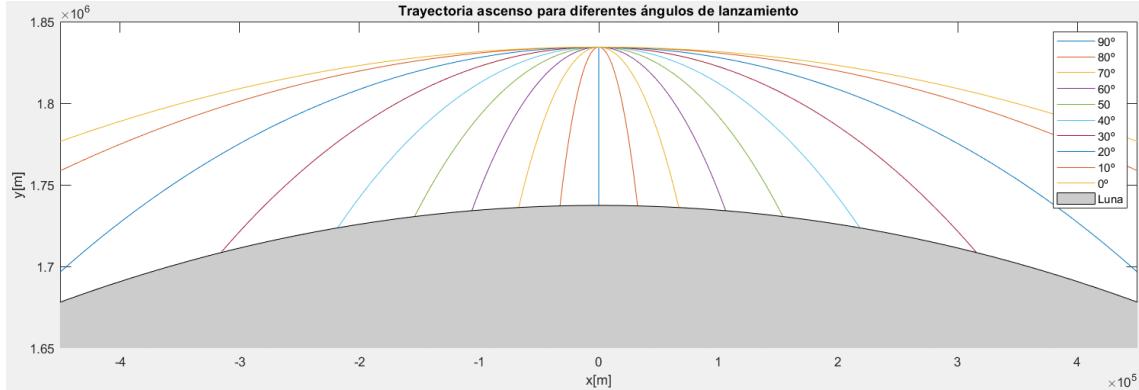


Figura 3.3: Distintas trayectorias de ascenso para distintos ángulos de lanzamiento.

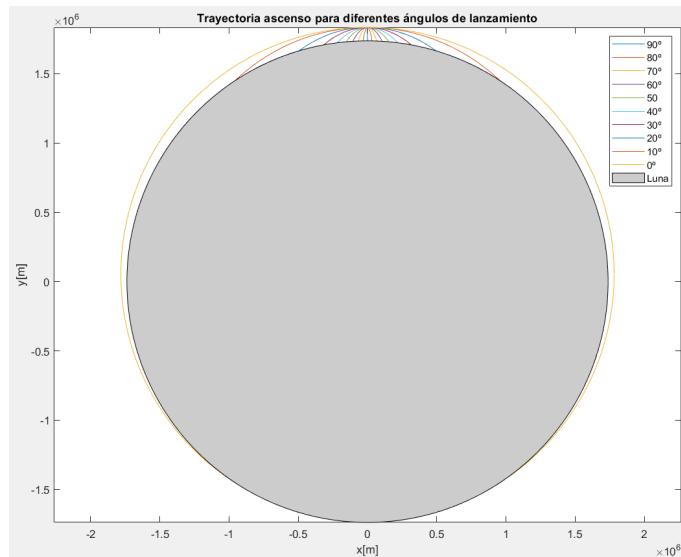


Figura 3.4: Visión global de las distintas trayectorias.

Donde el ángulo de lanzamiento se mide desde la superficie, siendo 90º un tiro vertical hacia arriba y 0º un tiro horizontal hacia la derecha como se puede ver en la figura 3.1.

Como los impulsos necesarios son dos, vamos a tratar de optimizarlos para encontrar la mejor trayectoria de ascenso para el módulo.

3.2. Diseño de la trayectoria de ascenso

3.2.1. Optimización de la trayectoria de ascenso

El primer impulso se puede expresar de la siguiente forma:

$$V_0 = \sqrt{\frac{2\mu}{R_{Luna}} - \frac{\mu}{a}}$$

Donde como sabemos que el apolunio debe coincidir con la órbita circular objetivo lo podemos expresar también como:

$$V_0 = \sqrt{\frac{2\mu}{R_{Luna}} - \frac{\mu}{\frac{R_{Luna}+h}{1+e}}}$$

El segundo impulso por su parte resultará de la diferencia entre la velocidad objetivo de la órbita circular a una altitud h y la velocidad en el apolunio de la trayectoria elíptica de ascenso:

$$\Delta V_{ap} = V_{circular} - V_{apolunio}$$

$$\Delta V_{ap} = \sqrt{\frac{\mu}{R_{Luna} + h}} - \sqrt{\frac{2\mu}{R_{Luna} + h} - \frac{\mu}{a}}$$

Que también se puede expresar como:

$$\Delta V_{ap} = \sqrt{\frac{\mu}{R_{Luna} + h}} - \sqrt{\frac{2\mu}{R_{Luna} + h} - \frac{\mu}{\frac{R_{Luna}+h}{1+e}}}$$

Por tanto, la suma total de los impulsos que debemos optimizar será:

$$V_{tot} = \sqrt{\frac{2\mu}{R_{Luna}} - \frac{\mu}{a}} + \sqrt{\frac{\mu}{R_{Luna} + h}} - \sqrt{\frac{2\mu}{R_{Luna} + h} - \frac{\mu}{a}}$$

Que también se puede expresar como:

$$V_{tot} = \sqrt{\frac{2\mu}{R_{Luna}} - \frac{\mu}{\frac{R_{Luna}+h}{1+e}}} + \sqrt{\frac{\mu}{R_{Luna} + h}} - \sqrt{\frac{2\mu}{R_{Luna} + h} - \frac{\mu}{\frac{R_{Luna}+h}{1+e}}}$$

Ascenso a órbita lunar

Representando estas fórmulas en gráficas para los distintos valores posibles del semieje mayor y la excentricidad obtenemos las siguientes figuras:

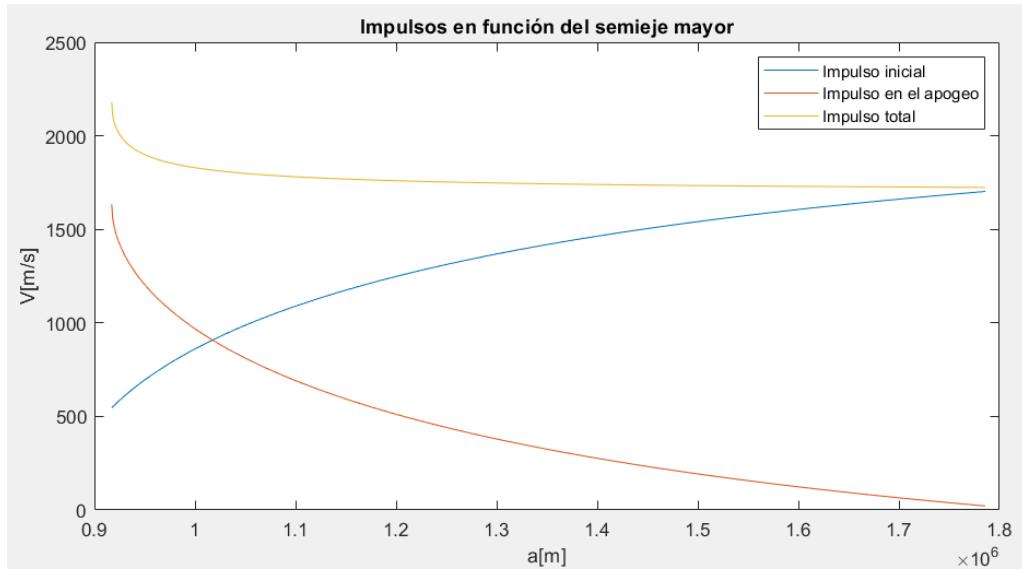


Figura 3.5: Impulsos en función del semieje mayor.

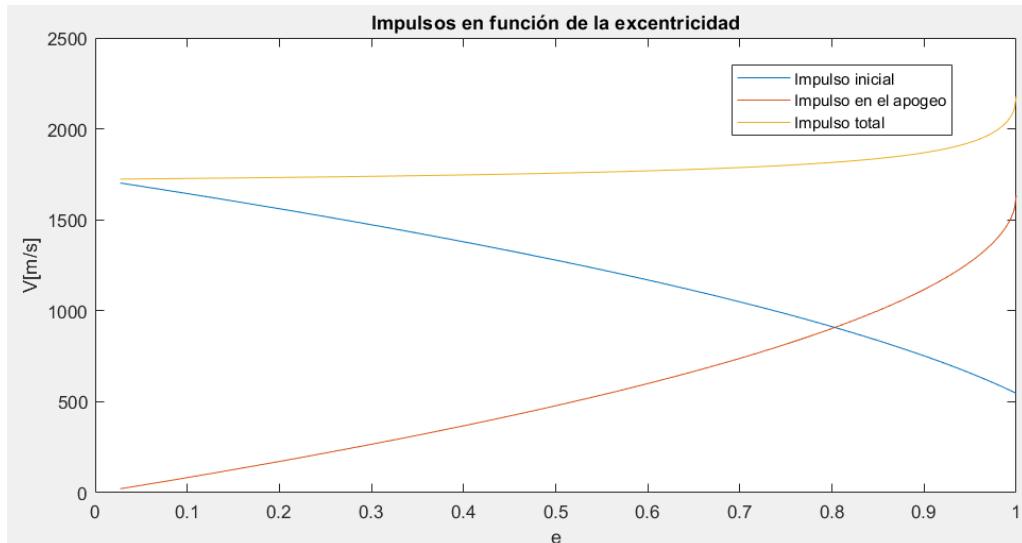


Figura 3.6: Impulsos en función de la excentricidad.

3.2. Diseño de la trayectoria de ascenso

Además de estas gráficas, aplicando las siguientes fórmulas podemos obtener también las gráficas respecto al perilunio y al ángulo de lanzamiento:

$$R_P = (1 - e) \cdot a$$

$$\beta = \cos\left(\frac{h}{R_{Luna} \cdot V_0}\right) = \cos\left(\frac{\sqrt{\mu p}}{R_{Luna} \cdot V_0}\right) = \cos\left(\frac{\sqrt{\mu a(1 - e^2)}}{R_{Luna} \cdot V_0}\right)$$

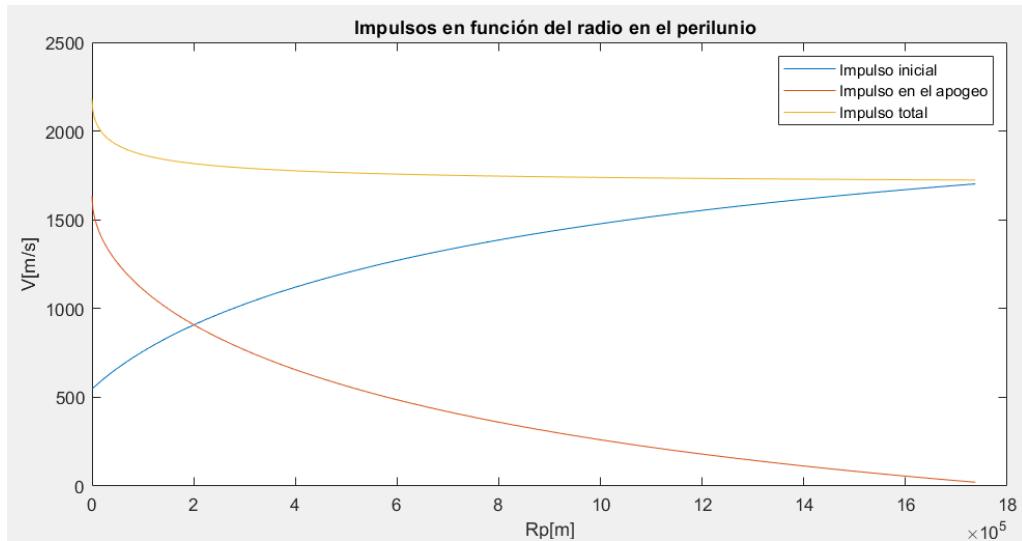


Figura 3.7: Impulsos en función del perilunio.

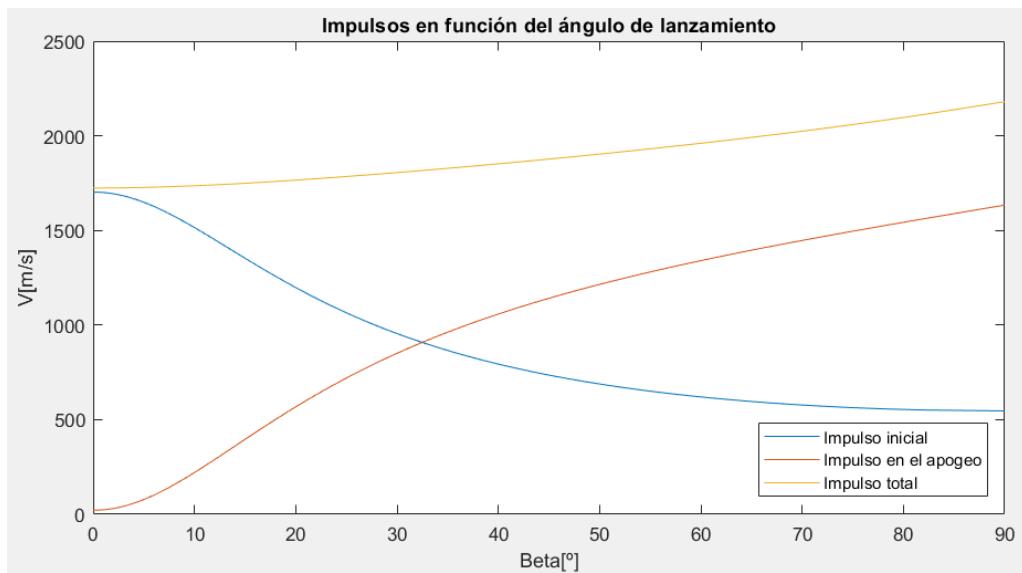


Figura 3.8: Impulsos en función del ángulo de lanzamiento.

Ascenso a órbita lunar

Como se puede observar, el ángulo óptimo de lanzamiento es 0° , es decir, realizar un lanzamiento horizontal que nos dejaría con una excentricidad lo más cercana a 0 posible y donde el lugar de lanzamiento resulta ser el perilunio de la trayectoria de ascenso.

Pese a que siguiendo esta trayectoria tenemos que dar un primer impulso máximo, el segundo impulso que damos en el apolunio (media órbita después) para pasar a la órbita circular objetivo es mínimo, minimizando así también la suma de ambos. Al ser todos los impulsos necesarios según esta trayectoria paralelos a la superficie lunar, las pérdidas por gravedad son minimizadas, haciendo de la trayectoria una opción aún mejor.

Esta trayectoria, pese a ser la óptima, debe ser modificada por diferentes problemas, el primero es la posibilidad de impacto con alguna montaña lunar que pudiera encontrarse el módulo durante el inicio de su ascenso horizontal, el segundo problema es la imposibilidad real de realizar un impulso horizontal sin chocar con el suelo, puesto que en la realidad los impulsos no son instantáneos y los propulsores tardan un tiempo en dar la velocidad requerida por el módulo.

Para solucionar estos problemas se decide añadir una etapa inicial de ascenso vertical tras la cual se comenzaría el impulso horizontal estudiado, esta etapa debería tener la altitud suficiente para evitar cualquier posible montaña con la que pudiera impactar el módulo, poniéndonos en el peor de los casos (ya que según el requisito [SYS-3] el módulo debe poder despegar desde cualquier latitud y longitud de la superficie lunar) y sabiendo que el punto más alto de la Luna es el *Selenean summit* con una altura de 10.8km, la primera etapa podría abarcar una altitud de 11km.

3.3. Cálculo de los impulsos necesarios

Tras lo comentado en el anterior apartado, los impulsos necesarios quedan en 3.

Un primer impulso vertical que haga ascender al módulo hasta los 11km y que podemos calcular con dinámica básica:

$$\left. \begin{array}{l} h_{precaucion} = V_0 t - \frac{1}{2} g_{Luna} t^2 \\ V = V_0 - g_{Luna} t \end{array} \right\} \rightarrow \left\{ \begin{array}{l} t_{ascenso} = \frac{V_0}{g_{Luna}} \\ h_{precaucion} = \frac{V_0^2}{2g_{Luna}} \\ V_0 = \sqrt{2g_{Luna} h_{precaucion}} \end{array} \right.$$

Donde sustituyendo $h_{precaucion} = 11000m$ y $g_{luna} = 1.625 \frac{m}{s^2}$ [21] obtenemos el siguiente resultado:

$$V_0 = 189.08 \frac{m}{s}$$

3.3. Cálculo de los impulsos necesarios

El segundo impulso es el aumento de velocidad horizontal para convertir el punto a 11km sobre la superficie Lunar en el perilunio de una órbita elíptica cuyo apolunio sea tangente a la órbita circular objetivo.

Como ya calculamos en el apartado 3.2.1, la velocidad necesaria se calculará de la siguiente forma:

$$V_{per} = \sqrt{\frac{2\mu}{R_{Luna} + h_{precaucion}}} - \frac{\mu}{a}$$

Donde el semieje mayor será la semisuma del perilunio (radio lunar más 11km) y el apolunio (radio lunar más 97km), dando un resultado igual a:

$$V_{per} = 1694.54 \frac{m}{s}$$

El tercer impulso es aquel que realizaremos en el apolunio para pasar de la trayectoria elíptica de ascenso a la órbita circular de la Estación Lunar.

Como ya calculamos en el apartado 3.2.1, la velocidad necesaria se calculará de la siguiente forma:

$$\Delta V_{ap} = \sqrt{\frac{\mu}{R_{Luna} + h}} - \sqrt{\frac{2\mu}{R_{Luna} + h} - \frac{\mu}{a}}$$

Donde el semieje mayor será el mismo que utilizamos en el cálculo del segundo y pulso y donde h representa la altitud de la órbita circular final que es de 97km.

$$\Delta V_{ap} = 1634.84 - 1615.10 = 19.74 \frac{m}{s}$$

Siendo por tanto el impulso total necesario la suma de todos los impulsos individuales calculados:

$$V_{tot} = V_0 + V_{per} + \Delta V_{ap} = 1903.36 \frac{m}{s}$$

Siendo el segundo impulso que introduce al módulo en la trayectoria elíptica de ascenso el que más aporta de los tres.

A este valor calculado habría que sumarle un 20% para cumplir el requisito [SC-3], obteniendo un valor igual a:

$$V_{tot} = 2285 \frac{m}{s}$$

3.4. Número de etapas del lanzador

Un aspecto a estudiar es el número de etapas con las que podría contar el lanzador lunar. Hasta la fecha, todos los módulos de ascenso lunares han estado compuestos de una sola etapa, pero en este apartado vamos a estudiar qué ahorro de combustible podría suponer para nuestro módulo el hecho de utilizar una configuración multietapa.

Para analizar las ventajas y desventajas de la configuración multietapa consideraremos un lanzador en el que todas las etapas tienen el mismo impulso específico (315s por ejemplo) para simplificar los cálculos y estudiaremos el ahorro que se produce en la masa del lanzador para diferentes relaciones estructurales.

La velocidad de inyección que buscaremos será la que calculamos en el apartado 3.3 y que es igual a $V_i = 1904 \frac{m}{s}$ y tomaremos como masa de carga de pago la del módulo de rendez-vous con un valor de $m_{pl} = 2559.5kg$.

Realmente estos valores deberían contar con márgenes según los requisitos del trabajo, pero como simplemente queremos analizar el desempeño de la configuración multietapa y no la verdadera cantidad de combustible necesaria (puesto que aún no tenemos elegido ni siquiera el sistema propulsor) estos valores nos servirán para dicho objetivo.

La masa del lanzador monoetapa la podemos calcular resolviendo la ecuación del cohete para cada valor de la relación estructural:

$$V_i = g_0 \cdot I_{sp} \cdot \ln \left(\frac{m_{pl} + m_{e1}}{m_{pl} + \sigma m_{e1}} \right)$$

Donde m_{e1} es la masa del único escalón que hay, es decir, la masa del módulo de ascenso menos la carga de pago.

Para calcular las masas de los lanzadores multietapa, debemos resolver el valor de λ de la siguiente ecuación estudiada en la asignatura de misiles [4] para cada valor de la relación estructural:

$$V_i = n \cdot g_0 \cdot I_{sp} \cdot \ln \left(\frac{1 + \lambda \cdot g_0 \cdot I_{sp}}{\sigma \lambda \cdot g_0 \cdot I_{sp}} \right)$$

Donde n es el número de etapas del lanzador.

Una vez conocido el valor de λ , introduciéndolo en la siguiente ecuación podemos obtener el valor de r :

$$r = \frac{1 + \lambda \cdot g_0 \cdot I_{sp}}{\sigma \lambda \cdot g_0 \cdot I_{sp}}$$

Y con este valor y la siguiente fórmula podemos obtener la relación de masas de etapa (igual para todas las etapas por poseer todas la misma relación estructural y el mismo impulso específico):

3.4. Número de etapas del lanzador

$$x = \frac{r \cdot (1 - \sigma)}{1 - r \cdot \sigma}$$

Por último, multiplicando la masa de la cargar de pago por este factor x tantas veces como etapas tenga el lanzador, podemos obtener la masa total de la primera etapa del lanzador.

Realizando todos estos pasos para valores de la relación estructural entre 0.05 y 0.25 y comparando las masas obtenidas con la necesaria en caso de un cohete monoetapa podemos obtener la siguiente gráfica:

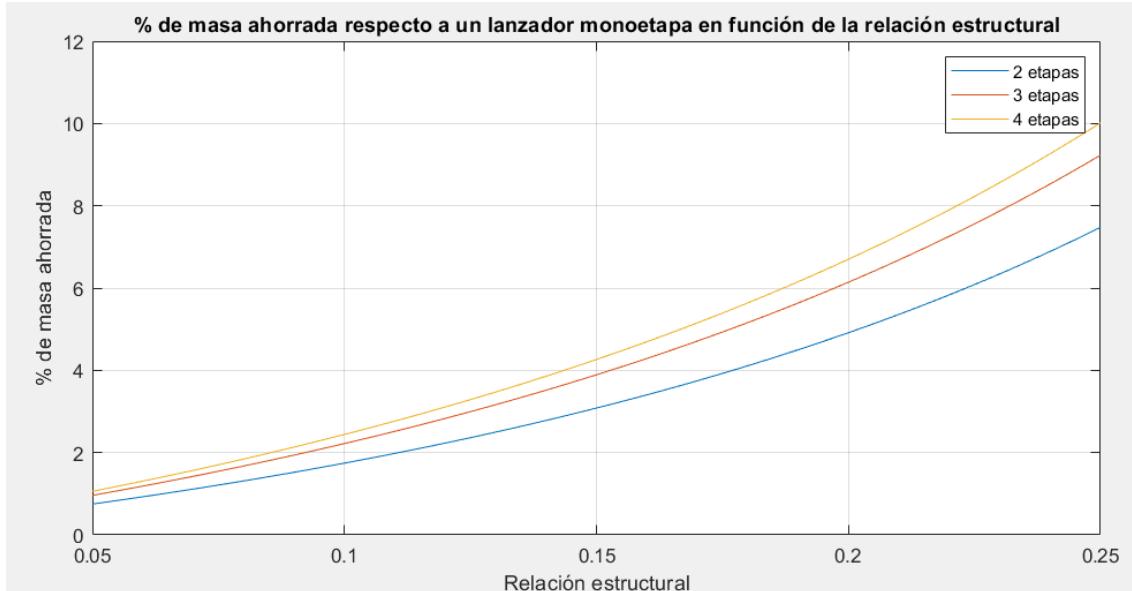


Figura 3.9: % de ahorro de masa en función del número de etapas y de su relación estructural.

Lo primero que podemos observar es que la diferencia de ahorro entre utilizar 3 ó 4 etapas y la diferencia de un lanzador de 2 etapas es muy pequeña, inferior al 3% incluso en el mejor de los casos, por lo que no tendría ningún sentido utilizar un lanzador de 3 o 4 etapas simplemente para ahorrar un par de cientos de kilogramos con la complejidad estructural que conllevaría la decisión.

En la siguiente gráfica, podemos ver la diferencia de masa entre la utilización de un cohete monoetapa y otro bietapa, además, se ha incluido también la masa estructural que tendría para cada relación estructural el escalón del cohete monoetapa:

Ascenso a órbita lunar

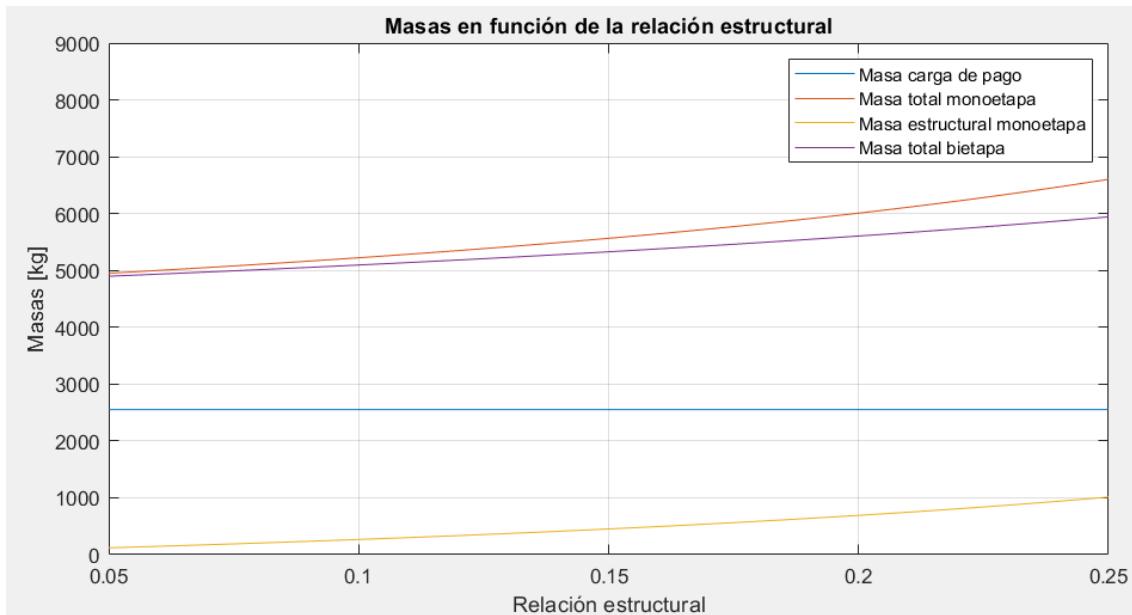


Figura 3.10: Comparación de masas entre la configuración monoetapa y la bietapa.

Teniendo en cuenta que esperamos que la masa del sistema propulsivo (propulsores, tuberías, válvulas y tanques) no supere los 550kg, podríamos decir que la relación estructural del cohete se encontraría entre 0.15 y 0.2 y como podemos ver en la gráfica 3.9, el ahorro de masa en ese intervalo es de entre el 3% y el 5%, un ahorro que para nada justifica la complejidad de introducir una segunda etapa en el cohete lanzador.

Por todo esto, utilizaremos un cohete monoetapa para el ascenso desde la superficie lunar hasta la órbita de la Estación Lunar.

3.5. Sistema de propulsión para el ascenso

Haciendo un análisis de las misiones que han regresado de la Luna nos damos cuenta de que el número de intentos exitosos es muy limitado. Analizaremos brevemente los sistemas propulsivos de las diferentes misiones para ver cuáles se asemejan a la nuestra y así elegir un sistema para nuestro ascenso.

La Agencia Espacial China es la que más recientemente ha logrado traer muestras lunares a la Tierra, lo realizó en el 2020 con la misión Chang'e 5 que recuperó una cantidad cercana a los 2kg de polvo lunar [23] y en 2024 planea repetir la hazaña con la misión Chang'e 6. Pese a que la información es bastante limitada, se sabe que el vehículo de ascenso tenía una masa de entre 120kg [24] y 500kg [25] y que se usaría el mismo sistema propulsor que en la misión Chang'e 3, que pese a tener un nombre desconocido sí sabemos que tiene un rango de empujes de 1500-7500N [26]. Con estos datos ya podemos decir que muy probablemente un sistema propulsivo como el de la misión Chang'e 5 sería escaso para nuestra misión ya que la masa de nuestro módulo de ascenso es mucho superior a la del módulo chino, además de que nos falta mucha información sobre su sistema de propulsión (como el propelente usado por ejemplo).

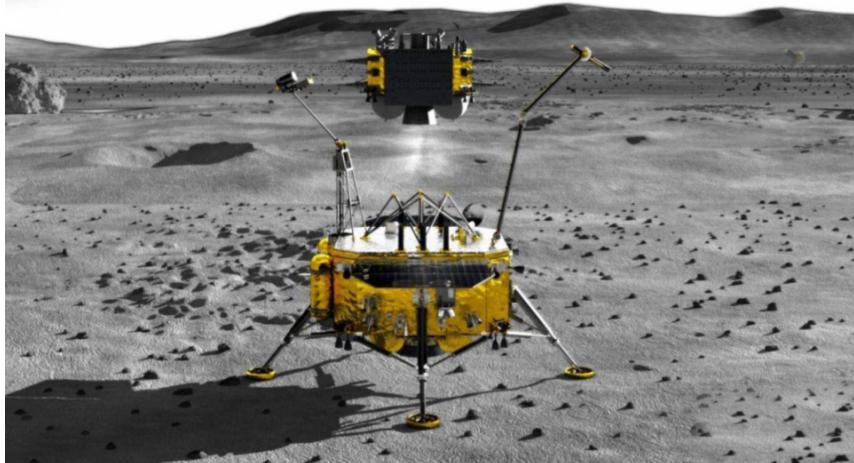


Figura 3.11: Ilustración del módulo de ascenso del Chang'e 5.

Durante los años 70, la Unión Soviética logró alunizar y regresar con muestras de suelo lunar en tres ocasiones, con las misiones Luna 16, Luna 20 y Luna 24, recuperando 101g, 30g y 170g de regolito respectivamente [27]. En las tres misiones exitosas del programa se utilizó el mismo módulo de ascenso que tenía una masa total de 520kg de las cuales 245kg corresponden al ácido nítrico y UDMH que utiliza como propelente en un KRD-61 (con cuatro propulsores Vernier para el control vectorial) que proporciona un empuje de 18800N y un impulso específico de 313s. Si bien la masa de este módulo de ascenso también es varias veces inferior al nuestro, el motor que utiliza otorga unas características de empuje e impulso específico que sí podrían utilizarse en la misión.

Ascenso a órbita lunar

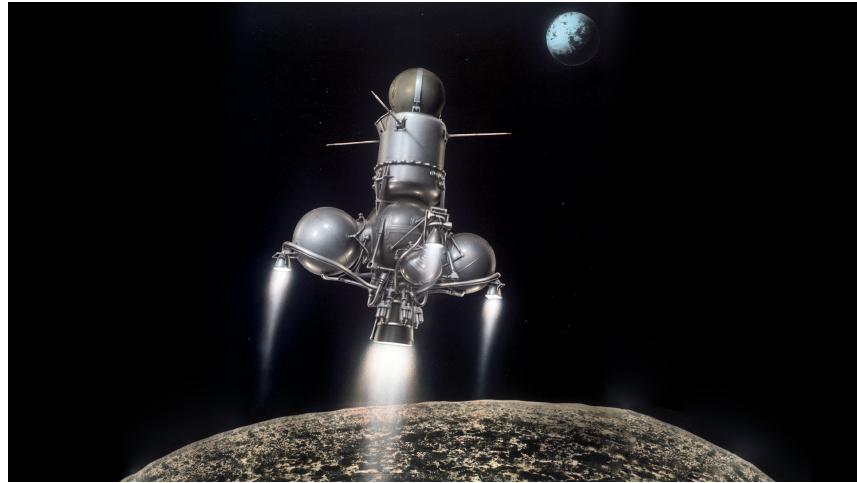


Figura 3.12: Ilustración del módulo de ascenso del Luna 24.

Por último, la única otra agencia que ha llegado a la Luna y vuelto es la NASA, que entre 1969 y 1972 logró que seis misiones tripuladas de su programa Apollo alunizaran y regresaran exitosamente. Las misiones fueron la Apollo 11, la Apollo 12, la Apollo 14, la Apollo 15, la Apollo 16 y la Apollo 17 y las masas secas y de propulsante de sus módulos de ascenso fueron las siguientes:

Misión	Masa Seca (kg)	Propulsante (kg)
Apollo 11	2445	2376
Apollo 12	2383	2375
Apollo 14	2303	2370
Apollo 15	2385	2375
Apollo 16	2385	2375
Apollo 17	2260	2387

Y el motor usado fue el Lunar Module Ascent Engine (LMAE) o también llamado Ascent Propulsion System (APS) que alimentado con Aerozine-50 como combustible y N_2O_4 como oxidante otorgaba un empuje de 15000N y un impulso específico igual a 311s. [28]

3.5. Sistema de propulsión para el ascenso



Figura 3.13: Ilustración del módulo de ascenso del Apollo 17.

