



UNIVERSITAT
POLITÈCNICA
DE VALÈNCIA



Escuela Técnica Superior de Ingeniería del Diseño

UNIVERSIDAD POLITÉCNICA DE VALENCIA
ESCUELA TÉCNICA SUPERIOR DE INGENIERÍA DEL DISEÑO

TRABAJO FIN DE GRADO

Análisis de viabilidad de sistemas de recuperación de primeras etapas de vehículos lanzadores: Diseño conceptual del vehículo recuperador.

Autor:

Virtudes de Gregorio Roig

Tutor:

Luis Miguel García-Cuevas González

Cotutor:

Pedro Manuel Quintero Igeño

GRADO EN INGENIERÍA AEROESPACIAL

Especialidad de aeronaves

Valencia, Julio de 2017

Agradecimientos

A todos los buenos profesores que he tenido a lo largo de mi vida, en especial a mis tutores, Luismi y Pedro, por todo lo que me han enseñado y el tiempo que generosamente han invertido en ello.

A mi familia, por respaldarme en todo lo que hago.

A Paula, por su inestimable ayuda.

Índice de contenidos

I Memoria	13
1. Resumen	15
2. Motivación y objetivos	16
3. Antecedentes	18
4. Caracterización de la misión	24
4.1. Concepto de misión	24
4.2. Elementos de la misión	24
4.2.1. Vehículo lanzador	24
4.2.2. Motor Vulcain 2	26
4.2.3. Segmento espacial	27
4.3. Perfil de misión típica	30
4.3.1. Lanzamiento	30
4.3.2. Separación	32
4.3.3. Reentrada	33
5. Modelado de la trayectoria de reentrada	35
5.1. Sistemas de referencia	36
5.1.1. Sistema de referencia inercial terrestre	36
5.1.2. Sistema de referencia terrestre fijo	36
5.1.3. Sistema de referencia ejes viento	37
5.1.4. Sistema de referencia ejes cuerpo	37
5.2. Ecuaciones de gobierno	37
5.2.1. Modelado en ejes cuerpo	37
5.2.2. Modelado en ejes viento	39
5.2.3. Aerodinámica lineal	40
6. Modelo aerodinámico	44
7. Modelo atmosférico	47
8. Modelo gravitatorio	53
9. Diseño del vehículo recuperador	54
9.1. Criterios de diseño	54
9.1.1. Criterios aerotermodinámicos	54
9.1.2. Criterios de estabilidad	58
9.2. Dimensionamiento preliminar	65
9.2.1. Fuselaje	66
9.2.2. Ala	67
9.2.3. Estabilizador vertical	67
9.2.4. Sistema de protección térmico	67
9.2.5. Tren de aterrizaje	68
9.2.6. Subsistemas	68

9.3. Diseño del fuselaje	69
9.4. Diseño del ala y superficies aerodinámicas.	76
10. Caracterización del vehículo recuperador	84
10.1. Parámetros geométricos relevantes	84
10.2. Desglose de masas y centrado	85
10.3. Resultados aerodinámicos	86
11. Evaluación de la misión	89
11.1. Impacto de la misión de recuperación en la capacidad de inyección del lanzador .	89
11.2. Desempeño del vehículo recuperador	93
12. Cálculo CFD	100
12.1. Solver	100
12.2. Modelos físicos	100
12.2.1. Modelo espacial y temporal	100
12.2.2. Material	100
12.3. Modelo de capa límite	100
12.3.1. Modelo de turbulencia	102
12.4. Mallado	103
12.4.1. Modelos de malla	103
12.4.2. Trimmer	103
12.4.3. Prism layer mesher	103
12.4.4. Surface remesher	103
12.4.5. Extruder	103
12.4.6. Estructura de la malla	103
12.4.7. Estudio de independencia de malla	105
12.4.8. Calidad de la malla	105
12.5. Dominio y condiciones de contorno	107
12.6. Criterios de convergencia	108
13. Conclusiones y trabajos futuros	109
13.1. Conclusiones del estudio aerodinámico	109
13.2. Conclusiones del estudio de la trayectoria de reentrada	109
13.3. Viabilidad de la misión	110
13.4. Trabajos futuros	111
Referencias	113
II Pliego de condiciones	117
14. Condiciones generales	119
15. Condiciones del puesto laboral	119
16. Condiciones del puesto de trabajo	119
16.1. Medidas de emergencia	119
16.2. Medidas de protección contra incendios	119
16.3. Instalación eléctrica	119

16.4. Condiciones termohigrométricas	120
16.5. Iluminación	120
16.6. Ergonomía	121
16.7. Ruido	122
17. Condiciones de Hardware	122
18. Condiciones de Software	122
III Presupuesto	123
19. Introducción	125
20. Relación de actividades	125
21. Recursos requeridos	125
21.1. Recursos humanos	125
21.2. Recursos materiales	126
22. Presupuestos parciales	126
22.1. Presupuesto Actividad 1	126
22.2. Presupuesto Actividad 2	126
22.3. Presupuesto Actividad 3	127
22.4. Presupuesto Actividad 4	127
22.5. Presupuesto Actividad 5	127
22.6. Presupuesto Actividad 6	127
22.7. Presupuesto actividades de asesoramiento y consultoría	128
23. Presupuesto total	128
Apéndice A	129

Índice de figuras

1.	Ejemplo de RV-W: X-33 (Arte computacional de Jhon Fassanito & Associates)	18
2.	Pasillo de reentrada del transbordador espacial (STS). Fuente:[13].	19
3.	Resultados aerodinámicos del Hermes, ESA. Fuente:[28].	20
4.	Vehículo Hermes, ESA.	20
5.	Cápsula VIKING 1, ESA.	21
6.	Evolución de la altitud durante la trayectoria de reentrada de la cápsula Apollo. Fuente: [13].	22
7.	Representación 3D de la cápsula SOYUZ. Fuente: [28]	22
8.	Datos de eficiencia aerodinámica de la cápsula SOYUZ. Fuente: [28]	23
9.	Representación 3D de un ejemplo de bicono. Fuente:[28]	23
10.	Esquema de los elementos que conforman el Ariane 5 ES (a) y Ariane 5 ECA (b). Fuente: [4]	25
11.	Esquema de la secuencia de inyección GTO del Ariane 5 ECA.	28
12.	Traza de la trayectoria del A5 ECA para una misión GTO.	28
13.	Traza de la trayectoria del A5 ES para una misión ATV.	29
14.	Órbitas MEO de la red Galileo.	30
15.	Evolución lanzamiento Ariane 5 ECA.	31
16.	Trajectory seguida por la EPC tras la separación.	33
17.	Perfil típico de la evolución del ángulo de ataque con la velocidad durante la reentrada del STS. Fuente: [18]	34
18.	Definición sistemas de referencia. Fuente: [9]	36
19.	Definición de la orientación del vehículo.Fuente: [9]	39
20.	Definición de la posición del vehículo recuperador.Fuente: [9]	40
21.	Evolución de la temperatura con la altitud geométrica.	49
22.	Evolución de la presión con la altitud geométrica.	50
23.	Evolución de la densidad con la altitud geométrica.	51
24.	Evolución de la velocidad del sonido con la altitud geométrica.	51
25.	Evolución de la viscosidad con la altitud geométrica.	52
26.	Onda de choque en un cuerpo esbelto (izquierda) y en un cuerpo romo (derecha).	55
27.	Torbellinos de borde de ataque en un ala con flecha. Fuente: Werlé, H., ONERA.	57
28.	Modelos de fuselaje estudiados	70
29.	Distribución del coeficiente de presión para $\alpha = 5$, $M=2.034$.	72
30.	Distribución del coeficiente de presión para $\alpha = 10$, $M=0.76$.	73
31.	Evolución Coeficientes aerodinámicos con el ángulo de ataque	74
32.	Curvas de Eficiencia Aerodinámica.	75
33.	Perfil alar seleccionado (NASA SC(2)-0714).	77
34.	Curva de sustentación perfil NASA SC(2)-0714. $Re=1,000,000$.	77
35.	Curva polar perfil NASA SC(2)-0714. $Re=1,000,000$.	77
36.	Derivadas aerodinámicas lateral-direccionales en función de los parámetros geométricos de los estabilizadores verticales.	82
37.	Coeficiente volumétrico del estabilizador vertical en función de sus parámetros geométricos.	83
38.	Modelo del vehículo recuperador.	84
39.	Vehículo recuperador integrado en el Ariane 5 (1).	85
40.	Distribución másica del motor Vulcain 2 [25]	86
41.	Resultados aerodinámicos del vehículo recuperador	87

42.	Distribución del coeficiente de presión del vehículo recuperador para $M=0.76$, $\alpha=10^\circ$ en extradós (derecha) e intradós (izquierda).	88
43.	Vehículo recuperador integrado en el lanzador Ariane 5 (2).	89
44.	Estimación de la capacidad de inyección del A5 con y sin el vehículo recuperador (+VR).	91
45.	Estimación de la penalización en la masa de carga de pago en función de la masa del vehículo recuperador.	92
46.	Resultados de la trayectoria del vehículo recuperador para diferentes valores de ángulo de ataque constante.	94
47.	Evolución el número de Knudsen para diferentes valores de ángulo de ataque constante.	95
48.	Resultados de la trayectoria del vehículo recuperador para diferentes leyes $\alpha(M)$	96
49.	Resultados de la trayectoria para diferentes conceptos de vehículo de reentrada.	98
50.	Evolución del flujo de calor instantáneo (a) y presión dinámica (b) para diferentes conceptos de vehículo de reentrada.	99
51.	Esquema división de la capa límite.	101
52.	Detalle de la malla empleada para $M=1.5$ $\alpha=0$ (izquierda) y $M=3$ $\alpha = 8$	104
53.	Detalle del remallado de las ondas de choque para $M=1.5$ $\alpha=0$ (izquierda) y $M=3$ $\alpha = 8$	104
54.	Resultados estudio de independencia de malla. (N^0 de celdas en escala logarítmica)	105
55.	Condiciones de contorno sobre las superficies del volumen de control.	108

Índice de tablas

1.	Parámetros típicos de actuación del Vulcain 2.	27
2.	Secuencia de lanzamiento típica del Ariane 5 ECA (misión GTO).	31
3.	Secuencia de lanzamiento típica del Ariane 5 ES (misión Galileo MEO).	32
4.	Secuencia de lanzamiento típica del Ariane 5 ES (misión ATV).	32
5.	Constantes y valores de referencia Modelo ICAO.	47
6.	Gradiente térmico vertical.	48
7.	Coefficientes ecuación presión Ec.(66)	49
8.	Coefficientes ecuación densidad E.(68)	50
9.	Condiciones de vuelo estudiadas. ($P_{ref} = 101325PA$)	71
10.	Parámetros geométricos del vehículo recuperador	84
11.	Desglose de masas	85
12.	Capacidad de inyección del Ariane 5.	89
13.	Parámetros de de inyección del Ariane 5.	91
14.	Parámetros de la malla	107
15.	Presupuesto parcial de la Actividad 1.	126
16.	Presupuesto parcial de la Actividad 2.	126
17.	Presupuesto parcial de la Actividad 3.	127
18.	Presupuesto parcial de la Actividad 4.	127
19.	Presupuesto parcial de la Actividad 5.	127
20.	Presupuesto parcial de la Actividad 6.	127
21.	Presupuesto parcial de la Actividad 6.	128
22.	Presupuesto total.	128

Abreviaturas, acrónimos y siglas

A5: Ariane 5.

ATV: Vehículo de transferencia automatizado (Automatic Transfer Vehicle).

CC: Condiciones de contorno.

CFD: Mecánica de fluidos computacional (Computational Fluid Dynamics).

CSG: Centro espacial de la Guayana (Centre Spatial Guyanais).

EPC: Etapa principal criogénica.

FAI: Federación Aeronáutica Internacional.

GTO: Órbita de transferencia geoestacionaria (Geostationary transfer orbit).

HASA: Hypersonic Aerospace Sizing Analysis.

ICAO: International Civil Aviation Organization.

ISS: Estación Espacial Internacional (International Space Station).

IXV: Intermediate eXperimental Vehicle .

LEO: Órbita terrestre baja (Low Earth orbit).

MEO: Órbita terrestre intermedia (Medium Earth orbit).

NASA: National Aeronautical and Space Agency.

OBC: Ordenador a bordo (On Board Computer).

RV-W: Vehículo de reentrada con alas (Winged Reentry Vehicle).

RV-NW: Vehículo de reentrada sin alas (Winged Reentry Vehicle).

SAS: Sistema de aumento de estabilidad. (Stability Augmentation System).

