

Trabajo Fin de Grado

Ingeniería Aeroespacial

Estudio de criterios de selección de un vehículo lanzador para un sistema espacial y su aplicación para una solución comercial elegida

Autor: Ana María Toribio Moreno

Tutor: Eduardo José Sanz De Lucas

**Dep. Ingeniería de la Construcción y Proyectos
de Ingeniería**

Escuela Técnica Superior de Ingeniería

Universidad de Sevilla

Sevilla, 2016



*Departamento de
Ingeniería de la Construcción
y Proyectos de Ingeniería*

Trabajo Fin de Grado
Ingeniería Aeroespacial

**Estudio de criterios de selección de un vehículo
lanzador para un sistema espacial y su aplicación
para una solución comercial elegida**

Autor:

Ana María Toribio Moreno

Tutor:

Eduardo José Sanz De Lucas

Profesor Sustituto Interino

Dep. Ingeniería de la Construcción y Proyectos de Ingeniería

Escuela Técnica Superior de Ingeniería

Universidad de Sevilla

Sevilla, 2016

Trabajo Fin de Grado: Estudio de criterios de selección de un vehículo lanzador para un sistema espacial y su aplicación para una solución comercial elegida

Autor: Ana María Toribio Moreno

Tutor: Eduardo José Sanz De Lucas

El tribunal nombrado para juzgar el Proyecto arriba indicado, compuesto por los siguientes miembros:

Presidente:

Vocales:

Secretario:

Acuerdan otorgarle la calificación de:

Sevilla, 2016

El Secretario del Tribunal

Agradecimientos

Con este trabajo, la carrera de ingeniería aeroespacial llega a su fin. Sin duda, el esfuerzo y sacrificio han sido claves para poder llegar hasta aquí, no obstante, no podría estar escribiendo estas líneas si no hubiera contado con el cariño y apoyo de un gran número de personas. Es por ello que quiero dar las gracias:

A mis padres, por confiar en mí en todo momento e impulsarme a superar mis retos, a mis hermanos, por cuidarme siempre y a toda mi familia en general por todo su cariño y apoyo.

A mis amigos, especialmente a los que he tenido el placer de conocer a lo largo de la carrera. Con ellos he compartido momentos de estudio y diversión, de lamento y risas. Gracias porque sin vosotros no habría sido posible llegar hasta aquí.

A Rafael García, por motivarme cada día y estar siempre a mi lado para animarme e incitarme a superarme.

Por último, a mi tutor, Eduardo Sanz, por la paciencia y ayuda mostrada, así como por todo lo que me ha enseñado acerca del apasionante mundo de las misiones espaciales y concretamente de los vehículos lanzadores.

Ana Toribio Moreno

Sevilla, 2016

Resumen

El proceso de selección del vehículo lanzador más apropiado para poner en órbita un determinado satélite conlleva la evaluación de numerosos factores. Estos factores incluyen la capacidad de carga del vehículo lanzador, su fiabilidad, coste total, sistema propulsivo, precisión en la inyección, disponibilidad del vehículo y la posibilidad de lanzamiento desde la base de lanzamiento asociada, entre otros.

Este TFG analizará estos criterios, identificando la solución de diseño conceptual más adecuada para cumplir con una misión propuesta. Una vez identificado el tipo de vehículo más apropiado, se procederá a seleccionar uno de entre los sistemas de lanzamiento comerciales existentes en la actualidad.

Finalmente, se describirá la mecánica del lanzamiento, incluyendo el diseño de la adaptación del satélite al lanzador, base de lanzamiento, ventanas disponibles para cumplir la misión y perfil de vuelo hasta la inyección en órbita.

Abstract

The process of selecting the best launch vehicle for the orbit insertion of a satellite involves the evaluation of several aspects. These aspects include payload capability, reliability, cost, propulsion system, injection accuracy and availability of the launch vehicle, and also the possibility of launching from the launch sites associated with the launcher, among others.

This TFG will analyze these selection criteria, identifying the most proper conceptual design solution to accomplish a proposed mission. Once the best type of vehicle has been identified, an existing and available commercial launch vehicle will be selected.

Finally, the development of the launch will be described, including the payload adapter design, launch site and launch window selection in order to achieve the mission and the flight profile until orbit injection.

Índice

Agradecimientos	vii
Resumen	ix
Abstract	xi
Índice	xii
Índice de Tablas	xiv
Índice de Figuras	xvi
Notación	xx
1 Introducción	1
1.1 <i>Historia de los vehículos lanzadores</i>	1
1.2 <i>Vehículos lanzadores en la actualidad</i>	1
1.3 <i>Proceso de selección de un vehículo lanzador</i>	3
2 Descripción de la misión y el satélite	5
2.1 <i>Descripción del satélite</i>	5
2.1.1 <i>Requisitos de la carga de pago</i>	6
2.2 <i>Descripción de la misión</i>	6
2.3 <i>Elementos que influyen en la misión</i>	7
2.3.1 <i>Descripción del medio espacial</i>	7
2.3.2 <i>Maniobras necesarias</i>	11
2.3.3 <i>Propiedades másicas</i>	14
2.3.4 <i>Elementos y sistemas que conforman un satélite</i>	14
2.3.5 <i>Estructura del satélite</i>	15
2.3.6 <i>Geometría del satélite</i>	15
3 Geometría de las misiones	18
3.1 <i>Introducción a la geometría espacial</i>	18
3.1.1 <i>Elementos orbitales</i>	19
3.1.2 <i>Trazas</i>	21
3.1.3 <i>Justificación de heliosincronismo de la órbita</i>	21
3.1.4 <i>Repetibilidad de las trazas y ciclos orbitales</i>	22
3.2 <i>Estudio de periodos de sombra o eclipse</i>	23
3.2.1 <i>Círculos esféricos</i>	23
3.2.2 <i>Circunferencia de eclipse</i>	23
3.3 <i>Estudio de la visibilidad del satélite y cobertura</i>	24

3.3.1	Seguimiento del satélite desde estaciones de Tierra	24
4	Cálculo del lanzador “ideal” y elección entre las soluciones comerciales existentes	25
4.1	<i>Requisitos de elección del lanzador</i>	25
4.2	<i>Prediseño del sistema de lanzamiento “ideal” necesario</i>	26
4.2.2	Cálculo y optimización del escalonamiento	29
4.2.3	Otros parámetros de diseño	55
4.3	<i>Elección de un lanzador entre las soluciones comerciales existentes</i>	56
4.3.1	Situación del mercado de los lanzadores comerciales	56
4.3.2	Criterios de selección del vehículo lanzador	57
4.3.3	Proceso de selección del vehículo lanzador	68
5	Análisis del lanzamiento e inyección en órbita	77
5.1	<i>Descripción del lanzador elegido</i>	77
5.1.1	Configuración del lanzador	78
5.2	<i>Descripción del lanzamiento</i>	80
5.3	<i>Ventanas de lanzamiento</i>	82
5.3.1	Restricciones de la misión	83
5.3.2	Restricciones impuestas por el lugar de lanzamiento	84
5.3.3	Selección de la fecha de lanzamiento	86
5.4	<i>Operaciones de lanzamiento desde Vandenberg Air Force Base</i>	90
5.5	<i>Cálculo y diseño del adaptador del lanzador al satélite</i>	91
5.5.1	Cargas de lanzamiento	91
5.5.2	Diseño de la estructura	93
5.5.3	Planos del adaptador	105
5.6	<i>Otras interferencias entre el lanzador y la carga de pago</i>	107
5.7	<i>Seguimiento y cobertura del satélite en las primeras fases del lanzamiento</i>	108
6	Conclusión	113
7	Anexos	115
7.1	<i>Anexo A: tabla de datos de lanzadores comerciales</i>	115
7.2	<i>Anexo B: tabla de escalonamientos de lanzadores comerciales</i>	123
7.3	<i>Anexo C: multiplicadores de Lagrange</i>	130
7.4	<i>Anexo D: tabla de combinaciones de sistemas propulsivos estudiadas</i>	131
7.4.1	Cohete de dos etapas	131
7.4.2	Cohete de tres etapas	132
7.4.3	Cohete de dos etapas y dos “boosters” en paralelo en la primera etapa	134
7.4.4	Cohete de dos etapas con cuatro “boosters” en paralelo con la primera etapa	136
7.5	<i>Anexo E: tabla de precisión en la inserción de cohetes candidatos</i>	138
7.6	<i>Anexo F: frecuencias naturales y modos de vibración</i>	140
7.7	<i>Anexo G: posición del Sol en función del día del año</i>	144
7.8	<i>Anexo H: ventanas de lanzamiento posibles entre abril y septiembre</i>	146
7.8.1	Abril	146
7.8.2	Mayo	147
7.8.3	Junio	148
7.8.4	Julio	149
7.8.5	Agosto	151
7.8.6	Septiembre	152
8	Referencias	155

ÍNDICE DE TABLAS

Tabla 1-1. Número de lanzamientos por país en 2014.	2
Tabla 4-1. Bases de lanzamiento posibles.	29
Tabla 4-2. Comparación entre cohetes de dos, tres y cuatro etapas.	50
Tabla 4-3. Comparación entre cohetes en serie y en paralelo.	51
Tabla 4-4. Características de “boosters” empleados.	53
Tabla 4-5. Características de motores empleados.	54
Tabla 4-6. Configuración óptima de cohete de dos etapas.	54
Tabla 4-7. Configuración óptima de cohete de tres etapas.	54
Tabla 4-8. Configuración óptima de cohete de dos etapas más 2 “boosters”.	55
Tabla 4-9. Configuración óptima de cohete de dos etapas más 4 “boosters”.	55
Tabla 4-10. Datos de fiabilidad de lanzadores estadounidenses.	59
Tabla 4-11. Datos de fiabilidad de lanzadores rusos y europeos.	60
Tabla 4-12. Tabla de lanzadores asiáticos.	60
Tabla 4-13. Precisión en la inserción de lanzadores.	69
Figura 4-14. Configuración propulsiva del lanzador “ideal”.	70
Figura 4-15. Configuración propulsiva de lanzadores seleccionados.	70
Tabla 4-16. Características de lanzadores candidatos.	73
Tabla 4-17. Matriz de evaluación de criterios.	73
Tabla 4-18. Matriz de evaluación final.	74
Tabla 4-19. Matriz definitiva de selección.	74
Tabla 5-1. Fechas de lanzamiento posibles.	89
Tabla 5-2. Propiedades mecánicas de materiales empleados.	95
Tabla 5-3. Frecuencias naturales para la primera configuración del adaptador.	97
Tabla 5-4. Frecuencias naturales para la segunda configuración del adaptador.	98
Tabla 5-5. Frecuencias naturales para la tercera configuración del adaptador.	100
Tabla 5-6. Frecuencias naturales para la cuarta configuración del adaptador.	102
Tabla 5-7. Frecuencias naturales de la estructura empleando tubos de 12 cm de sección.	102
Tabla 5-8. Frecuencias naturales para el adaptador diseñado.	103
Tabla 5-9. Periodos de visibilidad desde las estaciones de tierra.	111
Tabla A-1. Datos de lanzadores comerciales (1).	115

Tabla A-2. Datos de lanzadores comerciales (2).	116
Tabla A-3. Tabla A-3. Datos de lanzadores comerciales (3).	117
Tabla A-4. Datos de lanzadores comerciales (4).	118
Tabla A-5. Datos de lanzadores comerciales (5).	119
Tabla A-6. Datos de lanzadores comerciales (6).	120
Tabla A-7. Datos de lanzadores comerciales (7).	121
Tabla A-8. Datos de lanzadores comerciales (8).	122
Tabla B-1. Datos de escalonamientos de lanzadores comerciales (1).	123
Tabla B-2. Datos de escalonamientos de lanzadores comerciales (2).	124
Tabla B-3. Datos de escalonamientos de lanzadores comerciales (3).	125
Tabla B-4. Datos de escalonamientos de lanzadores comerciales (4).	126
Tabla B-5. Datos de escalonamientos de lanzadores comerciales (5).	127
Tabla B-6. Datos de escalonamientos de lanzadores comerciales (6).	128
Tabla B-7. Datos de escalonamientos de lanzadores comerciales (7).	129
Tabla D-1. Configuraciones propulsivas estudiadas de cohete de dos etapas.	132
Tabla D-2. Configuraciones propulsivas para cohete de tres etapas.	134
Tabla D-3. Configuraciones propulsivas para cohete de dos etapas y dos “boosters”.	136
Tabla D-4. Configuraciones propulsivas cohete de dos etapas y cuatro “boosters”.	137
Tabla E-1. Precisión en la inserción de cohetes candidatos.	139
Tabla H-1. Fechas de lanzamiento para el mes de abril.	147
Tabla H-2. Fechas de lanzamiento para el mes de mayo.	148
Tabla H-3. Fechas de lanzamiento posibles para el mes de junio.	149
Tabla H-4. Fechas de lanzamiento posibles para el mes de junio.	150
Tabla H-5. Fechas de lanzamiento posibles para el mes de agosto.	152
Tabla H-6. Fechas de lanzamiento posibles para el mes de septiembre.	153

ÍNDICE DE FIGURAS

Figura 1-1. Número de lanzamientos en 2014 por país.	3
Figura 2-1. Dimensiones del satélite.	5
Figura 2-2. Mecanismos de despliegue del satélite.	6
Figura 2-3. Campo magnético terrestre.	8
Figura 2-4. Maniobra de cambio de plano.	12
Figura 2-5. Transferencia de Hohmann entre elipses coplanarias.	13
Figura 3-1. Sistema de referencia geocéntrico inercial.	18
Figura 3-2. Triángulo esférico.	19
Figura 3-3. Definición gráfica de los elementos orbitales clásicos.	20
Figura 3-4. Representación de la traza del satélite en STK.	21
Figura 3-5. Circunferencia de eclipse	23
Figura 4-1. Definición del ángulo de azimut.	26
Figura 4-2. Cálculo del azimut de lanzamiento.	27
Figura 4-3. Rango de azimut mínimo y máximo permitidos en Cabo Cañaveral.	27
Figura 4-4. mp primera etapa frente Isp en cohete de dos etapas de propulsante líquido.	40
Figura 4-5. mp segunda etapa frente Isp en cohete de dos etapas de propulsante líquido.	41
Figura 4-6. mp primera etapa frente Isp en cohete de dos etapas de propulsante sólido.	41
Figura 4-7. mp segunda etapa frente Isp en cohete de dos etapas de propulsante líquido.	42
Figura 4-8. mp primera etapa frente Isp en cohete de dos etapas (sólido-líquido).	42
Figura 4-9. mp segunda etapa frente Isp en cohete de dos etapas (sólido-líquido).	43
Figura 4-10. mp primera etapa frente Isp en cohete de tres etapas de propulsante líquido.	43
Figura 4-11. mp segunda etapa frente Isp en cohete de tres etapas de propulsante líquido.	44
Figura 4-12. mp tercera etapa frente Isp en cohete de tres etapas de propulsante líquido.	44
Figura 4-13. mp primera etapa frente Isp en cohete de tres etapas de propulsante sólido.	45
Figura 4-14. mp segunda etapa frente Isp en cohete de tres etapas de propulsante sólido.	45
Figura 4-15. mp tercera etapa frente Isp en cohete de tres etapas de propulsante sólido.	46
Figura 4-16. mp primera etapa frente Isp en cohete de tres etapas (sólido-líquido-líquido).	46

Figura 4-17. mp segunda etapa frente Isp en cohete de tres etapas (sólido-líquido-líquido).	47
Figura 4-18. mp tercera etapa frente Isp en cohete de tres etapas (sólido-líquido-líquido).	47
Figura 4-19. ms total frente Isp de la 1ª etapa en cohete de dos etapas de propulsante líquido.	48
Figura 4-20. ms total frente Isp 2ª etapa (2 etapas: sólido-líquido en amarillo y sólido-sólido en negro).	49
Figura 4-21. Criterios 1- σ , 2- σ y 3- σ .	57
Figura 4-22. Precisión en la inserción del lanzador Atlas V.	58
Figura 4-23. Costes directos	61
Figura 4-24. Costes indirectos.	62
Figura 4-25. Coste de lanzamiento a órbita baja en función de la carga de pago a lanzar.	63
Figura 4-26. Capacidad de carga del lanzador Dnepr.	64
Figura 4-27. Capacidad de carga del lanzador Antares.	64
Figura 4-28. Capacidad de carga del lanzador Long March 3 A/B/C.	65
Figura 4-29. Capacidad de carga del vehículo Delta II.	65
Figura 4-30. Dimensiones de la cofia del lanzador Vega.	67
Figura 4-31. Duración del proceso de lanzamiento desde la firma del contrato para el lanzador H-II.	68
Figura 5-1. Configuraciones del lanzador Delta II.	77
Figura 5-2. Cofia de 3 m de diámetro del lanzador Delta II.	79
Figura 5-3. Componentes de la configuración de dos etapas del lanzador Delta II.	79
Figura 5-4. Perfil de misión a órbita baja con la configuración de dos etapas del lanzador Delta II.	80
Figura 5-5. Secuencia del lanzamiento a órbita polar circular desde VAFB para el Delta II.	81
Figura 5-6. Capacidad de carga del lanzador Delta II 7420/7320 para órbita polar.	81
Figura 5-7. Capacidad de carga del lanzador Delta II 7920 para órbita heliosíncrona.	82
Figura 5-8. Modo de disposición del satélite en órbita.	83
Figura 5-9. Representación de la orientación del plano orbital respecto a la línea que une Tierra y Sol.	84
Figura 5-10. Datos de precipitaciones mensuales en VAFB.	85
Figura 5-11. Velocidad media del viento por mes en VAFB.	85
Figura 5-12. Datos de temperaturas medias mensuales en VAFB.	85
Figura 5-13. Planificación del lanzamiento para el lanzador Delta II desde la firma del contrato.	90
Figura 5-14. Factores de carga límite (g) en el centro de gravedad del satélite para el lanzador Delta II.	91
Figura 5-15. Fuerzas aplicadas sobre el adaptador.	93
Figura 5-16. Planos de la cofia de 3 m de diámetro del lanzador Delta II.	94
Figura 5-17. Primera configuración del adaptador.	96
Figura 5-18. Tensiones máximas para la primera configuración del adaptador.	96
Figura 5-19. Segunda configuración del adaptador.	97
Figura 5-20. Tensiones máximas para la segunda configuración del adaptador.	98
Figura 5-21. Primer modo de vibración de la estructura para la segunda configuración del adaptador.	99
Figura 5-22. Tercera configuración del adaptador.	99
Figura 5-23. Tensiones máximas para la tercera configuración del adaptador.	100
Figura 5-24. Ejemplo de estructura triangulizada.	101

Figura 5-25. Cuarta configuración del adaptador.	101
Figura 5-26. Configuración final del adaptador	103
Figura 5-27. Tensiones máximas para la configuración final del adaptador.	104
Figura 5-28. Deformaciones de la estructura.	105
Figura 5-29. Cargas de shock en el lanzador Delta II.	107
Figura 5-30. Cargas acústicas para el lanzador Delta II.	108
Figura 5-31. Cinco primeras órbitas.	109
Figura 5-32. Estaciones de tierra empleadas para el seguimiento.	110

Notación

e	Excentricidad de la órbita
i	Inclinación
$a_{Hohmann}$	Semieje mayor de la órbita de transferencia de Hohmann
r_p	Radio de perigeo
μ_{Tierra}	Constante gravitacional de la Tierra
Υ	Primer punto de Aries
θ	Anomalía verdadera
w	Argumento de perigeo
AR	Ascensión recta
J_2	Armónico de perturbación
R_{Tierra}	Radio de la Tierra
P	Periodo de la órbita
Γ	Radio de la circunferencia de eclipse
h	Altitud de la órbita desde la superficie de la Tierra
δ	Declinación
Ω	Ascensión recta del nodo ascendente
a	Semieje mayor
ϕ	Latitud
λ	Longitud
ΔV	Incremento de velocidad
Az	Ángulo de azimut
I_{sp}	Impulso específico
$I_{sp_{SL}}$	Impulso específico al nivel del mar
$I_{sp_{vac}}$	Impulso específico en vacío
T	Empuje
T_{SL}	Empuje al nivel del mar
T_{vac}	Empuje en vacío
V_e	Velocidad específica
t_p	Tiempo de propulsión
m_p	Masa de propulsante
m_s	Masa estructural
m_o	Masa inicial

m_f	Masa final
Z	Ratio de masa
$\lambda_{payload}$	Ratio de carga de pago
ε	Coefficiente estructural
g_0	Gravedad al nivel del mar
m_L	Masa de la carga de pago
p	Ratio de propulsante
η	Multiplicador de Lagrange
f_n	Frecuencia natural
ρ	Densidad
D	Resistencia
GST_0	Tiempo sidereo de Greenwich al inicio del día
σ_E	Tensión del límite elástico
σ_{max}	Tensión máxima
MS	Margen de seguridad
VAFB	Vandenberg Air Force Base
KSC	Kennedy Space Center
RP-1	Rocket Propellant
LOX	Oxígeno líquido
HTPB	Hydroxyl-terminated polybutadiene (Hidroxil Polibutadieno)
N_2O_4	Tetraóxido de nitrógeno
UDMH	Unsymmetrical dimethylhydrazine
TP-H	Designación de un tipo de propulsante sólido
LH_2	Hidrógeno líquido
UH25	Propulsante hipergólico
Al/NH_4ClO_4	Aluminio/Perclorato de amonio
ANB	Designación de tipo de propulsante sólido
NEPE	Nitrate Ester Plasticized Polyether
MON-3	Mezcla de óxidos de nitrógeno
LEO	Órbita baja

1 INTRODUCCIÓN

Un vehículo lanzador es un tipo de vehículo empleado para transportar personas o determinadas cargas de pago al espacio. A su vez, dentro del grupo de vehículos lanzadores es posible distinguir distintos tipos, atendiendo a la potencia que es capaz de proporcionar su sistema propulsivo, la capacidad de masa que es posible poner en órbita con dicho lanzador o el propósito para el que se realizan.

Tomando en consideración que los lanzadores son los únicos tipos de vehículos capaces de poner un sistema espacial en órbita, el proceso de selección del mismo resulta clave en el diseño y desarrollo de una misión espacial concreta. En este sentido, es necesario evaluar los diferentes criterios que intervienen en dicho proceso de elección teniendo en cuenta los riesgos y costes asociados.

1.1 Historia de los vehículos lanzadores

Los primeros cohetes de los cuales se tiene conocimiento datan del año 1200 D.C. en China. Se trataba de cohetes usados como fuegos de artificio o incluso armas. En torno al año 1300, estos cohetes comenzaron a usarse con diferentes propósitos en los continentes asiático y europeo, y durante los siglos venideros, dichos cohetes fueron evolucionando hacia versiones más grandes y potentes, empleados principalmente como armas.

Las versiones de cohetes tal y como las conocemos hoy en día, comenzaron a desarrollarse en 1903, año en el que el profesor ruso Konstantin Tsiolkovsky introdujo sus estudios sobre cohetes de propulsante líquido. Ya en 1926, estas ideas fueron aplicadas por el científico americano Robert Goddar, al que se le atribuye el desarrollo y vuelo del primer cohete de propulsante líquido. Por su parte, la Alemania nazi comenzó durante la segunda guerra mundial el desarrollo de cohetes con aplicaciones militares, empleados como misiles para bombardear territorios enemigos. Así, bajo el liderazgo del científico Herman Oberth, se introdujeron mejoras en los vehículos previamente realizados.

A finales de los años 30, la “German Verein fur Raumschiffart Society for Space Travel” pasó a estar integrada por el equipo encargado del desarrollo y prueba en vuelo de los cohetes más avanzados para la época, el V-2, bajo la dirección de Wernher von Braun. Se trataba de un cohete que empleaba alcohol y oxígeno líquido como propulsante, capaz de arrojar una tonelada de explosivos en el corazón de una ciudad como Londres sin posibilidad de reacción por parte del enemigo.

Tras la conclusión de la guerra, los americanos capturaron cientos de vehículos V2 y componentes del mismo, así como los principales diseñadores incluyendo a Von Braun, comenzando así su prolifera contribución al mundo de la cohetaría espacial. En paralelo, la Unión Soviética, potencia mundial rival de EEUU durante la Guerra Fría, inició el desarrollo de la tecnología necesaria para el lanzamiento de cargas tripuladas al espacio. Durante este periodo, el sector de la tecnología espacial experimentó un enorme desarrollo, en lo que se conoce como carrera espacial. De este modo, ambas potencias consiguieron logros de la talla del lanzamiento del primer satélite al espacio a bordo de un vehículo lanzador, así como del astronauta Yuri Gagarin, por parte de los soviéticos, o la llegada a la Luna en los cohetes americanos Saturn V.

1.2 Vehículos lanzadores en la actualidad

Los datos provenientes de la revisión de la actividad de transportes comerciales espaciales durante el año 2014 de la FAA, “Federal Aviation Administration”, [25], muestran que durante dicho año se llevaron a cabo un total de 92 lanzamientos a nivel global, 23 de los cuales fueron comerciales. Estos datos reflejan un aumento respecto

a la media de los 5 años previos, registros que reflejaban un total de 79 lanzamientos, 22 de ellos comerciales, por año. Desglosando dichas cifras es posible encontrar un total de 23 lanzamientos llevados a cabo por EEUU, 4 más que en el año 2013, siendo comerciales 11 de esos lanzamientos. Rusia, por su parte, llevó a cabo un número total de 32 lanzamientos, mismos datos que para el año 2013, 4 de ellos comerciales. La Unión Europea hizo 11 lanzamientos en 2014, 6 comerciales, superando así el total de 7 lanzamientos realizados en el año anterior. Igualmente, durante el año 2014, Israel llevó a cabo con éxito el lanzamiento del cohete Shavit, en un vuelo no comercial, siendo este su primer lanzamiento desde el año 2010. En lo que se refiere a Japón, realizó un total de 4 lanzamientos no comerciales, superando la cifra de un solo lanzamiento del año previo. La compañía multinacional Sea Launch, mediante el cohete Zenit 3SL, lanzó con éxito uno de sus cohetes en 2014, no habiendo sido posible realizar ningún lanzamiento el año anterior. Por último, China consiguió lanzar 16 vehículos al espacio, todos no comerciales, superando estos números en uno el total de lanzamientos realizados en 2013, e India realizó con éxito 4 lanzamientos, uno de ellos comercial, comparado con los 3 lanzamientos no comerciales del año 2013.

En la siguiente tabla se recogen las cifras de número de lanzamientos presentadas previamente. Se incluye igualmente un gráfico, en el que se puede apreciar de una forma más visual la actividad en el sector de lanzamientos espaciales por parte de cada país:

País/Región	Lanzamientos comerciales	Lanzamientos no comerciales	Número total de lanzamientos
Estados Unidos	11	12	23
Rusia	4	28	32
Europa	6	5	11
China	0	16	16
Japón	0	4	4
India	1	3	4
Israel	0	1	1
Multinacional	1	0	1

Tabla 1-1. Número de lanzamientos por país en 2014.

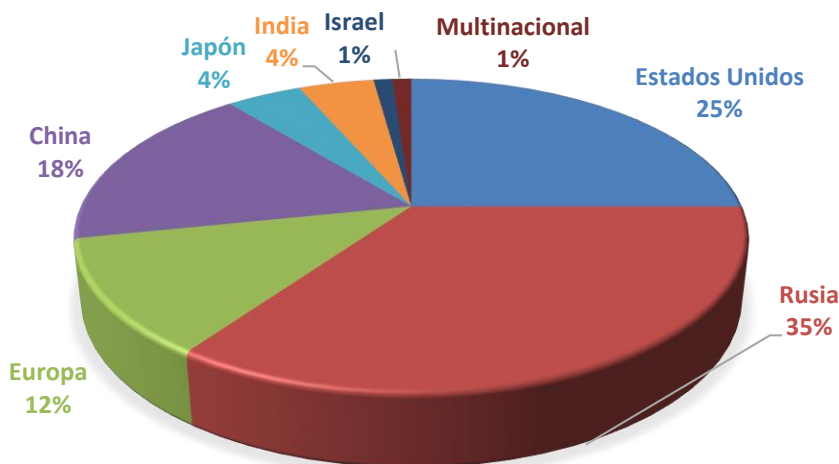


Figura 1-1. Número de lanzamientos en 2014 por país.

Los datos anteriores reflejan la constante experimentada por el mercado de vehículos lanzadores desde los inicios de su actividad, esto es, una tendencia creciente en el número de lanzamientos realizados, con una participación cada vez más prolifera de países en desarrollo, que han entrado a competir con las grandes potencias del sector espacial. Se trata pues, de un campo del sector espacial en auge, pues incorpora continuas mejoras y desarrollos tecnológicos, habiendo sido posible incluso, el lanzamiento de vehículos reutilizables, como los realizados por la compañía Space X o el lanzamiento desde plataformas marinas por parte de la compañía Sea Launch.

1.3 Proceso de selección de un vehículo lanzador

El proceso de selección del vehículo lanzador es uno de los elementos más importantes que constituyen una misión espacial, ya que impone ciertos criterios en lo que se refiere al diseño del satélite. Así, algunas restricciones están relacionadas con la capacidad de carga del lanzador, o el entorno al que somete al satélite durante su trayectoria de ascenso. El lanzador altera su velocidad para poner el satélite en órbita, protegiéndolo del entorno exterior, y colocándolo en la órbita deseada con una actitud específica.

Los pasos a seguir en la selección del lanzador más apropiado para poner en órbita un satélite, así como los aspectos afectados en el diseño del mismo se recogen a continuación:

- Elaborar una lista de los requisitos y limitaciones que intervienen en el proceso, y que dependerán del concepto de misión a realizar por la carga de pago. En este aspecto, es necesario determinar el número de satélites que se enviarán al espacio en un mismo lanzamiento, las dimensiones y masa del satélite, los plazos especificados para la misión y las restricciones basadas en el presupuesto disponible.
- Identificar y analizar posibles configuraciones de sistemas lanzadores apropiados para la misión que se pretende llevar a cabo. Habrá que tener en cuenta el tipo de sistema propulsivo del lanzador, margen de actuación del vehículo y su fiabilidad, entendida ésta como la garantía de que el vehículo lanzador no fallará durante el vuelo, deducida del número de lanzamientos exitosos por año.
- Atendiendo a aspectos como el coste, fiabilidad, o la disponibilidad del lanzador, escoger el más apropiado para el satélite.
- Determinar aquellos aspectos del diseño del satélite que dependen del lanzador elegido, tomando en consideración las dimensiones de la cofia protectora que envuelve a la carga de pago, las aceleraciones máximas, frecuencias naturales y su magnitud, frecuencias acústicas, extremos de temperaturas, limpieza del entorno, precisión en la inserción u otras interfaces entre el lanzador y el satélite.
- El último paso engloba un proceso iterativo con el objetivo principal de cumplir los requisitos impuestos por la misión a realizar.

Los pasos seguidos en dicho proceso de selección, anteriormente descritos, se resumen en el siguiente diagrama de flujo:

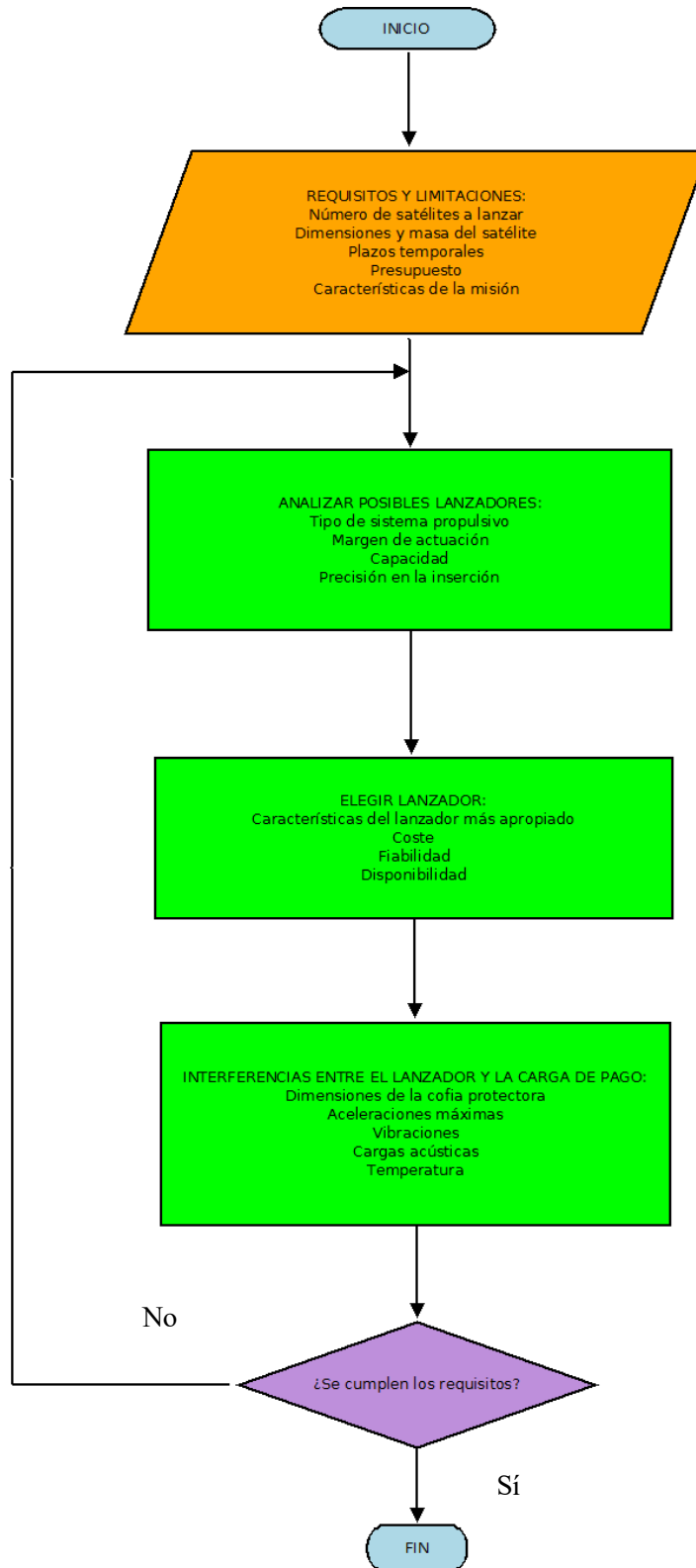


Figura 1-2. Diagrama de flujo del proceso de selección del lanzador.

Serán estos elementos los que se analizarán a lo largo del presente estudio, permitiendo así llevar a cabo la selección del vehículo lanzador que mejor se adapta a las necesidades del satélite a poner en órbita, así como la misión que debe cumplir.

2 DESCRIPCIÓN DE LA MISIÓN Y EL SATÉLITE

El punto de partida de este estudio debe ser la presentación del satélite para el cual se pretende elegir vehículo lanzador, y con ello, hacer referencia a los requisitos que debe cumplir y la misión a desempeñar en órbita porque el satélite es el elemento principal que define una misión espacial. El objetivo del lanzamiento será el de inyectarlo en órbita con el fin de cumplir unos determinados objetivos, ya sea con fines científicos, comerciales, militares o de otro tipo.

El proceso de selección de un lanzador que permita poner en la órbita el satélite diseñado con unas dimensiones y limitaciones específicas es un paso clave en el diseño de la misión espacial. En dicho proceso, habrá que considerar principalmente las interfaces entre el satélite y el lanzador, esto es, los requisitos que deben cumplir ambos vehículos para que el lanzamiento pueda llevarse a cabo.

Entre estos requisitos se encuentran principalmente la masa del satélite a poner en órbita y el volumen del mismo, ya que imponen limitaciones directas asociadas a la capacidad de carga del lanzador y al espacio disponible dentro del mismo para albergar la carga de pago correspondiente.

Otras interfaces serán las asociadas a la integración de la carga de pago, incluyendo los compartimentos y adaptadores del lanzador, los accesos hacia dicha carga que tiene el lanzador; el entorno impuesto por el lanzador durante el vuelo del vehículo, considerando como tales: vibraciones, cargas de acústica, térmicas, compatibilidad electromagnética, transporte de la carga hacia el lugar de lanzamiento, ventilación y redistribución de residuos, entre otras.

En el presente capítulo, se detallarán las características del satélite que se pretende lanzar, así como la misión y requisitos asociados que debe cumplir. Igualmente, se analizan diversos aspectos del medio espacial que influyen de forma directa en la operación a desempeñar por el sistema espacial y el vehículo lanzador.

2.1 Descripción del satélite

El satélite cuyo lanzamiento se propone tiene una masa de 2500 kg. Su forma es prismática, con las siguientes dimensiones (en mm): 1550 x 1360 x 3600. Una representación de dicho satélite se muestra a continuación:

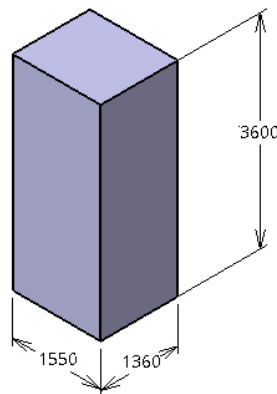


Figura 2-1. Dimensiones del satélite.

2.1.1 Requisitos de la carga de pago

Como en la mayoría de los satélites que se envían al espacio, la fuente de energía principal del satélite propuesto serán paneles solares que son paneles que se despliegan en dirección al Sol.

Con el fin de garantizar que el volumen disponible en la cofia del lanzador es suficiente para que quepa en su interior el satélite, y para evitar que los paneles solares se dañen durante el lanzamiento, permanecen plegados durante el mismo, siendo necesario desplegarlos una vez que el satélite ha sido inyectado en órbita.

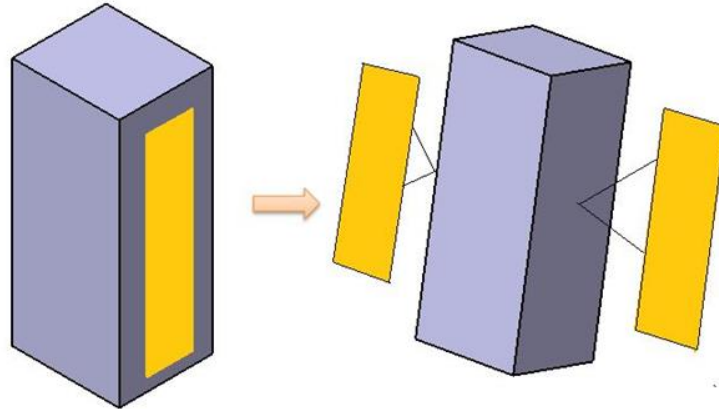


Figura 2-2. Mecanismos de despliegue del satélite.

2.2 Descripción de la misión

En la caracterización de la misión es necesario definir ciertos elementos, como el tipo de órbita, que serán determinantes en el proceso de diseño del vehículo, y en concreto, en la selección del lanzador a emplear.

Puede definirse la órbita de un cuerpo en el espacio como la trayectoria que describe alrededor de otro bajo la influencia de una fuerza central como es la gravedad. La altitud de la órbita, o la distancia entre el satélite y la superficie de la Tierra determina la rapidez con la que se moverá el primero en torno al segundo, ya que el movimiento de un vehículo que orbita en torno a la Tierra está controlado principalmente por la gravedad de esta última.

Existen principalmente tres tipos de órbita terrestres: alta, media y baja. La órbita baja, también conocida por sus siglas en inglés como LEO (Low Earth Orbit), se emplea sobre todo para satélites que desempeñan una misión científica, o satélites de meteorología. Quedan comprendidas entre los 300 y 2000 km de altitud sobre la superficie terrestre. La órbita a la que se lanzará el satélite propuesto es una órbita baja, de 400 km de altitud.

Dentro de las órbitas bajas, un caso especial es el de órbita heliosíncrona, caracterizada porque la Hora Solar de paso por el Ecuador permanece constante. De esta forma, un satélite en órbita heliosíncrona ocupará siempre la misma posición relativa respecto al Sol. Una órbita de tipo heliosíncrona presenta múltiples ventajas. Por un lado, los mecanismos de apuntado de los paneles solares se simplifican notablemente, de forma que son posibles largos periodos de exposición solar. Adicionalmente, la hora solar media de paso por una latitud es también constante, lo cual resulta de gran utilidad para las tareas de observación y reconocimiento.

Además de la altitud de la órbita, esta viene caracterizada igualmente por la excentricidad y la inclinación. La excentricidad hace referencia a la forma de la órbita. La inclinación, por su parte, es el ángulo de la órbita en relación con el ecuador terrestre. Tanto la inclinación de la órbita, como su excentricidad, forman parte de los denominados elementos orbitales, los cuales permiten describir la posición de un objeto en el espacio. El conjunto de los elementos orbitales será descrito en el siguiente capítulo con mayor detalle.

En lo que se refiere a la excentricidad de la órbita, se especifica que debe ser circular, lo cual supondría que su excentricidad es nula. No obstante, en la práctica no es posible conseguir que una órbita sea perfectamente circular, ya que, para ello, los cuerpos deberían ser perfectamente esféricos y estar sometidos únicamente a la atracción gravitatoria del cuerpo en torno al que orbitan. En el espacio, sin embargo, múltiples perturbaciones

afectan la trayectoria del vehículo y otros cuerpos tienen influencia sobre el mismo. Es por ello que, en el ámbito de las misiones espaciales, se define una órbita circular como aquella cuya excentricidad cumpla la condición $e < 0.01$.

En cuanto a su inclinación, se indica que debe ser de valor $i = 95.3^\circ$. El valor de dicha inclinación permite definir la órbita como heliosíncrona. Y es que, como se demostrará con posterioridad en el capítulo tercero, dicha inclinación verifica las condiciones de heliosincronismo de una órbita. El hecho de encontrarse en una órbita heliosíncrona es de especial utilidad para el uso de los paneles solares del satélite, fuente principal de su energía, ya que la exposición a la luz solar será la máxima posible.

2.3 Elementos que influyen en la misión

2.3.1 Descripción del medio espacial

Uno de los aspectos fundamentales a considerar en el diseño de un vehículo espacial es el estudio del entorno espacial y su influencia en el satélite, así como en el vehículo lanzador durante ciertos tramos de la misión.

El estudio del medio espacial implica un análisis profundo y complejo, donde hay que tomar en consideración multitud de factores. A continuación, se muestran algunos de los aspectos más relevantes y críticos a los que se puede enfrentar el vehículo espacial, definidos en base al estándar ECSS-E-ST-10-04C de la Agencia Espacial Europea, ESA [24]. Este estándar se aplica a cualquier tipo de vehículo o sistema espacial, y en él se definen dos tipos de entornos espaciales: el entorno espacial natural que engloba todas las características externas del entorno que afectan al sistema espacial, y el entorno espacial inducido, esto es, el conjunto de modificaciones realizadas por dicho sistema sobre su entorno.

2.3.1.1 Gravedad

En sí misma, la gravedad determinará la forma y tamaño de la órbita del satélite. El lanzador debe ser capaz de sobreponerse a la gravedad para poner el vehículo en órbita, y una vez que este se encuentra en la misma, la gravedad dictaminará la cantidad de propulsante que deben usar sus motores para pasar a una órbita diferente. De igual forma, la gravedad será el parámetro indicativo del camino que puede seguir el satélite si llegara a abandonar la atracción terrestre.

Por su parte, una vez que el satélite esté en órbita, se verá sometido al efecto de la microgravedad. Se conoce como microgravedad a la ausencia casi completa de los efectos de la gravedad sobre el satélite, de forma que los objetos no caen o los fenómenos de convección no tienen lugar. Se usa el término microgravedad, ya que, como bien es sabido, la ausencia de gravedad es imposible de experimentar.

Una consecuencia importante de la microgravedad son los llamados gradientes gravitatorios, de modo que la parte del vehículo más cercana a la Tierra presenta una atracción gravitatoria mayor, lo cual cobra mayor relevancia en grandes satélites y estructuras flexibles.

2.3.1.2 Campo geomagnético

El campo magnético de la Tierra es responsable de la organización del flujo de los plasmas ionizados en la mayor parte del entorno próximo a la Tierra. El campo magnético es ampliamente utilizado para medidas de la actitud del vehículo y en subsistemas importantes de un vehículo espacial como los magneto-torques.

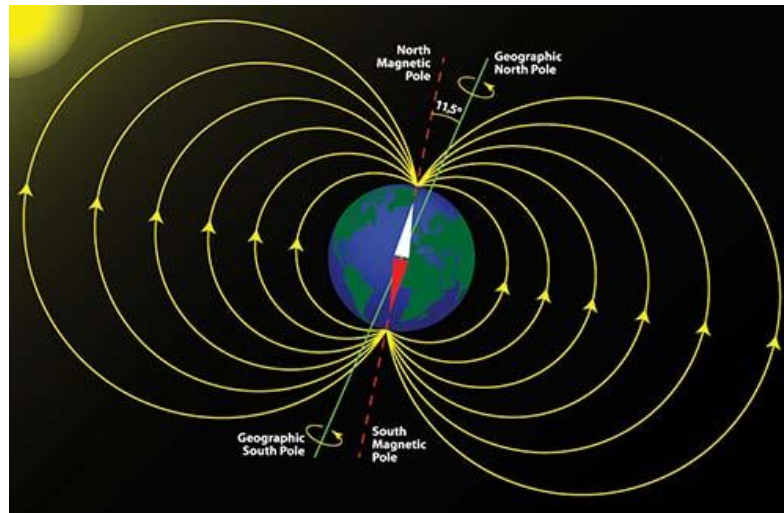


Figura 2-3. Campo magnético terrestre. Fuente: <http://www.crystalinks.com/earthsmagneticfield.html>

2.3.1.3 Radiación electromagnética

Un sistema espacial que se encuentre orbitando en una órbita baja o LEO, recibe radiación electromagnética de tres fuentes fundamentales, siendo la más relevante la radiación solar directa. El resto de fuentes de radiación lo constituyen el reflejo de la radiación solar en cuerpos planetarios cercanos denominado albedo, y la radiación de la Tierra.

Una fuente de radiación adicional son los cinturones de radiación. Estos cinturones de radiación están constituidos de electrones energéticos e iones, que se encuentran magnéticamente atrapados alrededor de la Tierra. Los cinturones de radiación, conocidos como cinturones de Van Allen se extienden desde los 100 hasta los 65000 km de altitud, siendo una de las zonas más significativas la llamada Anomalía del Atlántico Sur, que es el límite interno del cinturón de radiación interno que se encuentra en órbita baja.

Por otro lado, los rayos cósmicos galácticos son partículas que alcanzan la vecindad de la Tierra provenientes del exterior del Sistema Solar. El flujo de rayos cósmicos es continuo e isotrópico hacia el Sistema Solar, aunque pequeño. No obstante, suponen una amenaza considerable para el vehículo debido a que una única partícula puede llegar a causar el mal funcionamiento de ciertos componentes electrónicos.

Este tipo de fallos se conocen en la literatura como SEE: "single effect event". Sus efectos pueden ser de varios tipos: fallos leves del tipo SEU, "single-event upset", donde un circuito da una única respuesta equivocada; o fallos del tipo SEL, "single-event latch-up", donde se generan corrientes parasitarias que pueden llegar a provocar la quema de dispositivos.

Igualmente, una nueva fuente de radiación será la radiación de partículas solares. Son partículas de alta radiación que se encuentran en el medio interplanetario y cercanas a la Tierra. Están constituidas por protones, electrones y otros iones cuya energía varía de pocas decenas de keV (kiloelectrones-voltios) hasta GeV (gigaelectrones-voltios). Su interés radica, fundamentalmente, en el daño que pueden ocasionar en los equipos electrónicos del vehículo espacial.

El ciclo solar juega un papel clave en la planificación de una misión. Por ejemplo, cuando la actividad solar es elevada, la radiación ultravioleta procedente del Sol se expande en las partes superiores de la atmósfera, incrementando la resistencia y con ello el efecto de caída del satélite de su órbita.

Otra posible fuente de radiación la integra la luz ultravioleta, cuya radiación sobre los materiales puede provocar el efecto conocido como "embrittlement". Este fenómeno es de mayor relevancia en los polímeros, pudiendo provocar de igual modo ciertos cambios en las propiedades ópticas y de resistividad de los materiales. La influencia de este efecto será particularmente relevante para los paneles solares, ya que provoca su oscurecimiento y un notable aumento de temperatura.

Fuentes de radiación serán, igualmente, las emisiones radiactivas de equipos de a bordo del satélite como, por ejemplo, unidades de calibración, los generadores termo-eléctricos y otros equipos electrónicos. Igualmente, el uso de reactores como fuente de generación de energía induce intensos flujos de neutrones y rayos gamma.

Todos los efectos radiactivos presentados suponen un riesgo importante para la integridad del vehículo espacial, con lo que deben ser considerados en profundidad durante la fase de diseño y planificación de la misión. Igualmente, la radiación tiene un efecto altamente relevante sobre humanos, afectando especialmente a los astronautas que deben pasar largo tiempo en el espacio.

El campo magnético de la Tierra actúa de escudo protector en las cercanías de la superficie terrestre, frente a las partículas de radiación solar y rayos cósmicos. No obstante, estas partículas sí pueden alcanzar regiones polares o sistemas en órbitas de gran altitud, como la órbita geoestacionaria.

2.3.1.4 Atmósfera en órbita baja

La atmósfera de la Tierra puede dividirse en las siguientes zonas:

- La homósfera, que comprende la troposfera (desde la superficie de la Tierra hasta los 10-12 km), la estratosfera (desde los 10-12 km hasta los 50 km) y la mesosfera (desde los 50 hasta los 90 km).
- La termosfera, que se extiende desde los 90 km hasta los 400 km (dependiendo de los niveles de actividad solar y geomagnética)
- La exosfera, desde los 900 km hasta el espacio exterior.

La atmósfera de la Tierra afecta al sistema espacial en dos aspectos fundamentales: generando una fuerza de resistencia y a través de los efectos corrosivos de elementos altamente reactivos como el oxígeno, que pasa a ser monoatómico en capas altas de la atmósfera.

Así, en órbitas bajas, como la que aquí se pretende alcanzar, existe una atmósfera residual que interactúa de forma significativa con el vehículo, pudiendo llegar a modificar su órbita debido al rozamiento, lo que se denomina en el ámbito espacial como "orbit decay", y que solo puede ser mitigado por el sistema propulsivo del vehículo.

Para el diseño de misiones a desarrollar en órbita baja es importante conocer, de la forma más exhaustiva posible, la temperatura, densidad, concentraciones de gas y la presión de la atmósfera, especialmente para satélites operando en órbitas por debajo de los 1000 km de altitud.

Las fuerzas aerodinámicas que actúan sobre el satélite debido al movimiento orbital del mismo a través de esta atmósfera residual son relevantes para la planificación del tiempo de vida del satélite, el mantenimiento de este en la órbita adecuada o el diseño del sistema propulsivo adecuado. Estas fuerzas serán también importantes para el diseño del sistema de control de actitud, que permite al satélite realizar maniobras de corrección de órbita, y para estimar las aceleraciones y pares de torsión que experimentará la carga de pago del satélite durante la misión.

Además de la resistencia, el oxígeno monoatómico, elemento predominante en la composición de la atmósfera en altitudes comprendidas entre 200 y 600 km, es también un factor importante a considerar sobre los sistemas espaciales. Esto se debe principalmente a que puede reaccionar con elementos superficiales del satélite provocando la degradación de sus componentes u otros efectos corrosivos.

2.3.1.5 Vacío

Por sí mismo, el vacío del medio espacial resulta determinante a la hora de llevar a cabo el diseño de vehículos espaciales. La principal razón de esto es que multitud de materiales modifican su masa o propiedades al estar expuestos a este efecto. Así pues, los gases absorbidos en capas exteriores a la atmósfera son liberados, y de igual manera, la presión ambiente se equipara a la presión de vapor del material, provocando la evaporación de capas superficiales del material. Este proceso se denomina desgasificación u "outgassing", y se amplifica notablemente al aumentar la temperatura.

Los principales efectos de la desgasificación no se aprecian, por lo general, en elementos estructurales, sin embargo, sí puede afectar a las capas de pintura con las que se recubre el material, ya que pueden perder sus propiedades térmicas. Del mismo modo, el vapor liberado puede llegar a condensarse en los instrumentos ópticos o electrónicos a bordo del vehículo.

2.3.1.6 Plasma y campo magnético

Se conoce como plasma a un gas altamente ionizado que constituye el cuarto estado de la materia y supone hasta un 99% de la composición del universo. Particularmente, el Sol emite un chorro de partículas de plasma a alta velocidad, en lo que se denomina el viento solar. El efecto de la exposición del vehículo al plasma se aprecia en la carga eléctrica de la superficie del vehículo, afectando a la operación de sus equipos electrónicos o la pérdida del rendimiento de los paneles solares entre otros.

Todos los sistemas espaciales, una vez que exceden los 60 km de altitud durante el día o los 80 km a partir de la noche, están expuestos a partículas cargadas que constituyen el plasma espacial. Estas partículas interactúan con los materiales de la superficie del satélite y modifican los campos eléctricos alrededor del mismo.

Otro fenómeno relacionado con el plasma que cabe mencionar lo constituyen las erupciones solares. Se trata de eyecciones masivas de plasma que tienen lugar durante periodos de actividad solar intensa y que pueden provocar graves disrupciones, especialmente en satélites geocéntricos.

En los casos en los que un planeta posee un campo magnético suficientemente fuerte como para excluir el viento solar de alrededor del planeta, existe la posibilidad de que el plasma sea atrapado en las cercanías del mismo, de la misma forma que ocurre en la magnetosfera terrestre. Algunos planetas del Sistema Solar como la Tierra, Júpiter, Saturno, Urano y Neptuno cuentan con campos magnéticos fuertes que inducen efectos significativos de radiación sobre sus cinturones de radiación. En cuanto al resto de planetas del Sistema Solar, Mercurio posee un campo magnético de menor intensidad, mientras que Venus y Marte no tienen campo magnético.

2.3.1.7 Micrometeoroides y basura espacial

Los micrometeoroides son un compendio de pequeños objetos que se encuentran flotando en el espacio, y que pueden llegar a suponer un problema para los vehículos espaciales en lo que se refiere a la modificación de su actitud, o en casos más críticos, provocando su destrucción. Son especialmente relevantes para aquellos satélites destinados a misiones en las que resulta necesario cruzar el cinturón de asteroides que se extiende entre Marte y Júpiter. Otros meteoroides que no forman parte del cinturón de asteroides reciben la denominación de esporádicos, y no siguen ningún patrón específico en su dirección o velocidad.

Por su parte, la basura espacial es un problema creciente en las misiones espaciales, especialmente en órbita baja donde se acumulan toneladas de restos de diferentes vehículos y sistemas lanzados al espacio. La principal fuente de la basura espacial es la fragmentación de objetos espaciales. Igualmente, bajo la influencia del medio espacial, la superficie de los objetos espaciales puede erosionarse. Esto conlleva desprendimientos de masa y de pintura protectora que pasan a formar parte de la basura espacial.

La criticidad de la basura espacial, al igual que en el caso de los micrometeoroides radica en el hecho de que un pequeño impacto puede provocar la finalización de la misión por completo, ya que provoca la erosión de la superficie afectando a sus propiedades térmicas, eléctricas y ópticas, o en los casos más extremos, la destrucción del vehículo. Ciertas medidas que tratan de evitar estos efectos incluyen escudos protectores

2.3.1.8 Contaminación

Este efecto es inducido por la presencia del satélite en el espacio. El primer efecto a considerar dentro de la contaminación molecular es la desgasificación o “outgassing” de materiales orgánicos. Este efecto, ya mencionado, puede dar lugar a la abrasión, descamación o incluso la soldadura entre partes móviles. Resulta necesario, pues, llevar a cabo un proceso exhaustivo de selección de los materiales más aptos para ser empleados en el vehículo, recurriendo en su caso a sistemas de preparación para materiales que pudieran resultar problemáticos.

2.3.1.9 Cargas térmicas

Como último aspecto del medio espacial, cabe hacer referencia a las cargas térmicas extremas a las que se ve sometido el vehículo. Concretamente, éste debe ser capaz de soportar gradientes térmicos cercanos a los 300 K, produciéndose los mayores efectos en órbita baja por el rozamiento atmosférico.

El satélite recibirá la energía de radiación térmica proveniente de tres fuentes: la radiación solar directa, la radiación solar reflejada en un cuerpo cercano (albedo) y la propia radiación emitida por la Tierra y su atmósfera.

Es posible observar que la radiación emitida por la Tierra y su atmósfera está en equilibrio con la recibida del Sol. Sin embargo, este equilibrio no ocurre por igual en todo el globo terráqueo y se producen variaciones importantes con el tiempo, geografía y condiciones atmosféricas locales. Este entorno térmico da lugar a que sea requerido un sistema de control térmico preciso en el vehículo, mitigando los cambios de temperatura que podrían provocar fatiga en los materiales, cables o uniones soldadas. Algunas medidas para paliar estos efectos incluyen el empleo de radiadores y otros elementos con la capacidad de enfriar los componentes electrónicos más sensibles.

2.3.2 Maniobras necesarias

2.3.2.1 Mantenimiento de la órbita

La cantidad de energía requerida para lanzar el satélite y ponerlo en órbita dependerá de la localización del lugar de lanzamiento, así como la altitud e inclinación de la órbita a alcanzar. De esta forma, los satélites que se encuentran en órbita alta son los que requieren mayor energía de lanzamiento, e igual ocurre para las órbitas con mayor inclinación, como la polar.

Una vez que el satélite se encuentra en órbita, es necesario realizar ciertos ajustes para mantenerlo sobre la misma. De hecho, debido a que la Tierra no tiene una forma perfectamente esférica, la gravedad no es igual de intensa en todas las zonas. Esta desigualdad, unida a las atracciones lunar, solar y de Júpiter (el planeta más masivo del Sistema Solar) provocarán cambios en la inclinación del satélite.

Los satélites que se encuentran en órbita baja son, además, desplazados de su órbita por la fuerza de resistencia atmosférica, concretamente de las capas superiores de la misma. Esta resistencia atmosférica será mayor cuando aumenta la actividad solar, ya que la atmósfera se expande cuando el Sol irradia su energía sobre la misma. Cuando el satélite se mueve a través de este aire más denso, se enfrenta a una mayor resistencia. De este modo, si la actividad solar es demasiado intensa, el satélite deberá realizar maniobras cada tres semanas para mantenerse en órbita. A todo esto, habrá que añadir el efecto de la basura espacial, que hace necesarias ciertas maniobras para evitar una colisión.

2.3.2.2 Maniobra de corrección de órbita

Una maniobra de corrección es llevada a cabo en el caso en que no se alcance la órbita requerida para una misión directamente en el lanzamiento. Concretamente, la maniobra supone aplicar un determinado incremento de velocidad para modificar los elementos orbitales y variar así la órbita final.

La maniobra se lleva a cabo mediante el sistema propulsivo del satélite, compuesto por motores cohete de diferente tipo.

Suponiendo que se quisiera cambiar el plano orbital, esto es el RAAN o la inclinación de la órbita, elementos orbitales que se definirán en el siguiente capítulo con más detalle, manteniendo el resto de elementos orbitales, si la longitud del semieje mayor de la órbita, a , se mantiene, las velocidades inicial y final serán iguales. En este caso, el ángulo ΔA determinará la maniobra, junto con la latitud ϕ , en la que se efectuará esta última:

Con el objeto de obtener la maniobra óptima entre las dos posibles trayectorias anteriores, es necesario escoger aquella que posee el mayor apogeo. Por tanto, habrá que seleccionar entre las dos posibles órbitas que conectan el apogeo de la órbita inicial y el perigeo de la órbita final, o el perigeo de la órbita inicial con el apogeo de la final, aquella en la cual el apogeo sea mayor.

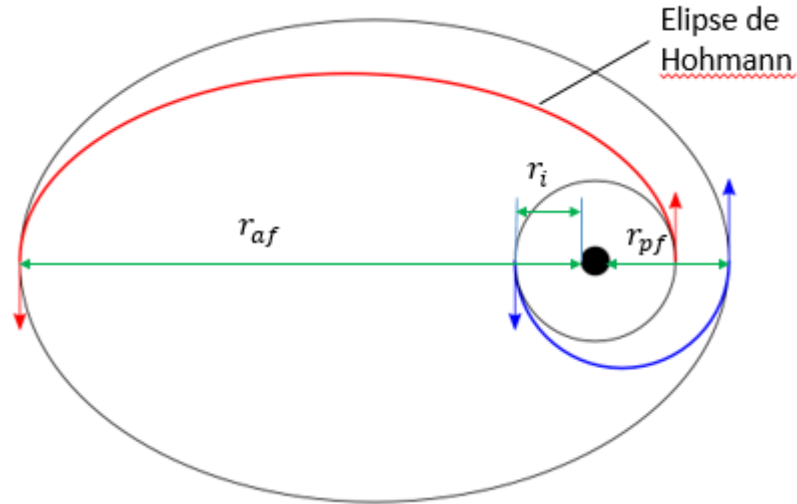


Figura 2-5. Transferencia de Hohmann entre elipses coplanarias.

Para calcular el ΔV total asociado a la transferencia de Hohmann, es necesario en primer lugar, determinar el valor del semieje mayor de la elipse de transferencia o elipse de Hohmann. Así, habrá que distinguir entre las diferentes casuísticas según se realice la maniobra del perigeo inicial al apogeo final o, al contrario:

- Transferencia de Hohmann de perigeo inicial a apogeo final:

$$a_{Hohmann} = \frac{r_{p_i} + r_{a_f}}{2} \quad (2.6)$$

- Transferencia de Hohmann de apogeo inicial a perigeo final:

$$a_{Hohmann} = \frac{r_{p_f} + r_{a_i}}{2} \quad (2.7)$$

Siendo $r_{p_i}, r_{a_i}, r_{p_f}, r_{a_f}$ los radios de perigeo y apogeo de la órbita inicial y final respectivamente, considerando como tal a la suma del radio de la Tierra y la distancia a la superficie de la Tierra de cada uno de estos puntos.

En el cálculo de ΔV hay que tener de nuevo en cuenta los dos posibles casos, ya que en cada uno de ellos los incrementos de velocidad inicial y final serán diferentes:

- Transferencia de Hohmann de perigeo inicial a apogeo final:

$$\Delta V_1 = \sqrt{\frac{2\mu_{Tierra}}{r_{p_i}} - \frac{\mu_{Tierra}}{a_{Hohmann}}} - \sqrt{\frac{2\mu_{Tierra}}{r_{p_i}} - \frac{\mu_{Tierra}}{a_i}} \quad (2.8)$$

$$\Delta V_2 = \sqrt{\frac{2\mu_{Tierra}}{r_{a_f}} - \frac{\mu_{Tierra}}{a_f}} - \sqrt{\frac{2\mu_{Tierra}}{r_{a_f}} - \frac{\mu_{Tierra}}{a_{Hohmann}}} \quad (2.9)$$

- Transferencia de Hohmann de apogeo inicial a perigeo final:

$$\Delta V_1 = \sqrt{\frac{2\mu_{Tierra}}{r_{a_i}} - \frac{\mu_{Tierra}}{a_{Hohmann}}} - \sqrt{\frac{2\mu_{Tierra}}{r_{a_i}} - \frac{\mu_{Tierra}}{a_i}} \quad (2.10)$$

$$\Delta V_2 = \sqrt{\frac{2\mu_{Tierra}}{r_{p_f}} - \frac{\mu_{Tierra}}{a_f}} - \sqrt{\frac{2\mu_{Tierra}}{r_{p_f}} - \frac{\mu_{Tierra}}{a_{Hohmann}}} \quad (2.11)$$

Donde $a_i = \frac{r_{a_i} + r_{p_i}}{2}$, semieje mayor de la órbita inicial, $a_f = \frac{r_{a_f} + r_{p_f}}{2}$ es el semieje mayor de la órbita final y μ_{Tierra} es la constante gravitacional en la Tierra, cuyo valor es $\mu_{Tierra} = 398600.4 \text{ km}^3 / \text{s}^2$. El incremento de velocidad total asociado a esta transferencia será: $\Delta V_{Total} = \Delta V_1 + \Delta V_2$

2.3.3 Propiedades másicas

Las propiedades másicas del satélite que serán de relevancia durante el diseño de la misión espacial, y por ende del propio satélite, incluyen la masa del vehículo, su centro de gravedad y momentos de inercia. Dependiendo del tipo de misión algunos de ellos serán más relevantes que otros.