Este último motor que estaba fabricado por Bell Aircraft y Rocketdyne podría ser, al igual que el KRD-61 soviético, una buena opción para nuestro módulo de ascenso, sin embargo, en 2005 la NASA comenzó a trabajar en el RS-18, una versión reconfigurada del LMAE para el módulo lunar Altair que le permitía utilizar oxígeno líquido y metano líquido (propulsantes verdes) en lugar de los propulsantes antes citados, aumentando además su empuje hasta los 24500N siendo su impulso específico de 315s. Pese a que se llegaron a hacer tests de ignición en 2009, finalmente no se seleccionó el modelo para el programa Constellation que igualmente fue cancelado en 2010, por lo que el motor no fue utilizado finalmente en ninguna misión real.

Al ser el RS-18 el motor diseñado para un entorno lunar que mayor empuje entrega, que tiene un diseño más reciente y que utiliza propulsantes verdes (que aumentan la seguridad respecto a sus antecesores además de disminuir la masa necesaria para realizar el ascenso del Módulo de Ascenso Lunar entre 450 y 910kg [29]), resulta ser la mejor opción para nuestro módulo de ascenso.

Ascenso a órbita lunar



Figura 3.14: Cohete RS-18 de Rocketdyne.

Pese a que no se reveló la masa de este propulsor, sí que sabemos que es una modificación del LMAE cuya masa conocemos (82kg), por lo que según el requisito [SC-1] podemos suponer que ambos tienen la misma masa y que al haber realizado grandes modificaciones sobre el LMAE el RS-18 es un equipo de categoría D y requiere un margen del 20% de su masa, resultando en que el RS-18 tiene una masa igual a 98.4kg.

El control de actitud se consigue mediante el gimbal del cohete RS-18, ya que como veremos más adelante el único control que necesitamos consiste realizar un giro a velocidad angular constante durante una parte del ascenso.

Al ser la tecnología de propelentes verdes muy novedosa no hay información pública de las masas de los tanques o de los sistemas de distribución y presurización, si bien sabemos que la presurización de los tanques se realizaría con helio gaseoso. También parece conveniente dividir la carga de cada compuesto en dos tanques (ya que la ratio de la mezcla es algo superior a 2 y la densidad del oxidante es casi el doble de la del combustible), haciendo así un total de 5 tanques, 2 para el oxígeno líquido, 2 para el metano líquido y 1 para el helio gaseoso, de esta manera podemos lograr más fácilmente un agotamiento simétrico del combustible como pide el requisito [SC-7]. Tanques de titanio de unos 1200L de capacidad de otros bipropelentes suelen tener una masa cercana a los 50kg [17], por lo que podemos suponer este valor como el máximo que podrían tener los tanques de aluminio que necesitamos.

3.5. Sistema de propulsión para el ascenso

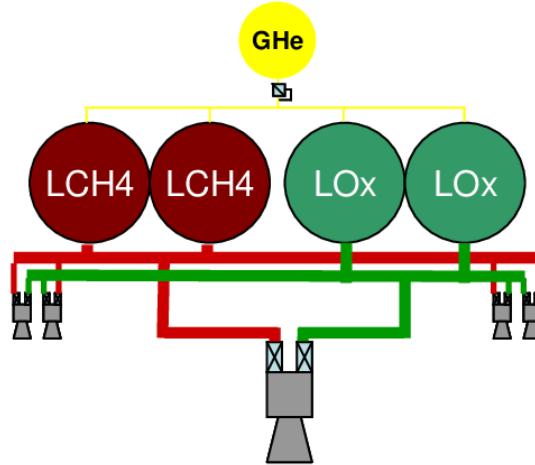


Figura 3.15: Diagrama de la distribución de los tanques y propulsores del módulo de ascenso [30].

Por todo esto, la mejor opción es ser conservadores y suponer que el sistema de propulsión tendría una masa seca total bastante superior a la que realmente puede tener.

Se va a suponer entonces que 5 tanques de aluminio, 1 motor RS-18 y el sistema de distribución compuesto de tuberías y válvulas tiene una masa total de 450kg. E incluso teniendo en cuenta que esta suposición nos da una masa superior a la real, cumpliendo con el requisito [SC-1] añadiremos un margen de un 20% de masa por ser equipamiento de nuevo diseño (categoría D), quedando una masa del sistema propulsivo igual a 540kg.

Así, sumando la carga de pago a poner en órbita y el sistema de propulsión obtenemos una masa de 3100kg, a la que cumpliendo el requisito [SC-2] añadiremos un nuevo margen del 20% para calcular el ascenso, quedando con una masa total a poner en órbita de 3720kg.

3.6. Cálculo del giro y del combustible necesario para el ascenso

Pese a que en el apartado 3.3 calculamos la trayectoria ideal como tres impulsos instantáneos, en el caso real los impulsos requieren de un tiempo para producirse, debido a esto, la trayectoria no puede ser como la descrita en dicho apartado.

Una aproximación más realista podría ser un único encendido del motor que durase desde que el módulo despegue hasta que llega a la órbita objetivo. Se podría hacer con dos encendidos de forma que el primero nos deje en una órbita elíptica cuyo apolunio coincida con la altitud de la órbita circular objetivo y un segundo encendido en dicho apolunio que nos inserte en la citada órbita circular, pero el hecho de necesitar dos encendidos disminuye la fiabilidad de la maniobra de ascenso respecto a un solo encendido de empuje constante, además de esta manera conseguimos un ascenso más vertical que nos aleja lo máximo posible de la superficie antes de comenzar la aceleración horizontal, evitando así más fácilmente posibles obstáculos como montañas o cordilleras.

La trayectoria que buscamos se podría dividir en tres partes, una de unos 6km de ascenso exclusivamente vertical que permitiría al módulo evitar cualquier obstáculo (así al llegar a los 11km citados tan solo nos habremos desplazado un par de cientos de metros en la horizontal pero ya habremos comenzado el giro), otra de giro en el que se dotaría al módulo de una velocidad angular constante hasta que estuviera en posición horizontal y una última en la que el módulo se propulsara paralelamente a la superficie lunar para obtener la velocidad orbital necesaria.

La primera etapa tendrá la duración que requiera el cohete para llegar hasta los 6000m, la segunda durará lo necesario para que el cohete, con velocidad de giro constante, alcance la altitud de 97000m buscada, la tercera y última etapa durará el tiempo que necesite el cohete para acelerar hasta la velocidad orbital ($V_{orb} = 1634.8 \frac{m}{s}$).

Para hacer una aproximación de cuánto combustible necesitaría el módulo de ascenso vamos a utilizar la ecuación del cohete con la masa calculada en el anterior apartado y el impulso total necesario del apartado 3.3 más un margen del 20% como dice el requisito [SC-3] (con la intención de cubrir las diferencias entre el caso ideal y el real):

$$\Delta V = g_0 I_{sp} \ln \left(\frac{m_f + m_p}{m_f} \right)$$

$$1904 \cdot 1.2 = 9.81 \cdot 315 \cdot \ln \left(\frac{3720 + m_p}{3720} \right)$$

$$m_p = 4072 \text{ kg}$$

3.6. Cálculo del giro y del combustible necesario para el ascenso

Tomaremos este valor como la masa de propelente necesaria para el ascenso y procedemos a modelizar una trayectoria más real de ascenso.

Con esa masa podemos calcular cuánto tarda en ascender el módulo hasta los 6000m, para ello se utilizará el simulador que se creó durante las prácticas en el Departamento de Aeronaves y Vehículos Espaciales cuyo manual está en el Apéndice B y que tiene en cuenta la variación de la masa del cohete conforme se consume el combustible, la variación de la gravedad con la altitud e incluso el término J2 de la gravedad.

En la siguiente gráfica podemos ver el resultado y el tiempo para el que se alcanzan los 6000 metros de altitud:

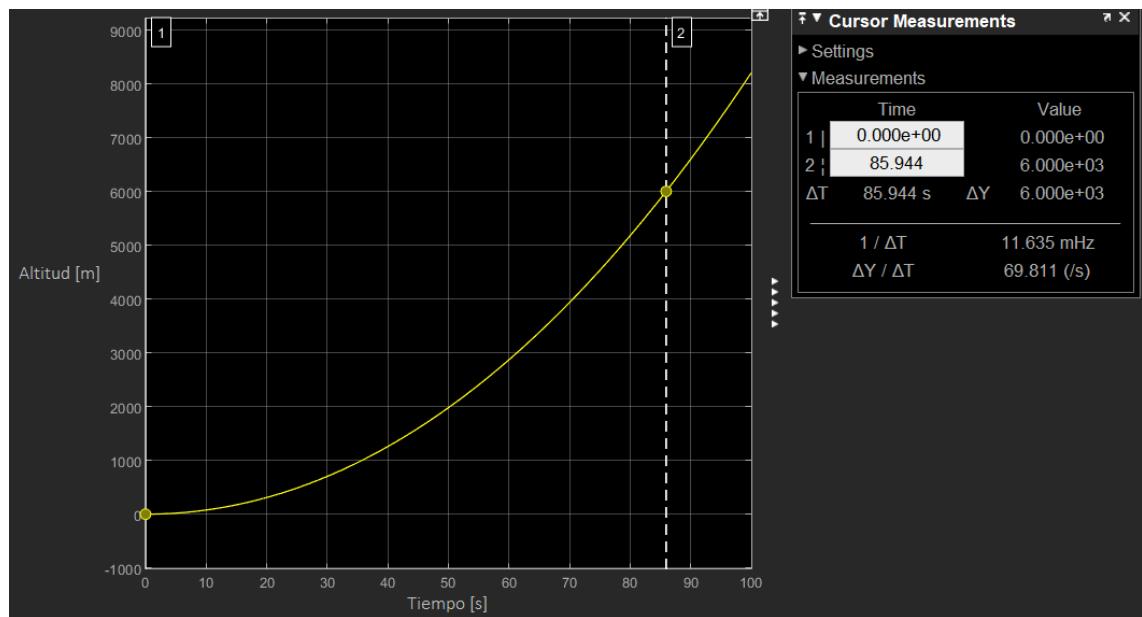


Figura 3.16: Ascenso del módulo en función del tiempo.

Como podemos ver, el módulo tarda unos 86 segundos en alcanzar los 6km de altitud que buscamos, por lo que tras ese tiempo comenzaremos el giro a velocidad constante.

Ascenso a órbita lunar

Ahora vamos a simular distintos giros para cuando estos terminan entre 280 y 310 segundos después del lanzamiento y ver qué altitud máxima y qué velocidad final logramos en cada caso:

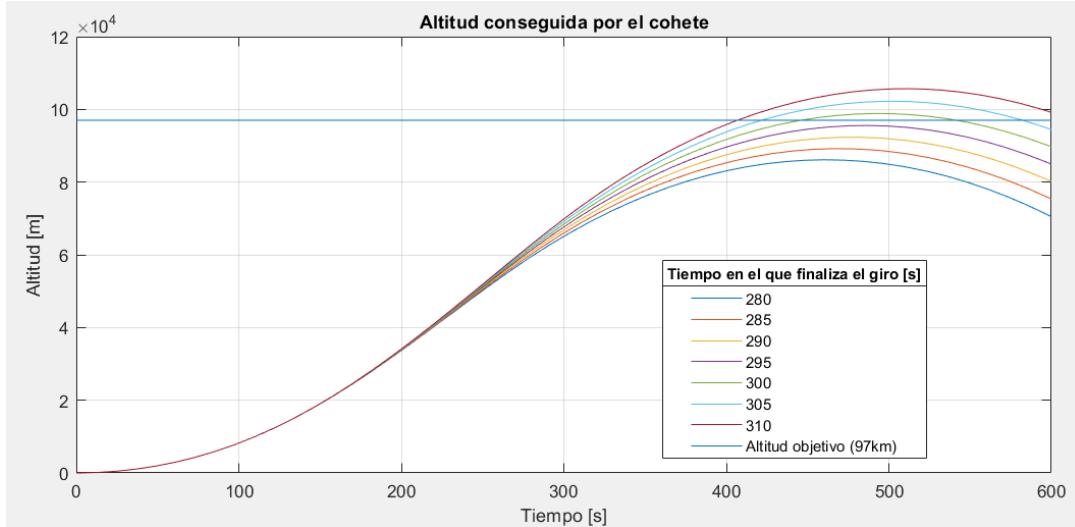


Figura 3.17: Altitud alcanzada en función del momento en que terminamos el giro.

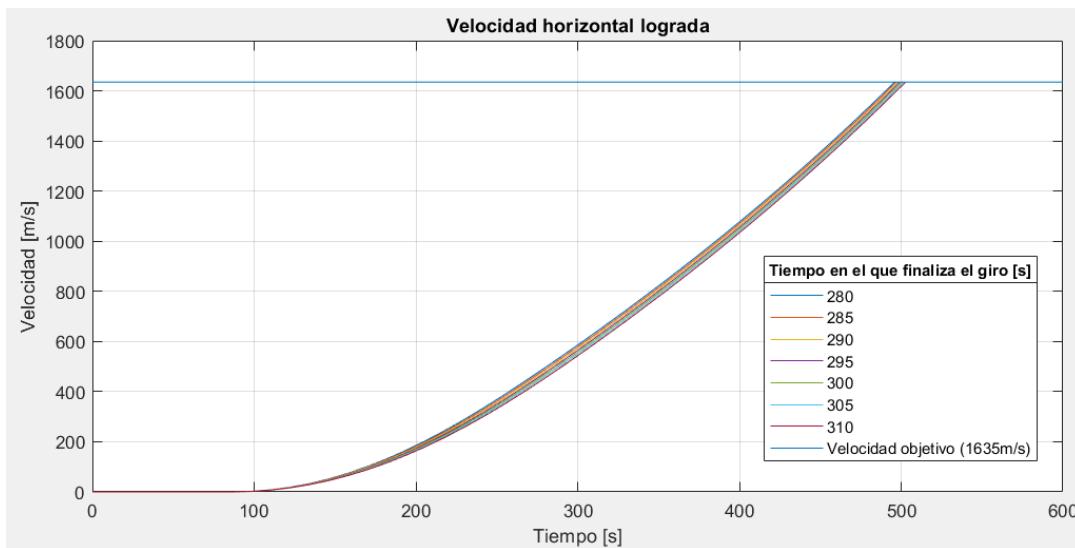


Figura 3.18: Velocidad horizontal lograda en función del momento en que terminamos el giro.

3.6. Cálculo del giro y del combustible necesario para el ascenso

En la siguiente figura podemos ver más de cerca la diferencia:

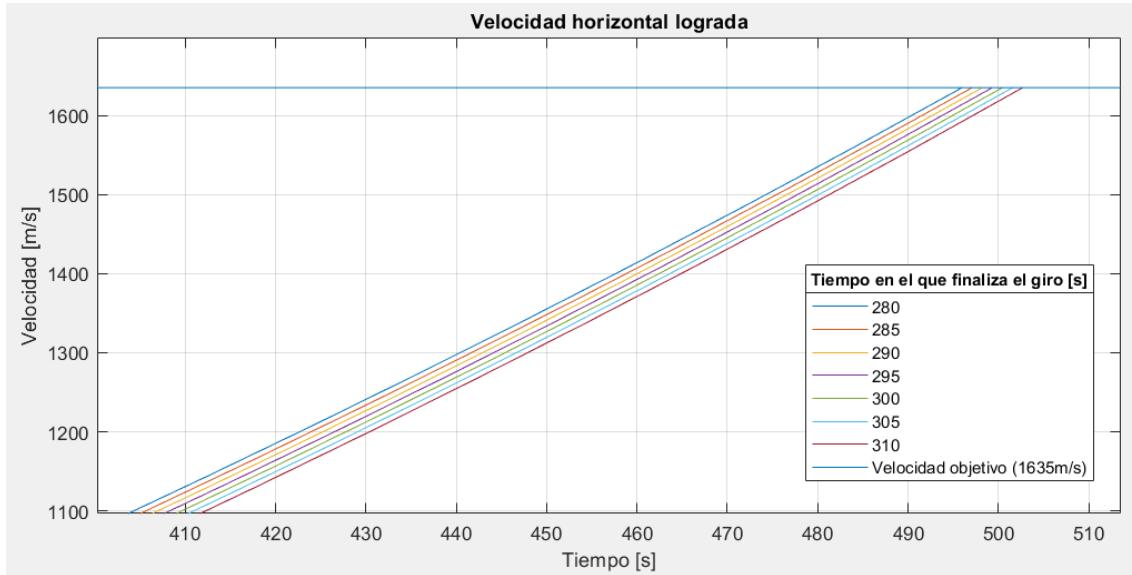


Figura 3.19: Velocidad horizontal lograda en función del momento en que terminamos el giro.

Sabiendo que hay propelente para mantener encendido el cohete durante 513.6 segundos (sabiendo la masa de propelente y el gasto másico) podemos observar como con cualquiera de las duraciones del giro estudiada llegamos a obtener la velocidad orbital antes de agotar el combustible.

Teniendo esto en cuenta parece que la mejor opción se encuentra en terminar el giro entre los 295 y los 300 segundos, por lo que tomaremos que el giro finaliza a los 298 segundos desde el ascenso, dando una duración total del giro de 212. Además, como el giro será de 90º, podemos decir que la velocidad angular constante de giro será:

$$\omega = 0.425 \frac{\circ}{s} = 7.41 \cdot 10^{-3} \frac{rad}{s}$$

Giro que se podrá lograr el gimbal del motor con el que como comentamos en el anterior apartado contará el módulo y teniendo en cuenta el giro por gravedad.

Tras esto, se continuará gastando combustible para alcanzar la velocidad orbital. Ajustando la simulación al giro mencionado obtenemos que el cohete deberá seguir propulsándose hasta los 500 segundos desde el lanzamiento, dejando sin quemar 107 kilogramos de propelente.

Ascenso a órbita lunar

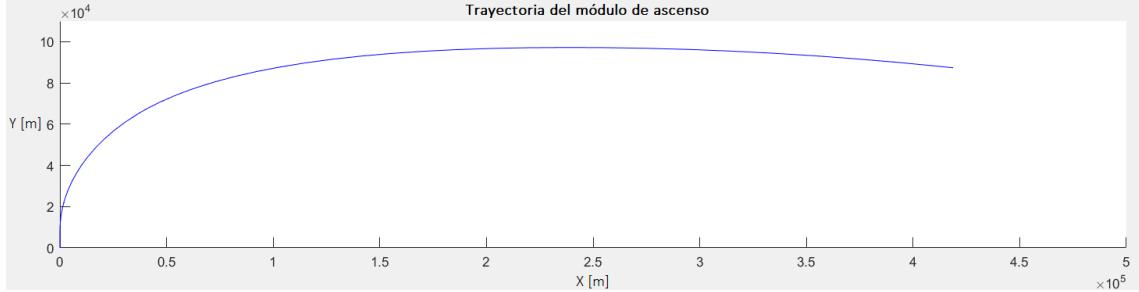


Figura 3.20: Trayectoria del módulo de ascenso.

Teniendo en cuenta que siguiendo esta trayectoria se alcanza la altitud deseada y la velocidad orbital, que sobra un pequeño margen de propelente y que hemos tenido en cuenta grandes márgenes a la hora de calcular la masa del módulo, se puede decir que la cantidad de 4072kg de propelente es suficiente para realizar el ascenso.

Masa de propelente que sumada a la masa seca real esperada del módulo (sin márgenes) no da una masa total igual a:

$$m_{TOT} = m_{prop} + m_{seca} = 4072 + 3100 = 7172 \text{ kg}$$

Que es la masa que deberá alunizar el módulo de descenso que calcularemos en el siguiente capítulo.

3.6.1. Pérdidas durante el ascenso

El 20% de margen que añadimos al impulso ideal servía para cubrir posibles pérdidas. Al ser la Luna un cuerpo celeste sin atmósfera, no existen pérdidas por resistencia, sin embargo, sí que se producen pérdidas por gravedad.

Éstas se pueden calcular mediante la siguiente fórmula [4]:

$$\Delta V_{gloss} = \int_{t_0}^{t_1} g_{Luna} \operatorname{sen}(\gamma) dt$$

Donde t_0 y t_1 son los tiempos de inicio y final de la maniobra y γ es el ángulo que forma el empuje con la vertical.

Para ser aún más conservativos, y simplificando así los cálculos, vamos a tomar la gravedad lunar como constante con la altura en su valor de superficie, $1.625 \frac{\text{m}}{\text{s}^2}$ [21].

Aplicando esta ecuación al ascenso vertical de 6km obtenemos unas pérdidas iguales $139.8 \frac{\text{m}}{\text{s}}$ y aplicándola al giro a velocidad angular constante obtenemos pérdidas por valor de $218.8 \frac{\text{m}}{\text{s}}$, haciendo un total de $358.6 \frac{\text{m}}{\text{s}}$, valor inferior al margen de $380 \frac{\text{m}}{\text{s}}$ que sumamos a nuestros impulsos. Es por eso que a la hora de utilizar la masa propelente calculada mediante el caso ideal más márgenes obtuvimos una cantidad suficiente de combustible para el caso real.

3.7. Cálculo del tiempo total de ascenso

Otro factor de pérdidas que podemos tener en cuenta (pese a que su efecto es muy pequeño) es la rotación de la Luna. Debido a este giro, el módulo de ascenso parte con una velocidad adicional que debemos contrarrestar, esta velocidad dependerá de la latitud, siendo nula en los polos y máxima en el ecuador, donde tendrá un valor igual a:

$$V_{rot} = \omega_{rot} R_{Luna} = \frac{2\pi}{T_{rot}} = \frac{2\pi}{27.32 \cdot 24 \cdot 3600} \cdot 1737400 = 4.625 \frac{m}{s}$$

Un valor máximo casi anecdótico y que entra también dentro de los márgenes comentados anteriormente.

3.7. Cálculo del tiempo total de ascenso

Como hemos calculado en el apartado anterior, el módulo de ascenso tarda 500 segundos en situarse en la órbita objetivo, algo menos de 9 minutos.

Estos 9 minutos se distribuyen entre el ascenso vertical, el giro y la aceleración horizontal de la siguiente forma:

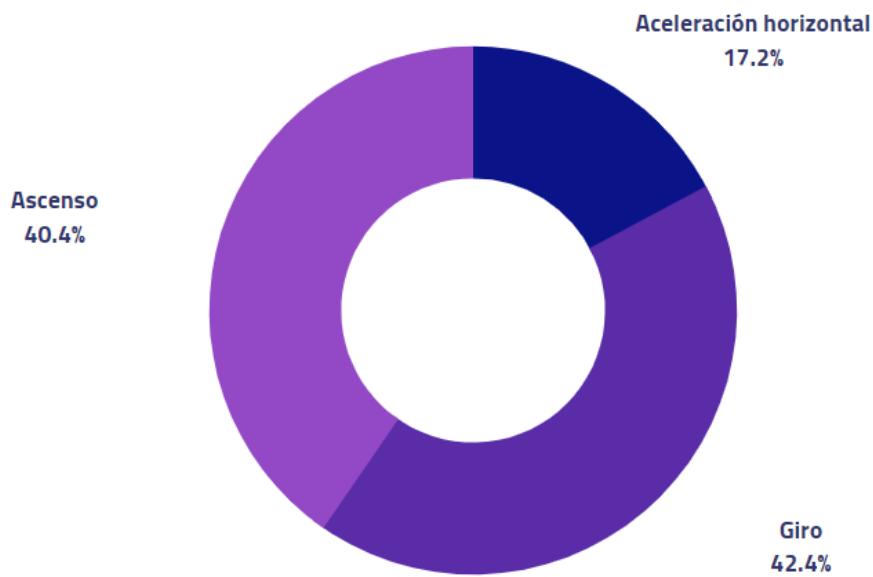


Figura 3.21: Porcentaje de tiempo y combustible dedicado a cada parte del ascenso.

Al ser el gasto másico del cohete constante, los porcentajes de este gráfico representan tanto el tiempo invertido en cada etapa del ascenso como el combustible consumido en cada una.

Por último, estos 9 minutos sumados a las 7 horas que podría tener como duración máxima el rendez-vous nos da una cifra claramente inferior a las 12 horas que pedía el requisito [PER-2] para ir desde la superficie hasta la Estación Lunar.

Ascenso a órbita lunar

Se puede hacer también una aproximación del momento en que habría que lanzar el módulo. Lo primero a tener en cuenta es que la Estación Lunar orbita a una velocidad de $1633.5 \frac{m}{s}$, por lo que en los 500 segundos que dura el ascenso recorrerá $817 km$, por su parte, el módulo de ascenso durante los 500 segundos que tiene encendido el motor avanza $255 km$ en horizontal, sumado a esto, según lo estudiado en el capítulo anterior, buscaremos quedarnos a $30 km$ de la Estación Lunar.

Sabiendo todo esto, deberemos comenzar el ascenso cuando la Estación Lunar se encuentre $817 - 255 - 30 = 532 km$ por detrás del punto de lanzamiento. No hay posibilidad de colisión debido a que el módulo de ascenso llega a una órbita $3 km$ inferior, y no hay problema en caso de quedar algo por delante o por detrás de los $30 km$ citados, como la maniobra de aproximación comienza con un free-drift, este fallo no produciría ningún consumo extra de combustible, simplemente un ligero aumento del tiempo de rendez-vous, lo que teniendo en cuenta que contamos con un margen de 5 horas no resulta en ningún caso problemático.

3.8. Sistemas de navegación para el ascenso

En el caso de la trayectoria de ascenso, los requisitos no citan ningún sistema de navegación en concreto.

Dado que el ascenso tiene una duración de tan solo 9 minutos, en lugar de estudiar su posición en tiempo real, una buena opción sería realizar todos los cálculos relativos al ascenso antes de que este suceda, sabiendo que tenemos días para hacerlo y que podemos hacer múltiples comprobaciones sobre la posición del módulo y la de la Estación Lunar, así como de los impulsos necesarios para alcanzar la órbita deseada.

Estas comprobaciones, para una mejor precisión, se podrían realizar con los sistemas de GNSS que ya citamos que podíamos usar durante el rendez-vous, por lo que tan solo analizaremos las posiciones de las naves antes del ascenso (con GPS y Galileo) para realizar los cálculos del mismo y después de éste con los sistemas de navegación comentados para el rendez-vous en el apartado 2.5 para corregir los posibles errores. De esta forma, se puede realizar el ascenso incluso si el momento más adecuado sucede en la cara oculta o en oscuridad [PER-6].

Durante el vuelo no se contactará con otros módulos o bases, simplemente se recurrirá a acelerómetros y giroscopios para, con un sistema de bucle cerrado, poder corregir (en caso de desviaciones) la trayectoria con el gimbal del motor.

3.9. Sistemas de separación

Debemos comentar que, para separar el módulo de ascenso del módulo de habitabilidad, se utilizarán cargas pirotécnicas [31]. Cumpliendo así el requisito [SYS-4]. Algunas empresas que producen este tipo de sistemas son Dassault Aviation o RUAG, y en los últimos años la ESA ha estado estudiando la posibilidad de utilizar pirotécnicos ópticos que utilizarían LASERs para la separación [32].

También se utilizarán estas cargas al finalizar el ascenso para separar el sistema propulsivo de ascenso del módulo de rendez-vous con la intención de evitar que los propulsores del rendez-vous deban mover la masa extra de dicho sistema propulsivo. Esta acción se puede realizar durante el free drift en el que el módulo se va acercando a la Estación Lunar.

Además, estos sistemas de separación pueden ser necesarios para separar el LDV de la Estación Lunar al inicio de la misión.

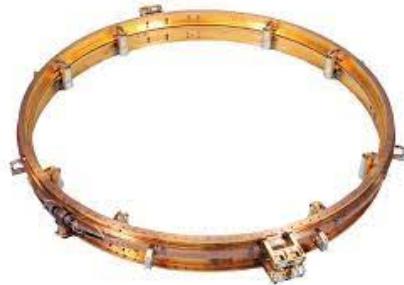


Figura 3.22: Ejemplo de sistema de separación del catálogo de RUAG.

Capítulo 4

Descenso a la superficie lunar

4.1. Condiciones iniciales del módulo para el descenso

El descenso comenzará al desacoplarse de la Estación Lunar, por lo que estaremos en una órbita lunar circular de 100km de altitud. Como el módulo debe ser capaz de alunizar en cualquier latitud y longitud de la superficie lunar [SYS-3], deberemos planificar el descenso para realizarlo cuando el plano orbital coincida con la longitud buscada y obtener la latitud deseada dependiendo del momento de la órbita en el que comenzaremos el descenso.

4.2. Diseño de la trayectoria ideal de descenso

Igual que en el capítulo anterior podríamos calcular una trayectoria ideal para obtener una primera aproximación de los impulsos necesarios para el descenso, pero podemos darnos cuenta de que la trayectoria sería exactamente la inversa al ascenso, por lo que vamos a modelizar el descenso como 3 impulsos.

Un primer impulso realizado sobre las antípodas del punto de alunizaje que nos sitúe en una órbita elíptica cuyo apolunio sea el punto donde hacemos este primer impulso (a 100km de la superficie) y cuyo perilunio se encuentre a una altitud de 11km de la superficie (sobre el punto de alunizaje).

El impulso necesario se puede calcular de la siguiente forma:

$$\Delta V_{ap} = \sqrt{\frac{\mu}{R_{Luna} + h}} - \sqrt{\frac{2\mu}{R_{Luna} + h} - \frac{\mu}{a}}$$

Donde $h = 100000$ y $a = \frac{2R_{Luna} + h + 11000}{2}$. Por lo que el impulso sería igual a:

$$\Delta V_{ap} = 20.4 \frac{m}{s}$$

El segundo impulso se produciría en el perilunio de la nueva órbita y frenaría totalmente al módulo dejándolo en caída libre desde la altura de 11km.

4.3. Sistema de propulsión para el descenso

El impulso necesario se puede calcular de la siguiente forma:

$$\Delta V_{per} = \sqrt{\frac{2\mu}{R_{Luna} + 11000}} - \frac{\mu}{a}$$

Donde el semieje mayor es el mismo que el utilizado para el anterior cálculo. Por lo que el impulso sería igual a:

$$\Delta V_{per} = 1695.2 \frac{m}{s}$$

El tercer y último impulso se produciría al llegar el módulo a la superficie y para frenar todo lo que ha acelerado éste en su caída libre desde los 11km.

El impulso necesario se puede calcular de la siguiente forma:

$$\Delta V_{sup} = g_{Luna} \cdot t_{caida}$$

Donde $g_{Luna} = 1.625 \frac{m}{s^2}$ [21] y t_{caida} se puede calcular mediante dinámica básica siendo igual a $\sqrt{\frac{2 \cdot h_{caida}}{g_{Luna}}}$. Por lo que el impulso sería igual a:

$$\Delta V_{sup} = 189.1 \frac{m}{s}$$

Sumando estos tres impulsos obtenemos una primera aproximación según la cual necesitaremos un impulso total de $1904.7 \frac{m}{s}$ para realizar el descenso desde la órbita de la Estación Lunar hasta la superficie del satélite. Un valor bastante cercano al calculado en el apartado 3.3 para el ascenso, siendo un poco superior debido a que la órbita de la que partimos está a una altitud de 100km mientras que la órbita que queríamos alcanzar en el ascenso era una de 97km de altitud.

4.3. Sistema de propulsión para el descenso

Igual que en el anterior capítulo se ha realizado un análisis de los sistemas propulsivos de anteriores misiones a la Luna llegando a conclusiones similares, ninguno de los cohetes utilizados anteriormente para alunizar tiene el empuje necesario para nuestra misión exceptuando el utilizado por las misiones Apollo, un cohete de Aerozine 50 y tetróxido de nitrógeno desarrollado por TRW y denominado Lunar Module Descent Engine que entregaba un empuje de 45000N y un impulso específico de 311 segundos con una masa igual a los 179kg.

Descenso a la superficie lunar



Figura 4.1: Lunar Module Descent Engine de TRW.

Al igual que para el módulo de ascenso, desde que voló el Apollo se han diseñado versiones más modernas que pueden cumplir las mismas funciones que éste de una manera más eficiente.