Símbolos

b	(m)	Envergadura
c	(m)	Cuerda
C_D	(-)	Coefficiente adimensional de resistencia
C_f	(-)	Coefficiente de fricción
C_l	(-)	Coefficiente adimensional de momento de alabeo
C_L	(-)	Coefficiente adimensional de sustentación
C_l	(-)	Coefficiente adimensional de momento de cabeceo
C_N	(-)	Coefficiente adimensional de momento de guiñada
D	(N)	Fuerza de resistencia
g	(m/s ²)	Aceleración de la gravedad
I	(kgm ²)	Momento de inercia
I_{sp}	(s)	Impulso específico
Kn	(-)	Número de Knudsen
L	(N · m)	Momento de alabeo
L	(N)	Fuerza de sustentación
m	(kg)	Masa
M	(N · m)	Momento de cabeceo
M	(-)	Número de Mach
N	(N · m)	Momento de guiñada
p, q, r	(rad/s)	Velocidades angulares de alabeo, cabeceo y guiñada
P	(Pa)	Presión
q	(Pa)	Pesión dinámica
\dot{q}	W/cm ²	Flujo de calor instantáneo
R_n	(-)	Radio del morro del vehículo
Re	(-)	Número de Reynolds
S	(m)	Superficie
u	(m/s)	Componente de la velocidad en la dirección X_V
v	(m/s)	Componente de la velocidad en la dirección Y_V
w	(m/s)	Componente de la velocidad en la dirección Z_V
X_A	(N)	Fuerza aerodinámica en el eje X_V
Y_A	(N)	Fuerza aerodinámica en el eje Y_V
z	(m)	Altitud geométrica
Z_A	(N)	Fuerza aerodinámica en el eje Z_V
α	(rad)	Ángulo de ataque
β	(rad)	Ángulo de derrape
μ	(Ns/m ²)	Viscosidad dinámica
μ	(m ³ kg/s ²)	Constante de gravitación terrestre
θ, ϕ, ψ	(rad)	Ángulos de Euler
ρ	(kg/m ³)	Densidad
ω_T	(rad/s)	Velocidad angular de rotación de la Tierra

Parte I

Memoria

1. Resumen

La necesidad de reducir los costes asociados a las misiones de lanzamientos espaciales ha hecho que se ponga interés en implementar estrategias que permitan el mejor aprovechamiento de los recursos disponibles, entre las que se encuentra la idea de recuperar y reutilizar elementos de los vehículos lanzadores que a día de hoy son desechados.

En este proyecto se ha estudiado la viabilidad de recuperar el motor de la primera etapa de un vehículo lanzador, tomándose como referencia el Ariane 5. Este estudio se ha basado en el diseño conceptual de un vehículo recuperador a partir de una serie de criterios asociados a las características de un perfil de misión previamente definido. Esta misión comienza con la separación del vehículo recuperador y consiste en llevar a cabo una reentrada atmosférica seguida de un planeo con el objetivo de alcanzar el punto de aterrizaje al mismo tiempo que se reduce la velocidad para asegurar una toma de tierra segura.

El modelo del vehículo recuperador ha permitido establecer unos valores de referencia en cuanto al dimensionamiento y comportamiento aerodinámico, a partir de los cuales se ha llevado a cabo una primera evaluación de la misión de recuperación. Esta evaluación ha consistido en el estudio de la trayectoria de reentrada llevada a cabo por el vehículo. Además, se han comparado los resultados con los correspondientes a otros conceptos de vehículo de reentrada atmosférica, prestando interés a parámetros sobre los que es habitual imponer restricciones, como son el flujo de calor instantáneo y presión dinámica máxima.

Para modelar el comportamiento aerodinámico del vehículo se han realizado cálculos CFD en condiciones correspondientes a los regímenes supersónico y subsónico, y se han establecido estrategias para estimar el comportamiento aerodinámico en condiciones de mayor dificultad, como son el flujo molecular libre y el régimen hipersónico.

Por otro lado, a partir del dimensionamiento del vehículo recuperador, también se ha estimado el impacto de la misión de recuperación en la capacidad de inyección del vehículo lanzador.

A partir de los resultados obtenidos se han extraído una serie de conclusiones acerca de los requisitos que deben darse para la viabilidad de la misión y lo que cabe esperar de la actuación del vehículo recuperador.

Por último, se han presentado una serie de propuestas para trabajos futuros que comprendan el estudio de aquellas cuestiones que se consideran imprescindibles para progresar en el análisis de este tipo de misiones.

2. Motivación y objetivos

La investigación es la única forma de avanzar en el desarrollo tecnológico, ampliar nuestra comprensión del mundo que nos rodea y con ello perseguir una mejora global en la calidad de vida mediante métodos sostenibles. Esta búsqueda de nuevas alternativas y mejoras ha de necesariamente venir acompañada de una inversión económica a largo plazo que posibilite el desarrollo de la actividad en cada una de sus fases. Es debido a esto, que resulta imprescindible analizar la viabilidad de los proyectos y líneas de investigación para optimizar los recursos disponibles.

El objetivo de este trabajo es analizar la viabilidad de una misión de recuperación del motor de la primera etapa de la familia de lanzadores Ariane 5. El interés en realizar este análisis reside en la posibilidad de reutilizar dicho motor, lo cual podría suponer un ahorro sustancial de los costes asociados a las misiones de lanzamiento.

El desarrollo del motor de la primera etapa, el Vulcain, y su sucesor, el Vulcain 2, supuso un cuarto de la inversión total llevada a cabo en el programa Ariane y su coste de producción, aunque no existen cifras oficiales, se estima de alrededor de 50 millones. Debido a que las misiones de lanzamiento actuales no contemplan la recuperación de las fases tras su separación, este coste debe amortizarse en un único lanzamiento, lo que resulta en un elevado precio por kilogramo de carga de pago inyectado.

Es importante subrayar que el objetivo de este trabajo no es un análisis de costes que permita establecer la rentabilidad económica de la misión. Nos situamos en un estadio previo, en el que se trata de determinar si los requerimientos de la misión de recuperación se pueden afrontar desde un punto de vista técnico. Evidentemente la misión estudiada carece de sentido si no supone un beneficio económico, no obstante, antes de determinar si resulta rentable es necesario precisar si es realizable.

Este trabajo pretende ser una primera evaluación de la misión, que permita disponer si resulta viable, y de ser así identificar los requerimientos críticos y los métodos para alcanzarlos. Para ello, los objetivos de este proyecto son:

- Definir las fases y elementos de la misión de recuperación del motor de la primera etapa del Ariane 5.
- Definir una serie de criterios para llevar a cabo un primer diseño conceptual del vehículo recuperador.
- Definir un modelo de la trayectoria, atmosférico y gravitatorio que permitan estudiar la trayectoria del vehículo recuperador a partir de su separación.
- Diseñar un prototipo del vehículo recuperador que permita llevar a cabo un dimensionamiento preliminar y un estudio aerodinámico mediante cálculo CFD.
- Estudiar el comportamiento aerodinámico del vehículo recuperador y definir un modelo para llevar a cabo el estudio de la trayectoria de reentrada.
- Estudiar el impacto que supone la misión de recuperación en la capacidad de inyección del vehículo lanzador.
- Evaluar la actuación del vehículo recuperador para diferentes leyes de evolución del ángulo de ataque.

- Evaluar si el concepto de vehículo seleccionado es capaz de satisfacer los requerimientos de la misión de recuperación.
- Establecer en base a los resultados los requisitos para la viabilidad de la misión estudiada.
- Proponer en base a los resultados una serie de trabajos futuros que permitan progresar en el análisis de la misión.

3. Antecedentes

Aunque el tipo de misión estudiada en este trabajo no se ha llevado nunca a cabo, son muchos los antecedentes en lo que respecta al diseño de operaciones de reentrada atmosférica. Muchas de ellas nunca han llegado a realizarse a pesar de los ensayos y estudios efectuados, mientras que otras, como el programa Shenzhou, acumulan más de una decena de misiones.

Las maniobras de reentrada son esencialmente una operación de frenado desde velocidades orbitales hasta una velocidad que permita un aterrizaje seguro. Se pueden distinguir dos tipos principales de reentradas: aquellas en las que se lleva a cabo una trayectoria balística pura o con valores reducidos de sustentación y aquellas que incluyen vuelo de planeo.

A estos dos tipos de misiones se asocian dos clases de vehículos con una diferencial fundamental en el diseño, y es que los vehículos correspondientes al segundo tipo de reentrada suelen contar con alas mientras que los del primero no. Por ello, es habitual referirse a ellos respectivamente como *Winged Reentry Vehicles* (RV-W) y *Non-winged Reentry Vehicles* (RV-NW).

Los RV-W llevan a cabo reentradas que buscan, además del frenado, maximizar el alcance. Este tipo de vehículos suelen estar diseñados para su reutilización, por lo que es imprescindible un control sobre la trayectoria que permita limitar cargas térmicas y mecánicas que dañen la estructura. El resultado de estas limitaciones es el denominado pasillo de reentrada, que representa la región donde se dan condiciones de vuelo aceptables. En la Figura 2 se muestra como ejemplo el pasillo de reentrada del transbordador espacial (STS).



Figura 1: Ejemplo de RV-W: X-33 (Arte computacional de Jhon Fassanito & Associates)

La reentrada llevada a cabo por un RV-W puede ser directa o mediante la denominada *skip trajectory*.

La evasión de entrada o *skip trajectory* es una estrategia de reentrada en la que el vehículo lleva a cabo “rebotes” en las capas altas de la atmósfera. Este fenómeno se da cuando, al descender rápidamente el vehículo, se produce un considerable aumento de la densidad que tiene como consecuencia un fuerte incremento de la sustentación. Debido a este incremento la pendiente de

la trayectoria pasa a ser positiva durante un cierto tiempo, con lo que el vehículo sale despedido de nuevo hacia capas más altas. Este fenómeno puede darse varias veces durante la trayectoria y es importante controlarlo de forma precisa para que las cargas sobre el vehículo no sean excesivas. La principal ventaja de este tipo de trayectoria es un aumento en el rango al mismo tiempo que se consigue un frenado aerodinámico menos brusco y en capas más altas de la atmósfera.

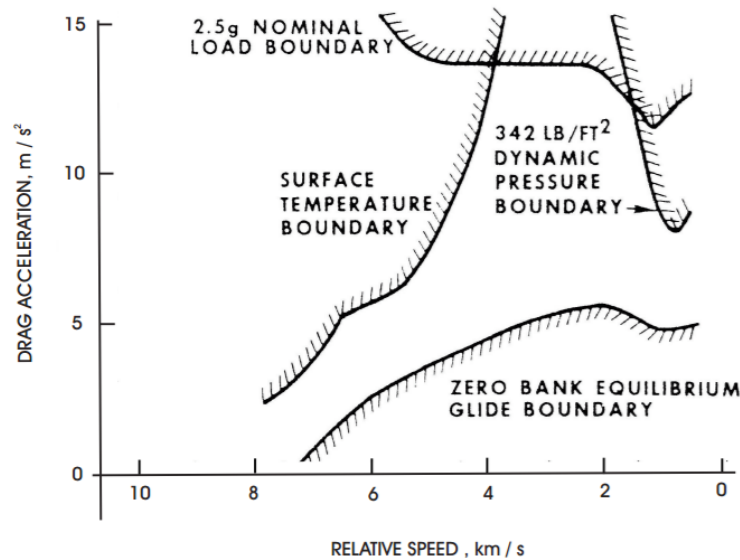


Figura 2: Pasillo de reentrada del transbordador espacial (STS).

Fuente:[13].

Por otro lado, la reentrada directa se realiza evitando que se produzca el fenómeno de evasión, para ello es necesario prevenir que se de la condición $\gamma > 0$ durante la trayectoria de descenso. Esto se puede llevar a cabo controlando el ángulo de ataque o el de asiento lateral del vehículo, información más detallada sobre como efectuar este tipo de control se puede encontrar en [9]

Proyecto Hermes

Un ejemplo representativo de RV-W es el proyecto Hermes. Este vehículo reutilizable estaba concebido para ascender a una órbita LEO montado sobre el lanzador Ariane 5 con el objetivo de transportar a un total de 3 astronautas y una carga de pago de 4,500 kg. Una vez transcurridos de 30 a 90 días de misión en órbita, el vehículo volvía a la Tierra. El Hermes contaba con un ala con 74° de flecha y dos estabilizadores verticales en las puntas de esta. Las superficies de control las completaban los elevones, situados en borde de salida del ala.

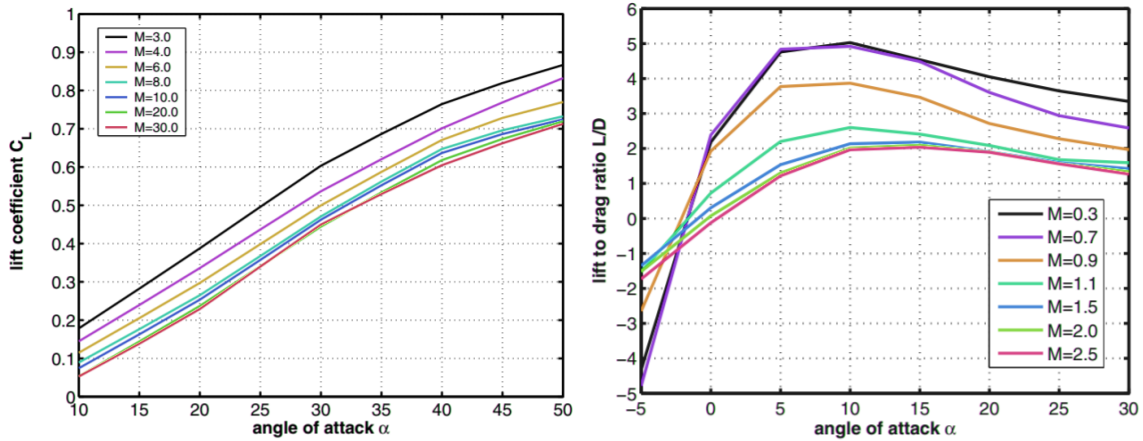


Figura 3: Resultados aerodinámicos del Hermes, ESA.
Fuente:[28].

Algunos datos aerodinámicos interesantes se muestran en la Figura 3, más datos sobre este u otros vehículos de reentrada puede consultarse [28]. Respecto al coeficiente de sustentación, destaca la tendencia lineal hasta elevados ángulos de ataque y el incremento de la pendiente de la curva de sustentación para el régimen hipersónico alrededor de $\alpha = 20$. De acuerdo a [28] esto último podría deberse a la formación de vórtices de punta de ala. En cuanto a la eficiencia aerodinámica, como es de esperar se alcanzan valores más elevados conforme disminuye el número de Mach, al mismo tiempo que disminuye el ángulo de ataque al que se da el valor máximo.