La masa del satélite es siempre de significativa importancia, incluso si el peso no es particularmente crítico, tomando en consideración las limitaciones impuestas por el vehículo lanzador a emplear.

De esta forma, es necesario tener en cuenta que el vehículo debe ser compatible con el lanzador, sin llegar a exceder las limitaciones impuestas por el mismo, y de igual modo, se debe asegurar que el satélite lleva a bordo la cantidad de propulsante requerida para las maniobras de propulsión.

Por su parte, para cualquier vehículo espacial, el conocimiento exacto de la localización del centro de masas es esencial, especialmente para el control de la actitud. Esto se debe a que, en el espacio, todas las maniobras de actitud tienen lugar alrededor del centro de masas. De igual manera, el vehículo lanzador impone ciertas restricciones sobre la localización del centro de gravedad de la carga de pago, para limitar el momento que provocan las cargas del lanzador.

2.3.4 Elementos y sistemas que conforman un satélite

Un satélite se compone de multitud de elementos que le permiten llevar a cabo la misión especificada. Es por ello, que, como parte primordial del diseño de la misión, es necesario especificar cuales son dichos componentes, y cómo pueden afectar al satélite en el desempeño de su misión desde la fase de lanzamiento.

Por una parte, el satélite debe llevar carga de propulsante en estado líquido, sólido o en forma de gas comprimido, la cual le permitirá realizar maniobras de corrección de velocidad o actitud, en los casos en los que sea necesario.

El sistema de propulsión proporciona el empuje necesario para cambiar la velocidad traslacional del satélite o la torsión para modificar su momento angular. El equipamiento del subsistema de propulsión incluye motores, tanques, sistemas de distribución y presurización y controles de propulsante.

El subsistema de control y determinación de actitud mide y controla la orientación angular del satélite, esto es, su apuntamiento, mientras que los sistemas de navegación, control y guiado, controlarán su orientación y al mismo tiempo su velocidad lineal. Nuevamente, serán elementos esenciales en las maniobras de corrección que debe realizar el satélite.

Otros subsistemas relevantes serán el de comunicaciones y tratamiento y distribución de órdenes.

El subsistema de comunicaciones permite la interacción del satélite con los medios de tierra que llevan a cabo el control del mismo, o con otro satélite. La información que se dirige al satélite, en el llamado "uplink", consiste en una serie de comandos y tonos. Por su parte, la información proveniente del satélite, "downlink", incluye también datos sobre la carga útil.

El subsistema de tratamiento de órdenes y datos distribuye las órdenes y almacena y procesa los datos provenientes del satélite y de la carga útil. En su forma más general, incluye un procesador central o computador, buses de datos, unidades de interfaz remotas, y unidades de almacenamiento de datos para implementar sus funciones.

Las necesidades energéticas del satélite son suplidas por medio del subsistema eléctrico del satélite. Está constituido por una fuente de potencia, que suelen ser paneles solares, un sistema de almacenamiento de potencia, como baterías, todo ello acompañado de un equipamiento de distribución y conversión de la potencia. En el diseño de este subsistema será primordial tomar en consideración los periodos de eclipses, que dejarán al satélite sin su fuente de potencia principal. Los periodos de eclipses y su influencia sobre el sistema espacial, así como la visibilidad del satélite propuesto serán analizados en posteriores capítulos con más detalle.

Por último, el subsistema térmico cumple la función de regular la temperatura a bordo del vehículo. Para llevar a cabo esta operación emplea diversos dispositivos de disipación o absorción de calor que permiten equilibrar el calor absorbido por el vehículo proveniente de la radiación solar, la terrestre o de un cuerpo celeste cercano, con el emitido por el propio satélite.

2.3.5 Estructura del satélite

A lo largo de su vida útil, el vehículo espacial estará sometido a una serie de cargas que afectarán sustancialmente a su estructura. Estas cargas se producen fundamentalmente durante la etapa de lanzamiento, con lo que suponen una nueva limitación en el proceso de selección del vehículo lanzador. Entre estas cargas se encuentran la aceleración lineal, las vibraciones transmitidas a través de la estructura, cargas de choque, cargas acústicas, cargas aerodinámicas, presión interna y el estrés térmico al que se ve sometido el vehículo.

Además de las cargas de vuelo, las cargas de mantenimiento, transporte y manipulación en tierra son igualmente significativas. Aunque estas cargas son menos intensas que las anteriormente definidas, son de mayor duración.

Las cargas de choque durante el vuelo están normalmente asociadas a las funciones de los dispositivos de pirotecnia y de la cofia protectora.

Las cargas acústicas son especialmente dañinas para la estructura de gran superficie de material, pero de poco espesor, como pueden ser los paneles solares. Son más severas durante el despegue del lanzador, debido al efecto suelo sobre el cohete.

Las cargas aerodinámicas que se ejercen sobre la carga de pago son resultado del efecto que ejercen sobre el lanzador, debido a que la carga útil se encuentra unida a éste durante la etapa en la que el satélite se halla en la atmósfera. La acción de estas fuerzas aerodinámicas resultantes del cambio del ángulo de ataque del vehículo durante ciertas maniobras puede desencadenar en cambios bruscos de aceleración. Pueden causar también la deflexión del armazón del vehículo.

La presión interna es una de las mayores fuentes de cargas estructurales sobre el vehículo, particularmente en tanques, tuberías y los motores cohete. Igualmente, puede producir cargas durante el ascenso en áreas que no estén correctamente ventiladas.

En cuanto al estrés térmico, normalmente producirá la expansión o contracción de la estructura del satélite. Sus efectos pueden ser mitigados escogiendo materiales con coeficientes de dilatación térmica compatibles con estas condiciones.

Una vez que el vehículo está en órbita, la principal fuente de calor será la del Sol o el calor generado en el propio interior del vehículo. La diferencia de calor entre la parte del satélite a la que le llega la radiación solar y la contraria, puede inducir cargas estructurales elevadas.

Para satélites en órbita baja, la entrada en los eclipses provoca un enfriamiento repentino de la superficie exterior, hasta que vuelven a recibir la radiación del Sol. Una vez que esta regresa, su temperatura se incrementa sustancialmente. Esto provoca no solo cargas estructurales significativas, sino cierta deformación que dificulta el apuntamiento exacto de los sensores.

2.3.6 Geometría del satélite

La mayoría de los satélites cuentan con un cuerpo central que alberga gran parte del equipamiento. Asimismo, multitud de vehículos espaciales cuentan con paneles solares como su principal fuente de energía. Además,

algunos satélites poseen extremidades como antenas que serán desplegadas una vez en órbita para desempeñar una función concreta. Las dimensiones del satélite deben ser tales que sea posible albergarlo en el interior del lanzador.

Todos estos aspectos cobran importancia en el proceso de selección del lanzador, tanto en cuanto imponen limitaciones directas sobre las características que dicho vehículo lanzador debe poseer.

3 GEOMETRÍA DE LAS MISIONES

El análisis y diseño de una misión espacial requiere estudiar en detalle la geometría y cinemática de la misión, entendiendo como tal la trayectoria seguida por el satélite, u órbita, y la posición que ocupa en cada momento en dicha órbita.

En este capítulo se realizará una introducción a los sistemas de referencia más comunes en el estudio de la geometría espacial, a los elementos orbitales, que definen la posición de cualquier objeto en el espacio, y al concepto de traza. Se analizarán también conceptos íntimamente relacionados con las órbitas escogidas, como son los periodos de sombra y eclipses y la visibilidad del satélite desde las estaciones de tierra, las cuales permiten hacer el seguimiento del vehículo durante las primeras fases del lanzamiento e inyección en órbita operativa.

3.1 Introducción a la geometría espacial

La definición de un sistema de coordenadas para una aplicación espacial requiere especificar el centro de dicho sistema, así como respecto a qué elemento se encuentra fijado. El sistema de coordenadas típicamente empleado en el análisis orbital es el Sistema de Referencia Inercial centrado en la Tierra, también conocido como Sistema de coordenadas celestes.

En dicho sistema de referencia, el eje Z apunta en dirección al polo, mientras que el eje X apunta al conocido como Primer Punto de Aries, Y, siendo esta la dirección de una línea ficticia que uniera la Tierra con el Sol el primer día de primavera, cuando el Sol cruza el plano del ecuador terrestre de sur a norte. Este punto cambia de posición con un periodo de 26000 años, debido al fenómeno conocido como precesión de los equinoccios, variando su posición respecto a las estrellas fijas con un ratio de 0.014 grados por año. Debido a estos cambios, las coordenadas celestes deben ser establecidas en función de una fecha concreta, la cual lleva asociada una posición específica del primer punto de Aries.

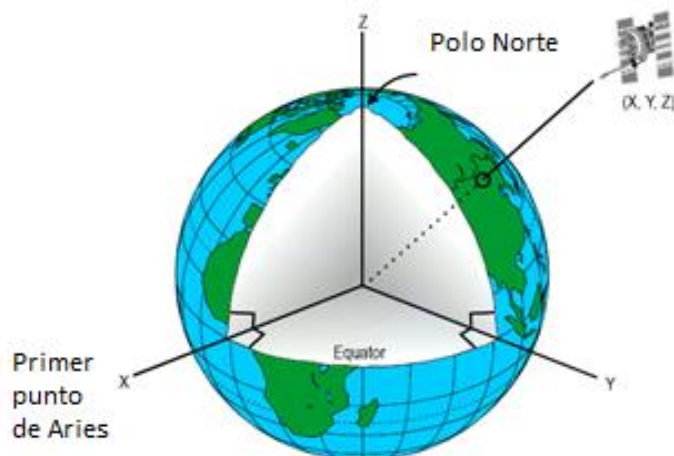


Figura 3-1. Sistema de referencia geocéntrico inercial. Fuente: https://en.wikipedia.org/wiki/Earth-centered_inertial

Una vez definido un sistema de coordenadas, es posible determinar la posición de un objeto en el espacio por medio de un vector unitario. Igualmente, dicho vector puede definirse mediante las dos coordenadas de su posición en la esfera celeste, de radio unitario y centrada en el origen del sistema de coordenadas. Cada vector de posición unitario se corresponde con un único punto de la esfera celeste.

La esfera celeste permite, por tanto, representar direcciones en el espacio, asumiendo siempre que el observador se encuentra en el centro de la misma. Los puntos de la esfera celeste representan direcciones de un objeto, y la dirección opuesta se denomina antípoda. Por otro lado, recibe el nombre de nadir el punto que representa la dirección al centro de la Tierra, mientras que la dirección opuesta a ésta se denomina zenit.

Asociado igualmente con la esfera celeste es posible definir un círculo mayor o gran círculo como la intersección de un plano que pasa por el centro de la esfera con la esfera. Cualquier otro círculo de la esfera se denomina círculo menor. Las rectas esféricas son los círculos mayores, que siempre se cortarán en al menos un punto. Es por ello que no existe el paralelismo en la geometría esférica.

Dados tres puntos de la esfera, podemos conectarlos mediante tres rectas esféricas conformando un triángulo esférico. Los ángulos en los vértices del triángulo reciben el nombre de ángulos de rotación o ángulos dihédricos. Un triángulo esférico viene caracterizado por seis ángulos, los de rotación que son interiores y tres más exteriores, tal y como puede observarse en la siguiente figura:

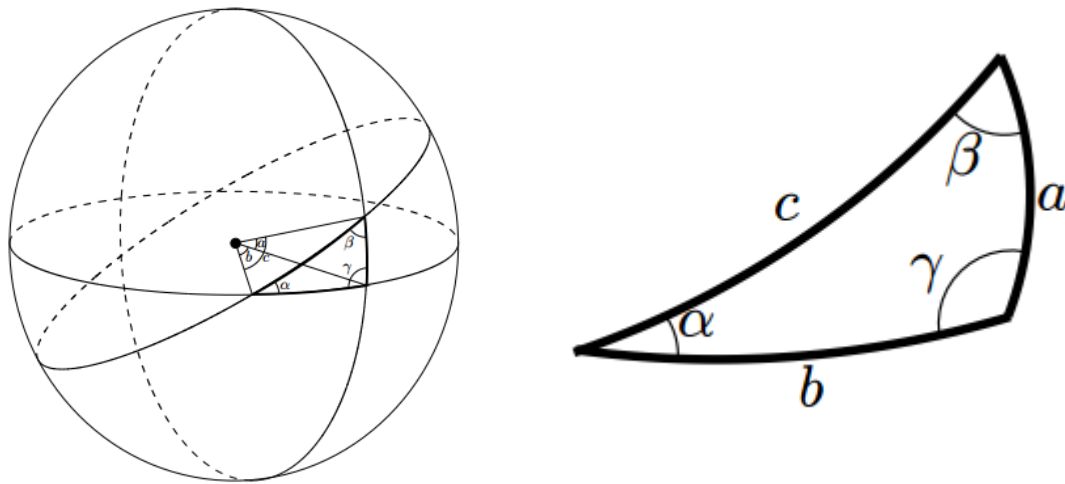


Figura 3-2. Triángulo esférico. Fuente: [37].

Los grandes círculos que cruzan los polos y son perpendiculares al círculo del ecuador se denominan meridianos. El meridiano que cruza un punto define el azimut de dicho punto, siendo la coordenada del azimut la equivalente a la de longitud sobre la superficie de la tierra. Es equivalente, de igual forma, al ángulo de rotación medido en el sentido contrario a las agujas del reloj sobre el polo, desde el punto de referencia hasta el punto en cuestión. Las coordenadas de un punto sobre la esfera se completan con su latitud o elevación, siendo ésta la distancia del arco que une el punto y el ecuador. Por su parte, los círculos menores a elevación constante reciben el nombre de paralelos.

La trigonometría esférica tiene relación directa con el diseño del lanzamiento, y en especial, con los ángulos de lanzamiento que serán requeridos para alcanzar una órbita concreta. Estos aspectos se analizarán más adelante en el capítulo 4, en el apartado titulado “Bases de lanzamiento”, donde se obtendrá el azimut de lanzamiento asociado a cada base de lanzamiento empleando relaciones básicas de la trigonometría esférica.

3.1.1 Elementos orbitales

Los elementos orbitales son una serie de coordenadas que definen por completo la posición de un satélite en su órbita. Estos elementos constituyen las constantes de integración que se requieren para resolver el problema de los dos cuerpos.

El problema de los dos cuerpos toma como hipótesis que los dos cuerpos, como pueden ser el satélite y la Tierra son los dos únicos que conforman el sistema, que la masa de uno de los dos cuerpos es mucho mayor que la del otro, y que la fuerza de la gravedad es la única fuerza que actúa entre ellos. El problema queda definido por la ecuación del movimiento del satélite, obtenida a través de la combinación de la Segunda Ley de Newton y la Ley de la Gravitación Universal, y que toma la forma:

$$\ddot{\mathbf{r}} + (\mu r^{-3})\mathbf{r} = \mathbf{0} \quad (3.1)$$

La solución de la ecuación de los dos cuerpos para un satélite que se encuentra orbitando alrededor de la Tierra, es la ecuación polar de una cónica, esto es, de un círculo, elipse, parábola o hipérbola, cada una caracterizada por un valor distinto de la excentricidad, e .

$$r = a(1 - e^2) / (1 + e \cos \theta) \quad (3.2)$$

Donde a es el semieje mayor de la órbita, e la excentricidad y θ la anomalía verdadera. Los tres elementos anteriores forman parte del conjunto de los elementos orbitales, que, como ya se ha mencionado, permiten caracterizar por completo la órbita. Junto a estos, el conjunto completo de elementos orbitales lo engloban:

- a : semieje mayor de la órbita, describe el tamaño de la misma.
- e : excentricidad, describe la forma de la órbita.
- i : inclinación de la órbita, es el ángulo entre el plano de la órbita y el plano del ecuador.
- Ω : ascensión recta del nodo ascendente, también conocido por sus siglas en inglés como RAAN. Se trata del ángulo desde el primer punto de Aries al nodo ascendente. El nodo ascendente es el punto en el que el satélite pasa por el plano del ecuador en dirección sur a norte.
- w : argumento de perigeo, es el ángulo medido desde el nodo ascendente hacia el vector excentricidad, cuyo módulo es la excentricidad de la órbita, medido en la dirección del movimiento del satélite.
- θ : anomalía verdadera, es el ángulo entre el vector excentricidad y el vector de posición del satélite, medido en la dirección del movimiento del satélite.

La definición gráfica de estos elementos puede verse en la siguiente figura:

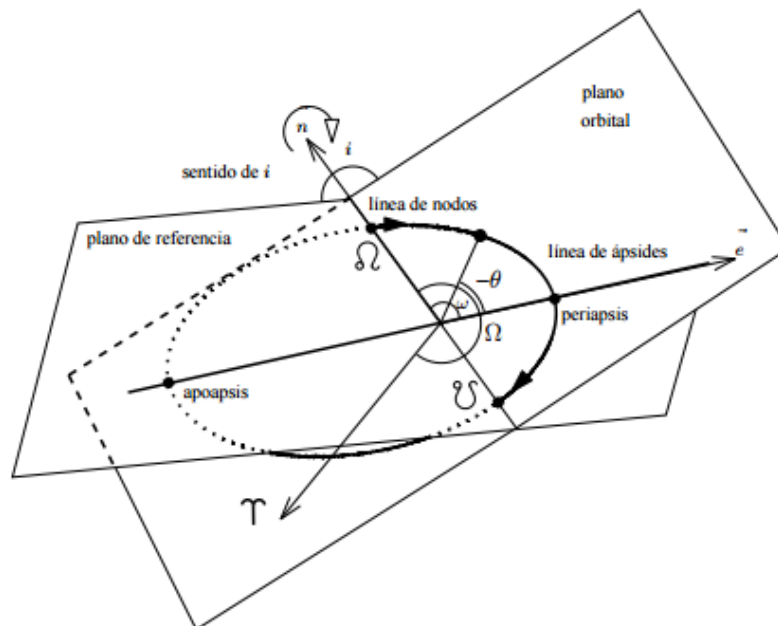


Figura 3-3. Definición gráfica de los elementos orbitales clásicos. Fuente: [37].

En el caso de que la órbita sea circular, esto es, $e = 0$, se define el ángulo de argumento de latitud, dado por $u = w + \theta$. Adicionalmente, si la órbita es ecuatorial, con inclinación nula, se define la longitud de perigeo Π , dada por la suma algebraica entre w y el RAAN de la órbita. Por último, si se tiene que la órbita es circular y ecuatorial al mismo tiempo, se define la longitud verdadera como el ángulo entre el eje X y el vector de posición del satélite.

3.1.2 Trazas

La traza es el lugar geométrico de los puntos de la superficie de la Tierra u otro planeta, sobrevolados por el satélite. La generación de la traza se realiza de forma directa a través de los elementos orbitales del satélite analizado. Suele ser representada sobre una proyección cilíndrica equidistante de la superficie de la Tierra, como una curva dada por la variación de las coordenadas de latitud y longitud del satélite con el tiempo.

Las latitudes máxima y mínima que alcanzará el satélite son $\pm i$ respectivamente, con i la inclinación de la órbita, en el caso en que la órbita sea directa (movimiento del satélite hacia el este, $i < 90^\circ$). Para órbitas retrógradas (movimiento hacia el oeste, $i > 90^\circ$) el intervalo de latitudes máximo y mínimo vendrá dado por $180 \pm i$. La órbita del satélite que se pretende lanzar es retrógrada, con lo que las latitudes máximas y mínimas serán $\phi = \pm(180^\circ - 95.3^\circ) = \pm 84.7^\circ$.

Debido al giro de la Tierra, así como diversas perturbaciones, la curva de la traza no se cierra tras una revolución, sino que se produce un cierto retraso nodal entre dos pasos consecutivos por los nodos de la órbita.

La traza se puede determinar analíticamente si se conocen los elementos orbitales en un cierto instante. No obstante, para el estudio de las trazas en el presente trabajo se empleará una herramienta computacional como STK.

En la misión aquí analizada, la órbita se caracteriza por ser circular, con inclinación $i = 95.3^\circ$ y altitud $h = 400\text{km}$. En la práctica, como se justificó previamente, no es posible conseguir que una órbita sea perfectamente circular, es por ello que se toma como condición de órbita circular un valor de excentricidad dada por $e < 0.01$

No obstante, para la obtención del semieje mayor de la órbita, se asumirá que ésta es circular, tomando como semieje mayor el radio de dicha órbita dado por la suma algebraica entre el radio de la Tierra y la altitud de la órbita. Así, se tendrá:

$$a = 6378.14\text{km} + 400\text{km} = 6778.14\text{km} \quad (3.3)$$

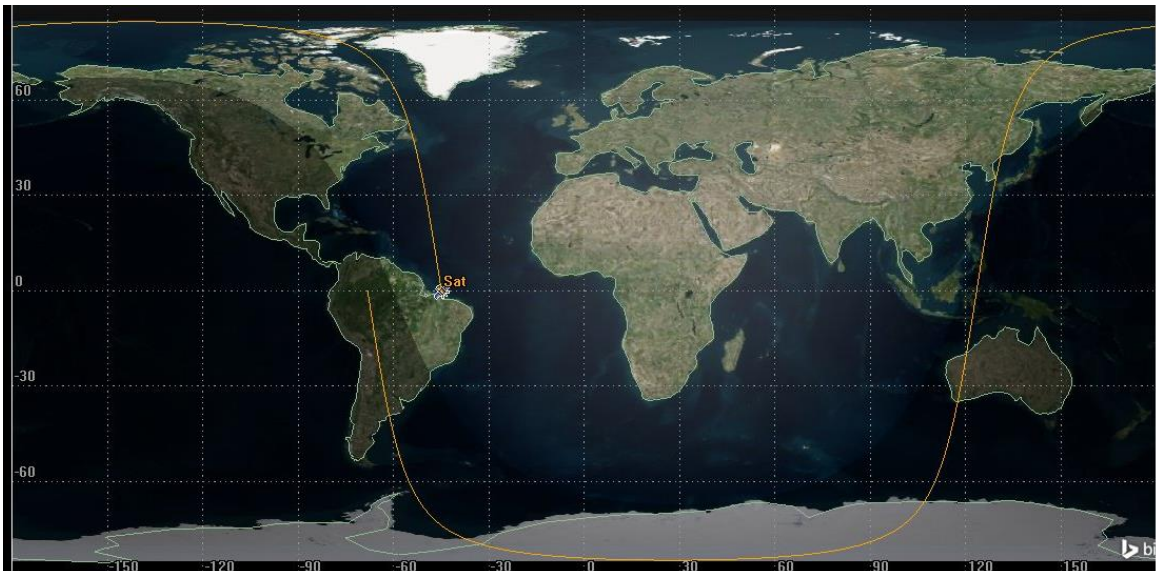


Figura 3-4. Representación de la traza del satélite en STK.

3.1.3 Justificación de heliosincronismo de la órbita

Como ya se ha mencionado en el capítulo anterior, la órbita propuesta para el satélite cuyo lanzamiento se estudia en el presente trabajo es una órbita heliosíncrona. Una vez definidos los elementos orbitales que caracterizan una órbita concreta, es posible justificar el heliosincronismo de la órbita.

Para ello, es necesario introducir una serie de conceptos, a saber:

- AR_M : ascensión recta del Sol medio
- $\delta = \Omega + AR_M$. Una órbita será heliosíncrona si se cumple $\delta \approx cte$.

En primer lugar, se requiere mencionar el concepto de perturbaciones, que provocan cambios en los elementos orbitales con el tiempo. En concreto, las perturbaciones armónicas caracterizan la desviación de la forma de la Tierra real frente a la forma esférica. En orden de magnitud, la perturbación de este tipo más significativa es la del J_2 . De hecho, es muy común despreciar todos los armónicos excepto el J_2 , es decir, se considera la Tierra como un elipsoide de revolución. En la Tierra J_2 toma un valor de 1.083×10^{-3} .

El armónico J_2 produce variaciones en el RAAN de la órbita, de tipo seculares, esto es, de forma monótona en el tiempo. Estas variaciones temporales vienen dadas por:

$$\frac{d}{dt}\Omega = -\frac{3}{2}J_2n\left(\frac{R_{Tierra}}{p}\right)\cos i \quad (3.4)$$

Donde p se define a través de los elementos orbitales como $p = a(1 - e^2)$ y n toma la forma $n = \sqrt{\frac{\mu}{a^3}}$. Como se introdujo en el capítulo previo, la condición de heliosincronismo será $\delta = \Omega - AR_M \approx cte$, con lo que debe cumplirse:

$$\dot{\Omega} = \dot{AR}_M \quad (3.5)$$

Con lo que sustituyendo (3.4) en la expresión anterior, así como la variación de AR_M , se llega a;

$$\boxed{-\frac{3}{2}J_2\sqrt{\frac{\mu_{Tierra}}{a^3}}\left(\frac{R_{Tierra}}{a(1-e^2)}\right)^2\cos i = \frac{2\pi}{365.25 \times 1día_{solarmedio}}} \quad (3.6)$$

Sustituyendo en (3.6) los valores correspondientes a la órbita en cuestión, J_2 , $\mu_{Tierra} = 398600.4km^3 / s^2$ y $R_{Tierra} = 6378.14km$, se observa el cumplimiento de la igualdad anterior. Por tanto, se demuestra que la órbita de aplicación es heliosíncrona.

3.1.4 Repetibilidad de las trazas y ciclos orbitales

Las órbitas que llevan asociada repetibilidad de la traza son de gran interés para múltiples aplicaciones, como los sensores remotos de los satélites, misiones de reconocimiento o para proporcionar varias oportunidades de encuentro con un cuerpo que se encuentre orbitando en el espacio.

Dado un satélite que orbita en torno a la Tierra con un periodo P, se dice que su traza se repite cada m días y k revoluciones siempre y cuando se cumpla:

$$P = \frac{m}{k}P_{Tierra} \quad (3.7)$$

Es decir, el periodo de dicho satélite es proporcional al periodo de la Tierra. Por tanto, un satélite cuya traza se repita será resonante con la rotación de la Tierra. Su principal ventaja es que pasan por una misma localización cada cierto periodo de tiempo.

3.2 Estudio de periodos de sombra o eclipse

3.2.1 Círculos esféricos

Un círculo esférico viene dado por el corte de una esfera con un plano cualquiera. Se caracteriza básicamente por un centro, definido en la superficie de la esfera y dado usualmente en coordenadas celestes ϕ_0, λ_0 y su radio, dado en forma de ángulo Γ .

Dado un círculo esférico, la pertenencia de un punto arbitrario ϕ, λ a dicho círculo puede demostrarse en base a dos métodos.

En primer lugar, si se emplean las fórmulas que parametrizan la circunferencia, si $\phi > \phi_0 + \Gamma$ o $\phi < \phi_0 - \Gamma$, el punto no pertenecerá al círculo esférico. Por otro lado, siempre que se cumpla $\lambda \in [\lambda_0 - \Delta\lambda, \lambda_0 + \Delta\lambda]$ con

$$\Delta\lambda = \frac{\cos \Gamma - \sin \phi_0 \sin \phi}{\cos \phi_0 \cos \phi}, \text{ el punto en cuestión pertenecerá al círculo.}$$

3.2.2 Circunferencia de eclipse

El cálculo de la circunferencia de eclipse consiste en una aplicación de todo lo anterior. Así, para diferenciar si un satélite u otro cuerpo espacial se encontrará eclipsado en un cierto momento, se calcula la circunferencia esférica que forma la sombra de la Tierra, a una altura h , un cierto día del año.

En este cálculo, se toma como hipótesis la consideración de la Tierra como esférica, se desprecian los fenómenos de refracción y se supone el Sol situado a una distancia infinita, considerando, además, que éste se encuentra inmóvil.

Igualmente, se toma como sistema de referencia el sistema geocéntrico ecuatorial, despreciando de esta forma, el giro de la Tierra. En dicho sistema de referencia, la posición del Sol se define a través de sus coordenadas de declinación y ascensión recta para un día dado.

Partiendo de la órbita del satélite a una altura h , se calcula en primer lugar el radio de la circunferencia esférica, el cual se puede obtener de la figura siguiente:

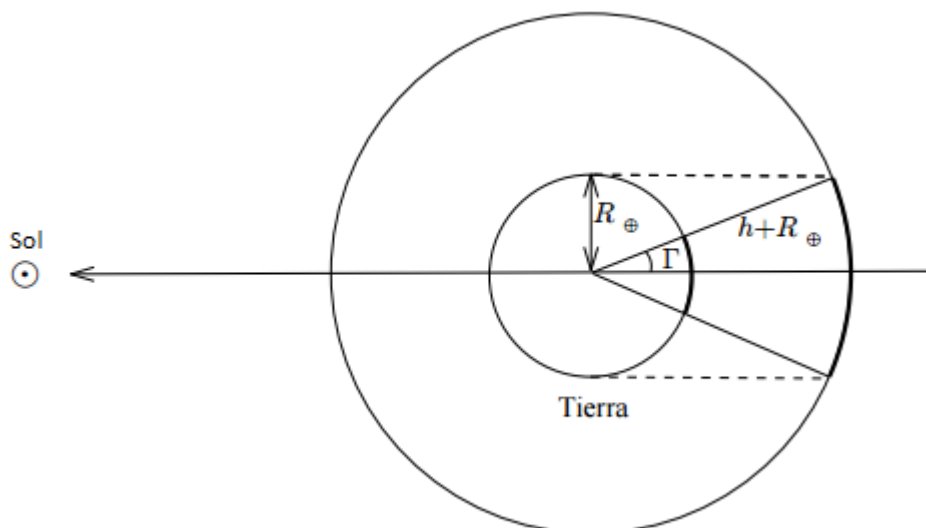


Figura 3-5. Circunferencia de eclipse. Fuente: [37].

De aquí, el radio de dicha circunferencia esférica Γ se obtiene como:

$$\sin \Gamma = \frac{R_{Tierra}}{R_{Tierra} + h} \quad (3.8)$$

Por otro lado, si se llama O al punto antipodal al punto solar, este se definirá a partir de la declinación y ascensión recta del Sol:

$$\delta_{\circ} = -\delta_{\odot} \quad (3.9)$$

$$AR_{\circ} = AR_{\odot} + 180^{\circ} \quad (3.10)$$

Para cada valor de azimut, A, del satélite se tendrá:

$$\sin \delta = \sin \delta_{\circ} \cos \Gamma + \cos \delta_{\circ} \sin \Gamma \cos A \quad (3.11)$$

$$\cos \Delta AR = \frac{\cos \Gamma - \sin \delta_{\circ} \sin \delta}{\cos \delta_{\circ} \cos \delta} \quad (3.12)$$

La ecuación (3.12) determina la circunferencia de eclipse en la que el satélite estaría eclipsado a una altura h. Empleando la formulación introducida para los círculos esféricos, se tendrá un eclipse siempre y cuando la ascensión recta del satélite se encuentre en el rango delimitado por $[AR_{\circ} - \Delta AR, AR_{\circ} + \Delta AR]$

3.3 Estudio de la visibilidad del satélite y cobertura

3.3.1 Seguimiento del satélite desde estaciones de Tierra

Se usa la navegación o determinación de la órbita para establecer la posición del satélite y su velocidad en un cierto instante, o de igual forma, los elementos orbitales que definen su posición. Por otro lado, el guiado, junto con el control, permiten ajustar los parámetros de la órbita y cumplir así unas características determinadas.

Existen dos formas de determinación de la órbita de un satélite. La primera de ellas es la denominada determinación en tiempo real, y proporciona la mejor de las estimaciones sobre la localización del satélite en el momento presente. Otro segundo método recibe el nombre de determinación definitiva de la órbita, y es útil para conocer los elementos orbitales en una época ya pasada. Por su parte, la propagación de la órbita hace referencia a la integración de las ecuaciones del movimiento con el fin de determinar donde se encontrará el satélite en un tiempo futuro.

Las estaciones de tierra tienen como misión proporcionar este tipo de datos a los centros de operación de la misión. Una vez que se tiene disponibilidad de los datos, se realizan estimaciones sobre la posición del satélite en la órbita, pasando a la fase de guiado en la que se envían ciertas órdenes al satélite con el fin de ajustar la órbita del mismo.

Los principales datos empleados para la estimación de la órbita son la distancia de la estación correspondiente al satélite cuya posición se quiere estimar y la velocidad de la línea de visión del satélite durante su sobrevuelo de la estación.

Con el fin de obtener la suficiente precisión en la estimación, es necesario esperar que el satélite pase por la misma más de una vez, o bien, recibir datos de estaciones repartidas a lo largo del planeta, en cuyo caso los datos son enviados y procesados en una única estación, que realiza las operaciones de control y guiado.

Resumiendo, el sistema de tierra tendrá la función de dar soporte al satélite y recoger los datos de misión generados por los instrumentos de a bordo del satélite y enviados a la estación. De este modo, la estación de tierra debe proporcionar las órdenes correspondientes al satélite, así como controlarlo, monitorizarlo, seguir su posición en la órbita y determinar la actitud del vehículo a través de las medidas de los sensores.

La localización de las estaciones de tierra que se encargarán de hacer el seguimiento del vehículo está basada en las necesidades de la misión, en equilibrio con los costes, accesibilidad y disponibilidad de comunicaciones de la estación. No obstante, en lugar de emplear una red de estaciones dedicadas es posible hacer uso de redes de estaciones de soporte en tierra ya establecidas y utilizadas en otras misiones con anterioridad. Así, existen una serie de sistemas de tierra comerciales o militares que pueden proporcionar soporte durante el desarrollo de una misión. Una gran ventaja de emplear redes de estaciones terrenas ya existentes es que permiten reducir cuantiosamente los costes de la misión, además de contar con un horario de disponibilidad amplio. Igualmente, proporcionan una alta y probada fiabilidad.

3.3.2 Visibilidad y cobertura desde una estación

Suponiendo que el satélite, el cual se halla en una órbita baja y circular, pasara cerca de una estación de tierra, y asumiendo que la órbita es lo suficientemente baja como para poder ignorar el giro de la Tierra durante el breve periodo de tiempo en que el satélite cruza por la estación, es posible determinar las características de visibilidad del satélite desde la estación terrena. Se seguirá la formulación presente en [1].

El círculo menor centrado en la estación terrena representa los puntos en los que la elevación del satélite, observada desde la estación es mayor que un cierto mínimo. A partir de este, es posible definir el ángulo máximo central de la tierra, y el ángulo de nadir máximo, κ_{\max} y n_{\max} respectivamente, medidos en el satélite desde la dirección de nadir a la estación de tierra, así como el rango máximo en que el satélite será visible.

$$\sin n_{\max} = \sin \Gamma \cos(\text{elevación}_{\min}) \quad (3.13)$$

$$\kappa_{\max} = 90 - \text{elevación}_{\min} - n_{\max} \quad (3.14)$$

$$D_{\max} = R_{\text{Tierra}} \frac{\sin \kappa_{\max}}{\sin n_{\max}} \quad (3.15)$$

Donde Γ es el radio angular de la Tierra visto por el satélite, previamente definido y D_{\max} define el rango máximo en que el satélite será visible desde la estación. El satélite será visible siempre y cuando la elevación del mismo, tomada desde la estación de tierra, supere a la elevación mínima de la estación.

Por otro lado, el plano de la órbita de un satélite, y con ello su traza, viene definido, por su inclinación i , y el RAAN, Ω . Con el fin de obtener el tiempo de paso de cobertura de un satélite desde una estación, se introduce el polo instantáneo de la órbita, o el polo del plano de la órbita en el instante de observación. Las coordenadas de este punto vienen dadas por:

$$\phi_{\text{polo}} = 90^\circ - i \quad (3.16)$$

$$\lambda_{\text{polo}} = L_{\text{nodo}} - 90^\circ \quad (3.17)$$

Siendo L_{nodo} la longitud del nodo ascendente. Si se conocen, igualmente, la longitud y latitud de la estación de tierra, es posible expresar:

$$\sin \kappa_{\min} = \sin \phi_{\text{polo}} \sin \phi_{\text{gs}} + \cos \phi_{\text{polo}} \cos \phi_{\text{gs}} \cos(\Delta\lambda) \quad (3.18)$$

Con $\Delta\lambda = \lambda_{\text{gs}} - \lambda_{\text{polo}}$. A partir de lo anterior, el tiempo de visualización del satélite desde una estación terrena vendrá dado por:

$$t_{\text{vis}} = \left(\frac{P}{180^\circ} \right) \arccos \left(\frac{\cos \kappa_{\max}}{\cos \kappa_{\min}} \right) \quad (3.19)$$

En cuanto a la cobertura del satélite, los requisitos impuestos para la misma determinarán el número de antenas y estaciones terrestres que será necesario emplear para el soporte del vehículo durante su misión. La cobertura hace referencia a la frecuencia y porcentaje de tiempo en que el satélite debe comunicarse con la estación.

Los satélites cuya órbita de aplicación es una órbita baja requieren un mayor número de estaciones, ya que el tiempo de visión desde cada estación es limitado. Esta limitación puede ser suplida mediante el empleo de un número elevado de estaciones de tierra distribuidas uniformemente a lo largo del globo terráqueo, de tal suerte que se garantice la comunicación con el satélite cada poco tiempo. Esto permite, además, reducir los requisitos de memoria del satélite, ya que los datos son transmitidos con mayor frecuencia.

Para el estudio de la cobertura y visibilidad del satélite durante las primeras fases de la misión se empleará, nuevamente, la herramienta STK, que almacena en su base de datos la localización de las estaciones terrestres existentes en la actualidad. Con esta herramienta se analizará un segmento de tierra adecuado para el satélite a lanzar, de tal forma que la cobertura esté garantizada de forma casi continua durante las primeras etapas de la misión. Este análisis se realizará en el capítulo 5, una vez elegido el lanzador para poner en órbita el satélite.

4 CÁLCULO DEL LANZADOR “IDEAL” Y ELECCIÓN ENTRE LAS SOLUCIONES COMERCIALES EXISTENTES

La elección del lanzador no conlleva únicamente la selección de un tipo de cohete, sino de múltiples elementos relacionados con el mismo como la base de lanzamiento en la que es posible emplear dicho cohete según razones de seguridad o políticas o las fechas en las que se puede lanzar el vehículo atendiendo a condiciones meteorológicas adversas que pudieran afectar negativamente al lanzador durante el vuelo. Es por ello que se suele hablar de sistemas de lanzamiento, término que engloba todos los elementos anteriores.

Los sistemas lanzadores constituyen, como ya se ha mencionado, el único modo de poner en órbita una determinada carga de pago, tanto en cuanto son capaces de acelerar de forma continua durante su envolvente de actuación. Es por esto que la selección del vehículo lanzador supone un paso crítico en la misión espacial.

4.1 Requisitos de elección del lanzador

Tras establecer las necesidades y objetivos de la misión a realizar, es posible llevar a cabo la selección del vehículo lanzador. Serán estos elementos los que dictaminarán la familia de lanzadores que permitirán cumplir las limitaciones de la misión con garantías.

Un aspecto relevante debe ser el decidir si el satélite a poner en órbita será la única carga de pago del lanzador, o bien, por el contrario, si el lanzamiento será compartido. El lanzamiento compartido permite abaratar los costes de lanzamiento, sin embargo, aumenta el riesgo de que un problema con la carga de pago adicional pueda causar estragos sobre la propia. Esta decisión será tomada una vez que se lleve a cabo la selección de un lanzador comercial concreto, atendiendo a la capacidad de carga y propulsiva del mismo.

En cuanto a los requisitos de la misión, para una misión a una órbita baja como es el caso, estarán relacionados con la posibilidad de alcanzar mediante el lanzador una órbita con parámetros adecuados, tales como altitud, inclinación y ascensión recta del nodo ascendente, los cuales forman parte de los elementos orbitales clásicos previamente definidos. El lanzador debe tener la capacidad de inyectar el satélite en una órbita circular, con la inclinación requerida. Por su parte, el RAAN de la órbita se determinará en base a la necesidad de evitar los eclipses, tal y como se obtendrá en el apartado de ventanas de lanzamiento, ya que se requiere que el satélite despliegue los paneles solares en órbita en un momento en que recibe la energía proveniente del Sol, con el fin de comenzar a disponer de su propia fuente de energía.

Igualmente, es necesario evaluar la capacidad de carga de pago del lanzador, y considerar las dimensiones del satélite con el fin de asegurar que hay espacio suficiente en el lanzador como para albergarlo en su interior. El lanzador elegido debe ser capaz de poner en órbita un mínimo de 2500 kg y tener un espacio disponible en su interior acorde con las dimensiones del satélite.

Otro aspecto a tener en cuenta es la elección de una fecha para el lanzamiento, afectando esta tanto a la disponibilidad del vehículo como a la distribución temporal del periodo que abarca el lanzamiento. Como se determinó previamente, la elección de la fecha de lanzamiento vendrá marcada por la necesidad de evitar periodos de eclipses.

Por su parte, en ciertas misiones, sobre todo hacia órbitas de mayor altitud como la geosíncrona, el lanzador no tiene la capacidad suficiente para poner al satélite en la órbita deseada. Como solución, se puede recurrir a una etapa superior adicional en el lanzador, incrementando los costes de contratación de sus servicios, o alternativamente, diseñar el satélite con la capacidad propulsiva suficiente como para realizar las maniobras necesarias de cambio de órbita. De igual forma, el vehículo lanzador presenta cierta imprecisión en la inyección, con lo que el satélite tendrá que realizar maniobras de corrección una vez se encuentre en órbita.

Por último, el sistema propulsivo del lanzador debe garantizar que el lanzamiento es posible para la carga de pago de 2500 kg, empleando para ello soluciones como el escalonamiento de las etapas del cohete.

Recapitulando, la selección del lanzador dependerá de criterios como la capacidad de carga, la fecha de lanzamiento requerida frente a la disponibilidad del lanzador, la compatibilidad entre el satélite y el lanzador, así como el coste y la fiabilidad del vehículo. Debido a las restricciones que impone este proceso en el diseño del satélite, es importante decidir con qué lanzador se pretende poner en órbita el vehículo en una fase temprana del proceso, permitiendo así la negociación de requisitos entre los usuarios del lanzador y la compañía que presta los servicios del mismo con suficiente margen.

4.2 Prediseño del sistema de lanzamiento “ideal” necesario

Atendiendo a los requisitos impuestos por el tipo de carga de pago y de la misión a realizar, se procede seguidamente a establecer parámetros de diseño sobre algunos de los aspectos fundamentales que conforman un sistema de lanzamiento.

4.2.1.1 Bases de lanzamiento

Existen numerosas bases de lanzamiento asociadas a ciertos vehículos lanzadores. La mayoría de estas bases de lanzamiento se encuentran situadas lo más cerca posible del Ecuador, aprovechando así el giro de rotación de la Tierra en dirección hacia el este. En teoría, cualquier ángulo de inclinación orbital puede ser alcanzado desde una base que se situara justo en el Ecuador. No obstante, otros criterios cobran importancia a la hora de seleccionar el emplazamiento de una base de lanzamiento, como pueden ser la accesibilidad, la seguridad o razones de corte político.

Por otro lado, las bases de lanzamiento situadas en latitudes más altas no permiten el acceso directo a órbitas con inclinaciones mucho menores que su latitud, de forma que los lanzamientos destinados a alcanzar órbitas con inclinaciones más elevadas, lo hacen en detrimento de su velocidad y la capacidad de carga de pago que pueden lanzar.

El parámetro que determina la dirección del lanzamiento desde cada base es el ángulo de azimut, medido respecto a la dirección norte, tal que así:

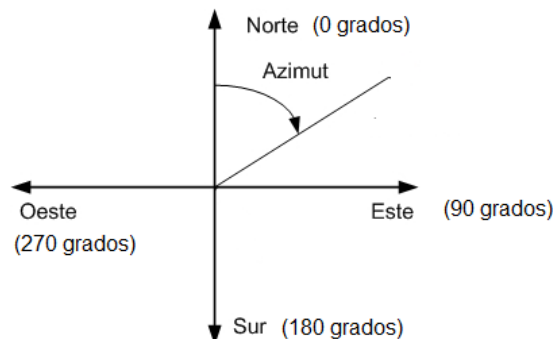


Figura 4-1. Definición del ángulo de azimut. Fuente: <http://balancedeenlace.galeon.com/main.html>

Los ángulos de azimut negativos equivalen, por tanto, a una medición del ángulo desde la dirección Norte hasta la dirección Oeste.

Una vez determinada la órbita del satélite, es posible determinar el azimut de lanzamiento requerido desde una base de lanzamiento, a través de la inclinación de la órbita y la latitud de dicha base. Para ello, es necesario hacer uso de la trigonometría esférica, asumiendo que la trayectoria de lanzamiento y la órbita se encuentran en el mismo plano, y despreciando el efecto de la rotación de la Tierra.

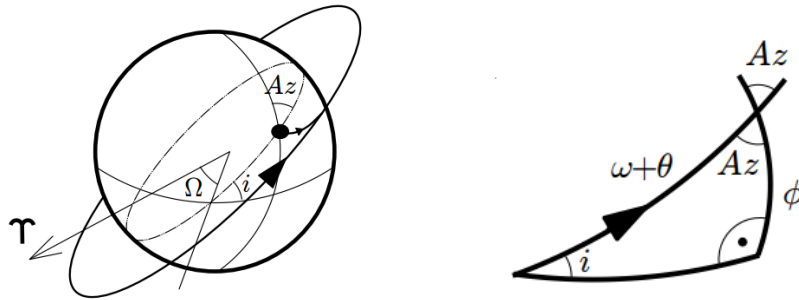


Figura 4-2. Cálculo del azimut de lanzamiento. Fuente: [37].

Aplicando relaciones básicas de la trigonometría esférica, en concreto la ley de cosenos, se llega a:

$$\cos i = -\cos Az \cos 90^\circ + \sin Az \sin 90^\circ \cos \phi \quad (4.1)$$

$$\cos i = \sin Az \cos \phi \quad (4.2)$$

Expresión ésta, la (4.2), que relaciona la inclinación de la órbita con el azimut de lanzamiento y la latitud de la base de lanzamiento. Cada base tiene asociado un rango de azimut máximo y mínimo permitidos, atendiendo a razones de seguridad, que prohíben realizar el lanzamiento sobre ciertas zonas tanto terrestres como oceánicas. En la siguiente imagen se muestra el rango de inclinaciones, y por ende de azimut, permitido en la base de lanzamiento americana de Cabo Cañaveral, desde donde se realizan gran parte de los lanzamientos con vehículos estadounidenses:

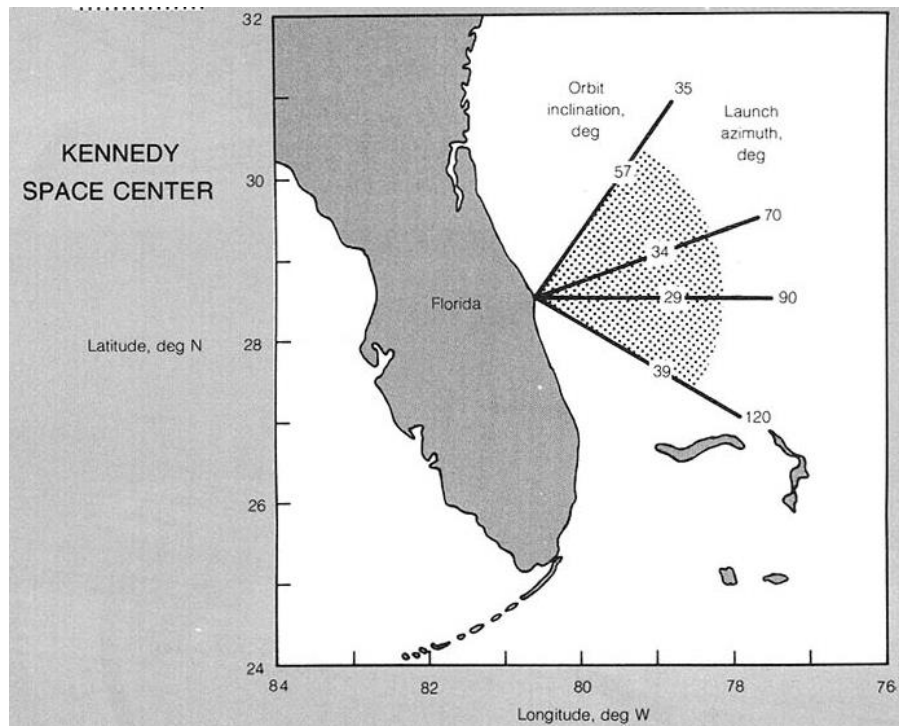


Figura 4-3. Rango de azimut mínimo y máximo permitidos en Cabo Cañaveral. Fuente: [1].

Para cada una de las bases de lanzamiento disponibles en la actualidad, se ha calculado el azimut de lanzamiento correspondiente, descartando algunas de las bases por no quedar dicho azimut dentro del rango permitido. Cada

lanzador puede lanzarse desde diferentes bases según se define en su manual de vuelo correspondiente.

Así, las principales bases de lanzamiento estudiadas son:

- Vandenberg Air Force Base, Kennedy Space Center (Cabo Cañaveral), Walloops, y Kodiak Launch Complex para lanzadores estadounidenses.
- Kourou en la Guayana Francesa para los lanzadores europeos.
- Para los lanzadores rusos, Svobodny Cosmodrome, Yasny Cosmodrome, Kapustin Yar Cosmodrome, Plesetsk Cosmodrome en Rusia y Baikonur Cosmodrome en Kazajistán.
- Asociadas a los lanzadores japoneses se encuentran las bases de Tanegashima Space Center y Uchinoura Space Center.
- Para los lanzadores chinos, Jiuquan Satellite Launch Center, Taiyian Satellite Launch Center, Xichang Satellite Launch Center.
- Las bases Vikram Sarabhai Space Centre, Balasore y Sriharikota para lanzadores hindúes.
- Otras bases de lanzamiento, como la plataforma de lanzamiento de la compañía Sea Launch, dispuesta en medio del océano, Alcantara Space Center para lanzadores brasileños o la base de Palmachim Air Force Base para los lanzadores israelíes.

Como puede observarse, se ha escogido un rango amplio de bases de lanzamiento desde las que se ha analizado la posibilidad de lanzar al satélite a la órbita deseada. Esto permitirá considerar múltiples lanzadores comerciales como potencialmente útiles para el lanzamiento, ya que cada lanzador tiene asociada unas determinadas bases de lanzamiento, normalmente, según el país de origen del mismo. Las bases de lanzamiento desde las que es posible emplear cada lanzador se recogen en el anexo A: datos de lanzadores comerciales.

Todas las bases escogidas se caracterizan por estar situadas lo más cerca del Ecuador posible, con el fin de hacer uso del giro de la Tierra, o bien se encuentran en latitudes estratégicas que permiten alcanzar órbitas polares, de mayor inclinación, u órbitas de gran excentricidad.

Partiendo de las bases anteriores, se ha realizado una criba que ha permitido descartar ciertas bases de lanzamiento, debido a que el azimut desde el que debería lanzarse para alcanzar la órbita de 95.3° , desde la latitud de la base correspondiente, excede el rango de azimut máximo y mínimo permitido por razones de seguridad. Así, las bases posibles para el lanzamiento serán:

Base de lanzamiento	Localización	Longitud (°)	Latitud (°)	Azimut mínimo (°)	Azimut máximo (°)	Azimut de lanzamiento (°)
Jiuquan	China	100.5	41.1	-10	120	187/-7
Taiyian	China	112	39.1	90	190	186.8
Sriharikota	India	80.2	13.7	100	290	185.5
Uchinoura	Japón	131.1	31.3	20	150	-6.2
Tanegashima	Japón	131	30.4	-15	90	-6.14
Baikonur	Kazajistán	63.9	46	-20	90	-7.6
Kasputin Yar	Rusia	46.3	48.6	-10	90	-8
Plesetsk	Rusia	40.6	62.8	-30	90	-11.7

Base de lanzamiento	Localización	Longitud (°)	Latitud (°)	Azimut mínimo (°)	Azimut máximo (°)	Azimut de lanzamiento (°)
Yasny	Rusia	59.9	51.2	-23.8	47.8	-8.5
Vandenberg	Estados Unidos	-120.6	34.8	147	201	192.5
Kodiak	Estados Unidos	-152.3	57.4	110	220	189.9
Kourou	Guayana Francesa	-52.8	5.2	-20	100	-5.3
Womera	Australia	136.5	-31	-10	15	-6.2

Tabla 4-1. Bases de lanzamiento posibles.

De la ecuación (4.2) dos soluciones del seno son posibles para el ángulo de azimut. Así, se ha optado por dar por válidas las dos soluciones en los casos en que se encuentran dentro del rango permitido. Para aquellas bases en las que solo es posible un azimut de lanzamiento dentro del intervalo máximo y mínimo, únicamente éste ha sido considerado.

Se incluyen igualmente en la tabla anterior las coordenadas de longitud y latitud de cada base de lanzamiento, las cuales sirven como base para el cálculo de la ventana de lanzamiento y el azimut de lanzamiento.

4.2.2 Cálculo y optimización del escalonamiento

La mayor parte de los lanzadores comerciales en uso en la actualidad, se caracterizan por estar formados por diferentes etapas, claramente diferenciadas. Un cohete multietapas es aquel que usa dos o más etapas estructurales, cada una con su propio motor y propulsante. Una vez que el propulsante de una etapa es consumido, los restos de la misma se desprenden del vehículo, disminuyendo su masa, y permitiendo así el incremento de la aceleración y altitud que experimentará el cohete.

La primera etapa se encuentra en la parte baja y es normalmente la mayor, la segunda, así como las etapas superiores se encuentran por encima de ella decreciendo en tamaño. En ciertas configuraciones se usan unos aceleradores o “boosters” que impulsan el vehículo. Cuando se consume todo su combustible, se separan del resto del cohete, normalmente con algún dispositivo explosivo. Lo mismo ocurrirá con la primera etapa y las subsiguientes, aligerando cada vez el peso del vehículo. Cuando una etapa se separa, el resto del cohete continúa viajando a una velocidad cercana a la alcanzada durante la propulsión de dicha etapa, lo cual significa que necesita menos propulsante para alcanzar una velocidad o altitud dadas.

El principal objetivo de la optimización de un cohete multietapas es maximizar la capacidad de carga útil. Así, en este tipo de cohetes, el propulsante se almacena en pequeños tanques separados, en lugar de en un único tanque de mayor tamaño. Una vez que el tanque es vaciado, se separa del resto del vehículo que alcanzará mayores incrementos de velocidad, ΔV . De igual modo, una carga de pago de mayor peso puede ser acelerada empleando el mismo ΔV . Normalmente, cada tanque se integra en un motor propio, constituyendo este conjunto una etapa.

Otra ventaja considerable del escalonamiento es que cada etapa puede emplear un motor distinto, adecuado a la operación que tiene que realizar. De esta forma, las etapas inferiores se diseñan para ser usadas cuando el vehículo se encuentra inmerso en la atmósfera, mientras que las etapas superiores se emplearán con el vehículo expuesto al vacío. Por otra parte, las etapas inferiores requieren normalmente una estructura mayor que las superiores, ya que deben soportar el peso de estas, así como el de ellas mismas. Es por esto que la optimización del peso estructural de cada etapa permitirá disminuir el peso total del vehículo.

Cabe mencionar, que el proceso de etapificación del cohete presenta también ciertas desventajas, ya que supone añadir complejidad al vehículo, incrementando el sistema de tuberías, válvulas, bombas, etc., asociado a cada motor. Si bien, como se demostrará en el apartado 4.2.2.5, no es posible con la tecnología disponible en la actualidad, poner en órbita un satélite con un lanzador de una sola etapa, en la mayor parte de los casos.

El objetivo de este proceso de cálculo del escalonamiento será el de plantear un estudio preliminar de la optimización de las etapas del cohete lanzador más apropiado para poner en órbita el satélite dado, de 2500 kg de masa. El proceso consistirá en escoger el número de etapas, el sistema de propulsión de cada una de ellas y la configuración de etapificación más adecuada. Con el fin de comprobar la validez de los cálculos realizados se hará uso de los datos de escalonamientos de cohetes reales recogidos en el anexo B.

4.2.2.1 Fundamentos básicos de la propulsión de un cohete

La ecuación del cohete fue obtenida por el físico Konstantin Tsiolkovsky, que pretendía probar que los viajes espaciales eran posibles. Esta ecuación describe el movimiento de vehículos que siguen el principio básico de un cohete, esto es, un dispositivo capaz de generar empuje expulsando parte de su masa a alta velocidad y con ello, moverse debido al principio de conservación de la cantidad de movimiento. La ecuación muestra la relación entre el gradiente de velocidad máximo experimentado por el cohete en ausencia de fuerzas externas (resistencia atmosférica, gravedad...) con la velocidad de salida efectiva y las masas inicial y final del cohete o motor:

$$\Delta V = V_e \ln \frac{m_0}{m_f} \quad (4.3)$$

La ecuación presentada por Tsiolkovsky permite determinar la cantidad de propulsante necesaria para poner el vehículo en órbita, jugando así un papel crucial en el análisis propulsivo de un cohete. De igual forma, puede extenderse a cohetes multi-etapas tanto en cuanto permite evaluar el incremento de velocidad de cada etapa y sumarlos para obtener el total.

Por otro lado, la ecuación anterior puede ser modificada tomando en consideración las distintas pérdidas a las que se ve sometido el vehículo durante su recorrido. Esto es lo que se denomina “velocity Budget” y revela el ΔV real requerido para alcanzar la órbita buscada. En apartados posteriores, se analizarán diferentes efectos a los que se ve sometido el vehículo, como la resistencia atmosférica, la gravedad o el efecto de rotación de la Tierra, determinando su importancia en relación al ΔV considerado sin pérdidas.

Uno de los parámetros más importantes para definir la eficiencia del cohete es el impulso específico, definido como el ratio entre el empuje proporcionado por el motor, T y el peso de combustible consumido, $\dot{m}g$, donde g es la aceleración de la gravedad.

$$I_{sp} = \frac{T}{\dot{m}g} \quad (4.4)$$

Las primeras etapas del vehículo suelen tener un impulso específico menor, ya que su objetivo es llevar el vehículo a altitudes mayores aún en detrimento de la eficiencia. Por el contrario, las etapas superiores tienen un impulso específico mayor, ya que una vez que el vehículo se encuentra fuera de la atmósfera, el gas saliente no encuentra una alta oposición por parte de la presión atmosférica, consiguiendo mayor empuje con menor consumo de propulsante.

De la definición de impulso específico se tiene la de velocidad efectiva de salida, dada por:

$$V_e = gI_{sp} \quad (4.5)$$

Junto con el impulso específico, el empuje es el otro parámetro básico del sistema propulsivo del cohete. El empuje puede ser definido como la fuerza aplicada al cohete debido a la expulsión de los gases a través de sus motores. La generación de empuje, por tanto, tiene lugar debido a la aceleración del propulsante almacenado. El empuje del cohete puede obtenerse mediante un balance de cantidad de movimiento sobre el mismo:

$$T = \dot{m}V_e + A_e(P_e - P_\infty) \approx \dot{m}V_e \quad (4.6)$$

Con A_e , el área de la tobera o tramo de salida, P_e , presión de los gases a la salida de la tobera, P_∞ , la presión del ambiente, V_e es la velocidad de salida del propulsante y \dot{m} el flujo de masa del propulsante. Si consideramos $P_e \approx P_\infty$, se obtiene la aproximación para el empuje previamente planteada.

Valores típicos, tanto para el empuje como para el impulso específico del cohete pueden consultarse nuevamente en la tabla de escalonamientos de cohetes reales del anexo B. Serán estos datos los que se tomen como punto de partida en el proceso de optimización.

4.2.2.2 Tipos de sistemas propulsivos

En este estudio preliminar, partimos de la base de que la mayor parte de los vehículos lanzadores emplean motores cohete químicos, si bien, se han empleado de igual manera sistemas de propulsión eléctricos para ciertas aplicaciones. Dentro de los sistemas de propulsión químicos, el propulsante empleado puede ser sólido, líquido o en algunos casos híbrido.

En los vehículos lanzadores, los motores de propulsante sólido suelen presentarse en forma de “boosters”, proporcionando una gran variabilidad, ya que pueden ser añadidos en diferente número, y proporcionar así un extra de empuje en el vehículo.

Los motores de propulsante sólido contienen el propulsante en forma de granos. Las características de dicho grano pueden escogerse de forma que permitan obtener un empuje constante o variable, tiempo de combustión largo o corto, etc.

En lo que se refiere a los granos de cohetes sólidos, un factor que puede disminuir su efectividad es el hecho de que, en algunos casos, si el motor es demasiado grande, los granos deben dividirse en segmentos y conectarse por medio de ciertas articulaciones. Éstas introducen una perturbación en el flujo que puede inducir vórtices que afectan a la cantidad de movimiento del flujo. Este aspecto es necesario tomarlo en consideración a la hora de emplear configuraciones multi-etapas con boosters.

Otro aspecto a tener en cuenta en motores con este tipo de propulsante, es que, una vez que se inicia el proceso de ignición, no hay posibilidad de detenerlo. Esta característica puede suponer una complicación en el caso de que ocurra algún fallo durante el lanzamiento.

Por otro lado, una de las principales ventajas de los motores cohetes sólidos, es la simplicidad de asociación con el hardware, sin necesidad de bombas, líneas de alimentación o fuentes de potencia adicionales como son requeridas en motores de propulsante líquido. Esto proporciona mayor fiabilidad y disminuye la masa inerte presente en el vehículo.

Los sistemas de propulsante líquido resultan más complejos que los sólidos, pero proporcionan una mayor versatilidad y capacidad. Debido a que los propulantes en estado líquido se almacenan en tanques separados, es necesario transportarlos hacia la cámara de combustión y para ello se requiere un complejo sistema de líneas de alimentación, tuberías e inyectores. Para proporcionar la presión necesaria en estos sistemas se emplea una bomba que recibe la energía de una cámara de combustión más pequeña presente en el cohete, y que usa parte del propulsante. A pesar de su complejidad, este sistema proporciona mayor eficiencia que los motores sólidos, debido especialmente a que presentan mayores impulsos específicos que estos últimos.

Existen diferentes tipos de propulantes, no obstante, las combinaciones más eficientes presentan al menos un componente criogénico, es decir, gases que se mantienen en estado líquido a temperaturas muy bajas, lo que supone añadir más complejidad incrementando la masa inerte del sistema. El líquido debe ser aislado, y el sistema de tuberías debe diseñarse de tal forma que permita la expansión y contracción del mismo. De igual manera, debido a la evaporación, el propulsante no puede almacenarse en los tanques durante largos periodos de tiempo. Este aspecto supone una diferencia frente a los motores sólidos, donde el propulsante puede ser almacenado preparado para el lanzamiento durante meses o incluso años, proporcionando una mayor disponibilidad.

A la hora de elegir la combinación de propulantes, es necesario tener en cuenta una serie de criterios como pueden ser la temperatura de propulsión, relacionada con el empuje y velocidad de salida, o el coeficiente de empuje, en estrecha relación con las propiedades de la tobera.

Al contrario que los motores de propulsante sólido, los motores líquidos permiten detener la ignición, cortando el flujo de propulsante por medio de válvulas. Esto puede suponer una ventaja en ajustes de actitud del vehículo o movimientos en la órbita.

Los motores cohete sólidos se caracterizan, por tanto, por su diseño simple, la ausencia de fugas o goteo y su disponibilidad instantánea, si bien presentan menor impulso específico que los motores cohete líquidos. Es por esto que, normalmente, se emplean motores cohete líquidos durante las etapas superiores y como propulsante

principal del vehículo, prefiriendo el propulsante sólido durante las etapas inferiores, donde el impulso específico requerido es menor y los aspectos relacionados con la seguridad juegan un papel más importante.

Así, las combinaciones de propulsante con valores menores de impulso específico se emplean preferiblemente en la primera etapa del vehículo, donde se necesita un alto valor del empuje para superar las fuerzas opuestas del peso o aerodinámicas. Valores de impulso específico más elevados son de mayor utilidad en las etapas posteriores, donde el objetivo radica en incrementar la velocidad del vehículo sin fuerzas opuestas.