A principios del siglo XXI la NASA desarrolló el Módulo de Acceso a Superficie Lunar (LSAM), posteriormente llamado Altair con el que pretendían volver a llevar a humanos a la Luna en 2020 (proyecto que se canceló durante el primer mandato de Obama en 2010). Dicho módulo contaba con un módulo de descenso propulsado por un cohete RL-10 alimentado con oxígeno e hidrógeno líquidos. Sabemos que la primera versión de dicho cohete entregaba un empuje de 66.7kN [33] y un impulso específico de 433 segundos con una masa igual a los 135kg.

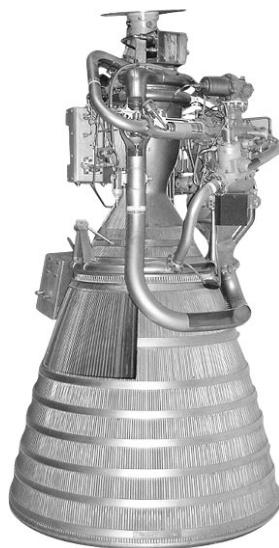


Figura 4.2: Cohete RL-10 de Aerojet Rocketdyne.

4.3. Sistema de propulsión para el descenso

Con los años, se han realizado múltiples versiones del motor para diferentes misiones. Pese a que no se hiciera público el nombre de la versión que utilizaría el módulo Altair, sí se publicó el empuje y el impulso específico del que dispondría dicha versión ([35] [36]), siendo 83kN y 448s los valores respectivos. Pese a que su masa es desconocida, podemos aplicar el requisito [SC-1] y, siendo conservativos, decir que se trataría de una gran modificación un rediseño del RL-10 original, señalándolo como ECSS categoría D y sumando un margen del 20% a los 135kg del modelo original, resultando en que nuestra versión del RL-10 tendría una masa de 162kg.

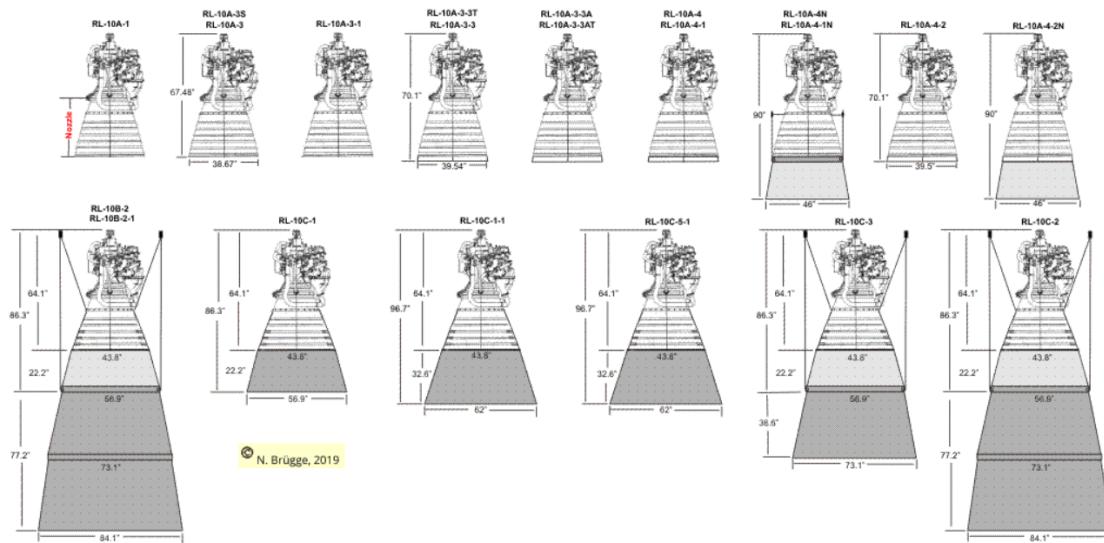


Figura 4.3: Versiones del cohete RL-10 de Aerojet Rocketdyne [34].

Además del motor principal, que gracias a un cardán puede variar la dirección de empuje, tanto el módulo de descenso del Apollo como el diseño del módulo Altair contaban con numerosos propulsores dedicados a control de altitud. En ambos casos se contempló utilizar propulsores de 440N, por lo que supondremos que será una decisión adecuada y suficiente y lo aplicaremos a nuestro modelo.

El diseño del LSAM contaba con 24 propulsores de RCS de 315s de impulso específico, sin embargo, el módulo Apollo alunizó con tan solo 16 propulsores de RCS dispuestos en la siguiente configuración (que llamaremos configuración 13 [15]):

Descenso a la superficie lunar

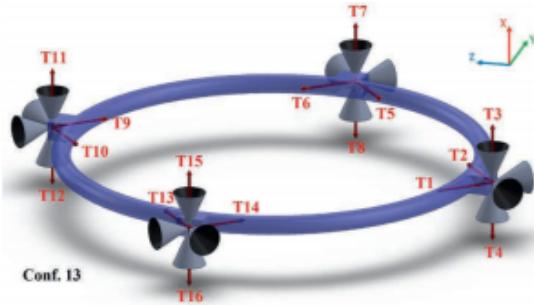


Figura 4.4: Configuración de los propulsores de RCS del módulo Apollo.

Con dicha configuración cumplimos el requisito [SC-4] otorgando 6 grados de libertad al módulo sin aumentar innecesariamente el módulo. No tenemos información de la masa de dichos propulsores, pero en la web de Ariane Space [17] podemos ver cómo propulsores con un empuje similar que utilizan otros bipropelentes tienen unas masas de 4.3kg incluyendo válvulas, por lo que cumpliendo con el requisito [SC-1] añadiremos un margen de un 20% de masa por ser equipamiento de nuevo diseño (categoría D) quedando una masa por propulsor de 5.2kg, haciendo los 16 propulsores una masa total de 83kg.

Además del RL-10 y los propulsores de RCS, el sistema de propulsión debe contar con tanques de almacenamiento para el oxígeno líquido, para el hidrógeno líquido y para el helio gaseoso de presurización así como con un sistema de distribución.

Pese a que no hay información sobre la masa de los tanques de oxígeno e hidrógeno líquido que planeaba utilizar el módulo Altair, sí que sabemos que planeaba utilizar 8 unidades, 2 para el oxígeno y 6 para el hidrógeno, ya que teniendo en cuenta la relación oxidante/combustible que para esta mezcla es cercana a 6 y las densidades de ambos líquidos ($1.141 \frac{kg}{L}$ para el oxígeno líquido y $0.0708 \frac{kg}{L}$ para el hidrógeno líquido), la relación de volúmenes entre combustible y oxidante es de 2.69. Nosotros utilizaremos 7 tanques de unos 5750L, 5 para el hidrógeno y 2 para el oxígeno dispuestos de forma que sus centros formen una circunferencia en cuyo centro se pueda situar el RL-10. Analizando las masas de otros tanques de bipropelente se podría hacer la suposición de que cada tanque pesara unos 250kg, por lo que cumpliendo con el requisito [SC-1] añadiremos un margen de un 20% de masa por ser equipamiento de nuevo diseño (categoría D) quedando una masa por propulsor de 300kg, haciendo los 7 tanques una masa total de 2100kg.

Para seguir siendo conservativos podemos suponer que se usarán dos tanques más pequeños de helio gaseoso para la presurización del combustible y el oxidante, por lo que, procediendo de forma similar a lo comentado en el anterior párrafo, teniendo en cuenta que los tanques serán más pequeños pero que estarán llenos de helio, sumaremos 600kg más a la masa seca del módulo.

Por último, podemos suponer que el sistema de distribución tendrá una masa de 200kg, que tras el margen del 20% impuesto por el requisito [SC-1] por ser equipamiento de nuevo diseño (categoría D) resulta en 240kg.

4.3. Sistema de propulsión para el descenso

Una vez comentado todo esto, podemos obtener la masa seca que se deberá hacer alunizar en el módulo de descenso:

$$m_{seca} = m_{LAV} + m_{LHM} + m_{LDV} + m_{RL-10} + m_{RCS} + m_{tanques} + m_{distribucion} = 16639\text{kg}$$

A esta masa, y según el requisito [SC-2], le deberemos sumar un margen del 20% a la hora de realizar los cálculos que nos dirán la masa de combustible que será necesaria para el descenso, resultando en una masa seca a alunizar igual a:

$$m_{seca} = 19967\text{kg}$$

4.4. Trayectoria real de descenso

4.4.1. Trayectoria 1 de descenso

Pese a que podemos utilizar el impulso calculado en el apartado 4.2 como punto de partida para calcular los impulsos necesarios durante el descenso, la trayectoria descrita en dicho apartado se aleja bastante del caso real al tomar los impulsos como instantáneos y descuidar totalmente la seguridad de la misión permitiendo una caída libre del módulo desde los 11 kilómetros y confiando en el reencendido del motor al final de ésta para lograr frenar el módulo.

La trayectoria real que utilizaremos estará compuesta por dos encendidos, uno breve que frene el módulo lo suficiente para pasar de la órbita circular de la Estación Lunar a una órbita cuyo apolunio y perilunio tengan una altitud de 100km y 11km respectivamente y un segundo encendido de larga duración que frene al módulo en el perilunio y lo haga descender lentamente.

El primer encendido deberá dar un impulso de $20.4\frac{m}{s}$ como ya calculamos en el apartado 4.2, que tras el margen del 20% que exige el requisito [SC-3] resulta en un impulso de $24.48\frac{m}{s}$ con el que deberemos calcular el combustible.

El segundo encendido deberá dar un impulso equivalente al calculado en el apartado 4.2 para frenar el módulo y la caída que resultaba en $1884.3\frac{m}{s}$, siendo tras el margen del 20% igual a $2261.16\frac{m}{s}$.

Puesto que la masa seca, teniendo en cuenta márgenes, es igual a $19967kg$, el segundo encendido necesitará, según la ecuación del cohete, $13434kg$ de propelente, y el primer encendido por tanto utilizará $189.9kg$.

Mientras el impulso en el apolunio es pequeño y podemos suponerlo instantáneo, siendo entonces válido el cálculo realizado mediante la ecuación del cohete, el segundo es más complejo y se trata de un encendido de varios minutos de duración, por lo que para diseñar la trayectoria y comprobar que la masa de combustible calculada es suficiente utilizaremos el simulador desarrollado en las prácticas y explicado en el apéndice B.

Podemos dividir el encendido en dos partes:

- Una primera dedicada a frenar el módulo, donde la mayor parte del empuje sea en la dirección contraria a la velocidad orbital para disminuir esta, dedicando también una pequeña parte del empuje a evitar que el módulo caiga hacia la superficie durante el frenado. Esto se puede conseguir manteniendo la dirección del empuje unos grados por encima de la perpendicular a la superficie (debemos calcular cuál será ese ángulo constante).
- Y una segunda parte donde, tras conseguir frenar totalmente la velocidad paralela al suelo del módulo, nos dedicaremos a frenar la velocidad de caída para llegar al suelo con velocidad nula.

Para estudiar la trayectoria se han realizado múltiples iteraciones mediante el simulador programado en las prácticas (Apéndice B) hasta encontrar que el ángulo óptimo para la primera parte son 14° (Un ángulo menor haría que el módulo

4.4. Trayectoria real de descenso

adquiriera una velocidad de caída superior a la que el módulo podría frenar y un ángulo mayor hacia ascender el módulo de forma innecesaria). Con dicha inclinación, el módulo tardará 578 segundos (durante los que se consumen 10916kg de propelente) en frenar toda la velocidad horizontal estando en dicho momento a una altitud de $5656m$, cayendo a una velocidad de $153.7\frac{m}{s}$. Tras finalizar la primera parte, el empuje se apunta hacia la vertical ascendente para frenar los $153.7\frac{m}{s}$ de velocidad de caída, lográndolo tras otros 70.2 segundos (durante los que se consumen otros 1326kg de propelente), momento en el que el módulo tendrá una velocidad nula y una altitud de $167m$, dicha altitud es adecuada para poder contrarrestar posibles contingencias. En el caso de lograr realizar la trayectoria nominal, el descenso desde dicha altitud se puede lograr mediante RCS y con un empuje del motor principal del RL-10 menor del 100% durante la última parte del descenso, dependiendo del piloto la aproximación final del módulo a la superficie lunar y la adaptación a las condiciones cinemáticas del alunizaje contempladas en el requisito [PER-4]. Además, como no se exige que el módulo pueda alunizar durante eclipses, el módulo puede contar con pequeñas cámaras que den la mayor información posible al piloto para tomar las decisiones necesarias que lleven al alunizaje, evitando que deba guiarse tan solo por las escotillas del módulo y la telemetría de éste.

Para dichas maniobras el módulo cuenta aún con 1192kg de propelente de sobra, un 8.7 % del total de descenso.

Por tanto, y teniendo en cuenta que estamos tomando ya una masa un 20 % superior a la que será necesario alunizar y que sobra un 8.7 % de combustible para la aproximación final y para RCS, podemos decir que los 13434kg de combustible estimados son suficientes para realizar el descenso desde los 100km de altitud.

Por lo que podemos confirmar que la masa de combustible necesaria para el descenso será igual a 13624kg lo que, sumado a los 16639kg de masa sin márgenes, nos da una masa total del módulo de descenso, ascenso y rendez-vous igual a:

$$m_{TOTAL} = 30263\text{kg}$$

Descenso a la superficie lunar

En el siguiente gráfico podemos ver cuento porcentaje del combustible se ha dedicado a cada etapa del descenso:

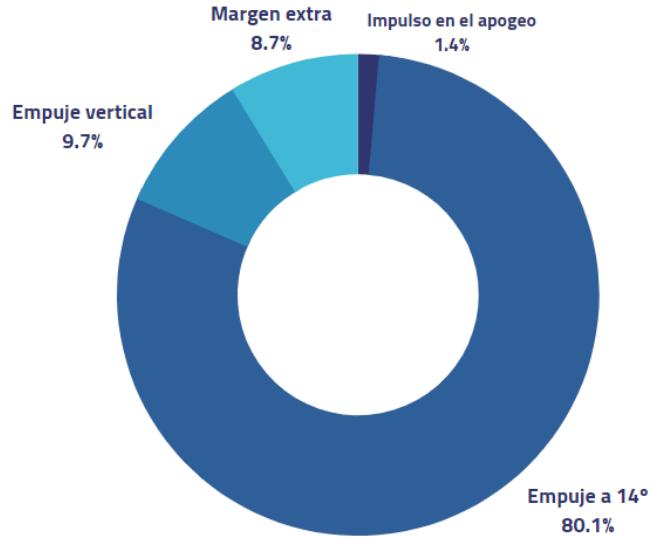


Figura 4.5: Reparto de combustible entre las distintas fases del descenso.

En el siguiente gráfico podemos ver cómo van variando las velocidades horizontales y verticales del módulo desde los 11km de altitud hasta tocar la superficie lunar.

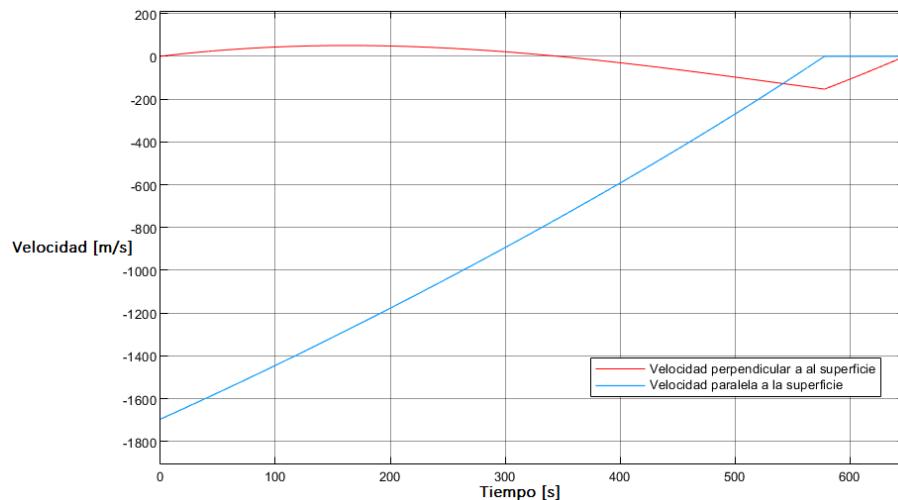


Figura 4.6: Componentes de la velocidad en función del tiempo.

Como podemos ver, el módulo de la velocidad horizontal disminuye de forma lineal hasta llegar a cero mientras que la velocidad vertical primero aumenta para después disminuir hasta el momento en que se comienza a frenar la caída, momento en el cual el módulo va decelerando hasta frenarse totalmente.

4.4. Trayectoria real de descenso

En la siguiente figura podemos ver la evolución de la altitud del módulo respecto a la superficie lunar a lo largo del descenso:

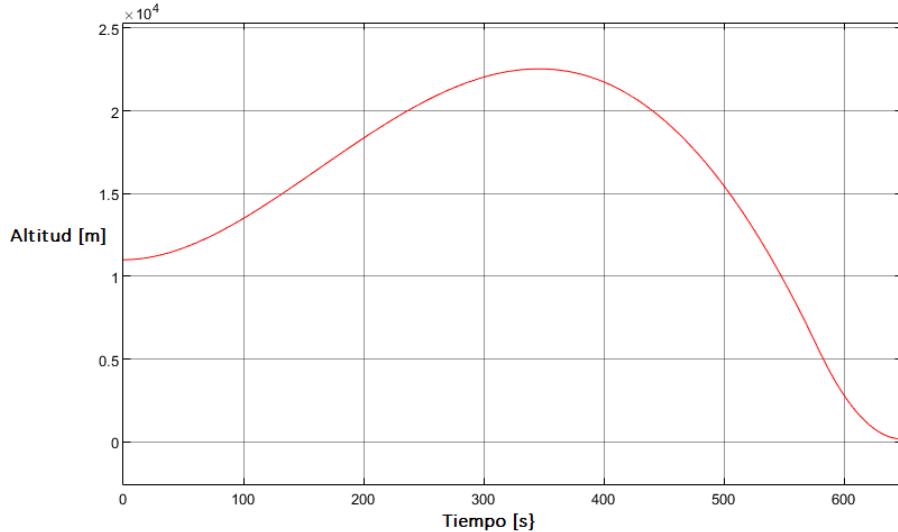


Figura 4.7: Altitud del módulo en función del tiempo.

Se puede observar como al principio la altitud aumenta, pero conforme la velocidad horizontal disminuye la altitud hace lo mismo, pues la componente vertical del empuje ya no es suficiente para contrarrestar la gravedad. Posteriormente, al llegar a los 5656m de altitud se comienza a decelerar la caída hasta conseguir frenar totalmente el módulo a 167m de la superficie.

En la siguiente figura podemos ver el avance horizontal del módulo a lo largo del descenso:

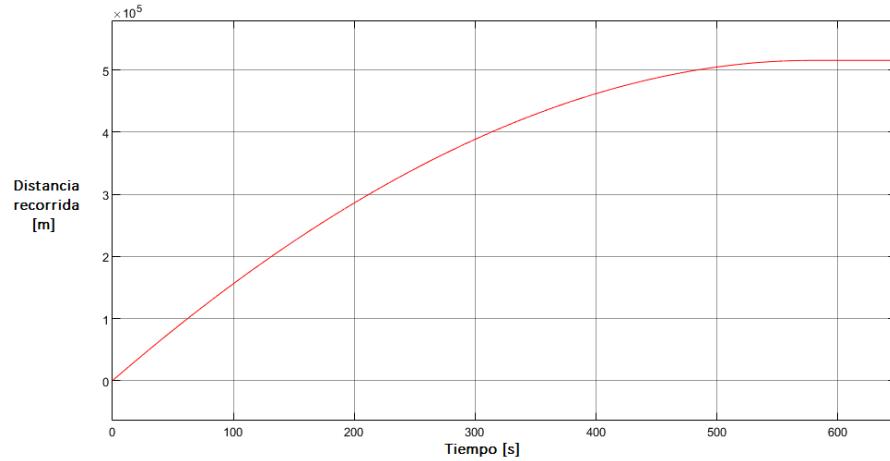


Figura 4.8: Distancia horizontal recorrida por el módulo en función del tiempo.

Como se puede ver, el módulo avanza cada vez más lentamente en la horizontal hasta llegar a los 515.5km, donde se frena totalmente en dicha dirección y comienza el descenso vertical.

Descenso a la superficie lunar

Estos 515.5km equivalen a 17° de la circunferencia lunar, lo que significa que debemos empezar la maniobra de descenso a una latitud 17° menor de la del punto de alunizaje que busquemos y en la longitud opuesta. Ésto debido a que recorremos 180° en la maniobra de Hohmann y 17° más durante el descenso.

Por último, en la siguiente figura podemos ver una representación bidimensional de la trayectoria donde la línea azul superior representa dicha trayectoria y la inferior se corresponde con la superficie lunar (no se han utilizado diferentes colores debido a que el bloque XY Graph de Simulink no lo permite):

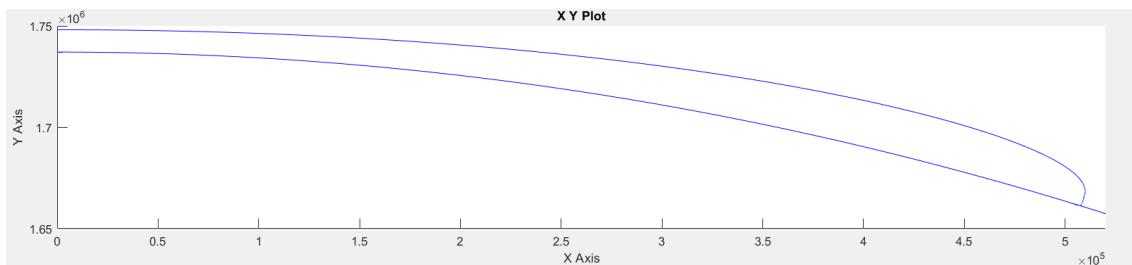


Figura 4.9: Trayectoria del módulo de descenso.

4.4.2. Trayectoria alternativa de descenso

Se ha diseñado también otra trayectoria alternativa de descenso con un consumo similar de combustible y con la ventaja de consistir en un único encendido del motor, dicha trayectoria consiste entonces en un descenso desde los 100km de altitud de la órbita hasta la superficie lunar.

En esta trayectoria también podemos distinguir dos partes:

- Una primera etapa en la que el empuje se realiza en la dirección contraria a la velocidad con la intención de frenar la velocidad orbital del módulo.
- Una segunda etapa de giro donde el módulo transita de realizar un empuje horizontal hasta llegar a un empuje vertical a velocidad angular constante.

Iterando distintos valores para la duración de las dos partes se encuentra que una solución consiste en frenar la velocidad orbital durante 360 segundos y realizar el giro de 90° durante otros 305 segundos, resultando entonces en una duración total del descenso igual a 665 segundos.

Tras dicho intervalo de tiempo el módulo habrá consumido 12600kg de propelente y se encontrará con una velocidad tanto horizontal como vertical nula y con una altitud igual a 47 metros, altitud desde la cual el astronauta puede usar los 1020kg de propelente restantes para maniobrar y lograr alunizar con las condiciones cinemáticas del alunizaje contempladas en el requisito [PER-4].

Por todo esto, la cantidad de 13624kg de combustible será también suficiente para realizar el descenso al igual que siguiendo la primera trayectoria.

4.4. Trayectoria real de descenso

El ángulo con la vertical será en cada momento de la trayectoria de la siguiente forma:

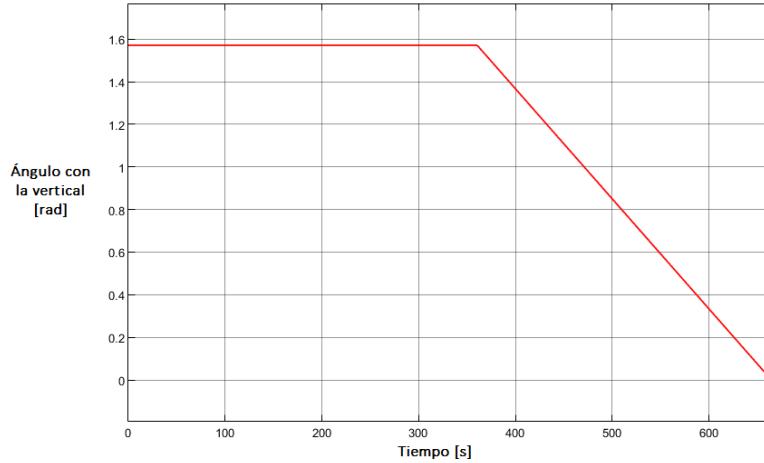


Figura 4.10: Evolución del ángulo entre el empuje y la vertical con el tiempo.

Siendo durante la segunda parte del descenso la velocidad angular de giro constante e igual a:

$$\omega = 5.167 \frac{\text{rad}}{\text{s}} = 0.296 \frac{\circ}{\text{s}}$$

La altitud del módulo con el módulo tiene la siguiente evolución con el tiempo:

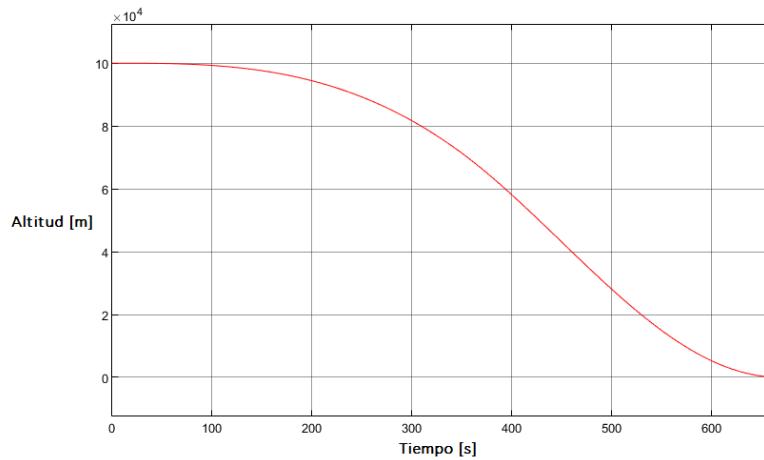


Figura 4.11: Evolución de la altitud del módulo con el tiempo.

Partiendo de una altitud igual a 100km y terminando a 50m se la superficie lunar.

Descenso a la superficie lunar

Las velocidades paralelas y perpendiculares a la superficie evolucionan de la siguiente forma con el tiempo:

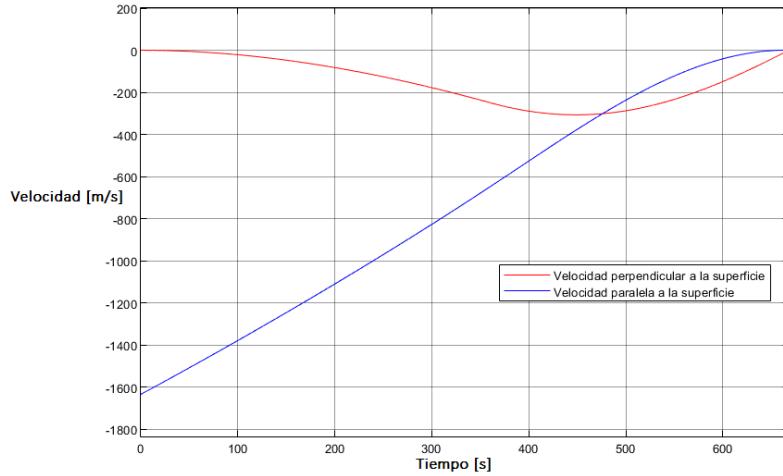


Figura 4.12: Evolución de las componentes de la velocidad del módulo con el tiempo.

En la siguiente figura podemos ver el avance horizontal del módulo a lo largo del descenso:

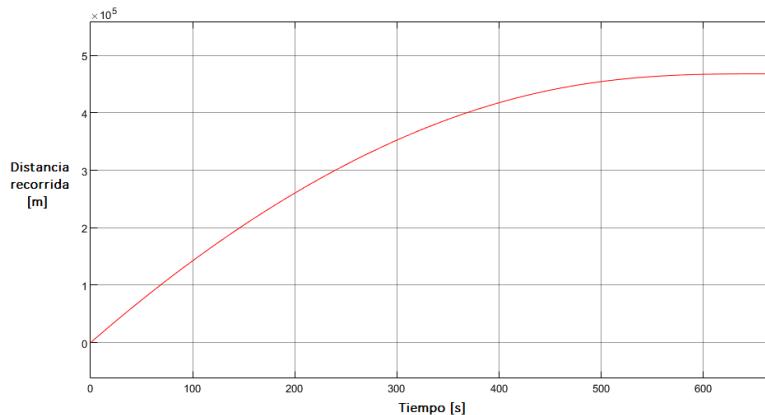


Figura 4.13: Evolución de la distancia recorrida por el módulo con el tiempo.

El módulo recorre 468km de superficie durante el descenso, esta distancia es inferior a la necesaria para la trayectoria definida anteriormente porque la velocidad orbital a 100km es inferior a la de 11km, por lo que vamos más despacio y necesitamos menos espacio para frenar.

A esta distancia del punto deseado de alunizaje es a la que deberemos estar cuando iniciemos el descenso.

4.4. Trayectoria real de descenso

Las cantidades de combustible utilizadas durante el descenso se pueden repartir de la siguiente forma:

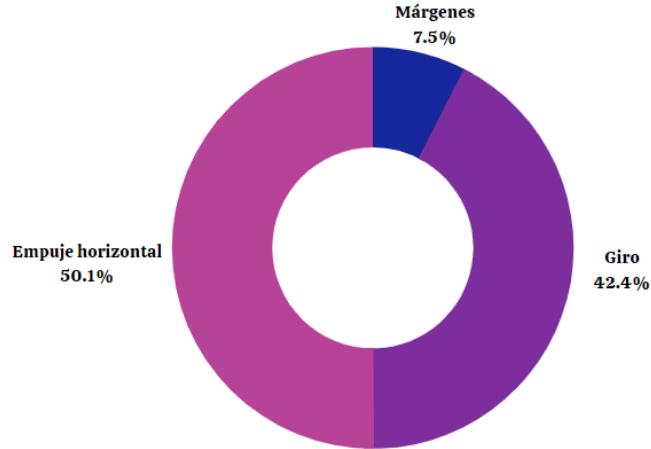


Figura 4.14: Reparto de combustible entre las distintas fases del descenso.

Por último, en la siguiente figura podemos ver una representación bidimensional de la trayectoria donde la línea azul superior representa dicha trayectoria y la inferior se corresponde con la superficie lunar (no se han utilizado diferentes colores debido a que el bloque XY Graph de Simulink no lo permite):

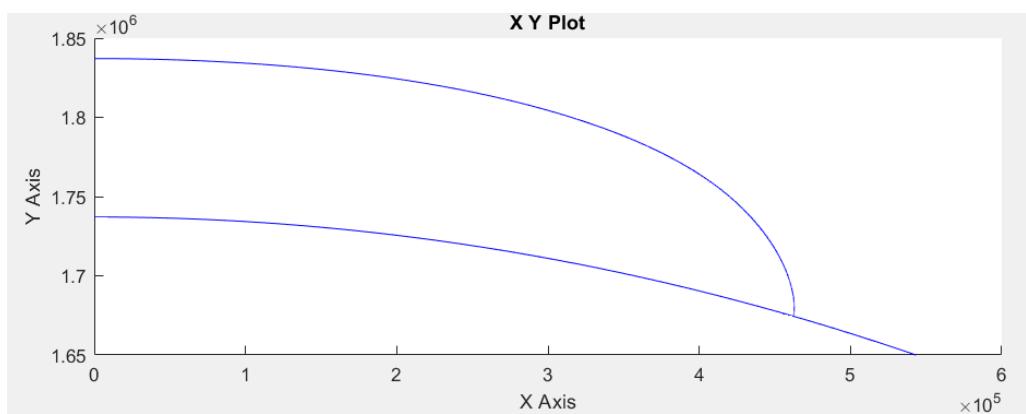


Figura 4.15: Trayectoria del módulo de descenso.

Esta trayectoria tiene, frente a la primera, la ventaja de contar con un solo encendido, lo que disminuye la posibilidad de fallo, además de una menor duración total de la maniobra, sin embargo, el consumo de combustible (sin contar márgenes) es unos 170kg superior.

Descenso a la superficie lunar

4.4.3. Pérdidas durante el descenso

El 20 % de margen que añadimos al impulso ideal servía para cubrir posibles pérdidas. Al ser la Luna un cuerpo celeste sin atmósfera, no existen pérdidas por resistencia, sin embargo, sí que se producen pérdidas por gravedad.