Figura 4: Vehículo Hermes, ESA.

Por otro lado, los RV-NW se suelen emplear en misiones cuyo objetivo es únicamente el frenado atmosférico para permitir un aterrizaje controlado. Estos vehículos son principalmente cápsulas no reutilizables, por lo que las restricciones de vuelo son menos severas.

La principal ventaja de los RV-NW es la sencillez de su diseño en comparación con un RV-W, al no perseguirse valores elevados de eficiencia aerodinámica y capacidad de maniobrabilidad. Su principal desventaja es el reducido valor del máximo rango alcanzable.



Figura 5: Cápsula VIKING 1, ESA.

El tipo de reentrada llevada a cabo por estos vehículos es una trayectoria balística o semi-balística. En estas trayectorias la sustentación y la fuerza lateral son pequeñas en comparación con la resistencia aerodinámica por lo que se produce una gran disipación de energía en un tiempo muy reducido con la consecuencia de elevadas cargas térmicas y mecánicas sobre el vehículo.

Un parámetro importante de diseño para este tipo de vehículos es el coeficiente balístico, E_c (1), cuanto menor es su valor más le lleva al vehículo decelerarse hasta una cierta velocidad, menores son las cargas térmicas aunque se sostienen durante más tiempo, y también menor es el valor de rango que es capaz de lograr.

$$\beta = \frac{m}{C_D A} \quad (1)$$

donde:

m es la masa del vehículo.

C_D es el coeficiente de resistencia del vehículo.

A es el área de la sección transversal.

En la práctica es difícil que se den trayectorias balísticas puras sin sustentación. Incluso en el caso de cápsulas axisimétricas, es una práctica habitual tratar de controlar el ángulo de ataque de forma que se logre aumentar el rango del vehículo y se produzca una deceleración más controlada. Cuando se da esta circunstancia es común encontrarse con fenómenos de evasión de entrada o *skip trajectory*. En la Figura 6 se muestra la evolución de la altitud durante la reentrada de la cápsula Apollo calculada para diferentes valores de iniciales de pendiente de la trayectoria γ , en ella se puede observar precisamente el fenómeno de *skip trajectory* más pronunciado cuanto menor es el valor de la pendiente inicial.

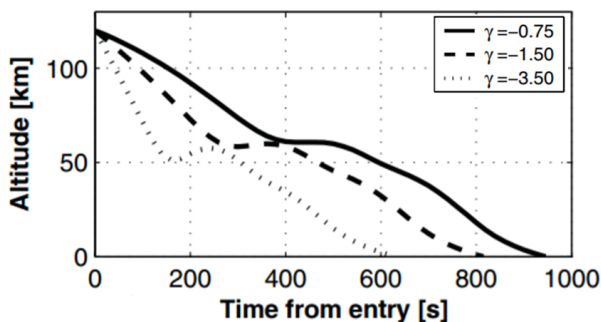


Figura 6: Evolución de la altitud durante la trayectoria de reentrada de la cápsula Apollo. Fuente: [13].

SOYUZ

Uno de los ejemplos más estudiados en lo que respecta a capsulas de reentrada es la SOYUZ, vehículo que tiene actualmente la misión de transportar de vuelta a la Tierra a la tripulación de la ISS. La cápsula SOYUZ consiste en una parte delantera esférica y una parte trasera en forma de cono romo, Figura 8.

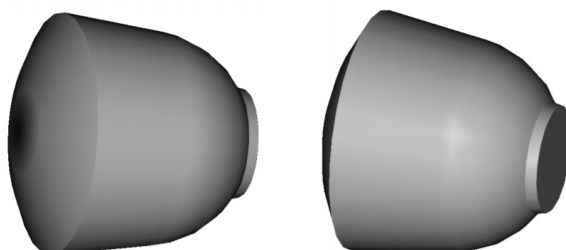


Figura 7: Representación 3D de la cápsula SOYUZ. Fuente: [28]

Algunos datos interesantes sobre el comportamiento aerodinámico de la cápsula pueden encontrarse en la Figura 8. El valor de ángulo requerido por esta capsula a lo largo de la trayectoria de reentrada para encontrarse en condiciones de trimado es elevado, de entre 15° y 25° en función del número de Mach [28]. En estas condiciones, la eficiencia aerodinámica no supera valores por encima de 0.55, lo que supone aproximadamente diez veces menos de lo que es capaz de lograr el Hermes. Precisamente, uno de los objetivos de este trabajo es estudiar cómo influye la eficiencia aerodinámica en el desempeño de un vehículo de reentrada.

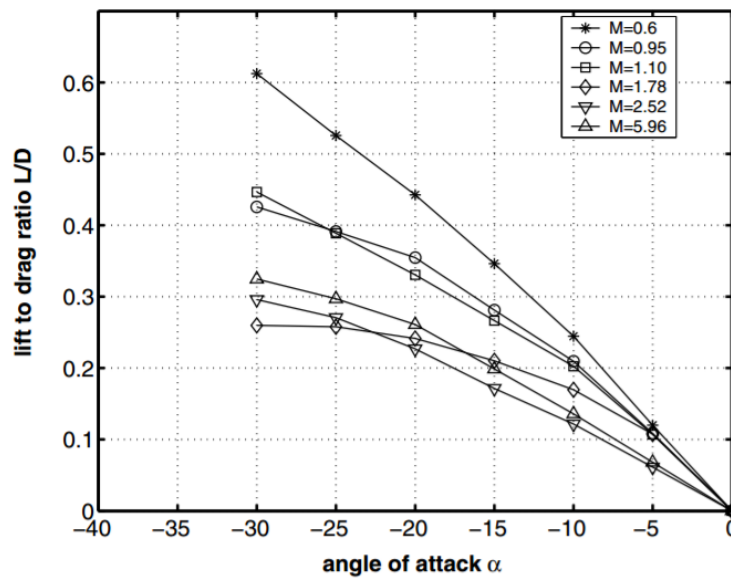


Figura 8: Datos de eficiencia aerodinámica de la cápsula SOYUZ.
Fuente: [28]

Un tipo de vehículos a medio camino entre las cápsulas y los vehículos con alas son los biconos. Estos vehículos buscan aumentar la eficiencia aerodinámica de las cápsulas mediante un diseño más esbelto y en muchos casos no axisimétrico. La principal ventaja derivada de la optimización aerodinámica es el aumento en su capacidad de rango. Además, cuentan en ocasiones con superficies aerodinámicas multi-control a fin de aumentar su maniobrabilidad. Aunque ningún vehículo con este diseño ha operado hasta la fecha, numerosos son los estudios llevados a cabo acerca de la posibilidad de la utilización futura de este tipo de naves.

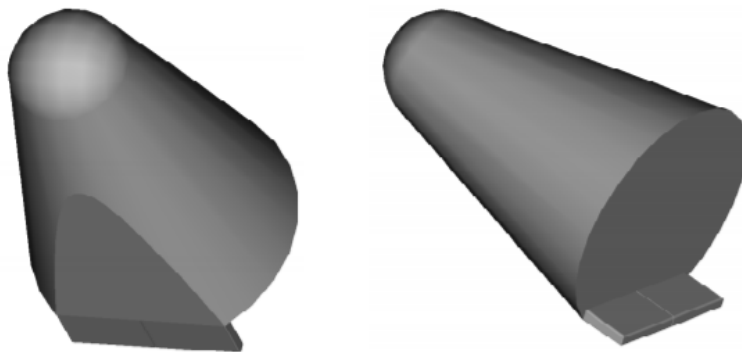


Figura 9: Representación 3D de un ejemplo de bicono. Fuente:[28]

4. Caracterización de la misión

4.1. Concepto de misión

El objetivo de la misión estudiada consiste en la recuperación del motor de la primera fase del segmento lanzador de una misión de puesta en órbita de un elemento espacial o de generación de una trayectoria de escape. Es por tanto una misión supeditada a una misión primaria.

La recuperación se lleva a cabo mediante un vehículo recuperador, encargado de transportar a tierra el motor de la primera etapa una vez separada ésta del resto del segmento lanzador. Tras la fase de reentrada, dicho vehículo planea hasta una estación terrestre o marítima donde realiza un aterrizaje controlado, aún sin definir si tipo avión o mediante el despliegue de algún dispositivo de frenado y amortiguamiento.

El principal elemento de la misión en cuanto a determinar la viabilidad de la misma es el diseño del vehículo recuperador. Es por ello, que gran parte de este trabajo se centra en el diseño de un prototipo que permita determinar la posibilidad del cumplimiento de los objetivos de la misión, y de ser viable, las limitaciones y requerimientos de la misma.

La misión diseñada se considera una posible misión de recuperación del motor de la fase criogénica de los lanzadores Ariane 5 ECA y Ariane 5 ES, los dos miembros de la familia Ariane 5 actualmente operativos. Estos lanzadores son a día de hoy utilizados por la Agencia Espacial Europea para una gran variedad de misiones, estando estas gestionadas y comercializadas por Arianespace. Para el análisis se van a tener en cuenta los parámetros típicos de las misiones de inyección que llevan cabo estos lanzadores, así como la necesidad de adaptarse a su morfología concreta.

4.2. Elementos de la misión

4.2.1. Vehículo lanzador

El vehículo lanzador es el encargado de albergar al vehículo recuperador que a su vez alberga al motor de la primera fase. Es por ello, que la actuación del lanzador así como su morfología y estructura son determinantes en el diseño del vehículo recuperador.

Los Ariane 5 son vehículos de lanzamiento de carga pesada de un solo uso que forman parte de la familia de lanzadores Ariane. Estos vehículos lanzadores de gran capacidad pueden alojar y transportar diferentes tipos de cargas de pago. Desde 1996 la familia Ariane 5 acumula un total de 91 lanzamientos.

En concreto, el Ariane 5 ECA está diseñado para transportar principalmente satélites de comunicaciones de hasta 10 toneladas, incluyendo la estructura de soporte y adaptadores. Sus órbitas de inyección más habituales son las órbitas geostacionarias.

El Ariane 5 ES es una variante que incluye una etapa propulsora que permite el reencendido. Esta capacidad hace posible la puesta en órbitas terrestres intermedias (MEO) de satélites Galileo y el envío de naves de abastecimiento (ATVs) a la Estación Espacial Internacional. Hasta la fecha, el A5 ES ha transportado un total de cinco ATVs de abastecimiento de la ISS y lanzó simultáneamente cuatro satélites Galileo en Noviembre de 2016. Para 2017 y 2018 están previstos otros dos lanzamientos de otros 4 satélites Galileo en cada ocasión.

Tanto el Ariane 5 ECA como el Ariane 5 ES constan de tres secciones principales:

- La sección inferior (LC), que consta de la etapa principal del núcleo criogénico (EPC) y los dos propulsores sólidos (EAP).
- La sección superior (UC), la cual incluye la etapa criogénica superior y la estructura del equipo del vehículo (VEB),
- El compartimento superior, que consta del carenado y las estructuras de lanzamiento encargadas de albergar la carga útil.

A continuación se realiza una breve descripción de los principales elementos que conforman el Ariane 5. Estos elementos podrían sufrir pequeñas variaciones en función de la misión concreta y carga de pago transportada. Un esquema de dichos elementos se muestra en la Figura 10.

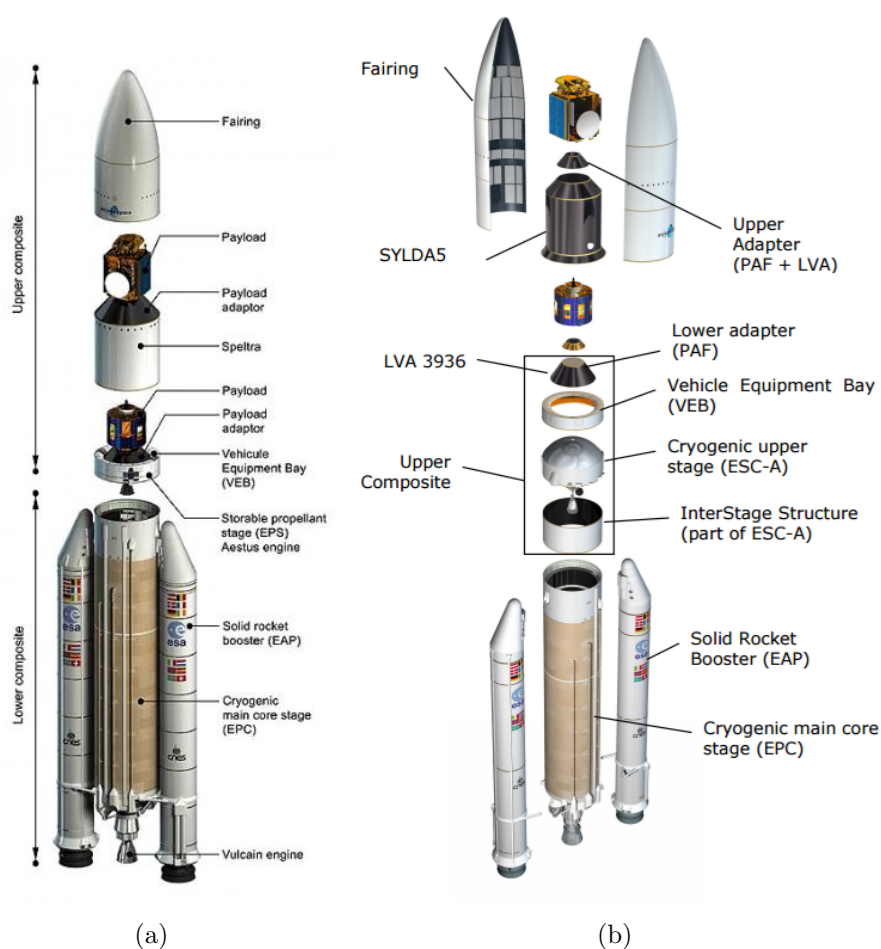


Figura 10: Esquema de los elementos que conforman el Ariane 5 ES (a) y Ariane 5 ECA (b). Fuente: [4]

Sección inferior: EAP y EPC

La sección inferior es común para el Ariane 5 ECA y Ariane 5 ES. Los dos propulsores de cohetes sólidos se sitúan a ambos lados de la EPC y con sus 7,000 kN de empuje en vacío proporcionan aproximadamente el 92 % del empuje durante la primera fase del lanzamiento y hasta una vez agotado el combustible. El resto del empuje necesario durante el despegue viene dado por

la etapa principal criogénica (EPC). La EPC consiste en un motor Vulcain 2 alimentado con hidrógeno y oxígeno líquido que albergan respectivamente dos compartimentos de un tanque de 30.5 metros de altura. La etapa EPC tiene 5.4 m de diámetro y 31 m de largo y el motor Vulcain 2 está situado en la base de la misma.