No obstante, múltiples combinaciones son posibles, y la elección de un tipo de propulsante u otro estará condicionada en gran medida por el objeto de la misión a realizar, el tipo de carga de pago transportada, el coste del sistema propulsivo elegido, la seguridad, etc. Por ejemplo, un satélite que transportara sistemas ópticos tendría que estar protegido de posibles contaminantes, teniendo que ser empleados propulsantes líquidos con ciertas características.

Los tipos de propulsantes más extendidos entre los lanzadores comerciales se resumen en el anexo B: tabla de escalonamientos de lanzadores comerciales.

En esta primera optimización se considerarán tres tipos de combinaciones comúnmente empleadas entre los lanzadores, como son todas las etapas con propulsante líquido, todas con propulsante sólido y una última configuración con propulsante sólido en la primera etapa y líquido en las superiores. Posteriormente se analizará también la respuesta de cohetes que emplean configuraciones de “boosters” de propulsante sólido en paralelo con la primera etapa del cohete.

4.2.2.3 Tipos de configuraciones multietapas

En cuanto a la distribución de las etapas, nuevamente encontramos gran cantidad de configuraciones posibles, como pueden ser la configuración en tándem o en serie, en paralelo, etapas constituidas únicamente por motores o por tanques de combustible.

En la configuración en tándem o serie, cada etapa se encuentra inmediatamente a continuación de la anterior, de manera que la actividad de una etapa comienza una vez que ha concluido el proceso propulsivo de la anterior. Por el contrario, la configuración en paralelo presenta dos o más etapas activas al mismo tiempo.

El empleo de etapas en paralelo presenta ciertas ventajas, tales como la distribución del peso de los motores en la primera etapa por completo, consiguiendo así una mayor aceleración, o la inclusión de “boosters” o aceleradores que permiten incrementar la carga de pago transportada, la disminución de costes asociados al diseño de motores, así como la disminución de la longitud del cohete, lo que supone obtener menores momentos y oscilaciones en el vehículo mejorando la estabilidad. Sin embargo, los tiempos de propulsión son mayores en este tipo de etapificación, lo que requiere que las etapas se dimensionen para operar en rangos de altitud mayores respecto a los que presentarían las primeras etapas de la configuración en tándem. Así mismo, las cargas estructurales son mayores después del lanzamiento, debido a que el empuje al que se somete el vehículo es mayor.

Para este estudio, se considerarán las configuraciones en serie o en paralelo, escogiendo la más adecuada una vez se realice el proceso de optimización correspondiente. En el análisis de la configuración en paralelo el proceso de cálculo debe ser modificado, ya que, en este caso, el empuje total es la suma de los empujes que proporcionan la primera etapa y los “boosters” en conjunto. Dicho proceso se explicará con mayor detalle en apartados posteriores.

4.2.2.4 Ratios de diseño de un cohete multietapas

La masa total inicial del cohete puede ser caracterizada por $m_0 = m_p + m_s + m_L$, con m_p , masa del propulsante, m_s , masa estructural y m_L , masa de la carga de pago.

Resulta interesante establecer ciertas relaciones entre las diferentes masas definidas. De esta forma se tiene:

- Ratio de masa, expresado en términos de la variable Z dada por $Z = \frac{m_0}{m_s + m_L}$, de forma que puede expresarse $\Delta V = g I_{sp} \ln Z$. El valor de esta variable suele encontrarse en las cercanías de 7.
- Ratio de carga de pago, definido a conveniencia como $\lambda_{payload} = \frac{m_L}{m_0 - m_L} = \frac{m_L}{m_p + m_s}$. Suele tomar valores en torno a 0.06.
- Coeficiente estructural $\varepsilon = \frac{m_s}{m_p + m_s}$. Típicamente, toma valores de 0.08.
- Fracción de propulsante $p = \frac{m_p}{m_0}$, con un valor típico de 0.85.

Combinando los ratios típicos de un cohete multietapas, podemos obtener:

$$Z = \frac{1 + \lambda_{payload}}{\varepsilon + \lambda_{payload}} \quad (4.7)$$

El ratio de carga de pago es una medida de la masa de la carga de pago en proporción a la masa del resto del cohete, y el coeficiente estructural caracteriza la masa de la estructura en relación con la masa de propulsante, sin contabilizar la masa de la carga de pago.

4.2.2.5 Justificación del escalonamiento

Como ya se ha mencionado, en la mayoría de los casos no es posible inyectar en órbita una carga de pago mediante una sola etapa del vehículo lanzador, es por ello que la mayoría de los cohetes que se emplean se diseñan mediante escalonamientos.

Es posible justificar este hecho desde el punto de vista matemático. Partiendo de la ecuación del cohete (4.3), se observa que será necesario un alto valor de la velocidad de salida efectiva, y por ende del impulso específico, con el fin de alcanzar un incremento de velocidad como el que es necesario para alcanzar la órbita deseada a 400 km de altitud.

Así, en primer lugar, será necesario conocer el incremento de velocidad que debe experimentar el vehículo para alcanzar la órbita LEO de destino. Dicho incremento se puede obtener fácilmente suponiendo que el lanzador pondrá el satélite en una órbita circular partiendo de la Tierra donde está inicialmente en reposo:

$$\Delta V = \sqrt{\frac{\mu}{R+h}} = \sqrt{\frac{398600.4 \text{ km}^3 / \text{s}^2}{6378.14 \text{ km} + 400 \text{ km}}} = 7.7 \text{ km} / \text{s} \quad (4.8)$$

Es necesario tomar en consideración que, como ya se ha mencionado, durante su ascenso, el vehículo se encuentra sometido a ciertas pérdidas que provocan que el incremento de velocidad necesario sea mayor que el anterior. De este modo, tanto el efecto de la gravedad, la resistencia atmosférica o el giro de la Tierra provocan pérdidas en la actuación del vehículo. No obstante, en un primer análisis se tratará de determinar la influencia de parámetros característicos del sistema propulsivo sobre las diversas etapas que componen el escalonamiento. Así, se supondrá que el efecto de estas pérdidas puede ser despreciado frente al incremento de velocidad anterior. En un apartado posterior, se procederá a justificar si efectivamente su efecto sobre la masa de propulsante requerida es o no relevante, con el fin de determinar si es necesario tenerlas en cuenta a la hora de llevar a cabo la elección del sistema propulsivo óptimo.

Si considera la ecuación del cohete y los ratios típicos de diseño de un cohete multietapas se llega al siguiente valor del incremento de velocidad asociada al cohete de una sola etapa:

$$\Delta V_1 = g_0 I_{sp1} \ln \frac{m_0}{m_f} = g_0 I_{sp1} \ln \frac{m_p + m_s + m_L}{m_s + m_L} = g_0 I_{sp1} \ln Z = g_0 I_{sp1} \ln \frac{1 + \lambda_{payload}}{\varepsilon + \lambda_{payload}} \quad (4.9)$$

Escogiendo valores típicos del ratio de carga de pago y el coeficiente estructural, así como del impulso específico, según los datos de escalonamientos de cohetes reales presentados en el anexo B, eligiendo en este caso un valor típico de 300 s, y se sustituyen estos valores en la expresión anterior se llega a:

$$\Delta V_1 = 9.81 \times 300 \times \ln \frac{1 + 0.06}{0.08 + 0.06} = 5.96 \text{ km / s} \quad (4.10)$$

Valor este claramente alejado del que se requiere para poner en órbita el satélite, presentado en (4.8). Será necesario emplear al menos dos etapas, por tanto, para poder inyectar el satélite en órbita. El proceso de cálculo del siguiente apartado permitirá distinguir el número de etapas necesario, así como la configuración propulsiva más adecuada para cada una de ellas.

Cabe destacar que, si bien este análisis se ha realizado para la misión propuesta a 400 km de altitud y una carga de pago de 2500 kg, los resultados pueden ser extrapolados a la mayor parte de lanzamientos orbitales, obteniendo de forma similar la imposibilidad de realizar el lanzamiento con una sola etapa.

Y es que, para alcanzar los incrementos de velocidad necesarios en el lanzamiento es necesario disponer de una gran cantidad de propulsante en el vehículo, prácticamente un 80% del mismo. Sin embargo, una vez que dicho propulsante se ha consumido, el motor y elementos asociados resultan superfluos, de ahí que sea conveniente dividir el cohete en etapas, de forma que todo este peso sobrante se desprende una vez que culmina el proceso de ignición. Es por esto que la mayoría de lanzadores actuales emplean la etapificación.

En definitiva, los cohetes escalonados ofrecen mayores capacidades de carga de pago, permitiendo igualmente alcanzar mayores velocidades que los de una sola etapa. Queda justificado así el hecho de descartar para este análisis cohetes de una sola etapa, con los que no es posible el lanzamiento en la mayoría de los casos.

4.2.2.6 Proceso de cálculo

Con el objetivo de optimizar el escalonamiento del vehículo, se hará un análisis numérico que permitirá escoger las características más adecuadas para cada etapa minimizando la cantidad de propulsante necesario para transportar la carga de pago dada con un cierto ΔV .

Existen diversos modos de optimización del escalonamiento de un cohete multietapas. En este caso, en que la masa de la carga de pago a lanzar es un dato, se ha optado por tratar de minimizar la masa de propulsante requerida para el lanzamiento, así como la estructural, ya que ello supone disminuir los costes de lanzamiento. Concretamente, se seguirá el proceso desarrollado en [3].

El incremento de velocidad asociado a cada etapa del cohete viene dado por:

$$\Delta V_i = g_0 I_{sp} \ln \left(\frac{m_{0i}}{m_{fi}} \right) \quad (4.11)$$

Donde m_{0i} representa la masa total del vehículo cuando comienza la propulsión de la etapa i , y m_{fi} , la masa del vehículo una vez que se ha consumido el propulsante, pero no se ha separado la etapa aún. Por su parte, I_{sp} representa el impulso específico del motor correspondiente y g_0 es la aceleración de la gravedad, supuesta, en este caso, a nivel del mar.

Así, el incremento de velocidad total experimentado por el vehículo será la suma del correspondiente a cada etapa:

$$\Delta V_i = \Delta V_1 + \Delta V_2 + \dots + \Delta V_n \quad (4.12)$$

siendo n el número de etapas totales.

Una vez definidas las relaciones básicas que caracterizan el diseño de las etapas que constituyen el vehículo, el objetivo ahora será optimizarlo, hallando la distribución de masa más efectiva entre las diferentes etapas.

El diseño óptimo del escalonamiento permitirá minimizar la masa de propulsante requerida para cumplir los requisitos impuestos por la misión en términos de ΔV . Para minimizar una función sujeta a una o varias restricciones, como es el caso, se emplea el método de los multiplicadores de Lagrange (ver anexo C: método de los multiplicadores de Lagrange).

Conviene pues, dar unas pinceladas sobre la aplicación de este método al cálculo de la optimización del cohete multietapas. Suponiendo que se quisiera minimizar una función de dos variables $f(x, y)$, en dicho mínimo la función debe permanecer invariable con respecto a las variaciones en x e y :

$$df = \frac{\partial f}{\partial x} dx + \frac{\partial f}{\partial y} dy \quad (4.13)$$

Debido a que dx y dy son arbitrarios e independientes, se satisface:

$$\frac{\partial f}{\partial x} = \frac{\partial f}{\partial y} = 0 \quad (4.14)$$

Añadiendo ahora que se quisiera minimizar la función f con la restricción dada por $g(x, y) = 0$, se tendría:

$$dg = \frac{\partial g}{\partial x} dx + \frac{\partial g}{\partial y} dy = 0 \quad (4.15)$$

Para que se cumpla la restricción. Atendiendo a esto, dx y dy no serían ya independientes, pero teniendo que satisfacer las relaciones anteriores conjuntamente, se puede afirmar:

$$\frac{f_x}{g_x} = \frac{f_y}{g_y} \quad (4.16)$$

Si se llama a dicho ratio η , entonces $f_x + \eta g_x = 0$ y $f_y + \eta g_y = 0$.

Es posible observar que las ecuaciones anteriores son equivalentes a minimizar la función:

$$h(x, y) = f(x, y) + \eta g(x, y) \quad (4.17)$$

considerando las tres ecuaciones que permitirían hallar x, η e y :

$$\frac{\partial h}{\partial x} = 0 \quad (4.18)$$

$$\frac{\partial h}{\partial y} = 0 \quad (4.19)$$

$$\frac{\partial h}{\partial \eta} = g = 0 \quad (4.20)$$

Si se considera ahora la aplicación a un cohete de dos etapas, las funciones a minimizar vendrían dadas por:

$$\Delta V_1 = g_0 I_{sp1} \ln \frac{m_1 + m_2 + m_L}{\varepsilon_1 m_1 + m_2 + m_L} \quad (4.21)$$

$$\Delta V_2 = g_0 I_{sp2} \ln \frac{m_2 + m_L}{\varepsilon_2 m_2 + m_L} \quad (4.22)$$

Donde la variable m_i representa la suma de la masa estructural y la masa de propulsante de la etapa i .

Un problema práctico consiste en, dada la masa de la carga de pago m_L , así como de la velocidad efectiva a través del impulso específico, y el ratio estructural de una cierta etapa, determinar las masas, en este caso, de la etapa 1 y la etapa 2 para minimizar la suma de masa total.

El problema de las n etapas será el de determinar m_1, m_2, \dots, m_n para minimizar la función f :

$$f \equiv M = m_1 + m_2 + \dots + m_n \quad (4.23)$$

Sujeto a la restricción $\Delta V_1 + \Delta V_2 + \dots + \Delta V_n - \Delta V_T = 0$, o equivalentemente:

$$\sum_{i=1}^n g_0 I_{sp_i} \ln \frac{m_i + m_{i+1} + \dots + m_n + m_L}{\varepsilon_i m_i + m_{i+1} + \dots + m_n + m_L} - \Delta V_T = 0 \quad (4.24)$$

Si se observa que:

$$\begin{aligned} \frac{m_i + m_{i+1} + \dots + m_n + m_L}{m_{i+1} + m_{i+2} + \dots + m_n + m_L} &= \frac{(1 + \varepsilon_i)(m_i + \dots + m_n + m_L)}{(1 - \varepsilon_i)(m_{i+1} + \dots + m_n + m_L) + \varepsilon_i m_i - \varepsilon_i m_i} = \\ &= \frac{(1 + \varepsilon_i)(m_i + \dots + m_n + m_L)}{\varepsilon_i m_i + m_{i+1} + m_{i+2} + \dots + m_n + m_L - \varepsilon_i(m_i + \dots + m_n + m_L)} = \frac{(1 - \varepsilon_i)Z_i}{1 - \varepsilon_i Z_i} \end{aligned} \quad (4.25)$$

Por otro lado:

$$\frac{M + m_L}{m_L} = \frac{(1 - \varepsilon_1)Z_1}{1 - \varepsilon_1 Z_1}, \frac{(1 - \varepsilon_2)Z_2}{1 - \varepsilon_2 Z_2}, \dots, \frac{(1 - \varepsilon_n)Z_n}{1 - \varepsilon_n Z_n} \quad (4.26)$$

Esta función $\frac{M+m_L}{m_L}$ se minimiza cuando M es mínimo, pero puede ser expresado de forma más simple en términos de Z_i .

Finalmente:

$$\begin{aligned} \ln \frac{M + m_L}{m_L} &= \ln \left[(1 - \varepsilon_1)Z_1 \right] - \ln(1 - \varepsilon_1 Z_1) + \dots - \ln(1 - \varepsilon_n Z_n) = \\ &= \ln(1 - \varepsilon_1) + \ln Z_1 - \ln(1 - \varepsilon_1 Z_1) + \dots = \\ &= \sum_{i=1}^n [\ln(1 - \varepsilon_i) + \ln Z_i - \ln(1 - \varepsilon_i Z_i)] \end{aligned} \quad (4.27)$$

Así pues, el problema a resolver será: minimizar

$$f = \sum_{i=1}^n [\ln(1 - \varepsilon_i) + \ln Z_i - \ln(1 - \varepsilon_i Z_i)] \quad (4.28)$$

Sujeto a la restricción

$$r = \Delta V_T - \sum_{i=1}^n g_0 I_{sp_i} \ln Z_i = 0 \quad (4.29)$$

En un extremo de f se debe de cumplir:

$$\frac{\partial f}{\partial Z_i} + \eta \frac{\partial r}{\partial Z_i} = \left[\frac{1}{Z_i} + \frac{\varepsilon_i}{1 - \varepsilon_i Z_i} \right] + \eta \left[\frac{-g_0 I_{sp_i}}{Z_i} \right] \quad (4.30)$$

Obteniendo $Z_i = \frac{\eta g_0 I_{sp_i} - 1}{\eta g_0 I_{sp_i} \varepsilon_i}$, y de aquí:

$$\boxed{r = \Delta V_T - \sum_{i=1}^n g_0 I_{sp_i} \ln \frac{\eta g_0 I_{sp_i} - 1}{\eta g_0 I_{sp_i} \varepsilon_i} = 0} \quad (4.31)$$

Que debe ser resuelto para el multiplicador de Lagrange correspondiente, η , mediante algún método como prueba y error.

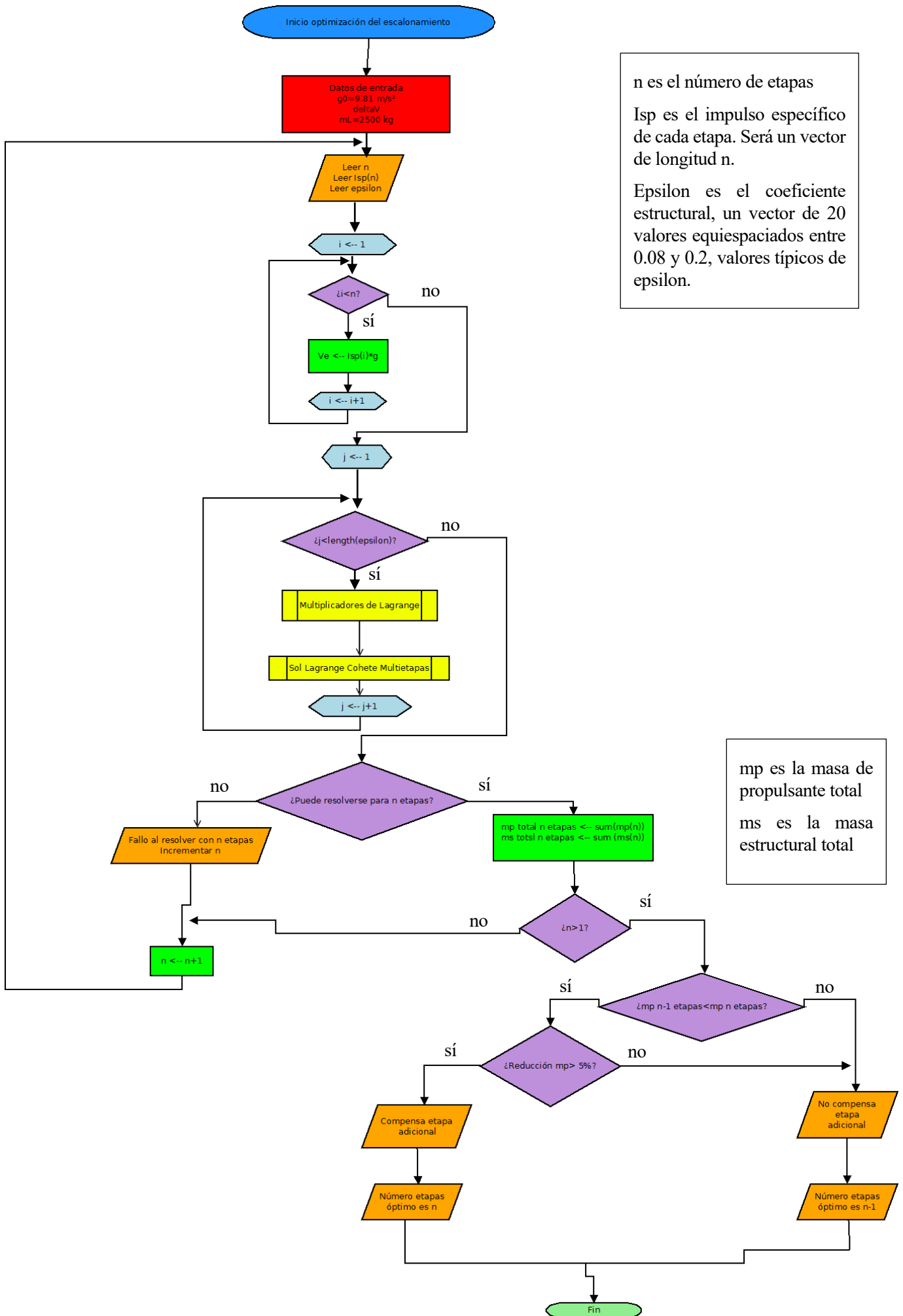
En conclusión, el proceso de optimización del escalonamiento seguirá los siguientes pasos:

- 1) En primer lugar, se define la masa de la carga de pago, el incremento de velocidad necesario para poner el satélite en órbita, y el número de etapas, así como el impulso específico de cada una de ellas. Igualmente se considera una serie de valores del ratio estructural eligiendo para ello valores típicos del mismo.
- 2) Como segundo paso, se lleva a cabo el proceso de cálculo anterior, de forma que se obtiene el valor del multiplicador de Lagrange que permite resolver la ecuación (4.31). Con ello se conseguirá determinar el valor del ratio estructural más adecuado para conseguir alcanzar el ΔV requerido para poner en órbita la carga de pago dada. Se obtiene así, la menor masa de propulsante y estructural posibles para cada etapa, siendo éste el objetivo de la optimización.
- 3) Por último, se repetirá el proceso incrementando el número de etapas en uno cada vez. Este desarrollo se repetirá hasta que el hecho de añadir una etapa adicional no traiga consigo una disminución de la masa de propulsante mayor del 5%, ya que, en este caso, la complejidad asociada a la adición de una nueva etapa no compensa la masa de propulsante ahorrada.

4.2.2.7 Algoritmo de cálculo

Se presenta a continuación un diagrama de flujo del proceso de optimización seguido, el cual permitirá clarificar de forma visual los pasos seguidos para optimizar el escalonamiento:

Cálculo del lanzador "ideal" y elección entre las soluciones comerciales existentes



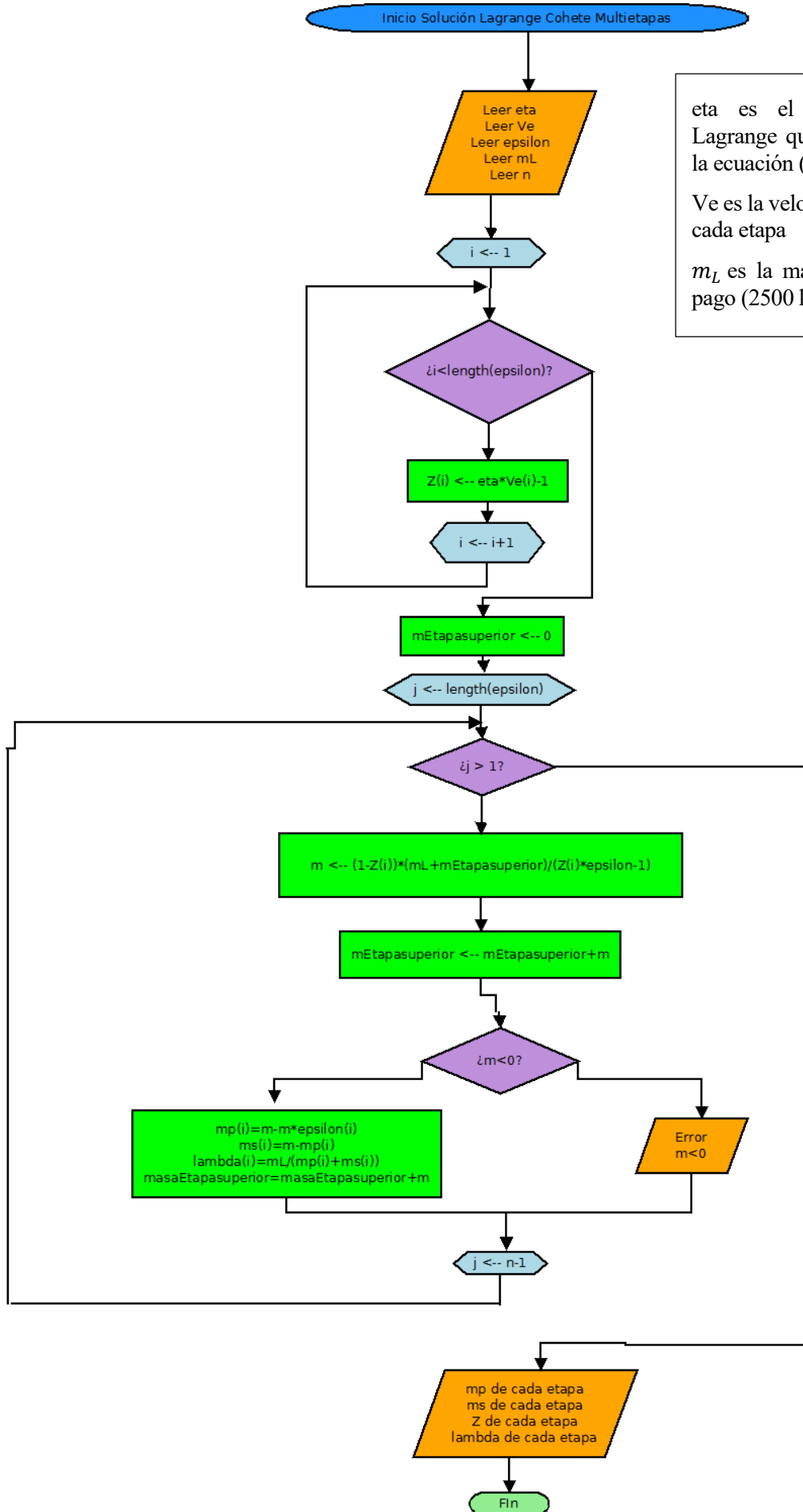
n es el número de etapas

Isp es el impulso específico de cada etapa. Será un vector de longitud n.

Epsilon es el coeficiente estructural, un vector de 20 valores equiespaciados entre 0.08 y 0.2, valores típicos de epsilon.

mp es la masa de propulsante total

ms es la masa estructural total



eta es el multiplicador de Lagrange que permite resolver la ecuación (4.31)
 Ve es la velocidad específica de cada etapa
 m_L es la masa de la carga de pago (2500 kg)

Z es el ratio de masa
 lambda es el ratio de carga de pago

La función multiplicadores de Lagrange resuelve mediante el método de los multiplicadores de Lagrange la ecuación (4.31), empleando para ello un método de prueba y error.

4.2.2.8 Análisis numérico

Para resolver el problema de optimización previamente planteado se empleará la herramienta Matlab, tratando de hallar la distribución de masa de propulsante más eficiente entre las diferentes etapas. De esta forma, se hará uso del método de los multiplicadores de Lagrange descrito anteriormente y una serie de valores tanto para el impulso específico como el ratio estructural en cada etapa, escogiendo valores típicos para los mismos.

Las entradas a proporcionar al programa de Matlab empleado serán la masa de la carga de pago, ΔV para una trayectoria completa, lista de valores de ε y el I_{sp} de cada etapa. Por su parte, el programa proporcionará la cantidad de propulsante m_p y la masa estructural m_s para cada etapa distribuidos óptimamente.

En primer lugar, se procederá a analizar la influencia del impulso específico sobre la masa de propulsante, la cual nos determinará la distribución de masa óptima para cada escalonamiento, así como la rentabilidad de colocar una etapa adicional. Para ello, se combinarán motores con distinto tipo de propulsante (líquido o sólido) escogiendo valores de I_{sp} característicos para cada uno de ellos, los cuales pueden ser consultados en el anexo B: tabla de escalonamientos de lanzadores comerciales.

Se realizará esta iteración para dos y tres etapas, descartando ya soluciones de una etapa, lo que permitirá seleccionar el número de etapas más apropiado comparando el combustible ahorrado al añadir una nueva.

A través de los resultados obtenidos en este análisis será posible descartar ciertas configuraciones del vehículo lanzador, en base a la evolución de la masa de propulsante necesaria en cada etapa con el impulso específico.

En primer lugar, se realiza el análisis de un cohete de dos etapas. Se presenta a continuación la evolución de la masa de propulsante para las etapas 1 y 2 en función de I_{sp} combinando diferentes tipos de propulsante, variando el valor de I_{sp} de la primera etapa, y escogiendo diversos valores de I_{sp} para la segunda:

- Las dos etapas con propulsante líquido

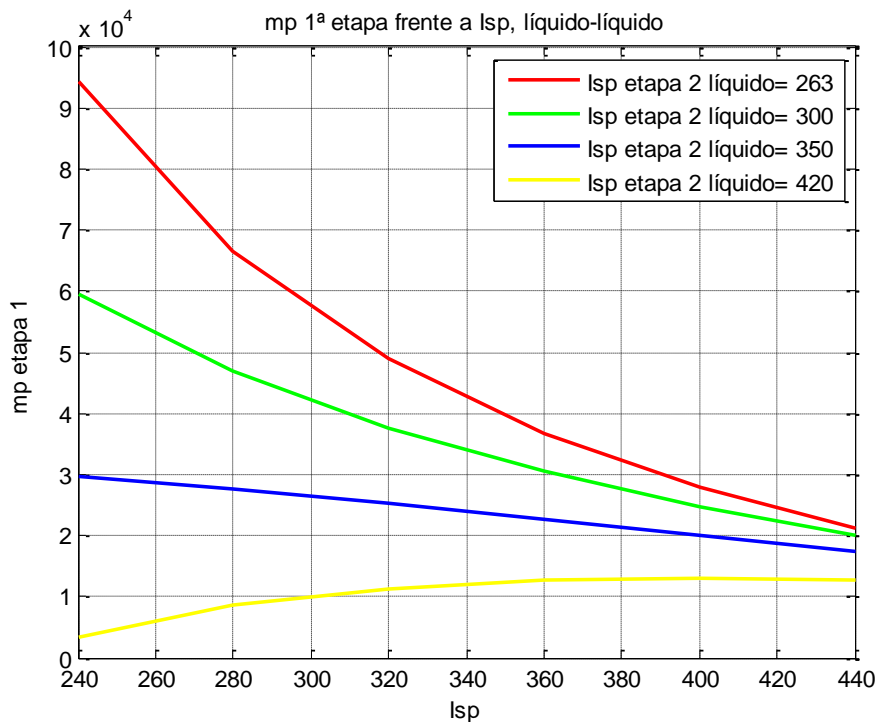


Figura 4-4. m_p primera etapa frente I_{sp} en cohete de dos etapas de propulsante líquido.

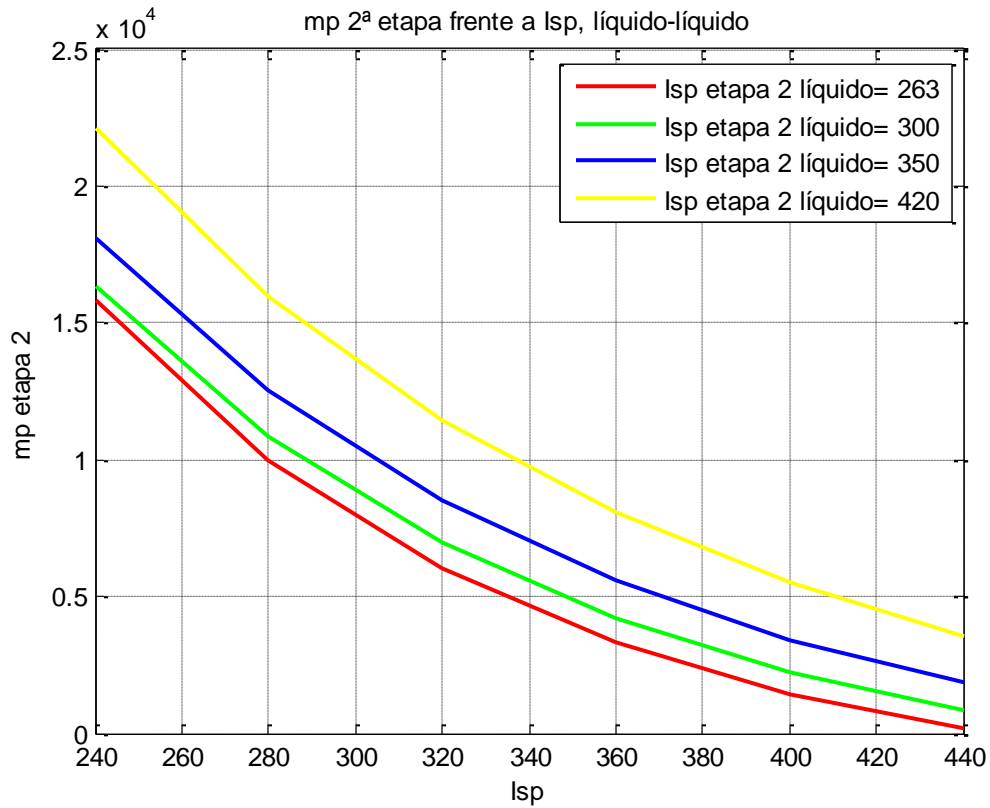


Figura 4-5. m_p segunda etapa frente I_{sp} en cohete de dos etapas de propulsante líquido.

- Las dos etapas con propulsante sólido

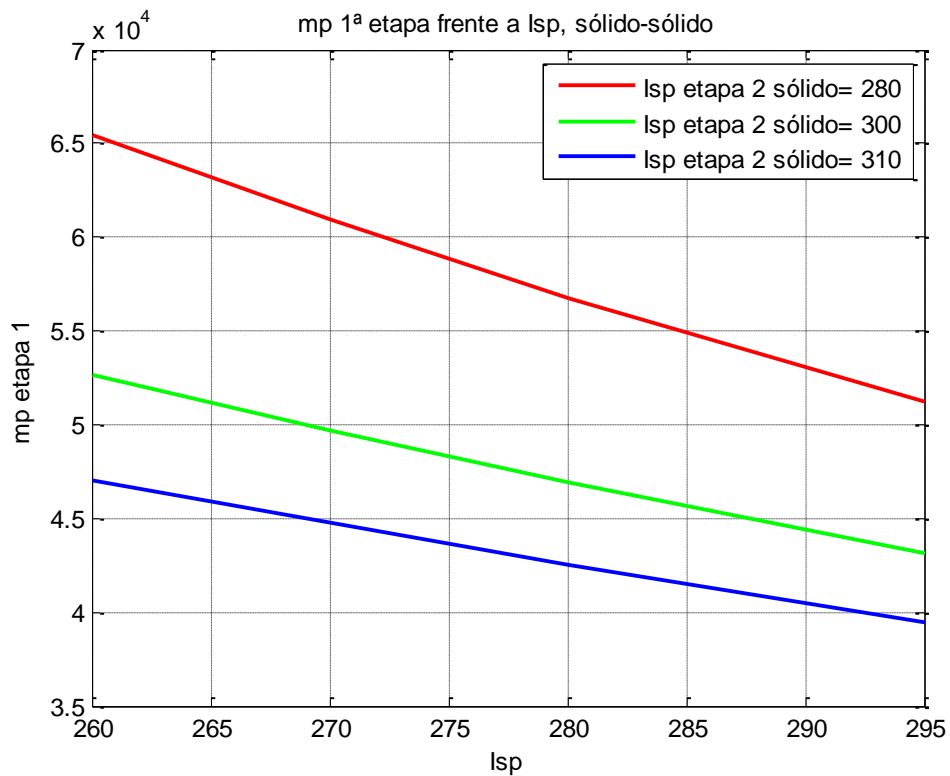


Figura 4-6. m_p primera etapa frente I_{sp} en cohete de dos etapas de propulsante sólido.

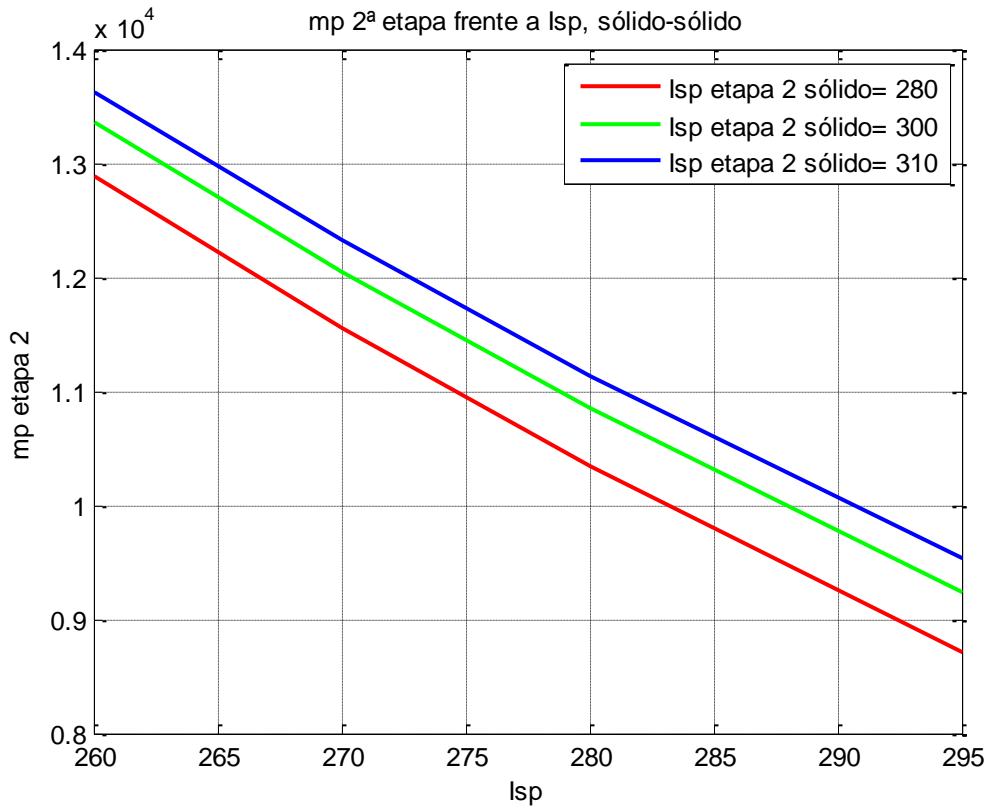


Figura 4-7. m_p segunda etapa frente I_{sp} en cohete de dos etapas de propulsante líquido.

- Primera etapa con propulsante sólido y segunda etapa con propulsante líquido. En esta ocasión se obtendrá la evolución de la masa de propulsante necesaria variando tanto I_{sp} de la primera etapa de propulsante sólido, como el de la segunda de propulsante líquido, dejando fijo el valor de I_{sp} de la etapa restante.

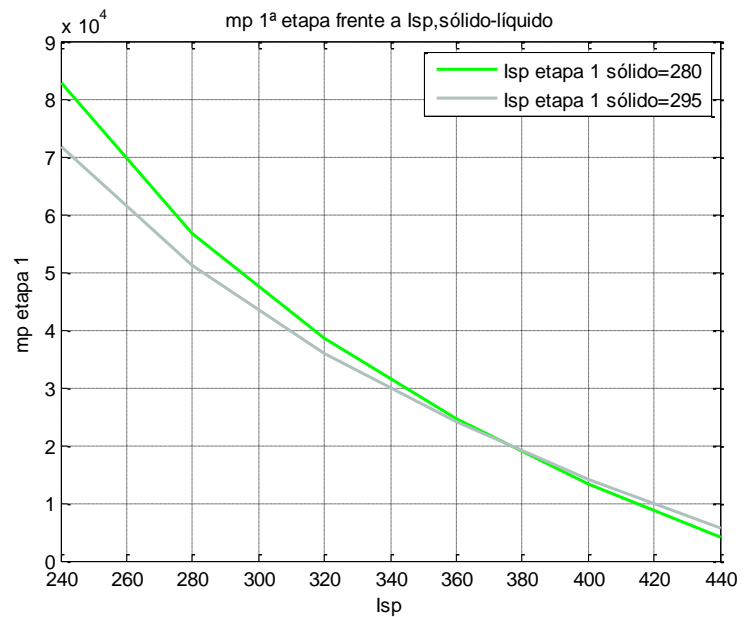
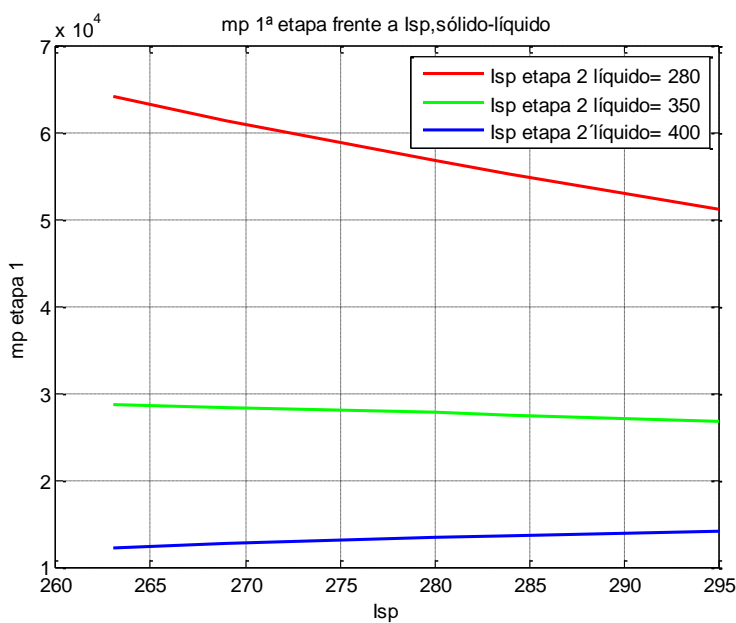


Figura 4-8. m_p primera etapa frente I_{sp} en cohete de dos etapas (sólido-líquido).

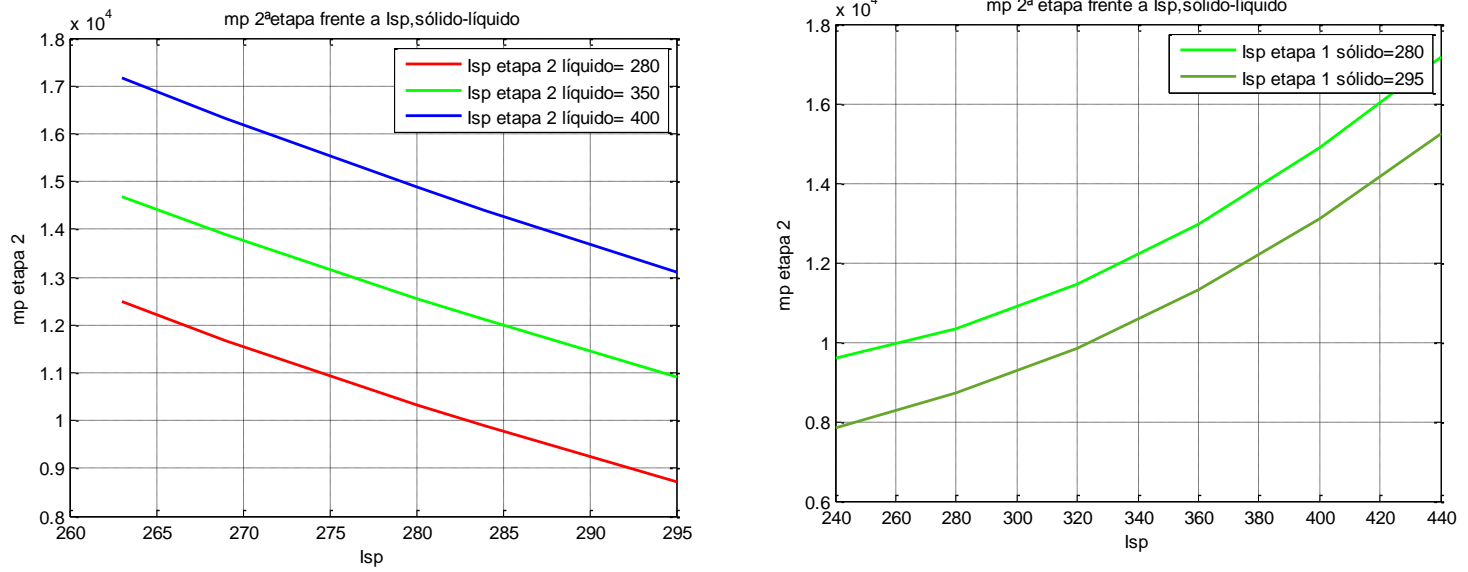


Figura 4-9. m_p segunda etapa frente I_{sp} en cohete de dos etapas (sólido-líquido).

En cuanto al cohete de tres etapas, nuevamente, se procede a representar la variación de la masa de propulsante para cada etapa relativa a la variación de I_{sp} en cada etapa:

- Tres etapas con propulsante líquido

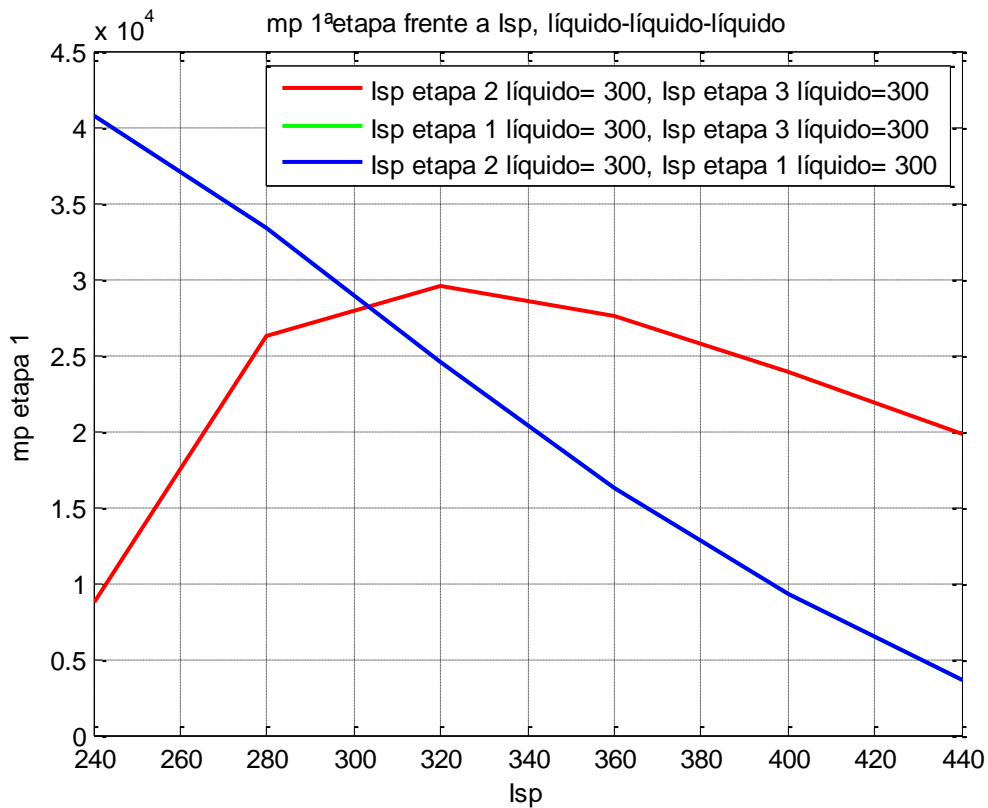


Figura 4-10. m_p primera etapa frente I_{sp} en cohete de tres etapas de propulsante líquido.

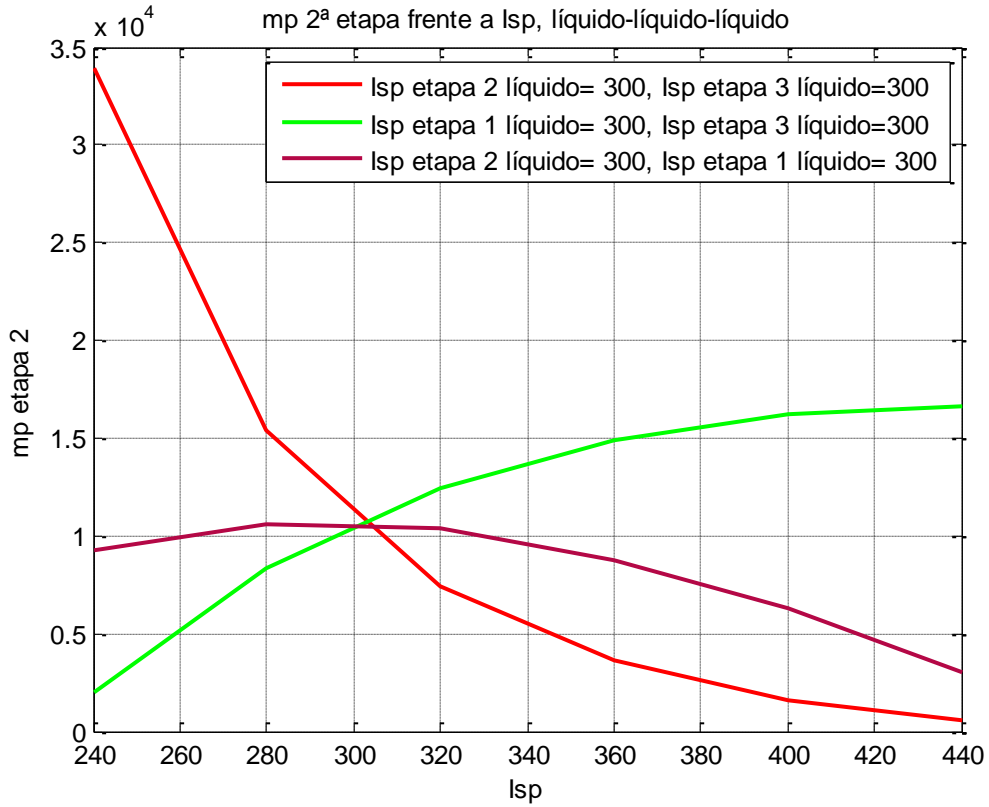


Figura 4-11. m_p segunda etapa frente I_{sp} en cohete de tres etapas de propulsante líquido.

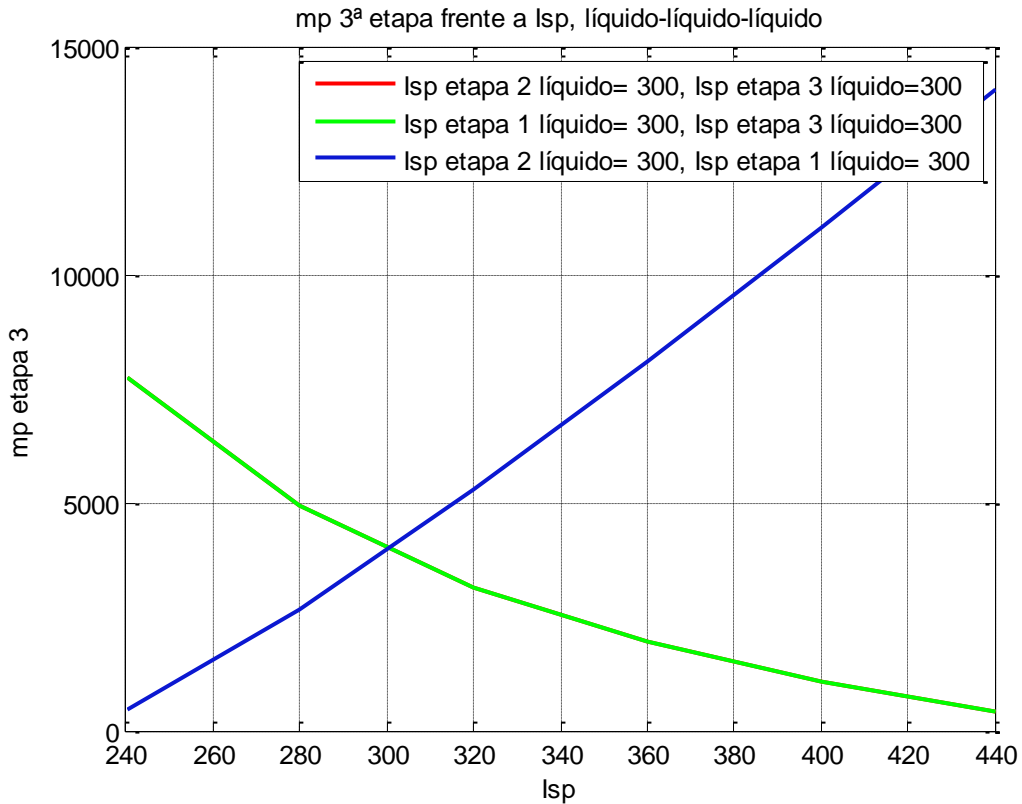


Figura 4-12. m_p tercera etapa frente I_{sp} en cohete de tres etapas de propulsante líquido.

- Tres etapas con propulsante sólido

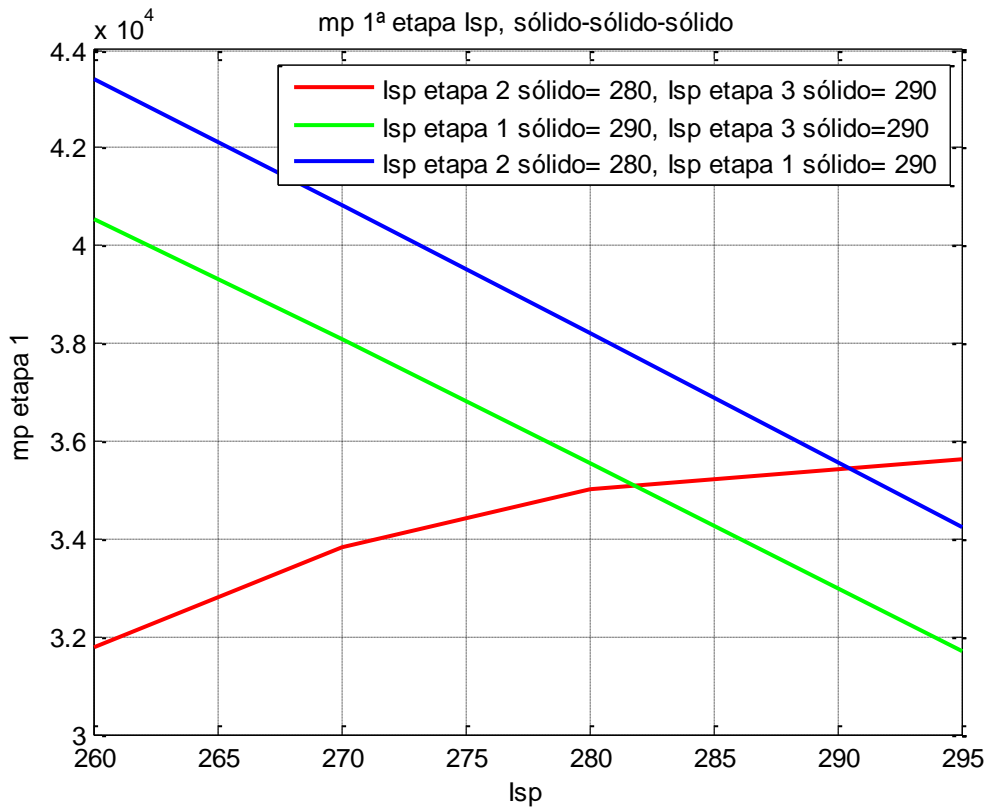


Figura 4-13. m_p primera etapa frente I_{sp} en cohete de tres etapas de propulsante sólido.

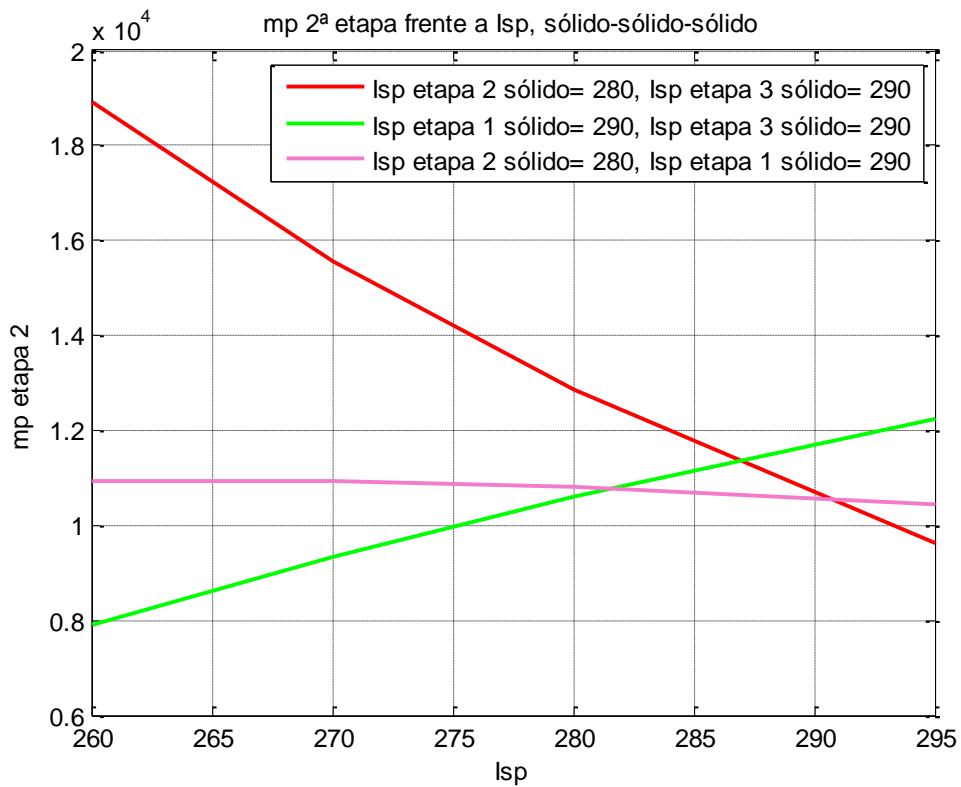


Figura 4-14. m_p segunda etapa frente I_{sp} en cohete de tres etapas de propulsante sólido.

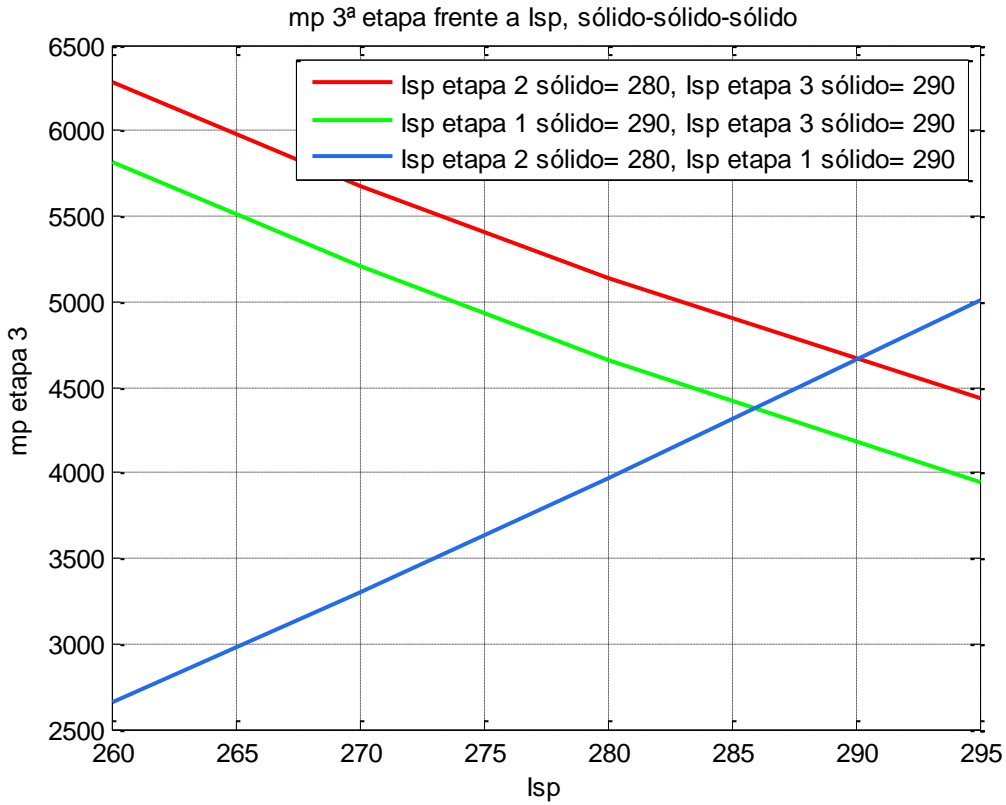


Figura 4-15. m_p tercera etapa frente I_{sp} en cohete de tres etapas de propulsante sólido.

- Primera etapa con propulsante sólido y segunda y tercera etapa con propulsante líquido

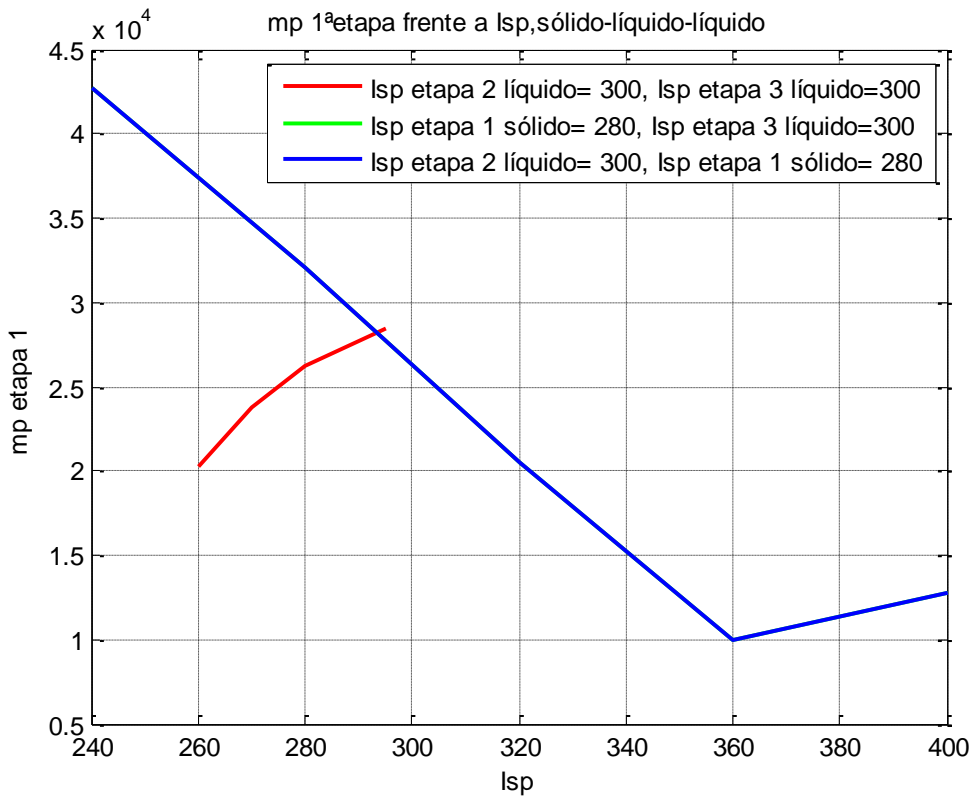


Figura 4-16. m_p primera etapa frente I_{sp} en cohete de tres etapas (sólido-líquido-líquido).