Éstas se pueden calcular como ya vimos en el apartado 3.6.1 mediante la siguiente fórmula:

$$\int_{t_0}^{t_1} g_{Luna} \operatorname{sen}(\gamma) dt$$

Donde t_0 y t_1 son los tiempos de inicio y final de la maniobra y γ es el ángulo que forma el empuje con la vertical.

Para ser aún más conservativos, y simplificando así los cálculos, vamos a tomar la gravedad lunar como constante con la altura en su valor de superficie, $1.625 \frac{m}{s^2}$ [21].

Trayectoria 1

La primera trayectoria de descenso tiene pérdidas en sus dos partes, la primera forma un ángulo con la vertical igual a 76° y dura 578 segundos, mientras que la segunda forma un ángulo nulo con la vertical y tiene una duración de 70.2 segundos, por lo que las pérdidas se podrán calcular de la siguiente forma:

$$\Delta V_{gloss} = g_{Luna} \cdot [\cos(\gamma_1) \cdot t_1 + \cos(\gamma_2) \cdot t_2] = 1.625 \cdot [\cos(76^\circ) \cdot 578 + \cos(0^\circ) \cdot 70.2] = 227 + 114 = 341 \frac{m}{s}$$

Valor al que incluso sumando los $4 \frac{m}{s}$ necesarios para ajustarse a la rotación de la Luna en el peor de los casos está dentro del margen de $375 \frac{m}{s}$ que añadimos al impulso ideal. Es por eso que utilizando el cálculo ideal más márgenes hemos obtenido una masa de combustible suficiente para el ascenso mediante esta trayectoria.

Trayectoria alternativa

La trayectoria alternativa solo tiene pérdidas por gravedad durante su segunda fase, donde realiza un giro a velocidad angular constante durante 305 segundos.

Aplicando la ecuación de las pérdidas presentada al inicio del apartado e integrando obtenemos unas pérdidas por gravedad iguales a:

$$\Delta V_{gloss} = 316 \frac{m}{s}$$

Valor que al igual que en el anterior caso se encuentra dentro del margen que habíamos calculado inicialmente para pérdidas.

4.5. Análisis del requisito [PER-5]

El requisito [PER-5] nos exige que el módulo sea capaz de evitar cráteres de 2km. Realizaremos el análisis de dicho requisito para la primera de las maniobras descritas en el anterior apartado.

Según el apartado 1.3.3.2, el módulo tiene la capacidad de detectar cráteres desde una distancia de 25km gracias a un Lidar, por lo que seremos capaces de saber si nuestro descenso conduce hacia un cráter cuando el punto de alunizaje esté en ese rango.

Una opción para evitar el cráter consiste en adelantar unos segundos el giro desde los 14° hasta los 90° de forma que la velocidad horizontal del módulo no llegue a ser nula.

Con este cambio, la parte final del descenso pasa de ser completamente vertical a estar parcialmente inclinada por tener una componente horizontal de la velocidad no nula, consiguiendo de esta forma alunizar un par de kilómetros más lejos del punto original de alunizaje. Esta maniobra, sin embargo, exige que entre que se frena la caída del módulo y se aproxima hasta la nueva zona de alunizaje, el piloto decelere el exceso de velocidad horizontal que nos permitió esquivar el cráter.

Teniendo en cuenta que la primera parte del descenso se acorta unos segundos, el combustible ahorrado en ese tiempo sumado al 8.8 % de margen que tenemos para la aproximación sería el que utilizaríamos para ese frenado horizontal final.

Haciendo algunas simulaciones, se ha podido comprobar que finalizando la maniobra de deceleración a 14° 8 segundos antes del tiempo nominal, el módulo comienza la siguiente etapa del descenso con empuje vertical con una velocidad horizontal de $28.7\frac{m}{s}$ que es suficiente para desplazar el punto de aterrizaje los 2km necesarios para evitar el cráter.

La única desventaja está en que el inicio y el final de dicha etapa de empuje vertical suceden a altitudes mayores, sucediendo el frenado total del módulo a una altitud de $1.75km$, esta desventaja se puede solucionar dando un empuje menor del máximo durante dicha parte de la maniobra de descenso, logrando así frenar el módulo a una altitud menor, en un tiempo mayor y consiguiendo así alejarnos aún más del cráter donde íbamos a alunizar originalmente.

Dicho todo esto, cabe señalar que los mapas de la superficie lunar hoy en día son extremadamente precisos, por lo que el análisis del lugar de alunizaje se debería realizar desde Tierra buscando algún gran mar que imposibilite el alunizaje en cráteres.

En el caso de decidir usar la trayectoria alternativa, se podría, antes de finalizar completamente el giro, si se detecta que el módulo se dirige hacia un cráter, colocar el módulo de forma vertical para conservar parte de la velocidad horizontal durante el descenso, debiendo el astronauta que pilote el módulo maniobrar para alunizar más lejos y frenar dicha velocidad horizontal antes de tocar la superficie lunar.

4.6. Cálculo del tiempo total de descenso

Trayectoria 1

Como hemos calculado en el apartado 4.4, para realizar el descenso se realizan dos encendido, uno inicial tras el cual se debe esperar medio periodo de una órbita elíptica de 100km de apolunio y 11km de perilunio y un segundo encendido con una duración total de 649 segundos dividido en dos partes. Añadido a esto, se pueden producir maniobras durante otro minuto para realizar la aproximación y alunizaje, probablemente dos minutos si durante parte del descenso no se ha utilizado el máximo empuje del RL-10.

Sabiendo esto, la duración total del descenso será de:

$$t_{descenso} = t_{semiperiodo} + t_{14^\circ} + t_{vertical} + t_{margenes} = 3406 + 578 + 71 + 120 = 4175 \text{ s} \approx 70 \text{ min}$$

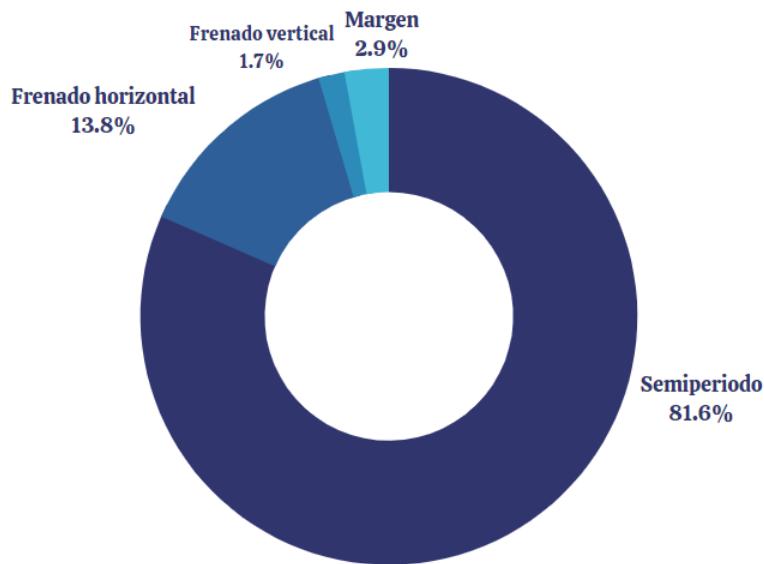


Figura 4.16: Tiempo invertido en cada fase del descenso.

4.6. Cálculo del tiempo total de descenso

Trayectoria alternativa

Para la trayectoria alternativa solo realizamos un encendido, por lo que el descenso tendrá la duración de dicho encendido más los márgenes (que podemos tomar iguales a los de la anterior trayectoria):

$$t_{descenso} = t_{empujehorizontal} + t_{giro} + t_{margenes} = 360 + 305 + 120 = 785s \approx 15min$$

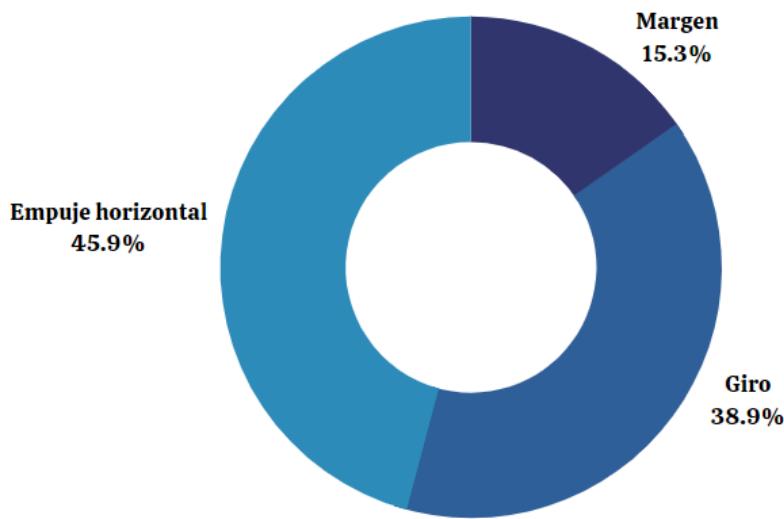


Figura 4.17: Tiempo invertido en cada fase del descenso.

Capítulo 5

Resultados y conclusiones

5.1. Características y masas de los módulos

Dedicaremos este apartado a hacer un resumen de los equipos y masas que finalmente componen cada uno de los módulos del Vehículo Lunar.

5.1.1. Módulo de Descenso Lunar (LDV)

La masa total de propelentes a cargar en el módulo de descenso es de 13624kg que, con un ratio de mezcla igual a 6, se reparten entre 11678kg de oxígeno líquido y 1946kg de hidrógeno líquido. Teniendo en cuenta las densidades de los dos compuestos: $\rho_{LO_x} = 1.141 \frac{kg}{L}$ y $\rho_{LH_2} = 0.0708 \frac{kg}{L}$, necesitaremos 10235L para almacenar todo el oxígeno líquido y 27490L para el hidrógeno líquido.

Como se dijo en el apartado 4.3, para dicho almacenaje se utilizarán 7 tanques (2 para el oxidante y 5 para combustible) de 5750L de capacidad, aunque esta capacidad, tras realizar todos los cálculos se puede reducir a 5500L teniendo igualmente espacio para todo el propelente necesario.

El módulo de descenso, por tanto, estará compuesto simplemente de una estructura, 5 tanques de combustible, 2 tanques de oxidante, 2 tanques de helio, 1 motor RL-10 y 16 propulsores de RCS. Además de dichos componentes, se necesitará también control térmico y sistemas de GNC.

Para poner un ejemplo de cómo podría verse el módulo, en la siguiente figura podemos apreciar el módulo de descenso que se planeaba diseñar para el módulo Altair.

5.1. Características y masas de los módulos

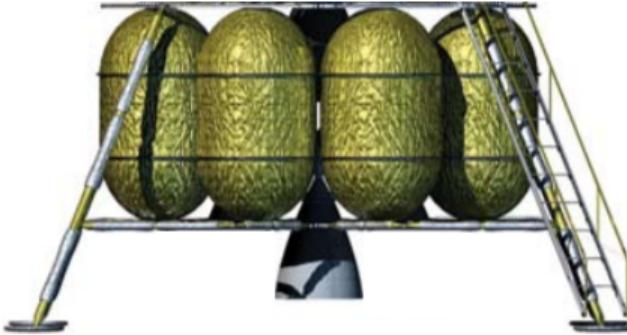


Figura 5.1: Diseño del módulo de descenso del LSAM. [40]

Debido a la cantidad de combustible que debe cargar el módulo, se deben hacer ciertas modificaciones al diagrama de la configuración geométrica que se mostró en el apartado 1.3.2. En dicho diagrama, el módulo tiene una forma cilíndrica de 3.5m de altura y 4.5m de diámetro.

Si bien la altitud puede ser suficiente, los tanques deben abarcar un diámetro mayor de los 4.5m señalados ya que incluso usando tanques de 3.3m de altitud hace falta que cada uno cuente con un diámetro de 1.6m para lograr la capacidad necesaria. Por tanto, disponiendo todos los tanques alrededor del motor RL-10 (de 2.2m de diámetro), necesitamos un diámetro total de 6.2m.

Diámetro que es inferior al que planeaba tener el módulo de descenso del Altair (7.6m [39]) y que entra de sobra en la cubierta de la carga útil del Ares V que tiene un diámetro de hasta 10m [37] y que se planeaba utilizar para enviar al módulo a la Luna. Si se planeara por el contrario utilizar otros cohetes como el Space Launch System (SLS) cuyo diámetro de carga de pago actual es de 5m (se planea crear una versión de 8.4m de diámetro en 2024 y otra de 10m en 2029 [38]), se podría considerar aumentar la altura del módulo de descenso logrando así disminuir el diámetro.

Resultados y conclusiones

La masa total del módulo se distribuye finalmente de la siguiente forma:

	Masa [kg]
Estructura	1700
Control térmico	88
Mecanismos	400
GNC	31
Cableado	20
Tanques	2700
Distribución de propelente	240
RL-10	162
RCS	83
Propelente	13624
Total	19048

Cuadro 5.1: Masa de los equipos del módulo de descenso.

Repartiéndose en los siguientes porcentajes:

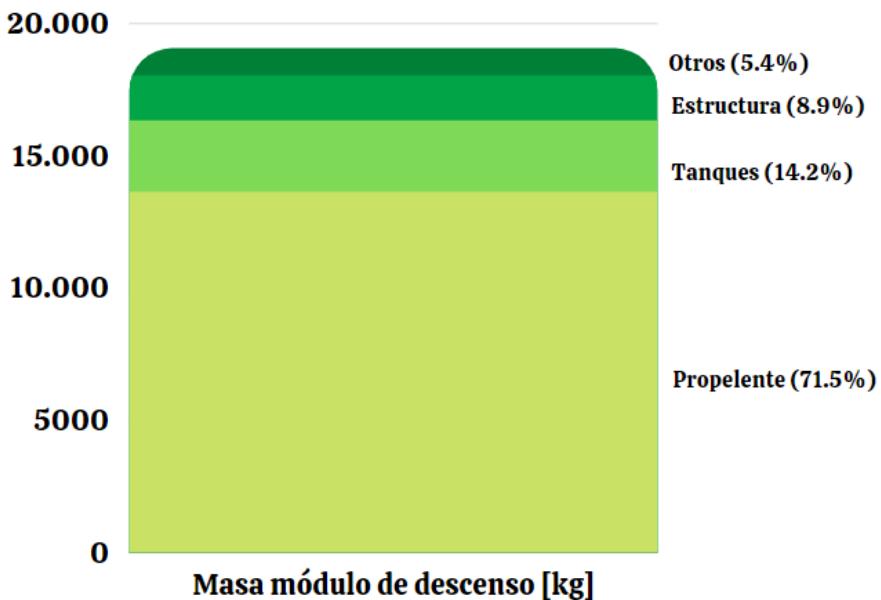


Figura 5.2: Distribución de la masa del LDV.

5.1. Características y masas de los módulos

Y las características de los motores utilizados son las siguientes:

Motor	Nº	Masa [kg]	Empuje [kN]	Isp [s]	Combustible	Presión [MPa]
RL-10	1	162	83	448	LOx/LH ₂	2.76
RCS	16	5.2	0.44	315	LOx/LH ₂	...

Cuadro 5.2: Características de los motores del módulo de descenso.

5.1.2. Módulo Habitacional Lunar (LHM)

Este módulo no ha sufrido ningún cambio respecto a lo presentado en la introducción del trabajo ya que ningún aspecto excepto su masa afecta al desempeño de la misión.

Por tanto, sus dimensiones se mantendrán como las de un cilindro de 2.5m de altitud y 4.5m de diámetro.

Su masa se repartirá de la siguiente forma:

	Masa [kg]
Estructura	1800
Control térmico	550
Mecanismos	1000
Energía	233
Cableado	200
Carga de pago	260
Total	4043

Cuadro 5.3: Masa de los equipos del módulo habitacional.

Repartiéndose en los siguientes porcentajes:

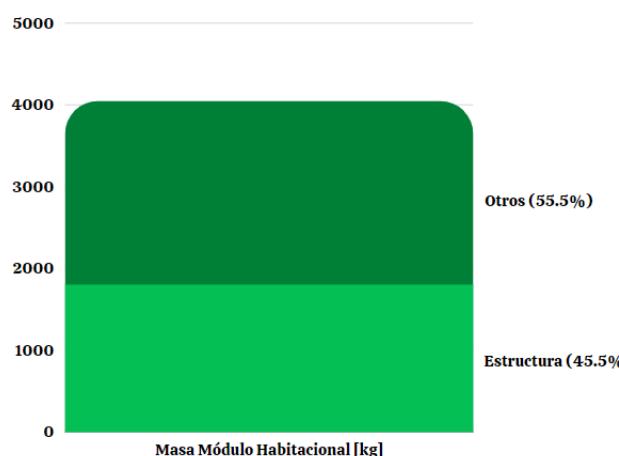


Figura 5.3: Distribución de la masa del LHM.

Resultados y conclusiones

5.1.3. Módulo de Ascenso Lunar (LAV)

Las medidas que se señalaron en la introducción para el módulo de ascenso eran las de un cilindro de 3.5m de altura y 4.3m de diámetro.

Podemos decir que realmente el módulo de ascenso está compuesto por dos etapas, ya que los tanques y el motor que ponen al módulo en órbita se separan de él al comenzar el rendez-vous para mover menos masa.

Por tanto, la masa total de propelentes a cargar en la primera etapa del módulo de ascenso es de 4072kg que, con un ratio de mezcla igual a 3.12, se reparten entre 3084kg de oxígeno líquido y 988kg de hidrógeno líquido. Teniendo en cuenta las densidades de los dos compuestos: $\rho_{LO_x} = 1.141 \frac{kg}{L}$ y $\rho_{CH_4} = 0.657 \frac{kg}{L}$, necesitaremos 2703L para almacenar todo el oxígeno líquido y 1504L para el metano líquido.

Como se dijo en el apartado 4.3, para dicho almacenaje se pensaba utilizar 4 tanques (2 para el oxidante y 2 para combustible) de 1200L de capacidad, aunque esta decisión, tras realizar todos los cálculos se puede reducir a 3 tanques de 1510L (2 para el oxígeno y 1 para el metano), para no necesitar rehacer los cálculos y siendo así aún más conservativos, decidimos mantener la masa que habíamos supuesto para los 4 tanques pese a que ahora usaremos solo 3 ya que estos son también de mayor capacidad.

La primera etapa del módulo de ascenso por tanto, estará compuesto entonces por 1 tanque de combustible, 2 tanques de oxidante, 1 tanque de helio, 1 motor RS-18 y los 16 propulsores de RCS.

Por su parte, el sistema propulsivo de la segunda etapa del módulo de ascenso la compondrá el tanque de hidracina (de tan solo 15L), los propulsores principales, los propulsores de control de actitud y el resto de los equipamientos que se comentaron en la introducción y que se recogen en la tabla 5.3.

Para poner un ejemplo de cómo podría verse el módulo, en la siguiente figura podemos apreciar el módulo de ascenso que se planeaba diseñar para el módulo Altair.



Figura 5.4: Diseño del módulo de ascenso del LSAM. [40]

5.1. Características y masas de los módulos

Para nuestro diseño, podemos utilizar tanques esféricos que, para tener el volumen necesario, deben contar con un diámetro igual a 1.42m, por lo que, la primera etapa podría estar en la parte inferior ocupando 1.5m de altitud y los 4.5m de diámetro del módulo para albergar los 4 tanques, el motor y el sistema de distribución, y la segunda etapa podría corresponderse con el espacio restante, equivalente a un cilindro de 2m de altura y 4.5m de diámetro que es suficiente como para albergar los equipos, la tripulación y el tanque de 15L de hidracina, esta segunda etapa estará además equipada con los 18 propulsores necesarios para el rendez-vous, 2 en la parte inferior y el resto dispuestos en un anillo siguiendo la configuración 10 descrita en el apartado 2.9.

La masa total del módulo se distribuye finalmente de la siguiente forma:

	Masa [kg]
Estructura	960
Control térmico	280
Comunicaciones	54
DHS	51
GNC	135
Energía	100
Cableado	200
Soporte vital	420
Carga de pago	30
Tripulación	300
Tanques ascenso	360
Tanque RV	2.8
Distribución ascenso	61.9
Distribución RV	2.4
RS-18	118
Propulsores RV	10.33
Propelente ascenso	4072
Propelente RV	14.65
Total	7172

Cuadro 5.4: Masa de los equipos del módulo de ascenso.

Resultados y conclusiones

Repartiéndose en los siguientes porcentajes:

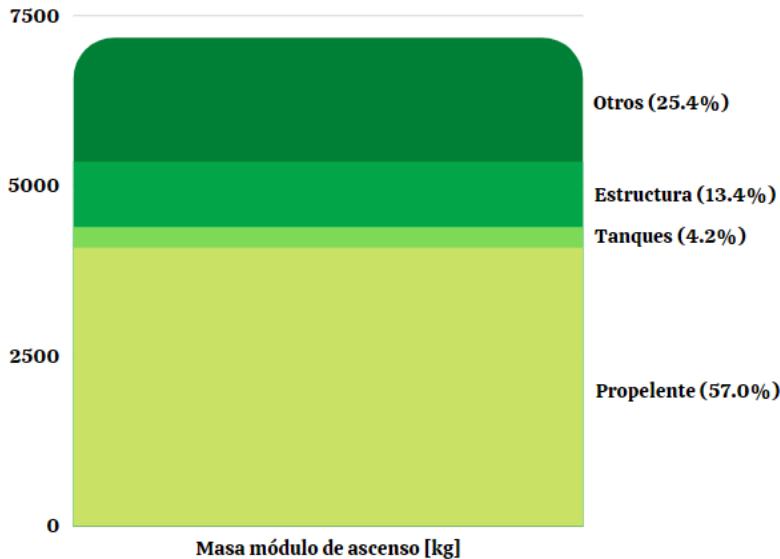


Figura 5.5: Distribución de la masa del LAV.

La segunda etapa del módulo de ascenso, tras separarse de la primera, tendrá una masa igual a 2560.2kg. Para dicho cálculo, se ha tenido en cuenta una masa estructural nula del primer escalón, como si solo estuviera conformado por los tanques, el motor y el sistema de propulsión.

En realidad, una parte de la masa estructural pertenecerá al primer escalón y la otra al segundo, restándose de la segunda etapa tras la separación, sin embargo, al no saber qué fracción de la masa estructural se corresponde con cada etapa, se ha tomado el camino conservativo de suponer que toda la masa estructural se mantiene tras la separación.

Las características de los motores utilizados son las siguientes:

Motor	Nº	Masa [kg]	Empuje [N]	Isp [s]	Combustible	Presión [MPa]
RS-18	1	118	24500	315	LOx/CH4	0.86*
RV	2	5.67	400	220	Hidracina	0.55 - 2.6
RCS RV	12	4.66	5	220	Hidracina	0.55 - 2.2

Cuadro 5.5: Características de los motores del módulo de ascenso.

*No se han encontrado datos sobre las presiones de funcionamiento del RS-18, por lo que el valor que figura en la tabla es el de la presión de funcionamiento del LMAE en el que se basa el RS-18.

5.1. Características y masas de los módulos

5.1.4. Resumen

Resumiendo lo contado arriba, la masa total del módulo se divide de la siguiente forma entre los distintos módulos:

	Masa [kg]
LAV escalón RV	2560
LAV escalón ascenso	4612
LHM	4043
LDV	19048
Total	30263

Cuadro 5.6: Distribución de la masa total por módulos.

Repartiéndose en los siguientes porcentajes:

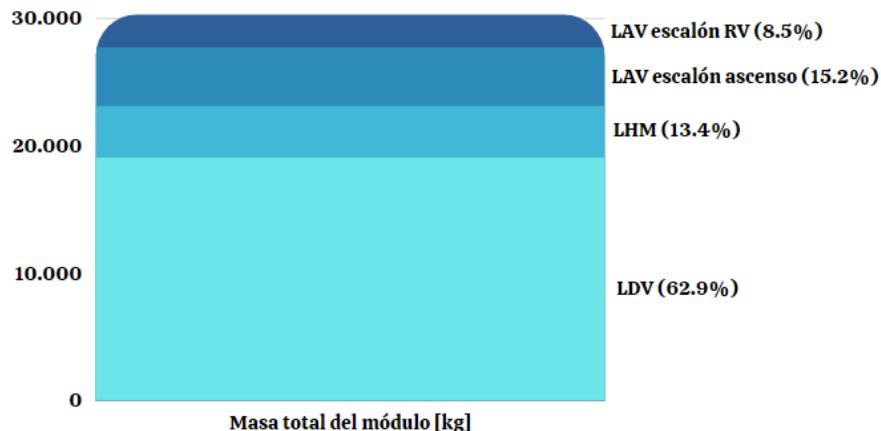


Figura 5.6: Distribución de la masa por módulos.

Prestando atención a qué parte de la masa del vehículo se corresponde con cada tipo de equipamiento podemos repartirla de la siguiente forma:

	Masa [kg]
Propelente	17710.6
Tanques	3062.9
Estructura	4460.0
Otros	5029.5
Total	30263

Cuadro 5.7: Distribución de la masa por partes.

Resultados y conclusiones

Repartiéndose en los siguientes porcentajes:

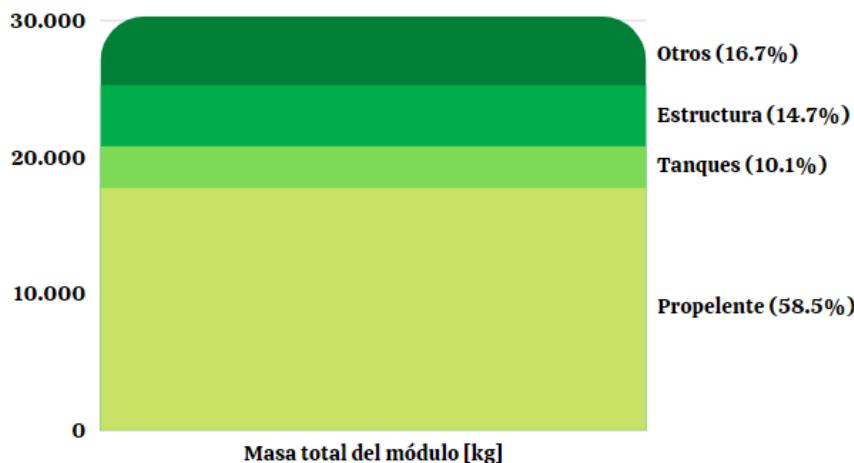


Figura 5.7: Distribución de la masa por partes.

5.2. Tiempo total de la misión

Tras haber calculado ya todas las etapas de la misión, podemos resumir su duración en 70 minutos para el descenso (para la trayectoria más larga), unos 13 días y 16 horas (un semiperíodo de rotación lunar) de actividades en la superficie lunar, 9 minutos de ascenso hasta una órbita de 97km de altitud y 7 horas de rendez-vous.

Siendo un total de 14 días y 20 minutos el tiempo total estimado desde que el vehículo se separa de la Estación Lunar hasta que vuelve a acoplarse a ella.

5.3. Análisis del cumplimiento de los requisitos

Es interesante señalar que se ha conseguido cumplir todos los requisitos descritos en el apartado 1.2, a excepción del [SC-5] que exige que la localización y dirección de los propulsores se elija para evitar plume impingement en el Módulo Lunar, debido a la configuración elegida para el control de actitud del módulo durante el rendez-vous dicho efecto puede producirse, sin embargo, podemos disminuir sus consecuencias si en lugar de instalar los propulsores en un anillo del mismo diámetro que el módulo, los instalamos en alguna estructura que los aleje de las paredes del vehículo.

5.4. Nuevas tecnologías utilizadas durante la misión

5.4. Nuevas tecnologías utilizadas durante la misión

Uno de los objetivos del trabajo era aplicar a la misión tecnologías que aún no estuvieran desarrolladas cuando la NASA diseñó las misiones Apollo pero que se hubieran ido desarrollando desde entonces.

En este aspecto, podemos señalar la versión mejorada del LMAE, el RS-18, que hemos escogido para el ascenso. Este rediseño, además de entregar un mayor empuje e impulso específico, utiliza propulsantes verdes, cuya obtención es menos contaminante [41] y cuya manipulación es más segura para los operarios que la llevan a cabo (ni siquiera es necesario llevar trajes especiales para evitar la contaminación) además, el metano líquido tiene una densidad más elevada que otros combustibles, necesitando menos espacio para su almacenaje [42], almacenaje que además se puede realizar a una temperatura superior a la de otros combustibles, logrando tanques menos pesados.

También se ha planeado utilizar para el descenso un cohete RL-10 de oxígeno e hidrógeno líquidos que permiten obtener impulsos específicos y empujes mucho más grandes de los que los LMAE de los Apollo conseguían con el Aerozine 50.

También en el aspecto de la navegación se ha propuesto la utilización de sistemas GNSS para obtener la posición del módulo en la Luna.

A la hora de la separación de los distintos módulos, se ha señalado la posibilidad de usar pirotécnicos ópticos que funcionan con LASERs y aumentan la seguridad y el control de las separaciones.

Por último, se puede señalar que nuevas tecnologías de protección contra la radiación consistentes en escudos electroestáticos [44] o escudos construidos con regolito lunar [43] se podrían probar durante la estancia de la tripulación en la superficie lunar.

Resultados y conclusiones

5.5. Posibles mejoras de cara a un estudio más exhaustivo de la misión

Pese a haber intentado obtener toda la información necesaria y realizar con ella el trabajo de la mejor forma posible, hay varios aspectos del diseño de la misión que podrían y deberían ser mejorados si se realizara un estudio más exhaustivo con la intención de definir aún más ciertos aspectos del vehículo lunar.

Algunas de las posibles mejoras son las siguientes:

1. **Reducir márgenes:** Los márgenes que se han utilizado para diseñar los módulos y sus trayectorias han sido extraídos directamente de los requisitos y es posible que pudieran reducirse eliminando márgenes que puedan ser innecesarios y manteniendo aquellos que realmente se traduzcan en un gran incremento de seguridad para la misión, pudiendo así disminuir el coste económico de la misión.
2. **Conseguir mejores datos:** debido a la naturaleza propia de la exploración espacial, muchos de los aspectos que definen las misiones o los vehículos espaciales no son de dominio público o son muchas veces difíciles de encontrar. Debido a esto ha habido datos, sobre todo en lo relativo a sistemas propulsivos, que se han tenido que dejar en blanco o extrapolar de otras fuentes.

Así, en un estudio más exhaustivo de la misión, se podría intentar contactar con proveedores para obtener las masas de los tanques, las presiones de funcionamiento de todos los motores o una descripción más detallada de los sistemas de distribución de los propelentes.

Esta falta de información afecta también al siguiente punto de la lista.

3. **Un módulo de ascenso de una sola etapa:** Durante el diseño de la misión se ha utilizado un módulo de ascenso con un primer escalón que se desprendía del vehículo tras alcanzar la altitud buscada.

Esta decisión se ha tomado por las siguientes razones:

- a) Pese a que se querían utilizar nuevas tecnologías de propulsión, solamente se encontraron catálogos detallados de propulsores de hidracina o de bipropelentes de MMH y N2O4 y, debido a la falta de información, no se han podido encontrar propulsores de bajo empuje de oxígeno y metano líquido, propelentes que utiliza el módulo para el ascenso. Pese a esto, la hidracina es un propelente más que conocido y utilizado en el sector espacial, por lo que aumenta el nivel de seguridad respecto a un propelente de creación reciente.
- b) Tampoco se ha encontrado información sobre motores de grandes empujes que empleen hidracina para poder alimentar las dos etapas con dicho propelente.

5.5. Posibles mejoras de cara a un estudio más exhaustivo de la misión

- c) La masa seca de todo el sistema propulsivo (tanques, propulsores y distribución) del segundo escalón dedicado al rendez-vous es de tan solo 15.57kg, por lo que pese a que pueda haber una penalización en cuanto a complejidad por utilizar dos etapas, no hay apenas penalización respecto a la masa.
- d) Al desacoplar del módulo todo el sistema propulsivo utilizado para el ascenso nos deshacemos de 540kg que evitamos tener que desplazar durante el rendez-vous. Esto nos produce un pequeño ahorro de 3kg de hidracina durante las maniobras del rendez-vous

Se entiende que el contar con dos sistemas propulsivos aumenta la complejidad del módulo, y que un solo sistema permitiría la utilización de los propulsores de rendez-vous para el control de actitud del ascenso en lugar de depender tan solo del gimbal del motor, pero arriba quedan listadas las razones para utilizar dos sistemas propulsivos, por lo que, si se obtuviera más información que permitiera unificar los dos sistemas con un único propelente, ésta sería una clara mejora a aplicar al diseño del vehículo.