Sección superior

Como se ha mencionado, esta parte se subdivide en la etapa criogénica superior y la estructura del equipo del vehículo (VEB).

En el caso del Ariane 5 ECA, la etapa criogénica superior, o etapa ESCA está alimentada por el motor HM7B que quema hidrógeno líquido (LH2) y oxígeno líquido (LO2) almacenados en dos tanques completamente separados. Durante el vuelo motorizado, se garantiza el control de la actitud en cabeceo y guiñada mediante la orientación de la tobera y el control de alabeo mediante cuatro pequeños propulsores GH2.

Durante la fase balística, el control de balanceo, cabeceo y guiñada utiliza dos grupos de tres propulsores de GH2. A esto se añaden dos propulsores GO2 para conseguir empuje longitudinal.

En el caso del Ariane 5 ES, la segunda etapa o etapa EPS contiene 10 toneladas de combustible (MMH: monometil hidrazina y N2O4: tetraóxido de dinitrógeno) que alimentan al motor Aestus, con capacidad de reencendido.

En cuanto al VEB, es el encargado de proporcionar un control autónomo de todos los sistemas durante cada una de las fases de la misión. Toda la orientación, secuenciación de la etapa, telemetría, sistemas de seguimiento y seguridad se realizan a través del VEB, que además transmite todos los parámetros clave de vuelo a la red de estaciones terrestres.

Carenado y estructuras de lanzamiento

La carga de pago y todas las etapas superiores están cubiertas en el lanzamiento por un carenado, el cual se separa mediante elementos pirotécnicos una vez que se ha alcanzado la altitud establecida. La función principal de dicho carenado es por un lado la optimización aerodinámica, y por otro la protección térmica y acústica.

En cuanto a las estructuras de lanzamiento, en el caso del Ariane 5 ECA se trata de una estructura dual capaz de albergar dos satélites, uno encima del otro. Para el Ariane 5 ES, esta estructura está diseñada bien para albergar un total de 4 satélites Galileo o una carga de pago pesada, típicamente un ATV.

4.2.2. Motor Vulcain 2

El motor Vulcain 2 merece especial atención ya que constituye la carga de pago de la misión cuyo análisis es el objetivo de este trabajo.

El Vulcain 2 es un motor cohete criogénico diseñado por el grupo Safran. Tras reemplazar en 2004 a su predecesor, el Vulcain, el Vulcain 2 ha sido empleado en un total de 66 lanzamientos de diversas cargas de pago. Como se ha mencionado, el Vulcain 2 alimenta la primera fase del vehículo lanzador, generando aproximadamente el 8% del empuje necesario durante el despegue. El tiempo de operación aproximado del Vulcain es de 600 s. En la Tabla 1 se indican los principales parámetros típicos de actuación.

Empuje en vacío (kN)	1,340
Impulso específico (s)	431
Presión de combustión (bar)	115
Combustible	LOX-LH2
Flujo másico de combustible (kg/s)	320
Ratio de mezcla	6.10
Velocidad de giro turbobomba (rpm)	LOX:12,300-LH2:35,800
Potencia turbina (MW)	LOX:5-LH2:14
Altura (m)	3.45
Diámetro salida tobera (m)	2.1
Masa total (kg)	2,100

Tabla 1: Parámetros típicos de actuación del Vulcain 2.

4.2.3. Segmento espacial

El segmento espacial está constituido por la órbita objetivo de la misión y los parámetros que la caracterizan. Se trata de un elemento primordial, ya que determina el azimut de lanzamiento y toda la secuencia de inyección posterior a este. Una determinada órbita requiere una determinada orientación y velocidad en cada unas de las fases de separación, y por lo tanto, en la que nos interesa principalmente, la fase de separación de la EPC.

En esta sección describiremos los tres tipos de órbita objetivo correspondientes a las misiones más habituales del A5: lanzamiento de satélites geoestacionarios, abastecimiento de la ISS y puesta en órbita de la constelación Galileo.

Órbita de transferencia geoestacionaria (GTO)

Las órbitas de transferencia geoestacionarias son órbitas de transferencia de Hohmann que permiten alcanzar órbitas finales geosíncronas. Estas órbitas tienen el mismo periodo orbital que el periodo de rotación de la Tierra buscando que el satélite mantenga su posición respecto a un punto fijo de esta. Para que esto ocurra, suponiendo la Tierra esférica, las órbitas geoestacionarias deben tener una excentricidad nula, un plano orbital coincidente con el plano ecuatorial de la Tierra y un radio de aproximadamente 42,162.8 km.

Estos requisitos hacen que sea necesario realizar un lanzamiento tal que el plano de la trayectoria sea prácticamente concordante con el plano ecuatorial para que tras la maniobra de transferencia el plano orbital quede alineado con este.

La Figura 11 muestra la secuencia de lanzamiento incluyendo la maniobra de transferencia de Hohmann desde una órbita GTO hasta una órbita GEO.

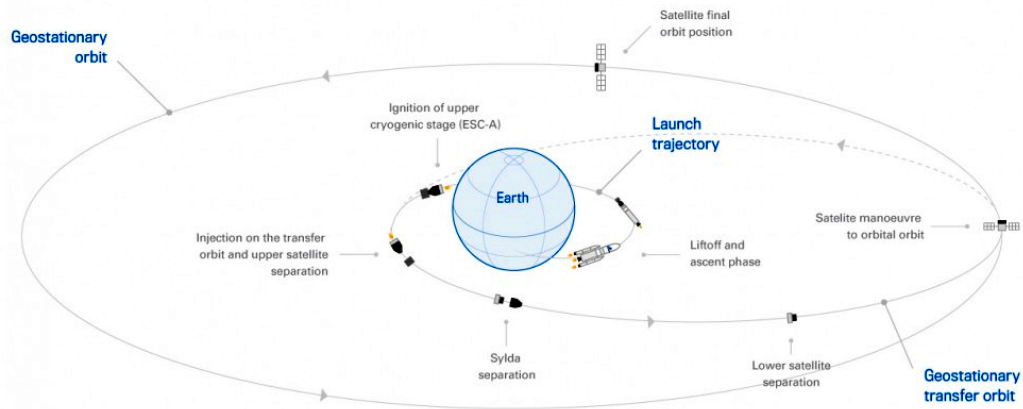


Figura 11: Esquema de la secuencia de inyección GTO del Ariane 5 ECA.

Las órbita GTO en las que inyecta el Ariane 5 tienen habitualmente una inclinación de 6° . Esto conlleva que debido a la localización desde donde se realiza el lanzamiento, el CSG (5.1° N, 52.65° W), el azimut de lanzamiento sea cercano a los 90° . Lo que se traduce en que, una vez separada, la primera fase seguirá una trayectoria balística contenida en el plano de la órbita GTO, y por lo tanto avanzará en dirección Este desde el punto de lanzamiento.

Esto es precisamente lo que muestra la Figura 12, en la que podemos observar la traza de la trayectoria del A5 ECA sobre la Tierra, así como el punto en el que hasta ahora impacta la fase principal tras desprenderse y completar la reentrada balística. En la Figura 12 se puede comprobar que, tras su desprendimiento, la EPC completa una trayectoria contenida en el mismo plano que el de la órbita GTO.

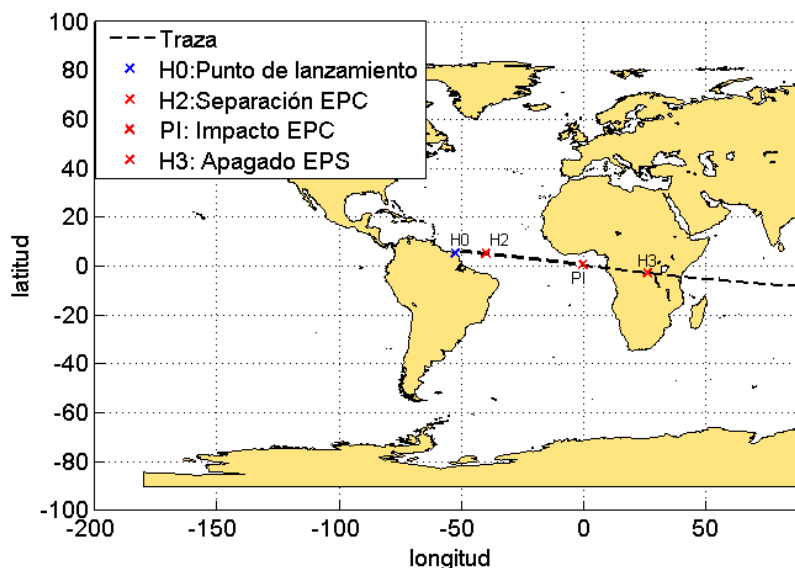


Figura 12: Traza de la trayectoria del A5 ECA para una misión GTO.

Órbita baja terrestre (LEO)

Una órbita LEO se define como una órbita de altitud entre 160 km y 2,000 km. Este tipo de

órbita es de gran interés ya que es la llevada a cabo por la Estación Espacial Internacional y es por lo tanto la órbita objetivo de los ATVs lanzados por el A5 ES. En concreto, la órbita LEO llevada a cabo por la ISS es una órbita prácticamente circular de radio 400 km e inclinación 51.64° .

La órbita objetivo del A5 ES en su misión de reabastecimiento de la ISS tiene una altitud de 260 km y una inclinación de 51.64° . Una vez inyectada en esta órbita, la ATV se separa del lanzador y completa de forma autónoma la misión hasta la ISS.

De nuevo, los parámetros de la órbita objetivo determinan el punto de separación de la EPC y la trayectoria que le sigue. En el caso de la misión ATV típica, el azimut de lanzamiento es cercano a los 40° , de forma que una vez separada, la primera fase completa una trayectoria balística dirección Noreste desde el punto de lanzamiento, impactando en la costa portuguesa, Figura 13.

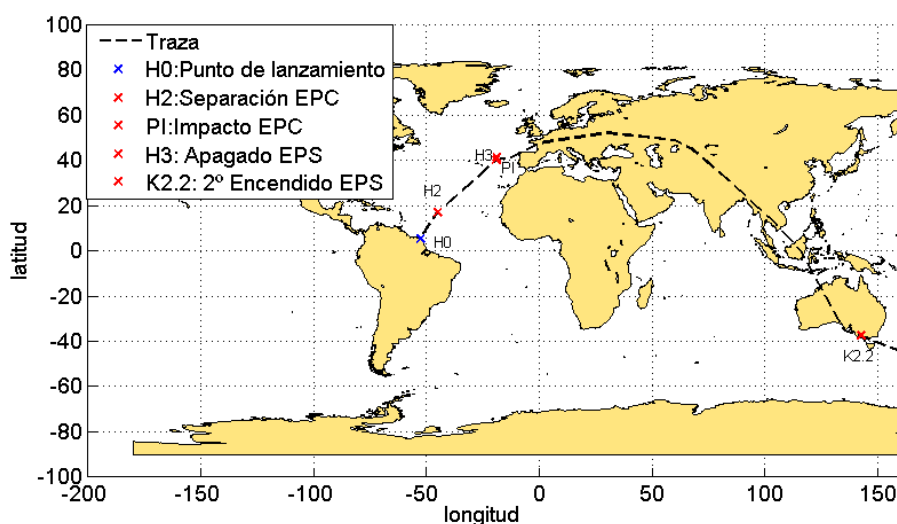


Figura 13: Traza de la trayectoria del A5 ES para una misión ATV.

Órbita terrestre intermedia (MEO)

Se denominan órbitas intermedias a aquellas situadas entre las órbitas LEO y GEO. Son las órbitas habituales para satélites de comunicación y desde ellas opera la constelación GPS y la Galileo, actualmente incompleta.

Es precisamente la tarea de completar la red Galileo una de las misiones que marca el calendario de lanzamiento del A5 ES en los próximos años. A esto se suman misiones de reemplazamiento de aquellos satélites de la red que han sufrido problemas técnicos y en el futuro de aquellos que hayan cumplido con su vida operativa.

Las tres órbitas MEO que albergan 16 de los 18 satélites actualmente operativos están contenidos en tres planos orbitales de inclinación 56° y tienen una excentricidad nula y un radio de 29,599.8 km, es decir, se encuentran a una altitud de aproximadamente 23,228 km sobre el nivel del mar. Los dos satélites restantes se encuentran en una órbita MEO elíptica de excentricidad 0.162 e inclinación 52.52° .