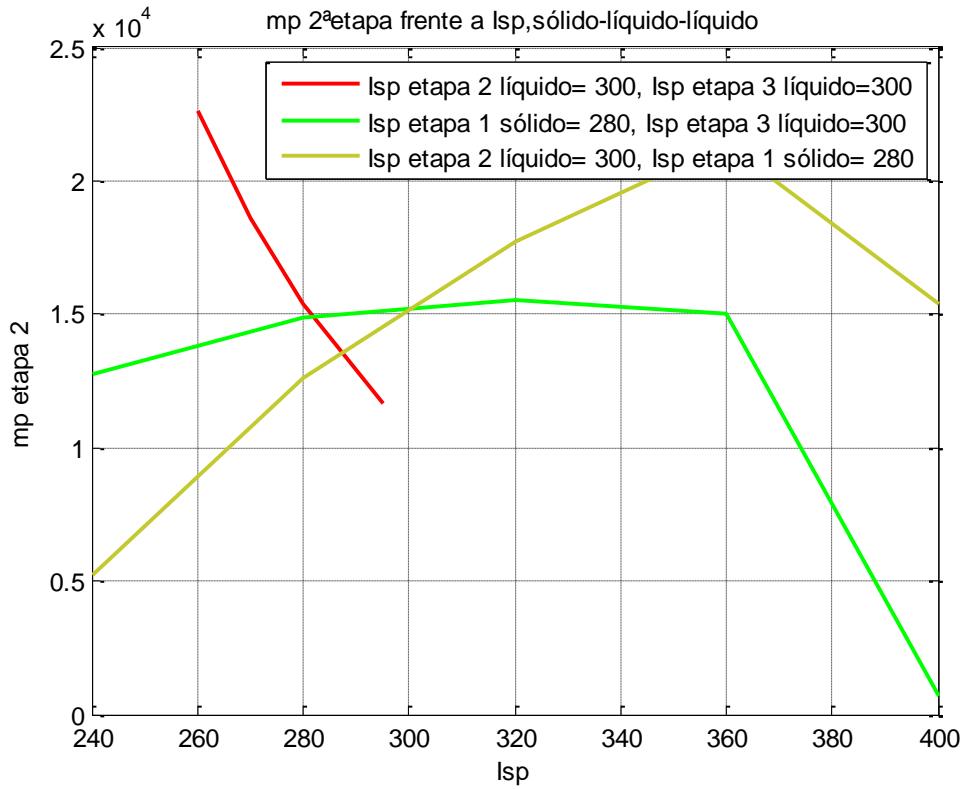


Figura 4-17. m_p segunda etapa frente I_{sp} en cohete de tres etapas (sólido-líquido-líquido).

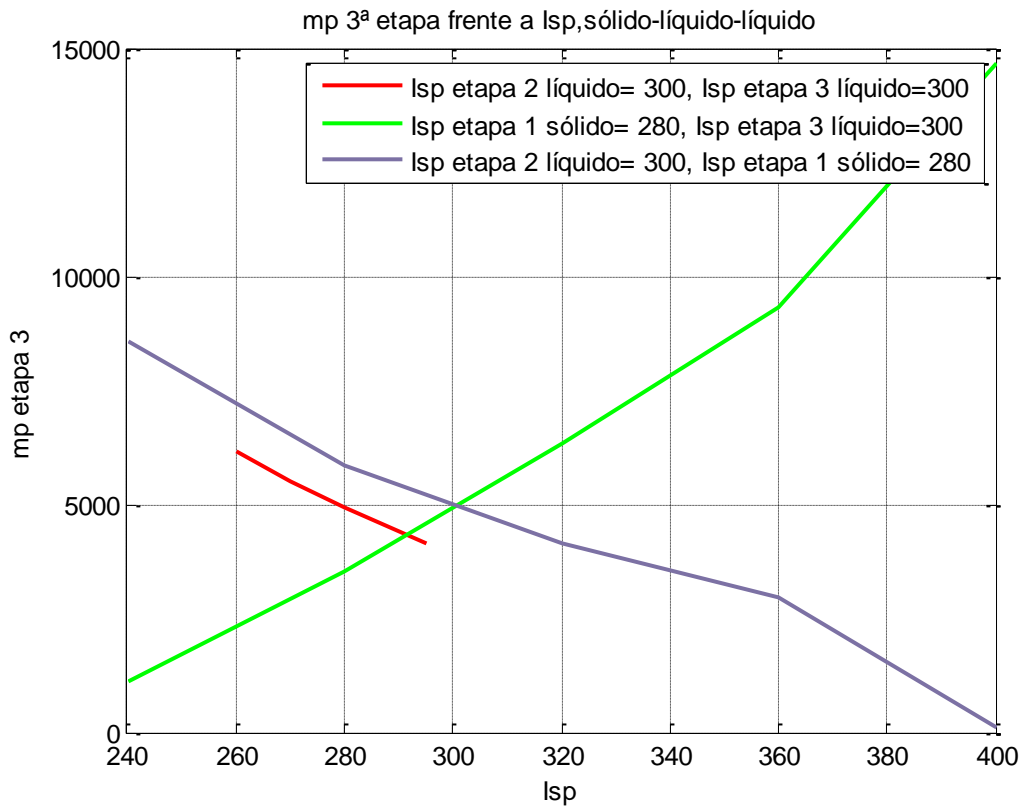


Figura 4-18. m_p tercera etapa frente I_{sp} en cohete de tres etapas (sólido-líquido-líquido).

A partir de los resultados obtenidos para el cohete de dos y tres etapas pueden sacarse ciertas conclusiones de relevancia. En primer lugar, es posible observar que, por lo general, la tendencia de la masa de propulsante respecto al impulso específico es decreciente, tanto para motores con propulsante sólido como para aquellos que poseen propulsante líquido, si bien hay algunas excepciones dependientes de la combinación de propulsante escogida.

Tendencias similares se encuentran para las diversas combinaciones de propulsores en el cohete de tres etapas. Cabe mencionar que, en algunos casos, la elección del cohete de tres etapas resulta más apropiada que la del motor de dos etapas, ya que los resultados obtenidos para la masa de propulsante total o en cada etapa resultan menores, para la carga de pago dada. En cualquier caso, debido a que, como se mencionó anteriormente, el diseño y desarrollo de una etapa adicional tiene un coste elevado, la decisión de añadir dicha etapa deberá ser evaluada tomando en consideración la masa de propulsante que es posible ahorrar.

Aunque en el proceso de optimización aquí seguido el parámetro que se emplea como base para la optimización es la masa de propulsante que es necesario emplear para poner en órbita la carga de pago dada, es posible analizar igualmente, la influencia del tipo de motor escogido, y por ende del valor del impulso específico de cada etapa, en la masa estructural requerida para cada etapa.

Haciendo uso de las relaciones anteriores y su implementación en la herramienta Matlab, se observa la tendencia también decreciente de la masa estructural total del vehículo con el impulso específico. Para ello, se analizan los siguientes tipos de configuración:

- Cohete de dos etapas con propulsante líquido. Se realiza la variación del impulso específico de la primera etapa y se mantiene constante el impulso específico de la segunda etapa.
- Cohete de dos etapas con propulsante sólido en la primera y líquido en la segunda. Nuevamente se mantiene fijo el valor del impulso específico de la segunda etapa, que es, en este caso, de propulsante líquido.
- Cohete de dos etapas con propulsante sólido. Se emplea el mismo proceso que en los casos anteriores.

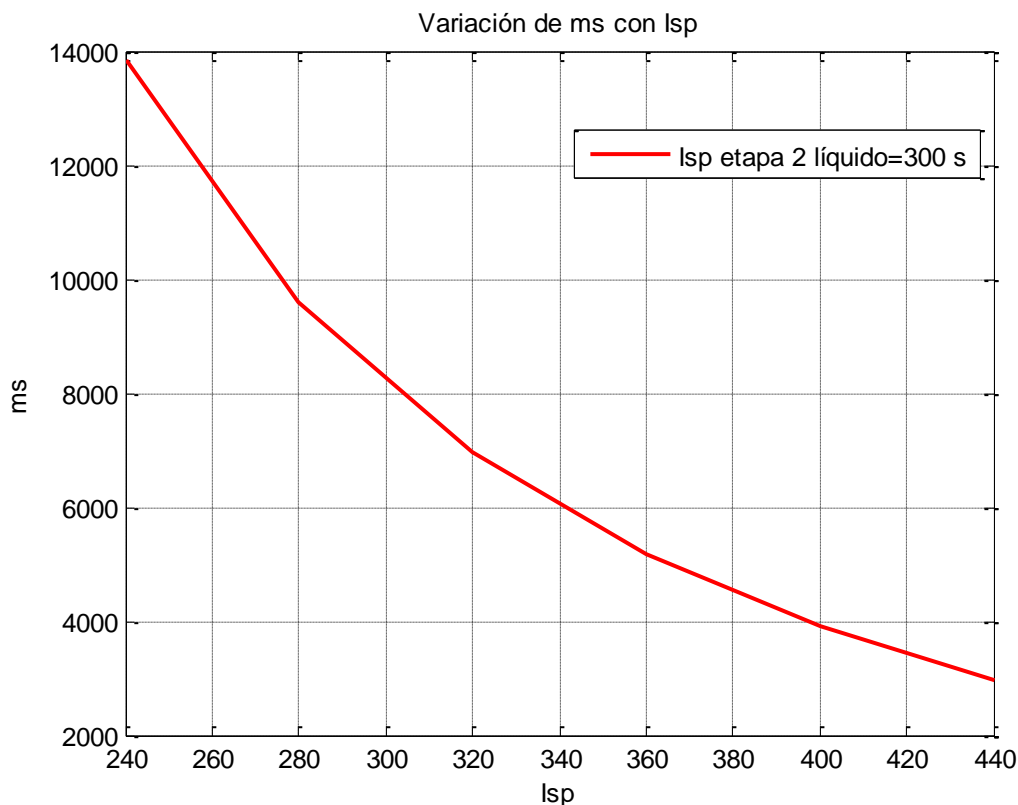


Figura 4-19. m_s total frente I_{sp} de la 1ª etapa en cohete de dos etapas de propulsante líquido.

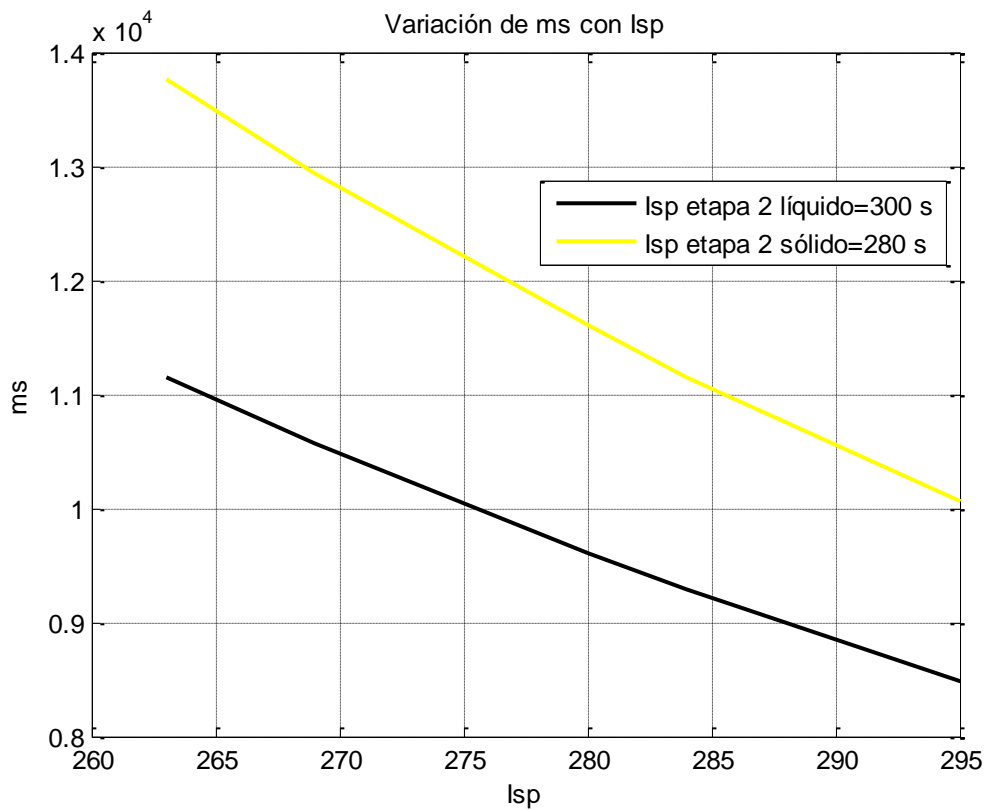


Figura 4-20. m_s total frente I_{sp} 2ª etapa (2 etapas: sólido-líquido en amarillo y sólido-sólido en negro).

Se procede a continuación a analizar diversas configuraciones para las distintas etapas, estudiando en cada caso la viabilidad de colocar una etapa adicional. Esto se realizará para el cohete de dos, tres y cuatro etapas, escogiendo valores característicos del impulso específico como los considerados con anterioridad.

Cabe mencionar que, como ya se ha estudiado previamente, la masa de propulsante varía de forma considerable con el valor de impulso específico, y, por tanto, diferentes combinaciones del propulsante de cada etapa podrían dar lugar a resultados muy diferentes entre sí. No obstante, en la siguiente tabla puede observarse que, por lo general, no compensa emplear un cohete de cuatro etapas para poner en órbita la carga de pago dada, ya que normalmente la disminución de masa de propulsante no es lo suficientemente elevada como para compensar la complejidad de introducir la etapa adicional, o incluso resulta mayor que en configuraciones de tres o dos etapas.

2 ETAPAS	3 ETAPAS	Disminución de m_p con 3 etapas	4 ETAPAS	Disminución de m_p con 4 etapas
Propulsante líquido en las dos etapas: $N_2O_4 / UDMH I_{sp}=318$ s $N_2O_4 / UDMH I_{sp}=340$ s $m_p = 36091$ kg	Propulsante líquido en las tres etapas: $N_2O_4 / UDMH I_{sp}=318$ s $N_2O_4 / UDMH I_{sp}=340$ s $N_2O_4 / UDMH I_{sp}=320$ s $m_p = 32929$ kg	Reducción 8.76%	Propulsante líquido en las 4 etapas: $RP-1/LO I_{sp}=310$ s $RP-1/LO I_{sp}=311$ s $RP-1/LO I_{sp}=326$ s $N_2O_4 - UDMH I_{sp}=331$ s $m_p = 33364$ kg	Aumento de mp. No compensa añadir una cuarta etapa
Propulsante sólido en las dos etapas $HTPB I_{sp}=284$ s $HTPB I_{sp}=308$ s $m_p = 53128$ kg	Propulsante sólido en las tres etapas $HTPB I_{sp}=284$ s $HTPB I_{sp}=308$ s $NEPE I_{sp}=300$ s $m_p = 44414$ kg	Reducción 16.4%	Propulsante sólido en las cuatro etapas $HTPB I_{sp}=284$ s $HTPB I_{sp}=308$ s $NEPE I_{sp}=300$ s $TP-H-3340 I_{sp}=288$ s $m_p = 42915$ kg	Reducción 3.38% No compensa añadir una cuarta etapa
Propulsante sólido en la primera etapa y líquido en la segunda etapa $HTPB-Al/NH_4ClO_4 I_{sp}=269$ s $N_2O_4 / UDMH I_{sp}=302$ s $m_p = 61144$ kg	Propulsante sólido en la primera etapa y líquido en la segunda y tercera etapa $HTPB-Al/NH_4ClO_4 I_{sp}=269$ s $N_2O_4 / UDMH I_{sp}=302$ s $LH_2 / LO_2 I_{sp} = 318$ s $m_p = 43507$ kg	Reducción 28.84%	Propulsante sólido en la primera etapa y líquido en la segunda, tercera y cuarta etapa $HTPB-Al/NH_4ClO_4 I_{sp}=269$ s $N_2O_4 / UDMH I_{sp}=302$ s $N_2O_4 / UDMH I_{sp}=318$ s $N_2O_4 / UDMH I_{sp}=331$ s $m_p = 37556$ kg	Reducción 13.65%

Tabla 4-2. Comparación entre cohetes de dos, tres y cuatro etapas.

4.2.2.9 Comparación etapas en serie y paralelo

Para el estudio de la tipificación en paralelo, habrá que tener en cuenta ciertas modificaciones a introducir en los cálculos anteriores, ya que ahora dos etapas llevan a cabo su función al mismo tiempo.

El incremento de velocidad para las etapas en paralelo del vehículo puede ser calculado como:

$$\Delta V = V_e^* \ln \left(\frac{m_0}{m_f} \right) \quad (4.32)$$

Donde m_0 es la masa del vehículo antes de que se consuma el propulsante, m_f , la masa una vez consumido el propulsante, pero antes de que se arrojen los restos de la etapa y V_e^* puede ser calculado a través del empuje proporcionado por cada etapa, dato conocido para cada motor (ver tabla de escalonamientos en anexo B). Así, partiendo de la definición del empuje previamente planteada, se obtiene:

$$V_e^* = \frac{T^*}{\dot{m}_p} = \frac{\sum_{i=1}^n \dot{m}_{p_i} V_{e_i}}{\sum_{i=1}^n \dot{m}_{p_i}} = \frac{\sum_{i=1}^n T_i}{\sum_{i=1}^n \frac{T_i}{V_{e_i}}} \quad (4.33)$$

Siendo n el número de etapas en paralelo.

Estos cambios se introducirán en el programa de Matlab para poder comparar los resultados obtenidos con cada tipo de etapificación. Se estudiarán los casos de un cohete de dos etapas en serie frente a un cohete de dos etapas con “boosters”, y de un cohete de tres etapas en serie frente a un vehículo que empleara tres etapas y “boosters”, escogiendo valores reales de impulso específico.

2 ETAPAS EN SERIE	$N_2O_4/UDMH \ I_{sp}=284 \text{ s}$ $N_2O_4/UDMH \ I_{sp}=432 \text{ s}$ $m_p = 22381 \text{ kg}$
2 ETAPAS CON BOOSTERS	$2 \text{ “boosters” } \ I_{sp}=274.5 \text{ s}$ $N_2O_4/UDMH \ I_{sp}=432 \text{ s}$ $N_2O_4/UDMH \ I_{sp}=446 \text{ s}$ $m_p = 37579 \text{ kg}$
3 ETAPAS EN SERIE	$N_2O_4/UDMH \ I_{sp}=284 \text{ s}$ $N_2O_4/UDMH \ I_{sp}=432 \text{ s}$ $N_2O_4/UDMH \ I_{sp}=446 \text{ s}$ $m_p = 22749 \text{ kg}$
3 ETAPAS CON BOOSTERS	$2 \text{ “boosters” } \ I_{sp}=274.5 \text{ s}$ $N_2O_4/UDMH \ I_{sp}=432 \text{ s}$ $N_2O_4/UDMH \ I_{sp}=446 \text{ s}$ $LH_2/LO \ I_{sp}=440 \text{ s}$ $m_p = 30505 \text{ kg}$

Tabla 4-3. Comparación entre cohetes en serie y en paralelo.

A raíz de estos resultados, cabe destacar que, si bien el hecho de introducir una serie de “boosters” en paralelo con la primera etapa del cohete puede suponer un aumento de la masa de propulsante necesaria frente a cohetes de 2 ó 3 etapas en serie, para ciertas combinaciones de impulso específico, los valores obtenidos para la masa de propulsante son cercanos a los presentados en los cohetes anteriores. Esto, unido a las ventajas que supone introducir “boosters” en términos, sobre todo, de la mejora de la estabilidad, hace que sea necesario considerar este tipo de cohetes en la selección del sistema propulsivo más apropiado para poner en órbita el satélite. Por otro lado, cabe mencionar igualmente, que la configuración de cohetes con “boosters” en paralelo con la primera etapa es la más común entre los vehículos lanzadores, principalmente por las ventajas de esta configuración mencionadas con anterioridad.

4.2.2.10 Contribución de las pérdidas

En el proceso de optimización anterior se ha optado por considerar en primera aproximación que el único incremento de velocidad necesario para poner la carga en órbita era aquel asociado a acelerar el vehículo hasta alcanzar la velocidad en la órbita final. No obstante, es bien sabido que, durante su trayectoria, el vehículo se

verá sometido a ciertos efectos que pueden dar lugar a que el requisito de incremento de velocidad sea mayor. Se evalúan seguidamente dichas pérdidas, con el fin de determinar la posibilidad de despreciar su efecto:

- Gravedad. Es menester considerar las pérdidas por gravedad modeladas como:

$$\Delta V_{\text{gravedad}} = g\Delta t = 9.8m/s^2 \times 120s = 1176m/s = 1.2km/s \quad (4.34)$$

donde se ha tenido en cuenta que típicamente se tardan 120s en alcanzar una órbita baja, debido al giro por gravedad.

- Resistencia atmosférica. Puede ser caracterizada a partir del coeficiente de resistencia C_D :

$$D = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_D \quad (4.35)$$

Donde S es la sección transversal del cohete y C_D , el coeficiente de resistencia. La densidad ρ varía con la altura, con un modelo que puede ser aproximado como:

$$\rho = \rho_0 e^{-z/H} \quad (4.36)$$

Donde $H \sim 8000m$ y ρ_0 la densidad a nivel del mar.

Cabe mencionar que la ecuación diferencial obtenida para la velocidad solo podría ser resuelta haciendo uso de métodos numéricos. No obstante, el efecto de las pérdidas por resistencia suele ser ignorado en una primera estimación como la aquí presentada, ya que su valor no es significativo. Podría ser estimado en condiciones de máxima resistencia, con $\rho = 0.25 kg/m^3$, suponiendo que el vehículo viaja a una velocidad $V = 700 m/s$ y tiene una sección transversal dada por $S = \pi \frac{D^2}{4}$, donde puede tomarse $D = 5m$ como valor típico en vehículos lanzadores. Así, escogiendo como coeficiente de resistencia un valor usual, $C_D = 0.2$, la fuerza de resistencia sería de la forma:

$$D = \frac{1}{2} 0.25 \times 700^2 \times \pi \frac{5^2}{4} \times 0.2 = 2.4052 \times 10^5 N \quad (4.37)$$

De la anterior expresión, el incremento de velocidad asociado a dicha fuerza vendrá dado por la integración de la misma entre la masa correspondiente:

$$\Delta V = \int \frac{D}{m} dt \quad (4.38)$$

Suponiendo un valor de la masa típico para un vehículo lanzador, $m = 12000kg$, y que la duración del trayecto hasta la órbita LEO es de $t = 120s$, las pérdidas asociadas a la resistencia atmosférica serán de la forma:

$$\Delta V = \frac{2.4502 \times 10^5}{12000 \times 9.8} \times 120 = 0.25km/s \quad (4.39)$$

- Giro de la Tierra. En lo que se refiere al incremento de velocidad que aparece debido al giro de la Tierra, puede suponer bien una pérdida, o bien una ventaja que permite aprovechar dicho giro para alcanzar la órbita deseada con un menor ΔV . Para una primera estimación, es posible tomar:

$$\Delta V \approx w \times R = \frac{2\pi rad}{24h \times 3600s} \times 6378.14km = 0.46km/s \quad (4.40)$$

Donde w es la velocidad angular de la Tierra, y r el radio de la Tierra, $R = 6378.14km$. Notar que se ha supuesto que la Tierra completa un giro de 360° en un día cuya duración se toma de $24 h$.

Una vez estimadas estas pérdidas, el incremento de velocidad necesario para poner el satélite en órbita, surge de la contribución de cada uno de estos efectos, y viene dado por:

$$\Delta V = \Delta V_{resistencia} + \Delta V_{gravedad} + \Delta V_{LEO} + \Delta V_{giroTierra} \quad (4.41)$$

No obstante, como ha podido observarse, el ΔV asociado a la resistencia supone menos 5% de ΔV_{LEO} , al igual que el asociado al giro de la Tierra que supone aproximadamente un 6%, mientras que aquel asociado a la fuerza de la gravedad supone en torno al 15% de ΔV_{LEO} . Por tanto, la contribución al incremento de velocidad total del vehículo puede considerarse pequeño. No obstante, a la hora de elegir el sistema propulsivo idóneo, se considera conveniente incluir las pérdidas asociadas a la gravedad, ya que aportan una contribución mayor al ΔV total, tomando así una elección más acorde con la realidad. El incremento de velocidad a alcanzar será pues:

$$\Delta V = \Delta V_{LEO} + \Delta V_{gravedad} = 8.84 \text{ km/s} \quad (4.42)$$

4.2.2.11 Elección del sistema propulsivo

Tras el estudio anterior, donde se han sacado ciertas conclusiones relevantes en relación al sistema propulsivo que es necesario emplear en el cohete, se pasa a continuación a estudiar diferentes soluciones posibles para poner en órbita la carga de pago dada, escogiendo alternativas configuraciones de “boosters” de propulsante sólido y motores de propulsante líquido o sólido empleadas en lanzadores comerciales.

En relación a los resultados obtenidos previamente, las soluciones escogidas serán aquellas que presenten combinaciones de propulsores con el mayor impulso específico posible. Igualmente, se descartan aquellas combinaciones que presentan propulsante sólido en todas las etapas, ya que se ha obtenido en dichos casos, que la masa de propulsante total era mayor. Las configuraciones a analizar serán cohetes de etapificación en serie con motores líquidos, de dos o tres etapas, y cohetes de dos etapas con la primera etapa en paralelo con “boosters” de propulsante sólido.

Se analizarán diferentes opciones de “boosters” que permiten cubrir un rango amplio de diseños. El primer “booster” es el P230 presente en los lanzadores Ariane V. Un segundo tipo a considerar será el AJ-60A empleado en los cohetes de la serie Atlas V. En tercer lugar, se consideran los “boosters” sólidos de la serie Castor, así como los del tipo GEM, o motor de grafito-epoxy usados en diferentes configuraciones de los lanzadores Delta II y Delta IV. Se analizarán también los “boosters” del tipo SRB-A 202 y SRB-A 204 que emplean los lanzadores japoneses H-II A. Por último, se estudian los “boosters” (PSLV-G) - S9 presentes en el lanzador PSLV. En la siguiente tabla se presentan las características propulsivas de cada una de estas configuraciones:

Motor	Propulsante	$I_{sp_{SL}}$ (s)	t_p (s)	T_{SL} (kN)
P230	HTPB	274.5	130	7000
AJ-60A	HTPB	279,3		1688.4
Castor 4A	HTPB	266	56	478
GEM-40	HTPB	274	64	492.9
GEM-46	HTPB	278	75	628.3
GEM-60	HTPB	245	91	826.6
SRB-A	HTPB	283	100	2520
PSLV-G-S9	HTPB	262	44	502.6

Tabla 4-4. Características de “boosters” empleados.

Motor	Propulsante	$I_{sp_{vac}}$ (s)	$I_{sp_{SL}}$ (s)	t_p (s)	$T_{vacío}$ (kN)	T_{SL} (kN)
Vulcain 2	LOx/LH_2	432	310	540	1390	960
Pratt&Whitney RD-180	LOx/LH_2	450,5			198.4	
RS-27	$LOx/RP - 1$		302	265		1054
AJ10-118K	$N_2O_4/Aerozine$	319		431	43.6	
RS-68 A	LOx/LH_2	412	360	245	3560	3137
Merlin 1D	$LOx/Keroseno$	342		375	934	
GS2 – L37.5H	$N_2O_4/UDMH$	302	207	135	725	
GS3 – C15	LOx/LH_2	454		707	75	
RD-0213	$N_2O_4/UDMH$	325		238	613.8	
SS-19	$N_2O_4/UDMH$	320		183	240	
YF-75	LOx/LH_2	440		469	156.9	

Tabla 4-5. Características de motores empleados.

Las diferentes combinaciones de etapificación y los resultados obtenidos para cada una de ellas en lo que se refiere a masa de propulsante y masa estructural de cada etapa se presentan en el anexo D. El análisis ha sido realizado para cohetes de dos y tres etapas en serie, así como configuraciones de dos etapas con dos y cuatro “boosters” en paralelo con la primera de ellas.

Se ha llegado a que las mejores opciones en cada caso son las que aquí se muestran:

- Cohete de dos etapas

Etapa 1	Etapa 2	m_p (kg)	m_s (kg)	Z	ϵ	$\lambda_{payload}$	p
RS-68 A	GS3 – C15	27098	2356	6.6	0.07	0.08	0.85

Tabla 4-6. Configuración óptima de cohete de dos etapas.

- Cohete de tres etapas

Etapa 1	Etapa 2	Etapa 3	m_p (kg)	m_s (kg)	Z	ϵ	$\lambda_{payload}$	p
RS-68 A	SS-19	GS3 – C15	26967	2345	6.6	0.07	0.08	0.85

Tabla 4-7. Configuración óptima de cohete de tres etapas.

- Cohete de dos etapas más dos “boosters”

Etapa 1	Etapa 2	2 boosters	$m_p(kg)$	$m_s(kg)$	Z	ε	$\lambda_{payload}$	p
RS-68 A	GS3-C15	GEM-40	28796	2504	6.8	0.074	0.07	0.85

Tabla 4-8. Configuración óptima de cohete de dos etapas más 2 “boosters”.

- Cohete de dos etapas más 4 “boosters”

Etapa 1	Etapa 2	4 boosters	$m_p(kg)$	$m_s(kg)$	Z	ε	$\lambda_{payload}$	p
RS-68 A	GS3-C15	GEM-46	29705	2583	6.89	0.07	0.07	0.85

Tabla 4-9. Configuración óptima de cohete de dos etapas más 4 “boosters”

A la luz de los resultados obtenidos para cada configuración óptima es posible inferir que se obtienen resultados similares en los cuatro casos, siendo la configuración que presenta una menor masa de propulsante y estructural aquella en la que se emplean tres etapas. No obstante, resultados muy similares se obtienen en el caso del cohete de dos etapas y dos etapas con dos y cuatro “boosters”, siendo la reducción de masa de propulsante asociada a la introducción de la tercera etapa del 0.48% frente al cohete de dos etapas, mucho menor del 5%, con lo que no compensa añadir esta etapa adicional.

Por su parte, el incremento de masa asociado a la inclusión de 2 “boosters” en el cohete de dos etapas es del 6.26%, cercano al 5%. Debido a que el incremento de masa de propulsante asociado no es excesivamente elevado, unido a la mejora de la estabilidad del vehículo que supone la introducción de “boosters”, unido al hecho de que la mayoría de los lanzadores comerciales en la actualidad emplean “boosters”, queda justificada la elección de esta solución como la más adecuada para poner en órbita la carga de pago dada de 2500 kg. Por el contrario, se descarta en primera instancia, la solución de un cohete de dos etapas más 4 “boosters”, ya que es posible cumplir los requisitos para la carga de pago dada empleado únicamente 2 “boosters”.

4.2.3 Otros parámetros de diseño

La precisión en la inserción es concebida para un vehículo espacial como su capacidad de transportar un satélite a bordo y depositarlo en la órbita requerida, con el menor grado de error posible. Si se diera el caso en que el vehículo lanzador es capaz de lanzar el satélite al espacio, pero no consigue inyectar en la órbita adecuada, o al menos lo más cercano posible a ella, el lanzamiento habrá sido en vano, dándose la misión por fallida. Es por esto que, el lanzador escogido debe presentar la mayor de las precisiones posibles, con el fin de evitar que el satélite deba realizar demasiadas maniobras de corrección.

Por su parte, es común que en los casos en que la misión se desarrolla en órbitas a elevada altitud, el lanzador no tenga la capacidad para poner en la órbita requerida al satélite con la potencia que puede proporcionar. Es necesario en esos casos, que el satélite sea depositado en primer lugar en una órbita denominada de aparcamiento. Será el satélite con su propio sistema propulsivo el encargado de realizar las maniobras o transferencias necesarias hasta la órbita requerida.

Para la misión aquí analizada se considera que el lanzamiento es directo a la órbita nominal, a 400 km de altitud. De este modo, las maniobras que deberá realizar el satélite una vez en órbita serán únicamente de corrección, según el grado de imprecisión del lanzador.

Por último, mencionar que además de una capacidad de carga superior a los 2500 kg, el lanzador debe disponer de un volumen en la cofia protectora del satélite superior a los $7.6 m^3$. Igualmente, la forma de dicha cofia debe ser la adecuada como para albergar un satélite con geometría prismática como el propuesto.

4.3 Elección de un lanzador entre las soluciones comerciales existentes

Tras llevar a cabo el prediseño de cómo debe ser el vehículo lanzador más apropiado para poner en órbita el satélite propuesto se lleva a cabo el proceso de selección entre los lanzadores comerciales existentes, escogiendo aquellos vehículos cuyas prestaciones se aproximen más al lanzador obtenido como idóneo.

4.3.1 Situación del mercado de los lanzadores comerciales

Dentro del sector de los vehículos espaciales, existen multitud de soluciones disponibles para poner en órbita un satélite espacial. En la actualidad, no solo Estados Unidos o Rusia se dedican al diseño y producción de lanzadores, sino que Europa, a través de la compañía Aerospace, y otros países desarrollados o en vía de desarrollo han entrado de lleno en la carrera espacial. Así, países como Japón, China, India o Israel ofrecen soluciones comerciales diversas en el mercado de los vehículos lanzadores, registrando un gran número de lanzamientos en los últimos años.

4.3.1.1 Estados Unidos

Entre los lanzadores americanos utilizados de forma extendida en la actualidad, encontramos la siguiente división por compañías:

- ULA “United Launch Vehicles”, cuyos lanzadores han sido realizados en colaboración con la Fuerza Aérea estadounidense. Entre sus vehículos incluye el Atlas V, Delta II y Delta IV.
- Space X, compañía estadounidense privada del sector espacio, que ofrece entre sus vehículos el Falcon 9, así como la solución Falcon 9 Heavy para poner en órbita satélites de mayor tamaño.
- Orbital ATK, en colaboración con el departamento de defensa de los EEUU, dispone en su catálogo de soluciones comerciales como el lanzador Antares, Minotaur I, Pegasus XL y Minotaur V.

4.3.1.2 Rusia

Dentro del grupo de lanzadores rusos, las soluciones disponibles en la actualidad engloban los vehículos Proton, Soyuz, Dnepr, Rockot o Strela.

4.3.1.3 Europa

A través de la compañía europea Arianspace, la Unión Europea presenta opciones comerciales en el sector de lanzadores espaciales incluyendo los cohetes Ariane V, Soyuz y Vega.

4.3.1.4 China

Los lanzadores disponibles en este país incluyen el Long March 2C, Long March 2D, Long March 3A y Long March 3C.

4.3.1.5 Japón

Los principales vehículos lanzadores disponibles en el país nipón son el H-II en sus dos versiones A y B, y el cohete Epsilon para poner en órbita satélites de menor tamaño.

4.3.1.6 India

Dos soluciones son las disponibles en lanzadores comerciales en la India: el vehículo PSLV, destinado a poner en órbita satélites polares principalmente, y una solución similar orientada al lanzamiento de satélites geosíncronos, el GSLV.

4.3.1.7 Otros países

Además de los anteriormente citados, países como Israel con el cohete Shavit o Brasil con lanzadores VLS han participado activamente en el campo de los lanzamientos espaciales.

Las familias de vehículos lanzadores estudiadas, junto con las principales características de cada uno de ellos, en base a los diferentes criterios de selección considerados se pueden consultar en el Anexo A: tabla de datos de lanzadores. Para la obtención de estos datos se ha recurrido a los manuales de vuelo de cada lanzador.

Estos manuales de vuelo, disponibles de forma gratuita para los vehículos lanzadores comerciales vía on-line, permiten consultar las prestaciones y servicios disponibles con cada lanzador. Así, se recoge en los mismos la descripción del lanzador, es decir, tipos de configuraciones propulsivas posibles, así como de la cofia protectora de la carga de pago; la capacidad de carga del lanzador según el tipo de órbita a alcanzar y las dimensiones de la cofia especificando el volumen total que puede ser utilizado para la carga de pago; la trayectoria seguida durante el lanzamiento, junto con las bases de lanzamiento desde las que es posible lanzar el vehículo; la exactitud de inserción en órbita; y las características del entorno al que se verá sometido el satélite durante el lanzamiento.

4.3.2 Criterios de selección del vehículo lanzador

4.3.2.1 Precisión en la inserción

Mediante el estudio de los manuales de vuelo, es posible obtener los datos de precisión o exactitud de la inyección del vehículo lanzador, obteniendo desviaciones de cada parámetro orbital, esto es, de cada elemento que define la órbita. Es habitual que estos datos de precisión en la inserción se presenten en los manuales de vuelo en base al criterio $3\text{-}\sigma$.

Conviene, por tanto, hacer mención al significado de dicho criterio. Para ello, es menester introducir, en primer lugar, la definición de distribución normal o Gaussiana. Se trata de una función de probabilidad representada mediante una función de densidad con forma acampanada, y simétrica respecto a un determinado parámetro estadístico.

La importancia de la distribución normal radica en el hecho de que permite modelar numerosos fenómenos naturales, sociales y psicológicos, asumiendo que las observaciones pueden modelarse como una suma de ciertas causas independientes.

En estadística, se emplea la llamada regla 68-95-99.7, estableciendo los límites de ciertos porcentajes de valores que quedan dentro de bandas alrededor de la media de la distribución normal, cuyo ancho total es uno. Así, con una desviación estándar de uno, dos o tres, el 68.27%, 95.45% y 99.73% de los valores quedan dentro de una, dos o tres desviaciones estándar de la media, respectivamente.

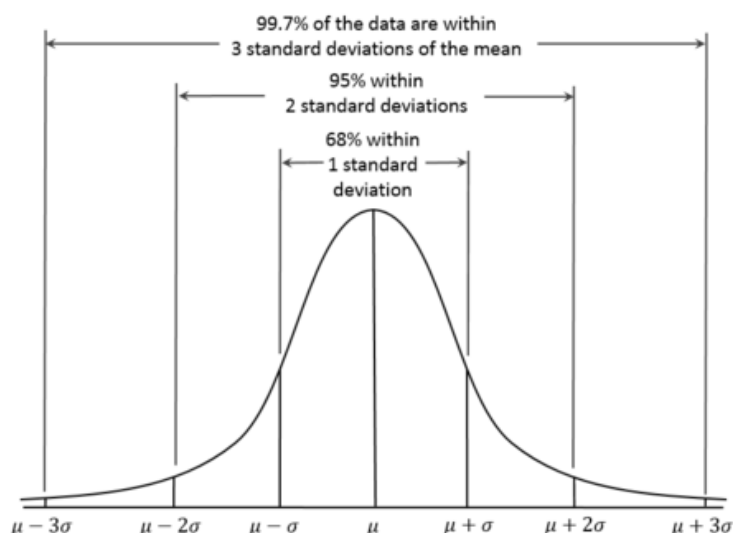


Figura 4-21. Criterios $1\text{-}\sigma$, $2\text{-}\sigma$ y $3\text{-}\sigma$. Fuente:

https://en.wikipedia.org/wiki/68%E2%80%9395%E2%80%9399.7_rule#/media/File:Empirical_Rule.PNG

Por lo tanto, los datos presentados en los manuales de vuelo en base al criterio $3\text{-}\sigma$, indican la precisión de la inyección que se obtendrá con el lanzador en el 99.73% de las ocasiones. Un ejemplo de la forma de presentación de la precisión en la inserción del lanzador en los manuales de vuelo se presenta a continuación, escogiendo en este caso los datos referentes al lanzador Atlas V:

Atlas V								
Orbit at Centaur SC Separation				± 3-sigma Errors				
Mission	Apogee km (nmi)	Perigee km (nmi)	Inclination (deg)	Apogee km (nmi)	Perigee km (nmi)	Inclination (deg)	Argument of Perigee (deg)	RAAN (deg)
GTO (Coast ≤ 800 sec)	35,897 (19,383)	195 (105)	25.6	168 (91)	4.6 (2.5)	0.025	0.2	0.22
GTO (Coast ~ 5400 sec)	35,765 (19,312)	4,316 (2,330)	21.7	238 (129)	12.0 (6.5)	0.025	0.37	0.39
Super-Synch	77,268 (41,722)	294.5 (159)	26.4	586 (316)	4.6 (2.5)	0.025	0.32	0.34

Figura 4-22. Precisión en la inserción del lanzador Atlas V. Fuente: [9].

Observar que dichos datos aparecen en este caso junto con los errores de separación de la última etapa del lanzador. Como ya se ha mencionado, se muestran desviaciones de los principales elementos orbitales que definen la órbita, en este caso la altitud de perigeo y apogeo, relacionadas con la excentricidad, la inclinación, el argumento de perigeo y el RAAN o ascensión recta del nodo ascendente.

La importancia de la exactitud en la inyección del lanzador está igualmente relacionada con el diseño del satélite. Así, podría darse el caso en que el satélite no contara con un sistema propulsivo lo suficientemente potente como para corregir los errores de inserción del lanzador. He aquí un aspecto en el que, por tanto, la precisión de inyección del vehículo adquiere una relevancia similar a la que pueden tener otros criterios de selección del lanzador como la fiabilidad del mismo o el coste. En el caso del satélite para el que se pretende elegir lanzador en este estudio, se impone una limitación en el incremento de velocidad máximo que el sistema propulsivo del satélite puede proporcionar, concretamente, $\Delta V < 10$ km.

Dicho ΔV estará asociado a las diferentes maniobras que el satélite se ve obligado a realizar para corregir la órbita en la que le pone el lanzador, o en ocasiones, para hacer la transferencia a órbitas superiores que el lanzador no puede alcanzar. En este caso, el satélite es inyectado en una órbita baja directamente por el lanzador, con lo que el total de su ΔV disponible puede ser empleado en la corrección de la órbita.

Los errores en la inclinación de la órbita requerida se corregirán por medio de una maniobra de cambio de plano. Esta maniobra será la de mayor coste en términos de un mayor ΔV que tendrá que realizar el satélite en la corrección de su órbita.

Los errores de inyección en apogeo o perigeo, o de igual forma en la excentricidad o el semieje mayor de la órbita dan lugar a que sea necesario realizar una transferencia de Hohmann.

Existen, por lo general, infinitas órbitas de transferencia posibles, cuyo coste vendrá dado por el ΔV total asociado a la misma. No obstante, como ya se ha mencionado, para el caso de dos órbitas coplanarias, la maniobra de transferencia de Hohmann resulta óptima en términos de menor ΔV , esto es, de menor coste. De este modo, se considera que primeramente el satélite realiza la maniobra de cambio de plano asociada a la inclinación, y seguidamente realiza una transferencia de Hohmann entre la órbita final y la inicial una vez que ambas se enmarcan dentro del mismo plano, o, al contrario.

4.3.2.2 Fiabilidad del lanzador

Se define la fiabilidad de un sistema, componente o subsistema como la probabilidad de que lleve a cabo la función para la que ha sido diseñado bajo ciertas condiciones restrictivas durante un periodo de tiempo. Para un vehículo lanzador, la fiabilidad puede ser definida como la probabilidad de completar el lanzamiento de forma exitosa, consiguiendo colocar el satélite correspondiente en órbita.

En una encuesta realizada por la “Federal Aviation Administration” en el año 2001 [26], donde diferentes usuarios de vehículos lanzadores a nivel mundial fueron cuestionados acerca de los principales criterios a considerar en la selección de un lanzador, se recalca la relevancia de la fiabilidad del lanzador dentro de estos aspectos a tener en cuenta en la toma de decisión.

La fiabilidad del lanzador debe ser tal que garantice que el riesgo de fallo técnico durante la operación del vehículo es muy bajo, en base a actuaciones previas del mismo. Es, por tanto, uno de los aspectos fundamentales que deben ser evaluados en la elección del sistema lanzador más apropiado para una carga de pago específica.

Un fallo del lanzador, puede suponer un incremento considerable del coste asociado al diseño y desarrollo del satélite, siendo necesario paralizar la misión y llevar a cabo un despliegue de operaciones de mantenimiento que provocan mayores retrasos. En el caso de misiones comerciales, la tendencia de las compañías es la de mostrarse más conservadores en lo que a la tecnología se refiere, tratando de asegurar, por encima de todo, el éxito de la misión. Sin embargo, para los lanzamientos gubernamentales o desempeñados por compañías privadas, la posibilidad de fallo no es tan crítica, con lo que se aprecia cierta inclinación a ponderar de forma más igualada la fiabilidad y el coste del vehículo.

Los usuarios muestran, por lo general, un interés considerable en garantizar que el vehículo lanzador elegido es suficientemente fiable, esto es, ha realizado un número de lanzamientos exitosos tal que es posible admitir que su probabilidad de fallo durante el vuelo es pequeña. De igual forma, es necesario analizar cada componente o elemento del vehículo por separado, estudiando y cuantificando las ocasiones en las que su misión ha sido exitosa.

En lo que se refiere a la importancia de la fiabilidad del lanzador, cabe mencionar, por último, el hecho de que la elección de un lanzador con un alto ratio de lanzamientos exitosos permite disminuir el coste de los seguros que el usuario del lanzador debe contratar para el caso en el que el fallo del vehículo de lanzamiento suponga algún daño o la destrucción total del satélite.

Atendiendo al estudio de la fiabilidad del vehículo, existen diversas técnicas y métodos de optimización que permiten calcularla atendiendo al ratio de fallos experimentados durante un cierto tiempo de operación. Sin embargo, en el presente trabajo, los datos relacionados con la fiabilidad del lanzador se obtendrán como una relación entre los lanzamientos exitosos y el número de lanzamientos totales llevados a cabo. Los datos serán seleccionados de la revisión anual del transporte espacial comercial realizada nuevamente por la FAA [25], correspondientes al año 2014.

Algunos de dichos datos ya se han presentado en la introducción, sin embargo, se recogen en la siguiente tabla el número de lanzamientos totales realizados en 2014, la fiabilidad del lanzador según los lanzamientos realizados en 2014, la fiabilidad atendiendo a los datos de los 10 años anteriores al 2014 y el año del primer lanzamiento que da una idea del tiempo en activo del vehículo.



Vehículo	Delta II 7320-10	Delta IV (Medium 4.2+)	Delta IV Heavy	Atlas V 401	Atlas V 541	Antares 120	Falcon 9	Falcon 9 (Dragon)	Zenit 3SL
País	EEUU	EEUU	EEUU	EEUU	EEUU	EEUU	EEUU	EEUU	EEUU
Lanzamientos totales en 2014	1	3	1	7	2	3	4	2	1
Fiabilidad (2014)	1/1 100%	3/3 100%	1/1 100%	7/7 100%	2/2 100%	2/3 67%	4/4 100%	2/2 100%	0/1 0%
Fiabilidad (últimos 10 años)	6/6 100%	12/12 100%	7/8 88%	25/25 100%	3/3 100%	4/5 80%	6/6 100%	7/7 100%	24/26 92%
Año del primer lanzamiento	1999	2002	2004	2002	2011	2013	2013	2010	1999

Tabla 4-10. Datos de fiabilidad de lanzadores estadounidenses.



Vehículo	Rockot	Dnepr	Soyuz 2	Proton M	Ariane 5 ECA	Soyuz 2	Vega
País/Región	Rusia	Rusia	Rusia	Rusia	Europa	Europa	Europa
Lanzamientos totales en 2014	2	2	9	8	5	4	1
Fiabilidad (2014)	2/2 100%	2/2 100%	9/9 100%	7/8 88%	5/5 100%	3/4 75%	1/1 100%
Fiabilidad (últimos 10 años)	19/20 95%	8/8 100%	26/28 92%	72/81 89%	43/44 98%	9/10 90%	3/3 100%
Año del primer lanzamiento	1994	2010	2004	2001	2002	2011	2012

Tabla 4-11. Datos de fiabilidad de lanzadores rusos y europeos.



Vehículo	Long March 2C	Long March 2D	Long March 3A	Long March 3C	H-II A	PSLV CA
País/Región	China	China	China	China	Japón	India
Lanzamientos totales en 2014	4	2	1	1	4	1
Fiabilidad (2014)	4/4 100%	2/2 100%	1/1 100%	1/1 100%	4/4 100%	1/1 100%
Fiabilidad (últimos 10 años)	17/18 94%	17/17 100%	15/15 100%	11/11 100%	24/25 96%	4/4 1000%
Año del primer lanzamiento	1975	1992	1994	2008	2001	2009

Tabla 4-12. Tabla de lanzadores asiáticos.

Como ya se ha mencionado, el cálculo detallado de la fiabilidad del lanzador conllevaría considerar la actuación de cada uno de sus elementos por separado. Para cada uno de estos componentes, se llevaría a cabo un análisis de fiabilidad de primer orden, en el que se incluye el cálculo de la fiabilidad de cada elemento en un nivel inferior.

Dentro de dichos niveles se incluyen, en primer lugar, cada una de las etapas que conforman el vehículo lanzador. La estimación de la fiabilidad de cada etapa se realiza igualmente, atendiendo a la fiabilidad de sus subsistemas, como equipos de potencia o de aviónica, y a su vez, sobre cada uno de los componentes que forman parte del mismo, como pueden ser los motores, sistemas de alimentación y otros componentes del sistema propulsivo.

En otro nivel, se incluyen objetos tales como elementos de ensamblaje, como podría ser la turbina del motor.

Existen numerosas técnicas que pueden ser empleadas en un análisis de fiabilidad. Algunas de las más comunes son el Bloque de Diagramas de Fiabilidad, en inglés “RBD”, Árbol de Análisis de Fallos, “FTA” y el Análisis de Modos de Fallos y Efectos “FMEA”. No obstante, como ya se ha dicho, no se realizará en este estudio un análisis tan detallado de la fiabilidad, sino que se tomarán los datos presentados en las tablas anteriores como suficientemente indicativos de la fiabilidad del vehículo lanzador.

4.3.2.3 Coste del lanzador

El precio de un sistema de transporte supone, generalmente, un importante obstáculo en el intento de comercialización y explotación del sector espacial, estimando el coste del vehículo lanzador entre 25 y 70% del presupuesto total previsto para un programa espacial.

Tanto para vehículos lanzadores comerciales desechables, conocidos en inglés como “Expendable Launch Vehicles”, como para los reutilizables, “Reusable Launch Vehicles”, se emplea el término coste por lanzamiento. Este último incluye el coste de producción del vehículo; costes operacionales directos, como pueden ser los asociados a la adquisición de propulsante y materiales, operaciones en tierra, planificación de la misión y el lanzamiento, transporte y recuperación del lanzador, tasas y seguros por posibles daños públicos; costes operacionales indirectos, esto es, administración y dirección del programa de lanzamiento, asistencia técnica, mantenimiento y asistencia en el lugar de lanzamiento; y por último, costes de aseguramiento del lanzador y la carga de pago, a pagar por el usuario del vehículo.

Así, pueden dividirse los costes asociados a la contratación de los servicios asociados a un sistema lanzador en costes directos (36%) e indirectos (64%). A su vez dentro de cada uno de ellos se tendrá la siguiente distribución de costes:



Figura 4-23. Costes directos

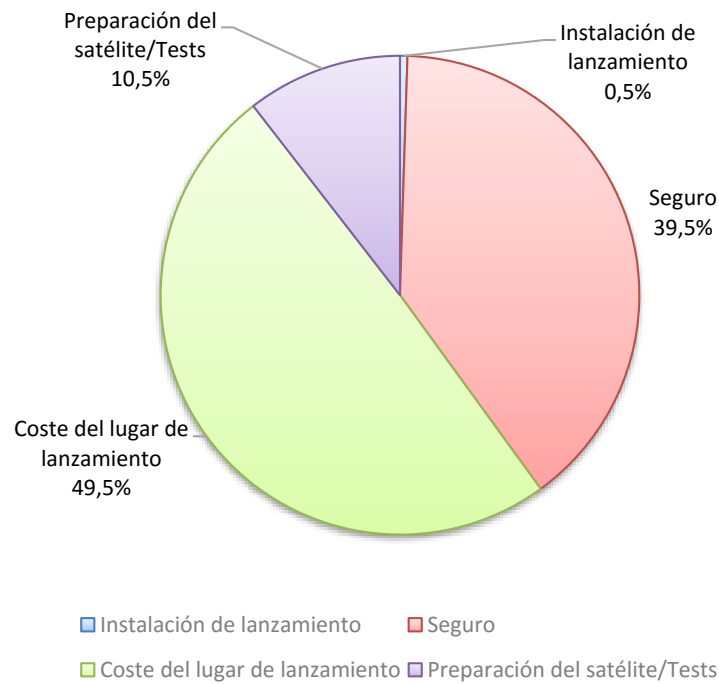


Figura 4-24. Costes indirectos.

Los costes asociados a cada componente del lanzador se dividen según las etapas del vehículo. Así, para un vehículo de dos etapas, los mayores precios de la primera etapa serán los asociados al sistema propulsivo, principalmente el motor y en menor grado propulsante o gases asociados. En segundo lugar, en referencia a la importancia del coste se halla la estructura de cada etapa. Por último, y con una relevancia similar se encuentran sistemas de alimentación, válvulas o equipos de aviónica. En la segunda etapa, se igualará la importancia de costes asociada a equipos de aviónica, el sistema propulsivo y la estructura, mientras que se mantienen con un porcentaje similar el resto de elementos que constituyen la etapa.

Por otra parte, los precios específicos de los lanzadores estarán influenciados por los requisitos del cliente (masa, tamaño de la carga de pago, parámetros de la órbita), los servicios ofrecidos por el lanzador, la competencia del mercado, la demanda de lanzadores por año, así como los costes de aseguramiento del lanzador y la carga de pago, que dependerán fuertemente de la fiabilidad mostrada por el vehículo.

En la siguiente figura, puede observarse la variación del precio del lanzador por kilogramo de carga de pago en función de la capacidad de carga del vehículo a una órbita baja o “LEO”:

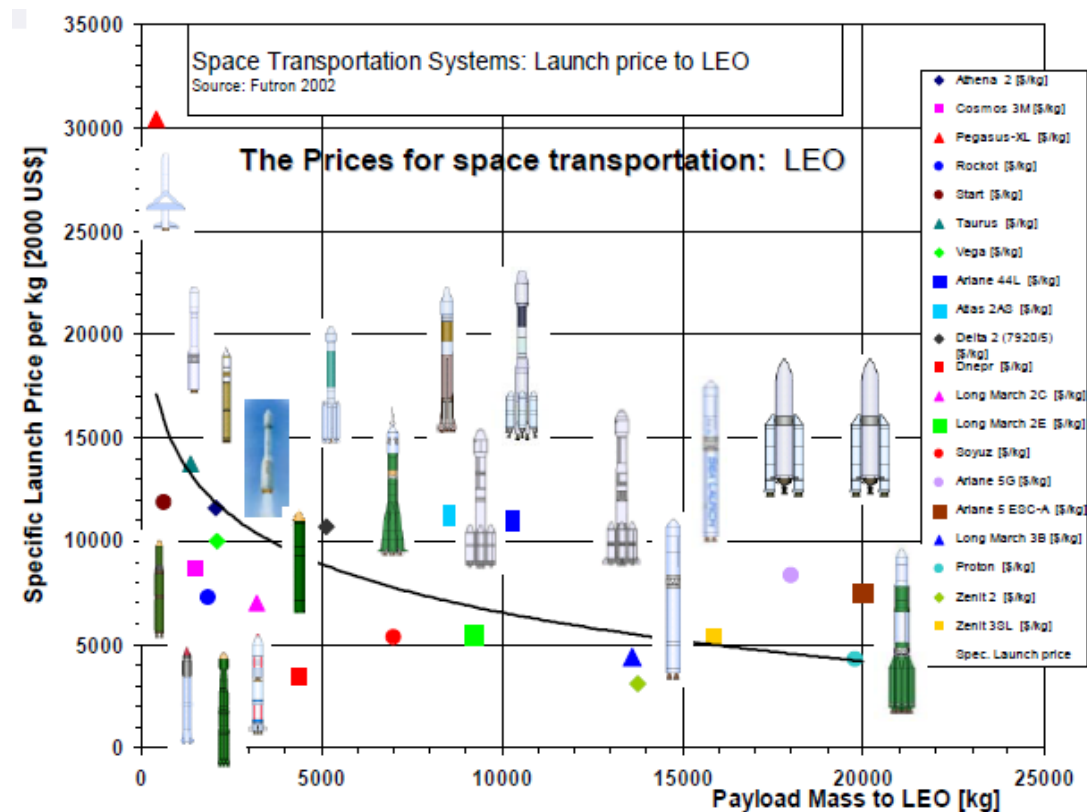


Figura 4-25. Coste de lanzamiento a órbita baja en función de la carga de pago a lanzar. Fuente: [31].

Se observa una tendencia decreciente del coste específico de lanzamiento por kilogramo de carga de pago, con respecto a la capacidad de carga del lanzador. Igualmente, queda patente la influencia de la capacidad de carga en el coste del lanzador. Junto a este, otros parámetros deben ser considerados en la determinación del coste total del sistema lanzador.

En la encuesta de la FAA anteriormente mencionada [26], se aprecia la consideración del precio del lanzador como uno de los aspectos clave en la ponderación de los criterios de selección del lanzador. De esta forma, el precio del lanzador supone el aspecto más importante en la selección del mismo cuando se trata de compañías comerciales, mientras que se pondera en igualdad con la fiabilidad y actuación del lanzador para las compañías gubernamentales.

Y es que, como ya se ha señalado, el coste asociado a la contratación del vehículo lanzador supone como mínimo un 25 % del presupuesto total disponible para una misión espacial. De este modo, las compañías entrevistadas en dicha encuesta recalcan el hecho de que un incremento significativo en el precio de sus lanzadores puede tener un impacto tal que suponga un declive comercial. De igual forma, algunas compañías entrevistadas entienden el concepto de coste del lanzador como un valor actualizado, teniendo en cuenta incluso la disponibilidad y horario que el lanzador es capaz de ofrecer.

En definitiva, los precios del servicio de un lanzador dependen de numerosos factores, los cuales dependen a su vez de los servicios específicos y opciones que puede ofrecer el lanzador, así como los términos y condiciones del contrato, el estado del mercado en el momento de contratación, entre otros. Tanto es así que, el coste de adquisición de los servicios de un vehículo lanzador no es fijo, estando en multitud de casos sujetos a la negociación con el suministrador.

Existen numerosas técnicas que permiten obtener un valor preciso del posible coste de un vehículo lanzador, en base a un estudio del coste asociado a cada uno de sus componentes y elementos por separado, no obstante, se considerarán aquí valores aproximados de dichos costes, obtenidos de la "International Reference Guide to Space Launch Systems" [36]. Estos datos se presentan en las tablas de lanzadores incluidas en el anexo A.

4.3.2.4 Capacidad de carga del lanzador

Uno de los criterios primarios a considerar en la elección del lanzador debe ser la capacidad del mismo. De esta forma, al inicio del proceso habrá que plantearse preguntas del tipo: ¿cuál es la capacidad de carga del vehículo lanzador considerado para el tipo de órbita que se pretende alcanzar?, ¿es la capacidad de dicho lanzador demasiado elevada como para que sea necesario acordar un lanzamiento compartido con otra carga de pago?, o, aún siendo la masa que puede transportar dicho lanzador la suficiente como para que pudiera ser empleada para la misión que se pretende abordar, ¿hay espacio o volumen suficiente en la cofia de dicho lanzador como para que quepa el conjunto formado por el satélite y el adaptador del mismo al lanzador?

Para encontrar respuesta a esta serie de preguntas es necesario emplear los datos de los manuales de vuelo de los vehículos lanzadores. La forma típica de presentación de los datos de capacidad de carga del lanzador es en forma de gráfica, como se muestra en la siguientes correspondientes al cohete ruso Dnepr, el cohete americano Antares, y el lanzador chino Long March en sus variantes 3 A, 3 B y 3 C:

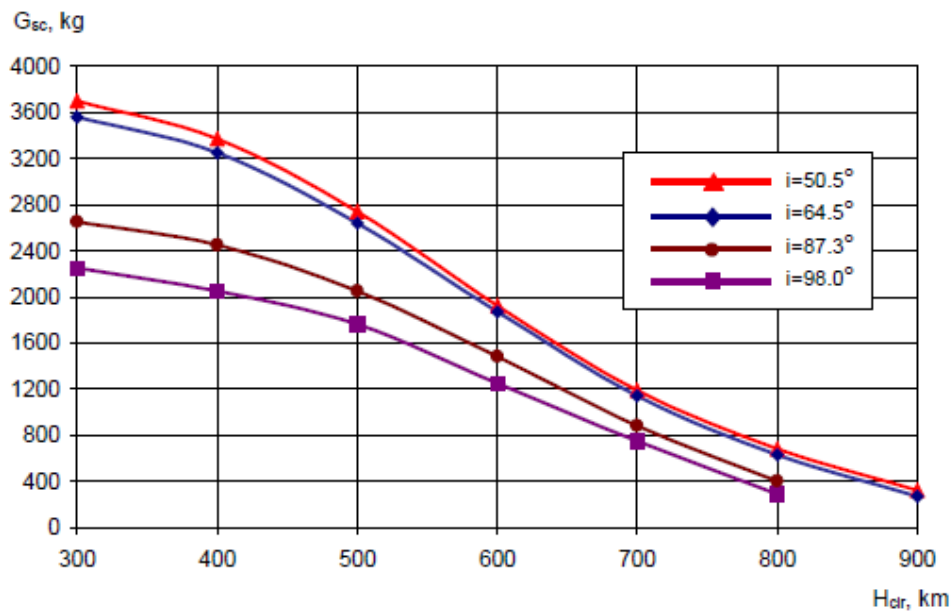


Figura 4-26. Capacidad de carga del lanzador Dnepr. Fuente: [12].

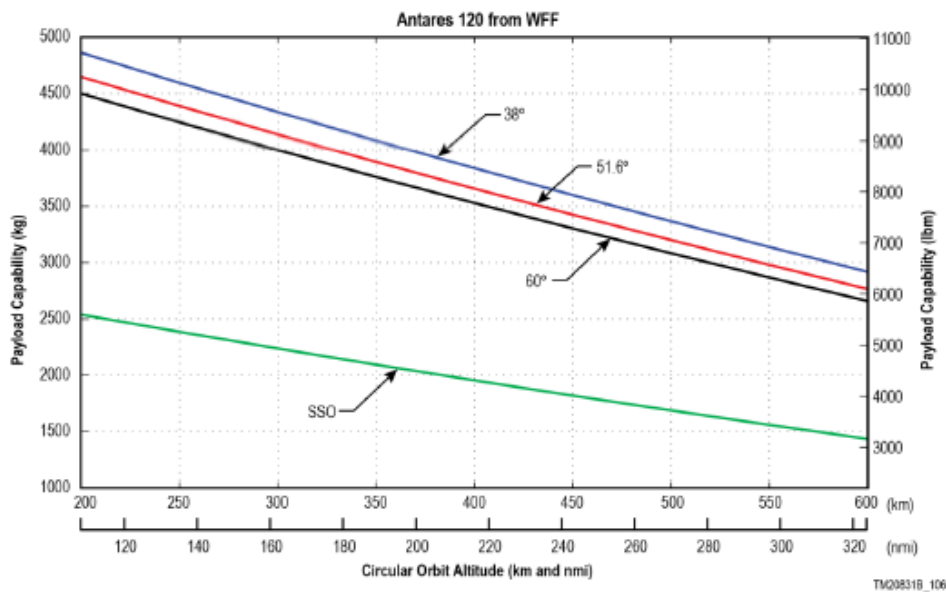


Figura 4-27. Capacidad de carga del lanzador Antares. Fuente: [8].

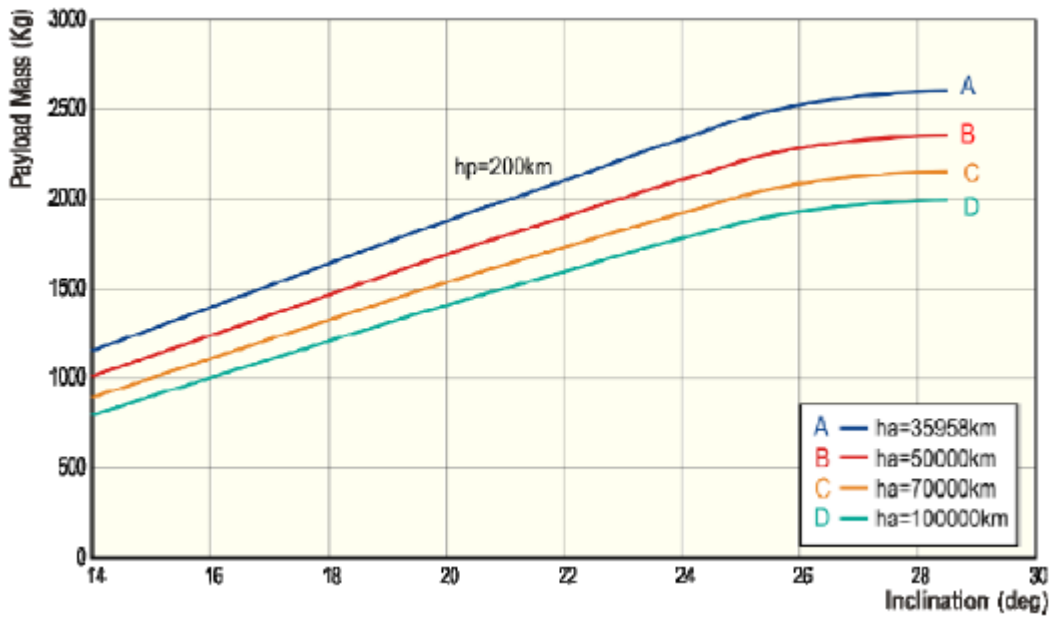


Figura 4-28. Capacidad de carga del lanzador Long March 3 A/B/C. Fuente: [35].