4. **Factor económico:** Pese a que en ningún requisito del trabajo se exigía prestar atención al factor económico de la misión, se ha intentado reducir el coste de ésta minimizando el peso del vehículo en cada una de sus etapas. Sin embargo, un estudio más exhaustivo de la misión debería prestar una gran atención a este aspecto y realizar un presupuesto para poder analizar la viabilidad de la misión.
5. **Optimización de trayectorias:** Pese a que se han estudiado las trayectorias de ascenso y descenso necesarias para la misión, el trabajo ha consistido mayormente en comprobar que la cantidad de combustible calculada con anterioridad era suficiente para realizar la maniobra, sin embargo, en un estudio más exhaustivo se podrían diseñar otras trayectorias que puedan ser mejores por su duración, su gasto de combustible o su menor complejidad.

Resultados y conclusiones

5.6. Visualización 3D de la misión

Por último, y pese a no ser uno de los objetivos del trabajo, se ha decidido realizar una simulación 3D de algunas etapas de la misión con el objetivo de obtener material audiovisual que haga más atractivo el trabajo y facilite su comprensión.

Para dicha simulación se ha utilizado el simulador creado durante las prácticas y cuyo manual está en el apéndice B.

Para las naves se han usado modelos de ejemplo que tiene el propio Matlab ya que el formato de archivos que utiliza no es compatible con programas como Catia, el único cambio que se ha podido realizar a los modelos ha sido la modificación de las texturas.

Se ha decidido simular la trayectoria alternativa del descenso y la maniobra de ascenso debido a que son de corta duración. Además, se ha acelerado la simulación, x28 la del descenso y x20 la del ascenso y se ha aumentado la escala de los módulos 1000 veces para una mejor comprensión ya que al programarlo con las dimensiones reales la simulación se veía demasiado pixelada.

Por último, se ha añadido telemetría encima de la simulación, pudiendo ver cómo evolucionan en tiempo real la altitud, la distancia recorrida, el ángulo que forma con la vertical, la velocidad horizontal y la vertical del módulo.

En la siguiente figura se puede ver un fotograma de la simulación:

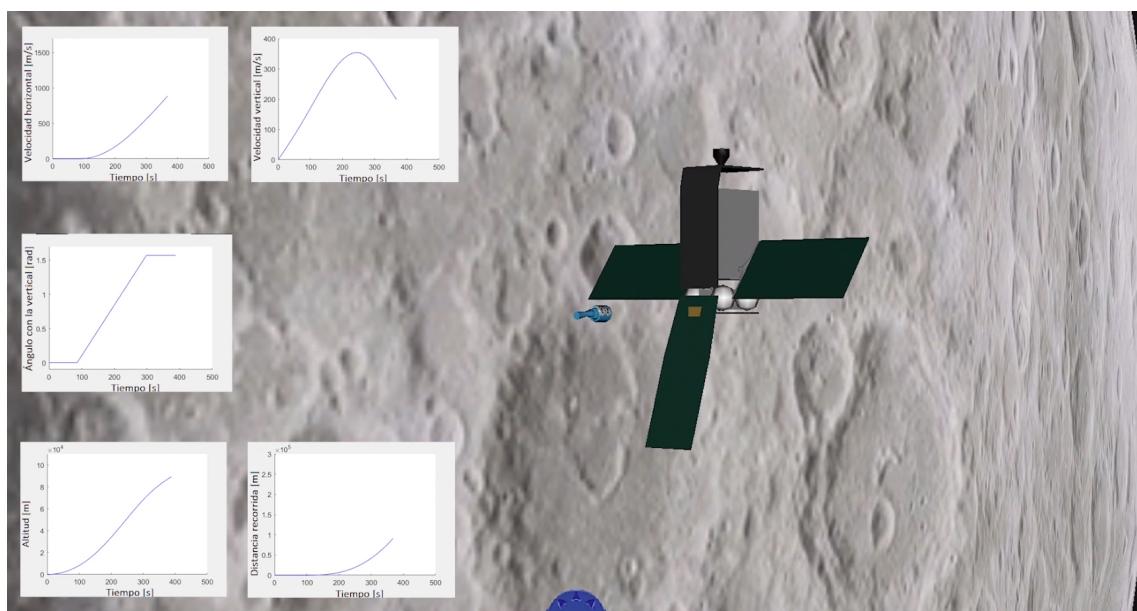


Figura 5.8: Fotograma de la simulación 3D

5.6. Visualización 3D de la misión

5.6.1. Código QR

En la siguiente figura se puede encontrar un código QR que enlaza al vídeo de la simulación 3D del trabajo:



Figura 5.9: Código QR con la simulación 3D del trabajo.

Bibliografía

- [1] W. Fehse, Automated Rendezvous and Docking of Spacecraft. Cambridge: Cambridge University Press, 2003.
- [2] M. J. Sidi, Spacecraft Dynamics and Control: A Practical Engineering Approach. Cambridge: Cambridge University Press, 1997.
- [3] A. Laverón Simavilla, Apuntes de Vehículos Espaciales: Introducción a las órbitas, Madrid: Universidad Politécnica de Madrid, Escuela Técnica Superior de Ingeniería Aeronáutica y del Espacio, 2019.
- [4] J. M. Fernández Ibarz, I. T. Perez-Miravete, Apuntes de Misiles, Madrid: Universidad Politécnica de Madrid, Escuela Técnica Superior de Ingeniería Aeronáutica y del Espacio, 2019.
- [5] V. Chobotov, Orbital Mechanics. 2nd Edition, AIAA, Education Series, 1996.
- [6] N. Bloise, E. Capello, M. Dentis and E. Punta, Obstacle Avoidance with Potential Field Applied to a Rendezvous Maneuver. Applied Sciences, 2017.
- [7] V.M. Gomes, G. Arantes and L.S. Martins-Filho, Guidance and Control of Position and Attitude for Rendezvous and Dock/Berthing with a Noncooperative/Target Spacecraft, Hindawi Publishing Corporation. Mathematical Problems in Engineering, 2014.
- [8] B. Gong, J. Luo and Y. Ma, R-bar guidance strategy design for the final translation of space rendezvous and docking, 2013 IEEE International Conference of IEEE Region 10 (TENCON 2013), pp. 1-4, 2013.
- [9] L. Keesey, NASA Eyes GPS at the Moon for Artemis Missions, NASA's Goddard Space Flight Center, 2019.
- [10] D. Braid, NASA Explores Upper Limits of Global Navigation Systems for Artemis, NASA's Space Communications and Navigation program office, 2021.
- [11] R.W. Humble, G.N. Henry and W.J. Larson, Space Propulsion Analysis and Design United States. Department of Defense, United States. National Aeronautics and Space Administration, McGraw-Hill, College Custom Series, 1995.
- [12] Ariane Group, Space-Propulsion. <https://www.space-propulsion.com/index.html>

- [13] S.C. Borgmeyer, Chemical Monopropellant Thruster Family (Hydrazine Thruster Brochure), Ariane Group. <https://www.space-propulsion.com/brochures/hydrazine-thrusters/hydrazine-thrusters.pdf>
- [14] M. J. Casiano, J. R. Hulka and V. Yang, Liquid-Propellant Rocket Engine Throttling: A Comprehensive Review, *Journal of Propulsion and Power*, vol. 26, no. 5, pp. 897-923, September 2010.
- [15] M. Pasand, A. Hassani and M. Ghorbani, A study of spacecraft reaction thruster configurations for attitude control system, *IEEE Aerospace and Electronic Systems Magazine*, vol. 32, no. 7, pp. 22-39, July 2017.
- [16] ArianeGroup, Hydrazine Propellant Tanks for Satellites and Spacecraft. <https://www.space-propulsion.com/spacecraft-propulsion/hydrazine-tanks/index.html>
- [17] ArianeGroup, Titanium Bipropellant Tanks for Satellites and Spacecraft. <https://www.space-propulsion.com/spacecraft-propulsion/bipropellant-tanks/index.html>
- [18] Northrop Grumman, Diaphragm Tanks Data Sheets. <https://www.northropgrumman.com/space/diaphragm-tanks-data-sheets-sorted-by-volume/>
- [19] K. H. Lee, Comparison study of exhaust plume impingement effects of small mono- and bipropellant thrusters using parallelized DSMC method, *PLoS ONE*, 12. 10.1371, 2017.
- [20] J. M. González, Primeros pasos en LaTeX para la preparación de textos científicos, Alicante: Universidad de Alicante, 2017. <https://web.ua.es/es/ice/pensemonline/mooc/curso17-18/primeros-pasos-en-latex-para-la-preparacion-de-textos-cientificos.html>
- [21] R. B. Roncoli, Lunar Constants and Models Document, Jet Propulsion Laboratory [JPL], 2005.
- [22] A. Wilhite, R. Tolson, M. Mazur and J. Wagner, Lunar Module Descent Mission Design, AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference and Exhibit, AIAA 2008-6939, 2008.
- [23] A. Jones, China confirms landing site for Chang'e-5 Moon sample return, gbtimes, 2017. <https://web.archive.org/web/20190328154816/https://gbtimes.com/china-confirms-landing-site-change-5-moon-sample-return>
- [24] Administración Espacial Nacional China (CAST), China well prepared to launch Chang e-5 lunar probe in 2017: top scientist, 2016. <http://www.cast.cn/Item>Show.asp?d=5331&m=1>
- [25] ESA, Chang'e-5 (China's Lunar Sample Return Mission) / CE-5, 2017. <https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/c-missions/chang-e-5>

BIBLIOGRAFÍA

- [26] ESA, Chang'e-3 Moon-landing Mission, 2017. <https://earth.esa.int/web/eoportal/satellite-missions/c-missions/chang-e-3>
- [27] NASA, Soviet Lunar Missions, 2005. <https://nssdc.gsfc.nasa.gov/planetary/lunar/lunarussr.html>
- [28] NASA, Apollo 11 Lunar Module / EASEP, 2005. [https://nssdc.gsfc.nasa.gov/nmc\(spacecraft/display.action?id=1969-059C](https://nssdc.gsfc.nasa.gov/nmc(spacecraft/display.action?id=1969-059C)
- [29] J. Melcher and J. Allred, Liquid Oxygen / Liquid Methane Test Results of the RS-18 Lunar Ascent Engine at Simulated Altitude Conditions at NASA White Sands Test Facility, 2009.
- [30] E. Hurlbert, J. P. Mcmanamen, J. Sooknanen and J. W. Studak, Advanced Development of a Compact 5-15 lbf Lox/Methane Thruster for an Integrated Reaction Control and Main Engine Propulsion System, NASA Johnson Space Center, 2011.
- [31] M. J. Falbo and R. L. Robinson, Apollo Experience Report - Spacecraft Pyrotechnic Systems, NASA, 1973.
- [32] ESA, Next Generation of Optical Pyrotechnics, ESA, 2019. https://www.esa.int/Enabling_Support/Space_Engineering_Technology/Shaping_the_Future/Next_Generation_of_Optical_Pyrotechnics
- [33] R. E. Bilstein, «Unconventional Cryogenics: RL-10 and J-2», Stages to Saturn; A Technological History of the Apollo/Saturn Launch Vehicles, Washington, D.C.: National Aeronautics and Space Administration, NASA History Office, 1996.
- [34] N. Brügge, Evolution of Pratt & Whitney's cryogenic rocket engine RL-10, 2019. https://www.b14643.de/Spacerockets/Specials/P&W_RL10_engine/index.htm
- [35] E. Seedhouse, Lunar Outpost: The Challenges of Establishing a Human Settlement on the Moon, Springer Praxis Books, 2008.
- [36] NASA, Constellation Program: America's Spacecraft for a New Generation of Explorers: The Altair Lunar Lander, Lyndon B. Johnson Space Center, Houston, Texas, 2008. https://www.nasa.gov/pdf/289914main_fs_altair_lunar_lander.pdf
- [37] P. Sumrall, Heavy Lift for National Security: The Ares V, NASA MSFC, Space and Missile Defense Conference and Exhibition, 2009. <https://ntrs.nasa.gov/api/citations/20090034397/downloads/20090034397.pdf>
- [38] J. Honeycutt, C. Cianciola and J. Blevins, NASA's Space Launch System: Progress Toward Launch, AIAA, 2020. <https://www.aiaa.org/docs/default-source/default-document-library/publications/nasaspacelaunch-systemprogresstowardlaunch.pdf>
- [39] M. Wade, LSAM, 2019. <http://www.astronautix.com/l/lsam.html>
- [40] NASA, NASA's Exploration Systems Arquitecture Study: Final Report, 2005.

- [41] El Mundo, La NASA prueba cohetes propulsados por metano, 2007. <https://www.elmundo.es/elmundo/2007/05/07/ciencia/1178528804.html>
- [42] M. Wade, Lox/LCH₄, 2019. <http://www.astronautix.com/l/loxlch4.html>
- [43] Y. Akisheva and Y. Gourinat, Utilisation of Moon Regolith for Radiation Protection and Thermal Insulation in Permanent Lunar Habitats, *Applied Sciences*, 2021.
- [44] T. Malik, Lunar Shields: Radiation Protection for Moon-Based Astronauts, *Space*, 2005. <https://www.space.com/658-lunar-shields-radiation-protection-moon-based-astronauts.html>
- [45] A. Tewari, *Atmospheric and Space Flight Dynamics: Modeling and Simulation with MATLAB and Simulink*, Cambridge: Cambridge University Press, Cambridge Aerospace Series, 2007.
- [46] NASA, A Standardized Lunar Coordinate System for the Lunar Reconnaissance Orbiter and Lunar Datasets, LRO Project and LGCWG White Paper, Version 5, 2008. <https://lunar.gsfc.nasa.gov/library/LunCoordWhitePaper-10-08.pdf>

Apéndice A

Implementación de las ecuaciones de Clohessy & Wiltshire

A.1. Implementación en Matlab

Para poder utilizar las ecuaciones de Clohessy & Wiltshire en el diseño de nuestra misión hemos creado una función de Matlab a la que poder llamar cuando queramos propagar nuestro módulo lunar.

Esta función simplemente contiene las ecuaciones descritas en el apartado 2.3.2.

```
1 function [xHill,vHill] = hilleq(xHill0,vHill0,aHill,omega,t)
2 % Purpose:
3 % Take initial position and velocity and constant acceleration coordinates
4 % in the Spacecraft Local Orbital Frame and propagate them using the
5 % Clohessy-Wiltshire Hill Linearize equation of motion.
6 %
7 %% Inputs:
8 % xHill0           [3 x 1]          Hill Position vector
9 %                   (m)                %
10 %
11 % vHill0           [3 x 1]          Hill Velocity vector
12 %                   (m/s)              %
13 %
14 % aHill            [3 x 1]          Hill acceleration
15 %                   vector             %
16 %                   (m/s^2)            %
17 %
18 % omega            double           Orbital Angular Rate
19 %                   of the target    %
20 %                   (rad/s)           %
21 %                   Should be close to
```

A.1. Implementación en Matlab

```
22 %                                         circular for linear
23 %                                         prop error to be low.
24 %
25 % t                               [1 x N]             Propagation Time in
26 %                                         seconds
27 %
28 %% Outputs:
29 % rHill                         [3 x N]             Propagated Hill
30 %                                         Position vector
31 %                                         (m)
32 %
33 % vHill                         [3 x N]             Propagated Hill
34 %                                         Velocity vector
35 %                                         (m/s)
36 %
37 % References:
38 %
39 % Based on the program made by Darin C Koblick 11/30/2012
40 %
41 %% Begin Code Sequence
42 x0 = xHill0(1,1); y0 = xHill0(2,1); z0 = xHill0(3,1);
43 x0dot = vHill0(1,1); y0dot = vHill0(2,1); z0dot = vHill0(3,1);
44 ax = aHill(1,1); ay = aHill(2,1); az = aHill(3,1);
45 for i = 1: length(t)
46     x = (4.*x0dot./omega - 6.*z0).*sin(omega.*t(i)) - 2.*z0dot.*cos(omega.*t
        (i))./omega + 6.*omega.*z0.*t(i) - 3.*x0dot.*t(i) + x0 + 2.*z0dot./
        omega + 2.*az.*omega.*t(i) - sin(omega.*t(i))./(omega.^2) + ax
        .* (4.* (1 - cos(omega.*t(i)))./(omega.^2) - 3.* (t(i).^2)./2);
47     y = y0.*cos(omega.*t(i)) + y0dot.*sin(omega.*t(i))./omega + ay.* (1 - cos
        (omega.*t(i)))./(omega.^2);
48     z = (-3.*z0 + 2.*x0dot./omega).*cos(omega.*t(i)) + z0dot.*sin(omega.*t(i)
        )./omega + 4.*z0 - 2.*x0dot./omega + 2.*ax.* (sin(omega.*t(i)) -
        omega.*t(i))./(omega.^2) + az.* (1 - cos(omega.*t(i)))./(omega.^2);
49     xHill(:,i) = [x;y;z];
50     xdot = (4.*x0dot - 6.*omega.*z0).*cos(omega.*t(i)) + 2.*z0dot.*sin(omega.*t
        (i)) + 6.*omega.*z0 - 3.*x0dot + 2.*az.* (1 - cos(omega.*t(i)))./omega
        + ax.* (-3.*t(i) + 4.*sin(omega.*t(i))./omega);
51     ydot = -omega.*y0.*sin(omega.*t(i)) + y0dot.*cos(omega.*t(i)) + ay.*sin(
        omega.*t(i))./omega;
52     zdot = (3.*z0.*omega - 2.*x0dot).*sin(omega.*t(i)) + z0dot.*cos(omega.*t
        (i)) + 2.*ax.* (cos(omega.*t(i)) - 1)./omega + az.*sin(omega.*t(i))./
        omega;
53     vHill(:,i) = [xdot;ydot;zdot];
54 end
55 end
```

A.2. Verificación de la función

Para verificar el correcto funcionamiento de la función del apartado anterior se ha comprobado que pueden modelizar diferentes maniobras orbitales introduciendo las condiciones iniciales adecuadas:

A.2.1. Movimiento coplanar a diferente altitud

Condiciones iniciales: $[x_0, y_0, z_0, \dot{x}_0, \dot{y}_0, \dot{z}_0] = [0, 0, z_0, \frac{3\omega z_0}{2}, 0, 0]$; $z_0 = 3000m$

Solución analítica:

$$\begin{bmatrix} x(t) \\ y(t) \\ z(t) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{3\omega t z_0}{2} \\ 0 \\ z_0 \end{bmatrix}; \begin{bmatrix} \dot{x}(t) \\ \dot{y}(t) \\ \dot{z}(t) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{3\omega z_0}{2} \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}$$

Solución calculada por la función:

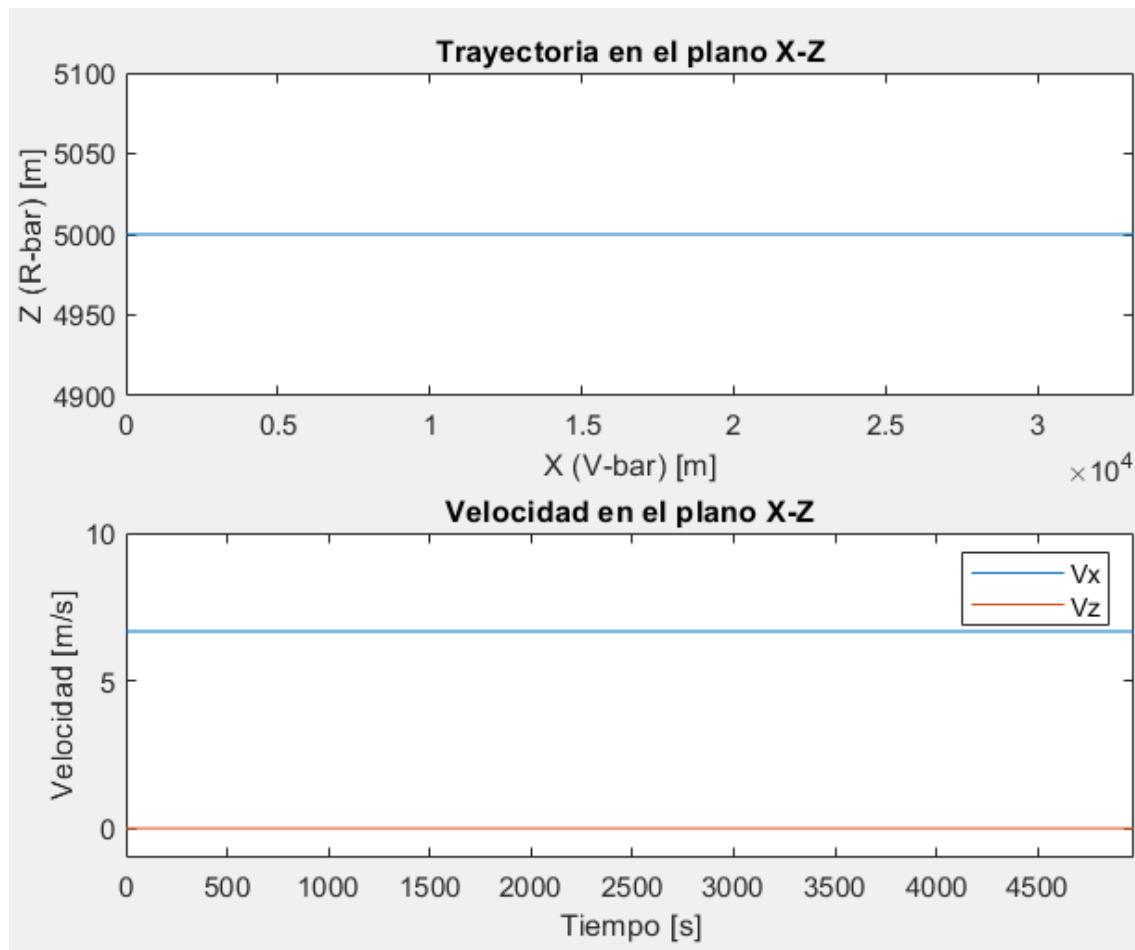


Figura A.1: Resultado calculado por la función.

A.2.2. Movimiento del chaser posicionado en R-bar

Condiciones iniciales: $[x_0, y_0, z_0, \dot{x}_0, \dot{y}_0, \dot{z}_0] = [0, 0, z_0, 0, 0, 0]$; $z_0 = 500m$

Solución analítica:

$$\begin{bmatrix} x(t) \\ y(t) \\ z(t) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 6z_0(\omega t - \sin(\omega t)) \\ 0 \\ z_0(4 - 3\cos(\omega t)) \end{bmatrix}; \begin{bmatrix} \dot{x}(t) \\ \dot{y}(t) \\ \dot{z}(t) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 6z_0\omega(1 - \cos(\omega t)) \\ 0 \\ 3z_0\omega\sin(\omega t) \end{bmatrix}$$

Solución calculada por la función durante dos períodos:

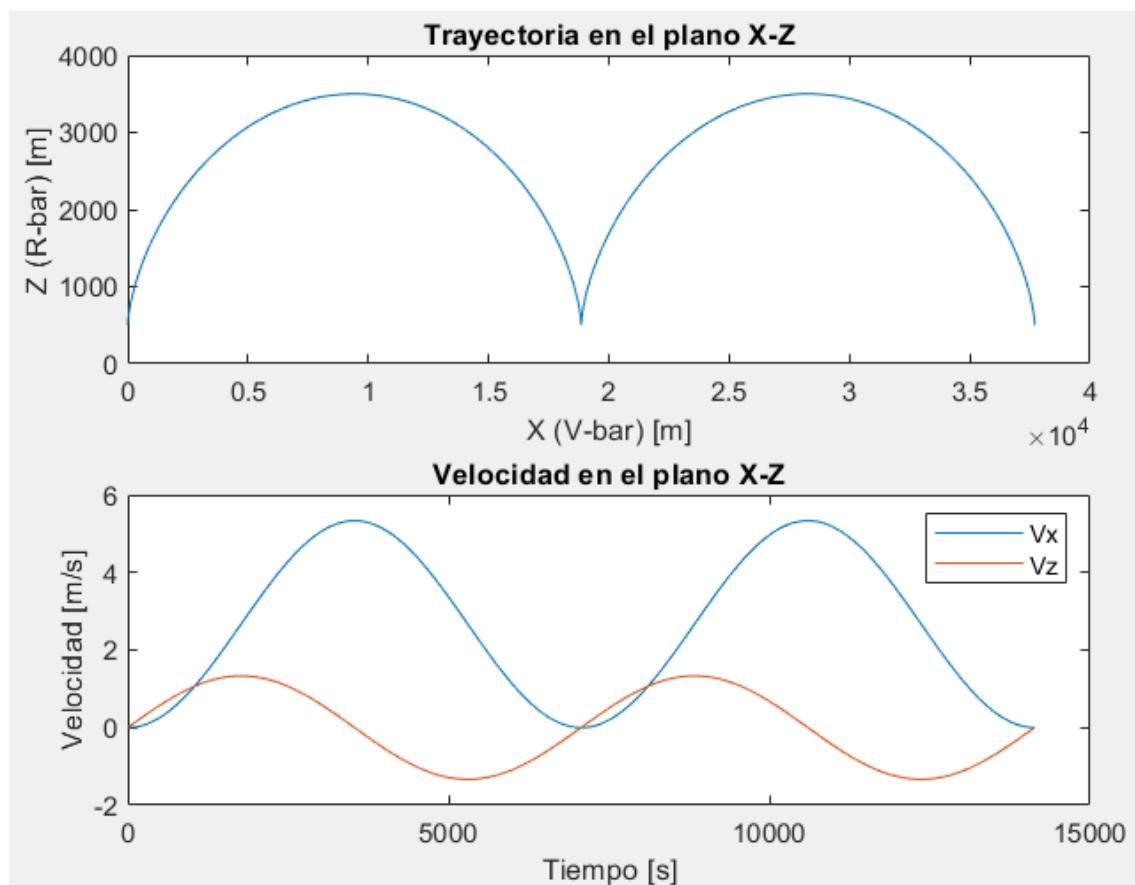


Figura A.2: Resultado calculado por la función.

Implementación de las ecuaciones de Clohessy & Wiltshire

A.2.3. Delta-V en V-bar

Condiciones iniciales: $[x_0, y_0, z_0, \dot{x}_0, \dot{y}_0, \dot{z}_0] = [0, 0, 0, \Delta V_x, 0, 0]$; $\Delta V_x = 0.5 \frac{m}{s}$

Solución analítica:

$$\begin{bmatrix} x(t) \\ y(t) \\ z(t) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{\Delta V_x}{\omega} (4 \operatorname{sen}(\omega t) - 3\omega t) \\ 0 \\ \frac{2\Delta V_x}{\omega} (\cos(\omega t) - 1) \end{bmatrix}; \begin{bmatrix} \dot{x}(t) \\ \dot{y}(t) \\ \dot{z}(t) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \Delta V_x (4 \cos(\omega t) - 3) \\ 0 \\ -2\Delta V_x \operatorname{sen}(\omega t) \end{bmatrix}$$

Solución calculada por la función durante dos períodos:

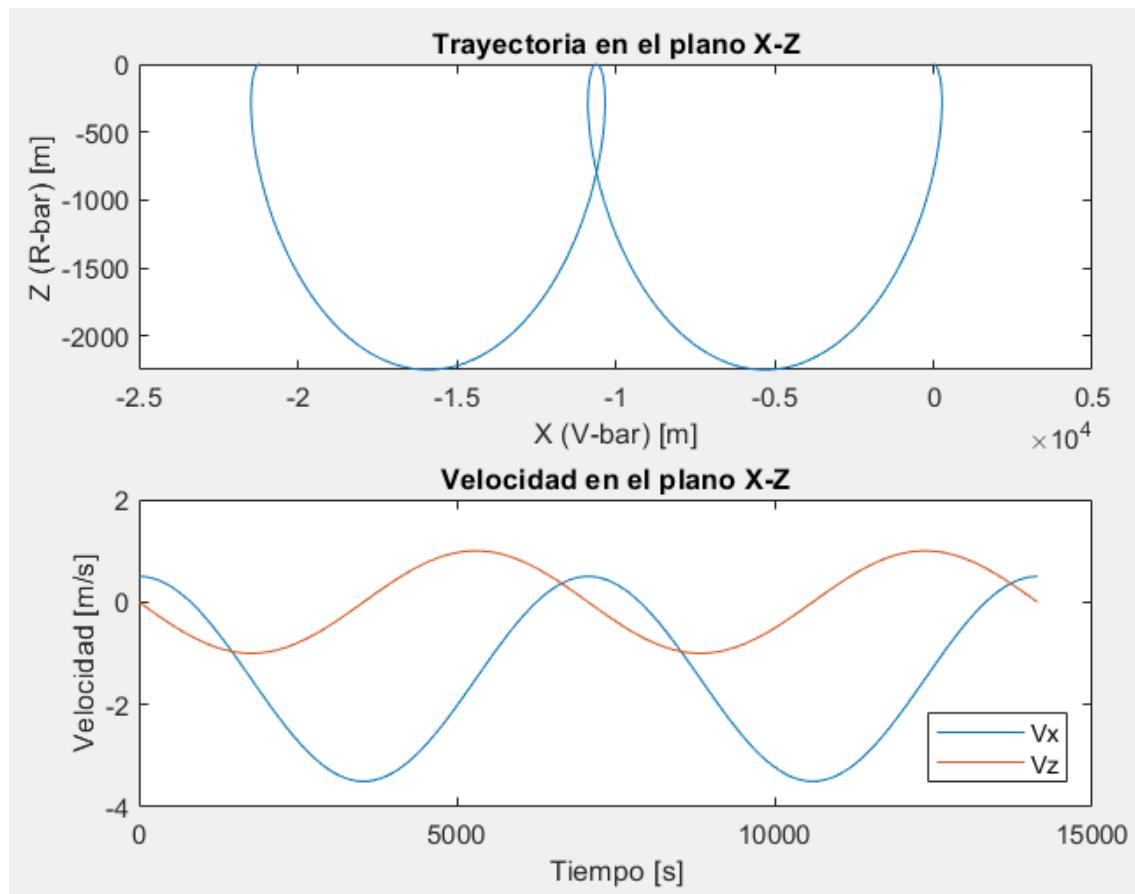


Figura A.3: Resultado calculado por la función.