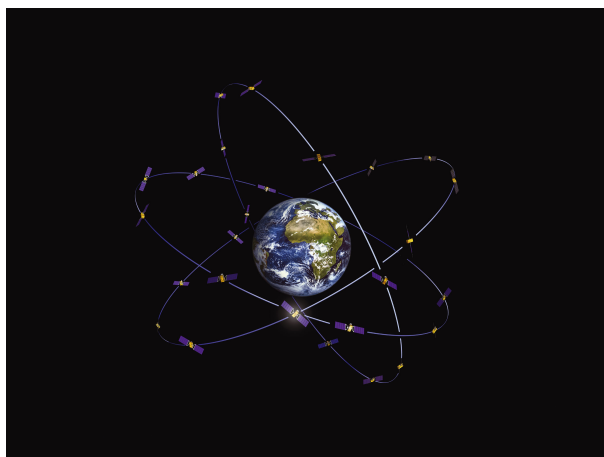


Figura 14: Órbitas MEO de la red Galileo.

A diferencia de lo que ocurría con los segmentos espaciales anteriores, el hecho de que la órbita objetivo pueda estar contenida en cualquiera de los cuatro planos orbitales hace difícil establecer unos parámetros de lanzamiento fijos que permitan reconstruir la trayectoria de la EPC tras su separación.

4.3. Perfil de misión típica

En este apartado se describe el perfil de misión típica para la recuperación del motor Vulcain 2. Esta misión comienza con el lanzamiento llevado a cabo mediante el Ariane 5 ECA o el Ariane 5 ES, a continuación tiene lugar la fase de separación y entrada en funcionamiento del vehículo recuperador, para posteriormente llegar a la fase de reentrada y por último la fase de planeo. No entra dentro de los objetivos de este trabajo el análisis en profundidad de la fase de aterrizaje, de la cual únicamente se hará una estimación de la velocidad de aproximación.

4.3.1. Lanzamiento

En este apartado se describirá la secuencia de lanzamiento típica llevada a cabo por el A5 ECA y el A5 ES. Dicha secuencia se describe a continuación de forma genérica, los parámetros específicos asociados a los diferentes tipos de misión pueden encontrarse en las Tablas 2, 3, 4.

El lanzamiento comienza con la ignición en H0 del motor de la etapa principal, el Vulcain 2. Cuando se alcanza $H0 + 7.05$ segundos, el ordenador de a bordo comprueba el buen comportamiento del motor y autoriza el despegue encendiendo los dos propulsores sólidos (EAP).

La separación de los propulsores sólidos se activa mediante una detección del umbral de aceleración y el carenado se libera más tarde cuando el flujo aerotérmico es menor que el flujo requerido.

El apagado de la etapa principal EPC ocurre cuando se alcanza la órbita objetivo intermedia, a una altitud en torno a 160 km dependiendo de la misión, la separación tiene lugar 6 segundos después. El sistema de separación del A5 está diseñado para proporcionar una velocidad relativa mínima de 0.5 m/s entre los dos cuerpos separados.

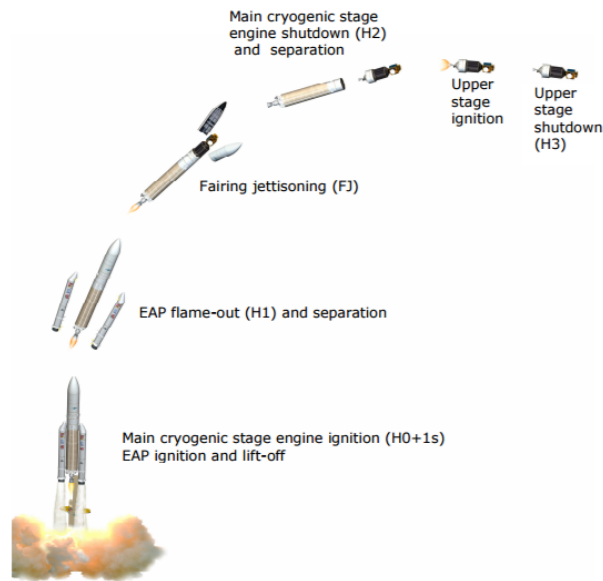


Figura 15: Evolución lanzamiento Ariane 5 ECA.

A continuación, en el caso del A5 ECA la etapa ESCA garantiza la propulsión y control del vehículo lanzador hasta el comando de apagado del motor HM7B. Éste es enviado por el ordenador de a bordo (OBC) cuando el lanzador ha alcanzado una órbita predefinida o cuando el OBC detecta una disminución en el empuje proporcionado.

En el caso del A5 ES es la etapa EPS la que garantiza la propulsión y control del vehículo apagándose al llegar a una altitud predeterminada. A partir de este momento comienza una fase balística. De nuevo, al llegar a una cierta altitud, dependiendo de la misión, se produce el reencendido de la fase EPS que permite la inyección de la carga de pago en la órbita objetivo.

Un esquema que muestra los puntos críticos de la secuencia de lanzamiento se muestra en la Figura 15.

Secuencia de lanzamiento	Timing	Evento	Altitud(km)
H0	0:00:00	Encendido Vulcain 2	0
H0 + 7 s	0:00:07	Encendido EAP y despegue	0
H0 + 143s	0:02:23	Separación EAP	69
H0 + 191 s	0:03:11	Separación carenado	107
H0 + 541 s	0:09:01	Separación EPC	178
H0 + 1,487 s	0:24:47	Apagado ESCA	640
H0 + 1,645 s	0:27:25	Separación primer satélite	1,036
H0 + 1,781 s	0:29:41	Separación Sylva	1,456
H0 + 2,087 s	0:34:47	Separación segundo satélite	2,585
H0 + 2,976 s	0:49:36	Fin de la misión del lanzador	6,340

Tabla 2: Secuencia de lanzamiento típica del Ariane 5 ECA (misión GTO).

Secuencia de lanzamiento	Timing	Evento	Altitud(km)
H0	0:00:00	Encendido Vulcain 2	0
H0 + 7 s	0:00:07	Encendido EAP y despegue	0
H0 + 140s	0:02:20	Separación EAP	64
H0 + 225 s	0:03:45	Separación carenado	116
H0 + 542 s	0:09:02	Separación EPC	160
H0 + 549 s	0:09:09	Primer encendido EPS	164
H0 + 1,198 s	0:19:58	Apagado EPS/ Fase balística	1,130
H0 + 12,470 s	3:27:50	Segundo encendido EPS	22,914
H0 + 12,848 s	3:34:08	Apagado EPS	22,925
H0 + 12,944 s	3:35:44	Separación Galileo 1 y 3	22,925
H0 + 14,144 s	3:55:44	Separación Galileo 2 y 4	22,927
H0 + 14,908 s	4:08:28	Fin de la misión del lanzador	22,929

Tabla 3: Secuencia de lanzamiento típica del Ariane 5 ES (misión Galileo MEO).

Secuencia de lanzamiento	Timing	Evento	Altitud(km)
H0	0:00:00	Encendido Vulcain 2	0
H0 + 7 s	0:00:07	Encendido EAP y despegue	0
H0 + 143s	0:02:23	Separación EAP	65
H0 + 212 s	0:03:33	Separación carenado	107
H0 + 528 s	0:08:48	Fin de la propulsión EPC	137
H0 + 533 s	0:08:53	Separación EPC	138
H0 + 540 s	0:09:00	Primer encendido EPS	138
H0 + 1,032 s	0:17:12	Apagado EPS/ Fase balística	148
H0 + 3,566 s	0:59:26	Segundo encendido EPS	266
H0 + 3,595 s	0:59:55	Apagado EPS	267
H0 + 3,833 s	1:03:53	Separación ATV	269

Tabla 4: Secuencia de lanzamiento típica del Ariane 5 ES (misión ATV).

4.3.2. Separación

Tras la separación del vehículo lanzador, la EPC al completo comienza una trayectoria balística. El vehículo recuperador debe separarse del resto de la EPC antes de comenzar la maniobra de reentrada, por lo que debe determinarse el punto específico de la trayectoria que minimice los riesgos de colisión tras la separación. Se trata de una fase crítica, ya que el vehículo recuperador se encuentra en la base de la EPC, por detrás de los tanques de combustible.

La Figura 16 muestra un esquema de los resultados de la simulación llevada a cabo para reconstruir la trayectoria seguida por la EPC tras la separación. Se han utilizado parámetros representativos de separación con el objetivo de realizar un análisis genérico. En ella podemos observar que la EPC sigue ascendiendo inicialmente y curva su trayectoria progresivamente conforme pierde energía cinética.

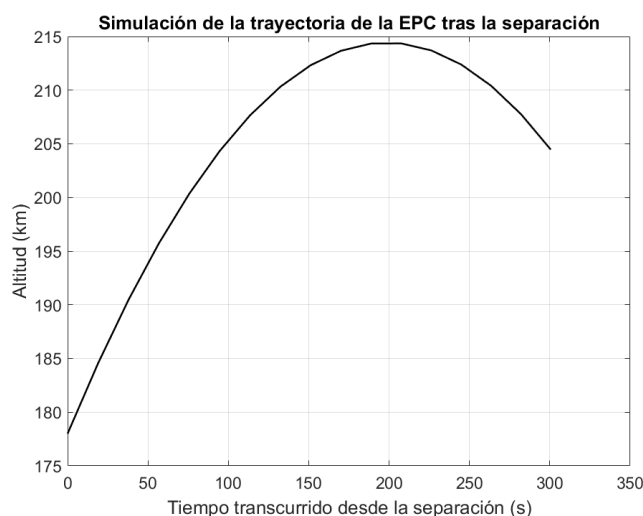


Figura 16: Trayectoria seguida por la EPC tras la separación.

Con el objetivo de realizar una separación segura, la velocidad relativa entre el vehículo lanzador y el resto de la EPC no debe ser muy alta, pero sí suficiente como para separar las trayectorias de ambos elementos y evitar colisiones. Por ello, esta separación debe realizarse en un punto de la trayectoria donde la variación de la tangente sea elevada, de forma que un pequeño impulso durante la separación haga que los tanques de la EPC abandonen la trayectoria balística seguida por el vehículo recuperador.

El punto concreto de la separación se debería establecer mediante un estudio en profundidad, teniendo en cuenta los parámetros concretos del dispositivo con el que se lleve a cabo la maniobra. Un estudio de este tipo está fuera del alcance de este trabajo.

4.3.3. Reentrada

Durante la reentrada atmosférica el objetivo principal es disminuir la velocidad lo máximo posible, ya que buscamos poder realizar un aterrizaje controlado. Esta disminución de velocidad es conveniente llevarla a cabo en las capas donde la densidad no es muy elevada y por tanto el calentamiento asociado a la disipación de energía no es excesivo.

Además, se busca realizar una reentrada que optimice el rango del vehículo, ya que esto permitirá tener más flexibilidad a la hora de seleccionar el punto de aterrizaje y margen para poder disminuir la velocidad antes de llegar al suelo.

Una entrada con sustentación contribuye a aumentar el rango y autonomía respecto a una entrada puramente balística. Además, tal y como se explica en la Sección 9.1.1, una reentrada con sustentación favorece el aumento de la resistencia total frente a la debida a los efectos viscosos, disminuyendo las cargas térmicas sobre el vehículo.

Aunque es cierto que los valores de sustentación alcanzables en régimen hipersónico no son altos, como se mostrará en la sección 11.2 la generación de sustentación durante esta fase del planeo modifica en gran medida el rango y velocidad con la que llega el vehículo a tierra. Si nos fijamos en vehículos cuya misión comprenda una reentrada atmosférica, como el transbordador espacial, es una práctica generalizada el volar con elevado ángulo de ataque durante la fase

hipersónica con el fin de maximizar la sustentación. A la hora de fijar un valor, deben tenerse en cuenta las limitaciones asociadas a las cargas térmicas y mecánicas sobre el vehículo, el límite de entrada en pérdida y posibles inestabilidades. Resulta pues complicado establecer un valor en un primer análisis de la misión, por lo que se ha decidido tomar como referencia inicial los datos correspondientes al transbordador espacial.

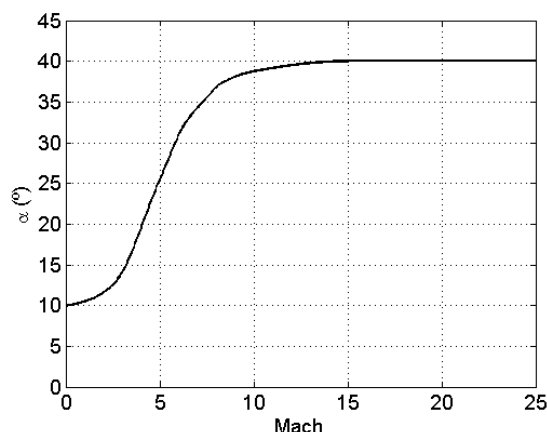


Figura 17: Perfil típico de la evolución del ángulo de ataque con la velocidad durante la reentrada del STS. Fuente: [18]

En la Figura 17 se muestra el perfil típico de la evolución del ángulo de ataque del transbordador espacial con el número de Mach. El guiado del transbordador tenía como objetivo obtener un compromiso entre la minimización del peso, consumo y complejidad de los sistemas requeridos y la maximización del rango. Además, todo esto debía hacerse manteniendo ciertos márgenes de seguridad para las diferentes restricciones. Esto llevó a una elección de un ángulo de ataque constante con una transición de la velocidad prácticamente lineal en el tiempo. Esta elección, entre otras ventajas, permitía minimizar el peso del sistema de protección térmica disipando rápidamente energía en las capas más altas de la atmósfera.

Otra técnica empleada para reducir la velocidad es el control del ángulo de asiento lateral. En concreto, el transbordador espacial realizaba una serie de giros a fin de aumentar la deceleración. El problema de esta estrategia es que se incrementa el factor de carga y el pico de presión dinámica y se reduce el rango debido a que es necesario un valor más alto de pendiente de descenso.