Las dos primeras gráficas muestran la capacidad de carga de pago del lanzador en kg frente a la altura de la órbita respecto a la superficie de la Tierra. Se presenta la tendencia de la capacidad de carga para órbitas de distinta inclinación.

Por su parte, en la tercera gráfica, se proporciona la variación de la capacidad de carga frente a la inclinación de la órbita, para diferentes valores de altura de apogeo de la órbita.

En ambos casos, es posible obtener datos suficientemente precisos sobre la capacidad de carga del lanzador.

Una segunda forma de presentación puede ser a través de tablas, como la presentada a continuación:

	Vehicle Designation	Spacecraft mass capabilities					
		LEO ■ CCAFS, i = 28.7 deg ■ 185 km/100 nmi circular		LEO ■ VAFB, i = 90.0 deg ■ 185 km/100 nmi circular		Sun-Synchronous Orbit ■ VAFB, i = 98.7 deg ■ 833 km/450 nmi circular	
		(kg)	(lbm)	(kg)	(lbm)	(kg)	(lbm)
7300-Series Vehicle 2.9-m (9.5-ft) Fairing 3.0-m (10-ft) Fairing	7320-9.5 7320-10	2809 2703	6194 5958	2063 1982	4548 4370	1651 1579	3639 3481
7400-Series Vehicle 2.9-m (9.5-ft) Fairing 3.0-m (10-ft) Fairing	7420-9.5 7420-10	3185 3099	7022 6833	2436 2351	5370 5184	1966 1895	4334 4177
7900-Series Vehicle 2.90-m (9.5-ft) Fairing 3.0-m (10-ft) Fairing 3.0L-m (10L-ft) Fairing	7920-9.5 7920-10 7920-10L	5030 4944 4805	11089 10680 10593	3755 3639 3599	8277 8022 7934	3123 3017 2984	6886 6651 6578
7900H-Series Vehicle 2.9-m (9.5-ft) Fairing 3.0-m (10-ft) Fairing 3.0L-m (10L-ft) Fairing	7920H-9.5 7920H-10 7920H-10L	6097 5959 5899	13443 13137 13005	Currently Not Available From WR Launch Site			
Note: 7300/7400 baseline uses a 6306 payload attach fitting with a mass of 47.6 kg (105 lbm) 7900/7900H baseline uses a 6915 payload attach fitting with a mass of 93.0 kg (205 lbm)							

Figura 4-29. Capacidad de carga del vehículo Delta II.

Esta tabla, corresponde a los datos de capacidad de carga de pago del lanzador estadounidense Delta II. Se muestra en este caso, la masa del satélite que es posible transportar en las diferentes configuraciones del vehículo y para distintos tipos de órbita, caracterizadas por su inclinación y altura, para órbitas circulares baja (LEO) y heliosíncrona (SSO).

De igual forma, los datos se presentan para dos lugares de lanzamiento diferentes, como son Cabo Cañaveral y Vandenberg, ya que ciertos tipos de órbita solo pueden ser alcanzadas desde lugares de lanzamiento concretos (ver bases de lanzamiento).

Las diferencias halladas en referencia a las capacidades de carga del vehículo según el tipo de órbita a alcanzar se producen principalmente debido a la diferencia de potencia que debe proporcionar el lanzador según la órbita. Es por ello que, para órbitas de mayor altitud, donde se requiere un mayor impulso en el lanzador, la capacidad de carga es menor. Igualmente, los clientes que desean poner en órbita un satélite GEO suelen buscar vehículos lanzadores de mayor tamaño, ya que los satélites que pretenden poner en órbita superan en dimensiones y peso a los que se inyectan en órbitas más bajas, teniendo que alcanzar una órbita a mayor altitud. Por otro lado, los usuarios cuya intención es la de poner en órbita una constelación de satélites tienden a emplear lanzadores que permitan poner en órbita más de un satélite al mismo tiempo.

En cuanto a la relevancia de este criterio dentro de los aspectos de elección del lanzador, se recurre nuevamente a la encuesta de la FAA [26] para encontrar la opinión de los usuarios de lanzadores al respecto.

La capacidad del lanzador para transportar la carga de pago adquiere una relevancia similar a la precisión de inyección que es posible conseguir con el vehículo. Tanto es así que, en la encuesta anterior, se menciona el hecho de que diversas compañías del sector espacio a nivel internacional consideran la unión de los dos criterios como la cuarta en importancia a la hora de elegir el lanzador.

Por último, este criterio tendrá relación directa con el coste. En multitud de ocasiones, los diseñadores del satélite ven preferible disminuir las dimensiones del mismo, con el fin de conseguir que quepa adecuadamente en un lanzador de menor tamaño, disminuyendo por consiguiente los costes de lanzamiento.

Como ya se ha mencionado, la capacidad de carga del lanzador no hace referencia únicamente a la masa del satélite que puede transportar, sino al espacio disponible en su cofia para albergar el sistema espacial. Los usuarios de lanzadores preferirán por lo general, un vehículo que disponga de un mayor volumen para alojar el satélite, ya que, de este modo, será posible realizar cambios y modificaciones en el satélite con mayor facilidad, pudiendo crecer en tamaño e incluso peso, sin afectar a la capacidad del lanzador para transportarlo.

El diseñador de la misión debe asegurar que el satélite cabrá en el espacio disponible en la cofia superior. La cofia protegerá el satélite de las cargas aerodinámicas y creará un entorno benigno para el mismo, junto con el adaptador, durante el vuelo del lanzador, disminuyendo su impacto sobre la carga de pago. Generalmente, la cofia se desprende en una fase tardía del proceso, cuando la presión dinámica y las temperaturas se encuentran en niveles aceptables, según lo especificado por el proveedor del lanzador.

Nuevamente, resulta necesario recurrir a los manuales de vuelo para hallar referencias en lo que al volumen disponible en el vehículo se refiere. Así, estos datos se presentan para los distintos lanzadores a través de planos de la cofia protectora que engloba y protege el compartimento superior del lanzador donde viaja el satélite. Un ejemplo de esto último puede apreciarse en los planos de la cofia del lanzador Vega, que definen el volumen utilizable por la carga de pago:

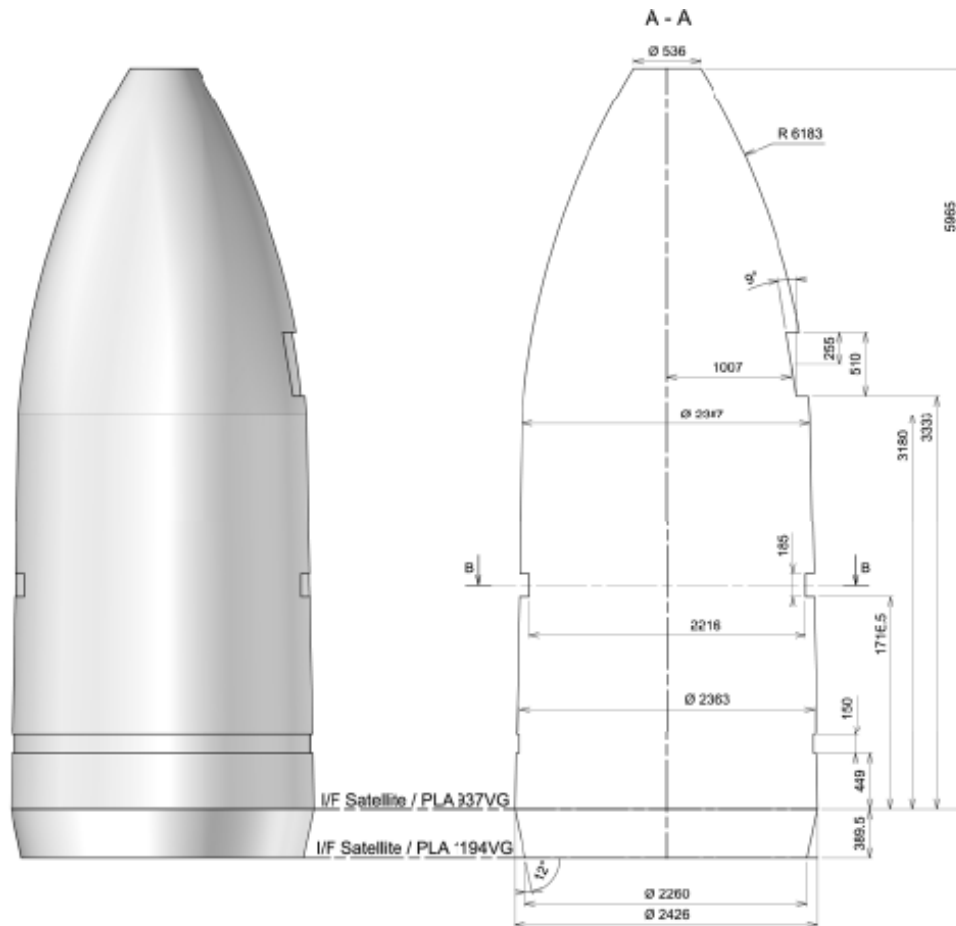


Figura 4-30. Dimensiones de la cofia del lanzador Vega. Fuente: [22].

Una vez conocidas las dimensiones del satélite que se pretende lanzar, es posible descartar ciertos lanzadores en base al volumen utilizable que ofrecen, o igualmente, variar el tamaño del satélite para conseguir que quepa en un lanzador concreto.

En el anexo A de datos de lanzadores se recoge la capacidad de carga de pago de cada uno de los lanzadores considerados en el proceso de selección aquí seguido, recogiendo la capacidad de carga hacia órbita baja, y en algunos casos, para órbitas heliosíncronas.

4.3.2.5 Disponibilidad del lanzador

Los criterios de selección en el caso del lanzador, serán ciertas condiciones a satisfacer por el vehículo para lanzar el satélite de forma exitosa. Por tanto, se consideran como tales la exactitud de inyección, el sistema propulsivo, fiabilidad, coste y se incluye un criterio adicional que cobra importancia a la hora de contratar los servicios del lanzador, y que será la disponibilidad del mismo.

La disponibilidad del lanzador hace referencia al tiempo de espera necesario para realizar el lanzamiento desde que se contratan los servicios del vehículo. De este modo, es posible que el tiempo de espera necesario para realizar el lanzamiento exceda el previsto para llevar a cabo una determinada misión.

Los datos de disponibilidad aparecen normalmente en los manuales de vuelo en forma de una planificación mensual de toda la misión de lanzamiento, desde que se adquieren los servicios del lanzador hasta que tiene lugar el lanzamiento. Dentro de esta planificación encontramos hitos tales como la revisión del programa y la seguridad, la realización del documento de control de interfaces (ICD), el análisis de la misión, incluyendo trayectoria a llevar a cabo por el lanzador, el análisis de la precisión en la inserción, la separación del satélite, la compatibilidad entre el lanzador y el sistema espacial tanto de radiofrecuencia como térmica o estructural.

De igual modo, es necesario planificar una serie de reuniones entre ambas partes contratantes: la empresa que proporciona los servicios de lanzamiento y los usuarios de los mismos.

A continuación, se muestra un ejemplo de la forma de presentación de la disponibilidad del lanzador en los manuales de vuelo:

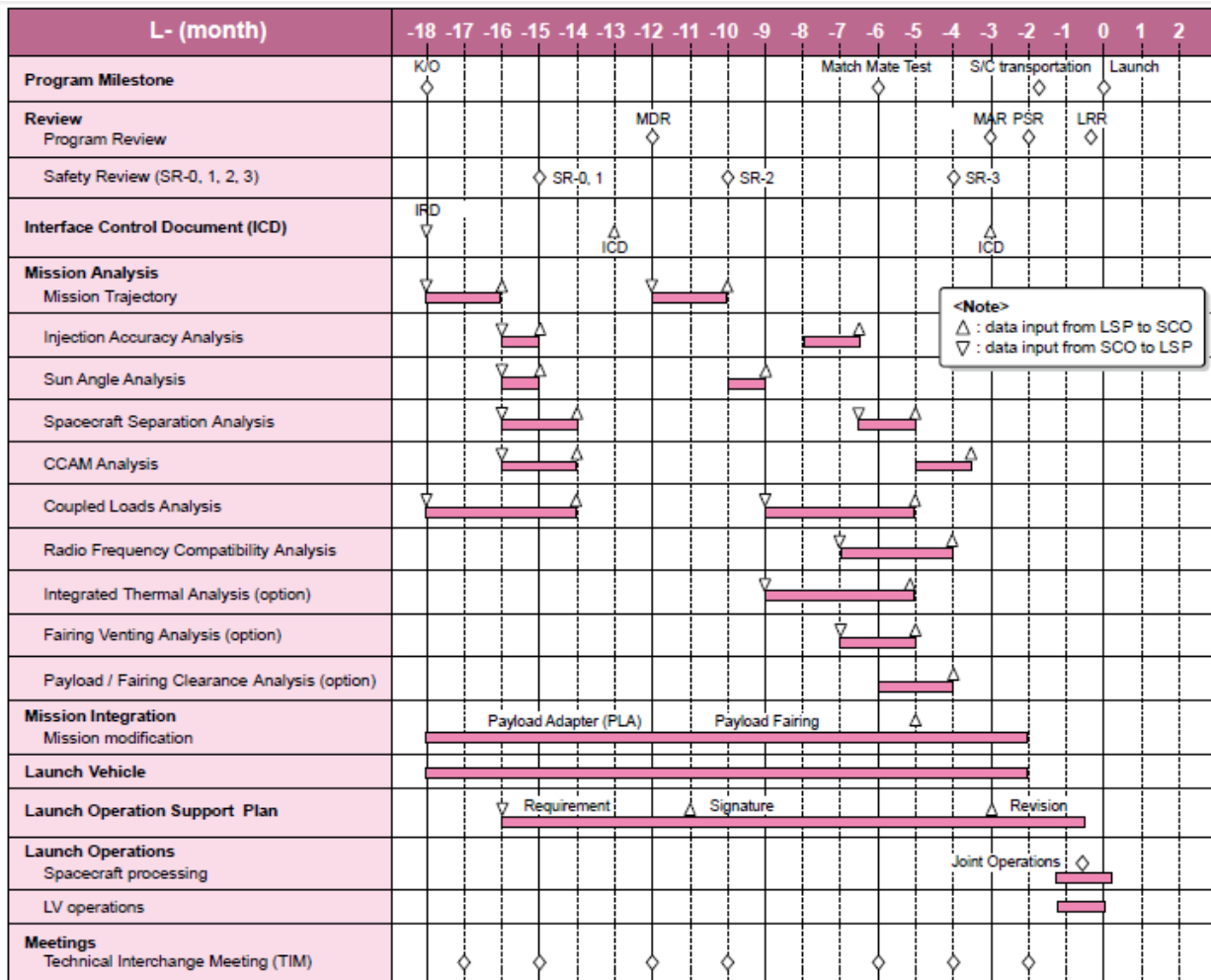


Figura 4-31. Duración del proceso de lanzamiento desde la firma del contrato para el lanzador H-II. Fuente: [14]

En cuanto a la importancia de este criterio, no se halla en igualdad de relevancia que el resto de parámetros considerados, no obstante, sí que puede llegar a ser crítico en ciertas misiones en las que es requisito lanzar en un momento muy específico, sin posibilidad de atraso. Esto ocurrirá, por ejemplo, en misiones destinadas al envío de sondas espaciales hacia planetas del Sistema Solar, ya que el encuentro entre la sonda y el planeta se produce en condiciones concretas que se repiten con un periodo que puede llegar a ser de cientos de años, el llamado periodo sinódico.

4.3.3 Proceso de selección del vehículo lanzador

Una vez evaluados los diferentes criterios que pueden influir en la selección del lanzador, el siguiente paso debe ser descartar sistemas de lanzamiento que incumplan alguna de las limitaciones impuestas por el satélite.

Como ya se ha mencionado, dicho satélite tiene una masa $m = 2500 \text{ kg}$, y unas dimensiones de $1550 \times 1360 \times 3600 \text{ mm}^3$. La órbita que se pretende alcanzar es una órbita heliosíncrona y circular ($e = 0.01$), con inclinación $i = 95.3^\circ$, a una altitud $h = 400 \text{ km}$.

Atendiendo a la capacidad de carga de pago del lanzador, podemos descartar lanzadores de menor tamaño tales como el cohete ruso Dnepr, con capacidad de carga de 2000 kg, el lanzador hindú GSLV, cuya capacidad de carga máxima es de 2000kg para una órbita heliosíncrona, los cohetes Minotaur I/IV/V/VI, que se tratan de cohetes de menor tamaño, el lanzador Pegasus XL, cuya capacidad de carga a órbita heliosíncrona no supera los 190 kg, el cohete hindú PSLV, el Start ruso, Vega europeo, Rockot ruso, VSL-1 brasileño, Kuaizhou chino, Strela ruso, Shavit israelí, el cohete chino Long March 2C, y por último, el japonés Epsilon. Igualmente, no se

elegirán lanzadores de mayor tamaño, ya que el satélite que se pretende poner en órbita es un satélite mediano, y la carga de pago que transporta un vehículo de este tipo es, por lo general, mucho mayor. Se descartan así el lanzador europeo Ariane 5, el estadounidense Atlas V, el igualmente americano Delta IV, el vehículo Proton ruso, así como los lanzadores chinos Long March 3B y 2F.

Una vez realizado un primer descarte atendiendo a la capacidad de carga, se analiza para los lanzadores restantes, la precisión en la inserción proporcionada y el sistema propulsivo de cada uno de ellos.

4.3.3.1 Cálculo de la precisión en la inserción para los lanzadores seleccionados

Aplicando los procedimientos presentados en el apartado de precisión en la inserción, se muestran a continuación los valores de ΔV obtenidos para cada maniobra realizada, suponiendo el caso más crítico de los presentados en los manuales de vuelo de los vehículos lanzadores. Así, se calculará el ΔV total necesario para el cambio de plano asociado a variar el plano de la órbita en la que el lanzador pondría al satélite debido a sus errores de precisión para alcanzar la inclinación deseada. A dicho ΔV habrá que sumarle el debido a la transferencia de Hohmann entre la órbita que se pretende alcanzar y aquella en la que el lanzador pondría al satélite debido a su falta de exactitud.

Estos cálculos se repetirán para todos los posibles casos presentados en los manuales de vuelo. De este modo, se calculará ΔV de cambio de inclinación para los casos en que la inclinación final sea superior o inferior a la deseada, y ΔV asociado a la transferencia de Hohmann desde la órbita de inyección teniendo esta mayores o menores valores de altitud de perigeo, altitud de apogeo, excentricidad y semieje mayor.

Los resultados para el cálculo de la exactitud de inserción de los lanzadores candidatos previamente mencionados se recogen en el anexo E. Se presenta en dicho anexo el incremento de velocidad necesario en cada caso presente en los manuales de vuelo, escogiendo en este caso el más crítico:

Vehículo	ΔV total (m/s)
Antares	36.97
Delta II	16.46
Falcon 9	20.45
Long March 3 A	31.96
H-II	29.72
Long March 2 C	6.87
Soyuz	23.73
Vega	28.5
Zenit	66.72
Long March 3 C	32

Tabla 4-13. Precisión en la inserción de lanzadores.

Los resultados mostrados permiten comparar los distintos vehículos lanzadores en base a su precisión. Como es posible observar, el ΔV de cada lanzador es muy inferior al máximo que puede proporcionar el satélite. No obstante, el ΔV disponible en el satélite se debe emplear a lo largo del tiempo que dura la misión para mantener el satélite en órbita, y realizar las maniobras de corrección necesarias.

Por tanto, aquel lanzador que muestre una mayor precisión será en principio preferible, obligando al satélite a realizar un menor número de correcciones. El lanzador más preciso es aquel que consigue que el satélite deba emplear el menor ΔV para cambiar a la órbita deseada, en este caso, el vehículo Delta II, para el que se obtiene un ΔV requerido de 16.46 m/s , en el caso más crítico. De igual forma, el lanzador más inexacto en la inserción será el vehículo ucraniano Zenit, de la compañía Sea Launch, siendo ΔV asociado al cambio de órbita en la que inyecta este lanzador de 66.72 m/s , nuevamente en el caso más desfavorable. Para el resto de lanzadores, se obtienen resultados similares, con una media de $\Delta V = 30 m/s$ para la maniobra de paso de la órbita de inyección a la requerida.

4.3.3.2 Comparación del sistema propulsivo de los lanzadores seleccionados

Tras la selección del vehículo multietapas más apropiado para poner en órbita el satélite en cuestión, de masa 2500 kg , mediante un proceso de optimización en el que se ha llegado a un vehículo de dos etapas de propulsante líquido y dos “boosters” de propulsante sólido (ver proceso de optimización del escalonamiento), se procede seguidamente a evaluar las configuraciones de los lanzadores preseleccionados que muestran un mayor parecido con la solución escogida, esencialmente en el tipo de configuración.

La solución óptima hallada se presenta a continuación:

Etapa 1	Etapa 2	2 boosters	$m_p(kg)$	$m_s(kg)$	Z	ϵ	$\lambda_{payload}$	p
RS-68 A	GS3-C15	GEM-40	28796	2504	6.8	0.074	0.074	0.85

Figura 4-14. Configuración propulsiva del lanzador “ideal”.

De los lanzadores preseleccionados, los siguientes son los que muestran una configuración con mayores similitudes a la calculada:

Cohete	Etapa 1	Etapa 2	Boosters	$m_p(kg)$	$m_s(kg)$	Z	ϵ	$\lambda_{payload}$	p
Delta II	RS-27 A	AJ10-118K	3 “boosters” GEM-40	89911	7818.3	9.7	0.078	0.025	0.9
Delta II	RS-27 A	AJ10-118K	4 “boosters” GEM-40	38024	3306.5	7.5	0.075	0.057	0.87
Falcon 9	Merlin 1D	MUAC	2 “boosters” Merlin 1D	75854	6546	9.3	0.078	0.029	0.89
H-II	LE-7 ^a	LE-5B	2 “boosters” SRB-A	32184	2798.6	7.1	0.075	0.067	0.86
Soyuz	RD 107 A	RD 108 A	2 “boosters” RD-117	63393	5512.4	8.9	0.077	0.035	0.89

Figura 4-15. Configuración propulsiva de lanzadores seleccionados.

Los cohetes H-II, Falcon 9 disponen de configuraciones idénticas a la óptima, es decir, 2 etapas de propulsante líquido y dos boosters de propulsante sólido. Los menores valores de masa de propulsante y estructural se obtienen para el lanzador japonés H-II, con valores muy similares a los obtenidos a través de la optimización del escalonamiento.

Por su parte, el cohete Delta-II no presenta una configuración similar a la obtenida como óptima, sino que, para la configuración de dos etapas, permite el uso de 3,4 ó 9 “boosters”, según las necesidades del usuario. Debido a las limitaciones asociadas a la capacidad de carga del lanzador, se analizarán dos tipos de configuraciones para el Delta II, con 3 ó 4 “boosters”, garantizando que ambas configuraciones son posibles en caso de ser requerido según la carga de pago del lanzador. La última solución escogida es la del lanzador Soyuz, que se presenta ya en una configuración de dos etapas de propulsante líquido con cuatro “boosters” de propulsante sólido. Esta última opción, sin embargo, proporciona menores valores de masa de propulsante y estructural que el Falcon 9.

4.3.3.3 Procedimiento de selección

El siguiente paso en el proceso de elección del lanzador debe ser el de aplicar un método que permita ponderar los criterios de selección más importantes, según se han comentado con anterioridad, para poder tomar una decisión. De este modo, en base a los resultados obtenidos para la capacidad de carga del lanzador, incluyendo la comprobación de que en el lanzador se dispone de un volumen lo suficientemente grande como para albergar el satélite en su interior, así como la precisión en la inyección y el modelo propulsivo, se lleva a cabo una última selección con cuatro vehículos lanzadores que muestran las mejores características para poner en órbita el satélite.

Estos cuatro cohetes serán los americanos Delta II y Falcon 9, de las compañías ULA y Space X, el lanzador ruso y europeo Soyuz, y el japonés H-II. Los cuatro lanzadores tienen capacidad de carga suficiente para el satélite que se pretende lanzar, presentan la mayor precisión de inserción entre los lanzadores estudiados, y el modelo propulsivo más afín al obtenido de forma teórica a través de la optimización.

Igualmente, están asociados al menos a una base de lanzamiento desde las que es posible lanzar a la órbita deseada. Para el cohete Delta II, el lanzamiento se realizaría desde Vandenberg Air Force Base, al igual que para el cohete Falcon 9. Por su parte, el lanzamiento mediante el H-II japonés sería realizado en la base de Tanegashima Space Center. Por último, la base de Kourou en la Guayana Francesa permite el lanzamiento del cohete Soyuz a la órbita deseada.

En ingeniería, existen diversos procedimientos de selección de la idea más adecuada para desarrollar en un determinado proyecto [30]. Así, se tiene:

- Selección por el cliente o por el diseñador líder del proyecto, en el que un solo individuo adquiere la responsabilidad de tomar la decisión correspondiente.
- Selección por votación entre los miembros del equipo, lo cual permite distribuir la responsabilidad de elección entre los votantes, sin que recaiga por completo en una sola persona.
- Selección por aplicación de procedimientos de evaluación de ciertos criterios de selección.
- Selección a través de los resultados obtenidos en ensayos o pruebas con prototipos. Este método de decisión tiene un coste elevado frente a los anteriores y se aplica en casos muy selectos.

En el presente estudio, se aplicarán métodos de decisión basados en criterios. Para este fin, es primordial definir con suficiente grado de detalle los criterios de selección a considerar en la elección.

La elección final se lleva a cabo mediante el empleo de una matriz de decisión. La matriz de decisión es una técnica de aplicación en campos de muy diversa índole, no solo pertenecientes al ámbito de la ingeniería. Sus ventajas radican en el hecho de que permiten escoger la solución más acertada para un determinado proceso mediante decisiones racionales, y añadiendo una mayor objetividad al proceso, ya que hace uso de una metodología sistemática y numérica.

El proceso consiste, principalmente, en ponderar numéricamente el grado de cumplimiento que una opción presenta en referencia a los criterios de selección previamente definidos. Posteriormente, estas ponderaciones se integran en una única calificación global o puntuación. La solución escogida será aquella que presente una mayor puntuación entre todas las posibles opciones abordadas.

La matriz de decisión puede ser aplicada según dos enfoques: el de la Ponderación Relativa y el de la Ponderación Absoluta. En ambos casos es requisito que las posibles soluciones se definan con el mismo grado de desarrollo al comienzo del proceso de elección. Si se dispone de un número de opciones muy elevado, se suele aplicar una reducción a un número de ideas igual o menor que 10, con el objeto de disminuir el trabajo a realizar en el proceso de selección.

En la ponderación relativa, se llevan a cabo por lo general, uno o dos pasos. En el caso de emplear un único paso, tras el descarte de las opciones menos viables se realiza la calificación final de la idea. Si las opciones son más de una, es necesario realizar un paso previo que conlleva la evaluación de las diversas ideas propuestas. Este paso permite establecer una ponderación del grado de cumplimiento de las opciones consideradas con los criterios de selección definidos, tomando una referencia. Dicha referencia podría ser un producto existente en el mercado que por sus características se puede considerar el mejor de su ámbito o una de las opciones evaluadas que sobresale por encima del resto de candidatas.

La construcción de la matriz se realiza fijando los criterios por filas y las opciones estudiadas por columnas. En las celdas de intersección aparecería según corresponda “mejor que” representada por el signo “+”, “igual que” mediante un “0” o “peor que” representada en este caso mediante el signo “-“. Estas posibilidades permiten expresar el grado de cumplimiento de cada idea con los criterios definidos con respecto a la referencia. La suma de signos positivos menos la suma de signos negativos de cada columna representa la calificación de la opción que se corresponde con cada una de las columnas. El proceso de comparación permitirá descartar ideas, combinarlas con otras o dejarlas continuar como candidatas.

Posteriormente, tiene lugar la calificación final de las ideas, en la que se pondera el cumplimiento de cada idea considerada con los criterios según lo establecido en el paso anterior. Las ideas propuestas se califican respecto a una idea de referencia empleando un sistema de puntuación más detallado que el del caso anterior, asignando una puntuación de 1 a 5, o incluso de 1 a 10. Así, respecto a la referencia se tendrá:

- Mucho peor que (la referencia) \longrightarrow 1
- Peor que \longrightarrow 2
- Igual que \longrightarrow 3
- Mejor que \longrightarrow 4
- Mucho mejor que \longrightarrow 5

La ponderación absoluta, por su parte permite calificar cada posibilidad sin comparar con una referencia, es decir, con carácter absoluto. Generalmente se divide en dos etapas: la matriz de evaluación de criterios y la matriz de evaluación final.

La matriz de evaluación de criterios permite establecer un peso porcentual de cada criterio definido en base a su relevancia para el proceso de selección, respecto al resto de criterios. La escala de puntuaciones posible será:

- Mucho menos importante \longrightarrow 0.1
- Menos importante \longrightarrow 0.2
- Igualmente importante \longrightarrow 1
- Más importante \longrightarrow 5
- Mucho más importante \longrightarrow 10

Como último paso, se realiza la matriz de evaluación final, que define el cumplimiento de cada opción en base a los criterios, empleando para ello una escala de puntuación decimal. El producto de dicha puntuación por el peso porcentual del criterio genera la matriz definitiva, con la que se elegirá la opción final a desarrollar en fases posteriores del proyecto.

En el proceso de selección del lanzador se escoge el segundo de los métodos para los cuatro lanzadores antes mencionados. A continuación, se recogen las características de cada uno de ellos en base a los criterios de evaluación previamente definidos: sistema propulsivo, precisión en la inserción, coste, fiabilidad y disponibilidad del vehículo:

Lanzador	Etapas		Coste total (millones de \$)	Precisión (ΔV en m/s)	Fiabilidad (últimos 10 años)	Disponibilidad
H-II	2 "boosters" SRB-A (H-II 202/A) Etapa 1 LE-7A Etapa 2 LE-5B	$m_p = 32184 \text{ kg}$ $m_s = 2799 \text{ kg}$	H-II A:70 H-II B:83	23.72	96%	18 meses tras la realización del contrato
Falcon 9	2 "boosters" Merlin 1D (Falcon 9 Heavy) Etapa 1 Merlin 1D Etapa 2 Mvac	$m_p = 75854 \text{ kg}$ $m_s = 6546 \text{ kg}$	De 49 a 54	29.7	100%	24 meses desde la realización del contrato hasta el lanzamiento
Delta II	3 "boosters" GEM 40 Heavy) Etapa 1 RS-27A Etapa 2 AJ10-118K	$m_p = 89911 \text{ kg}$ $m_s = 7818 \text{ kg}$	51	16.42	100%	26 meses desde la realización del contrato
Delta II	4 "boosters" GEM 40 Heavy) Etapa 1 RS-27A Etapa 2 AJ10-118K	$m_p = 38024 \text{ kg}$ $m_s = 3307 \text{ kg}$	51	16.42	100%	26 meses desde la realización del contrato
Soyuz	4 "boosters" RD-117 Heavy) Etapa 1 RD-107A Etapa 2 RD 108A	$m_p = 63393 \text{ kg}$ $m_s = 5512 \text{ kg}$	De 30 a 50	24.31	90%	24 meses desde la realización del contrato

Tabla 4-16. Características de lanzadores candidatos.

En base a dichas características, se calculará la matriz de decisión, definiendo en primer lugar la matriz de evaluación de criterios:

Etapas	Coste total	Precisión	Fiabilidad	Disponibilidad
5	5	5	10	1

Tabla 4-17. Matriz de evaluación de criterios.

Para establecer la ponderación de criterios se ha empleado la encuesta de la FAA [26] mencionada en apartados anteriores, donde los principales usuarios de vehículos espaciales a nivel mundial eran cuestionados acerca de la importancia de los diferentes aspectos que se evalúan en la elección de un vehículo lanzador.

De este modo, la fiabilidad del lanzador es considerado por la mayor parte de los usuarios como el criterio de mayor relevancia, ya que puede suponer la diferencia entre el éxito y el fracaso de la misión. Seguidamente, se consideran los criterios de sistema propulsivo o modelo de etapificación del vehículo, el coste de los servicios del lanzador y la precisión en la inyección como criterios muy importantes. El último criterio en relevancia será la disponibilidad del lanzador, debido a que en la misión aquí analizada no hay limitaciones asociadas a restricciones temporales, con lo que se pondera como igual de importante.

En segundo lugar, se calcula la matriz de evaluación final en la que se dan puntuaciones del 1 al 10 a cada una de las características de los lanzadores en base a su grado de cumplimiento con los criterios anteriores. Así, partiendo de la tabla de características previamente presentada, se establece la siguiente matriz:

Lanzador	Etapas	Coste total	Precisión	Fiabilidad	Disponibilidad
H-II	10	7	8	9,6	10
FALCON 9	8	9	7	10	8
DELTA II	7	9	10	10	7
SOYUZ	7	10	8	9	8

Tabla 4-18. Matriz de evaluación final.

La configuración propulsiva del cohete japonés H-II resulta óptima, tanto en cuanto el número de etapas coincide con el hallado teóricamente y los valores de masa de propulsante y estructural obtenidos son muy similares a la solución ideal. Seguidamente, el cohete Soyuz, aunque con una configuración diferente empleando 4 boosters en lugar de dos, proporciona menores valores de m_p que el Falcon 9, sin embargo, éste se presenta en una configuración similar a la teórica, es por ello, que el cohete Falcon 9 se evaluará como poseedor de un sistema propulsivo más apropiado que el Soyuz. En último lugar, el cohete Delta II, se presenta con una configuración de 3 ó 4 “boosters” en lugar de 2. Los valores obtenidos para la masa de propulsante en este cohete, en el caso de emplear 3 “boosters” aumentan respecto a los que se obtienen mediante el Soyuz. No obstante, empleando un “booster” adicional los resultados mejoran considerablemente respecto al Soyuz, e incluso el Falcon 9. Es por ello que se ha decidido valorar los cohetes Delta II y Soyuz con una calificación similar en referencia al sistema propulsivo, pero menor a la de los cohetes restantes que sí permiten la posibilidad de emplear configuraciones propulsivas similares a la óptima.

En cuanto a los criterios de coste, los precios más bajos los encontramos en el Soyuz, mientras que los más elevados serán los del H-II.

Como ya se mencionó el cohete Delta II muestra una precisión mayor que la del resto, que ofrecen aproximadamente la misma exactitud de inserción. Por su parte, la fiabilidad se ha puntuado directamente en base al porcentaje de fiabilidad de cada lanzador.

Por último, el vehículo japonés tiene una disponibilidad mayor que el resto de vehículos, para los cuales la disponibilidad es similar, en torno a 25 meses frente a los 18 del cohete japonés.

Como último paso, mediante el producto del peso de cada criterio y la puntuación asignada para las diferentes características, se construye la matriz definitiva de decisión.

Lanzador	Etapas	Coste total	Precisión	Fiabilidad	Disponibilidad	Total
H-II	0,5	0,35	0,4	0,96	0,1	2,31
FALCON 9	0,4	0,45	0,35	1	0,07	2,27
DELTA II	0,35	0,45	0,5	1	0,06	2,36
SOYUZ	0,35	0,5	0,4	0,9	0,07	2,22

Tabla 4-19. Matriz definitiva de selección.

El lanzador elegido debe ser aquel que presente una mayor puntuación. Así, en base a los procedimientos anteriores y atendiendo a los resultados obtenidos, es posible concluir que el lanzador más adecuado para poner en órbita el satélite de 2500 *kg* debe ser el vehículo lanzador Delta-II.

Una vez seleccionado el lanzador, se procederá en el siguiente capítulo a analizar el proceso de lanzamiento, incluyendo el cálculo del adaptador del lanzador al satélite y la ventana de lanzamiento.

5 ANÁLISIS DEL LANZAMIENTO E INYECCIÓN EN ÓRBITA

Una vez evaluados los diferentes criterios que intervienen en la elección del vehículo lanzador más apropiado para poner en órbita una carga de pago, y tras haber obtenido como solución comercial el lanzador estadounidense Delta II se procede a continuación, a describir las características principales de este lanzador en base al estudio exhaustivo de su manual de vuelo [10], así como el modo en que se llevaría a cabo el lanzamiento del satélite analizando las principales interferencias entre el lanzador y el satélite, y seleccionando una fecha adecuada para el lanzamiento.

5.1 Descripción del lanzador elegido

El programa Delta II se inició en los años cincuenta por medio de la NASA. Este cohete se compone de una primera etapa, con “boosters” en paralelo con un motor de grafito-epoxy (GEM), una segunda etapa y una tercera opcional. A partir de esta configuración base, los usuarios pueden elegir entre diferentes modelos que combinan de forma diferente los escalonamientos del vehículo. Así, resulta posible escoger entre una configuración de dos etapas, tres etapas con distinto número de “boosters” o una configuración mayor, que emplea motores de mayor diámetro en las primeras etapas.

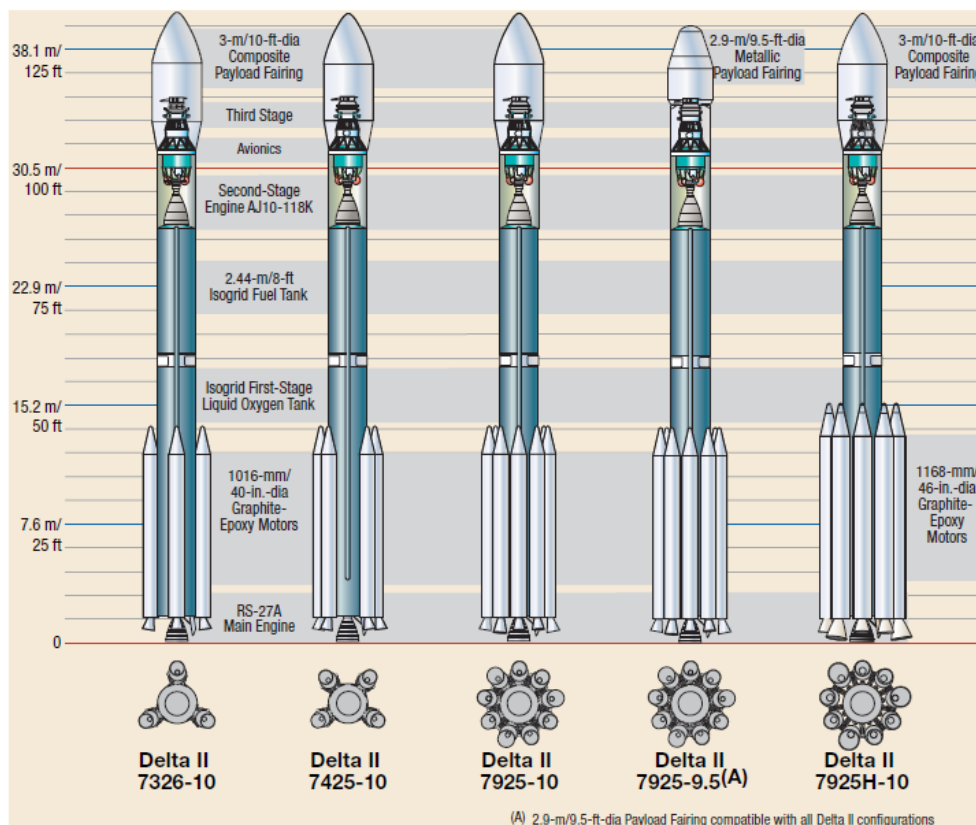


Figura 5-1. Configuraciones del lanzador Delta II. Fuente: [10].

La numeración seguida en cada configuración se realiza en base a una serie de dígitos que hacen referencia a la configuración propulsiva elegida. Así, si se escogiera para la misión aquí estudiada la configuración Delta II 7326-10, significaría: motor RS-27 A en la primera etapa (primer dígito), 3 “boosters en paralelo con la primera etapa (segundo dígito), motor AJ10-118K para la segunda etapa (tercer dígito), motor Star-37FM para la tercera etapa opcional que no se empleará en este caso (cuarto dígito) y tipo de cofia elegida (últimos dígitos), correspondiente el número 10 a la cofia de 3 m de diámetro y 8.9 m de longitud. Otra posibilidad es escoger la configuración 7425-10, con 4 “boosters” en paralelo con la primera etapa. La elección de uno u otra estará condicionada por la carga de pago del lanzador.

5.1.1 Configuración del lanzador

Tal y como se describe en el manual de vuelo [10], la primera etapa del lanzador Delta II incluye el motor RS-27 A, el tanque de oxígeno líquido (LO_2) el tanque de combustible y un elemento que sirve de interfaz entre esta primera etapa y la siguiente. La configuración del tipo 732X incluye 3 “boosters” en paralelo con la primera etapa, los cuales emplean propulsante sólido, del tipo GEM (grafito-epoxy). La ignición de estos elementos tiene lugar durante el despegue. Otras configuraciones con distinto número de “boosters” son posibles, como la de 4 “boosters” en paralelo con la primera etapa.

La segunda etapa recibe la potencia de un motor del tipo AJ10-118K, e incluye tanques de combustible y oxidante convenientemente separados. Se emplea adicionalmente en esta etapa, un sistema de control de actitud redundante que proporciona control del alabeo del vehículo. Para las misiones de dos etapas, como la aquí estudiada, esta etapa finaliza en el adaptador que une el lanzador con el satélite y que se diseñará con posterioridad.

Para otro tipo de misiones en los que se requiera mayor potencia, el vehículo Delta II incorpora la posibilidad de escoger una configuración con una tercera etapa adicional. Según los requisitos impuestos por la carga de pago, el motor de dicha etapa será Star-37FM o Star-48B, ambos motores de propulsante sólido. Al igual que en el caso de la configuración de dos etapas, en las misiones que empleen tres etapas el adaptador será el elemento con el que finalice la tercera etapa del vehículo.

La interfaz entre el lanzador y el satélite se realiza, como ya se ha mencionado, a partir del adaptador. El adaptador actúa de elemento de unión entre la carga del lanzador, e incorpora los sistemas de separación, normalmente mediante dispositivos pirotécnicos, requeridos para desvincular el satélite del lanzador.

Otra posibilidad adicional de la que se puede hacer uso al emplear este lanzador es la de realizar un lanzamiento compartido con otra carga de pago, teniendo que emplear en ese caso un adaptador dual. Esta opción resulta útil en el caso en que la capacidad de carga del lanzador sea muy superior a la masa de la carga de pago a poner en órbita en la misión, ya que permite reducir los costes considerablemente. No se hace uso de esta opción en el lanzamiento aquí estudiado, ya que la masa del satélite es de 2500 kg, lo que lo convierte en un satélite de tamaño medio, valor no muy alejado de la capacidad de carga máxima del lanzador a órbita heliosíncrona: 3186 kg.

El último elemento que conforma la estructura del lanzador es la cofia protectora en la parte superior del vehículo, cuya función es la de proteger la carga de pago durante la operación de lanzamiento, ya que será aquí donde se coloque el satélite durante el vuelo del lanzador. Delta II ofrece la posibilidad de emplear tres tipos de cofias distintas en todas sus configuraciones, una con 2.9 m de diámetro y dos con 3 m de diámetro y diferente altura. En este caso se empleará una de las cofias de 3 m de diámetro, la cual se muestra en la siguiente imagen:

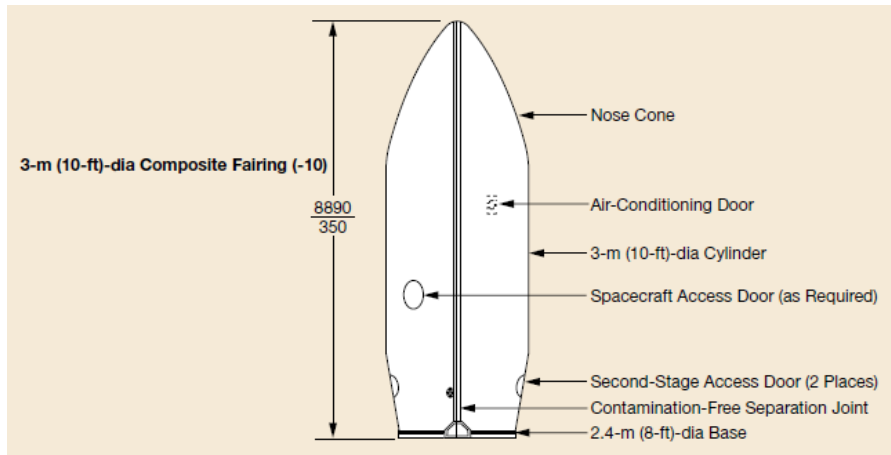


Figura 5-2. Cofia de 3 m de diámetro del lanzador Delta II. Fuente: [10].

La cofia protectora proporciona elementos de absorción de la acústica anterior, y protección frente a la contaminación. Igualmente, incorpora ciertos compartimentos de acceso tal y como se observa en la imagen anterior.

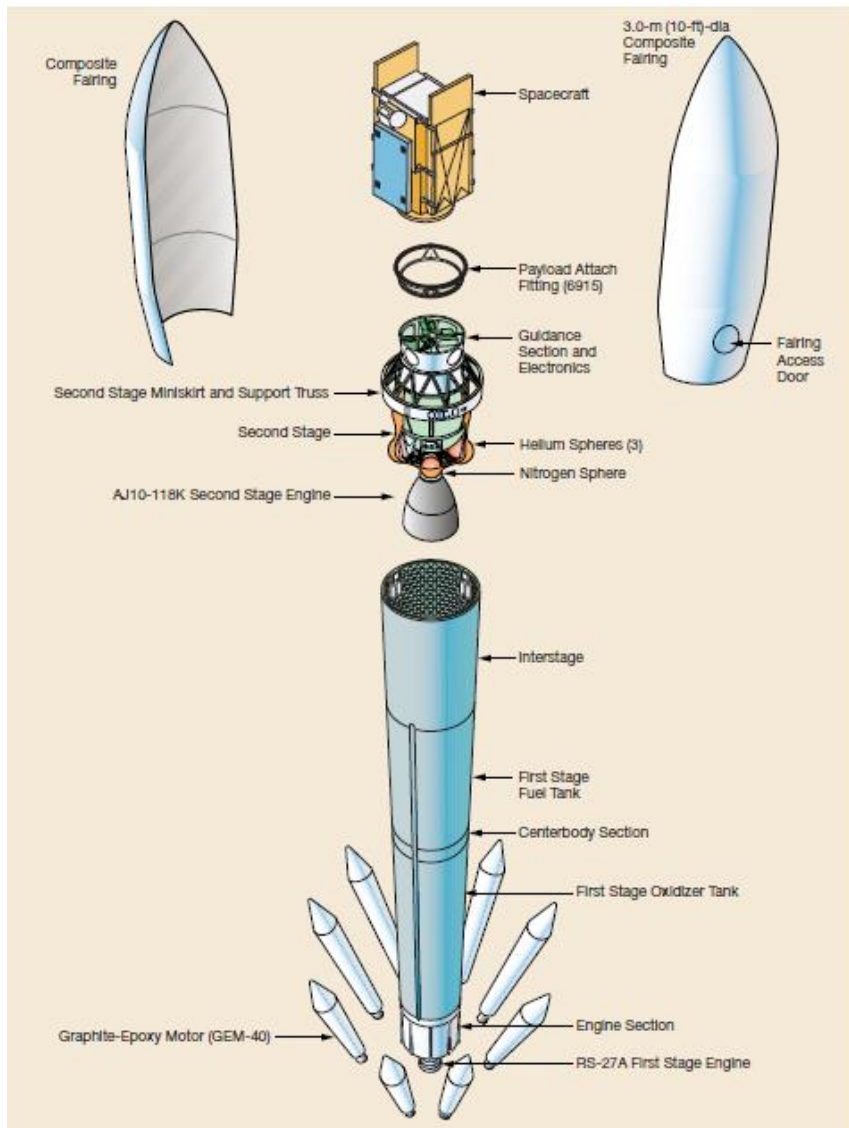


Figura 5-3. Configuración de dos etapas del lanzador Delta II. Fuente: [10].

5.2 Descripción del lanzamiento

Dependiendo de los requisitos de la misión, el vehículo Delta II permite realizar el lanzamiento desde las bases de Cabo Cañaveral Air Force Station en Florida o Vandenberg Air Force Base en California, ambas en los Estados Unidos.

Para lanzar a la órbita requerida es necesario realizar el lanzamiento desde la base de Vandenberg, ya que es la que permite rangos de inclinación como el requerido, $i = 95.3^\circ$. El lanzamiento debe ser realizado hacia el suroeste, con un azimut de lanzamiento de $Az = 186.45^\circ$, obtenido mediante la formulación introducida previamente en el estudio de las bases de lanzamiento (capítulo 4). Este valor de azimut se encuentra dentro de los límites permitidos para la base de Vandenberg, entre 140° y 201° .

El perfil de vuelo típico para la misión de dos etapas se presenta a continuación:

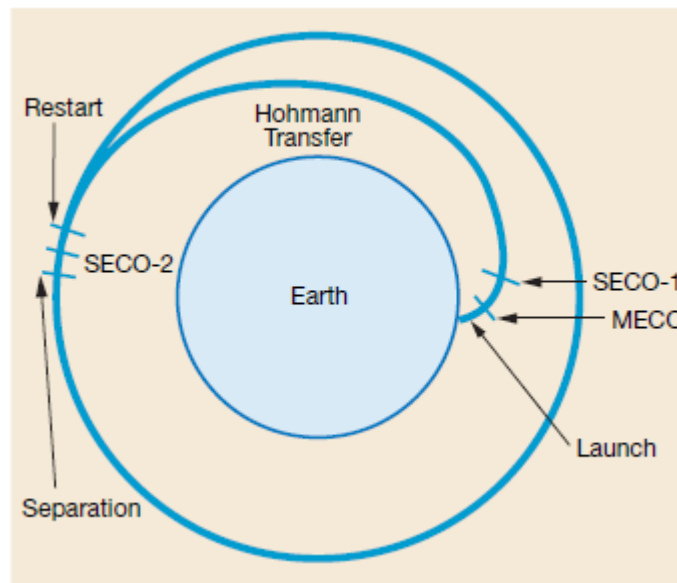


Figura 5-4. Perfil de misión a órbita baja con la configuración de dos etapas del lanzador Delta II. Fuente: [10].

Durante la primera fase del lanzamiento, que incluye el despegue, se realiza la ignición de la primera etapa y los “boosters” de propulsante sólido. Una vez que se ha agotado la capacidad propulsiva tanto del motor de la primera etapa como de los “boosters”, se separan del vehículo y se lanzan. En el caso del motor principal, seguirá ardiendo hasta el punto de esta fase llamado MECO, del inglés “Main Engine Cut-Off”, esto es, el corte del funcionamiento del motor principal que constituye la primera etapa.

Ocho segundos después del MECO, la primera etapa se separa y se arroja, seguido este acontecimiento de la ignición de la segunda etapa cinco segundos después. En un perfil de vuelo típico, la ignición de la segunda etapa abarca de 340 a 420 s, momento en el que tiene lugar la parada de la segunda etapa SECO 1 (“Second Engine Cut-Off”). A continuación, como puede apreciarse en la imagen inmediatamente anterior, el vehículo realiza una transferencia de Hohmann hasta la órbita deseada (órbita baja o LEO). Cerca del apogeo de esta órbita de transferencia, se reinicia la ignición de la segunda etapa, que proporciona el impulso necesario para alcanzar la órbita requerida. Así, tras 250 s de ignición, se produce el llamado SECO 2, seguida de la separación de esta segunda etapa una vez que la actitud en la separación de la carga de pago es la adecuada.

Se muestra a continuación, el perfil de vuelo del lanzador, donde aparecen reflejadas todas las fases anteriores. Esta imagen, extraída del manual de vuelo, muestra el perfil de lanzamiento desde la base de Vandenberg hacia una órbita polar ($i = 90^\circ$), incluyendo los tiempos de duración de cada fase. La misión estudiada presentará un perfil de vuelo muy similar a este.

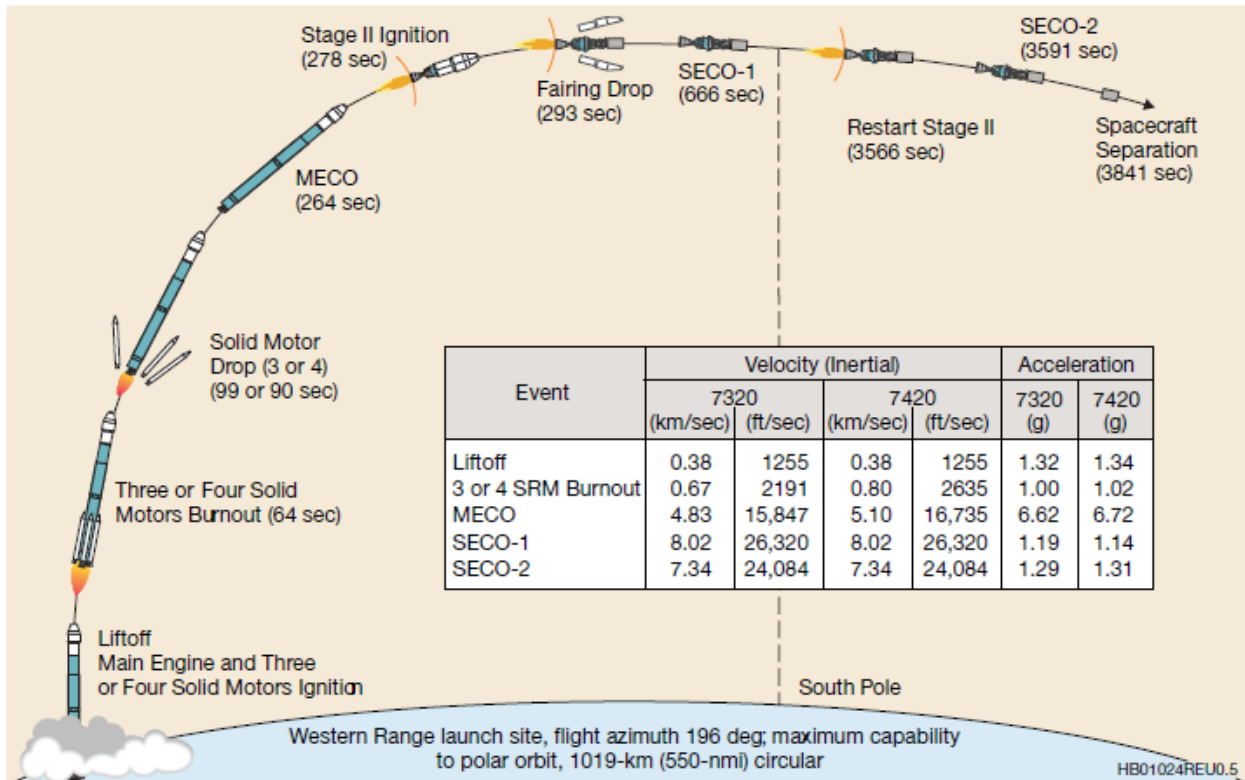


Figura 5-5. Secuencia del lanzamiento a órbita polar circular desde VAFB para el Delta II. Fuente: [10].

En cuanto a la capacidad de carga del lanzador, dependerá de la inclinación de la órbita a alcanzar, directamente relacionado con el azimut de lanzamiento necesario, y de otras características de la órbita, como la altitud del apogeo. Típicamente, el usuario debe consultar a la compañía proveedora del lanzador para conocer la configuración más adecuada para poner en órbita el lanzador. Como ya se ha mencionado, dos tipos de configuraciones son posibles, con 3 o con 4 “boosters” en la primera etapa. Se observa la siguiente capacidad de carga del Delta II para órbita circular y polar, con azimut de lanzamiento de 196°, mayor que el requerido para la misión a realizar, y suponiendo el peso del adaptador de 50 kg.

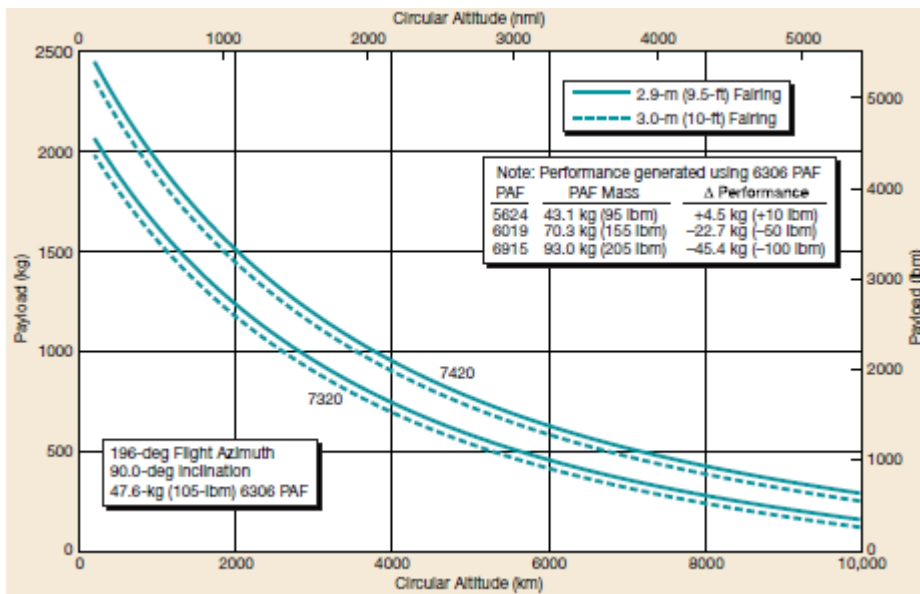


Figura 5-6. Capacidad de carga del lanzador Delta II 7420/7320 para órbita polar. Fuente: [10].

Así, los datos de los manuales de vuelo reflejan que la configuración más apropiada para el lanzamiento es aquella del tipo 742X. No obstante, en el caso en que el lanzador no cumpliera con las necesidades de capacidad de carga especificadas, es posible emplear otro tipo de configuraciones, manteniendo las dos etapas y añadiendo “boosters” adicionales según el acuerdo que se alcance con el proveedor del lanzador.

En el caso de que se empleara la configuración de 9 “boosters”, el lanzador presenta la siguiente capacidad de carga para una órbita heliosíncrona:

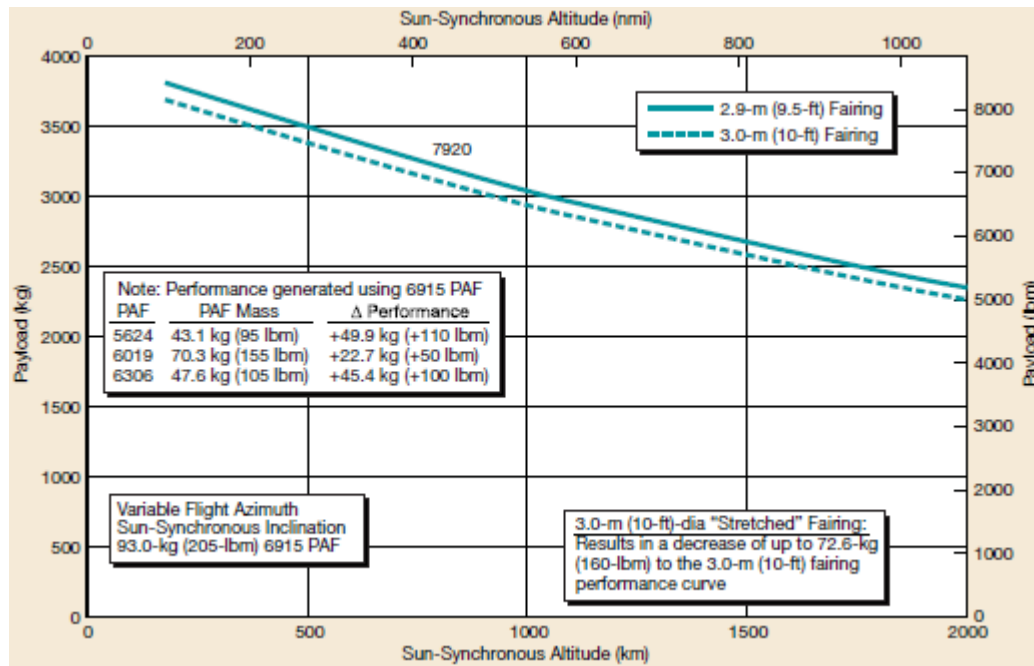


Figura 5-7. Capacidad de carga del lanzador Delta II 7920 para órbita heliosíncrona. Fuente: [10].

Como es posible observar, para una altitud de 400 km la configuración 7920 cumple holgadamente con los requisitos de carga de pago empleando la cofia de 3 m de diámetro, e incluso en el caso de que se empleara un adaptador de más de 70 kg de peso.

En el proceso de selección del lanzador ya se ponderó el sistema propulsivo del lanzador Delta II con inferior puntuación respecto al resto, debido a que para cumplir los requisitos de capacidad de carga es necesario recurrir a soluciones propulsivas que no son idénticas a la hallada como ideal. No obstante, esto solo ocurre con el número de “boosters” en paralelo con la primera etapa, manteniéndose el número de etapas con el que es posible el lanzamiento en dos.

5.3 Ventanas de lanzamiento

En el ámbito de las misiones espaciales, se denomina ventana de lanzamiento al periodo de tiempo en el que debe ser lanzada la carga de pago correspondiente con el fin de ser inyectada en la órbita adecuada. En el caso de perder la oportunidad de realizar el lanzamiento en dicho periodo, es necesario esperar a la siguiente ventana de lanzamiento.

Los vehículos espaciales cuya intención sea alcanzar otro objeto en el espacio, como la Estación Espacial Internacional, mediante la maniobra que toma el nombre de “rendezvous”, deben ser lanzados en el instante preciso para propiciar dicho encuentro. Igualmente, la ventana de lanzamiento resulta crítica en el caso en que se pretende lanzar un vehículo a un planeta del Sistema Solar, ya que la coincidencia entre el satélite y el planeta solo se dará bajo unas condiciones muy específicas.

En el caso que nos compete, esto es, una órbita baja heliosíncrona, el lanzamiento debe tener lugar en el momento en el que la órbita a alcanzar pase sobre el lugar de lanzamiento. En la práctica, la ventana de lanzamiento engloba un marco de varios minutos o incluso horas alrededor de este momento exacto en que debería lanzarse, debido a que los diseñadores de la misión ofrecen cierta flexibilidad en los elementos orbitales que estarían dispuestos a dar por válidos.

No obstante, para inyectar de forma directa en la órbita requerida, dicha órbita y el lugar de lanzamiento deben tener una intersección al día. Este requisito se traduce en que, según [1], para la latitud del lugar de lanzamiento, ϕ :

- No existirá ninguna ventana de lanzamiento si $\phi > i$ (inclinación) en el caso de una órbita directa y $\phi > 180^\circ - i$ para órbitas retrógradas, siendo i la inclinación de la órbita.
- Existe una ventana de lanzamiento si $\phi = i$ o $\phi = 180^\circ - i$.
- Existen dos ventanas de lanzamiento si $\phi < i$ o $\phi < 180^\circ - i$, ya que el satélite es lanzado directamente hacia el nodo ascendente o el nodo descendente. Serán las restricciones asociadas al lugar de lanzamiento las que impondrán cuál de las dos posibles ventanas de lanzamiento emplear.