A.2.4. Delta-V en R-bar

Condiciones iniciales: $[x_0, y_0, z_0, \dot{x}_0, \dot{y}_0, \dot{z}_0] = [0, 0, 0, 0, 0, -\Delta V_z]$; $\Delta V_z = 0.5 \frac{m}{s}$

Solución analítica:

$$\begin{bmatrix} x(t) \\ y(t) \\ z(t) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{2\Delta V_z}{\omega} (\cos(\omega t) - 1) \\ 0 \\ -\frac{\Delta V_z \sin(\omega t)}{\omega} \end{bmatrix}; \begin{bmatrix} \dot{x}(t) \\ \dot{y}(t) \\ \dot{z}(t) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -2\Delta V_z \sin(\omega t) \\ 0 \\ -\Delta V_z \cos(\omega t) \end{bmatrix}$$

Solución calculada por la función durante un periodo:

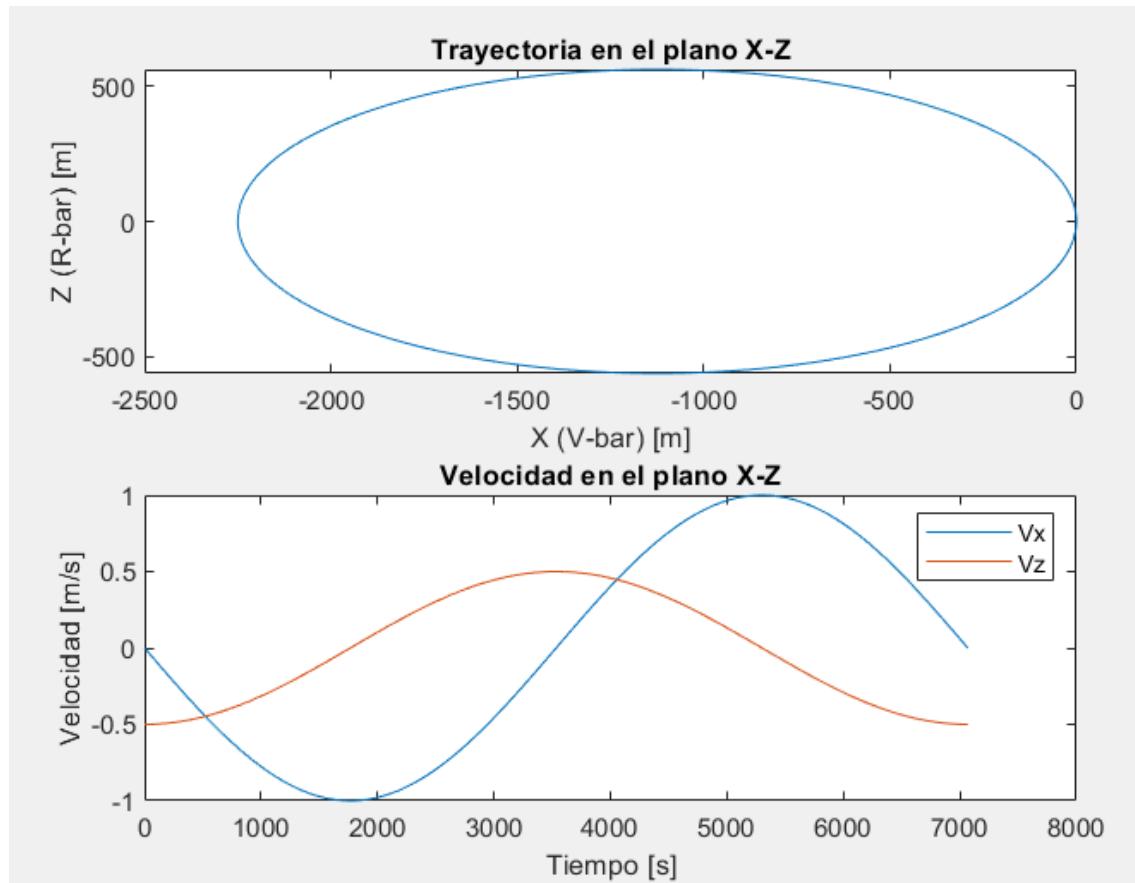


Figura A.4: Resultado calculado por la función.

Implementación de las ecuaciones de Clohessy & Wiltshire

A.2.5. Delta-V fuera del plano orbital

Condiciones iniciales: $[x_0, y_0, z_0, \dot{x}_0, \dot{y}_0, \dot{z}_0] = [0, 0, 0, 0, \Delta V_y, 0]$; $\Delta V_y = 0.5 \frac{m}{s}$

Solución analítica:

$$\begin{bmatrix} x(t) \\ y(t) \\ z(t) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ \frac{\Delta V_y \sin(\omega t)}{\omega} \\ 0 \end{bmatrix}; \begin{bmatrix} \dot{x}(t) \\ \dot{y}(t) \\ \dot{z}(t) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ \Delta V_y \cos(\omega t) \\ 0 \end{bmatrix}$$

Solución calculada por la función durante un periodo:

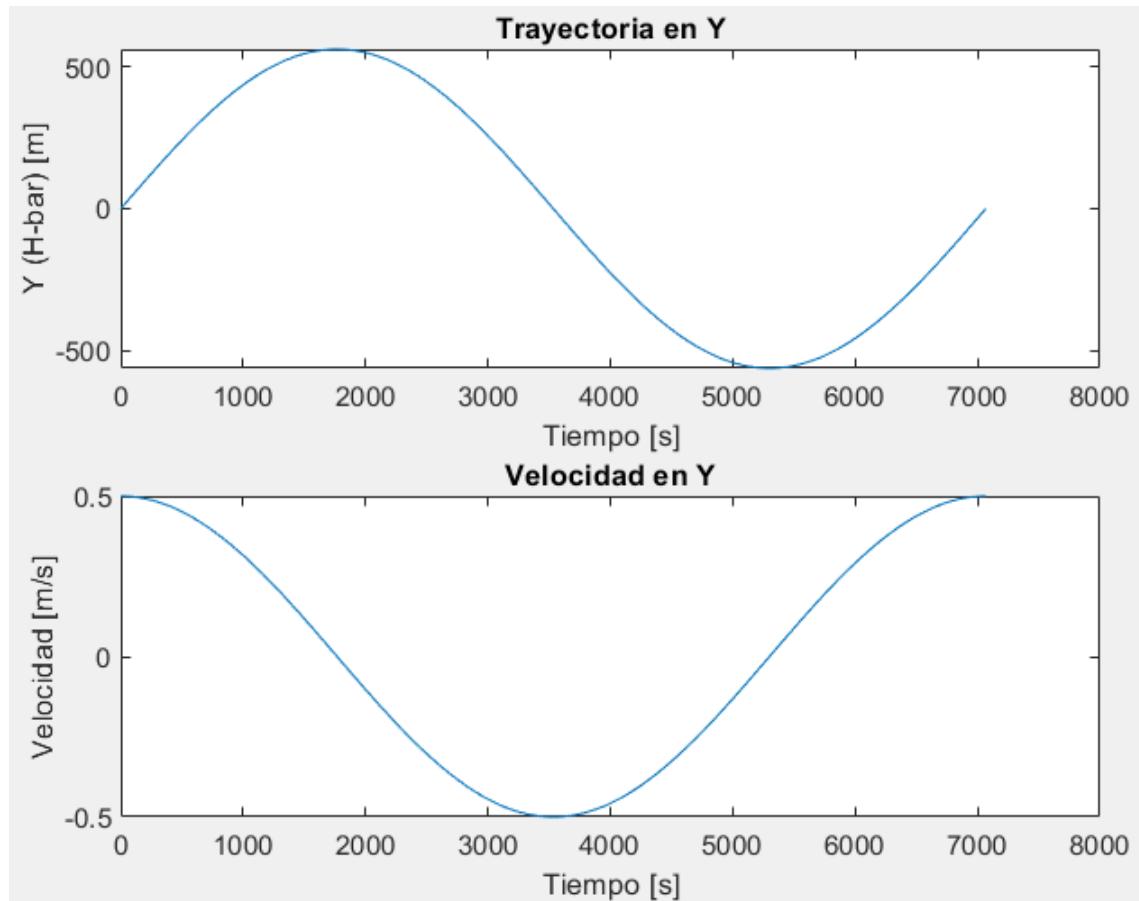


Figura A.5: Resultado calculado por la función.

A.2.6. Transferencia de Hohmann

Condiciones iniciales: $[x_0, y_0, z_0, \dot{x}_0, \dot{y}_0, \dot{z}_0] = [-\Delta x, 0, z_0, \frac{3}{2}\omega z_0 + \frac{\omega z_0}{4}, 0, 0]$;

$$\Delta V_x = \frac{\omega z_0}{4}$$

$$\Delta x = \frac{3\pi}{4} z_0$$

Solución calculada por la función durante medio periodo:

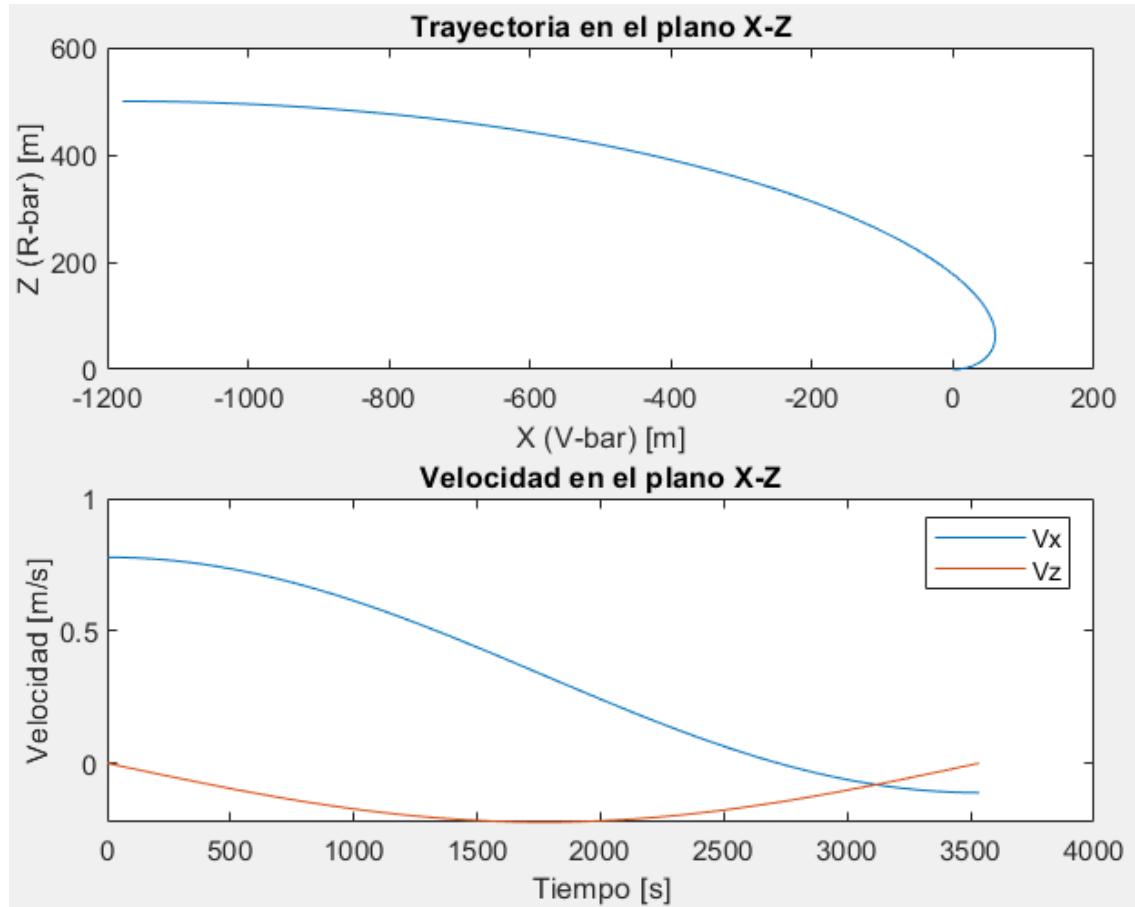


Figura A.6: Resultado calculado por la función.

Implementación de las ecuaciones de Clohessy & Wiltshire

A.2.7. Movimiento forzado en V-bar

Condiciones iniciales: $[x_0, y_0, z_0, \dot{x}_0, \dot{y}_0, \dot{z}_0] = [x_0, 0, 0, \Delta V_x, 0, 0]$; $x_0 = 50m$; $\Delta V_x = -0.5 \frac{m}{s}$

$$\begin{bmatrix} \gamma_x \\ \gamma_y \\ \gamma_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -2\omega\Delta V_x \end{bmatrix}$$

Solución analítica:

$$\begin{bmatrix} x(t) \\ y(t) \\ z(t) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} x_0 + \Delta V_x t \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}; \begin{bmatrix} \dot{x}(t) \\ \dot{y}(t) \\ \dot{z}(t) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \Delta V_x \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}$$

Solución calculada por la función:

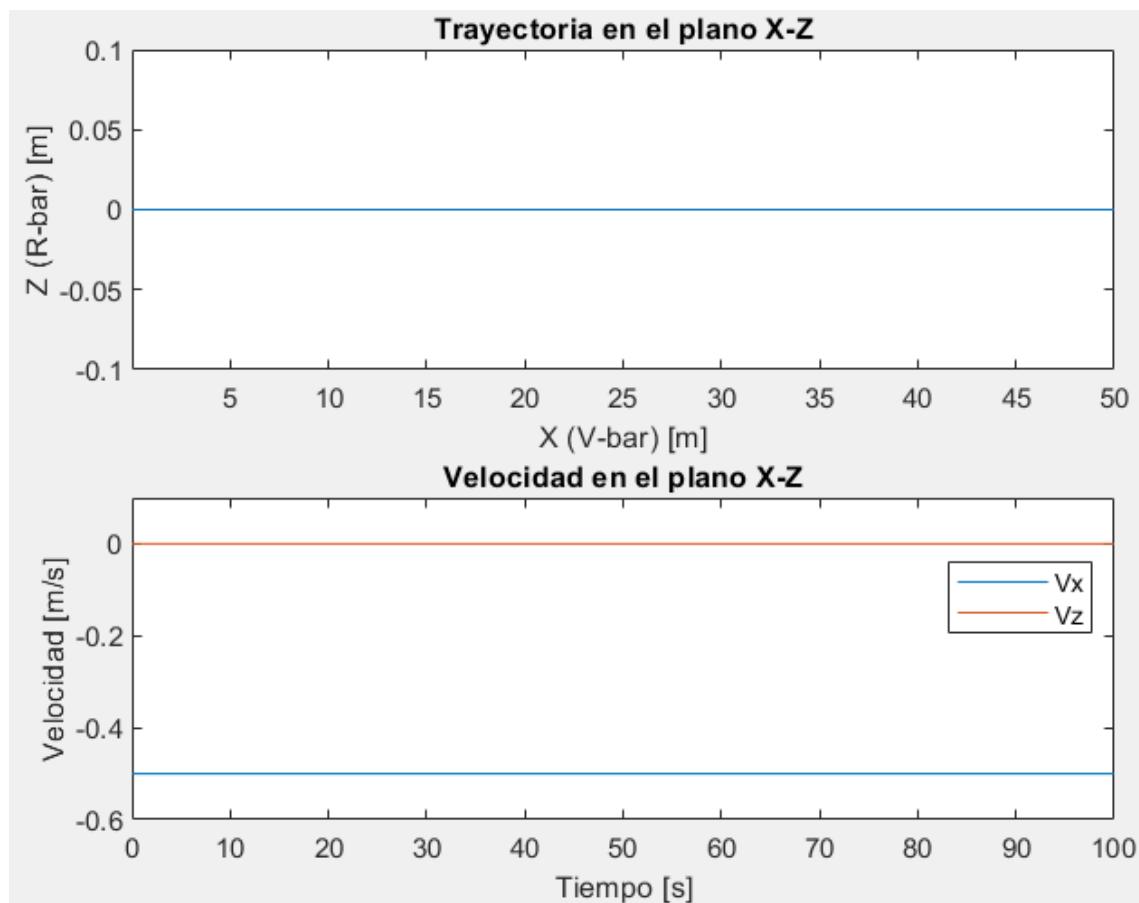


Figura A.7: Resultado calculado por la función.

Apéndice B

Manual del simulador de 6-GDL de la dinámica de un lanzador y orbitador lunar

Tutorizado por: José María Fernández Ibarz

B.1. Resumen

El objetivo de las prácticas es modelizar y simular un lanzador lunar y un vehículo en órbita lunar con 6 grados libertad utilizando el entorno de Matlab Simulink con el objetivo de poder usarlo en el TFG del alumno. Para ello se deberá modelizar la dinámica rotacional y traslacional del vehículo, el campo gravitacional (cuerpo central más J2), la rotación del cuerpo central, la inercia y masa del vehículo así como la propulsión de éste.

B.2. Introducción

Para cumplir los dos objetivos de las prácticas se han creado dos modelos distintos, uno para modelizar el lanzador y otro para el orbitador, ésto debido a que ciertos conceptos como la excentricidad, el semieje mayor o la inclinación de la órbita no tienen sentido durante las primeras etapas del lanzamiento.

En este manual se analizará cada subsistema señalando los inputs, los outputs, las ecuaciones implementadas y las formas en que se ha verificado a fin de dar una visión general del funcionamiento del simulador.

Ambos simuladores incluyen los siguientes subsistemas:

1. Dinámica translacional.
2. Dinámica rotacional.
3. Campo gravitacional.
4. Parámetros orbitales.
5. Propulsión.
6. Cambio ejes propulsión.
7. Visualización 3D.
8. Otros subsistemas y bloques.

Pero tanto los cambios de ejes de la propulsión, como la visualización 3D, como los inputs la dinámica translacional son diferentes entre los dos simuladores.

Manual del simulador de 6-GDL de la dinámica de un lanzador y orbitador lunar

En la siguiente imagen se puede ver la estructura del simulador del vehículo orbital en Simulink:

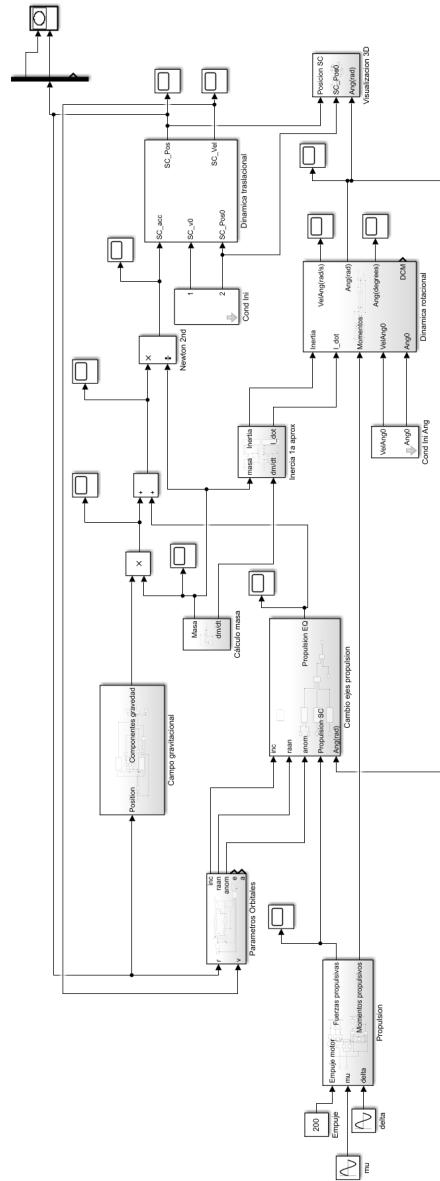


Figura B.1: Simulador del vehículo orbital.

B.2. Introducción

En la siguiente imagen se puede ver la estructura del simulador del lanzador en Simulink:

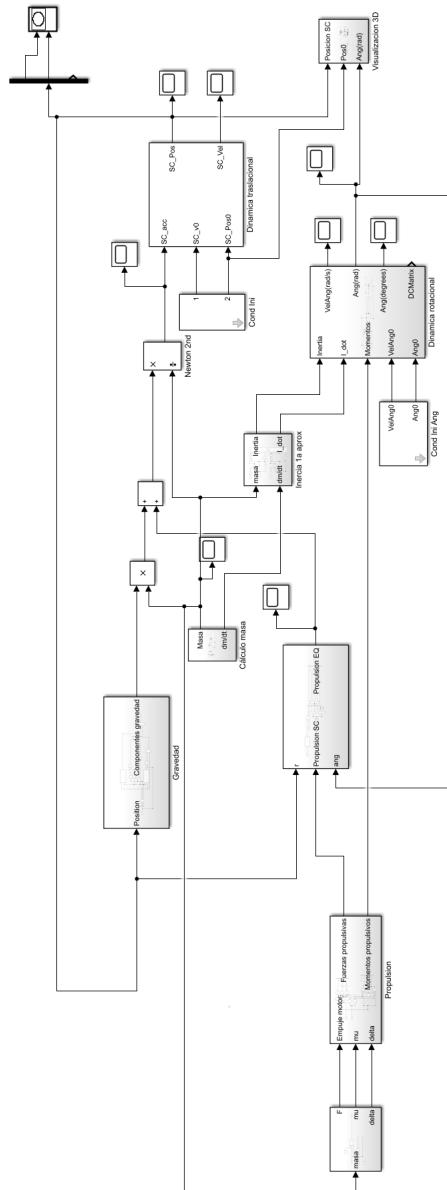


Figura B.2: Simulador del lanzador.

Ambos simuladores se pueden descargar desde el código QR o el enlace disponibles en el apartado B.13 de este manual.

B.3. Sistemas de coordenadas

Tanto las figuras como los sistemas de referencia de esta sección se han extraído del libro Automated Rendezvous and Docking of Spacecraft [1]. Para transformar los ejes de terrestres a lunares se ha utilizado el artículo A Standardized Lunar Coordinate System [46].

Sistema de referencia ecuatorial centrado en la Luna F_{eq}

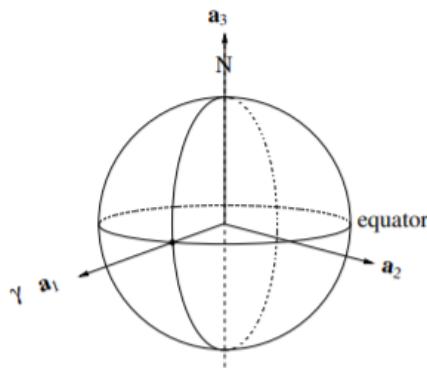


Figura B.3: Sistema de referencia F_{eq} .

Origen O_{eq} : Centro de la Luna.

Eje a_1 : En el plano ecuatorial cortando el meridiano primero (apunta directamente a la Tierra).

Eje a_2 : En el plano ecuatorial y cumpliendo $a_3 = a_1 \wedge a_2$.

Eje a_3 : Normal al plano ecuatorial y apuntando al norte.

Sistema de referencia del plano orbital F_{op}

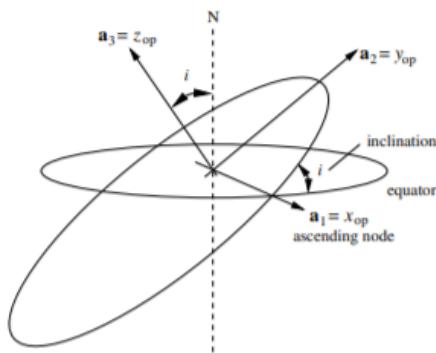


Figura B.4: Sistema de referencia F_{op} .

Origen O_{op} : Centro de la Luna.

Eje a_1 : En el plano orbital apuntando al nodo ascendente.

Eje a_2 : En el plano orbital y cumpliendo $a_3 = a_1 \wedge a_2$.

Eje a_3 : Normal al plano orbital e inclinado respecto al norte en el ángulo i .

Para cambiar el sistema de referencia de un vector de F_{eq} a F_{op} se aplica la siguiente transformación.

$$\begin{bmatrix} x_{op} \\ y_{op} \\ z_{op} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos(i) & \sin(i) \\ 0 & -\sin(i) & \cos(i) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos(\Omega) & \sin(\Omega) & 0 \\ -\sin(\Omega) & \cos(\Omega) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_{eq} \\ y_{eq} \\ z_{eq} \end{bmatrix}$$

Sistema de referencia orbital local F_{lo}

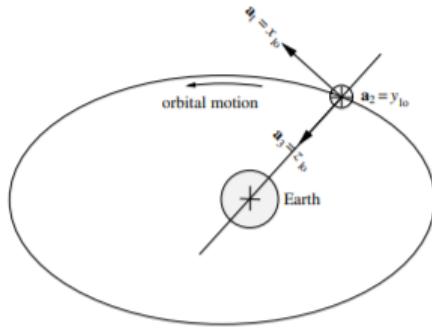


Figura B.5: Sistema de referencia F_{lo} .

Origen O_{lo} : Centro de masas del vehículo.

Eje a_1 : Cumpliendo $a_3 = a_1 \wedge a_2$ (en la dirección de la velocidad vectorial) (V-bar).

Eje a_2 : En la dirección contraria al vector momento angular de la órbita (H-bar).

Eje a_3 : Radial del centro de masas del vehículo hacia el centro de la Luna (R-bar).

Para cambiar el sistema de referencia de un vector de F_{op} a F_{lo} se aplica la siguiente transformación.

$$\begin{bmatrix} x_{lo} \\ y_{lo} \\ z_{lo} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 1 \\ 0 & 1 & 0 \\ -1 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -1 \\ 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos(\phi) & \sin(\phi) & 0 \\ -\sin(\phi) & \cos(\phi) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_{op} \\ y_{op} \\ z_{op} \end{bmatrix}$$

Sistema de referencia de actitud del vehículo F_a (Ejes cuerpo)

Las siguientes direcciones y sentidos son las elegidas para condiciones iniciales nulas de los ángulos de Euler:

Origen O_a : Centro de masas del satélite.

Eje a_1 : Un giro sobre este eje provocaría alabeo, inicialmente en la dirección y sentido de la velocidad.

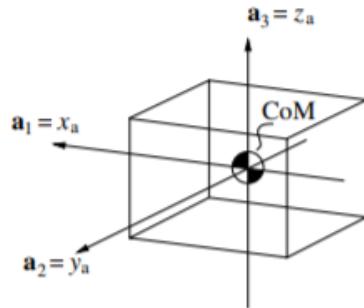


Figura B.6: Sistema de referencia F_a .

Eje a_2 : Un giro sobre este eje provocaría cabeceo, inicialmente en dirección al centro de la Luna.

Eje a_3 : Un giro sobre este eje provocaría guiñada, inicialmente en la dirección del momento angular.

Éstos serán los ejes que se usen en la propulsión del vehículo.

Para cambiar el sistema de referencia de un vector de F_{lo} a F_a se aplica la siguiente transformación.

$$\begin{bmatrix} x_a \\ y_a \\ z_a \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \\ 0 & -1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos(\alpha_x) & \sin(\alpha_x) \\ 0 & -\sin(\alpha_x) & \cos(\alpha_x) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos(\alpha_y) & 0 & -\sin(\alpha_y) \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin(\alpha_y) & 0 & \cos(\alpha_y) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos(\alpha_z) & \sin(\alpha_z) & 0 \\ -\sin(\alpha_z) & \cos(\alpha_z) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_{lo} \\ y_{lo} \\ z_{lo} \end{bmatrix}$$

B.4. Dinámica translacional

Inputs

1. Aceleración del vehículo.
2. Velocidad inicial del vehículo.
3. Posición inicial del vehículo.

En los inputs de este subsistema se encuentra la primera diferencia entre los dos simuladores, ya que como el lanzador parte desde la superficie lunar, a su velocidad inicial se suma automáticamente la que le otorga la rotación del cuerpo, mientras que en el simulador orbital no se suma ningún valor.

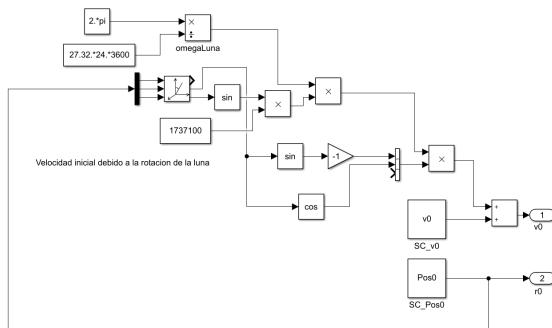


Figura B.7: Input de condiciones iniciales del lanzador.

Outputs

1. Velocidad del vehículo con el tiempo.
2. Posición del vehículo con el tiempo.

Todos los valores de este subsistema están en el sistema de referencia ecuatorial centrado en la Luna (B.3).

Ecuaciones utilizadas

En este subsistema se ha integrado la aceleración y para obtener la velocidad del vehículo tras sumarle la inicial.

$$V = \int_0^t a + V_0$$

Posteriormente se ha integrado de nuevo para hallar la posición del vehículo.

$$Pos = \int_0^t V + Pos_0$$

Manual del simulador de 6-GDL de la dinámica de un lanzador y orbitador lunar

Que implementado en Simulink resulta en:

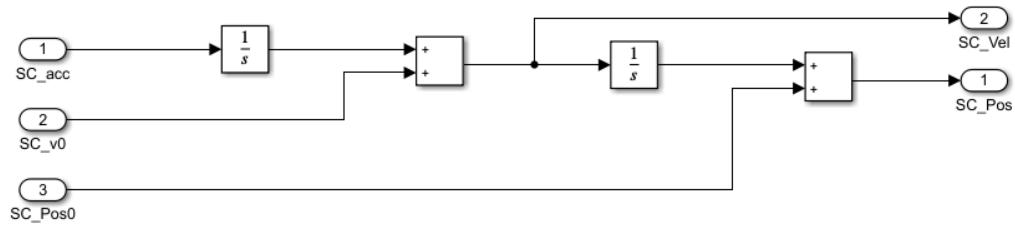


Figura B.8: Implementación de la dinámica translacional en Simulink.

Verificación del subsistema

Para verificar el subsistema se han resuelto analíticamente aceleraciones que dan velocidades y posiciones conocidas y se han comparado con las halladas por el subsistema creado.

$$\left. \begin{array}{l} a = 1 \\ V_0 = 1 \\ Pos_0 = 1 \end{array} \right\} \rightarrow \left\{ \begin{array}{l} V = t + 1 \\ Pos = \frac{t^2}{2} + t + 1 \end{array} \right. ; \quad \left. \begin{array}{l} a = t \\ V_0 = 1 \\ Pos_0 = 1 \end{array} \right\} \rightarrow \left\{ \begin{array}{l} V = \frac{t^2}{2} + 1 \\ Pos = \frac{t^6}{6} + t + 1 \end{array} \right.$$

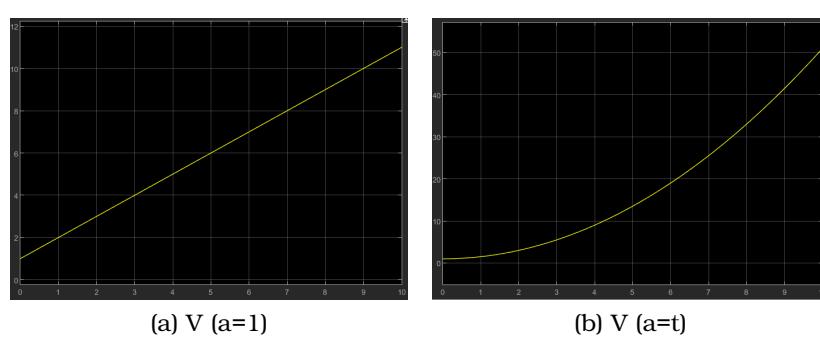
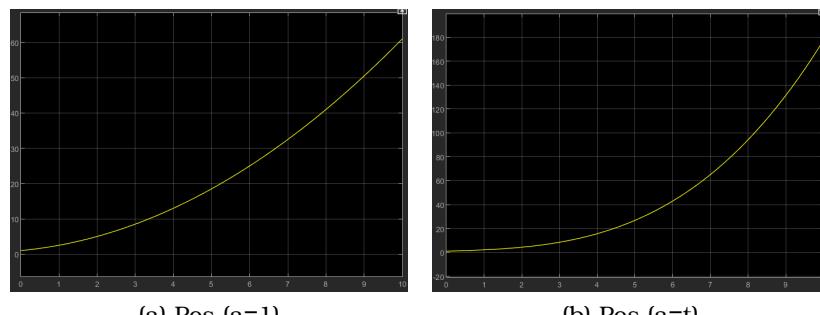


Figura B.9: Soluciones calculadas por el subsistema

B.5. Dinámica rotacional

Inputs

1. Tensor de inercia del vehículo.
2. Derivada del tensor de inercia del vehículo.
3. Momentos propulsivos.
4. Velocidad angular inicial del vehículo
5. Ángulos iniciales del vehículo.

Outputs

1. Velocidad angular del vehículo.
2. Ángulos de Euler del vehículo (en radianes y grados).
3. Matriz de rotación

Todos los valores de este subsistema son en ejes cuerpo (B.3).

Ecuaciones utilizadas

Partiendo de los momentos se puede hallar la aceleración angular del vehículo con la siguiente ecuación:

$$\alpha = \left[M - \frac{d\bar{\bar{I}}}{dt} \cdot \omega - \omega \wedge (\bar{\bar{I}} \cdot \omega) \right] \cdot \bar{\bar{I}}^{-1} = (\dot{p}, \dot{q}, \dot{r})$$

A continuación, derivando y teniendo en cuenta la velocidad angular inicial se obtiene la velocidad angular $\omega = (p, q, r)$.

Seguidamente se transforman estas velocidades angulares en las derivadas de las ecuaciones de Euler con las siguientes ecuaciones y teniendo en cuenta los ángulos iniciales:

$$\begin{aligned}\dot{\varphi} &= p + [q \cdot \sin\varphi + r \cdot \cos\varphi] \cdot \frac{\sin\theta}{\cos\theta} \\ \dot{\theta} &= q \cdot \cos\varphi - r \cdot \sin\varphi \\ \dot{\psi} &= [q \cdot \sin\varphi + r \cdot \cos\varphi] \cdot \frac{1}{\cos\theta}\end{aligned}$$

Resolviendo estas ecuaciones se obtienen todos los outputs exceptuando la matriz de rotación, para este último se aprovechará el bloque de simulink que hace la transformación.