Una vez disminuida la velocidad, para maximizar el rango el ángulo de ataque se debe minorar progresivamente buscando incrementar la eficiencia aerodinámica. El STS llevaba a cabo este proceso mediante una reducción lineal [18].

5. Modelado de la trayectoria de reentrada

El modelado de la trayectoria se lleva a cabo desde el instante de separación de la EPC. En el momento de la separación, para cualquiera de los perfiles de misión típica presentados, el vehículo recuperador se encuentra por encima de la línea de Karman, límite aceptado por la FAI a partir del cual los fenómenos atmosféricos dejan de ser despreciables. Aunque se modelarán, por encima de este límite se puede asumir en primera aproximación que el vehículo no genera fuerzas aerodinámicas y su trayectoria se puede estudiar como una trayectoria balística. Una vez perdida altitud, a partir de los 100 km sobre el nivel del mar, comienzan a ser significativas las fuerzas aerodinámicas generadas por el vehículo.

Las hipótesis asumidas para el modelado de la trayectoria de reentrada del vehículo recuperador son:

- Se asume la Tierra de forma esférica y de radio $R_T=6,371\text{km}$.
- Se asume un sistema de referencia inercial con su origen en el centro de la Tierra.
- Las ecuaciones se escriben asumiendo un sistema de referencia centrado en el centro de masas del vehículo. De esta forma, las ecuaciones del movimiento de rotación son independientes de las de traslación y las fuerzas gravitatorias no generan momentos.
- El campo gravitacional se considera isótropo.
- Se asume el vehículo como un cuerpo rígido, despreciándose efectos aeroelásticos.
- Se asume una atmósfera en calma sin ráfagas de aire.
- Dado que el vehículo cuenta con un plano de simetría, se asumen los productos cruzados de inercia, $I_{xy} = I_{xz} = 0$.

5.1. Sistemas de referencia

A la hora de modelar la mecánica del vehículo lanzador es necesario definir una serie de sistemas de referencia que se emplearán según resulte conveniente.

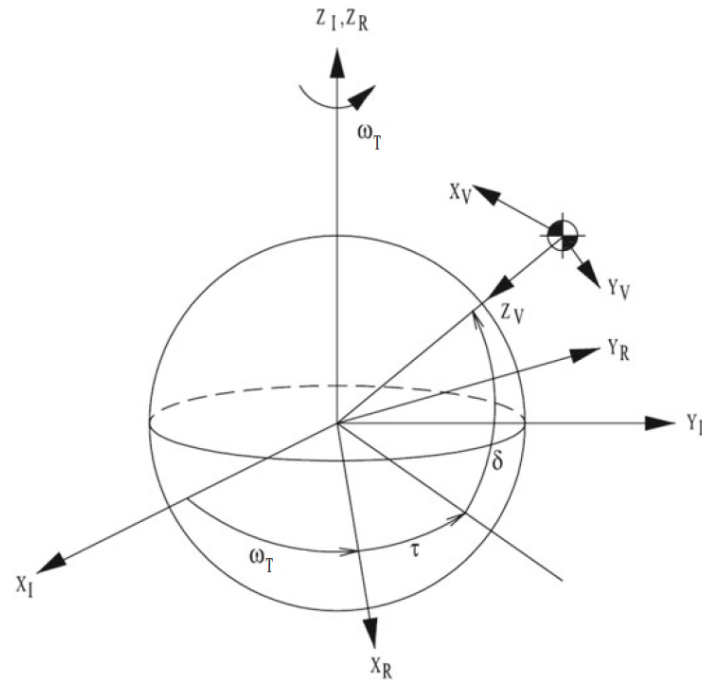


Figura 18: Definición sistemas de referencia. Fuente: [9]

5.1.1. Sistema de referencia inercial terrestre

El sistema de referencia inercial empleado tiene su origen en el centro de masa de la Tierra, con el eje Z_I apuntando en la dirección de rotación de la Tierra y positivo hacia el Norte, el eje X_I apuntando a l punto Aries y el eje Y_I completando el triédro a derechas.

5.1.2. Sistema de referencia terrestre fijo

El sistema de referencia terrestre fijo tiene su origen en el centro de masas de la Tierra, pero a diferencia del sistema de referencia inercial mantiene su posición fija respecto a esta, es decir, es un sistema rotatorio. El eje Z_R coincide con el eje de rotación de la Tierra, el eje X_R intersecta el meridiano de Greenwich en el ecuador y el eje Y_R completa el triédro a derechas.

5.1.3. Sistema de referencia ejes viento

El sistema de referencia de ejes viento tiene su origen en el centro de masas del vehículo recuperador. El eje \mathbf{X}_w tiene la dirección del vector velocidad, el eje \mathbf{Z}_w tiene la misma dirección y sentido que la fuerza aerodinámica de sustentación y el eje \mathbf{Y}_w es perpendicular a los anteriores y positivo en dirección a la semiala derecha.

5.1.4. Sistema de referencia ejes cuerpo

El sistema de referencia de ejes cuerpo tiene su origen en el centro de masas del vehículo. El eje \mathbf{Y}_v es perpendicular al plano de simetría y positivo a derechas, el eje \mathbf{X}_v en la dirección de sustentación nula y positivo en dirección hacia la base del vehículo, y por último el eje \mathbf{Z}_v perpendicular a los anteriores y positivo hacia abajo.

De esta forma se puede establecer en todo momento la posición y actitud del vehículo respecto del sistema de referencia fijo terrestre mediante las coordenadas espaciales de su centro de masas $[x,y,z]$, y la orientación de los ejes cuerpo, dada por los ángulos de Euler.

Los ángulos de Euler describen la orientación de los ejes cuerpo respecto al sistema de ejes Tierra mediante tres rotaciones consecutivas $[\phi, \theta, \psi]$.

5.2. Ecuaciones de gobierno

5.2.1. Modelado en ejes cuerpo

El equilibrio de fuerzas en los ejes cuerpo del vehículo viene dado por las Ec.(2)- Ec(4), donde se han incluido las fuerzas de coriolis asociadas a la no inercialidad del sistema de referencia. Para consultar el desarrollo completo para obtención de las ecuaciones se puede acudir a [23].

$$m(\dot{u} + qw - rv) = X_A - mg \sin \theta + X_{cor} \quad (2)$$

$$m(\dot{v} + ru - pw) = Y_A - mg \cos \theta \sin \phi + Y_{cor} \quad (3)$$

$$m(\dot{w} + pv - qu) = Z_A + mg \cos \theta \cos \phi + Z_{cor} \quad (4)$$

donde X_A, Y_A y Z_A son las fuerzas aerodinámicas correspondientes a cada eje. De acuerdo a la definición de las fuerzas aerodinámicas de sustentación y resistencia, estas son respectivamente perpendicular y paralela a la velocidad de traslación del vehículo, con lo que X_A y Z_A se pueden expresar en función del ángulo de ataque según la Ec.(5) y Ec(6).

$$X_A = -D \cos \alpha + L \sin \alpha \quad (5)$$

$$Z_A = -L \cos \alpha - D \sin \alpha \quad (6)$$

donde la sustentación y resistencia toman su expresión habitual en función del coeficiente adimensional correspondiente y siendo α el ángulo de ataque del vehículo.

$$L = \frac{1}{2}\rho S_w V^2 CL \quad (7)$$

$$D = \frac{1}{2}\rho S_w V^2 CD \quad (8)$$

Análogamente, la fuerza lateral se puede expresar según la Ec.(9).

$$Y_A = \frac{1}{2}\rho S_w V^2 CY \quad (9)$$

El criterio de signos establecido viene dado por el sentido positivo del eje sobre el que actúa cada fuerza.

En cuanto a los momentos, el equilibrio en cada uno de los ejes resulta en las Ec.(10)-Ec.(12).

$$\dot{p} = \frac{I_{zz}}{A}L + \frac{I_{xz}}{A}N + \left(\frac{I_{xz}(I_{xx} - I_{yy} + I_{zz})}{A} \right) pq + \left(\frac{I_{zz}(I_{yy} - I_{zz}) - I_{xz}^2}{A} \right) rq \quad (10)$$

$$\dot{q} = \frac{M}{I_{yy}} + \frac{I_{zz} - I_{xz}}{I_{yy}} pr + \frac{I_{xz}}{I_{yy}} (r^2 - p^2) \quad (11)$$

$$\dot{r} = \frac{I_{xx}}{A}N + \frac{I_{xz}}{A}L + \left(\frac{I_{xx}(I_{xx} - I_{yy}) + I_{xz}^2}{A} \right) pq + \left(\frac{I_{xz}(I_{yy} - I_{xx} - I_{zz})}{A} \right) rq \quad (12)$$

con $A = (I_{xx}I_{zz} - I_{xz}^2)$.

El valor de los momentos aerodinámicos se define también a partir su expresión habitual como indican las Ec.(13)-Ec.(33).

$$M = \frac{1}{2}\rho S_w V^2 CM \quad (13)$$

$$L = \frac{1}{2}\rho S_w V^2 CL \quad (14)$$

$$N = \frac{1}{2}\rho S_w V^2 CN \quad (15)$$

El criterio de signos empleado es momento de cabeceo positivo si tiende a elevar el morro del vehículo y momentos de alabeo y guiñada positivos si el vehículo tiende a girar y alabear a derechas.

Por otro lado, la evolución de la posición del vehículo viene determinada en todo momento por las expresiones cinemáticas, Ec.(16)-Ec.(18).

$$\dot{x} = u \cos \psi \cos \theta + v (\cos \psi \sin \theta \sin \phi - \cos \phi \sin \psi) - w (\sin \theta \cos \phi \cos \psi + \sin \phi \sin \psi) \quad (16)$$

$$\dot{y} = u \cos \theta \sin \psi + v (\cos \phi \cos \psi + \sin \theta \sin \phi \sin \psi) - w (\cos \phi \sin \theta \sin \psi - \cos \psi \sin \phi) \quad (17)$$

$$\dot{z} = -u \sin \theta + v \cos \theta \sin \phi + w \cos \theta \cos \phi \quad (18)$$

Por último, se pueden relacionar las componentes de la velocidad angular del vehículo con la orientación del mismo a través de las relaciones de Euler, Ec.(19)-Ec(21).

$$p = \dot{\phi} - \dot{\psi} \sin \theta \quad (19)$$

$$q = \dot{\theta} \cos \phi + \dot{\psi} \cos \theta \sin \phi \quad (20)$$

$$r = \dot{\psi} \cos \theta \cos \phi - \dot{\theta} \sin \phi \quad (21)$$

5.2.2. Modelado en ejes viento

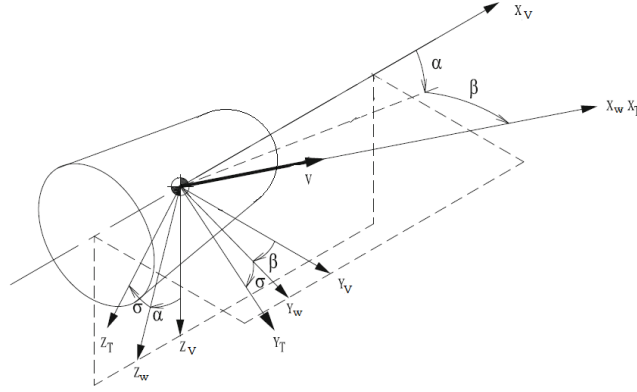


Figura 19: Definición de la orientación del vehículo. Fuente: [9]

El modelo de la trayectoria se puede simplificar si se emplea el sistema de referencia en ejes viento, cuyo eje \mathbf{X}_w se encuentra alineado con la velocidad. A partir de las leyes de Newton e incluyendo las componentes de coriolis se obtienen las tres ecuaciones de la dinámica del sistema. Para información respecto a la derivación de estas ecuaciones se puede acudir a [23].

$$\dot{V} = -\frac{D}{m} - g \sin \gamma + \omega_T^2 R \cos \delta (\sin \gamma \cos \delta - \cos \gamma \sin \delta \cos \chi) \quad (22)$$

$$\begin{aligned} V \dot{\gamma} &= \frac{L \cos \sigma}{m} - g \cos \gamma + 2\omega_T V \cos \delta \sin \chi + \frac{V^2}{r} \cos \gamma \\ &+ \omega_T^2 R \cos \delta (\cos \gamma \cos \delta - \sin \gamma \sin \delta \cos \chi). \end{aligned} \quad (23)$$

$$\begin{aligned} V \cos \gamma \dot{\chi} &= \frac{S \sin \sigma}{m} + 2\omega_T V (\sin \delta \cos \gamma - \cos \delta \sin \gamma \cos \chi) + \frac{V^2}{r} \cos^2 \gamma \tan \delta \sin \chi \\ &+ \omega_T^2 R \cos \delta \sin \delta \sin \chi \end{aligned} \quad (24)$$

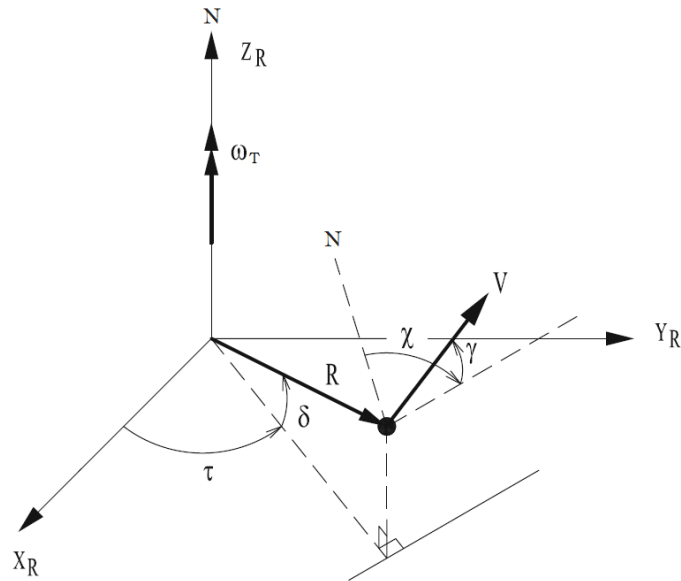


Figura 20: Definición de la posición del vehículo recuperador. Fuente: [9]

En cuanto al modelo cinemático, las Ec.(25)- Ec.(27) permiten obtener la evolución de la posición del vehículo representada en la Figura 19.

$$\dot{r} = V \sin \gamma \quad (25)$$

$$\dot{\tau} = \frac{V \sin \chi \cos \gamma}{r \cos \delta} \quad (26)$$

$$\dot{\delta} = \frac{V \cos \chi \cos \gamma}{r} \quad (27)$$

5.2.3. Aerodinámica lineal

A través del modelo matemático de la trayectoria se busca no solo simular la actuación del vehículo recuperador, sino también obtener conclusiones generales acerca de los parámetros que influyen de forma más significativa en la misma. Para ello, se hará uso de un modelo aerodinámico lineal. Este modelo falla en predecir con exactitud el comportamiento del vehículo cuando se supera la barrera del sonido, pero proporciona resultados bastante precisos para velocidades por debajo de este límite. Una aproximación lineal tampoco produce resultados fiables cuando el vehículo se encuentra operando cercano a la zona de entrada en pérdida. Sin embargo, este modelo tiene la ventaja de que permite obtener soluciones analíticas a las ecuaciones pudiendo extraerse conclusiones generales que no se pueden alcanzar con modelos no lineales que requieren la integración numérica para casos particulares.