En este caso en estudio, el lanzamiento se realiza desde la base de lanzamiento de Vandenberg, cuya latitud es: $\phi = 34^\circ 43' 58'' N = 34.7^\circ$

El lanzamiento se realiza a una órbita retrógrada con $i = 95.3^\circ$, con lo que se tienen dos ventanas de lanzamiento posibles al día, según: $\phi < (180^\circ - i) = 84.7^\circ$

5.3.1 Restricciones de la misión

El cálculo de la ventana de lanzamiento tiene relación directa con el tipo de órbita que debe alcanzar el vehículo, en especial, con el valor que toma el RAAN (Ascensión Recta del Nodo Ascendente) para el plano en que se encuentra dicha órbita. Por tanto, la selección de la ventana de lanzamiento se realizará tomando como parámetro dicho ángulo, y teniendo en cuenta que el lanzamiento debe realizarse desde la base de Vandenberg en Estados Unidos.

Por otro lado, como la gran mayoría de los satélites y otros vehículos que se envían al espacio, el satélite que se pretende lanzar en este estudio recibe la energía necesaria para su funcionamiento de paneles solares. Es por ello que, la inyección en órbita no puede ser realizada en un periodo de tiempo tal que el satélite estuviera eclipsado.

De igual forma, resulta necesario evaluar la actitud del satélite, tanto en cuanto dictamina el ángulo que forman los paneles solares del mismo con el Sol. De este modo, una vez que el satélite entre en órbita debe desplegar los paneles solares en dirección perpendicular al Sol, con el fin de asegurar el suministro de energía suficiente. Suponiendo que los paneles solares del satélite estarán contenidos en el plano de la órbita, este requisito se traduce en que dicho plano forme 90° con la línea que une Tierra y Sol.

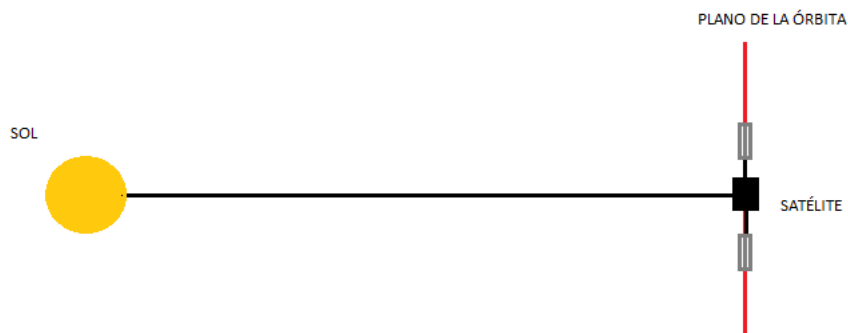


Figura 5-8. Modo de disposición del satélite en órbita.

Tal y como se observa en el siguiente dibujo, la perpendicularidad entre el plano orbital y la línea de unión entre Tierra y Sol se conseguirá sumando 90° al a la ascensión recta del Sol, teniendo así el RAAN requerido para la órbita, y determinando por ende la ventana de lanzamiento.

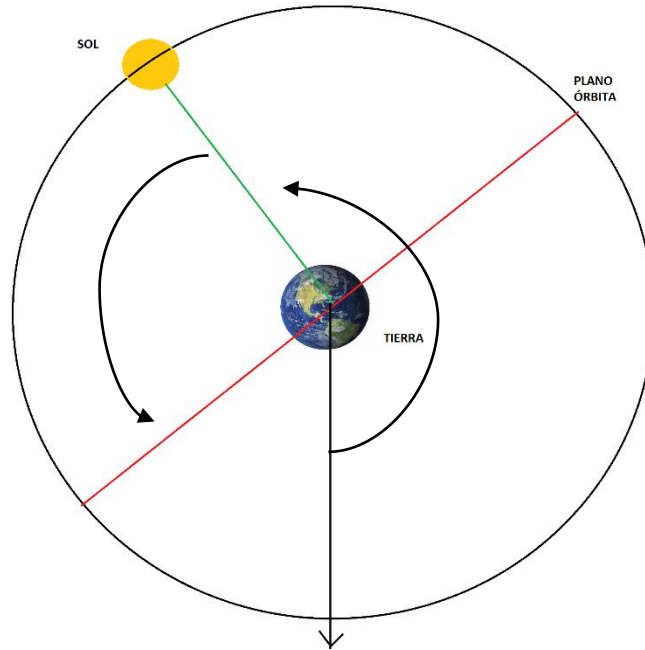


Figura 5-9. Representación de la orientación del plano orbital respecto a la línea que une Tierra y Sol.

Por tanto, $\Omega = AR_{SOL} + 90^\circ$, será el RAAN de la órbita.

5.3.2 Restricciones impuestas por el lugar de lanzamiento

Además de las restricciones asociadas a la posición del plano orbital mediante la elección del RAAN, las condiciones meteorológicas imponen ciertas restricciones según el vehículo con el que vaya a realizar el lanzamiento y el lugar desde que se lanzará. Cada vehículo lanzador tiene asociadas limitaciones meteorológicas en las que no sería posible realizar el lanzamiento, en lo que se refiere a la velocidad del viento, lluvia, temperaturas máximas y mínimas, o nubosidad que podría haber el día de lanzamiento.

Dichas restricciones para el vehículo Delta II pueden consultarse en [28], recogiendo algunas condiciones como:

- No lanzar si el viento en la plataforma de lanzamiento excede de 28 a 30 knt (nudos).
- No lanzar en presencia de precipitaciones o a través de nubes con precipitaciones.
- No lanzar a través de una capa de nubes de 5 millas náuticas con espesor mayor de 4500 pies, que provoca temperaturas muy bajas.
- No lanzar a través de cúmulo de nubes de 5 a 10 millas que se extiende a bajas temperaturas.
- No lanzar en 10 millas náuticas del límite de una tormenta que produce rayos durante 30 minutos después de que se observara el primer rayo.
- No lanzar en 30 minutos desde que se observa el rayo en 10 millas náuticas desde el lugar de lanzamiento o la trayectoria de lanzamiento, a no ser que se cumplan condiciones específicas.
- No lanzar a través de un cúmulo de tormenta. Si la nube tormentosa se encuentra en 10 millas náuticas de la trayectoria de lanzamiento no lanzar hasta 30 min después desde que se observa el último rayo.

En base a estos requisitos, tomando en consideración que el lanzamiento se realizará desde la base de Vandenberg, es posible descartar ciertas fechas de lanzamiento según las condiciones meteorológicas en dicha localización. Así, se han recogido datos de la National Oceanic and Atmospheric Administration del departamento de comercio de los Estados Unidos, para la media de precipitaciones, media de temperatura, y media de velocidad de los vientos por mes.

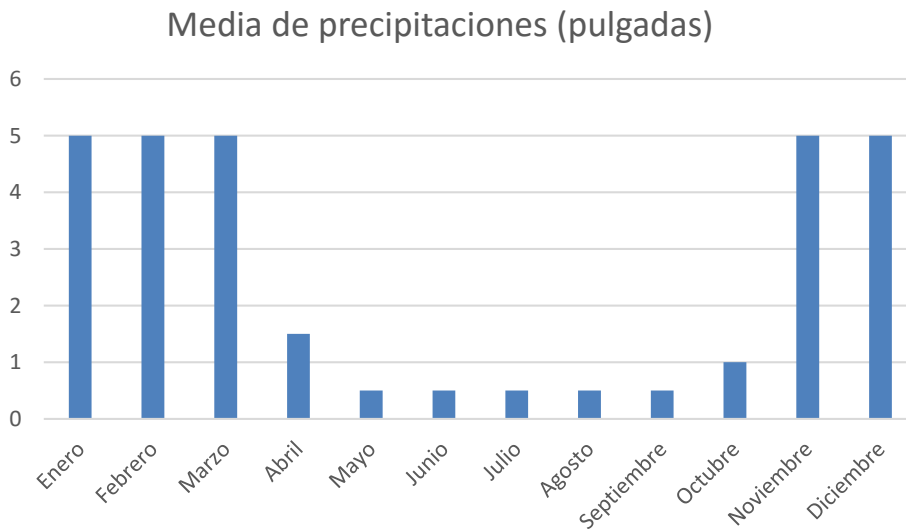


Figura 5-10. Datos de precipitaciones mensuales en VAFB.

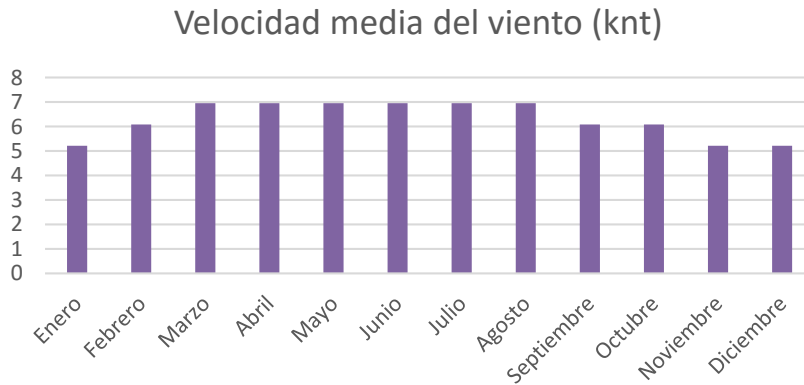


Figura 5-11. Velocidad media del viento por mes en VAFB.

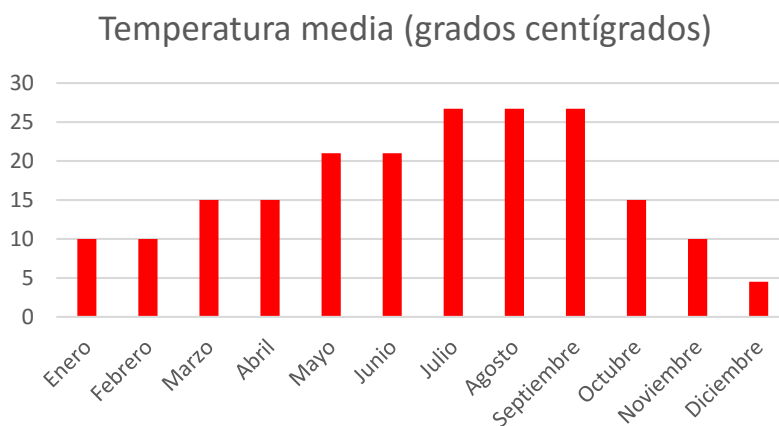


Figura 5-12. Datos de temperaturas medias mensuales en VAFB.

Dichos datos muestran que los meses con un menor nivel de precipitaciones son los correspondientes al periodo de primavera y verano, desde el mes de mayo hasta septiembre. Estos meses son, igualmente, los que presentan temperaturas medias óptimas para el lanzamiento, ya que en el resto las temperaturas disminuyen considerablemente. De dichos meses, septiembre se muestra como el más caluroso, con temperaturas que pueden alcanzar en media los 26 grados centígrados. Los vientos no son limitantes para ninguno de los meses, ya que se mantienen en velocidades inferiores a los 10 nudos.

En base a los datos anteriores, se estudiarán las ventanas de lanzamiento posibles en el periodo de meses que abarca desde abril a septiembre, ya que son éstos los que ofrecen las condiciones meteorológicas más adecuadas para realizar el lanzamiento con el vehículo Delta II.

5.3.3 Selección de la fecha de lanzamiento

El modo de proceder para la selección de la ventana de lanzamiento será la determinación del RAAN de la órbita en función de la posición del Sol los días del año correspondientes a los meses de abril, mayo, junio, julio, agosto y septiembre. Una vez establecido dicho ángulo para el plano de la órbita se estudiarán los periodos de eclipse del satélite correspondientes a cada día, en la órbita calculada.

Se empleará la herramienta STK para el estudio de los eclipses, mientras que la ascensión recta del Sol y el valor de Ω correspondiente se obtendrán mediante un programa realizado en la herramienta Matlab, en función del día del año en el calendario juliano (ver anexo G).

5.3.3.1 Cálculo de la ventana de lanzamiento

Una vez obtenidas las posibles fechas de lanzamiento y Ω de la órbita cada una de ellas, se calcula la ventana de lanzamiento correspondiente, esto es, el momento del día específico en que debe tener lugar el lanzamiento con el fin de alcanzar la órbita deseada.

Como ya se ha dicho, existe cierta flexibilidad en lo que al periodo de disponibilidad del lanzamiento se refiere. De este modo, en el caso aquí estudiado se especifica que la ventana de lanzamiento debe cumplir una desviación máxima del RAAN permisible, dada por $\Delta\Omega = \pm 25^\circ$.

Los valores máximo y mínimo de dicha desviación determinarán la duración del periodo de tiempo en que puede tener lugar el lanzamiento. Partiendo de Ω de la órbita, la longitud de la base de lanzamiento, λ_{BASE} , el tiempo sidereo de Greenwich en el inicio del día correspondiente, GST_0 y la velocidad angular de la Tierra, w_{Tierra} , el instante de lanzamiento se calcula como:

$$t_{LANZ} = \frac{\Omega + \lambda_u - \lambda - GST_0}{w_{Tierra}} \quad (5.1)$$

Donde λ_u se obtiene de:

$$\cos(Az) = \cos(\lambda_u) \sin(i) \quad (5.2)$$

Con $i = 95.3^\circ$, $Az = 186.5^\circ$, el azimuth de lanzamiento. En este caso, al ser la órbita retrógrada, se escoge la segunda solución del coseno, es decir: $\lambda_u = 183.7^\circ$

$w_{Tierra} = 0.004178^\circ/s$ velocidad angular de la Tierra.

$\lambda_{BASE} = -120.6^\circ$ longitud de la base de lanzamiento, en este caso Vanderberg. El signo negativo es debido a que esta base se encuentra al oeste.

En cuanto al valor de GST_0 se obtiene por medio de la formulación incluida en [33]:

$$GST_0 = GST(t = 0) = G + 0.0657098244 \times d + 1.00273791 \times t \quad (5.3)$$

Siendo GST el tiempo sidereo de Greenwich o equivalentemente, la ascensión recta del meridiano de Greenwich. d es el número de día desde el inicio del año, y G es una constante que cambia cada año, en este caso se escoge el valor $G = 6.6208844 h$. Por su parte, t es la hora del día, con lo que será 0 para GST_0 .

5.3.3.2 Análisis de resultados

En el anexo H, se muestran los resultados obtenidos para la posición del Sol respecto del primer punto de Aries (su ascensión recta), el RAAN correspondiente para la órbita, la ventana de lanzamiento asociada y los resultados obtenidos mediante STK sobre los periodos en los que el satélite estará eclipsado. Este análisis nos permitirá seleccionar las fechas de lanzamiento posibles.

Así, se incluyen a continuación los días en los que es posible el lanzamiento, así como el valor del RAAN y la ventana de lanzamiento para cada uno de ellos:

Día	$\Omega(^{\circ})$	$t_{max}(h)$	$t_{min}(h)$
1 abril	101,5	16:02:45	12:43:18
2 abril	102,5	16:02:45	12:43:18
3 abril	103,4	16:02:45	12:43:18
4 abril	104,4	16:02:45	12:43:18
5 abril	105,4	16:02:45	12:43:18
6 abril	106,4	16:02:46	12:43:18
7 abril	107,4	16:02:44	12:43:18
8 abril	108,4	16:02:44	12:43:18
9 abril	109,3	16:02:43	12:43:18
10 abril	110,3	16:02:43	12:43:18
11 abril	111,3	16:02:42	12:43:18
12 abril	112,3	16:02:41	12:43:18
13 abril	113,4	16:03:03	12:43:18
14 abril	114,2	16:02:38	12:43:18
15 abril	115,2	16:02:36	12:43:18
16 abril	116,3	16:02:48	12:43:18
17 abril	117,2	16:02:33	12:43:18
18 abril	118,2	16:02:31	12:43:18
19 abril	119,1	16:02:29	12:43:18
20 abril	120,1	16:02:27	12:43:00
21 abril	121	16:02:25	12:42:57
22 abril	122	16:02:23	12:42:55
23 abril	123	16:02:20	12:42:53
24 abril	124	16:02:17	12:42:50

Día	$\Omega(^{\circ})$	$t_{max}(h)$	$t_{min}(h)$
25 abril	125	16:02:15	12:42:47
26 abril	126	16:02:12	12:42:44
27 abril	127	16:02:09	12:42:41
28 abril	128	16:02:06	12:42:38
13 agosto	218	15:46:38	12:27:10
14 agosto	219	15:46:31	12:27:04
15 agosto	219,9	15:46:25	12:26:58
16 agosto	220,9	15:46:46	12:26:52
17 agosto	221,8	15:46:13	12:26:46
18 agosto	222,8	15:46:08	12:26:40
19 agosto	223,7	15:46:02	12:26:34
20 agosto	224,7	15:45:56	12:26:29
21 agosto	225,7	15:45:51	12:26:23
22 agosto	226,6	15:45:45	12:26:18
23 agosto	227,6	15:45:40	12:26:12
24 agosto	228,5	15:45:34	12:26:07
25 agosto	229,5	15:45:29	12:26:02
26 agosto	230,5	15:45:24	12:25:57
27 agosto	231,4	15:45:19	12:25:52
28 agosto	232,4	15:45:14	12:25:47
29 agosto	233,3	15:45:09	12:25:42
30 agosto	234,3	15:45:05	12:25:37
31 agosto	235,3	15:46:00	12:25:32
1 septiembre	247,8	15:44:55	12:25:28
2 septiembre	248,8	15:44:51	12:25:24
3 septiembre	249,7	15:44:47	12:25:19
4 septiembre	250,7	15:44:43	12:25:15
5 septiembre	251,7	15:44:38	12:25:11

Día	$\Omega(^{\circ})$	$t_{max}(h)$	$t_{min}(h)$
6 septiembre	252,6	15:44:35	12:25:07
7 septiembre	253,6	15:44:31	12:25:03
8 septiembre	254,6	15:44:27	12:25:00
9 septiembre	255,6	15:44:23	12:24:56
10 septiembre	256,5	15:44:20	12:24:52
11 septiembre	257,5	15:44:16	12:24:49
12 septiembre	258,5	15:44:13	12:24:46
13 septiembre	259,4	15:44:10	12:24:43
14 septiembre	260,4	15:44:07	12:24:40
15 septiembre	261,4	15:44:04	12:24:37
16 septiembre	262,4	15:44:01	12:24:34
17 septiembre	263,3	15:43:58	12:24:30
18 septiembre	264,3	15:43:56	12:24:29
19 septiembre	265,3	15:43:54	12:24:26
20 septiembre	266,3	15:43:52	12:24:24
21 septiembre	267,2	15:43:49	12:24:22
22 septiembre	268,2	15:39:53	12:20:26
23 septiembre	269,2	15:39:51	12:20:24
24 septiembre	270,2	15:39:49	12:20:22
25 septiembre	271,1	15:39:47	12:20:19
26 septiembre	271,1	15:39:47	12:16:20
27 septiembre	1913,1	15:41:07	12:22:30
28 septiembre	274,1	15:39:44	12:20:16
29 septiembre	275,1	15:39:43	12:20:15
30 septiembre	276,1	15:39:42	12:20:14

Tabla 5-1. Fechas de lanzamiento posibles.

Como se observa, el lanzamiento puede llevarse a cabo varios días del año dentro del periodo estudiado, donde, como se ha explicado previamente, se han excluido los meses de octubre a marzo en los que las condiciones meteorológicas no son favorables para el lanzamiento.

Una vez realizado este análisis, el lanzamiento tendrá lugar en una de las fechas posibles dentro del tramo horario delimitado por la ventana de lanzamiento. Será decisión del equipo encargado del satélite en cuestión elegir una fecha concreta en mutuo acuerdo con la empresa que proporciona el lanzador.

Señalar, por último, que para este análisis se ha considerado que el lanzamiento tendrá lugar en el año 2017. Es de suponer que el usuario del lanzador ha tomado contacto con suficiente antelación con la empresa que presta los servicios de dicho lanzador según la disponibilidad del mismo, que es en este caso de 26 meses.

5.4 Operaciones de lanzamiento desde Vandenberg Air Force Base

Además de las instalaciones necesarias para la preparación del lanzador para el vuelo, la base de lanzamiento de Vandenberg cuenta con otras instalaciones para llevar a cabo la puesta a punto y comprobación del satélite. El conjunto de estas instalaciones incluye laboratorios, salas de limpieza y descontaminación, áreas de recibimiento de la carga de pago, zonas de operaciones que conllevan un alto riesgo y oficinas para el personal encargado de la carga de pago.

Los satélites comerciales, que no forman parte de un gobierno determinado, como es el caso, operarán en las instalaciones de Astrotech Space Operations o Spaceport Systems International. Una vez que el satélite y su equipamiento llegan a la base de lanzamiento, el programa del lanzador Delta proporciona el transporte necesario al centro de preparación de la carga de pago. Además, proporciona el equipamiento y personal necesario para las operaciones de carga y descarga de material.

Tras completar la preparación del satélite, se instala el satélite en configuración adecuada para el vuelo y se transporta hacia el lugar de lanzamiento donde se unirá al lanzador Delta II.

Durante el lanzamiento el centro de dirección de la misión posee el equipo necesario como para llevar a cabo el seguimiento del vehículo, incluyendo la monitorización de datos y comunicaciones con el lanzador y la carga de pago durante el lanzamiento.

Tras acondicionar ambos vehículos para el vuelo, tiene lugar el lanzamiento. Cada campaña de lanzamiento cuenta con un plan de misión personalizado, que incluye las actividades de preparación del lanzador, las revisiones previas al lanzamiento y la preparación del satélite para el vuelo.

Igualmente, durante la preparación del lanzamiento resulta necesario llevar a cabo una serie de reuniones preparatorias entre la compañía responsable del lanzador y la compañía que hará uso del mismo. Estas reuniones permiten, adicionalmente, realizar una revisión del proceso de lanzamiento.

Las operaciones de lanzamiento abarcan, por lo general, un total de 26 semanas, desde que se opta por contratar los servicios del lanzador, llenando para ello un cuestionario sobre las características del satélite, hasta que tiene lugar el lanzamiento. El conjunto de estas operaciones y su distribución temporal se muestra en la siguiente imagen:

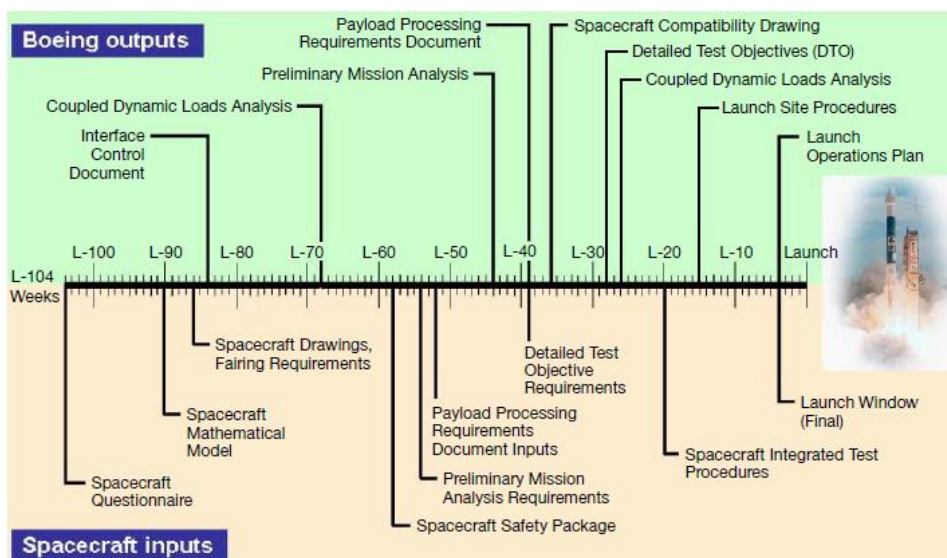


Figura 5-13. Planificación del lanzamiento para el lanzador Delta II desde la firma del contrato. Fuente: [10].

5.5 Cálculo y diseño del adaptador del lanzador al satélite

El adaptador será el elemento que actúa como interfaz de unión entre el satélite y el lanzador. La compañía del lanzador Delta II, United Launch Vehicle (ULA), ofrece la posibilidad de elegir entre un catálogo de adaptadores disponibles según las necesidades de la carga de pago. No obstante, lo más común es que el usuario del vehículo proporcione su propio adaptador, realizando los tests de verificación correspondientes sobre el mismo y asegurando que cumple con todos los requisitos impuestos por el lanzador.

El diseño estructural del adaptador con el que el satélite se unirá al vehículo lanzador se basará en hallar la configuración y materiales más adecuados para el mismo, tal que posea el menor peso y mayor resistencia posibles. La estructura a diseñar deberá ser capaz de soportar las cargas estáticas y dinámicas impuestas por la interfaz con el lanzador.

El diseño estructural conlleva, igualmente, la verificación y el análisis posterior, de tal suerte que sea posible confirmar que la estructura cumplirá todos los requisitos impuestos para la misma.

Por su parte, el modelado de la estructura tiene una fuerte dependencia con la carga de pago que transportará el satélite. Así, por ejemplo, un satélite de observación tendría limitaciones especiales impuestas por la necesidad de mantener sus equipos, altamente sensibles, protegidos y apuntando en la dirección correcta con total exactitud. Esto impondría ciertos requisitos al diseño del adaptador, ya que debe garantizar la integridad de todos y cada uno de los elementos que conforman el satélite durante el vuelo del lanzador.

La selección del vehículo lanzador juega un papel crucial en el diseño de dicha estructura. Dentro de los requisitos impuestos por la interfaz con el vehículo, los principales serán las cargas estáticas y la respuesta en vibración del sistema. Estos dos aspectos son los que se considerarán en el presente estudio, y en base a los cuales se dimensionará la estructura del adaptador. No obstante, otros aspectos como la vibración acústica de la estructura, las variaciones térmicas o la respuesta a las cargas de shock (producidas en la separación entre etapas) son analizadas en el caso real de diseño del adaptador, mediante diversos tests de verificación.

5.5.1 Cargas de lanzamiento

Las cargas a analizar, impuestas por el vehículo lanzador serán las cargas estáticas, según vienen recogidas en los manuales de vuelo del lanzador elegido, el vehículo Delta II [10]. Dichos valores se tomarán como referencia en el diseño del adaptador.

Las cargas cuasi-estáticas son aquellas que ocurren en el mismo nivel a través de todo el satélite. Las mayores cargas de este tipo tienen lugar durante ciertas fases de vuelo como el despegue o la ignición de una etapa.

En el vehículo lanzador Delta II, la máxima aceleración axial tiene lugar en el despegue. En la siguiente tabla se muestran las cargas cuasi estáticas del lanzador Delta II, extraído de los manuales de vuelo:

	Payload weight											
	362.8–680.3 kg (800–1500 lb)		680.3–907.2 kg (1500–2000 lb)		907.2–1134.0 kg (2000–2500 lb)		1134.0–2268.0 kg (2500–5000 lb)		2268.0–2812.2 kg (5000–6200 lb)		2812.2 kg (6200 lb)	
	Axial	Lateral	Axial	Lateral	Axial	Lateral	Axial	Lateral	Axial	Lateral	Axial	Lateral
Liftoff/Aero	+2.8/ -0.2	±4.5	+2.8/ -0.2	±4.0	+2.8/ -0.2	±3.5	+2.8/ -0.2	±3.0	+2.8/ -0.2	±2.5	+2.8/ -0.2	±2.0
MECO	X±0.6	±0.2	X±0.6	±0.2	X±0.6	±0.2	X±0.6	±0.2	X±0.6	±0.2	X±0.6	±0.2
TECO	Y	±0.1	Y	±0.1	Y	±0.1	Y	±0.1	Y	±0.1	Y	±0.1

Notes:
 1. Positive axial denotes compression.
 2. Lateral load factor provides proper bending moment at the spacecraft-to-launch-vehicle interface.
 3. Refer to Figures 4-19 and 4-20 for 3-sigma steady-state axial accelerations for MECO and TECO.
 4. Assumes that spacecraft meets minimum frequency guidelines specified in paragraph 4.2.3.2 and spacecraft center-of-gravity (CG) offset from the vehicle centerline is less than 20.3 mm (0.8 in.)
 5. TECO: Third-stage burn-out.

Figura 5-14. Factores de carga límite (g) en el centro de gravedad del satélite para el lanzador Delta II. Fuente: [10]

La masa del satélite que se pretende poner en órbita es de $m = 2500 \text{ kg}$, con lo que los máximos factores de carga lateral y axial se producen durante el despegue, y son, como puede observarse en la tabla anterior:

- Axial $+2.8/-0.2 \text{ g}$
- Lateral $\pm 2.5 \text{ g}$

Igualmente, en el manual de vuelo se especifica que las frecuencias naturales de la estructura deben estar suficientemente alejadas de ciertos valores en dirección axial y lateral, con el fin de evitar el acoplamiento dinámico entre el adaptador y el lanzador, y que podría dar lugar a una amplificación de las vibraciones experimentadas por el adaptador, y finalmente la rotura de la estructura. En la configuración de dos etapas del vehículo Delta II elegida para poner en órbita el satélite, se detalla que las frecuencias naturales que debe superar la estructura del adaptador a diseñar son:

- Dirección axial, $f_n > 35 \text{ Hz}$
- Dirección lateral, $f_n > 12 \text{ Hz}$

Donde f_n denota frecuencia natural. La estructura será excitada obteniendo diferentes modos de vibración, laterales o axiales, asociados cada uno a un valor de la frecuencia natural (ver anexo F), de forma que el objetivo a lograr será que las frecuencias naturales superen las impuestas por las limitaciones del lanzador.

Para la realización del diseño, se emplea la herramienta NASTRAN. Esta herramienta permitirá realizar un análisis de la estructura someténdola a las cargas estáticas impuestas por el lanzador. Igualmente, un análisis de los modos de vibración proporcionará las frecuencias naturales a las que tiende a vibrar el sistema, junto con la representación gráfica de los propios modos de vibración.

5.5.1.1 Márgenes y factores de seguridad

A la hora de llevar a cabo este diseño, las cargas aplicadas serán superiores a las impuestas por el lanzador con el fin de asegurar que posibles cambios en la configuración, materiales u otras propiedades no causarán un fallo en la estructura.

De este modo, la estructura debe ser diseñada tomando en consideración ciertos factores de seguridad (ver [4]). La máxima carga que puede ocurrir durante el vuelo del lanzador, en las condiciones meteorológicas más adversas se denomina carga límite. Con el fin de asegurar la estructura para todas las posibles condiciones de vuelo, el diseño se realiza con cargas superiores a esta carga límite. Estas cargas serán las asociadas al despegue del vehículo, como se mostró previamente.

El primer nivel de seguridad es el llamado nivel de prueba, multiplicando la carga aplicada por un factor de prueba que suele ser 1.1. Sometida a esta carga de prueba, la estructura no debe experimentar deformaciones permanentes, es decir, al aplicar esta carga la estructura se asegura para permanecer en zona elástica durante la totalidad de su tiempo de vida.

El siguiente nivel de seguridad es el llamado nivel último, del inglés “ultimate level”, asociado a la rotura. La estructura no debe colapsar o experimentar rotura ante la aplicación de estas cargas últimas. Para expresar la adecuación de la estructura a esta carga se emplea el factor de reserva, igual a la carga permitida entre la carga aplicada.

Otro factor ampliamente empleado lo constituyen los márgenes de seguridad. Existen diferentes convenios sobre cuál debe ser la definición del margen de seguridad. En este diseño se emplearán dos definiciones de margen de seguridad, asociadas a la carga última y la carga de prueba o de permanencia en la zona elástica, respectivamente. Así, será necesario garantizar:

- Ausencia de deformaciones plásticas, lo que conlleva un primer margen de seguridad dado por:

$$MS_1 = \frac{\sigma_E}{\sigma_{max}} - 1 > 0.1.$$
- Ausencia de rotura, para lo cual debe tenerse el siguiente margen de seguridad: $MS_2 = \frac{\sigma_R}{\sigma_{max}} - 1 > 0.5$

5.5.1.2 Casos de carga

Las cargas definidas en el manual de vuelo y presentadas en la tabla anterior, deben ser aplicadas en el centro de masas del satélite. No obstante, para aplicar dichas cargas sobre el adaptador, la fuerza en dirección axial se aplicará como una fuerza distribuida sobre la parte superior del adaptador, al igual que las cargas laterales. Para trasladar estas cargas al adaptador, se aplicará un momento igual al producto de dicha fuerza por la distancia entre el centro de masas del satélite y el adaptador. Estos casos de carga se muestran a continuación:

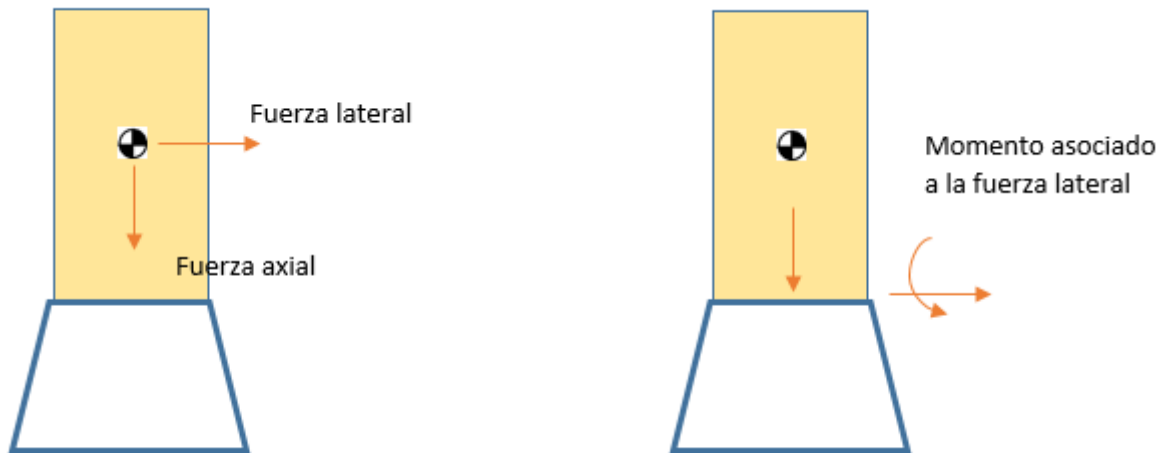


Figura 5-15. Fuerzas aplicadas sobre el adaptador.

Dichas fuerzas lateral y axial corresponden a las aceleraciones en g 's impuestas por el lanzador sobre el satélite. La fuerza lateral se aplicará en ambas direcciones laterales, es decir, en las dos direcciones perpendiculares a la dirección axial. El momento debido al traslado de la carga desde el centro de masas del satélite hasta el adaptador vendrá dado por el producto de dicha fuerza por la distancia al centro de masas, en este caso 1.8 m (ver dimensiones del satélite en el capítulo 2).

Las fuerzas a analizar serán las máximas que soportará el adaptador durante la configuración de despegue, multiplicadas por el factor de reserva mencionado con anterioridad de 1.1, obteniendo las siguientes cargas:

- $F_x = -2500 \times 2.8 \times 9.81 \times 1.1 = -75537\text{ N}$. Fuerza axial de compresión.
- $F_y = F_z = 2500 \times 2.5 \times 9.81 \times 1.4 = -67444\text{ N}$. Fuerza lateral de compresión.
- $M_y = M_z = F_y \times 1.8 = -121399\text{ Nm}$. Momentos flectores.

5.5.2 Diseño de la estructura

Dos aspectos fundamentales deben ser evaluados en el diseño del adaptador, la selección de materiales y el tipo de configuración, es decir, tamaño y forma de la estructura.

5.5.2.1 Tipo de configuración

En cuanto a la forma y tamaño del adaptador, la primera limitación vendrá impuesta por el volumen disponible en la cofia del lanzador, la cual debe albergar el conjunto satélite con adaptador. Así, se extrae a continuación un plano de las dimensiones de la cofia del vehículo Delta II. Este vehículo presenta tres configuraciones posibles para la cofia superior, en este caso se escogerá, como se mencionó previamente, la cofia de 3 m de diámetro ya que es la que asegura volumen suficiente para el satélite y el adaptador.

La altura del espacio disponible en dicha cofia para el satélite es de 7.219 m , con un diámetro de 2.743 m . La altura del adaptador será la diferencia entre la altura de la zona en la que la cofia se va estrechando y el diámetro deja de ser suficiente como para que quepa el satélite y la altura del satélite en sí, es decir, un máximo de $4.544\text{ m} - 3.6\text{ m} = 0.944\text{ m}$. Sin embargo, es posible observar en la misma imagen una tabla donde se describen algunos adaptadores disponibles para esta cofia en el lanzador Delta-II. La máxima altura del adaptador se encuentra en los 0.61 m para el adaptador PAF 5624. Es por esto que, para este diseño se supondrá,

primeramente, que la altura del adaptador es de 0.6 m, o equivalentemente 600 mm. Por su parte, el adaptador se diseñará como una estructura de tubos, con empotramiento en la base con el lanzador. El plano de la cofia se recoge a continuación:

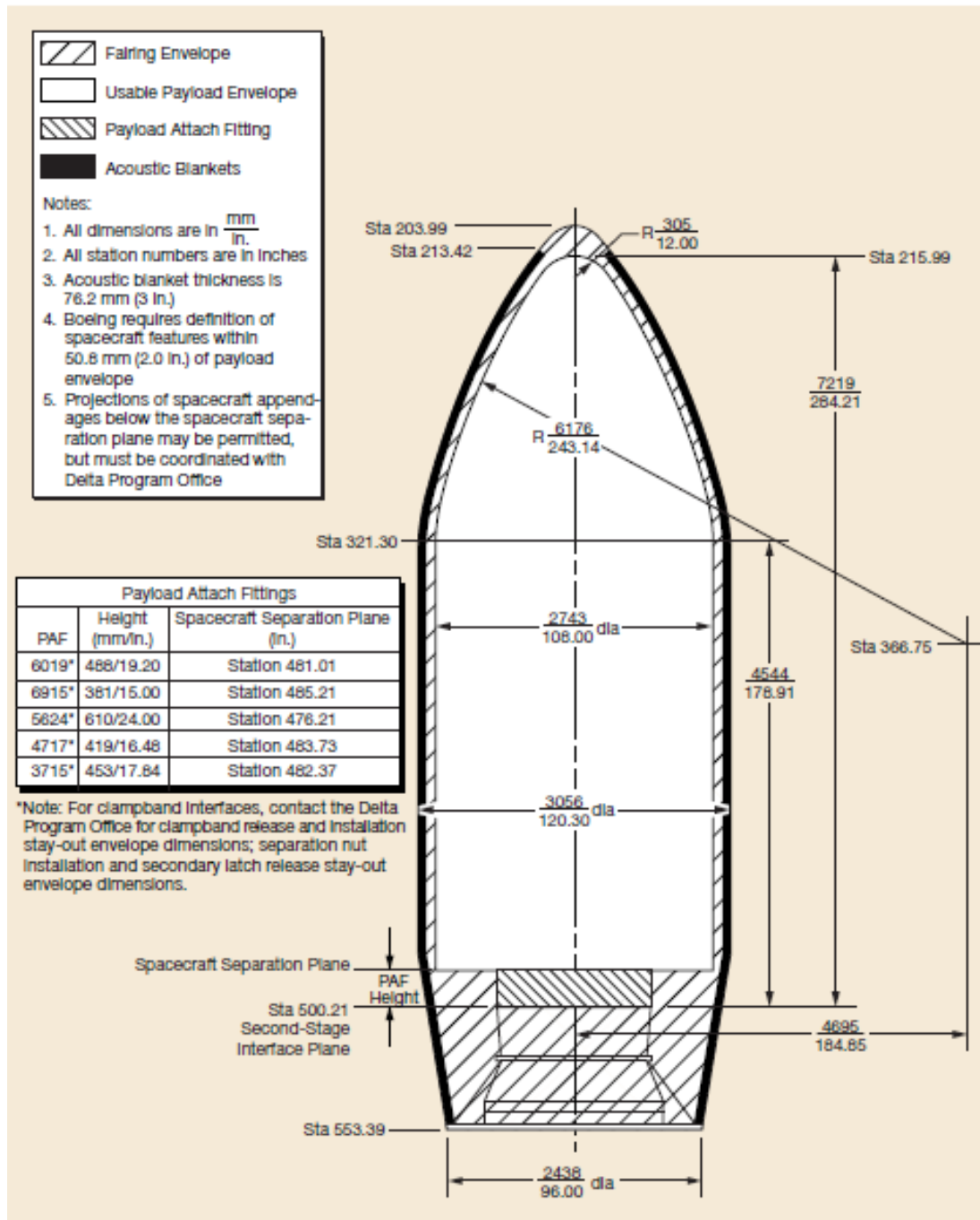


Figura 5-16. Planos de la cofia de 3 m de diámetro del lanzador Delta II. Fuente: [10].

Por otro lado, la parte superior del adaptador debe tener las dimensiones de la base del satélite, ya que es aquí donde el satélite se unirá con el adaptador. Por esto, el soporte del satélite será un rectángulo con dimensiones $1.36 \text{ m} \times 1.55 \text{ m}$.

En cuanto a la base de la estructura, se escogerá una base circular cuyo diámetro no debe superar 2.438 m , según viene impuesto por las dimensiones de la cofia. En este caso, se escoge para la base circular un diámetro de $d = 2.2 \text{ m}$, valor que se encuentra dentro de los límites.

Para un primer análisis de esfuerzos en la estructura de tubos que conforman el adaptador, se escogerá como material aluminio 2014-T6, cuyas propiedades se muestran en una tabla posterior (tabla 5-2).

Se analizan varios modelos, con diferente configuración y número de tubos. Así, suponiendo que el material empleado es el aluminio, se escogerán, en primer lugar, tubos de sección circular con 2 cm de espesor y radio máximo 4 cm. Este primer análisis permitirá determinar el número de tubos más adecuado para la estructura.

5.5.2.2 Selección de materiales

Tal y como se recoge en [2], la elección del tipo de material a emplear se realizará en base a las características del mismo, tomando como criterios de selección la resistencia, rigidez, resistencia a la corrosión, resistencia a fractura y fatiga, coeficiente de dilatación térmica, así como la conductividad del material.

Con el fin de limitar el análisis, solo se tendrán en cuenta para el diseño del adaptador materiales empleados en la realización de otros adaptadores según se recoge en los manuales de vuelo de los lanzadores. Entre estos materiales se encuentran las aleaciones de aluminio Al2014- T6 y el titanio.

Las aleaciones de aluminio conforman un gran grupo de materiales con amplia aplicación en el mundo aeroespacial. Pueden ser usadas en estructuras sometidas a cargas muy elevadas y poseen buenas propiedades mecánicas, combinadas con una no muy elevada densidad.

Las aleaciones de titanio, se caracterizan principalmente por su alta resistencia y resistencia a la corrosión a temperaturas elevadas. Es, sin embargo, un material más denso que el aluminio.

Por otro lado, en los últimos años, los avances tecnológicos han permitido llevar a cabo, cada vez en mayor cantidad, la inclusión de materiales compuestos en aplicaciones aeroespaciales. El uso de materiales compuestos permite aligerar el peso de la estructura (debido a su menor densidad), a la par que mantener e incluso aumentar la resistencia del material. No obstante, existen diversas complicaciones asociadas al empleo de materiales compuestos en estructuras espaciales, ya que deben fabricarse con un proceso muy exhaustivo con el fin de mantener su integridad durante toda la trayectoria de vuelo del lanzador. Es por esto que solo se considerará su uso en el caso en que mejoren significativamente el comportamiento global de la estructura.

Las aleaciones de aluminio y titanio, se aplican igualmente a multitud de estructuras espaciales, por su adecuada combinación de propiedades de resistencia y ligereza. Las principales propiedades mecánicas de estos materiales se exponen a continuación:

Material	$\rho(kg/m^3)$	$\sigma_E(MPa)$	$\sigma_R(MPa)$	$E(GPa)$	ν
Al 2014-T6 (Aluminio)	2800	414	483	72	0.33
Titanio	4430	880	950	113.8	0.342
Al 7075-T73	2810	435	505	72	0.33
Al 2024-T36	2780	345	483	73.1	0.33
Fibra de carbono	1900	810	300	230	0.26

Tabla 5-2. Propiedades mecánicas de materiales empleados.

5.5.2.3 Proceso de cálculo de la estructura

El criterio a seguir en la elección de la configuración y materiales empleados será la obtención de las tensiones máximas que presenta la estructura. Junto a estas tensiones, se obtendrán las frecuencias naturales de vibración, que impondrán limitaciones sobre la rigidez y masa de la estructura. Una vez obtenida la configuración más apropiada, se obtendrán los márgenes de seguridad de la estructura, los cuales serán un indicativo del dimensionamiento correcto y seguro de la misma.

Para cada configuración, se realizará un análisis en elementos finitos mediante la herramienta Nastran/Patran, sometiendo la estructura a la combinación de cargas axiales y laterales previamente definidas.

El primer modelo a analizar será una configuración de 8 tubos que unen el soporte del satélite y la base circular. Por su parte, el soporte estará formado por cuatro tubos con las dimensiones de la base del satélite, anteriormente detalladas. La sección de los tubos es circular con radio mayor 4 cm y radio menor 2 cm.

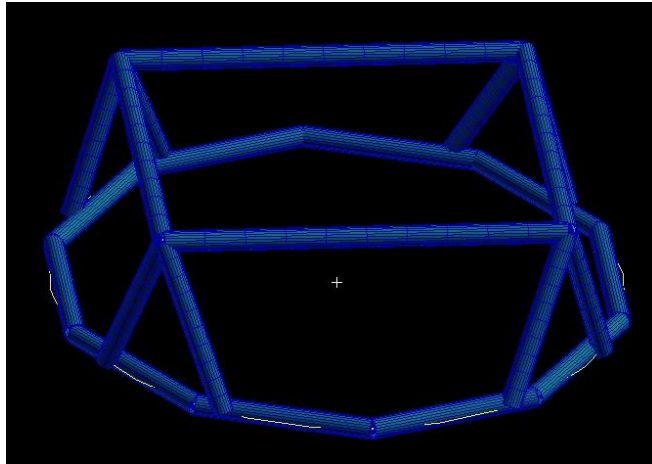


Figura 5-17. Primera configuración del adaptador.

Las mayores cargas que deberá soportar la estructura se producen en dirección axial y son de compresión, es por ello que es de esperar que las máximas tensiones experimentadas por la estructura sean las axiales, normalmente de compresión. Se obtienen a continuación las tensiones máximas para la configuración anterior:

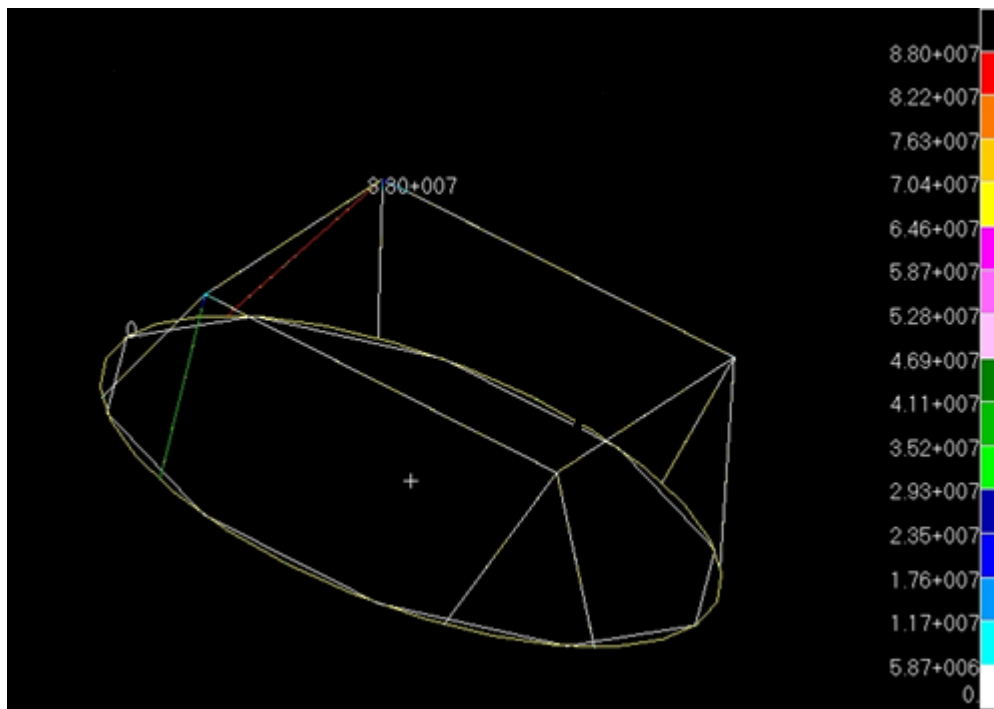


Figura 5-18. Tensiones máximas para la primera configuración del adaptador.

Las tensiones máximas obtenidas son del orden de 88 MPa, por debajo del límite elástico del material, que se encuentra en 440 MPa (ver tabla 5-2).

Igualmente se obtienen las frecuencias naturales dentro de un rango significativo, ya que, como bien es sabido, el número de frecuencias naturales de una estructura real, con infinitos grados de libertad, es infinito. Se escogerán para los diferentes análisis realizados el valor de las frecuencias naturales asociadas a los diez primeros modos de vibración de la estructura, ya que, a partir de estos, las frecuencias naturales son elevadas y no serán limitantes en lo que al diseño se refiere.

Para la primera configuración del adaptador se obtienen los siguientes valores de frecuencias naturales:

Modo de vibración	Frecuencia natural (Hz)
1	6.2
2	8.7
3	14.1
4	24.9
5	31.1
6	52.8
7	56.6
8	88.9
9	89
10	104.4

Tabla 5-3. Frecuencias naturales para la primera configuración del adaptador.

De los resultados anteriores, se infiere de forma directa que los dos primeros modos de vibración tienen asociados frecuencias naturales menores que las mínimas permitidas según el manual de vuelo del lanzador, tanto para la dirección axial como para la lateral.

Será necesario, por tanto, incrementar la rigidez de la estructura, para lo cual se analiza una nueva configuración añadiendo 8 tubos adicionales, procurando mantener la simetría en la estructura. Se sigue el mismo proceso de cálculo que para el diseño anterior obteniendo los siguientes resultados:

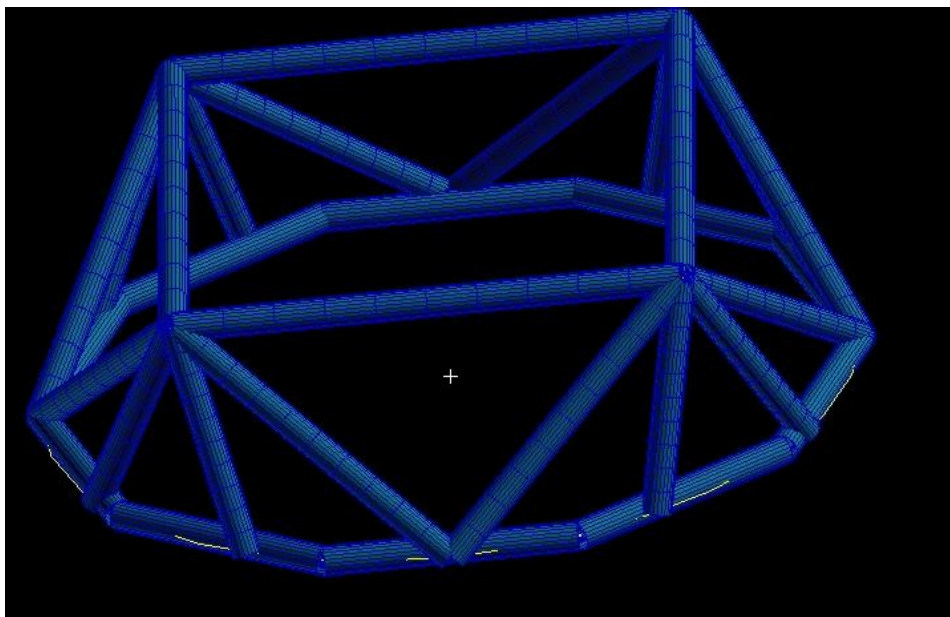


Figura 5-19. Segunda configuración del adaptador.

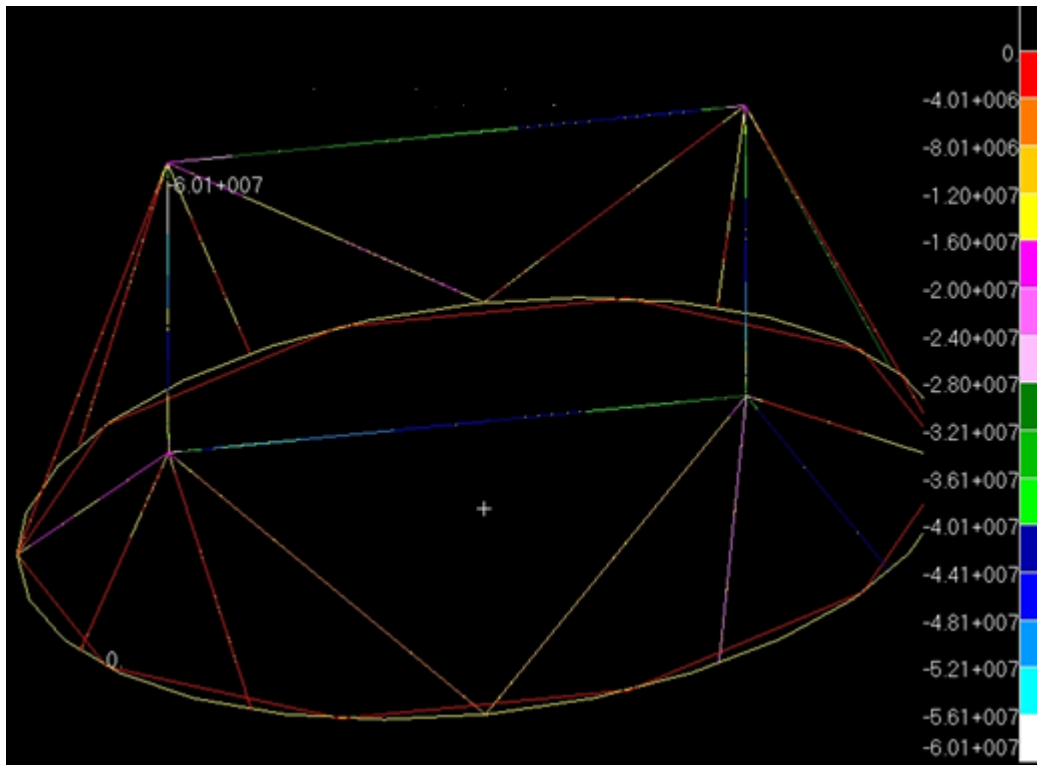


Figura 5-20. Tensiones máximas para la segunda configuración del adaptador.

Las tensiones máximas son de compresión, con un valor, en concreto de 60.1 MPa , nuevamente por debajo del límite elástico del material y mejorando los resultados obtenidos para la configuración anterior.

En cuanto a las frecuencias naturales asociadas a los diez primeros modos de vibración:

Modo de vibración	Frecuencia natural (Hz)
1	23.6
2	26.5
3	34.9
4	58.1
5	65.9
6	72.7
7	85.6
8	128.1
9	129
10	132.2

Tabla 5-4. Frecuencias naturales para la segunda configuración del adaptador.

En este caso, todas las frecuencias naturales se encuentran por encima del mínimo permitido para las vibraciones en dirección lateral, sin embargo, las tres primeras frecuencias naturales no superan el límite de 35 *Hz* impuesto para la dirección axial. Será necesario comprobar, por ello, si estos modos de vibración inducen a la estructura a vibrar en dirección axial o lateral. Representado en NASTRAN el primer modo de vibración:

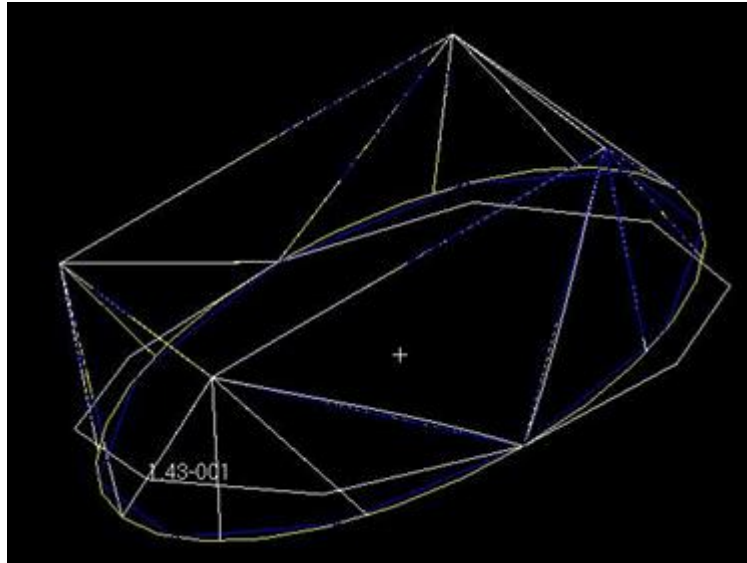


Figura 5-21. Primer modo de vibración de la estructura para la segunda configuración del adaptador.

Se observa como este primer modo de vibración está asociado a movimientos de la estructura en dirección axial, es por ello que esta configuración no cumple con las limitaciones impuestas por las frecuencias naturales mínimas.

No obstante, el hecho de añadir ciertas barras adicionales ha mejorado los resultados obtenidos en términos de frecuencias naturales, así como de resistencia estática de la estructura. Se realiza ahora una tercera prueba, añadiendo cuatros tubos entre el soporte del satélite y la base del adaptador, tal y como se muestra a continuación:

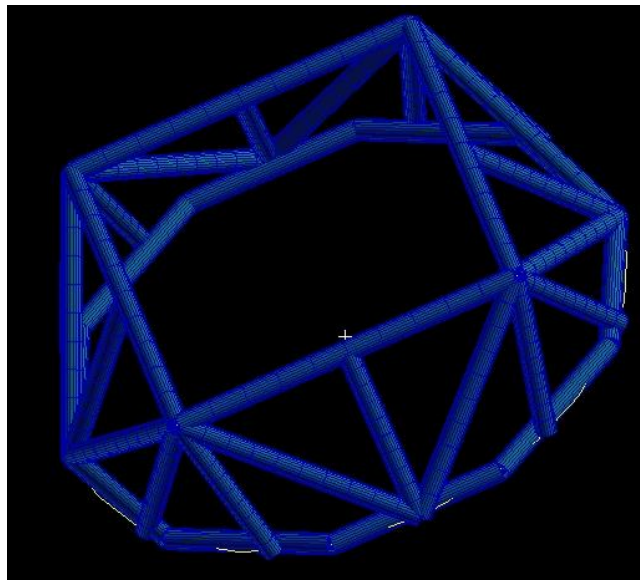


Figura 5-22. Tercera configuración del adaptador.

Para esta configuración, las tensiones máximas obtenidas son:

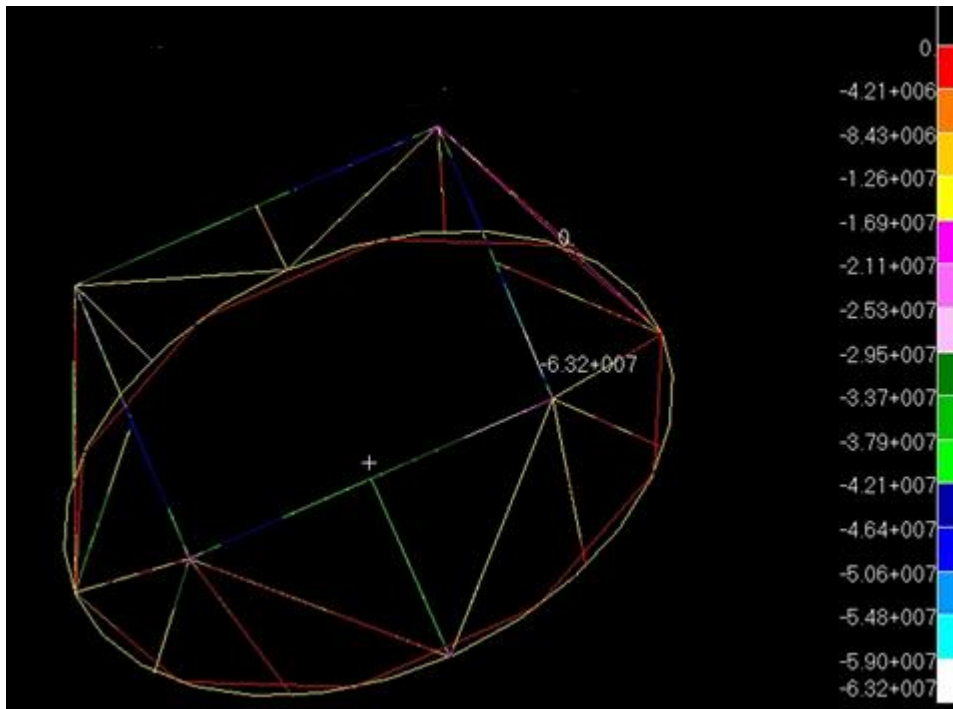


Figura 5-23. Tensiones máximas para la tercera configuración del adaptador.

En esta última configuración, se obtienen tensiones máximas de 63.2 MPa , de compresión. Por tanto, aunque se encuentran por debajo del límite elástico, son mayores que las experimentadas por la estructura en el caso anterior. Sin embargo, para el comportamiento vibratorio, se obtiene:

Modo de vibración	Frecuencia natural (Hz)
1	24.6
2	26.8
3	35.7
4	59.2
5	68.1
6	72.7
7	84
8	128.6
9	129.4
10	134.8

Tabla 5-5. Frecuencias naturales para la tercera configuración del adaptador.

Las frecuencias naturales son ligeramente superiores al caso anterior, con lo que se ha conseguido aumentar la rigidez de la estructura. Sin embargo, nuevamente las frecuencias naturales asociadas a los primeros modos de vibración de la estructura, el primero de los cuales provoca movimientos axiales, se encuentran por debajo de las restricciones impuestas por el lanzador.

En este punto del diseño cabe preguntarse cuál debe ser el modo de proceder con el fin de mejorar las características vibratorias de la estructura, esto es, aumentar la rigidez o disminuir su masa. Como ya se ha observado a lo largo del proceso, los resultados mejoraban añadiendo un mayor número de tubos en la estructura. Es por ello que el intento de mejora puede venir del aumento de la rigidez de la estructura, o lo que es equivalente, que para la aplicación de una misma fuerza la deformación sea menor.

En este sentido, un procedimiento ampliamente empleado en el cálculo de estructuras, y en especial para estructuras de barras o tubos, es el de la triangulación. Y es que, el triángulo es el único polígono que no se deforma ante la aplicación de una fuerza. Al aplicar una fuerza de compresión sobre uno de los vértices de un triángulo compuesto por tres vigas, las dos vigas unidas a este vértice experimentarán esfuerzos de compresión, mientras que la tercera trabajará a tracción. En este sentido, el proceso de triangulación consistirá en dividir la estructura en triángulos, disminuyendo así su deformación.



Figura 5-24. Ejemplo de estructura triangulizada. Fuente: http://thales.cica.es/rd/Recursos/rd99/ed99-0053-02/contenido/8_triangulacion.htm

De este modo, la siguiente prueba partirá de un diseño con una mayor triangulación, tal y como se recoge en la siguiente imagen:

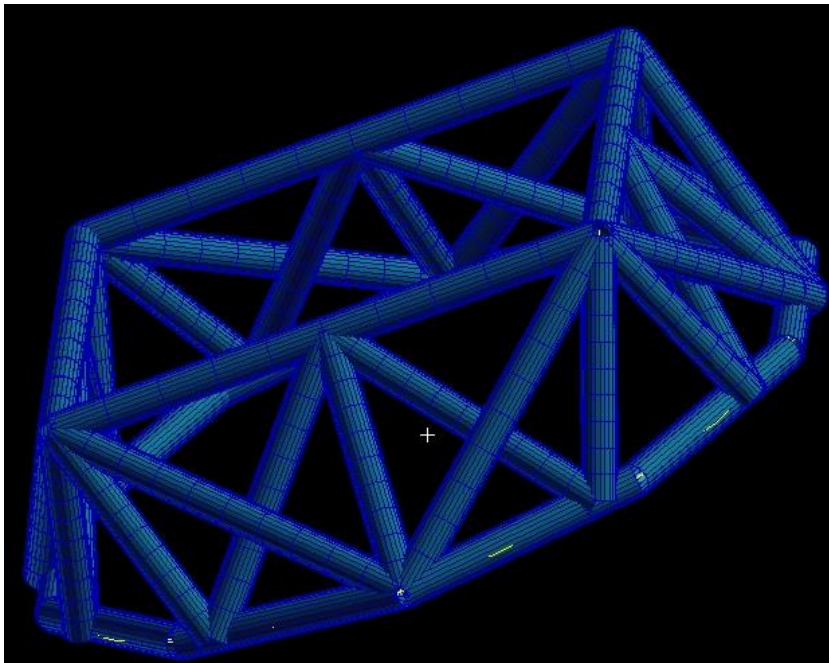


Figura 5-25. Cuarta configuración del adaptador.