Manual del simulador de 6-GDL de la dinámica de un lanzador y orbitador lunar

El subsistema final queda de la forma:

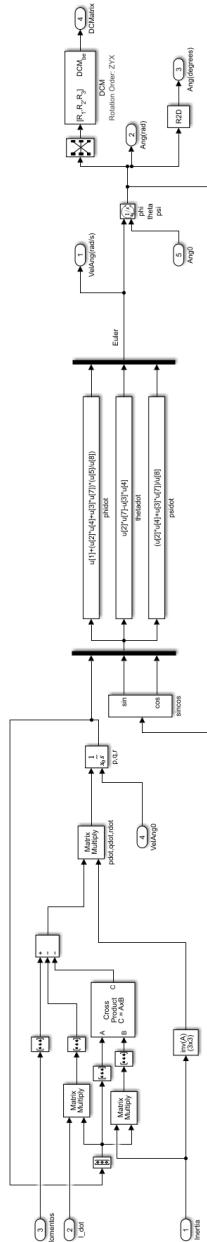


Figura B.10: Implementación de la dinámica rotacional en Simulink.

Todas las ecuaciones para este subsistema se han extraído del capítulo 4 del libro Spacecraft Dynamics & Control [2].

Verificación del subsistema

Para verificar el subsistema se han resuelto analíticamente aceleraciones angulares que dan velocidades angulares y ángulos conocidos y se han comparado con las halladas por el subsistema creado.

$$\left. \begin{array}{l} M = (1, 0, 0) \\ \bar{\bar{I}} = eye(3) \\ \frac{d\bar{I}}{dt} = zeros(3) \\ C.I.nulas \end{array} \right\} \rightarrow \left. \begin{array}{l} (\dot{p}, \dot{q}, \dot{r}) = (1, 0, 0) \\ (p, q, r) = (t, 0, 0) \\ (\dot{\varphi}, \dot{\theta}, \dot{\psi}) = (t, 0, 0) \\ (\varphi, \theta, \psi) = (\frac{t^2}{2}, 0, 0) \end{array} \right\}$$

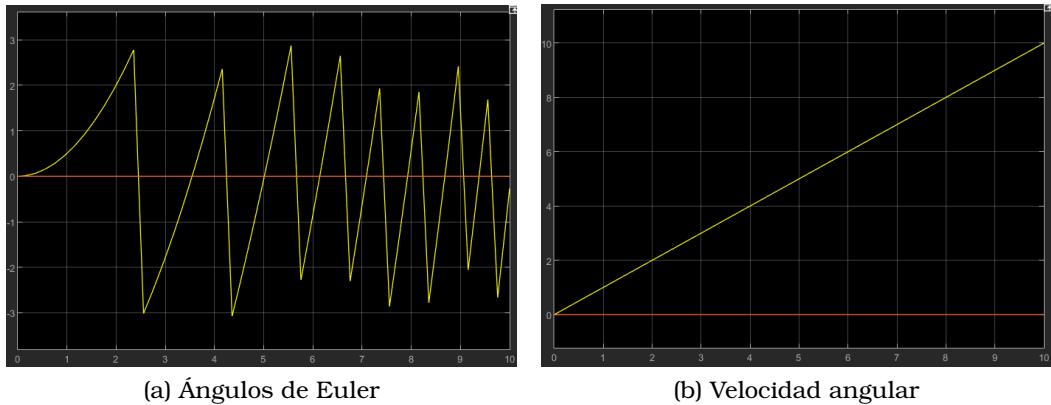


Figura B.11: Soluciones calculadas por el subsistema

Para verificar se ha comprobado también un movimiento de Poinsot, en específico el efecto Dzhanibekov, para ello introducimos un vehículo con 3 momentos de inercia principales tal que $I_1 > I_2 > I_3$ y ponemos unas condiciones iniciales donde el vehículo esté girando alrededor de su eje intermedio I_2 y tenga una pequeña perturbación inicial: $(\dot{p}, \dot{q}, \dot{r}) = (0, 0.1, 0)$; $(\varphi, \theta, \psi) = (0.0001, 0, 0)$. Los resultados calculados por el subsistema son los siguientes:

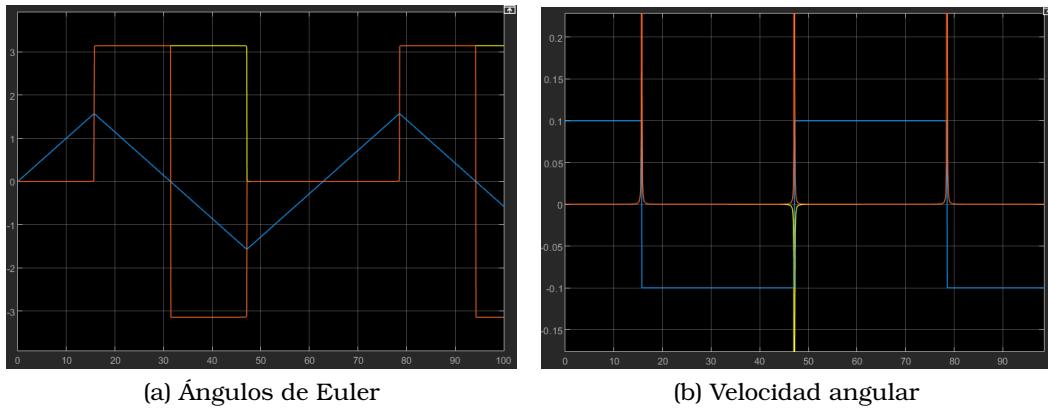


Figura B.12: Soluciones calculadas por el subsistema

B.6. Campo gravitacional

Inputs

1. Posición del vehículo.

Outputs

1. Campo gravitatorio.

Todos los valores de este subsistema están en el sistema de referencia ecuatorial centrado en la Luna (B.3).

Ecuaciones utilizadas

La gravedad tiene dos componentes, una radial debida al cuerpo central (con una pequeña influencia de J2) y otra perpendicular a ésta en la dirección de la colatitud debida únicamente al armónico J2.

$$g_r = -\frac{GM}{r^2} \left[1 - 3J_2 \left(\frac{R_{Luna}}{r} \right)^2 P_2(\cos(\phi)) \right]$$

$$g_\phi = \frac{3GM}{r^2} \left(\frac{R_{Luna}}{r} \right)^2 \sin(\phi) \cos(\phi) J_2$$

Solo se ha utilizado el armónico J2 ya que es el más relevante y porque no se han encontrado los valores de mayores armónicos para la Luna.

Una vez calculados estos valores simplemente hay que transformar las componentes de coordenadas esféricas al sistema de referencia ecuatorial centrado en la Luna (B.3).

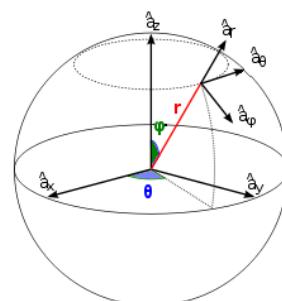


Figura B.13:
Componentes de la
gravedad.

B.6. Campo gravitacional

Finalmente, queda implementado en Simulink de la siguiente forma:

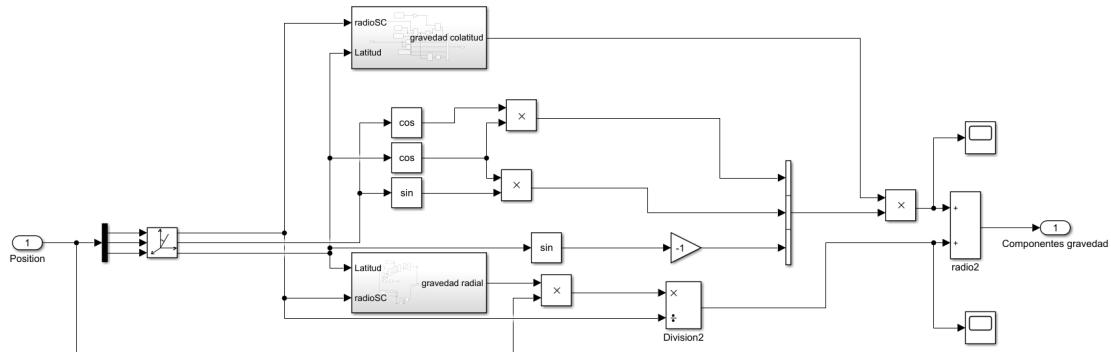


Figura B.14: Cálculo de la gravedad en Simulink.

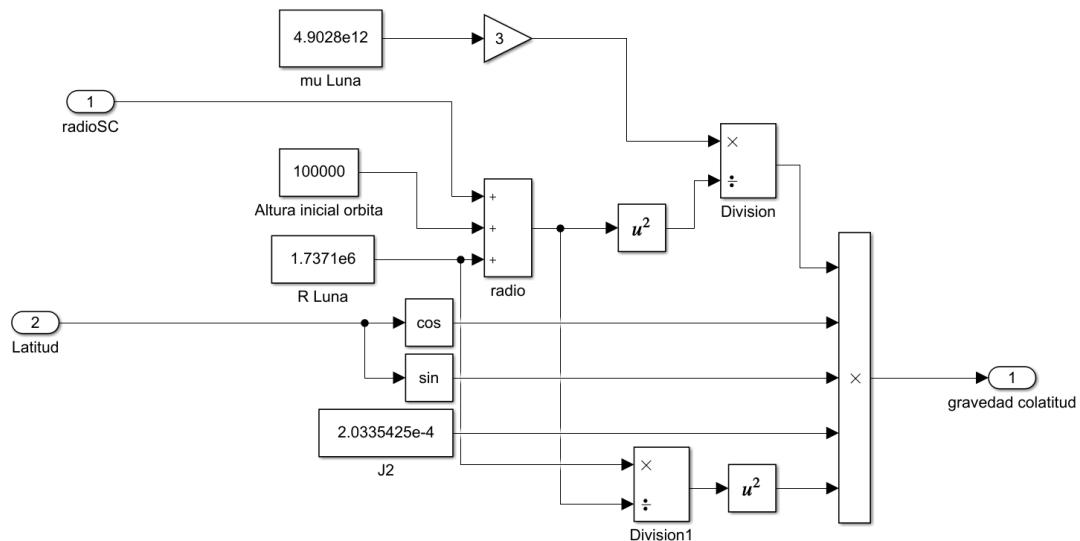


Figura B.15: Campo gravitatorio colatitud.

Manual del simulador de 6-GDL de la dinámica de un lanzador y orbitador lunar

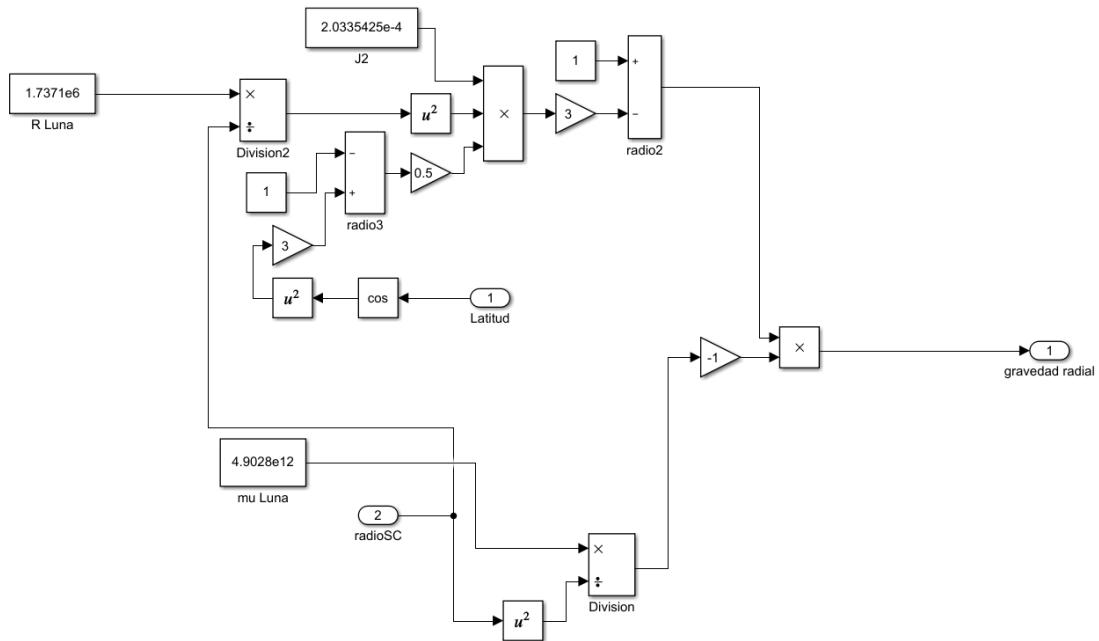


Figura B.16: Campo gravitatorio radial.

Todas las ecuaciones para este subsistema se han extraído del capítulo 3 del libro Atmospheric and Space Flight Dinamics [45].

Todas las constantes de este subsistema se han extraído del artículo Lunar Constants and Models Document [21].

Verificación del subsistema

Para verificar el subsistema se van a hacer dos pruebas, la primera con una órbita circular ecuatorial (de 100km de altura) y otra con la órbita circular con 45º de inclinación. (Se empezará en el eje x en ambos casos)

En el primer caso, el término de colatitud debe ser nulo por ser la órbita ecuatorial y el término radial debe hacer oscilar valores en X e Y, ser nulo en Z y tener un módulo algo inferior a $1.5 \frac{m}{s^2}$.

En el segundo caso, el término de colatitud debe oscilar, siendo en Z negativo cuando el vehículo está por encima del ecuador y positivo cuando esté por debajo, en X e Y irá oscilando dependiendo el signo del cuadrante en que se halle el vehículo. El término radial oscilará en los 3 ejes y será del mismo módulo que en el caso anterior.

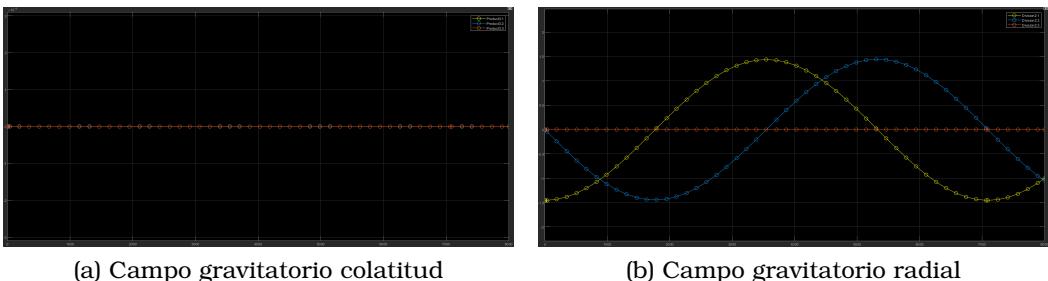


Figura B.17: Caso 1

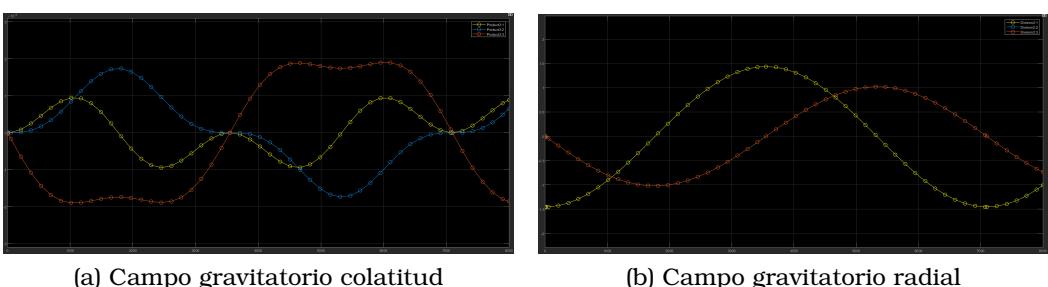


Figura B.18: Caso 2

B.7. Parámetros orbitales

Inputs

1. Posición del vehículo.
2. Velocidad del vehículo.

Outputs

1. Inclinación.
2. Longitud del nodo ascendente.
3. Anomalía verdadera desde el nodo ascendente.
4. Excentricidad.
5. Semieje mayor.

Manual del simulador de 6-GDL de la dinámica de un lanzador y orbitador lunar

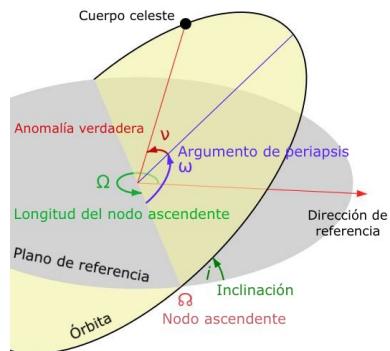


Figura B.19: Parámetros orbitales.

Ecuaciones utilizadas

Este subsistema únicamente se ha utilizado en el simulador orbital ya que éstos parámetros no tienen sentido en las etapas iniciales de un lanzamiento.

Lo primero que se hará es calcular el momento cinético ($\vec{h} = \vec{r} \wedge \vec{V}$), con este valor se pueden hallar la inclinación y el RAAN con las siguientes ecuaciones:

$$\cos(i) = \frac{h_z}{h}$$

$$\operatorname{sen}(\Omega) = \frac{h_x}{\sqrt{h_x^2 + h_y^2}}$$

Con la fórmula de la velocidad orbital se halla el semieje mayor:

$$V = \sqrt{\frac{2\mu}{r} - \frac{\mu}{a}}$$

Hallando el parámetro de la cónica ($p = \frac{h^2}{\mu}$) se puede obtener la excentricidad con la siguiente ecuación:

$$p = a(1 - e^2)$$

Por último, para hallar el ángulo entre el nodo ascendente y la posición del vehículo simplemente se hace con el producto escalar:

$$\vec{dir}_\Omega \cdot \vec{r} = |\vec{r}| \cdot \cos(\nu)$$

B.7. Parámetros orbitales

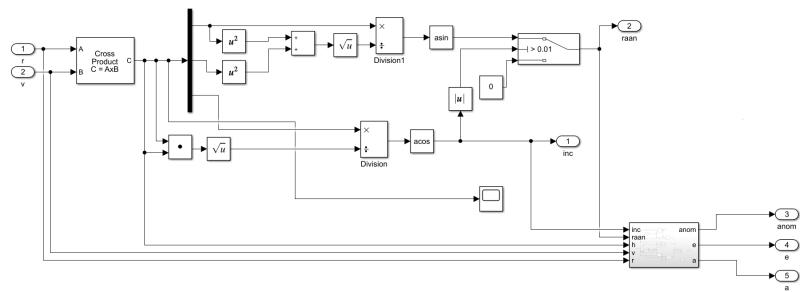


Figura B.20: Cálculo de los parámetros orbitales en Simulink.

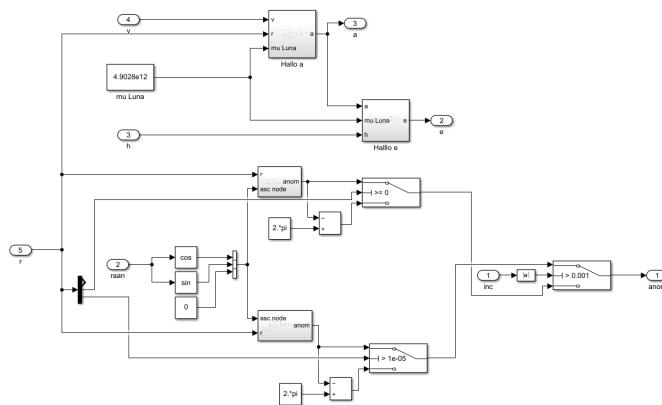
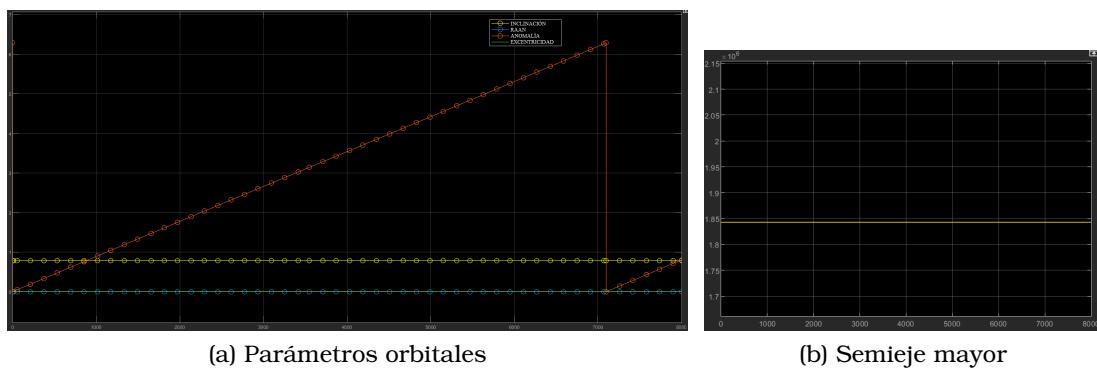


Figura B.21: Cálculo de a , e y la anomalía en Simulink.

Todas las ecuaciones de este subsistema se han extraído de los apuntes de la asignatura de Vehículos Espaciales (Laverón, 2019).

Verificación del subsistema

Para verificar el subsistema se han puesto condiciones iniciales del caso 2 de la verificación del subsistema anterior al vehículo y se ha comparado con los parámetros orbitales que son conocidos.



(a) Parámetros orbitales

(b) Semieje mayor

B.8. Propulsión

Inputs

1. Empuje.
2. μ .
3. δ .

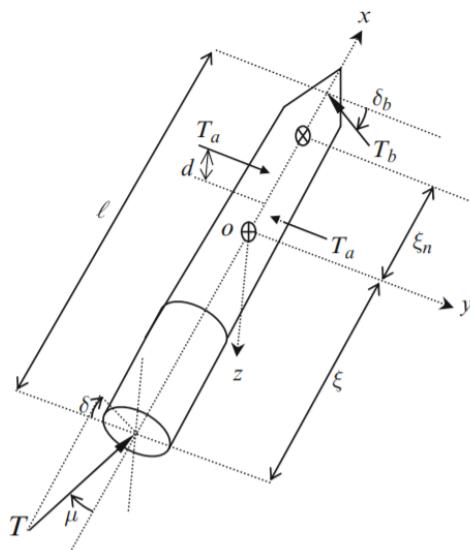


Figura B.22: Ángulos del empuje.

Outputs

1. Fuerzas propulsivas.
2. Momentos propulsivas.

Todos los valores de este subsistema son en ejes cuerpo (B.3).

Ecuaciones utilizadas

Para extraer las ecuaciones se ha utilizado el diagrama de la derecha, pero los ejes "Yz" "Z" se han cambiado de sentido ya que es el convenio que se eligió para los ejes cuerpo (B.3) al iniciar el simulador.

Las ecuaciones quedan de la siguiente forma:

$$\vec{F} = T \cos(\mu) \vec{i} - T \sin(\mu) \cos(\delta) \vec{j} - T \sin(\mu) \sin(\delta) \vec{k}$$

$$\vec{M} = -T \sin(\mu) \sin(\delta) \xi \vec{j} - T \sin(\mu) \cos(\delta) \xi \vec{k}$$

Todas las ecuaciones de este subsistema así como el diagrama de la figura [15] se han extraído del libro Automatic Control of Atmospheric and Space Flight Vehicles [45].

Implementado en Simulink queda de la siguiente forma:

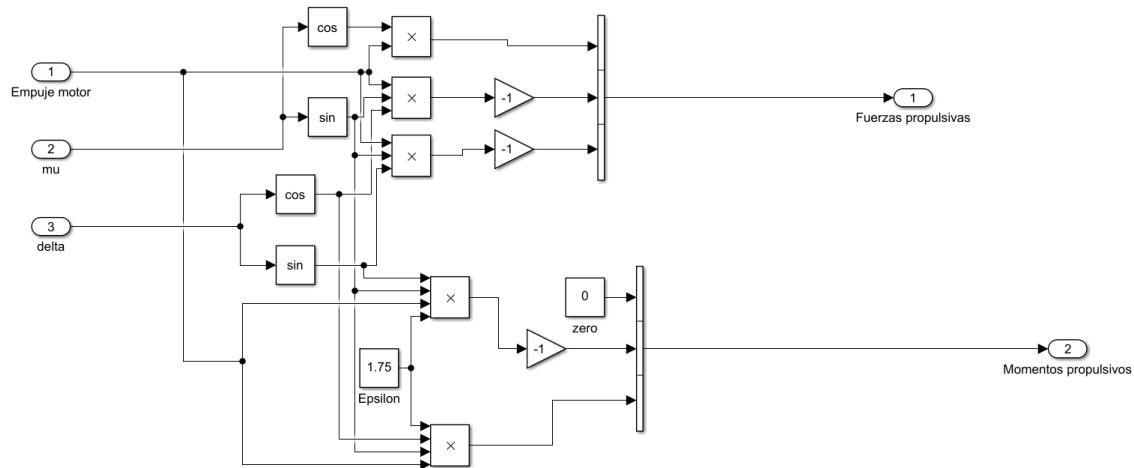


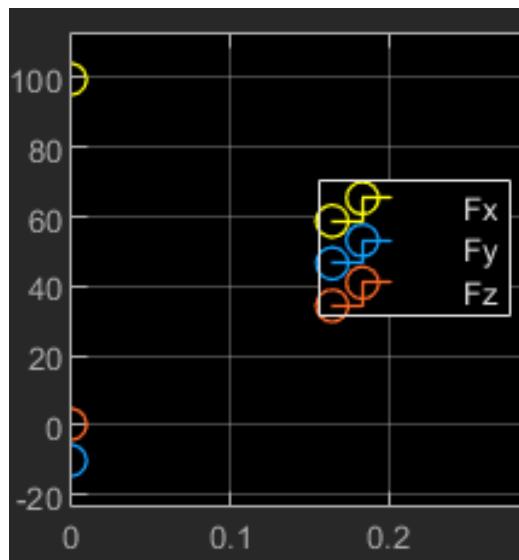
Figura B.23: Implementación de la propulsión en Simulink.

Verificación del subsistema

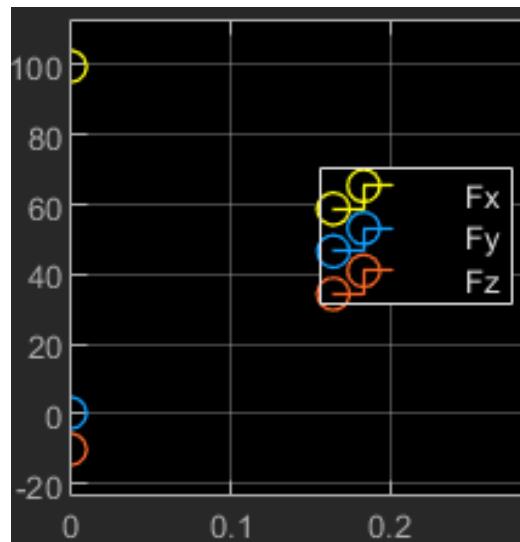
Para verificar el subsistema se pondrá un empuje constante y se darán distintos valores a μ y δ .

$$\left. \begin{array}{l} F = 100 \\ \mu = 0.1 \\ \delta = 0 \end{array} \right\} \rightarrow \left\{ \begin{array}{l} F = (99.50, -9.98, 0) \\ M = (0, 0, 17.47) \end{array} \right. ; \quad \left. \begin{array}{l} F = 100 \\ \mu = 0.1 \\ \delta = \frac{\pi}{2} \end{array} \right\} \rightarrow \left\{ \begin{array}{l} F = (99.50, 0, -9.98) \\ M = (0, -17.47, 0) \end{array} \right.$$

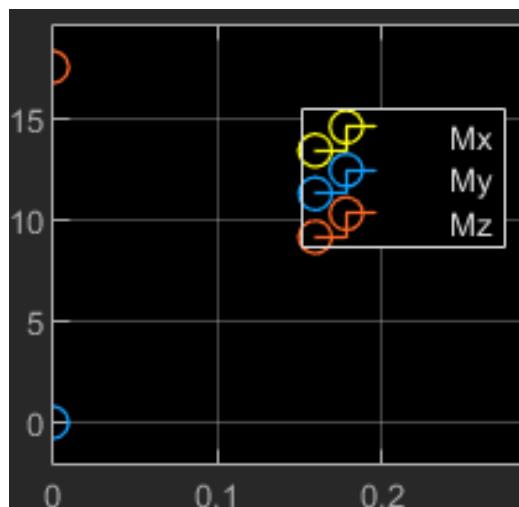
Manual del simulador de 6-GDL de la dinámica de un lanzador y orbitador lunar



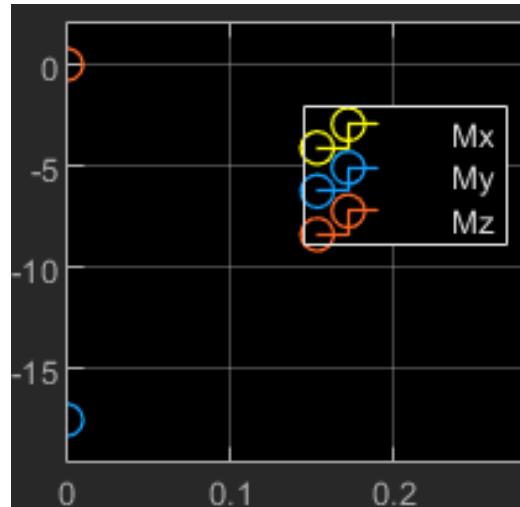
(a) Fuerzas propulsivas



(b) Fuerzas propulsivas



(a) Momentos propulsivos



(b) Momentos propulsivos

B.9. Cambio ejes propulsión

Inputs

Simulador orbital

1. Fuerzas propulsivas en ejes cuerpo (B.3).
2. Inclinación.
3. Longitud del nodo ascendente.
4. Anomalía verdadera desde el nodo ascendente.
5. Ángulos de Euler del vehículo.

Simulador del lanzador

1. Fuerzas propulsivas en ejes cuerpo (B.3).
2. Posición del vehículo en el sistema de referencia ecuatorial centrado en la Luna (B.3).
3. Ángulos de Euler del vehículo.

Outputs

1. Fuerzas propulsivas en el sistema de referencia ecuatorial centrado en la Luna (B.3).

Ecuaciones utilizadas

Este subsistema también es diferente para ambos simuladores, en el simulador orbital se utilizan simplemente las matrices de cambio de sistema de coordenadas de la sección B.3. Y en el simulador del lanzador simplemente se pasa de los ejes cuerpo a coordenadas esféricas y de estas al sistema de referencia ecuatorial centrado en la Luna.

B.9. Cambio ejes propulsión

Ambos cambios resultan en los siguientes subsistemas:

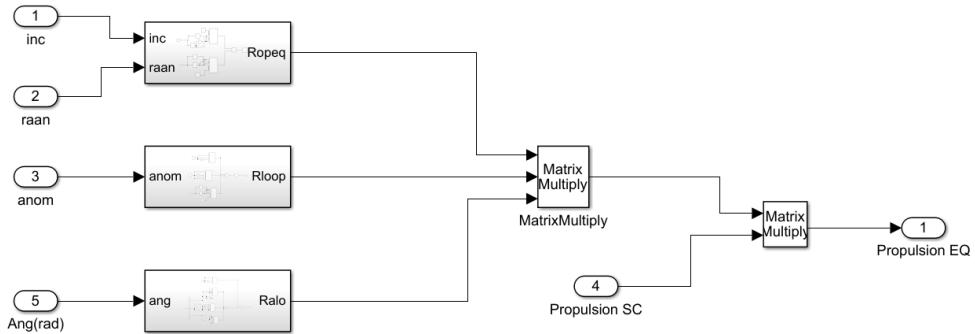


Figura B.24: Cambio de ejes del simulador orbital.

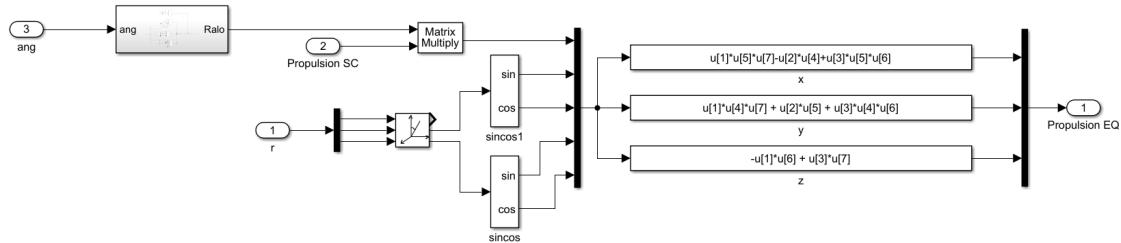


Figura B.25: Cambio de ejes del simulador del lanzador.