Nótese que el modelo aerodinámico lineal presentado a continuación no será el empleado para simular la trayectoria del vehículo, de nuevo se recalca que su uso está limitado a analizar aspectos de la actuación de forma conceptual.

Para la deducción del modelo lineal se asume que las fuerzas aerodinámicas sufren pequeñas

variaciones respecto a un punto de equilibrio, representado por el subíndice 0 ¹, a raíz de perturbaciones inducidas por las variables del modelo.

De esta forma, la expresión de las fuerzas y momentos aerodinámicos según el modelo lineal viene dado por las Ec.(28)- Ec.(33), donde los subíndices representan la variable de derivación.

A la vista de estas expresiones queda claro que se asume que se puede examinar de forma aislada la contribución de cada variable a la generación de fuerzas y momentos. Además, se acepta que la dinámica longitudinal y lateral-direccional se pueden estudiar de forma independiente, es decir, las variables propias de cada movimiento no influyen en el otro.

$$X_A = X_{A0} + X_u \cdot \Delta u + X_w \cdot \Delta w + X_q \cdot \Delta q + X_{\dot{w}} \cdot \Delta \dot{w} + X_{\delta E} \cdot \delta E \quad (28)$$

$$Y_A = Y_{A0} + Y_v \cdot \Delta v + Y_r \cdot \Delta r + Y_p \cdot \Delta p + Y_{\dot{v}} \cdot \Delta \dot{v} + Y_{\delta A} \cdot \Delta \delta A + Y_{\delta R} \cdot \Delta \delta R \quad (29)$$

$$Z_A = Z_{A0} + Z_u \cdot \Delta u + Z_w \cdot \Delta w + Z_q \cdot \delta q + Z_{\dot{w}} \cdot \Delta \dot{w} + Z_{\delta E} \cdot \Delta \delta E \quad (30)$$

$$M = M_0 + M_u \cdot \Delta u + M_w \cdot \Delta w + M_q \cdot \Delta q + M_{\dot{w}} \cdot \Delta \dot{w} + M_{\delta E} \cdot \Delta \delta E \quad (31)$$

$$L = L_0 + L_v \cdot \Delta v + L_r \cdot \Delta r + L_p \cdot \Delta p + L_{\dot{v}} \cdot \Delta \dot{v} + L_{\delta A} \cdot \Delta \delta A + L_{\delta R} \cdot \Delta \delta R \quad (32)$$

$$N = N_0 + N_v \cdot \Delta v + N_r \cdot \Delta r + N_p \cdot \Delta p + N_{\dot{v}} \cdot \Delta \dot{v} + N_{\delta A} \cdot \Delta \delta A + N_{\delta R} \cdot \Delta \delta R \quad (33)$$

Se han incluido en las expresiones la contribución de los mandos del vehículo. Estos mandos son los encargados del control de la trayectoria mediante la generación de fuerzas y momentos en cada uno de los ejes.

A partir de las expresiones de fuerzas y momentos, Ec.(5)-Ec.(9) y Ec(13)-Ec(33) se puede determinar el valor de cada una de las derivadas. A continuación se indica el resultado de llevar a cabo esta operación para cada una de las variables obtenido en [19].

En el proceso se ha asumido que los ángulos de ataque y derrape son pequeños con el fin de eliminar las no linealidades aproximando $\cos \alpha \approx \cos \beta \approx 1$ y $\sin \alpha \approx \alpha$, $\sin \beta \approx \beta$. Esta hipótesis permite también aproximar el valor de las componentes de la velocidad como $[u, v, w] \approx [V, \beta V, \alpha V]$.

¹En el caso de los coeficientes aerodinámicos se evita la utilización del subíndice 0, ya que puede confundirse con condiciones de sustentación o ángulo de ataque nulo. En su lugar se utiliza el subíndice Trim.

Derivadas aerodinámicas longitudinales

$$X_u = -\rho S V_0 \left(CD_{Trim} + \frac{M_0}{2} \left(\frac{\partial CD}{\partial M} \right)_{M=M_0} \right) \quad (34)$$

$$X_w = \frac{1}{2} \rho S V_0 \left(CL - \left(\frac{\partial CD}{\partial \alpha} \right)_{\alpha=\alpha_0} + \Delta\alpha \cdot \left(\frac{\partial CL}{\partial \alpha} \right)_{\alpha=\alpha_0} \right) \quad (35)$$

$$X_q = -\frac{1}{2} \rho S V^2 \left(\Delta\alpha \cdot \left(\frac{\partial CL}{\partial q} \right)_{q=q_0} - \left(\frac{\partial CD}{\partial q} \right)_{q=q_0} \right) \approx 0 \quad (36)$$

$$X_{\dot{w}} = 0 \quad (37)$$

$$Z_u = -\rho S V_0 \left(CL_0 + \frac{M_0}{2} \left(\frac{\partial CL}{\partial M} \right)_{M=M_0} \right) \quad (38)$$

$$Z_w \approx -\frac{1}{2} \rho S V_0 (CD_{Trim} + CL_\alpha) \quad (39)$$

$$Z_q \approx -\frac{1}{2} \rho S V^2 CL_q \quad (40)$$

$$Z_{\dot{w}} = -\frac{1}{4} \rho S c C L \dot{\alpha} \quad (41)$$

$$M_u = \rho S c V_0 C M + \frac{1}{2} \rho S c V_0^2 \left(\frac{\partial C M}{\partial u} \right)_{M=M_0} \quad (42)$$

$$M_w = \frac{1}{2} \rho S c V_0 C M_\alpha \quad (43)$$

$$M_q = \frac{1}{2} \rho S c^2 b V_0 C M_q \quad (44)$$

Derivadas aerodinámicas lateral-direccionales

$$Y_v = \frac{\rho S V_0}{2} C Y_\beta \quad (45)$$

$$Y_{\dot{v}} = \frac{\rho S b V_0}{4} C Y_{\dot{\beta}} \approx 0 \quad (46)$$

$$Y_p = \frac{\rho S b V_0}{4} C Y_p \quad (47)$$

$$Y_r = \frac{\rho S b V_0}{4} C Y_r \quad (48)$$

$$L_v = \frac{\rho S b V_0}{2} C l_\beta \quad (49)$$

$$L_{\dot{v}} = \frac{\rho S b}{4} C l_{\dot{\beta}} \approx 0 \quad (50)$$

$$L_p = \frac{\rho S b V_0}{4} C l_p \quad (51)$$

$$L_r = \frac{\rho S b V_0}{4} C l_r \quad (52)$$

$$N_v = \frac{\rho S b V_0}{2} C N_\beta \quad (53)$$

$$N_{\dot{v}} = \frac{\rho S b}{4} C N_{\dot{\beta}} \approx 0 \quad (54)$$

$$N_p = \frac{\rho S b V_0}{4} C N_p \quad (55)$$

$$N_r = \frac{\rho S b V_0}{4} C N_r \quad (56)$$

6. Modelo aerodinámico

Para predecir la trayectoria que llevará a cabo el vehículo a partir del modelo matemático presentado es necesario estimar el valor de las fuerzas aerodinámicas en cada instante de la misión. Evidentemente esto no es posible en una fase de diseño preliminar en la que no se cuenta con datos de ensayos ni resulta viable realizar simulaciones para cada una de las condiciones de vuelo que atraviesa el vehículo. Así pues, es necesario establecer un modelo aerodinámico que permitan obtener resultados preliminares acerca de la actuación de la aeronave.

El objetivo de este apartado no es discutir los datos aerodinámicos del vehículo, algo que se llevará a cabo más adelante en las secciones 9.3 y 10.3, sino presentar la metodología empleada para crear el modelo aerodinámico que se utilizará en la integración de la trayectoria del mismo. Esta metodología se basa en una serie de hipótesis que se justifican a lo largo de esta sección y se resumen al final de la misma.

Antes de presentar el modelo aerodinámico, resulta conveniente establecer dos tipos de clasificación en cuanto a las características del flujo atravesado por el vehículo con el objetivo determinar aquellas condiciones de vuelo para las que se puede asumir el coste y dificultad de un cálculo computacional y aquellas para las que es necesario buscar otra forma de abordar el modelado aerodinámico.

En primer lugar, debemos distinguir entre condiciones de **flujo molecular libre** y **flujo continuo**.

De acuerdo a [6] hablamos de **flujo molecular libre** cuando el camino libre medio entre las partículas del flujo es mayor que la dimensión característica del vehículo. Esta condición puede asumirse a partir de valores del número de Knudsen, Ec.(57), superiores a la unidad y se da durante la primera parte de la reentrada, cuando la velocidad del vehículo es muy elevada y la densidad del flujo es muy reducida debido a la gran altitud a la que se encuentra operando.

$$Kn = \frac{M}{Re} \sqrt{\frac{\gamma\pi}{2}} \quad (57)$$

El comportamiento del flujo molecular libre alrededor de un cuerpo sumergido es muy diferente al del flujo continuo. En este tipo de flujos las partículas incidentes no están perturbadas por la presencia del cuerpo y las partículas reemitidas colisionan con otras partículas del flujo libre a una gran distancia de este. Por lo tanto, las fuerzas aerodinámicas generadas por el cuerpo dependen únicamente de la interacción con las moléculas que impactan contra su superficie.

Existen dos modelos idealizados que permiten tratar este tipo de flujos: el modelo de *reflexión especular* y el modelo de *reflexión difusa*, siendo este último más cercano a la realidad. En el modelo especular se considera que las partículas que golpean el cuerpo son reemitidas de tal forma que se conserva su componente tangencial a la superficie y se revierte su componente normal a la misma. Por otro lado, en el caso del modelo de reflexión difusa, las partículas son reemitidas de acuerdo a una distribución Maxwelliana correspondiente a la temperatura de la pared. Para una explicación más detallada acerca de la deducción de ambos modelos puede consultarse [10].

En segundo lugar, podemos también llevar a cabo una distinción de acuerdo a la velocidad del vehículo frente a la del sonido en las mismas condiciones. El número adimensional que nos

permite evaluar esta distinción es el número de Mach, en función del cual hablamos de flujo **subsónico**, **supersónico** e **hipersónico**.²

El flujo molecular libre y el flujo hipersónico constituyen las condiciones para las cuales resulta extremadamente costoso y complicado obtener una solución computacionalmente. Por ello, a continuación se presenta la estrategia empleada para determinar el modelo aerodinámico para cada una de estas condiciones.

Para modelar las condiciones de flujo molecular libre se ha recurrido a la biografía buscando tanto modelos teóricos como experimentales. En [10] se presentan las soluciones analíticas para una serie de cuerpos sencillos, obteniéndose para todos ellos valores iguales o cercanos a 2 para el coeficiente de resistencia. Por otro lado, de acuerdo a [6] un coeficiente de resistencia de 2 respecto al área frontal es un valor típicamente asumido como primera referencia en el modelado aerodinámico de satélites orbitando por encima de la línea de Karman, aunque en sus experimentos con diferentes cuerpos se muestran pequeñas variaciones en función de la temperatura en la pared de los mismos.

En cuanto al coeficiente de sustentación, de acuerdo a [10] su valor es inversamente proporcional a la velocidad del cuerpo, por lo que se puede asumir como nulo en primera aproximación dado que las condiciones de flujo libre coinciden con la fase hipersónica del vuelo. El error que pudiera generar esta aproximación se ve además reducido por el hecho de que las fuerzas aerodinámicas, como se demostrará al simular la trayectoria del vehículo en la sección 11.2, apenas influyen en la actuación antes de que el vehículo atraviese la termosfera, que es precisamente hasta cuando se dan las condiciones de flujo molecular libre.

Una vez el vehículo abandona el régimen de flujo molecular libre, se ha modelado el comportamiento aerodinámico mediante los datos obtenidos a través del cálculo CFD con el objetivo de establecer leyes del tipo:

$$C_L = C_L(Ma, \alpha), \quad C_D = C_D(Ma, \alpha)$$

Como se puede observar, no se ha considerado la dependencia del número de Reynolds, lo que hubiera hecho necesario aumentar el número de cálculos. Esta simplificación se ha llevado a cabo en base a dos consideraciones.