Empleando tubos con el mismo tamaño y espesor que los casos previos, se llega a los siguientes resultados para las frecuencias naturales:

Modo de vibración	Frecuencia natural (Hz)
1	24.6
2	27
3	40.1
4	59.2
5	68
6	73.1
7	85.8
8	131.2
9	135
10	137

Tabla 5-6. Frecuencias naturales para la cuarta configuración del adaptador.

Los resultados mejoran levemente la configuración anterior, quedando la menor de las frecuencias naturales aún por debajo del límite impuesto por el lanzador. Se procede pues a variar el espesor de los tubos, buscando modificar su rigidez. Imponiendo un diámetro de sección de 12 *cm* y un espesor de 2 *cm*, las frecuencias naturales obtenidas, asociadas en este caso a los ocho primeros modos de vibración son:

Modo de vibración	Frecuencia natural (Hz)
1	39.3
2	43.2
3	63.4
4	93.4
5	108
6	115
7	135.4
8	196.8

Tabla 5-7. Frecuencias naturales de la estructura empleando tubos de 12 *cm* de sección.

Se observa que ya en este caso la menor de las frecuencias naturales, asociadas a un modo de vibración que provoca vibraciones en dirección axial, supera el mínimo de 35 *Hz*.

No obstante, hasta el momento, se ha conseguido una estructura que permite cumplir los requisitos asociados a las frecuencias naturales, pero con frecuencias muy cercanas a la frecuencia límite. Es importante conseguir que la estructura tenga frecuencias naturales bastante alejadas de esta frecuencia límite, con el fin de asegurar que los modos de vibración de la estructura no causarán una rotura de la misma.

Siguiendo esta línea, las frecuencias naturales han resultado ser un factor limitante, de modo que ha sido necesario aumentar la rigidez de la estructura sin añadir demasiado peso a la misma.

Una primera solución la constituye la variación de la sección de los tubos, pasando a ser tubos de 10 cm de diámetro y 1 cm de espesor, esto es, de un tamaño más reducido. Por otro lado, se ha añadido una serie de tubos en sentido horizontal, unidos a los tubos verticales entre las partes superior e inferior del adaptador. Con estas medidas se ha conseguido aumentar la rigidez de la estructura, mejorando su comportamiento en vibración.

No obstante, estas soluciones traen consigo un aumento del número de tubos empleados, y con ello de su peso, con lo que ha sido necesario recurrir a un material ligero, pero con buenas propiedades mecánicas, como la fibra de carbono. A pesar de las complicaciones asociadas al proceso de fabricación de estructuras espaciales por medio de materiales compuestos previamente explicadas, sus buenas propiedades mecánicas, junto con su ligereza, lo convierten en el material óptimo a emplear en la estructura del adaptador.

Se recogen a continuación, la configuración final elegida para el adaptador:

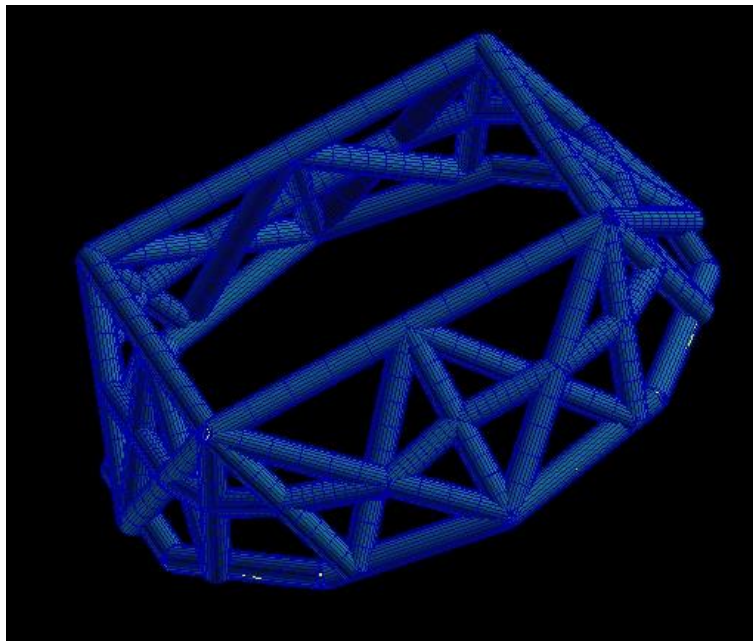


Figura 5-26. Configuración final del adaptador

La menor de las frecuencias naturales, está asociada, nuevamente, a un modo de vibración axial, y toma el valor de 78.4 Hz, bastante más alejado de la frecuencia natural límite de 35 Hz que las configuraciones anteriores. Las cuatro primeras frecuencias naturales se recogen en la tabla siguiente:

Modo de vibración	Frecuencia natural (Hz)
1	78.4
2	83.8
3	164.3
4	186.1

Tabla 5-8. Frecuencias naturales para el adaptador diseñado.

Se obtienen en este caso el valor de 70.1 MPa de tensión máxima (de compresión), lo que arroja los siguientes valores para los márgenes de seguridad:

- Margen de seguridad asociado a ausencia de deformaciones plásticas: $MS_{yield} = \frac{300 \text{ MPa}}{70.1 \text{ MPa}} - 1 = 3.28 > 0.1$.
- Margen de seguridad asociado a ausencia de rotura: $MS_{ultimate} = \frac{810 \text{ MPa}}{70.1 \text{ MPa}} - 1 = 10.55 > 0.5$.

Los márgenes de seguridad son lo suficientemente amplios como para asegurar el comportamiento adecuado de la estructura ante las cargas a las que se verá sometida en vuelo.

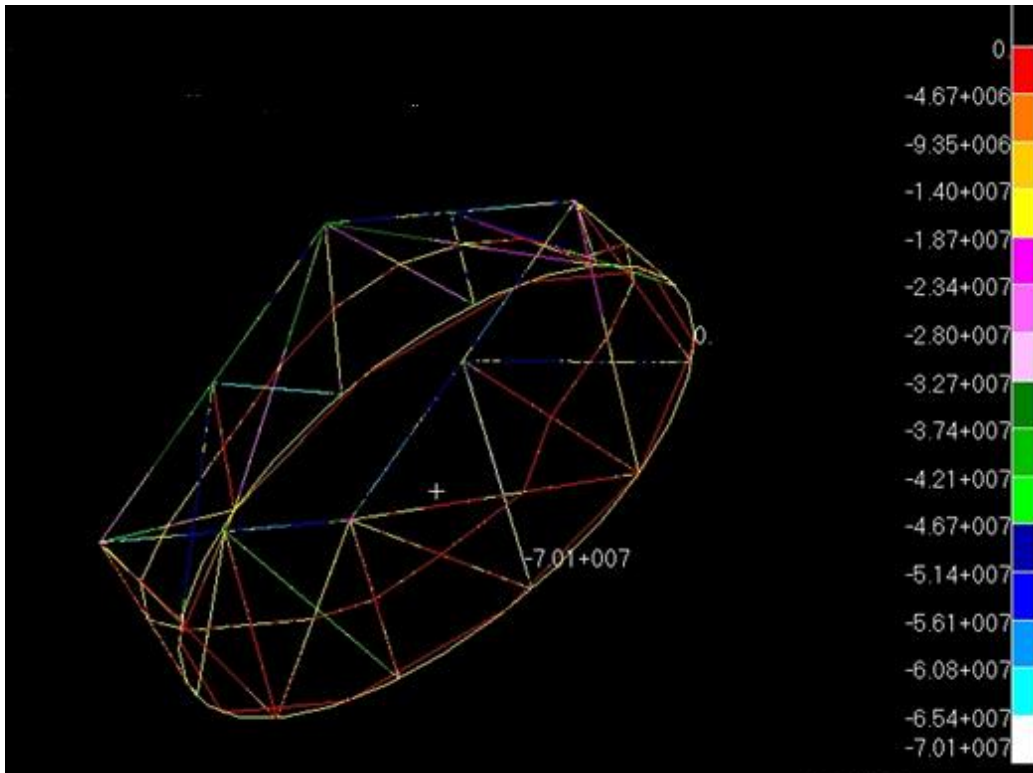


Figura 5-27. Tensiones máximas para la configuración final del adaptador.

Una vez elegida esta configuración final para el diseño del adaptador, se representan las deformaciones que experimentará la estructura como consecuencias de las cargas a las que se verá sometida. Estas deformaciones podrían llegar a ser críticas en el caso en que el satélite entrara en la cofia con muy poca holgura. Si esto ocurriera, las deformaciones en el adaptador podrían llegar a provocar movimientos del satélite en la cofia tales que se produjera un choque entre el satélite y las paredes de la misma, provocando daños graves. No obstante, en el caso aquí analizado se ha escogido una cofia en la que el satélite se introduciría con suficiente espacio como para evitar posibles choques.

Tal y como puede observarse en la siguiente imagen, el desplazamiento máximo experimentado por la estructura es de $3.36 \times 10^{-3} \text{ m}$, o equivalentemente, 3.36 mm .

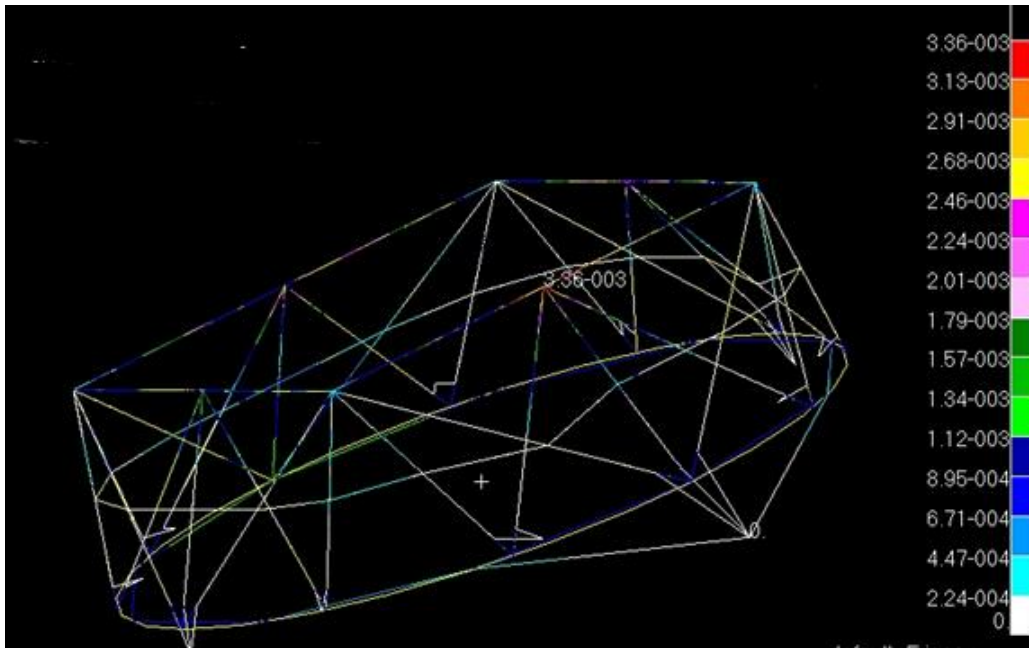
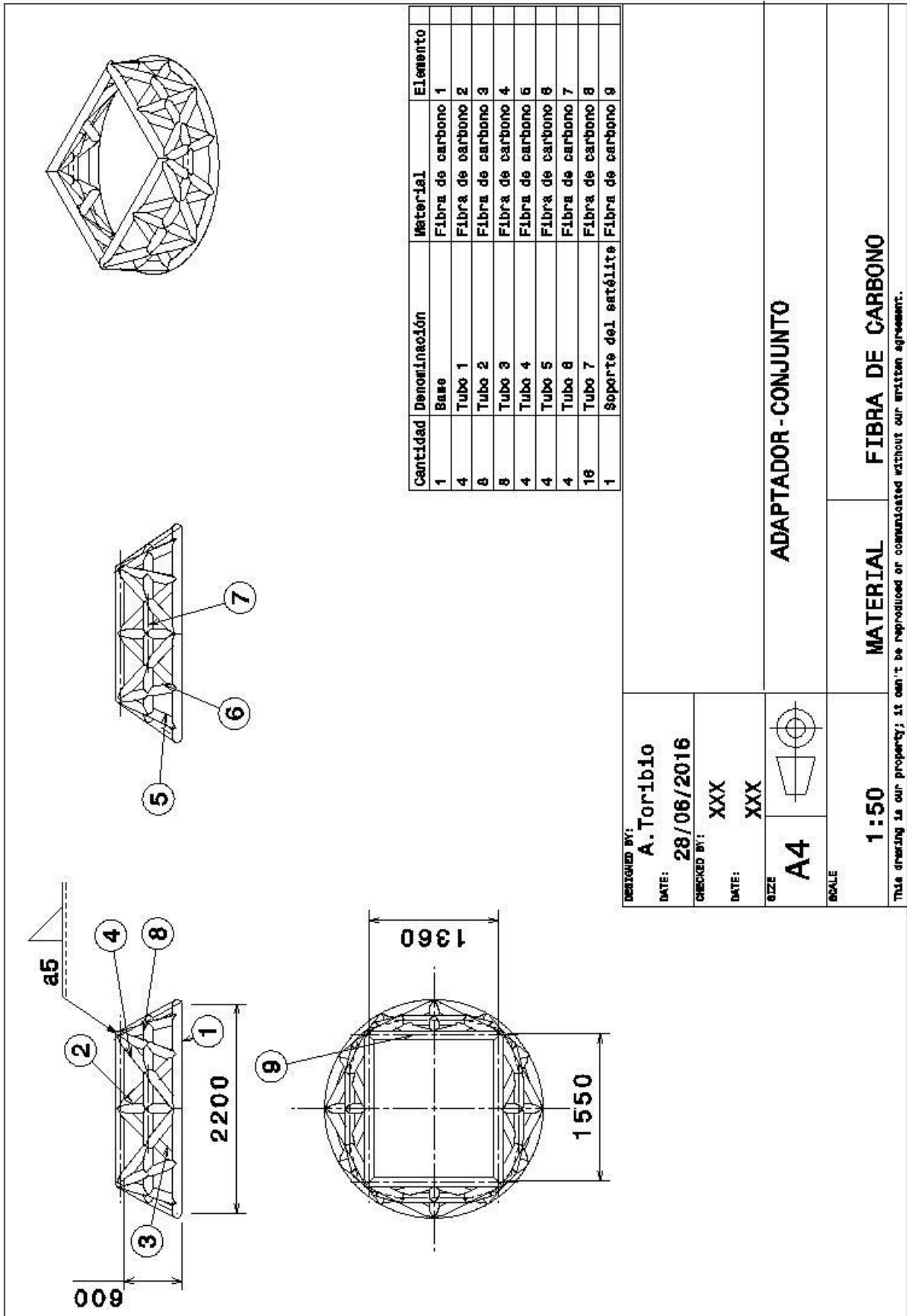


Figura 5-28. Deformaciones de la estructura.

5.5.3 Planos del adaptador

Se incluye a continuación el plano de conjunto del adaptador. Señalar que se ha escogido como tipo de unión entre los tubos soldadura en ángulo, de 5 mm de garganta. Se ha representado únicamente una de las uniones ya que el resto se realizarán de forma idéntica. La base del adaptador, por su parte, irá empotrada en la parte superior del lanzador.



5.6 Otras interferencias entre el lanzador y la carga de pago

Además de las cargas estáticas, el vehículo lanzador somete al satélite, o equivalentemente al adaptador, a otros efectos que habrá que considerar en una fase del diseño lo más temprana posible. Así, la combinación del entorno estático y dinámico, junto con el entorno térmico o los rápidos cambios de presión, puede suponer un entorno más severo que el que la estructura espacial soportará en órbita.

Desde la compañía que proporciona el lanzador, es necesario garantizar el acceso físico, eléctrico, de radio frecuencia y óptico al satélite una vez se encuentre dentro de la cofia protectora. Es por ello que, será necesario distribuir de forma efectiva las puertas y ventanas para acceso óptico o de radiofrecuencias. Igualmente, se proporcionan los mecanismos de separación para el satélite, una vez que éste se encuentre en órbita.

Resulta imprescindible considerar en el diseño de la estructura espacial el entorno al que se verá sometida la carga de pago durante el lanzamiento, mantenimiento y transporte. Este entorno engloba aspectos como las temperaturas a las que se verá sometido el vehículo desde la plataforma de lanzamiento hasta la inyección en órbita, la compatibilidad electromagnética, la posibilidad de contaminación, la ventilación, las cargas de acústica y las de shock, además de las aceleraciones estáticas y vibraciones ya comentadas en el cálculo del adaptador.

El entorno térmico se define en base al calor de radiación de las superficies internas de la cofia. Se consideran igualmente, el calor irradiado por las puertas de acceso o el calor libre de moléculas del aire enrarecido que impacta sobre el satélite una vez que se desprende la cofia.

Para el control del entorno térmico, se provee a la carga de pago de aire acondicionado en la preparación del lanzamiento, por medio de conductos que se distribuyen por la parte superior de la cofia. Por otra parte, la ventilación de la parte inferior de la cofia permite mantener niveles aceptables de presión y temperatura en el interior.

La contaminación tiene graves consecuencias sobre los paneles solares, sensores ópticos y superficies empleadas para el control térmico. Es por ello indispensable controlar las partículas o moléculas que pudieran producirse por la desgasificación de materiales del lanzador.

Las señales eléctricas deben ser compatibles entre el satélite y el lanzador, así como con el lugar de lanzamiento. En el caso de que las señales eléctricas se transmitieran con diferentes frecuencia y potencia, éstas podrían combinarse produciendo radiotransmisiones espurias o campos eléctricos que pueden dañar los sistemas eléctricos.

Adicional a las cargas estáticas y el ambiente dinámico impuestos por el lanzador y ya considerados en el diseño del adaptador, es necesario tomar en consideración otras cargas como las acústicas y las de shock.

Las cargas de shock se generan durante la separación del satélite del lanzador, o en la separación de cada una de las etapas que integran este último. La separación se lleva a cabo por medio de dispositivos pirotécnicos.

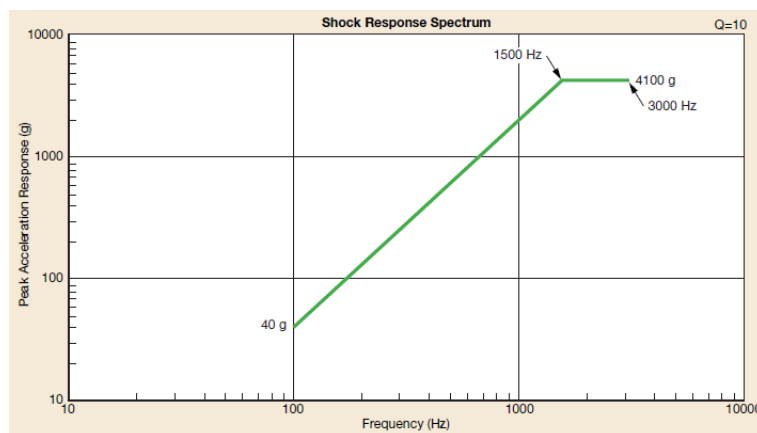


Figura 5-29. Cargas de shock en el lanzador Delta II. Fuente: [10].

El entorno acústico depende de la configuración física del lanzador, la variación de su aceleración con el tiempo y las características de su sistema propulsivo. Cerca de la plataforma de lanzamiento, el entorno acústico dependerá de la energía sonora reflejada en la estructura de la plataforma de lanzamiento y las instalaciones

anexas. Cuanto menor sea el vehículo lanzador, mayores serán las cargas acústicas que transmita a la carga de pago. Igualmente, por lo general, cuanto más cerca se encuentre la carga de pago de la plataforma de lanzamiento mayor será la influencia del entorno acústico. Debido a que la excitación acústica varía con el tiempo de forma rápida, a la hora de realizar el diseño, es necesario tomar valores instantáneos, así como una media global de estas cargas. En los casos en los que el entorno acústico resulte crítico para la carga de pago, es posible añadir amortiguadores en la cofia protectora.

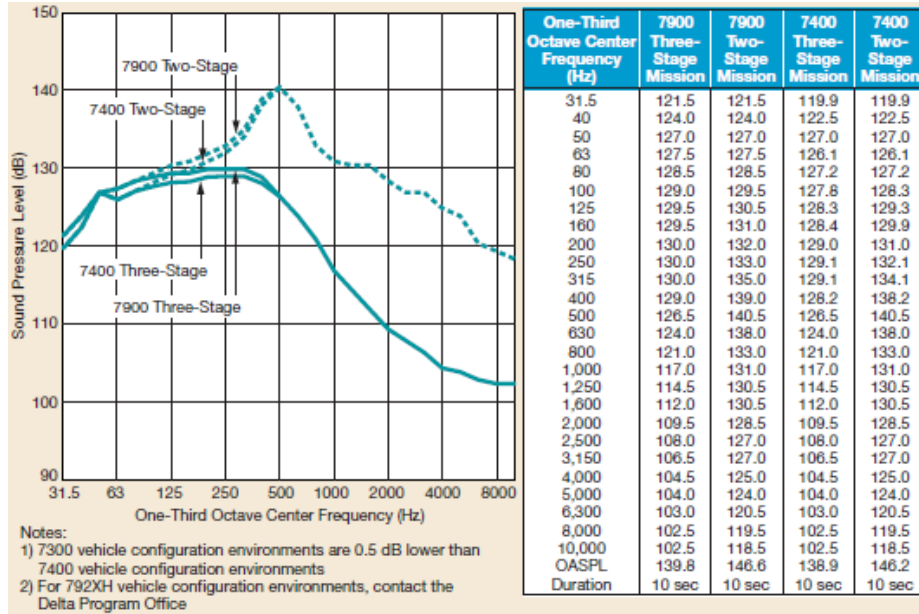


Figura 5-30. Cargas acústicas para el lanzador Delta II. Fuente: [10].

Otro aspecto que debe ser analizado es la preparación e integración de la carga de pago en el lugar de lanzamiento.

La preparación de la carga de pago engloba actividades como inspecciones, comprobación de la carga de pago y el equipamiento de soporte terrestre, la instalación de equipos como baterías o elementos de aviónica, comprobación de las presiones y fugas de gases, así como de las funciones y comunicaciones.

En cuanto a los requisitos de comunicación, dependerán de la combinación de las limitaciones impuestas por las estaciones de tierra, la carga de pago, el lanzador, el rango de seguridad y el usuario, siendo posible ajustar la trayectoria del lanzador con el fin de conseguir la máxima cobertura del vehículo desde las estaciones de tierra, durante el lanzamiento. En los casos en que no sea posible la cobertura desde estaciones terrenas, se emplearían aeronaves que permiten comunicar con el vehículo durante ciertas fases del vuelo.

En cuanto a la integración de la carga de pago, en la base de lanzamiento se realiza la conexión del satélite y el lanzador, cargando propulsores y probando todos los sistemas antes de llevar a cabo el lanzamiento. Normalmente, la base de lanzamiento dispone de varias instalaciones para llevar a cabo la integración del satélite, de forma que es posible integrar más de una carga de pago al mismo tiempo. El tipo de integración más común es la vertical, que supone erguir el lanzador y colocar el satélite encima. Con este fin, se emplean diversas plataformas que permiten acceder a cualquier parte del lanzador. Otra posibilidad menos común consistirá en colocar el lanzador en posición horizontal y unirlo con el satélite, facilitando así el acceso al vehículo.

En cualquier caso, la integración y preparación del satélite para el lanzamiento dependerán fuertemente de la complejidad del satélite, con lo que estos procedimientos deben ser evaluados para cada caso por separado.

5.7 Seguimiento y cobertura del satélite en las primeras fases del lanzamiento

Una vez que tiene lugar el lanzamiento del satélite, es necesario garantizar el seguimiento del mismo durante, al menos, las cuatro primeras órbitas, con el fin de asegurar que el éxito de la inyección y que el funcionamiento del vehículo es el adecuado. Posteriormente, será el equipo encargado del satélite el que deberá realizar el

seguimiento y cobertura del mismo, transmitiéndole las órdenes pertinentes y recogiendo los datos que éste proporcione.

En este ejercicio teórico, se tratará de garantizar un seguimiento del satélite durante el 50% del periodo del satélite como mínimo. El estudio de la cobertura se llevará a cabo, nuevamente, haciendo uso de la herramienta STK. Para ello, será necesario seleccionar una fecha de lanzamiento. Como ejemplo se escogerá el 14 de agosto de 2017, fecha posible según se obtuvo con anterioridad. La ventana de lanzamiento asociada engloba el tramo horario entre las 12:27:10 y las 15:46:31. Se supondrá, en este caso, que el satélite se encuentra en órbita a partir de la primera hora de lanzamiento posible. Una vez se estudie la cobertura en una de las fechas posibles, podrá extenderse el análisis realizado a cualquiera de las fechas posibles, de modo que quedará descrito el proceso de seguimiento del satélite al inicio de la misión.

Se muestran a continuación, las cinco primeras órbitas del satélite para la fecha de lanzamiento escogida, obtenidas mediante la herramienta STK:



Figura 5-31. Cinco primeras órbitas.

En un caso real, el seguimiento se realiza por lo general, empleando una red de estaciones establecida, ya que, como se mencionó en el capítulo tercero, permiten abaratar costes y aumentar la fiabilidad. Sin embargo, en este ejercicio teórico se hará uso de una combinación de una red establecida, como es la SSC Piora Net, junto con otras estaciones repartidas a lo largo del globo terráqueo.

El periodo del satélite puede obtenerse a partir del semieje mayor de la órbita:

$$T = 2\pi\sqrt{\frac{a^3}{\mu}} = 2\pi\sqrt{\frac{6778.14^3}{398600.4}} = 5553.6s \quad (5.4)$$

La cobertura durante el 50% del periodo del satélite estará garantizada siempre y cuando el tiempo en el que está cubierto supera los 2776.8 s, esto es, aproximadamente 46 minutos. Un tiempo de seguimiento como este último puede conseguirse haciendo uso de las estaciones terrenas aquí representadas:

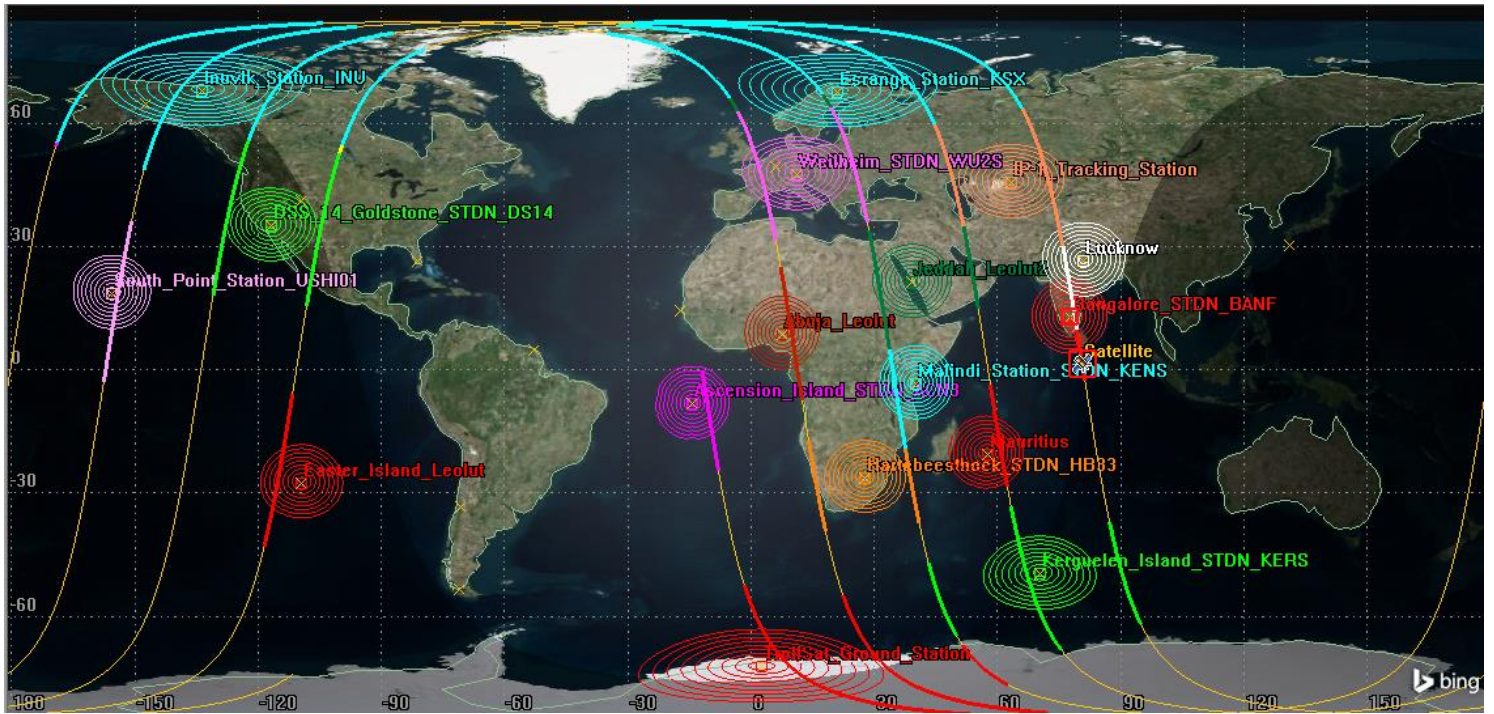


Figura 5-32. Estaciones de tierra empleadas para el seguimiento.

Como se observa en el mapamundi anterior, las estaciones empleadas son Kerguelen Island, Bangalore (India), Lucknow (India), Esrange Station (Suecia), Ascension Island, Easter Island, South Point Station (Hawaii), Troll (Antártida), Inuvik (Canadá), Goldstone (Estados Unidos), Islas Mauricio, Malindi Station (Kenia), Abuja (Nigeria), Jeddah (Arabia Saudi), Wellheim (Alemania), Hartebeesthoek (Sudáfrica), IP-1 Tracking Station (Kazajistán).

En la imagen se representa cada una de estas estaciones mediante diferentes colores, quedando dibujada, en el mismo tono, la zona de la traza en la que se tendría cobertura del satélite en dicha estación.

El uso de la combinación de estas estaciones de tierra permite garantizar la cobertura del satélite durante 46 minutos o más. Se aprecia que, para algunas de las órbitas, en las que el satélite pasará sobre el Océano Pacífico, no se tiene cobertura durante un cierto tiempo, sin embargo, se ha tratado de asegurar que el seguimiento es posible en el resto de zonas sobrevoladas por el vehículo.

A continuación, se representan los tiempos de visualización desde las diferentes estaciones para cada una de las órbitas:

ÓRBITA 1		ÓRBITA 2		ÓRBITA 3		ÓRBITA 4	
Estación	Tiempo visible (s)	Estación	Tiempo visible (s)	Estación	Tiempo visible (s)	Estación	Tiempo visible (s)
Bangalore	515	Jeddah	306	Jeddah	438	Abuja	491
Lucknow	519	IP-1 Tracking Station	469	Inuvik	583	Weilheim	486

ÓRBITA 1		ÓRBITA 2		ÓRBITA 3		ÓRBITA 4	
Estación	Tiempo visible (s)	Estación	Tiempo visible (s)	Estación	Tiempo visible (s)	Estación	Tiempo visible (s)
IP-1 Tracking Station (Baikonur)	519	Esrange	545	Weilheim	433	Esrange	421
Esrange Station	430	Inuvik	554	Esrange	529	Inuvik	508
Inuvik Station	377	Goldstone	597	South Point	614	Ascension Island	454
Goldstone	586	Kerguelen Island	279	Hartebeesthoek	336	TOTAL	2360
Easter Island	587	Hartebeesthoek	376	TOTAL	2933		
Kerguelen Island	541	TOTAL	3126				
Mauritius	374						
TOTAL	4448						

Tabla 5-9. Periodos de visibilidad desde las estaciones de tierra.

Como se observa, con la red de estaciones terrenas empleadas se asegura una cobertura del satélite durante más del 50 % del periodo del satélite, no ocurriendo así para la cuarta órbita, en la que la cobertura es del 42.5%. Sin embargo, se considera esta red de estaciones como apropiada, ya que sí asegura una cobertura adecuada durante las tres primeras órbitas. Para la cuarta órbita, la cobertura está garantizada durante un intervalo de tiempo muy cercano a la mitad del periodo del satélite, con lo que se dará por válida la cobertura disponible.

Esta misma red de estaciones terrenas podría ser empleada en el caso en que el satélite fuese lanzado en una fecha distinta, dentro de las obtenidas como posibles.

6 CONCLUSIÓN

El proceso de selección de un vehículo lanzador, para una determinada carga de pago, no es, como ha podido observarse, un proceso trivial. Múltiples factores relacionados entre sí deben ser considerados antes de tomar una decisión entre las diferentes alternativas, valorando las ventajas e inconvenientes de cada una de ellas.

El primer paso, debe ser la definición de los requisitos y limitaciones impuestos por el satélite a lanzar, y la misión que este debe cumplir una vez que haya sido enviado al espacio. Estas restricciones han sido detalladas en el capítulo dos, donde se han detallado, adicionalmente, las maniobras que deberá llevar a cabo el satélite una vez en órbita, bien para corregirla por las imprecisiones del lanzador, o bien para mantenerse en la misma.

Igualmente, se ha hecho referencia a los aspectos relacionados con el entorno espacial que podrán tener una influencia fundamental sobre el vehículo y el tipo de misión a realizar, así como las características geométricas y estructurales del satélite que impondrán ciertas limitaciones en el lanzador a seleccionar.

El capítulo tercero he permitido definir los aspectos principales de la geometría de las misiones espaciales, y que tienen una aplicación directa con el proceso de lanzamiento, a saber, los elementos orbitales que definen la órbita, los periodos de sombra y eclipses y la forma de proceder para la determinación de la cobertura y seguimiento del satélite.

Una vez establecidos los aspectos básicos de la misión a realizar y la carga de pago a lanzar y tras describir las herramientas necesarias para el estudio de dicha misión y del lanzamiento, se lleva a cabo un proceso de cálculo del lanzador que cumpliría de forma idónea con los objetivos a cumplir. Dicho lanzador tendrá que tener la capacidad de carga necesaria para poner el satélite en órbita, así como espacio suficiente para albergarlo en su interior, y todo ello deberá realizarlo con la mayor precisión y fiabilidad posibles, sin un coste excesivo.

Por otra parte, el lanzamiento tiene que ser realizados desde lugar específicos del globo terráqueo, preferiblemente cercanos al ecuador para aprovechar lo máximo posible el giro del Tierra en el impulso, o alternativamente, estar situados en latitudes que permitan el lanzamiento a órbitas de inclinaciones específicas.

Por último, el vehículo lanzador más apropiado debe poseer un sistema propulsivo que permita al lanzador alcanzar el impulso necesario como para poner en órbita el satélite, eligiendo un vehículo escalonado, para el que hay que determinar el número de etapas y las características propulsivas de cada una de ellas.

Todos estos elementos han sido analizados en el capítulo cuatro, en el que se han obtenido ciertos resultados sobre cómo debe ser la configuración de ese lanzador “ideal”, así como las posibles bases de lanzamiento desde las que se puede lanzar el vehículo.

De este modo, se ha llegado a que la solución más apropiada es la de un lanzador de dos etapas con dos “boosters” en paralelo, solución, por otra parte, muy similar a la que presentan los lanzadores comerciales disponibles en la actualidad. Para llegar a esta solución se ha buscado minimizar la masa de propulsante necesaria para impulsar el vehículo a la velocidad requerida, analizando la influencia del impulso específico en la masa de propulsante, según el número de etapas y tipo de propulsante empleado. Este proceso ha permitido descartar ciertas soluciones, llevando a cabo un proceso de optimización final entre las combinaciones propulsivas posibles, empleando para ello datos de escalonamientos de cohetes reales.

El paso posterior al cálculo del lanzador “ideal”, será la selección de un lanzador real para llevar a cabo el lanzamiento, eligiendo entre las soluciones disponibles. De este modo, un estudio de mercado, así como un

análisis exhaustivo de los manuales de vuelo de los lanzadores disponibles para su uso actualmente, ha permitido escoger cuatro cohetes candidatos. Entre estos cohetes se ha realizado un proceso de selección basado en una matriz de decisión, ponderando cada criterio en base a su importancia, y el cumplimiento de los cuatro lanzadores con cada uno de ellos. Este proceso ha permitido concluir que el lanzador más adecuado para poner en órbita el satélite pedido es el estadounidense Delta II.

Como último paso, tras haber seleccionado un lanzador, se ha analizado el lanzamiento en el último capítulo. Dicho análisis comprende la elección de la configuración del lanzador elegido, la determinación de las ventanas de lanzamiento o fechas en las que puede realizarse, el cálculo de la estructura que actúa de interfaz entre el lanzador y el satélite, esto es el adaptador, y la descripción del proceso de lanzamiento desde la base elegida, empleando como base para ello el manual de vuelo del lanzador Delta II.

El desarrollo seguido ha mostrado que la configuración a elegir para el cohete Delta II dependerá de la capacidad de carga del lanzador, algo que debe detallarse en conversaciones con la compañía que proporciona los servicios del lanzador. En primera instancia, se ha optado por escoger la configuración de dos etapas con cuatro “boosters”, muy similar a la calculada como idónea, y que, según los datos del manual de vuelo, podría tener la capacidad de carga suficiente para lanzar el satélite a su órbita.

En lo que se refiere al adaptador, se ha llevado a cabo el cálculo de la estructura en base a las limitaciones asociadas a las cargas impuestas por el lanzador durante su vuelo, así como el entorno vibratorio al que se ve sometida la carga de pago. La solución final escogida es una estructura de tubos realizada en fibra de carbono, con características similares a otros adaptadores provistos por las compañías de lanzadores. Así, el adaptador diseñado cumple con las diferentes limitaciones de resistencia y rigidez, sin añadir un peso excesivo a la estructura al estar realizado en un material de mayor ligereza como es la fibra de carbono.

Para la determinación de las ventanas de lanzamiento posibles, se ha supuesto que el lanzamiento tendrá lugar en el año 2017, descartando los meses de octubre a marzo en los que las condiciones meteorológicas pueden no llegar a permitir un lanzamiento seguro. Posteriormente, se han determinado las fechas posibles en base a la necesidad del satélite de desplegar paneles solares una vez en órbita. Por un lado, el plano de la órbita en el que se situarán dichos paneles deberá ser perpendicular a la línea que une la Tierra con el Sol, en todo momento del año, lo cual impondrá ciertas limitaciones relacionadas con el RAAN de la órbita, y, por ende, con la hora del día en la que es posible el lanzamiento para alcanzar la órbita deseada. Por otra parte, el satélite no debe estar eclipsado en dicho momento de lanzamiento, con el fin de que el despliegado de los paneles solares sea posible.

Tomando estas restricciones como punto de partida se han obtenido múltiples fechas de lanzamiento posibles entre los meses de abril, mayo y septiembre. El último aspecto a analizar será la forma de proceder para garantizar la cobertura o seguimiento del satélite durante al menos el 50% del periodo de su órbita, eligiendo para ello una ventana de lanzamiento concreta como ejemplo. Con este fin, se han seleccionado una serie de estaciones de tierra repartidas a lo largo del globo terráqueo.

Recapitulando, el presente trabajo ha permitido evaluar cada criterio que interviene en la selección de un sistema lanzador para una misión específica. Cada uno de los aspectos que intervienen en dicho proceso se ha descrito con detalle y calificado en su importancia, mostrando la relevancia de esta elección en el diseño y desarrollo de una misión espacial completa.

7 ANEXOS

7.1 Anexo A: tabla de datos de lanzadores comerciales

Se recogen las características de los lanzadores comerciales de sus respectivos manuales de vuelo:






Vehículo	Origen	Capacidad de carga útil a LEO y SSO (kg)	Dimensiones de la cofia	Precisión en la inserción	Bases de lanzamiento	Coste (M\$)
Antares 	Estados Unidos 	Hasta 3600 kg para órbita heliosíncrona a 400 km de altitud	Diámetro 3.9 m Altura 9.9 m Antares 130 incluye una segunda cofia adicional de 1.86 m	Inclinação $i \pm 0.2^\circ$ RAAN $\Omega \pm 0.2^\circ$ Altitud de apogeo/perigeo $\pm 18 \text{ km}$	NASA Wallops Flight Facility (WWF) Mid-Atlantic Regional Spaceport (MARS) Kodiak Island (KLC)	-
Ariane 5 	Europa 	21000 para LEO 9500 para SSO	Diámetro 5.4 m Altura 17 m	Criterio 1 sigma Para órbita heliosíncrona a 800 km con inclinación $i = 98.6^\circ$: $a \pm 2.5 \text{ km}$ Excentricidad $e \pm 0.00035$ Inclinação $i \pm 0.04^\circ$ RAAN $\Omega \pm 0.03^\circ$ Altitud de apogeo $\pm 80 \text{ km}$ Altitud de perigeo $\pm 1.3 \text{ km}$	Guiana Space Centre (CSG), Kourou	125-155
Atlas V 	Estados Unidos 	Hasta 20652	Serie 400 Diámetro 4.2 m Altura 12 – 13.8 m Serie 500 Diámetro 5.4 m Altura 20.7 – 26.5 m	Criterio 3 sigma Inclinação $i \pm 0.025^\circ$ RAAN $\Omega \pm 0.34^\circ$ Altitud de apogeo $\pm 586 \text{ km}$ Altitud de perigeo $\pm 4.6 \text{ km}$	Cape Canaveral Air Force Station (CCAFS) Vandenberg AFB	-

Tabla A-1. Datos de lanzadores comerciales (1).











Vehículo	Origen	Capacidad de carga útil a LEO y SSO(kg)	Dimensiones de la cofia	Precisión en la inserción	Bases de lanzamiento	Coste (M\$)
Delta II 	Estados Unidos 	5120 para LEO 3186 para SSO	Metálica. Diámetro 2.9 m/ Altura 8.488 m Composite. Diámetro 3 m/Altura 8.890 m Stretched composite. Diámetro 3 m/Altura 9.2524 m	Criterio 3 sigma Altitud de perigeo ± 25 km Altitud de apogeo ± 9.3 km Inclinación $i \pm 0.05^\circ$	Cape Canaveral Air Force Station (CCAFS) Vandenberg AFB	51
Delta IV 	Estados Unidos 	23260 para LEO 19665 para SSO	Delta IV M y M+(4.2). Diámetro 4.074 m/ Altura 11.751 m Delta IV M+(5.2/5.4). Diámetro 5.131 m/Altura 14.338 m Delta IV H Metálica. Diámetro 5.131 m/Altura 19.098 m Delta IV H. Diámetro 5.08 m/Altura 19.814 m	Criterio 3 sigma Para una órbita LEO a 500 km, $i = 90^\circ$ Inclinación $i \pm 0.08^\circ$ Altitud de apogeo ± 12 km Altitud de perigeo ± 11 km	Cape Canaveral Air Force Station (CCAFS) Vandenberg AFB	-
Dnepr 	Rusia 	Para órbita a 400 km máximo 2000	Diámetro 2.7 m Altura 4.31 m	Probabilidad 0.993 Altitud ± 5.5 km Inclinación $i \pm 0.045^\circ$ RAAN $\Omega \pm 0.06^\circ$ Periodo $T \pm 4$ s	Baikonur Cosmodrome	8-11
Falcon 9/Falcon Heavy 	Estados Unidos 	De 13150 hasta 53000 para LEO Falcon 9 5300 kg para SSO	Diámetro 4.6 m Altura 11 m	Criterio 3 sigma Inclinación $i \pm 0.1^\circ$ Altitud de apogeo ± 15 km Altitud de perigeo ± 10 km RAAN $\Omega \pm 0.1^\circ$	Cape Canaveral Air Force Station (CCAFS) Vandenberg AFB	49-54
GSLV 	India 	5000 para LEO 2000 para SSO	Diámetro 3.4 m Altura 7.8 m	Criterio 3 sigma Inclinación $i \pm 0.1^\circ$ Altitud de apogeo ± 675 km Altitud de perigeo ± 5 km	Satish Dhawan Space Centre (SDSC) SHAR	35

Tabla A-2. Datos de lanzadores comerciales (2).

Estudio de criterios de selección de un vehículo lanzador para un sistema espacial y su aplicación para una solución comercial elegida









Vehículo	Origen	Capacidad de carga útil a LEO (kg)	Dimensiones de la cofia	Precisión en la inserción	Bases de lanzamiento	Coste (M\$)
 <p>H-II</p>	<p>Japón</p> 	<p>Para órbita de altitud $h = 500 \text{ km}$ e inclinación $i = 97.5^\circ$: 5100</p>	<p>Modelo 4S Diámetro 3.7 m Altura 10.23 m - Modelo 5S Diámetro 4.6 m Altura 9.1245 m</p>	<p>Criterio 3 sigma Inclinación $i \pm 0.18^\circ$ $a \pm 10 \text{ km}$ Excentricidad $e \pm 0.001 \text{ km}$</p>	<p>TNSC, Tanegashima Island</p>	<p>H-II 202 A: 70 H-II 202 B: 83</p>
 <p>Minotaur I</p>	<p>Estados Unidos</p> 	<p>607 para LEO 190 para SSO</p>	<p>Diámetro 1.27 m Altura 3.78 m</p>	<p>Caso más crítico Inclinación $i \pm 0.2^\circ$ Altitud $\pm 56 \text{ km}$</p>	<p>Mid-Atlantic Regional Spaceport (MARS) Kodiak Island (KLC) Cape Canaveral Air Force Station (CCAFS) Vanderberg AFB</p>	<p>12-20</p>
 <p>Minotaur IV/V/VI</p>	<p>Estados Unidos</p> 	<p>1735 para LEO</p>	<p>Diámetro 1.194 m Altura 2.129 m</p>	<p>Caso más crítico Inclinación $i \pm 0.2^\circ$ Altitud $\pm 55.6 \text{ km}$</p>	<p>Vanderberg AFB Kodiak Island (KLC) NASA Wallops Flight Facility (WWF) Eastern Rang Patrick AFB</p>	<p>12-20</p>
 <p>Pegasus XL</p>	<p>Estados Unidos</p> 	<p>443 para LEO 190 para SSO</p>	<p>Diámetro 1.153 m Altura 2.138 m</p>	<p>Criterio 3 sigma Inclinación $i \pm 0.15^\circ$ $a \pm 45 \text{ km}$</p>	<p>Vanderberg AFB NASA Wallops Flight Facility (WWF) Eastern Rang Patrick AFB Reagan Test Site (RTS)</p>	<p>15-25</p>

Tabla A-3. Tabla A-3. Datos de lanzadores comerciales (3).

Vehículo	Origen	Capacidad de carga útil a LEO y SSO (kg)	Dimensiones de la cofia	Precisión en la inserción	Bases de lanzamiento	Coste (M\$)
 Proton	 Rusia	21600 para LEO Proton K/Block DM 3620 para SSO	PLF-BR-13305 Diámetro 4.350 m Altura 13.305 m PLF-BR-15255 Diámetro 4.350 m Altura 15.255 m	Criterio 3 sigma Inclinación $i \pm 0.1^\circ$ Altitud de perigeo ± 20 km Altitud de apogeo ± 20 km Periodo $T \pm 100$ s	Baikonur Cosmodrome	Negociable
 PSLV	 India	3700 para LEO 1350 para SSO	Diámetro 3.2 m Altura 8.3 m	Criterio 3 sigma Inclinación $i \pm 0.2^\circ$ Altitud de perigeo ± 35 km Altitud de apogeo ± 35 km	Satish Dhawan Space Centre (SDSC) SHAR	15-17
 Soyuz	 Europa	De 6150 a 9000 para LEO 4300 para SSO	Diámetro 4.11 m Altura 11.433 m	Criterio 3 sigma Inclinación $i \pm 0.12^\circ$ a ± 12 km Excentricidad $e \pm 0.002$ RAAN $\Omega \pm 0.2^\circ$	Guiana Space Centre (CSG), Kourou	30-50
 Start	 Rusia	632 para LEO 167 para SSO	Diámetro 1.24 m Altura 2.31 m	Probabilidad 0.993 Inclinación $i \pm 3^\circ$ Altitud ± 5 km	Svobodny Cosmodrome Plesetsk Cosmodrome	9

Tabla A-4. Datos de lanzadores comerciales (4).

Estudio de criterios de selección de un vehículo lanzador para un sistema espacial y su aplicación para una solución comercial elegida









Vehículo	Origen	Capacidad de carga útil a LEO y SSO (kg)	Dimensiones de la cofia	Precisión en la inserción	Bases de lanzamiento	Coste (M\$)
 <p>Vega</p>	<p>Europa</p> 	<p>De 300 a 2500 para LEO 1395 para SSO</p>	<p>Diámetro 2.6 m Altura 7.88 m</p>	<p>Criterio 3 sigma Inclinación $i \pm 0.15^\circ$ $a \pm 15 \text{ km}$ Excentricidad $e \pm 0.0012$ RAAN $\Omega \pm 0.2^\circ$</p>	<p>Guiana Space Centre (CSG), Kourou</p>	<p>20</p>
 <p>Rockot</p>	<p>Rusia</p> 	<p>2140 para LEO 1000 para SSO</p>	<p>Diámetro 2.5 m Altura 2.62 m</p>	<p>Criterio 3 sigma Inclinación $i \pm 0.06^\circ$ Altitud $\pm 1.5\%$ Excentricidad $e \pm 0.0025$ RAAN $\Omega \pm 0.05^\circ$</p>	<p>Plesetsk Cosmodrome Baikonur Cosmodrome</p>	<p>12-15</p>
 <p>Long March 3C</p>	<p>China</p> 	<p>9100 para LEO 2900 para SSO</p>	<p>Diámetro 4 m Altura 9.56 m</p>	<p>Criterio 1 sigma Inclinación $i \pm 0.07^\circ$ $a \pm 40 \text{ km}$ Altitud de perigeo $\pm 10 \text{ km}$ RAAN $\Omega \pm 0.2^\circ$</p>	<p>Xichang Satellite Launch Center (XSLC) Taiyuan Satellite Launch Center (TSLC) Jiuquan Satellite Launch Center (JSLC)</p>	<p>-</p>
 <p>Zenit</p>	<p>Ucrania</p> 	<p>13500 para LEO 4900 para SSO</p>	<p>Diámetro 3.75 m Altura 8.537 m</p>	<p>Criterio 2.3 sigma Inclinación $i \pm 0.25^\circ$ Altitud de perigeo $\pm 10 \text{ km}$ Altitud de apogeo $\pm 80 \text{ km}$ RAAN $\Omega \pm 0.25^\circ$</p>	<p>Sea Launch launch site</p>	<p>-</p>

Tabla A-5. Datos de lanzadores comerciales (5).









Vehículo	Origen	Capacidad de carga útil a LEO y SSO (kg)	Dimensiones de la cofia	Precisión en la inserción	Bases de lanzamiento	Coste (M\$)
VLS-1 	Brasil 	380 para LEO 80 para SSO	Diámetro 1.3 m Altura 2.84 m	-	Alcantara Launch Center	8
Cyclone-4 	Ucrania 	5860 para LEO 3800 para SSO	-	-	Alcantara Launch Center	20-25
Kuaizhou 	China 	400 para LEO	-	-	Xichang Satellite Launch Center (XSLC) Taiyuan Satellite Launch Center (TSLC) Jiuquan Satellite Launch Center (JSLC)	-
Strela 	Rusia 	1560 para LEO 700 para SSO	-	-	-	10.5

Tabla A-6. Datos de lanzadores comerciales (6).

Estudio de criterios de selección de un vehículo lanzador para un sistema espacial y su aplicación para una solución comercial elegida









Vehículo	Origen	Capacidad de carga útil a LEO (kg)	Dimensiones de la cofia	Precisión en la inserción	Bases de lanzamiento	Coste (M\$)
Shavit 	Israel 	160 para LEO	-	-	Palmachin Air Force Base	-
Long March 2C 	China 	4400 para LEO 1600 para SSO	Diámetro 3 m Altura 5.805 m	Criterio 1 sigma Inclinación $i \pm 0.045^\circ$ $a \pm 1.1 \text{ km}$ RAAN $\Omega \pm 0.055^\circ$ Excentricidad $e \pm 0.00022$	Xichang Satellite Launch Center (XSLC) Taiyuan Satellite Launch Center (TSLC) Jiuquan Satellite Launch Center (JSLC)	20-25
Long March 3A 	China 	6000 para LEO	Diámetro 3 m Altura 6.297 m	Criterio 1 sigma Inclinación $i \pm 0.07^\circ$ $a \pm 40 \text{ km}$ RAAN $\Omega \pm 0.2^\circ$ Altitud de perigeo $\pm 10 \text{ km}$	Xichang Satellite Launch Center (XSLC) Taiyuan Satellite Launch Center (TSLC) Jiuquan Satellite Launch Center (JSLC)	45-55
Long March 3B 	China 	11200 para LEO 6000 para SSO	Diámetro 3.85 m Altura 7.731 m	Criterio 1 sigma Inclinación $i \pm 0.12^\circ$ $a \pm 252 \text{ km}$ RAAN $\Omega \pm 0.2^\circ$ Altitud de perigeo $\pm 10 \text{ km}$	Xichang Satellite Launch Center (XSLC) Taiyuan Satellite Launch Center (TSLC) Jiuquan Satellite Launch Center (JSLC)	50-70

Tabla A-7. Datos de lanzadores comerciales (7).





Vehículo	Origen	Capacidad de carga útil a LEO (kg)	Dimensiones de la cofia	Precisión en la inserción	Bases de lanzamiento	Coste (M\$)
Epsilon 	Japón 	1200 para LEO	-	-	-	-
Long March 2F 	China 	8400 para SSO	-	-	Xichang Satellite Launch Center (XSLC) Taiyuan Satellite Launch Center (TSLC) Jiuquan Satellite Launch Center (JSLC)	-

Tabla A-8. Datos de lanzadores comerciales (8).

7.2 Anexo B: tabla de escalonamientos de lanzadores comerciales

Se extraen de los manuales de vuelo los datos acerca de las configuraciones propulsivas de los lanzadores comerciales actuales:

Vehículo	Motor	Tipo	Etapas	Propulsante	$I_{sp_{vac}}$ (s)	$I_{sp_{SL}}$ (s)	t_p (s)	T_{vacio} (kN)	T_{SL} (kN)
Antares 120/121/1 22/130/13 1/132	2 motores AJ26	Líquido	1	RP 1/ LOX	331.9	301.6	235	1682- 1815	1510- 1630
	ATK Castor 30B para 120/121/122	Sólido	2	HTPB	304	-	127	293.4	-
	ATK Castor 30XL	Sólido	2	HTPB	304	-	156	293.4	-
	3 BT-4	Líquido	3 etapa adicional para 121/131	N_2O_4 / UDMH	-	-	-	3 x 0.45	-
	Star48BV	Sólido	3 etapa adicional para 122/132	TP-H-3340	288	-	84.1	68.6	-
Ariane 5	P230	Sólido	2 Solid Rocket boosters	HTPB	-	274.5	130	-	7000
	Vulcain 2	Líquido	Criogenic Main Core Stage	LH_2 /LOX	432	310	540	1390	960
	HM7B	Líquido	Criogenic Upper Stage	LH_2 /LOX	446	-	945	67	-
Atlas V 400/500/H LV	Pratt&Whitney/ NPO Energomash RD-180	Líquido	Atlas Booster	RP 1/ LOX	337,8	311,3	-	-	4.152
	AJ-60 ^a	Sólido	0-3 Boosters 400 0-5 Boosters 500	HTPB	-	279,3	-	-	1688.4
	2 Boosters en configuración HLV	Líquido	Liquid Rocket Boosters	RP 1/ LOX	338.4	-	-	-	4152
	Pratt&Whitney/ RL 10A-4-2	Líquido	Common Centaur	LH_2 /LOX	450,5	-	-	198.4	-

Tabla B-1. Datos de escalonamientos de lanzadores comerciales (1).

Vehículo	Motor	Tipo	Etapa	Propulsante	$I_{sp_{vac}}$ (s)	$I_{sp_{SL}}$ (s)	t_p (s)	$T_{vacío}$ (kN)	T_{SL} (kN)
Delta II	Castor 4A	Sólido	Booster (6000 series)	HTPB	-	266	56	-	478
	GEM 40 (Graphite-Epoxy Motor)	Sólido	Booster (7000 series)	HTPB	-	274	64	-	492.9
	GEM 46	Sólido	Booster(7000 Heavy)	HTPB	-	278	75	-	628.3
	RS-27 (6000 series) RS-27A(7000 series)	Líquido	1	RP 1/ LOX	-	302	265	-	1054
	AJ10-118K	Líquido	2	N2O4/Aerozine	319	-	431	43.6	-
	Star 48B	Sólido	3	HTPB	286	-	286	66	-
Delta IV Medium/M+(4.2)/M+(5.2)/M+(5.4)/Heavy	GEM 60	Sólido	Boosters (Medium +)	HTPB	-	245	91	-	826.6
	RS- 68A	Líquido	Boosters (Heavy)- CBC	LH_2/LOX	412	360	242	3560	3137
	RS-68A	Líquido	1	LH_2/LOX	412	360	245	3560	3137
	RL 10-B-2	Líquido	2	LH_2/LOX	462	-	900	110	-
Dnepr	R-36M	Líquido	1	$N_2O_4/UDMH$	318	-	130	4523	-
	R-36M	Líquido	2	$N_2O_4/UDMH$	340	-	190	755	-
	PBV	Líquido	3	$N_2O_4/UDMH$	320	-	1000	20.2	-
Epsilon	SRB-A3	Sólido	1	-	284	-	116	2271	-
	M-34c	Sólido	2	-	300	-	105	371.5	-
	KM-V2b	Sólido	3	-	301	-	90	99.8	-
	CLPS		4 (opcional)	Hidracina	215	-	-	-	-

Tabla B-2. Datos de escalonamientos de lanzadores comerciales (2).

Estudio de criterios de selección de un vehículo lanzador para un sistema espacial y su aplicación para una solución comercial elegida

Vehículo	Motor	Tipo	Etapas	Propulsante	$I_{sp_{vac}}$ (s)	$I_{sp_{SL}}$ (s)	t_p (s)	$T_{vacío}$ (kN)	T_{SL} (kN)
Falcon 9 Falcon Heavy	Falcon Heavy Booster 9xMerlin 1D	Líquido	2 Boosters	RP 1/ LOX	311	282	162	825	756
	Merlin 1D (Liquid/Gas generator)	Líquido	1	LOX/Keroseno	311	282	180	-	-
	Mvac(Liquid/Gas generator)	Líquido	2	LOX/Keroseno	342		375	934	-
GSLV	L40H Vikas 2	Líquido	4 Boosters	UH25 – 75% UDMH -25% Diazane / N_2O_4	288	255	149	735	-
	S139	Sólido	1	HTPB-AI/NH4ClO4		105	106.5	4860	-
	GS2 – L37.5H	Líquido	2	N_2O_4 /UDMH	302	207	135	725	-
	GS3 – C15	Líquido	3	LH_2 /LOX	454	-	707	75	-
H-II 202/204	SRB-A 202	Sólido	2 Boosters	HTPB	-	283	100	-	2520
	SRB-A 204	Sólido	4 Boosters	HTPB	-	283	120	-	2300
	LE-7 ^a	Líquido	1	LH_2 /LOX	440	-	390	1098	-
	LE-5B	Líquido	2	LH_2 /LOX	448	-	-	137	-
Minotaur I/I Lite	4xM55A1	Sólido	1	TP-H1011	262	237	61.3	792	-
	SR19	Sólido	2	ANB-3066	288	-	66	267.7	-
	Orion 50XL	Sólido	3	QDL-1 (HTPB)	289	-	71	158	-
	Orion 38 (no para I Lite)	Sólido	4	QDL-1 (HTPB)	287	-	66.8	32.7	-
	3 x MR-107	Sólido	5 HAPS – Opcional (no para I Lite)	Hidracina	229	-	131+110	0.222	-

Tabla B-3. Datos de escalonamientos de lanzadores comerciales (3).

Vehículo	Motor	Tipo	Etapa	Propulsante	$I_{sp\ vac}$ (s)	$I_{sp\ SL}$ (s)	t_p (s)	T_{vacio} (kN)	T_{SL} (kN)
Minotaur V	SR-118 Sólido	Sólido	1	HTPB	284	229	56.5	2224	
	SR-119 Sólido	Sólido	2	HTPB	308		61	1223	
	SR-120 Sólido	Sólido	3	NEPE	300		72	289	
	Star-48BV Sólido	Sólido	4	TP-H-3340	288		84.1	68.6	
	Star-37FM Sólido	Sólido	5	TP-H-3340	290		62.7	47.3	
Pegasus XL	Orion 50S XL	Sólido	1	HTPB	295		68.6	726	
	Orion 50 XL	Sólido	2	QDL-1 (HTPB)	289		71	158	
	Orion 38	Sólido	3	QDL-1 (HTPB)	287		66.8	32.7	
	HAPS		Optional Haps	Hidracina	229		240	0.296	
Proton	RD-275M	Líquido	1	N_2O_4 / UDMH	316		120	10998	
	3xRD-0210 & RD-0211	Líquido	2	N_2O_4 / UDMH	327		206	2399	
	RD-0213	Líquido	3	N_2O_4 / UDMH	325		238	613.8	
	RD-58M	Líquido	Upper Stage	LOX/Kerose no	349		770	83.4	
PSLV	PS1	Sólido	1	HTPB		269	105		4860
	Boosters (PSLV-G) - S9	Sólido	6 Boosters	HTPB		262	44		502.6
	PS2	Líquido	2	N_2O_4 / UDMH	293		158	799	
	PS3	Sólido	3	HTPB	294		112	244	
	PS4		4	MON3/Mono metilhidracina	308		525	14.6	

Tabla B-4. Datos de escalonamientos de lanzadores comerciales (4).

Estudio de criterios de selección de un vehículo lanzador para un sistema espacial y su aplicación para una solución comercial elegida

Vehículo	Motor	Tipo	Etapa	Propulsante	$I_{sp\ vac}$ (s)	$I_{sp\ SL}$ (s)	t_p (s)	$T_{vacío}$ (kN)	T_{SL} (kN)
Soyuz	RD-117	Líquido	4 Boosters	RP 1/ LOX	310	264	119	-	1021.3
	Core Stage RD-107 A	Líquido	Core Stage	RP 1/ LOX	311	245	286	-	999.6
	Generador de gas RD-108 A	Líquido	Block I Upper Stage	RP 1/ LOX	326	-	230	297.9	-
	Fregat Upper Stage	Líquido	Fregat Upper Stage	N_2O_4 / UDMH	331	-	900	19.85	-
Start	MIHT-1	Sólido	1	-	263	-	60	980	-
	MIHT-2	Sólido	2	-	280	-	64	490	-
	MIHT-3	Sólido	3	-	280	-	56	245	-
	MIHT-4	Sólido	4	-	295	-	207	9.8	-
Rockot	SS-19	Líquido	1	N_2O_4 / UDMH	310	285	121	2070	-
	SS-19	Líquido	2	N_2O_4 / UDMH	320	-	183	240	-
	Briz-KM	Líquido	Upper Stage	N_2O_4 / UDMH	326	-	1000	19.6	-
Vega	P80 FW	Sólido	1	HTPB 1912 Solid	280	-	106.8	2261	-
	Z23 FW	Sólido	2	HTPB 1912 Solid	289	-	71.7	1196	-
	Z9 FW	Sólido	3	HTPB 1912 Solid	295	-	109.6	225	-
	AVUM	Sólido	4	N_2O_4 / UDMH	315,5	-	667	2.45	-

Tabla B-5. Datos de escalonamientos de lanzadores comerciales (5).