Verificación del subsistema

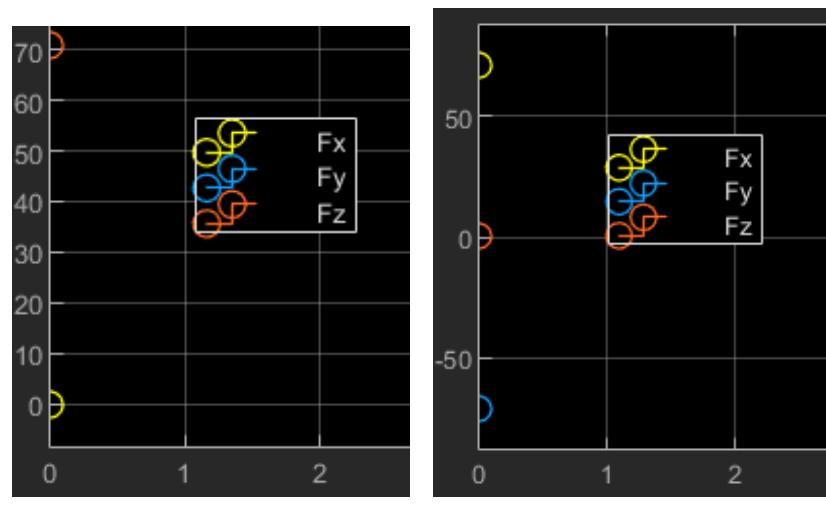
Para verificar el subsistema se introducirán distintos inputs que den resultados conocidos.

Simulador orbital

$$\left. \begin{array}{l} F = (100, 0, 0) \\ i = \frac{\pi}{4} \\ RAAN = 0 \\ Anomalia = 0 \\ AngulosEuler = (0, 0, 0) \end{array} \right\} \rightarrow \left\{ \begin{array}{l} F = (0, 70.7, 70.7) \end{array} \right.$$

Manual del simulador de 6-GDL de la dinámica de un lanzador y orbitador lunar

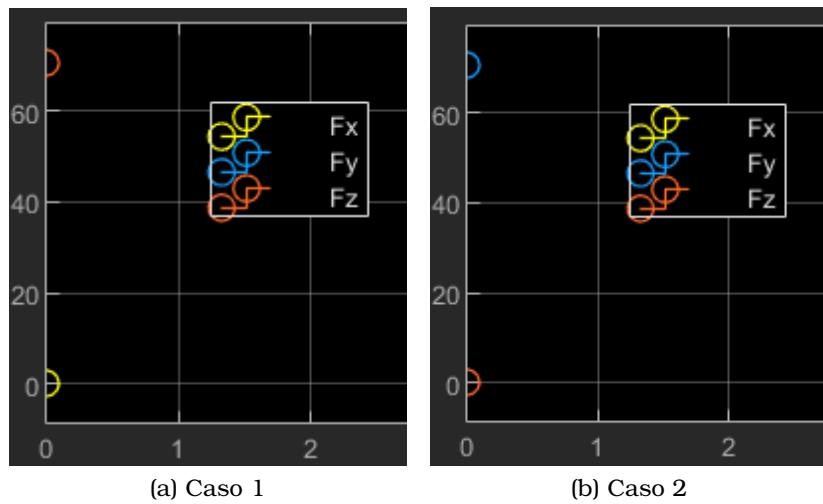
$$\left. \begin{array}{l} F = (100, 0, 0) \\ i = 0 \\ RAAN = \frac{\pi}{2} \\ Anomalia = \frac{\pi}{2} \\ AngulosEuler = (0, 0, \frac{\pi}{4}) \end{array} \right\} \rightarrow \left\{ \begin{array}{l} F = (70.7, -70.7, 0) \end{array} \right.$$



Simulador del lanzador

$$\left. \begin{array}{l} F = (100, 0, 0) \\ (90E, 45N) \\ Pos = (0, 1228320, 1228320) \\ AngEuler = (0, 0, 0) \end{array} \right\} \rightarrow \left\{ \begin{array}{l} F = (0, 70.7, 70.7) \end{array} \right.$$

$$\left. \begin{array}{l} F = (100, 0, 0) \\ (0E, 0N) \\ Pos = (1737100, 0, 0) \\ AngEuler = (\frac{\pi}{4}, 0, \frac{\pi}{4}) \end{array} \right\} \rightarrow \left\{ \begin{array}{l} F = (70.7, 70.7, 0) \end{array} \right.$$



B.10. Visualización 3D

Inputs

1. Posición del vehículo en el sistema de referencia ecuatorial centrado en la Luna (B.3).
2. Posición inicial del vehículo en el sistema de referencia ecuatorial centrado en la Luna (B.3).
3. Ángulos de Euler del vehículo en ejes cuerpo (B.3).

Outputs

Este subsistema no tiene outputs, pero sí permite visualizar la trayectoria del vehículo en tiempo real en un entorno 3D simulado.

Ecuaciones utilizadas

En este subsistema no se han necesitado ecuaciones, tan solo se introducen al bloque de visualización 3D la rotación de la Luna, la posición y los giros del vehículo con el tiempo y la posición de una cámara que siga al vehículo en su movimiento. Comentar que tanto los giros como la rotación de la Luna se introducen utilizando cuaterniones ya que es el modo de funcionamiento del 3D World Editor de Matlab.

Manual del simulador de 6-GDL de la dinámica de un lanzador y orbitador lunar

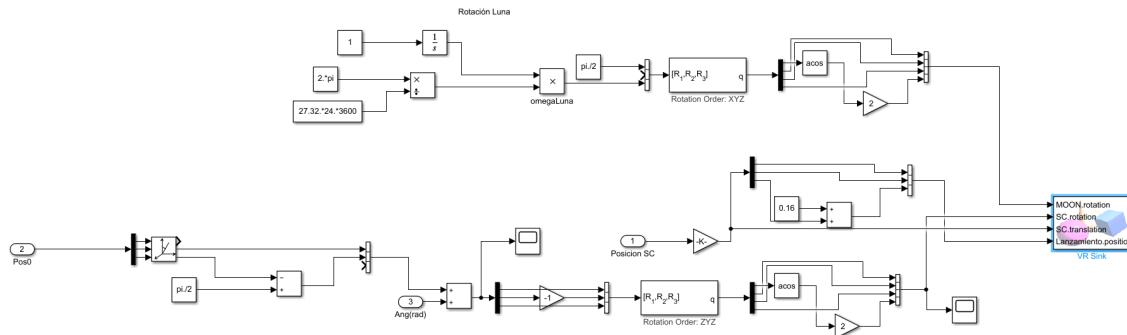


Figura B.26: Visualización 3D para el vehículo orbital.

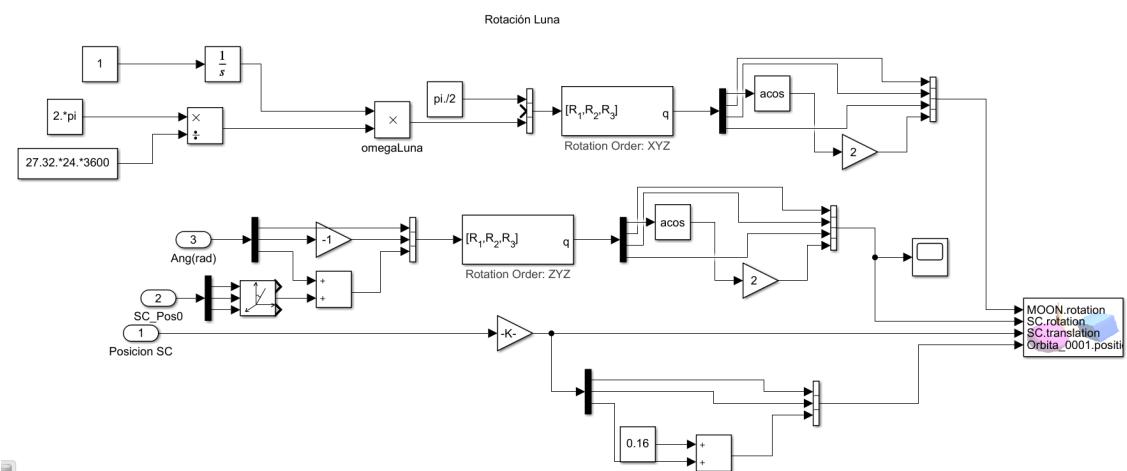


Figura B.27: Visualización 3D para el lanzador.

Verificación del subsistema

Este subsistema se ha verificado introduciendo maniobras orbitales y condiciones de lanzamiento a los dos simuladores y comprobando que todo funciona de forma correcta. Con el Código QR de la sección B.13 se puede acceder a un vídeo de la visualización 3D de cada simulador.

Ha de señalarse que el tamaño del vehículo en los vídeos y en las siguientes imágenes se ha aumentado varios órdenes de magnitud con el fin de facilitar su visualización.

B.10. Visualización 3D

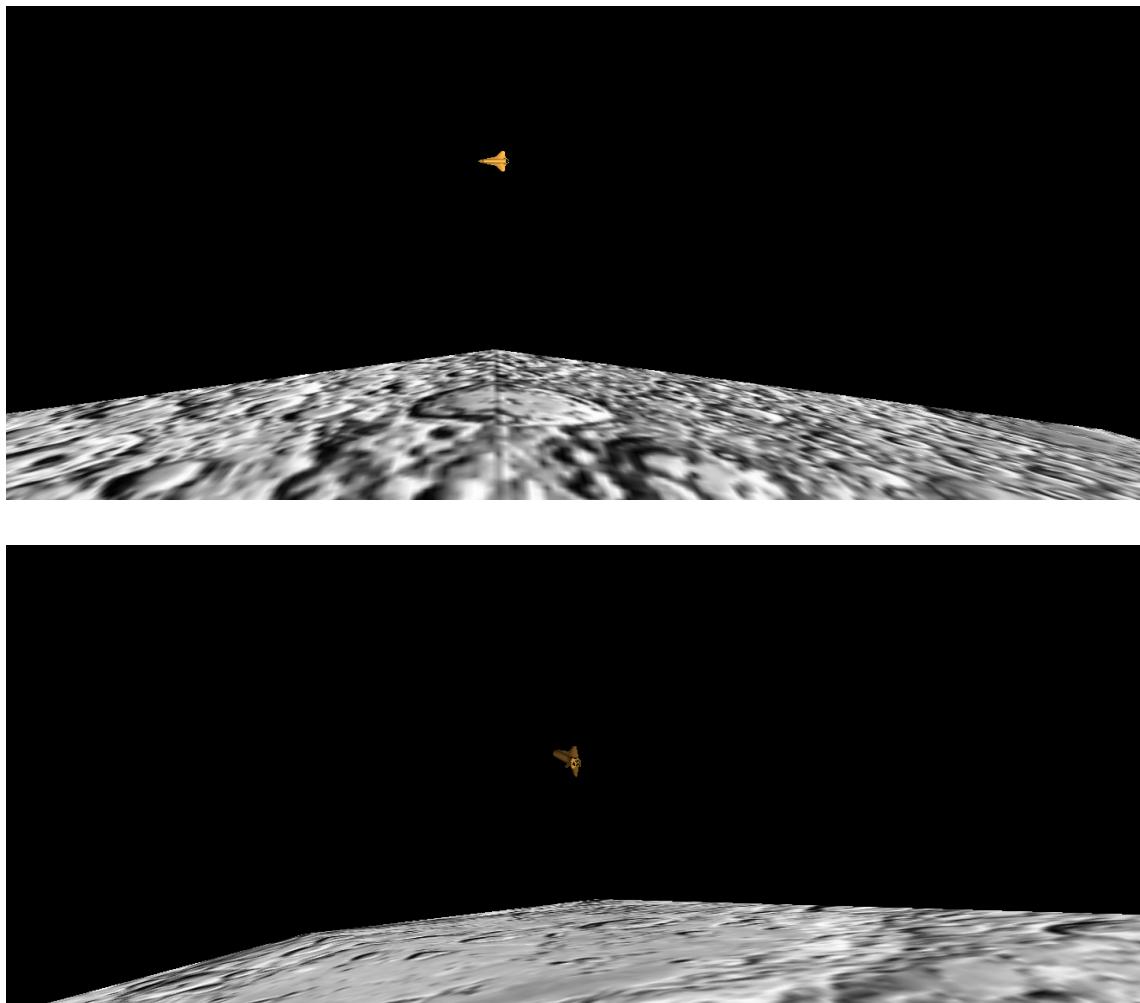


Figura B.28: Visualización 3D del simulador orbital

Manual del simulador de 6-GDL de la dinámica de un lanzador y orbitador lunar

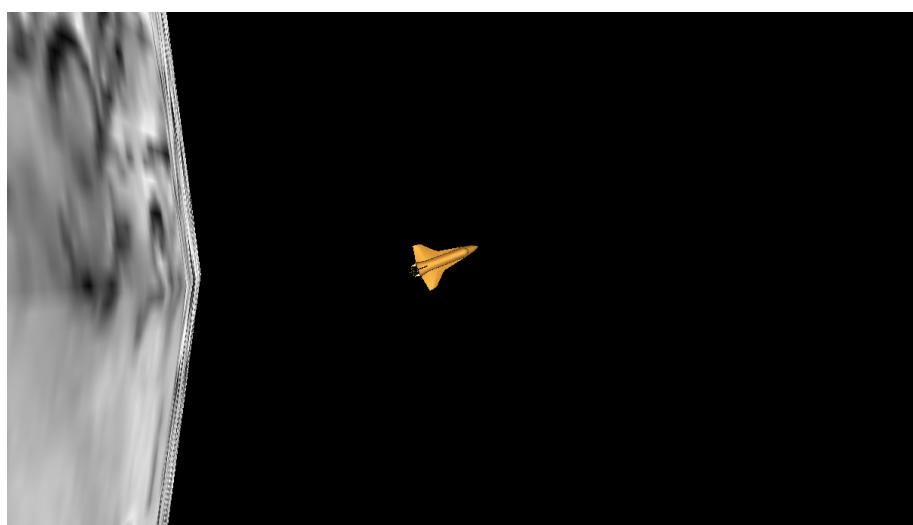
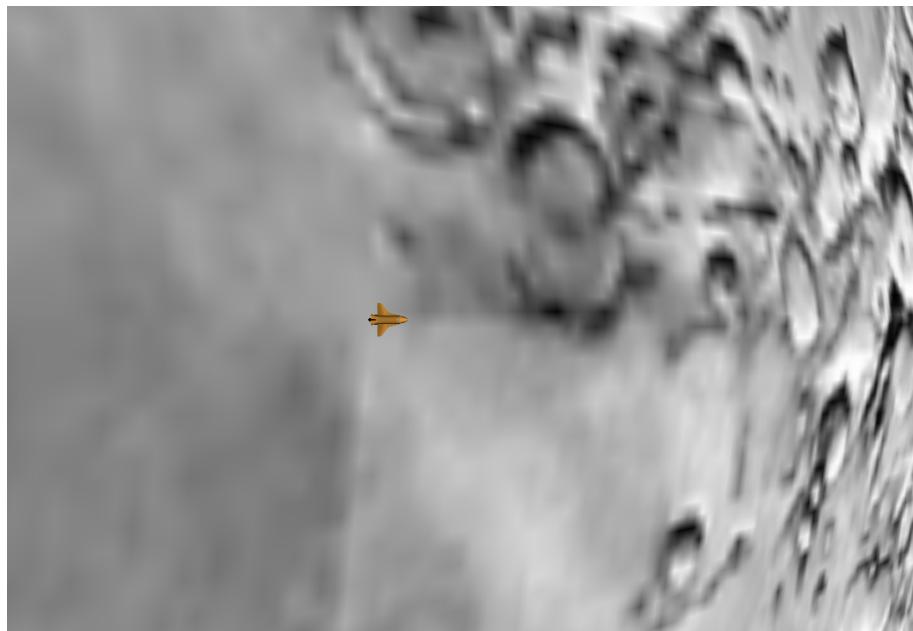


Figura B.29: Visualización 3D del simulador del lanzador

B.11. Otros subsistemas y bloques

Cálculo de la masa del lanzador

Inputs

Parámetros del cohete:

1. Empuje.
2. Masa seca.
3. Masa de combustible.
4. Impulso específico.

Outputs

1. Masa del vehículo.
2. Gasto másico.

Ecuaciones utilizadas

Las siguientes ecuaciones se han extraído de los apuntes de la asignatura de Misiles [4]:

$$m = m_{seca} + m_{prop} - \dot{m} \cdot t$$

$$\dot{m} = \frac{m_{prop}}{t_b}$$

$$t_b = \frac{m_{prop} I_{sp} g_0}{F}$$

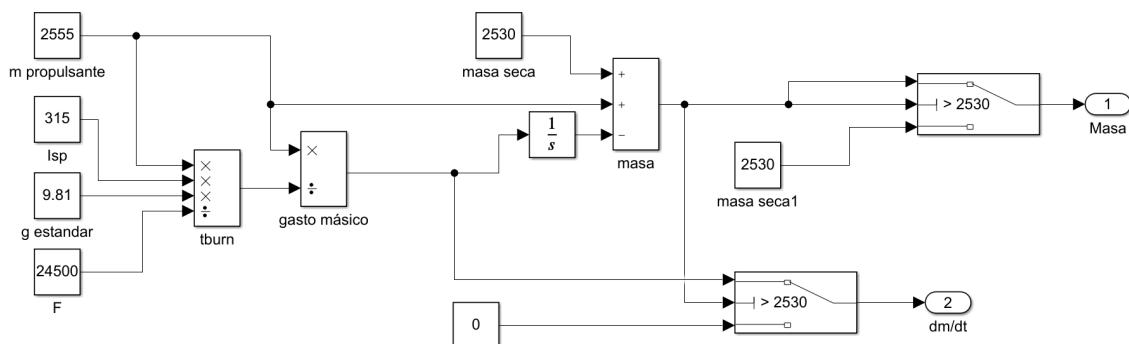


Figura B.30: Subsistema que calcula la masa del lanzador.

Manual del simulador de 6-GDL de la dinámica de un lanzador y orbitador lunar

Cálculo del tensor de inercia

Inputs

Parámetros del cohete:

1. Masa del vehículo.
2. Gasto másico.
3. Radio.
4. Longitud.

Outputs

1. Tensor de inercia del vehículo.
2. Derivada del tensor de inercia.

Ecuaciones utilizadas

Como una primera aproximación del tensor de inercia se ha modelizado el vehículo como si fuera un cilindro macizo.

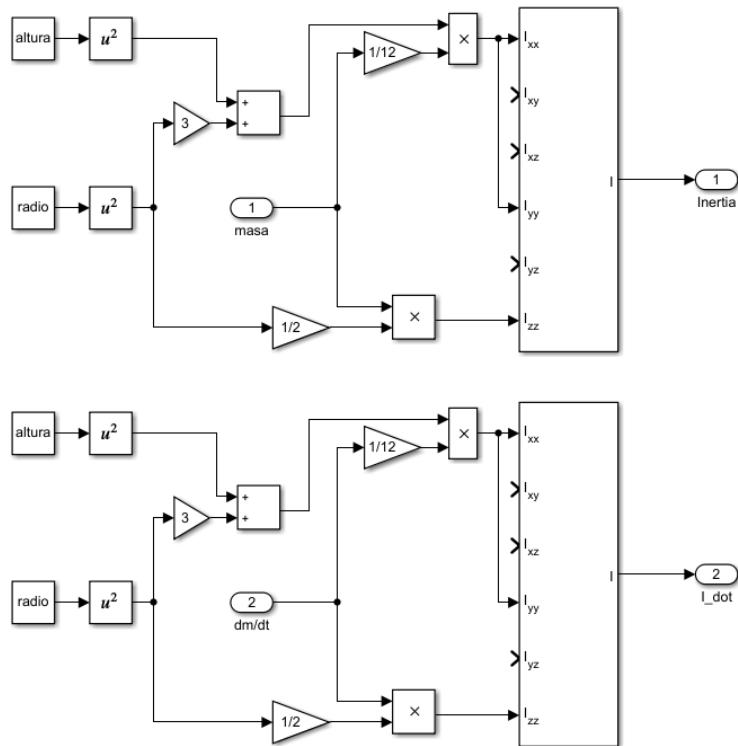


Figura B.31: Subsistema que calcula el tensor de inercia y su derivada.

Segunda Ley de Newton

Inputs

Parámetros del cohete:

1. Fuerzas propulsivas.
2. Fuerzas gravitatorias.
3. Masa del vehículo.

Outputs

1. Aceleración del vehículo en el sistema de referencia ecuatorial centrado en la Luna (B.3).

Ecuaciones utilizadas

A la salida de los subsistemas que calculan las fuerzas que actúan sobre el vehículo se calcula la aceleración causada por ellas para introducirla en el subsistema de dinámica translacional con la siguiente ecuación.

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

B.12. Verificación de conjuntos de subsistemas

Gravedad + Parámetros orbitales

Se introducirán las condiciones iniciales de una órbita circular con 45° de inclinación para comprobar que las variaciones de inclinación y excentricidad debido a J2 son oscilatorias de largo periodo y que la variación de RAAN es secular.

Las variaciones deberían ser similares a las siguientes extraídas de los Apuntes de Vehículos Espaciales [3]

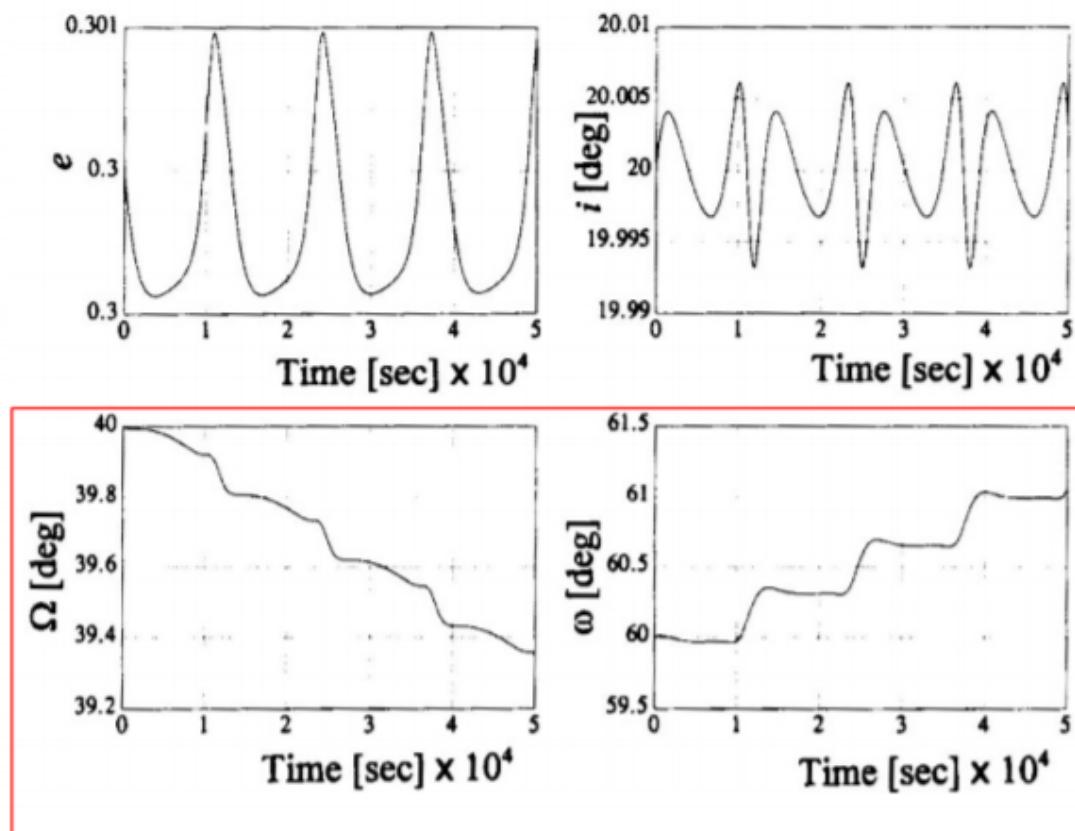


Figura B.32: Variaciones teóricas debidas al término J2.

Téngase en cuenta que como se ha escogido que la anomalía verdadera calculada por el subsistema de parámetros orbitales comience desde el raan y no desde el perilunio, no hallaremos la variación debida a J2 del argumento del perilunio que aparece en la gráfica inferior derecha de la figura de encima.

B.12. Verificación de conjuntos de subsistemas

Y las obtenidas por el simulador han sido las siguientes:

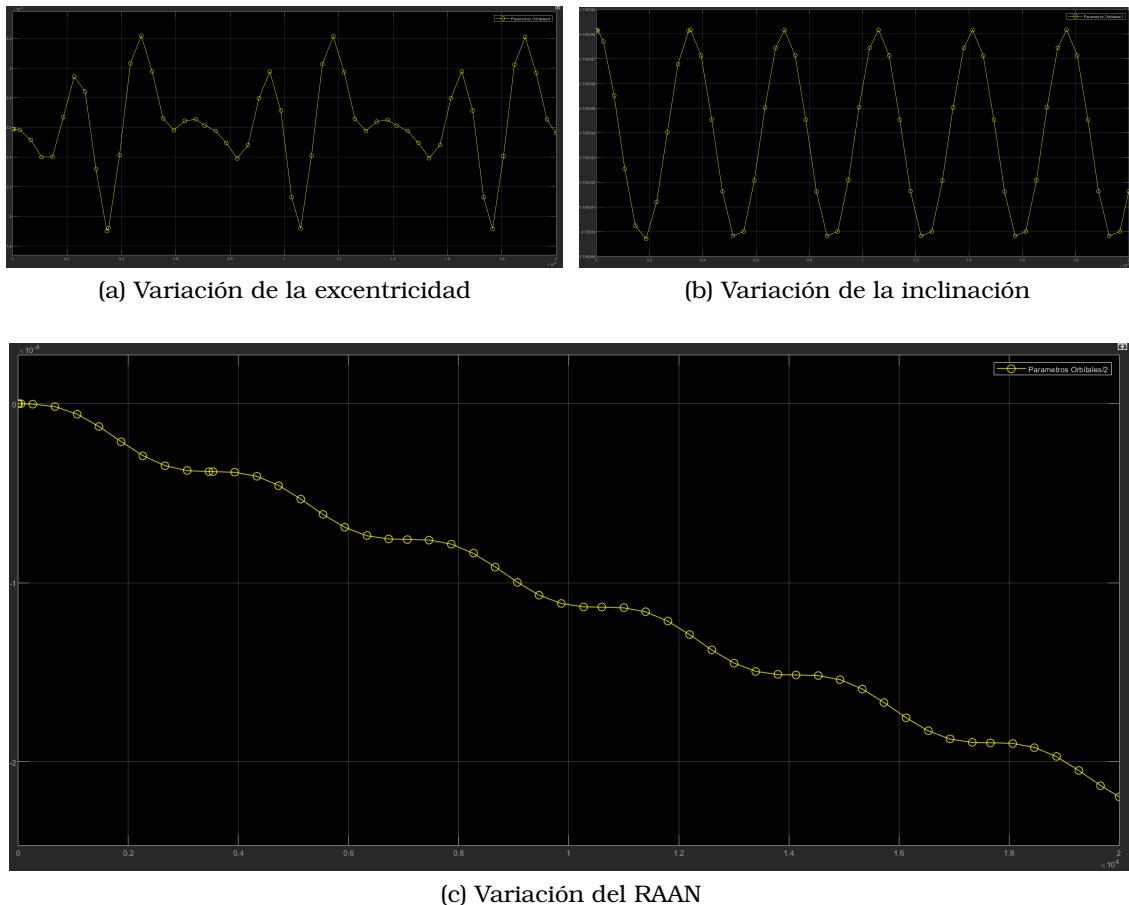


Figura B.33: Variaciones debidas al término J2 halladas por el simulador.

Como vemos la excentricidad oscila con una amplitud del orden de 10^{-4} , la inclinación también oscila con una amplitud de 10^{-5} y en cambio el RAAN va disminuyendo del orden de $10^{-4} rad$ por cada $10^4 s$

Manual del simulador de 6-GDL de la dinámica de un lanzador y orbitador lunar

Propulsión + Cambio de ejes + Parámetros orbitales

A continuación se comprobará que un impulso constante y con los ángulos de propulsión nulos cuando el vehículo está en una órbita inicial circular varía algunos de los parámetros. La inclinación se mantiene constante (salvo la variación debida a J2), la excentricidad va oscilando debido a que en un inicio aumenta por la propulsión desde el perilunio hasta el apolunio pero se compensa con lo que disminuye por la propulsión desde el apolunio hasta el perilunio (aunque no regresa a 0 de nuevo), por último, el semieje mayor aumenta de forma lineal:

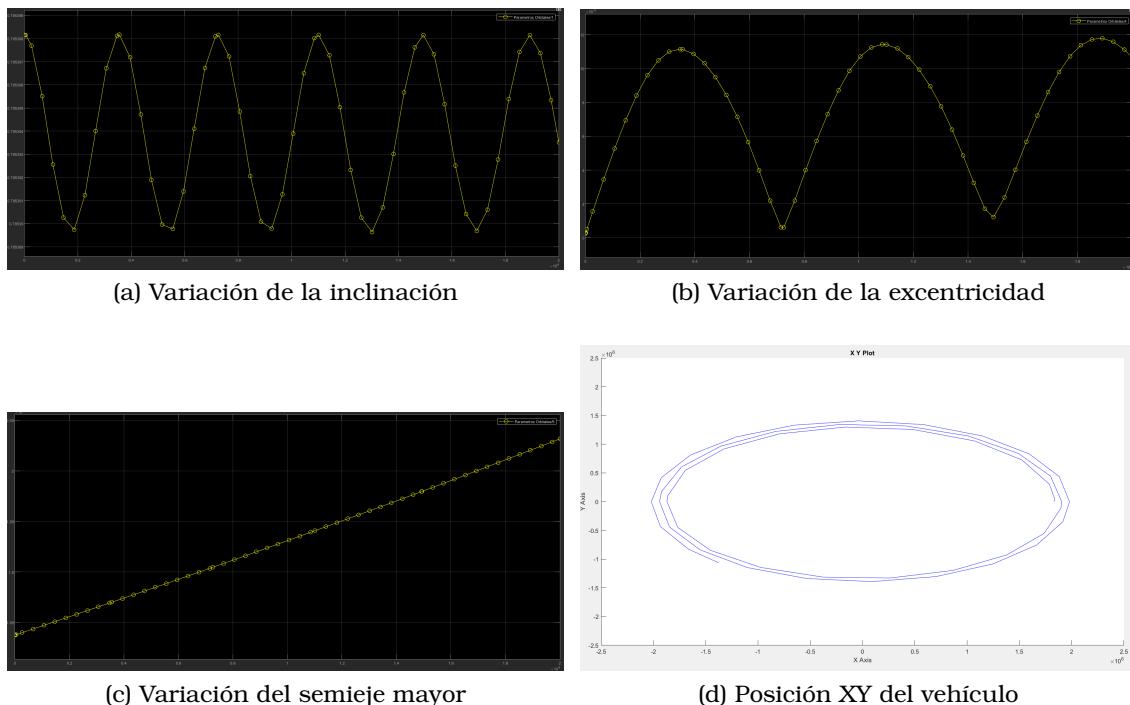


Figura B.34: Variaciones de los parámetros orbitales debidas a una propulsión constante.

B.13. Código QR

Leyendo el siguiente código QR se puede acceder a la carpeta de OneDrive del alumno que contiene los dos simuladores y el entorno 3D para poder correrlo en cualquier ordenador con una versión lo suficientemente reciente de Matlab y Simulink y con todas las toolbox necesarias. La carpeta también contiene dos vídeos de la visualización 3D de los dos simuladores.



Figura B.35

También se puede acceder haciendo click en el siguiente enlace https://upm365-my.sharepoint.com/:f/g/personal/s_cavia_alumnos_upm_es/EqRNyqHhr6xBrua_4FjwrtQB17SH4c8xRkZcs6G9URURZQ?e=gEfQEJ