Vehículo	Motor	Tipo	Etapa	Propulsante	$I_{sp\ vac}$ (s)	$I_{sp\ SL}$ (s)	t_p (s)	$T_{vacío}$ (kN)	T_{SL} (kN)
Zenit	Zenit 2 First Stage	Líquido	1	RP 1/ LOX	338	309	150	7887	-
	Zenit Second Stage	Líquido	2	RP 1/ LOX	350	-	315	833	-
	Block DM-3SLB	Líquido	Upper Stage	RP 1/ LOX	349	-	650	83.4	-
Long March 3C	DaFY-5-1 [YF-20 type]	Líquido	2 Boosters	N_2O_4 /UDMH	260.83	-	125		813
	DaFY-6-2	Líquido	1	N_2O_4 /UDMH	260.83	-	146		2961.6
	DaFY-20-1	Líquido	2	N_2O_4 /UDMH	260.83	-	184	47.2	-
	YF-75	Líquido	3	LH ₂ /LOX	440	-	469	156.9	-
Strela	RD-0232	Líquido	1	N_2O_4 /UDMH	310	285	121	2070	-
	RD-0235	Líquido	2	N_2O_4 /UDMH	320	-	183	240	-
	RD-0237	Líquido	Upper Stage	N_2O_4 /UDMH	200	-	150	4.9	-
Long March 3 ^a	DaFY-6-2	Líquido	1	N_2O_4 /UDMH	260.83	-	146	-	-
	DaFY-20-1	Líquido	2	N_2O_4 /UDMH	296.98	-	184	47.2	-
	YF-75	Líquido	3	LH ₂ /LOX	440	-	469	156.9	-

Tabla B-6. Datos de escalonamientos de lanzadores comerciales (6).

Vehículo	Motor	Tipo	Etapas	Propulsante	$I_{sp\ vac}$ (s)	$I_{sp\ SL}$ (s)	t_p (s)	$T_{vacío}$ (kN)	T_{SL} (kN)
Long March 3B	DaFY-5-1	Líquido	4 Boosters	$N_2O_4/$ UDMH	260.83	-	125	813	-
	DaFY-6-2	Líquido	1	$N_2O_4/$ UDMH	260.83	-	146	-	-
	DaFY-20-1	Líquido	2	$N_2O_4/$ UDMH	260.83	-	184	47.2	-
	YF-75	Líquido	3	LH_2/LOX	440	-	469	156.9	-
Long March 2F	YF-20B	Líquido	4 Boosters	$N_2O_4/$ UDMH	291	-	128	814	-
	YF-20B	Líquido	1	$N_2O_4/$ UDMH	289	-	166	3256	-
	YF-25 + YF-23	Líquido	2	$N_2O_4/$ UDMH	289	-	300	787	-

Tabla B-7. Datos de escalonamientos de lanzadores comerciales (7).

7.3 Anexo C: multiplicadores de Lagrange

Se define el llamado método de los multiplicadores de Lagrange siguiendo el proceso descrito en [27].

En algunos casos, es necesario determinar los valores extremos de una función cuyo dominio está restringido a cierto subconjunto particular del plano (por ejemplo, un disco, una región triangular cerrada, o a lo largo de una curva). Con este fin, se emplea el llamado método de *multiplicadores de Lagrange*.

Según dicho método, los valores extremos de una función $f(x, y, z)$, cuyas variables están sujetas a una restricción $g(x, y, z) = 0$, se encuentran sobre la superficie $g = 0$ en los puntos donde se cumple:

$$\nabla f = \lambda \nabla g \quad (\text{C.1})$$

Para algún escalar λ llamado multiplicador de Lagrange.

Para definir correctamente el método de los multiplicadores de Lagrange es necesario introducir el teorema del gradiente ortogonal. Por este teorema, si se supone una función $f(x, y, z)$ derivable en una región cuyo interior contiene una curva suave:

$$C : \mathbf{r}(t) = g(t)\mathbf{i} + h(t)\mathbf{j} + k(t)\mathbf{k} \quad (\text{C.2})$$

Si P_0 es un punto de C , donde f tiene un máximo o un mínimo local relativo a sus valores sobre C , entonces ∇f es ortogonal a C en P_0 .

Este teorema resulta clave para el método de los multiplicadores de Lagrange. Suponiendo que $f(x, y, z)$ y $g(x, y, z)$ son derivables y P_0 es un punto en la superficie de $g(x, y, z) = 0$, donde f tiene un valor máximo o mínimo local en relación con sus otros valores sobre la superficie. Se supone igualmente, que $\nabla g \neq 0$ en los puntos sobre la superficie $g(x, y, z) = 0$. Así, f asume un máximo o mínimo local en P_0 en relación con sus valores en todas las curvas derivables que pasan por P_0 sobre la superficie $g(x, y, z) = 0$. Por lo tanto, ∇f es ortogonal al vector velocidad de todas las curvas derivables que pasan por P_0 . Esto también ocurre con ∇g (ya que ∇g es ortogonal a la superficie de nivel $g = 0$). Por lo tanto, en P_0 , ∇f es algún múltiplo escalar λ de ∇g .

Con todo lo anterior, la formulación del método de los multiplicadores de Lagrange sería:

Suponiendo que $f(x, y, z)$ y $g(x, y, z)$ son derivables y que $\nabla g \neq 0$ cuando $g(x, y, z) = 0$, para determinar los valores máximos y mínimos locales de la función f sujeta a la restricción $g(x, y, z) = 0$ (si ésta existe), se obtienen los valores de x, y, z y λ que satisfacen de forma simultánea las ecuaciones:

$$\nabla f = \lambda \nabla g \quad (\text{C.3})$$

$$g(x, y, z) = 0 \quad (\text{C.4})$$

Para funciones de dos variables independientes, la condición es similar, pero sin la variable z .

En el caso en que se quisiera hallar los extremos de una función derivable $f(x, y, z)$ cuyas variables están sujetas a dos restricciones:

$$g_1(x, y, z) = 0 \quad (1.1)$$

$$g_2(x, y, z) = 0 \quad (1.2)$$

Y g_1 y g_2 son derivables, y ∇g_1 no es paralela a ∇g_2 , obtenemos los mínimos y máximos locales con una restricción de f introduciendo dos multiplicadores de Lagrange λ y μ . Es decir, localizamos los puntos $P(x, y, z)$ donde f asume sus valores extremos con una restricción, obteniendo los valores de x, y, z, λ y μ que satisfacen simultáneamente las ecuaciones:

$$\nabla f = \lambda \nabla g_1 + \mu \nabla g_2 \quad (1.3)$$

$$g_1(x, y, z) = 0 \quad (1.4)$$

$$g_2(x, y, z) = 0 \quad (1.5)$$

7.4 Anexo D: tabla de combinaciones de sistemas propulsivos estudiadas

7.4.1 Cohete de dos etapas

Etapa 1	Etapa 2	$m_{propulsante}(kg)$	$m_{estructural}(kg)$	Z	ε	$\lambda_{payload}$	p
Vulcain 2	Pratt&Whitney RD-180	31123	2706	6.98	0.074	0.07	0.86
Vulcain 2	AJ10-118K	75251	6544	9.32	0.078	0.03	0.89
Vulcain 2	Merlin 1D	63962	5562	8.93	0.077	0.034	0.89
Vulcain 2	GS3 – C15	30419	2645	6.91	0.074	0.07	0.86
Vulcain 2	RD-0213	72082	6268	9.22	0.078	0.03	0.89
Vulcain 2	SS-19	74715	6497	9.3	0.078	0.03	0.89
Vulcain 2	YF-75	33332	2898	7.17	0.075	0.065	0.86
RS-27	Pratt&Whitney RD-180	31664	2753	7.03	0.075	0.068	0.86
RS-27	AJ10-118K	79579	6920	9.45	0.078	0.028	0.89
RS-27	Merlin 1D	67105	5835	9.05	0.077	0.033	0.89
RS-27	GS3 – C15	30919	2689	6.96	0.074	0.069	0.86
RS-27	RD-0213	76064	6614	9.35	0.078	0.029	0.89
RS-27	SS-19	78980	6868	9.43	0.078	0.028	0.89
RS-27	YF-75	34004	2957	7.23	0.075	0.063	0.86
RS-68 A	Pratt&Whitney RD-180	27591	2399	6.63	0.074	0.077	0.85
RS-68 A	AJ10-118K	53933	4690	8.5	0.077	0.041	0.88
RS-68 A	Merlin 1D	47889	4165	8.19	0.076	0.046	0.88
RS-68 A	GS3 – C15	27099	2356	6.56	0.074	0.078	0.85
RS-68 A	RD-0213	52276	4546	8.42	0.077	0.042	0.88
RS-68 A	SS-19	53654	4666	8.49	0.077	0.041	0.88
RS-60 A	YF-75	29114	2532	6.79	0.074	0.073	0.85

Etapa 1	Etapa 2	$m_{propulsante}(kg)$	$m_{estructural}(kg)$	Z	ε	$\lambda_{payload}$	P
GS2 – L37.5H	Pratt&Whitney RD-180	36088	3138	7.4	0.075	0.06	0.86
GS2 – L37.5H	AJ10-118K	172528	15002	10.86	0.079	0.013	0.91
GS2 – L37.5H	Merlin 1D	127111	11053	10.38	0.079	0.018	0.9
GS2 – L37.5H	GS3 – C15	34713	3018	7.29	0.075	0.062	0.86
GS2 – L37.5H	RD-0213	158919	13819	10.74	0.079	0.014	0.97
GS2 – L37.5H	SS-19	170148	14795	10.84	0.079	0.013	0.91
GS2 – L37.5H	YF-75	40552	3526	7.73	0.076	0.054	0.87

Tabla D-1. Configuraciones propulsivas estudiadas de cohete de dos etapas.

7.4.2 Cohete de tres etapas

Etapa 1	Etapa 2	Etapa 3	$m_{propulsante}(kg)$	$m_{estructural}(kg)$	Z	ε	$\lambda_{payload}$	P
Vulcain 2	AJ10-118K	YF-75	29717	2584	6.85	0.07	0.07	0.85
Vulcain 2	AJ10-118K	GS3 – C15	32300	2809	7.08	0.07	0.07	0.86
Vulcain 2	AJ10-118K	Pratt&Whitney RD-180	30348	2639	6.9	0.07	0.07	0.86
Vulcain 2	RD-0213	YF-75	31922	2776	7.05	0.07	0.07	0.86
Vulcain 2	RD-0213	GS3 – C15	29405	2557	6.81	0.07	0.07	0.85
Vulcain 2	RD-0213	Pratt&Whitney RD-180	30020	2610	6.87	0.07	0.07	0.85
Vulcain 2	SS-19	YF-75	32239	2803	7.08	0.07	0.07	0.86
Vulcain 2	SS-19	GS3 – C15	29669	2580	6.84	0.07	0.07	0.85
Vulcain 2	SS-19	Pratt&Whitney RD-180	30297	2634	6.9	0.07	0.07	0.86
Vulcain 2	Merlin 1D	YF-75	30626	2663	6.93	0.07	0.07	0.86
Vulcain 2	Merlin 1D	GS3 – C15	30005	2944	6.51	0.08	0.07	0.82

Estudio de criterios de selección de un vehículo lanzador para un sistema espacial y su aplicación para una solución comercial elegida

Etapa 1	Etapa 2	Etapa 3	$m_{propulsante}(kg)$	$m_{estructural}(kg)$	Z	ε	$\lambda_{payload}$	P
Vulcain 2	Merlin 1D	Pratt&Whitney RD-180	30661	3027	6.55	0.08	0.07	0.85
RS-27	AJ10-118K	YF-75	32497	2826	7.1	0.07	0.07	0.86
RS-27	AJ10-118K	GS3 – C15	29829	2544	6.86	0.07	0.07	0.85
RS-27	AJ10-118K	Pratt&Whitney RD-180	30479	2650	6.92	0.07	0.07	0.86
RS-27	Merlin 1D	YF-75	32047	2787	7.06	0.07	0.07	0.86
RS-27	Merlin 1D	GS3 – C15	30809	2789	6.83	0.08	0.07	0.85
RS-27	Merlin 1D	Pratt&Whitney RD-180	30085	2616	6.88	0.07	0.07	0.85
RS-27	RD-0213	YF-75	32426	2820	7.1	0.07	0.07	0.86
RS-27	RD-0213	GS3 – C15	29770	2589	6.85	0.07	0.07	0.85
RS-27	RD-0213	Pratt&Whitney RD-180	30416	2645	6.95	0.07	0.07	0.86
RS-27	SS-19	YF-75	33017	3502	6.5	0.09	0.06	0.85
RS-27	SS-19	GS3 – C15	30190	3158	6.34	0.09	0.07	0.84
RS-27	SS-19	Pratt&Whitney RD-180	30785	3243	6.38	0.09	0.07	0.84
RS-68 A	AJ10-118K	YF-75	31185	3729	6.06	0.1	0.07	0.83
RS-68 A	AJ10-118K	GS3 – C15	28824	3310	5.96	0.1	0.07	0.83
RS-68 A	AJ10-118K	Pratt&Whitney RD-180	29400	3411	5.97	0.1	0.07	0.83
RS-68 A	Merlin 1D	YF-75	30962	3555	6.11	0.1	0.07	0.84
RS-68 A	Merlin 1D	GS3 – C15	28681	3142	6.08	0.09	0.07	0.84
RS-68 A	Merlin 1D	Pratt&Whitney RD-180	29238	3242	6.09	0.09	0.07	0.84
RS-68 A	RD-0213	YF-75	31148	3700	6.02	0.1	0.07	0.83
RS-68 A	RD-0213	GS3 – C15	28801	3282	5.98	0.09	0.07	0.83
RS-68 A	RD-0213	Pratt&Whitney RD-180	29375	3383	5.99	0.1	0.07	0.83
RS-68 A	SS-19	YF-75	28840	2508	6.76	0.07	0.07	0.85

Etapa 1	Etapa 2	Etapa 3	$m_{propulsante}(kg)$	$m_{estructural}(kg)$	Z	ε	$\lambda_{payload}$	P
RS-68 A	SS-19	GS3 – C15	26970	2345	6.57	0.07	0.08	0.85
RS-68 A	SS-19	Pratt&Whitney RD-180	27431	2385	6.62	0.07	0.08	0.85
GS2 – L37.5H	AJ10-118K	YF-75	39193	4766	6.39	0.1	0.05	0.84
GS2 – L37.5H	AJ10-118K	GS3 – C15	74786	12524	5.98	0.14	0.03	0.83
GS2 – L37.5H	AJ10-118K	Pratt&Whitney RD-180	76710	12684	6.05	0.14	0.03	0.83
GS2 – L37.5H	Merlin 1D	YF-75	38610	5245	5.99	0.11	0.05	0.83
GS2 – L37.5H	Merlin 1D	GS3 – C15	7239	12440	5.84	0.14	0.03	0.83
GS2 – L37.5H	Merlin 1D	Pratt&Whitney RD-180	74192	12590	5.92	0.14	0.03	0.83

Tabla D-2. Configuraciones propulsivas para cohete de tres etapas.

7.4.3 Cohete de dos etapas y dos “boosters” en paralelo en la primera etapa

Etapa 1	Etapa 2	2 boosters	$m_{propulsante}(kg)$	$m_{estructural}(kg)$	Z	ε	$\lambda_{payload}$	p
Vulcain 2	RD-180	P230	33289	2900	7.17	0.07	0.06	0.86
Vulcain 2	RD-180	AJ-60 A	32733	2846	7.12	0.07	0.07	0.59
Vulcain 2	RD-180	Castor 4 A	32683	2842	7.12	0.07	0.07	0.86
Vulcain 2	RD-180	GEM-40	32048	2818	7.09	0.07	0.07	0.86
Vulcain 2	RD-180	GEM-46	32385	2816	7.09	0.07	0.07	0.86
Vulcain 2	RD-180	GEM-60	33934	2951	7.23	0.07	0.06	0.86
Vulcain 2	RD-180	SRB A	32643	2839	7.11	0.07	0.07	0.86
Vulcain 2	RD-180	PSLV –G-S9	32866	2858	7.13	0.07	0.07	0.86
Vulcain 2	GS3-C15	P230	324064	2818	7.09	0.07	0.07	0.86
Vulcain 2	GS3-C15	AJ-60 A	31914	2775	7.05	0.07	0.07	0.86
Vulcain 2	GS3-C15	Castor 4 A	31855	2770	7.04	0.07	0.07	0.86
Vulcain 2	GS3-C15	GEM-40	31604	2748	7.02	0.07	0.07	0.86
Vulcain 2	GS3-C15	GEM-46	31854	2746	7.02	0.07	0.07	0.86

Estudio de criterios de selección de un vehículo lanzador para un sistema espacial y su aplicación para una solución comercial elegida

Etapa 1	Etapa 2	2 boosters	$m_{propulsante}(kg)$	$m_{estructural}(kg)$	Z	ε	$\lambda_{payload}$	p
Vulcain 2	GS3-C15	GEM-60	32982	2868	7.14	0.07	0.07	0.86
Vulcain 2	GS3-C15	SRB A	31817	2767	7.04	0.07	0.07	0.86
Vulcain 2	YF-75	PSLV –G-S9	32021	2784	7.06	0.07	0.07	0.86
Vulcain 2	YF-75	P230	36089	3138	7.4	0.08	0.06	0.86
Vulcain 2	YF-75	AJ-60 A	35362	3075	7.34	0.08	0.06	0.86
Vulcain 2	YF-75	Castor 4 A	35889	3121	7.39	0.08	0.06	0.86
Vulcain 2	YF-75	GEM-40	34946	3039	7.31	0.08	0.06	0.86
Vulcain 2	YF-75	GEM-46	34916	3036	7.31	0.08	0.06	0.86
Vulcain 2	YF-75	GEM-60	36956	3214	7.47	0.08	0.06	0.87
Vulcain 2	YF-75	SRB A	35243	3065	7.33	0.08	0.06	0.86
Vulcain 2	YF-75	PSLV –G-S9	35534	3090	7.36	0.08	0.06	0.86
RS-27	GS3-C15	P230	32420	2819	7.04	0.07	0.07	0.86
RS-27	GS3-C15	AJ-60 A	31967	2780	7.05	0.07	0.07	0.86
RS-27	GS3-C15	Castor 4 A	32005	2783	7.06	0.07	0.07	0.86
RS-27	GS3-C15	GEM-40	31773	2763	7.04	0.07	0.08	0.86
RS-27	GS3-C15	GEM-46	31732	2760	7.03	0.07	0.07	0.86
RS-27	GS3-C15	GEM-60	33032	2872	7.15	0.07	0.07	0.86
RS-27	GS3-C15	SRB A	31869	2771	7.05	0.07	0.07	0.86
RS-27	GS3-C15	PSLV –G-S9	32154	2796	7.07	0.07	0.07	0.86
RS-27	YF-75	P230	36111	3140	7.4	0.08	0.06	0.86
RS-27	YF-75	AJ-60 A	35457	3083	7.35	0.08	0.06	0.86
RS-27	YF-75	Castor 4 A	35511	3088	7.35	0.08	0.06	0.86
RS-27	YF-75	GEM-40	35179	3059	7.33	0.08	0.06	0.86
RS-27	YF-75	GEM-46	35124	3054	7.32	0.08	0.06	0.86
RS-27	YF-75	GEM-60	37035	3220	7.47	0.08	0.06	0.87
RS-27	YF-75	SRB A	35317	3071	7.34	0.08	0.06	0.86
RS-27	YF-75	PSLV –G-S9	35276	3107	7.37	0.08	0.06	0.86
RS-68 A	RD-180	P230	32645	2839	7.11	0.07	0.07	0.86

Etapa 1	Etapa 2	2 boosters	$m_{propulsante}(kg)$	$m_{estructural}(kg)$	Z	ε	$\lambda_{payload}$	p
RS-68 A	RD-180	AJ-60 A	30910	2688	6.96	0.07	0.07	0.86
RS-68 A	RD-180	Castor 4 A	29553	2570	6.82	0.07	0.07	0.85
RS-68 A	RD-180	GEM-40	29387	2555	6.81	0.07	0.07	0.85
RS-68 A	RD-180	GEM-46	29591	2573	6.83	0.07	0.07	0.85
RS-68 A	RD-180	GEM-60	31136	2708	6.98	0.07	0.07	0.86
RS-68 A	RD-180	SRB A	31239	2716	6.99	0.07	0.07	0.86
RS-68 A	RD-180	PSLV –G-S9	29729	2585	6.85	0.07	0.07	0.85
RS-68 A	GS3-C15	P230	31818	2767	7.04	0.07	0.07	0.88
RS-68 A	GS3-C15	AJ-60 A	30221	2628	6.89	0.07	0.07	0.85
RS-68 A	GS3-C15	Castor 4 A	28950	2519	6.77	0.07	0.07	0.85
RS-68 A	GS3-C15	GEM-40	28796	2504	6.75	0.07	0.07	0.85
RS-68 A	GS3-C15	GEM-46	28987	2521	6.77	0.07	0.07	0.85
RS-68 A	GS3-C15	GEM-60	30430	2646	6.91	0.07	0.07	0.86
RS-68 A	GS3-C15	SRB A	30526	2654	6.92	0.07	0.07	0.86
RS-68 A	GS3-C15	PSLV –G-S9	29118	2532	6.79	0.07	0.07	0.85
RS-68 A	YF-75	P230	35248	3065	7.33	0.08	0.06	0.86
RS-68 A	YF-75	AJ-60 A	33070	2876	7.15	0.07	0.07	0.86
RS-68 A	YF-75	Castor 4 A	31425	2733	7	0.07	0.07	0.86
RS-68 A	YF-75	GEM-40	31230	2716	6.99	0.07	0.07	0.86
RS-68 A	YF-75	GEM-46	31472	2737	7.01	0.07	0.07	0.86
RS-68 A	YF-75	GEM-60	33348	2900	7.18	0.07	0.07	0.86
RS-68 A	YF-75	SRB A	33477	2911	7.19	0.07	0.06	0.86
RS-68 A	YF-75	PSLV –G-S9	31637	2751	7.02	0.07	0.07	0.86

Tabla D-3. Configuraciones propulsivas para cohete de dos etapas y dos “boosters”.

7.4.4 Cohete de dos etapas con cuatro “boosters” en paralelo con la primera etapa

Etapa 1	Etapa 2	4 boosters	$m_{propulsante}(kg)$	$m_{estructural}(kg)$	Z	ε	$\lambda_{payload}$	p
Vulcain 2	RD-180	P230	33125	2880	7.16	0.07	0.06	0.86
Vulcain 2	GS3-C15	AJ-60 A	31943	2778	7.05	0.07	0.07	0.86

Estudio de criterios de selección de un vehículo lanzador para un sistema espacial y su aplicación para una solución comercial elegida

Etapa 1	Etapa 2	4 boosters	$m_{propulsante}(kg)$	$m_{estructural}(kg)$	z	ϵ	$\lambda_{payload}$	p
RS-27	GS3-C15	Castor 4 A	33395	2904	7.18	0.07	0.06	0.86
RS-68 ^a	RD-180	GEM-40	30357	2640	6.9	0.07	0.07	0.86
RS-68A	GS3-C15	GEM-46	29705	2583	6.89	0.07	0.07	0.85

Tabla D-4. Configuraciones propulsivas cohete de dos etapas y cuatro “boosters”.

7.5 Anexo E: tabla de precisión en la inserción de cohetes candidatos

VEHÍCULO	ORIGEN	Δi (°)	Δa (km)	Δh_a (km)	Δh_p (km)	Δe	ΔV cambio plano (m/s)	$a_{Hohmann}$ (km)	ΔV transferencia Hohmann (m/s)	ΔV total (m/s)
Antares	Estados Unidos	0,2		18	18		26,77	6787	10,16	36,93
		0,2		-18	-18		26,77	6769	10,2	36,97
		-0,2		18	18		-26,77	6787	10,16	16,61
		-0,2		-18	-18		-26,77	6769	10,2	16,57
Delta II	Estados Unidos	0,05		9,3	25		6,69	6783	9,73	16,42
		0,05		-9,3	-25		6,69	6766	9,77	16,46
		-0,05		9,3	25		-6,69	6783	9,73	3,03
		-0,05		-9,3	-25		-6,69	6766	9,77	3,08
Falcon 9	Estados Unidos	0,1		15	10		13,38	6786	7,05	20,43
		0,1		-15	-10		13,38	6773	7,07	20,45
		-0,1		15	10		-13,38	6786	7,07	6,34
		-0,1		-15	-10		-13,38	6773	7,07	6,32
Long March 3A	China	0,07	40		10		9,37	6813	22,32	31,69
		0,07	-40		-10		9,37	6773	22,6	31,96
		-0,07	40		10		-9,37	6813	22,32	12,95
		-0,07	-40		-10		-9,37	6773	22,6	13,23
H-II	Japón	0,18	10			0,001	24,09	6787	5,61	29,7
		0,18	-10			-0,001	24,09	6777	5,63	29,72
		-0,18	10			0,001	-24,09	6787	5,61	18,48
		-0,18	-10			-0,001	-24,09	6777	5,63	18,47
Long March 2C	China	0,045	1,1			0,00022	6,02	6779	0,84	6,87
		0,045	-1,1			-0,00022	6,02	6778	0,84	6,87
		-0,045	1,1			0,00022	-6,02	6779	0,84	5,18
		-0,045	-1,1			-0,00022	-6,02	6778	0,84	5,18

Estudio de criterios de selección de un vehículo lanzador para un sistema espacial y su aplicación para una solución comercial elegida

VEHÍCULO	ORIGEN	Δi (°)	Δa (km)	Δh_a (km)	Δh_p (km)	Δe	ΔV cambio plano (m/s)	$a_{Hohmann}$ (km)	ΔV transferencia Hohmann (m/s)	ΔV total (m/s)
Soyuz	Rusia/Europa	0,12	12			0,002	16,06	6791	7,67	23,73
		0,12	-12			-0,002	16,06	6779	7,67	23,73
		-0,12	12			0,002	-16,06	6791	7,67	8,4
		-0,12	-12			-0,002	-16,06	6779	7,67	8,39
Vega	Europa	0,15	15			0,0012	20,08	6790	8,42	28,5
		0,15	-15			-0,0012	20,08	6775	5,34	25,42
		-0,15	15			0,0012	-20,08	6790	8,42	11,65
		-0,15	-15			-0,0012	-20,08	6775	8,46	11,62
Zenit	Ucrania	0,25		80	10		33,46	681	25,08	58,54
		0,25		-80	-10		33,46	6773	33,26	66,72
		-0,25		80	10		-33,46	6818	25,08	8,38
		-0,25		-80	-10		-33,46	6773	25,44	8,02
Long March 3C	China	0,07	40		10		9,37	6813	22,32	31,69
		0,07	-40		-10		9,37	6773	22,6	31,96
		-0,07	40		10		-9,37	6813	22,32	12,95
		-0,07	-40		-10		-9,37	6773	22,6	13,23

Tabla E-1. Precisión en la inserción de cohetes candidatos.

7.6 Anexo F: frecuencias naturales y modos de vibración

El análisis dinámico difiere del análisis estático en dos aspectos fundamentales. En primer lugar, las cargas dinámicas que se aplican sobre la estructura varían en función del tiempo o la frecuencia. Igualmente, estas cargas dinámicas inducen una respuesta variable con el tiempo o la frecuencia (desplazamientos, velocidades, fuerzas, aceleraciones y tensiones).

Para la descripción de dicho análisis dinámico, se emplean las ecuaciones del movimiento. Se seguirá, en este caso, la formulación presentada en [34]. De esta forma, escogiendo un sistema dinámico simple de un solo grado de libertad (ver figura F-1), el desplazamiento de la estructura variará con el tiempo y vendrá dado por la componente $u(t)$. La velocidad $\dot{u}(t)$ y la aceleración $\ddot{u}(t)$ se derivan directamente de los desplazamientos.

$m = \text{masa}$

$c = \text{amortiguamiento}$

$k = \text{rigidez}$

$p = \text{fuerza aplicada}$

$u = \text{desplazamiento de la masa}$

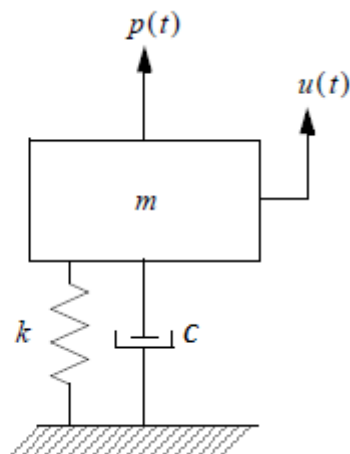


Figura F-1. Esquema del sistema. Fuente: [34].

Para obtener la ecuación de movimiento del sistema, simplemente habría que aplicar equilibrio de fuerzas en el sistema, siendo la fuerza de inercia, la fuerza elástica, la fuerza de amortiguamiento y la fuerza aplicada las fuerzas que están actuando sobre el mismo. El equilibrio lleva a:

$$m\ddot{u}(t) + c\dot{u}(t) + ku(t) = p(t) \quad (\text{F.1})$$

Siendo esta la ecuación del movimiento del sistema, que permite contabilizar las fuerzas que actúan sobre la estructura en cada instante de tiempo. Típicamente, estas fuerzas se separan en fuerzas internas y externas, de forma que las fuerzas internas se hallan en la parte izquierda de la ecuación y las fuerzas aplicadas en la parte derecha. El resultado es una ecuación diferencial de segundo orden que representa el movimiento del sistema como función del desplazamiento y derivadas de orden superior del desplazamiento.

El objetivo del análisis dinámico es el de obtener la solución de la ecuación anterior, esto es, desplazamientos, velocidades y aceleraciones en el sistema, en función del tiempo. El primer paso a realizar en el análisis dinámico será la elección del tipo de análisis a llevar a cabo, ya que la naturaleza del análisis dinámico realizado determinará el planteamiento matemático a realizar.

Principalmente, el análisis dinámico puede ser de dos tipos: en vibración libre o con vibraciones forzadas, de forma que el primero de los mismos se emplea para determinar las características básicas del sistema igualando la parte izquierda de la ecuación de movimiento a cero. Además, si el sistema se considera sin amortiguamiento, la solución es conocida como análisis en vibración libre sin amortiguamiento. En este último caso, por tanto, la ecuación del movimiento se reduciría a:

$$m\ddot{u}(t) + ku(t) = 0 \quad (\text{F.2})$$

Con una solución de la forma:

$$u(t) = A \sin(w_n t) + B \cos(w_n t) \quad (\text{F.3})$$

Donde w_n es una de las características fundamentales del sistema, la frecuencia natural. Ésta es la frecuencia a la que tiende a vibrar el sistema en vibración libre. Para sistemas de más de un grado de libertad, habrá más de una frecuencia natural, tal y como ocurre en los sistemas reales. Para un sistema de un grado de libertad, la frecuencia natural se define como:

$$w_n = \sqrt{\frac{k}{m}} \text{rad / s} \quad (\text{F.4})$$

Expresándola en hertzios o ciclos por segundo:

$$f_n = \frac{w_n}{2\pi} \text{Hz} \quad (\text{F.5})$$

En la solución obtenida, A y B son las constantes de integración, las cuales pueden ser obtenidas directamente a través de las condiciones de contorno del sistema:

$$A = \frac{\dot{u}(t=0)}{w_n} \quad (\text{F.6})$$

$$B = u(t=0) \quad (\text{F.7})$$

Con lo que la solución para los desplazamientos quedará:

$$u(t) = \frac{\dot{u}(0)}{w_n} \sin(w_n t) + u(0) \cos(w_n t) \quad (\text{F.8})$$

Un sistema más realista, no obstante, viene definido igualmente por el amortiguamiento que posee. En este sentido, hay tres tipos de amortiguamiento:

- Críticamente amortiguado, en cuyo caso el factor de amortiguamiento se define como $c_{cr} = 2\sqrt{km} = 2mw_n$
- Sobreamortiguado, para el que se tiene $c > c_{cr}$
- Subamortiguado, con $c < c_{cr}$. Este último caso es el más común dentro de los tipos de amortiguamiento, donde la solución toma la forma $u(t) = e^{-ct/2m}(A \sin w_d t + B \cos w_d t)$

A y B vuelven a ser las constantes de integración, mientras que w_d representa la frecuencia natural amortiguada del sistema:

$$w_d = w_n \sqrt{1 - \xi^2} \quad (\text{F.9})$$

El término ξ , se denomina ratio de amortiguamiento, y queda definido como:

$$\xi = \frac{c}{c_{cr}} \quad (\text{F.10})$$

La amplitud de la solución obtenida en un sistema amortiguado variará de un ciclo a otro como una función directa del amortiguamiento. Las vibraciones se disipan a una mayor velocidad cuanto más amortiguado se encuentre el sistema.

En la obtención de las características dinámicas del sistema no se suele incluir el amortiguamiento del mismo, ya que la solución apenas varía respecto a la que se tiene con amortiguamiento.

Se considera la respuesta del sistema ante la aplicación de una fuerza externa, amortiguada o no amortiguada. En este caso la ecuación del movimiento vendría definida por:

$$m\ddot{u}(t) + ku(t) = p(t) \quad (\text{F.11})$$

En el caso más simple en el que dicha fuerza fuera sinusoidal, la solución de la ecuación vendría dada por:

$$u(t) = A \sin(w_n t) + B \cos(w_n t) + \frac{p/k}{1 - w^2/w_n^2} \sin(wt) \quad (\text{F.12})$$

Donde A y B se obtienen de las condiciones iniciales nuevamente. El tercer término de la solución anterior es la solución estática del sistema, función de la carga aplicada y el ratio entre la frecuencia de la fuerza aplicada y la frecuencia natural del sistema.

Por otro lado, la deformada de una estructura vibrando a una frecuencia natural específica se denomina modo normal de vibración, de forma que cada modo de vibración se relaciona con una frecuencia natural y constituyen una característica básica del análisis de una estructura.

Tanto los modos de vibración como las frecuencias naturales dependerán de las características estructurales, masa y rigidez y de las condiciones de contorno. La obtención de dichos modos de vibración, así como de las frecuencias naturales del sistema, se realiza por medio de un problema de autovalores.

Los modos de vibración, por tanto, se obtendrán para sistemas de más de un grado de libertad, donde la masa y rigidez del sistema se expresan en forma matricial. La ecuación del movimiento en este caso vendrá dada por:

$$[M]\{\ddot{u}\} + [K]\{u\} = 0 \quad (\text{F.13})$$

Siendo $[M]$ la matriz de masa, $[K]$ la matriz de rigidez, $\{u\}$ el desplazamiento y $\{\ddot{u}\}$ la aceleración experimentada por el sistema. La solución a esta ecuación para vibración libre sin amortiguamiento será de forma armónica, puede asumirse armónica, de la forma:

$$\{u\} = \{\Phi\} \sin(wt) \quad (\text{F.14})$$

Donde $\{\phi\}$ es la matriz de autovectores o modos de vibración y w representa las frecuencias naturales del sistema.

Esta solución armónica indica además que todos los grados de libertad de la estructura se mueven de forma sincronizada, es decir, la configuración de la estructura no varía su forma durante el movimiento, solo su amplitud.

Si se sustituye dicha solución armónica en la ecuación del movimiento, se obtiene:

$$-w^2 [M]\{\Phi\} \sin(wt) + [K]\{\Phi\} \sin(wt) = 0 \quad (\text{F.15})$$

Que puede ser simplificada de la siguiente manera:

$$([K] - w^2 [M])\{\Phi\} = 0 \quad (\text{F.16})$$

Siendo este un problema de autovalores del tipo

$$[A - \lambda I]x = 0 \quad (\text{F.17})$$

Donde λ son los autovalores y x los autovectores, A es una matriz cuadrada e I la matriz identidad.

Para la ecuación del movimiento anterior expresada en términos de las matrices de masa y rigidez del sistema, hay dos posibles soluciones:

- 1) Si $\det([K] - w^2[M]) \neq 0$, se tendrá la solución trivial $\{\phi\} = 0$.
- 2) Si $\det([K] - w^2[M]) = 0$, se obtiene una solución no trivial para $\{\phi\}$, de tal suerte que se cumplirá $\det([K] - w^2[M]) = 0$ únicamente para ciertos valores de w^2 o equivalentemente λ , los cuales

representan los autovalores del sistema. Los autovectores asociados, serán los modos de vibración. Así, la ecuación anterior puede escribirse como:

$$([K] - w_i^2 [M]) \{\Phi_i\} = 0 \quad i = 1, 2, 3, \dots \quad (\text{F.18})$$

Cada autovalor y autovector define un modo de vibración libre del sistema. El autovalor λ_i se relaciona con la frecuencia natural w_i como sigue:

$$w_i = \sqrt{\lambda_i} \quad (\text{F.19})$$

$$f_i = \frac{w_i}{2\pi} \quad (\text{F.20})$$

7.7 Anexo G: posición del Sol en función del día del año

Dadas las coordenadas esféricas de un cuerpo celeste, respecto al sistema de referencia geocéntrico inercial, es posible obtener sus coordenadas cartesianas a partir de estas:

$$x = r \times \cos(AR) \times \cos(\delta) \quad (G.1)$$

$$y = r \times \sin(AR) \times \cos(\delta) \quad (G.2)$$

$$z = r \times \sin(\delta) \quad (G.3)$$

Donde AR es la ascensión recta y δ la declinación, mientras que r representa la distancia desde el centro de la Tierra hasta el cuerpo celeste en cuestión.

Igualmente, es posible realizar el paso contrario, esto es, conocidas las coordenadas cartesianas es posible obtener las coordenadas esféricas, invirtiendo las relaciones anteriores, mientras que la distancia al cuerpo, r , se calculará por medio de:

$$r = \sqrt{x^2 + y^2 + z^2} \quad (G.4)$$

Por otro lado, para determinar la posición del Sol en función del día del año, es necesario tener en cuenta la escala de tiempos, en este caso, se emplea la época J2000, definiendo los días a partir del calendario juliano. La siguiente fórmula permite obtener con exactitud el día juliano, a partir del año A , el mes M y el día D :

$$JD = 367A - \left\lfloor \frac{7A + 7 \left\lfloor \frac{M + 9}{12} \right\rfloor}{4} \right\rfloor + \left\lfloor \frac{275M}{9} \right\rfloor + D + 1721013.5 \quad (G.5)$$

Donde el símbolo $\lfloor \rfloor$ representa la parte entera del número en su interior.

El día del año d se obtendrá como $d = JD - 2451543.5$, teniendo en cuenta que el calendario juliano no considera años bisiestos.

Otros elementos necesarios para determinar las coordenadas esféricas del Sol son los elementos de su órbita, suponiendo que el Sol orbitara en torno a la Tierra en el sistema geocéntrico. Así, el semieje mayor será $a = 1AU$, donde AU significa unidades astronómicas y equivale a la distancia entre la Tierra y el Sol, el argumento de perigeo $w = 282.9404^\circ + 4.70935 \times 10^{-5} \times d$, excentricidad $e = 0.016709 - 1.151 \times 10^{-9} \times d$ y anomalía media, $M = 356.047^\circ + 0.9856002585^\circ \times d$, donde se han tenido en cuenta las perturbaciones que pueden ocasionar cambios en los elementos orbitales en función del día del año.

Por su parte, se define la oblicuidad de la eclíptica, siendo este el ángulo que forma el plano de la órbita solar respecto al plano del ecuador. Para la órbita solar, la oblicuidad cambia con el día del año según la relación:

$$obl_{ecl} = 23.4393^\circ - 3.563 \times 10^{-7} \times d \quad (G.6)$$

La longitud media del Sol será: $L = w + M$ y la anomalía excéntrica viene dada por:

$$E = M + \frac{180}{\pi} \times e \times \sin(M) \times (1 + e \times \cos(M)) \quad (G.7)$$

Con lo cual, las coordenadas correspondientes x e y se obtendrán:

$$x = \cos(E) - e \quad (G.8)$$

$$y = \sin(E) \times \sqrt{1 - e^2} \quad (G.9)$$

Conocida la posición es posible obtener la anomalía verdadera del Sol, y con ello su longitud dada por:

$$lon = w + \theta \quad (G.10)$$

Mediante la distancia r (previamente definida) y la longitud del Sol se obtienen sus coordenadas cartesianas:

$$x = r \times \cos(lon) \quad (G.11)$$

$$y = r \times \sin(lon) \quad (G.12)$$

La coordenada z se considera 0 ya que el Sol se mueve aproximadamente en el plano de la eclíptica. Una vez obtenidas las coordenadas cartesianas se emplean las relaciones (G.1),(G.2) para hallar la declinación y ascensión recta del Sol en función del día del año, y con ello, su posición.

7.8 Anexo H: ventanas de lanzamiento posibles entre abril y septiembre

7.8.1 Abril

Día	$AR_{Sol}(^{\circ})$	$\Omega(^{\circ})$	$\Omega_{max}(^{\circ})$	$\Omega_{min}(^{\circ})$	$t_{max}(h: min: s)$	$t_{min}(h: min: s)$	Eclipsado	Posible
1	11,5	101,5	126,5	76,5	16:02:45	12:43:18	No	✓
2	12,5	102,5	127,5	77,5	16:02:45	12:43:18	No	✓
3	13,4	103,4	128,4	78,4	16:02:45	12:43:18	No	✓
4	14,4	104,4	129,4	79,4	16:02:45	12:43:18	No	✓
5	15,4	105,4	130,4	80,4	16:02:45	12:43:18	No	✓
6	16,4	106,4	131,4	81,4	16:02:46	12:43:18	No	✓
7	17,4	107,4	132,4	82,4	16:02:44	12:43:18	No	✓
8	18,4	108,4	133,4	83,4	16:02:44	12:43:18	No	✓
9	19,3	109,3	134,3	84,3	16:02:43	12:43:18	No	✓
10	20,3	110,3	135,3	85,3	16:02:43	12:43:18	No	✓
11	21,3	111,3	136,3	86,3	16:02:42	12:43:18	No	✓
12	22,3	112,3	137,3	87,3	16:02:41	12:43:18	No	✓
13	23,4	113,4	138,4	88,4	16:03:03	12:43:18	No	✓
14	24,2	114,2	139,2	89,2	16:02:38	12:43:18	No	✓
15	25,2	115,2	140,2	90,2	16:02:36	12:43:18	No	✓
16	26,3	116,3	141,3	91,3	16:02:48	12:43:18	No	✓
17	27,2	117,2	142,2	92,2	16:02:33	12:43:18	No	✓
18	28,2	118,2	143,2	93,2	16:02:31	12:43:18	No	✓
19	29,1	119,1	144,1	94,1	16:02:29	12:43:18	No	✓
20	30,1	120,1	145,1	95,1	16:02:27	12:43:00	No	✓
21	31,1	121	146,1	96	16:02:25	12:42:57	No	✓
22	32,1	122	147,1	97	16:02:23	12:42:55	No	✓
23	33	123	148	98	16:02:20	12:42:53	No	✓
24	34	124	149	99	16:02:17	12:42:50	No	✓

Estudio de criterios de selección de un vehículo lanzador para un sistema espacial y su aplicación para una solución comercial elegida

Día	$AR_{Sol}(\circ)$	$\Omega(\circ)$	$\Omega_{max}(\circ)$	$\Omega_{min}(\circ)$	$t_{max}(h: min: s)$	$t_{min}(h: min: s)$	Eclipsado	Posible
25	35	125	150	100	16:02:15	12:42:47	No	✓
26	36	126	151	101	16:02:12	12:42:44	No	✓
27	37	127	152	101,9	16:02:09	12:42:41	No	✓
28	38	128	153	102,9	16:02:06	12:42:38	No	✓
29	39	129	154	103,9	16:02:02	12:42:43	Sí	✗
30	40	130	155	104,9	16:01:59	12:42:43	Sí	✗

Tabla H-1. Fechas de lanzamiento para el mes de abril.

7.8.2 Mayo

Día	$AR_{Sol}(\circ)$	$\Omega(\circ)$	$\Omega_{max}(\circ)$	$\Omega_{min}(\circ)$	$t_{max}(h: min: s)$	$t_{min}(h: min: s)$	Eclipsado	Posible
1	40,8	130,8	155,8	105,8	16:01:55	12:42:28	Sí	✗
2	41,8	131,8	156,8	106,8	16:01:52	12:42:25	Sí	✗
3	42,8	132,8	157,8	107,8	16:01:48	12:42:21	Sí	✗
4	43,7	133,7	158,7	108,7	16:01:44	12:42:17	Sí	✗
5	44,7	134,7	159,7	109,7	16:01:40	12:42:13	Sí	✗
6	45,7	135,7	161,7	111,7	16:05:36	12:46:08	Sí	✗
7	46,6	136,6	161,6	111,6	16:01:32	12:42:05	Sí	✗
8	47,6	137,6	162,6	112,6	16:01:28	12:42:00	Sí	✗
9	48,6	138,6	163,6	113,6	16:01:24	12:41:56	Sí	✗
10	49,5	139,5	164,5	114,5	16:01:19	12:41:51	Sí	✗
11	50,5	140,5	165,5	115,5	16:01:52	12:41:47	Sí	✗
12	51,5	141,5	166,5	116,5	16:01:10	12:41:42	Sí	✗
13	52,4	142,4	167,4	117,4	16:01:05	12:41:38	Sí	✗
14	53,4	143,4	168,4	118,4	16:01:00	12:41:33	Sí	✗
15	54,4	144,4	169,4	119,4	16:00:55	12:41:28	Sí	✗
16	55,3	145,3	170,3	120,3	16:00:49	12:41:23	Sí	✗
17	56,3	146,3	171,3	121,3	16:00:45	12:41:17	Sí	✗
18	57,3	147,3	172,3	122,3	16:00:39	12:41:12	Sí	✗

Día	$AR_{Sol} (^{\circ})$	$\Omega (^{\circ})$	$\Omega_{max} (^{\circ})$	$\Omega_{min} (^{\circ})$	$t_{max} (h: min: s)$	$t_{min} (h: min: s)$	Eclipsado	Posible
19	58,2	148,2	173,2	123,2	16:00:34	12:41:07	Sí	×
20	59,2	149,2	174,2	124,2	16:00:29	12:41:01	Sí	×
21	60,2	150,2	175,2	125,2	16:00:23	12:40:56	Sí	×
22	61,1	151,1	176,1	126,1	16:00:17	12:40:50	Sí	×
23	62,1	152,1	177,1	127	16:00:12	12:40:44	Sí	×
24	63	153	178	128	16:00:06	12:40:38	Sí	×
25	64	154	179	129	16:00:00	12:40:32	Sí	×
26	65	155	180	130	15:59:54	12:40:26	Sí	×
27	65,9	155,9	180,9	130,9	15:59:48	12:40:20	Sí	×
28	66,9	156,9	181,9	131,9	15:59:42	12:40:14	Sí	×
29	67,8	157,8	182,8	132,8	15:59:35	12:40:08	Sí	×
30	68,8	158,8	183,8	133,8	15:59:29	12:40:02	Sí	×
31	69,8	159,8	184,8	134,8	15:59:23	12:39:55	Sí	×

Tabla H-2. Fechas de lanzamiento para el mes de mayo.

7.8.3 Junio

Día	$AR_{Sol} (^{\circ})$	$\Omega (^{\circ})$	$\Omega_{max} (^{\circ})$	$\Omega_{min} (^{\circ})$	$t_{max} (h: min: s)$	$t_{min} (h: min: s)$	Eclipsado
1	70,7	160,7	185,7	135,7	15:59:16	12:39:49	Sí
2	71,7	161,7	186,7	136,7	15:59:10	12:39:42	Sí
3	72,6	162,6	187,6	137,6	15:59:03	12:39:36	Sí
4	73,6	163,6	188,6	138,6	15:58:56	12:39:29	Sí
5	74,5	164,5	189,5	139,5	15:58:50	12:39:22	Sí
6	75,5	165,5	190,5	140,5	15:58:43	12:39:15	Sí
7	76,5	166,5	191,5	141,5	15:58:36	12:39:08	Sí
8	77,4	167,4	192,4	142,4	15:58:29	12:39:02	Sí
9	78,4	168,4	193,4	143,4	15:58:58	12:38:55	Sí
10	79,3	169,3	194,3	144,3	15:58:15	12:38:48	Sí
11	80,3	170,3	195,3	145,3	15:58:08	12:38:40	Sí

Día	$AR_{Sol}(\circ)$	$\Omega(\circ)$	$\Omega_{max}(\circ)$	$\Omega_{min}(\circ)$	$t_{max}(h: min: s)$	$t_{min}(h: min: s)$	Eclipsado
12	81,2	171,2	196,2	146,2	15:58:01	12:38:33	Sí
13	82,2	172,2	197,2	147,2	15:57:54	12:38:26	Sí
14	83,2	173,2	198,2	148,2	15:57:46	12:38:19	Sí
15	84,1	174,1	199,1	149,1	15:57:39	12:38:12	Sí
16	85,1	175,1	200,1	150,1	15:57:32	12:38:04	Sí
17	86	176	201	151	15:57:24	12:37:57	Sí
18	87	177	202	152	15:57:17	12:37:50	Sí
19	87,9	177,9	202,9	152,9	15:57:10	12:37:42	Sí
20	88,9	178,9	203,9	153,9	15:57:02	12:37:35	Sí
21	89,8	179,8	204,8	154,8	15:56:55	12:37:27	Sí
22	90,8	180,8	205,8	155,8	15:56:47	12:37:20	Sí
23	91,7	181,7	206,7	156,7	15:56:40	12:37:12	Sí
24	92,7	182,7	207,7	157,7	15:56:32	12:37:05	Sí
25	93,7	183,7	208,7	158,7	15:56:24	12:36:57	Sí
26	94,6	184,6	209,6	159,6	15:56:17	12:36:49	Sí
27	95,6	185,6	210,6	160,6	15:56:09	12:36:42	Sí
28	96,5	186,5	211,5	161,5	15:56:02	12:36:34	Sí
29	97,5	187,5	212,5	162,5	15:55:54	12:36:26	Sí
30	98,4	188,4	213,4	163,4	15:55:46	12:36:19	Sí

Tabla H-3. Fechas de lanzamiento posibles para el mes de junio.

7.8.4 Julio

Día	$AR_{Sol}(\circ)$	$\Omega(\circ)$	$\Omega_{max}(\circ)$	$\Omega_{min}(\circ)$	$t_{max}(h: min: s)$	$t_{min}(h: min: s)$	Eclipsado	Posible
1	98,4	188,4	213,4	163,4	15:51:50	12:32:23	Sí	✗
2	99,4	189,4	214,4	164,4	15:51:43	12:32:32	Sí	✗
3	100,3	190,3	215,3	165,3	15:51:35	12:32:07	Sí	✗
4	101,3	191,3	216,3	166,3	15:51:27	12:33:00	Sí	✗
5	102,2	192,2	217,2	167,2	15:51:20	12:31:52	Sí	✗

Día	$AR_{Sol} (^{\circ})$	$\Omega (^{\circ})$	$\Omega_{max} (^{\circ})$	$\Omega_{min} (^{\circ})$	$t_{max} (h: min: s)$	$t_{min} (h: min: s)$	Eclipsado	Posible
6	103,2	193,2	218,2	168,2	15:51:12	12:31:44	Sí	✗
7	104,1	194,1	219,1	169,1	15:51:04	12:31:37	Sí	✗
8	105,1	195,1	220,1	170,1	15:50:56	12:31:29	Sí	✗
9	106	196	221	171	15:50:49	12:31:21	Sí	✗
10	107	197	222	172	15:50:41	12:31:13	Sí	✗
11	108	198	223	173	15:50:33	12:31:06	Sí	✗
12	109	198,9	223,9	173,9	15:50:26	12:30:58	Sí	✗
13	110	199,9	224,9	174,9	15:50:19	12:30:50	Sí	✗
14	110,8	200,8	225,8	175,8	15:50:10	12:30:43	Sí	✗
15	111,8	201,8	226,8	176,8	15:50:03	12:30:35	Sí	✗
16	112,7	202,7	227,7	177,7	15:49:55	12:30:27	Sí	✗
17	113,8	203,7	228,7	178,7	15:49:47	12:30:20	Sí	✗
18	114,6	204,6	229,6	179,6	15:49:40	12:30:12	Sí	✗
19	115,9	205,9	230,9	180,9	15:50:40	12:31:01	Sí	✗
20	116,5	206,5	231,5	181,5	15:49:25	12:29:57	Sí	✗
21	117,5	207,5	232,5	182,5	15:49:17	12:29:50	Sí	✗
22	118,5	208,5	233,5	183,5	15:49:10	12:29:42	Sí	✗
23	119,4	209,4	234,4	184,4	15:49:03	12:29:35	Sí	✗
24	120,4	210,4	235,4	185,4	15:48:55	12:29:27	Sí	✗
25	121,3	211,3	236,3	186,3	15:48:48	12:29:20	Sí	✗
26	122,3	212,3	237,3	187,3	15:48:40	12:29:13	Sí	✗
27	123,2	213,2	238,2	188,2	15:48:33	12:29:06	Sí	✗
28	124,2	214,2	239,2	189,2	15:48:26	12:29:58	Sí	✗
29	125,1	215,1	240,1	190,1	15:48:19	12:29:51	Sí	✗
30	126,1	216,1	241,1	191,1	15:48:11	12:29:44	Sí	✗
31	127	217	242	192	15:48:04	12:29:37	Sí	✗

Tabla H-4. Fechas de lanzamiento posibles para el mes de junio.

7.8.5 Agosto

Día	$AR_{Sol}(\circ)$	$\Omega(\circ)$	$\Omega_{max}(\circ)$	$\Omega_{min}(\circ)$	$t_{max}(h: min: s)$	$t_{min}(h: min: s)$	Eclipsado	Posible
1	128	218	243	193	15:47:57	12:28:30	Sí	✗
2	129	219	244	194	15:47:50	12:28:23	Sí	✗
3	130	219,9	244,9	194,9	15:47:43	12:28:16	Sí	✗
4	130,9	220,9	245,9	195,9	15:47:37	12:28:09	Sí	✗
5	131,8	221,8	246,8	196,8	15:47:30	12:28:02	Sí	✗
6	132,8	222,8	247,8	197,8	15:47:23	12:27:55	Sí	✗
7	133,7	223,7	248,7	198,7	15:47:16	12:27:49	Sí	✗
8	134,7	224,7	249,7	199,7	15:47:10	12:27:42	Sí	✗
9	135,7	225,7	250,7	200,7	15:47:03	12:27:28	Sí	✗
10	136,6	226,6	251,6	201,6	15:46:57	12:27:26	Sí	✗
11	137,9	227,6	252,6	202,6	15:46:57	12:27:23	Sí	✗
12	138,5	228,5	253,5	203,5	15:46:44	12:27:16	Sí	✗
13	139,5	229,5	254,5	204,5	15:46:38	12:27:10	No	✓
14	140,5	230,5	255,5	205,5	15:46:31	12:27:04	No	✓
15	141,4	231,4	256,4	206,4	15:46:25	12:26:58	No	✓
16	142,4	232,4	257,4	207,4	15:46:46	12:26:52	No	✓
17	143,3	233,3	258,3	208,3	15:46:13	12:26:46	No	✓
18	144,3	234,3	259,3	209,3	15:46:08	12:26:40	No	✓
19	145,3	235,3	260,3	210,3	15:46:02	12:26:34	No	✓
20	146,2	236,2	261,2	211,2	15:45:56	12:26:29	No	✓
21	147,2	237,2	262,2	212,2	15:45:51	12:26:23	No	✓
22	148,2	238,2	263,2	213,2	15:45:45	12:26:18	No	✓
23	149,1	239,1	264,1	214,1	15:45:40	12:26:12	No	✓
24	150,1	240,1	265,1	215,1	15:45:34	12:26:07	No	✓
25	151	241	266	216	15:45:29	12:26:02	No	✓
26	152	242	267	217	15:45:24	12:25:57	No	✓

Día	$AR_{Sol}(^{\circ})$	$\Omega(^{\circ})$	$\Omega_{max}(^{\circ})$	$\Omega_{min}(^{\circ})$	$t_{max}(h: min: s)$	$t_{min}(h: min: s)$	Eclipsado	Posible
27	153	243	268	218	15:45:19	12:25:52	No	✓
28	153,9	243,9	268,9	218,9	15:45:14	12:25:47	No	✓
29	154,9	244,9	269,9	219,9	15:45:09	12:25:42	No	✓
30	155,9	245,9	270,9	220,9	15:45:05	12:25:37	No	✓
31	156,8	246,8	271,8	221,8	15:46:00	12:25:32	No	✓

Tabla H-5. Fechas de lanzamiento posibles para el mes de agosto.

7.8.6 Septiembre

Día	$AR_{Sol}(^{\circ})$	$\Omega(^{\circ})$	$\Omega_{max}(^{\circ})$	$\Omega_{min}(^{\circ})$	$t_{max}(h: min: s)$	$t_{min}(h: min: s)$	Eclipsado	Posible
1	157,8	247,8	272,8	222,8	15:44:55	12:25:28	No	✓
2	158,8	248,8	273,8	223,8	15:44:51	12:25:24	No	✓
3	159,7	249,7	274,7	224,7	15:44:47	12:25:19	No	✓
4	160,7	250,7	275,7	225,7	15:44:43	12:25:15	No	✓
5	161,7	251,7	276,7	226,7	15:44:38	12:25:11	No	✓
6	162,6	252,6	277,6	227,6	15:44:35	12:25:07	No	✓
7	163,6	253,6	278,6	228,6	15:44:31	12:25:03	No	✓
8	164,6	254,6	279,6	229,6	15:44:27	12:25:00	No	✓
9	165,6	255,6	280,6	230,6	15:44:23	12:24:56	No	✓
10	166,5	256,5	281,5	231,5	15:44:20	12:24:52	No	✓
11	167,5	257,5	282,5	232,5	15:44:16	12:24:49	No	✓
12	168,5	258,5	283,5	233,5	15:44:13	12:24:46	No	✓
13	169,4	259,4	284,4	234,4	15:44:10	12:24:43	No	✓
14	170,4	260,4	285,4	235,4	15:44:07	12:24:40	No	✓
15	171,4	261,4	286,4	236,4	15:44:04	12:24:37	No	✓
16	172,4	262,4	287,4	237,4	15:44:01	12:24:34	No	✓
17	173,3	263,3	288,3	238,3	15:43:58	12:24:30	No	✓
18	174,3	264,3	289,3	239,3	15:43:56	12:24:29	No	✓
19	175,3	265,3	290,3	240,3	15:43:54	12:24:26	No	✓

Estudio de criterios de selección de un vehículo lanzador para un sistema espacial y su aplicación para una solución comercial elegida

20	176,3	266,3	291,3	241,3	15:43:52	12:24:24	No	✓
21	177,2	267,2	292,2	242,2	15:43:49	12:24:22	No	✓
22	178,2	268,2	293,2	243,2	15:39:53	12:20:26	No	✓
23	179,2	269,2	294,2	244,2	15:39:51	12:20:24	No	✓
24	180,2	270,2	295,2	245,2	15:39:49	12:20:22	No	✓
25	181,1	271,1	296,1	246,1	15:39:47	12:20:19	No	✓
26	181,1	271,1	296,1	246,1	15:39:47	12:16:20	No	✓
27	1823,1	1913,1	1938,1	1888,1	15:41:07	12:22:30	No	✓
28	184,1	274,1	299,1	249,1	15:39:44	12:20:16	No	✓
29	185,1	275,1	300,1	250,1	15:39:43	12:20:15	No	✓
30	186,1	276,1	301,1	251,1	15:39:42	12:20:14	No	✓

Tabla H-6. Fechas de lanzamiento posibles para el mes de septiembre.

8 REFERENCIAS

- [1] AAVV. *Space Mission Analysis and Design Third Edition*, Vol. 8. 3ª edición. Larson, W.J. and Wertz, J. R. (Eds). California. Space Technology Library, 1999.
- [2] Wijker, J. *Spacecraft Structures*. Primera edición. New York. Springer, 2008.
- [3] Prussing, J.E. and Conway, B.A. Rocket Dynamics. En: *Orbital Mechanics*. Segunda edición. New York. Oxford University Press. 2013, pp. 101-117.
- [4] Houghton, J.M. (2011). Spacecraft Structures. En: *Spacecraft Systems Engineering*, P. Foterscue, J. Stark and G. Swinerd (Eds.), Chichester, pp. 241-284.
- [6] Abbasi. N. Final Project Design MAE 146. [Internet], 2003. Disponible en http://12000.org/my_notes/LEO_GEO_design/final_report.htm#_Toc42628037
- [7] *Ariane 5 User's Manual*. Arianespace, Inc., 2011.
- [8] Antares OSP-3 User's Guide. Orbital Sciences Corporation, 2013.
- [9] Atlas V Launch Services User's Guide. United Launch Alliance. Lockheed Martin Commercial Launch Services, 2010.
- [10] Delta II Payload Planner's Guide. United Launch Alliance, 2006.
- [11] Delta IV Launch Services User's Guide. United Launch Alliance, 2013.
- [12] Dnepr's User Guide. ISC Kosmotras, 2001.
- [13] Falcon 9 Launch Vehicle Payload User's Guide. Space X, 2015
- [14] H-II A User's Manual. MHI Launch Services, 2015.
- [15] Minotaur User's Guide. Orbital Sciences Corporation, 2002.
- [16] Minotaur I User's Guide. Orbital Sciences Corporation, 2015.
- [17] Pegasus User's Guide. Orbital ATK, 2015.
- [18] Proton Launch System Mission Planner's Guide. International Launch Services, 2009.
- [19] Soyuz User's Manual. Arianespace, Inc., 2012.
- [20] Start-1. User's Handbook Volume I: Spacecraft & Launch Vehicle Interfaces, 2002.
- [21] Rockot User's Guide. Eurockot Launch Services GmbH, 2011.
- [22] Vega User's Manual. Arianespace, Inc., 2014.
- [23] Sea Launch User's Guide. Boeing Commercial Space Company, 1996.
- [24] European Cooperation for Space Standardization. ESA-ESTEC. Space Engineering. *Space environment*. Requeriments and Standards Division. Noordwijk, 2008.
- [25] Federal Aviation Administration (FAA) *Commercial Space Transportation. 2014 Year in Review*. Washington DC, 2014.
- [26] Federal Aviation Administration (FAA). *Selecting a Launch Vehicle: What Factors Do Commercial Satellite Costumers Consider?* Second Quarter 2001. Quarterly Report Topic. Federal Aviation Administration (FAA), 2001.

- [27] Thomas G.B. Cálculo: varias variables. 12ª edición. Naucalpan de Juárez. Pearson, 2010
- [28] National Aeronautics and Space Administration (NASA). Delta II Launch Weather Criteria. NASA Facts. Kennedy Space Center (Florida).
- [29] David N. Burghes. Optimum Staging of Multistage Rockets, *International Journal of Mathematical Education in Science and Technology*, 5:1, 3-10, DOI: 10.1080/0020739740050101, 1974.
- [30] Schiazzano R. A. Gestión de proyectos: procedimientos de selección - Matriz de decisión. Aplicación a selección de ideas en proyecto de máquinas. Facultad de Ingeniería. Universidad de Buenos Aires. Buenos Aires, 2007
- [31] Koelle D. E., Janovsky R. Development and transportation costs of space launch systems. DGLR/CEAS European Air and Space Conference 2007, 2007.
- [32] Watson M. D., Neeley J., Blackburn R. Launch Vehicle Production and Operations Cost Metrics. Space Launch System. NASA.
- [33] Observational Astronomy. Formula for Greenwich Sidereal Time. University of Maryland.
- [34] MSC Software Corporation. Dynamic Analysis User's Guide. MSC Nastran, 2014.
- [35] LM-3A Series Launch Vehicle User's Manual. China Great Wall Industry Corporation, 2011.
- [36] S. Isakowitz, J. Hopkins, J. Hopkins Jr. International reference guide to space launch system. 4ª edición, 2004.
- [37] Vázquez R. Mecánica Orbital y Vehículos Espaciales. Escuela Técnica Superior de Ingeniería. Universidad de Sevilla, 2015.