En primer lugar, el valor número de Reynolds afecta principalmente a la componente de la resistencia debida a fricción, no obstante, se ha observado que esta componente es inferior en dos órdenes de magnitud a la resistencia debida a presión, incluso en condiciones de vuelo subsónicas.

Por otro lado, los valores de número de Mach para los que se ha llevado a cabo el cálculo CFD se corresponden en la trayectoria del vehículo con números de Reynolds elevados, de órdenes de magnitud de $10^5 - 10^6$. Esto hace que las fuerzas aerodinámicas comiencen a volverse precisamente independientes de este parámetro, y así se ha probado mediante el estudio de un caso.

Para comprobar la independencia del número de Reynolds se han calculado las fuerzas aerodinámicas sobre el vehículo para número de Mach constante y valores de número de Reynolds que difieren en dos órdenes de magnitud, para lo que se han variado la presión y densidad y se ha escalado el modelo del vehículo. Los resultados de los coeficientes aerodinámicos para $Re=7.3808e+06$ son $C_D=0.492$ y $C_L=0.827$, mientras que para $Re=7.3808e+04$ los resultados son $C_D=0.434$ y $C_L=0.814$, tomando como longitud característica la longitud del vehículo. Las

²Podrían distinguirse también las condiciones de flujo transónico.

diferencias obtenidas son por tanto de un 5.8% y un 1.62%, con lo que se asumen las variaciones suficientemente pequeñas como para suponer condiciones de independencia con el número de Reynolds.

El cálculo CFD se ha llevado a cabo para diferentes números de Mach comprendidos entre $0 < M < 3$ a varios ángulos de ataque. Para una explicación más detallada de cómo se ha llevado a cabo dicho cálculo debe acudir a la sección 12. Estos cálculos han permitido obtener unas tendencias claras en lo que respecta a la evolución de los coeficientes aerodinámicos con el número de Mach y el ángulo de ataque en los rangos estudiados.

A partir de estas tendencias, se han interpolado los datos para el rango de ángulos de ataque y número de Mach estudiado. Esto incluye las condiciones de vuelo transónicas, en las que como es bien sabido, se produce una divergencia en el valor del coeficiente de resistencia y en general los coeficientes aerodinámicos abandonan el comportamiento lineal. No obstante, estos efectos, aunque de gran notoriedad, se dan en un lapsus de tiempo muy reducido si se compara con el tiempo de operación total del vehículo y dadas las condiciones de rápida deceleración. Por lo tanto, se ha considerado que en el contexto de una primera evaluación del desempeño del vehículo se pueden obviar los efectos de esta fase del vuelo en la trayectoria.

Por otro lado, en caso de darse ángulos de ataque superiores a los estudiados, se han extrapolado las tendencias obtenidas, lo que implica asumir un comportamiento lineal del coeficiente de sustentación y parabólico en el caso del coeficiente de resistencia. Si bien es evidente el error que esta hipótesis puede suponer, hay que tener en cuenta que los ángulos de ataque elevados se corresponden en las trayectorias de reentrada con la fase hipersónica del vuelo, para la cual, de acuerdo a las teorías de impacto y los datos de vehículos similares [28], se pueden considerar linealidad en el comportamiento del coeficiente de sustentación hasta elevados ángulos de ataque. Véanse como ejemplo los datos aerodinámicos del Hermes, Figura 3.

En el caso del número de Mach, a partir de $M > 3$ se ha supuesto que los coeficientes aerodinámicos son independientes de este parámetro. El principio de independencia del número de Mach se da en realidad para valores típicamente superiores, de alrededor de $M=6$ si se consideran los datos aerodinámicos de los vehículos de reentrada estudiados en [28]. No obstante, teniendo en cuenta que los valores de los coeficientes aerodinámicos van haciéndose cada vez más similares conforme el Mach aumenta y dada la dificultad de llevar a cabo cálculos CFD para estas condiciones, se ha optado por asumir esta simplificación.

Resumen de hipótesis asumidas para la elaboración del modelo aerodinámico

- En condiciones de flujo molecular libre se asume un coeficiente de resistencia de valor $C_D = 2$ respecto del área frontal y un coeficiente de sustentación $C_L = 0$.
- En el rango de números de Mach, $0 < M < 3$, y de ángulos de ataque, $0 < \alpha < 24$, para los que se han llevado a cabo estudios CFD, se asume que los resultados son interpolables.
- No se ha modelado el régimen transónico, al considerarse que se trata de un estado transitorio que se da en un tiempo muy reducido en comparación con el tiempo total de operación del vehículo y por lo tanto su influencia no es significativa.
- En el caso de utilizarse ángulos de ataque superiores a los estudiados en el cálculo CFD, se considerará que las tendencias obtenidas son extrapolables asumiendo el error cometido.
- Para números de Mach mayores a 3 y siempre que no se correspondan con condiciones de flujo molecular libre, se considerará a los coeficientes aerodinámicos independientes del número de Mach y se tomarán los datos correspondientes a $Mach=3$.

7. Modelo atmosférico

En esta sección se presenta el modelo atmosférico empleado para modelar la trayectoria del vehículo recuperador. Se trata del modelo *U.S Standard Atmosphere, 1976*, [17] elaborado por la NASA en base a los datos recogidos hasta la fecha y proporciona valores de las propiedades atmosféricas para altitudes hasta 1,000 km por encima del nivel del mar. En el presentado apartado se incluirán únicamente las partes del modelo para altitudes comprendidas entre el nivel del mar y 200 km sobre este punto.

El modelo *U.S Standard Atmosphere* proporciona expresiones de las diferentes propiedades en función de la altitud en base a las características de la atmósfera en cada una de sus capas. Aún así, debe tenerse en cuenta que a medida que se aumenta la altitud aumentan las incertidumbres respecto a los datos atmosféricos y el sistema de control debe estar preparado para compensar estas desviaciones de la trayectoria nominal.

El modelo está formulado en algunas de las capas en función de la altitud geopotencial que puede hallarse a partir de la altitud geométrica mediante la expresión dada por Ec.(58).

$$H = \frac{rz}{r+z} \quad (58)$$

Para el cálculo de las diferentes propiedades se subdivide la atmósfera en varias y capas. En las capas por debajo de los 86 km el modelo *U.S Standard Atmosphere, 1976* se corresponde con el modelo ICAO. Este modelo asume la hipótesis de aire perfecto desprovisto de humedad y polvo y se basa en valores iniciales convencionales para la temperatura, presión y densidad al nivel medio del mar.

Símbolo	Valor	Unidad de medida
T_0	288.15	K
P_0	101325	Pa
ρ_0	1.225	kg/m ³
a_0	349.294	m/s
g_0	9.807	m/s ²
μ_0	1.81206E-5	m/s ²
γ	1.4	(-)
R	287.052	J/(K · kg)

Tabla 5: Constantes y valores de referencia Modelo ICAO.

Temperatura

Hasta los 86 km sobre el nivel del mar la temperatura de cada capa se toma como una función lineal de la altitud geopotencial, con el valor del gradiente térmico β a tabulado en la Tabla 6.

$$T = T_b + \beta(H - H_b) \quad (59)$$

donde:

T_b es la temperatura del límite inferior de la capa.

H_b es la altitud geopotencial del límite inferior de la capa.

β es el gradiente térmico vertical.

Altitud geopotencial, H (km)	Gradiente térmico β (K/km)
0-11	-6.5
11-20	0
20-32	1
32-47	2.8
47-51	0
51-71	-2.8
71-80	2

Tabla 6: Gradiente térmico vertical.

A partir de los 85 km y hasta los 91 km de altitud geométrica la atmósfera se asume isoterma:

$$T = 186.8673 \quad (60)$$

A partir de los 91 km y hasta los 110 km la temperatura se modela como el segmento de una elipse dado por la Ec.(61):

$$T = 263.1905 - 76.3232 \left[1 - \left(\frac{-z + 110,000}{19,942.9} \right)^2 \right]^{1/2} \quad (61)$$

Desde los 110 km y hasta los 120 tenemos:

$$T = 240 + 12(z - 110) \quad (62)$$

Y por último, desde los 120 y hasta los 150:

$$T = 1000 - 640e^{-0.01875\xi} \quad (63)$$

donde:

$$\xi = (z-120)(6356.766 + 120)/(6356.766 + z)$$

La evolución de la temperatura con la altitud geométrica se muestra en la Figura 21.

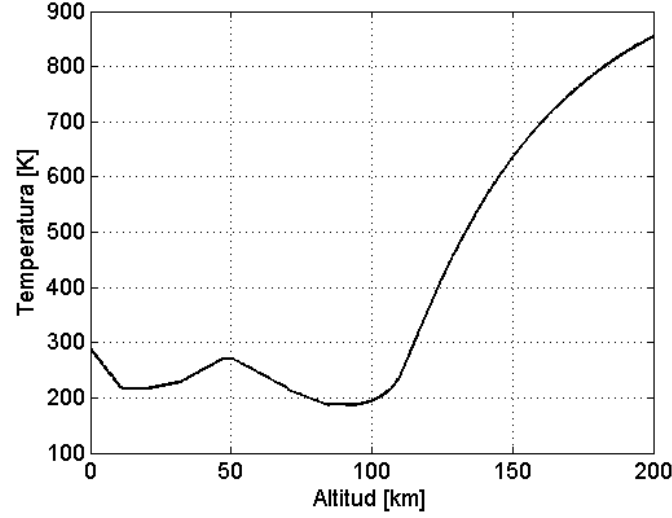


Figura 21: Evolución de la temperatura con la altitud geométrica.

Presión

Por debajo de los 86 km de altitud, adoptando el modelo de variación lineal de la temperatura con la altitud geopotencial, la solución simultánea de la ecuación hidrostática y la ley de los gases perfectos produce la siguiente expresión para la presión:

para $\beta \neq 0$

$$P = P_b \left[1 + \frac{\beta}{T_b} (H - H_b) \right]^{g_0/\beta R} \quad (64)$$

para $\beta = 0$

$$P = P_b \exp \left[\frac{-g_0}{RT} (H - H_b) \right] \quad (65)$$

A partir de los 86 km la presión se computa mediante expresiones exponenciales a partir de coeficientes tabulados en función de la altitud. Los valores de pueden encontrarse en la Tabla 7.

$$P = \exp[Az^4 + Bz^3 + Cz^2 + Dz + E] \quad (66)$$

z (km)	A	B	C	D	E
86-91	0	2.159582E-06	-4.836957E-04	-0.1425192	13.47530
91-100	0	3.304895E-05	-0.009062730	0.6516698	-11.03037
100-110	0	6.693926E-5	-0.01945388	1.719080	-47.7503
110-120	0	6539316E-5	0.02485568	-3.223620	135.9355
120-150	2.283506E-07	-1.343221E-4	0.02999016	-3.055446	113.5764
150-200	1.209434E-08	-9.692458E-6	0.003002041	-0.4523015	19.19151

Tabla 7: Coeficientes ecuación presión Ec.(66)

La evolución de la presión con la altitud geométrica se muestra en la Figura 22.

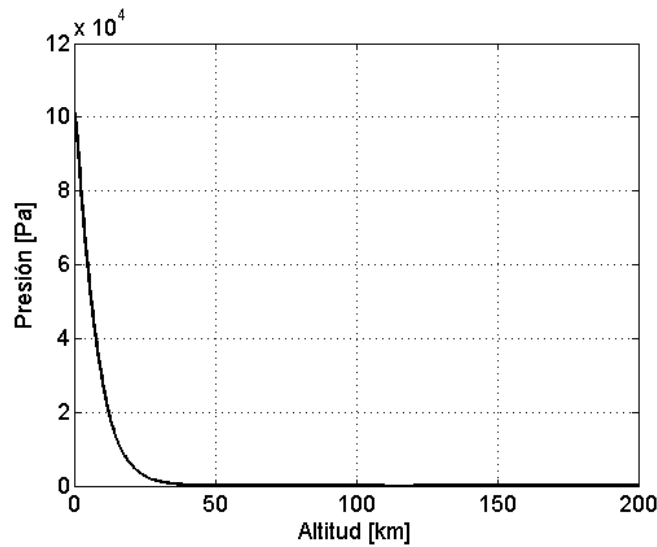


Figura 22: Evolución de la presión con la altitud geométrica.

Densidad

Hasta los 86 km sobre el nivel del mar la densidad se calcula a partir de la presión y temperatura mediante la ley del los gases perfectos:

$$\rho = \frac{P}{RT} \quad (67)$$

A partir de los 86 km la densidad se computa mediante expresiones exponenciales a partir de coeficientes tabulados en función de la altitud. Los valores de pueden encontrarse en la Tabla 68

$$\rho = \exp[Az^4 + Bz^3 + Cz^2 + DzE] \quad (68)$$

z (km)	A	B	C	D	E
86-91	0	-3.322622E-06	9.111460E-04	-0.2609971	5.944694
91-100	0	2.873405E-05	-0.008492037	0.6541179	-23.62010
100-110	-1.240774E-5	0.005162063	-0.8048342	55.55996	-1443.338
110-120	0	-8.854164E-5	0.03373254	-4.390837	176.5294
120-150	3.66177E-7	-2.154344E-4	0.04809214	-4.884744	172.3597
150-200	1.906032E-8	-1.527799E-5	0.004724294	-0.6992340	20.50921

Tabla 8: Coeficientes ecuación densidad E.(68)

La evolución de la densidad con la altitud geométrica se muestra en la Figura 23.

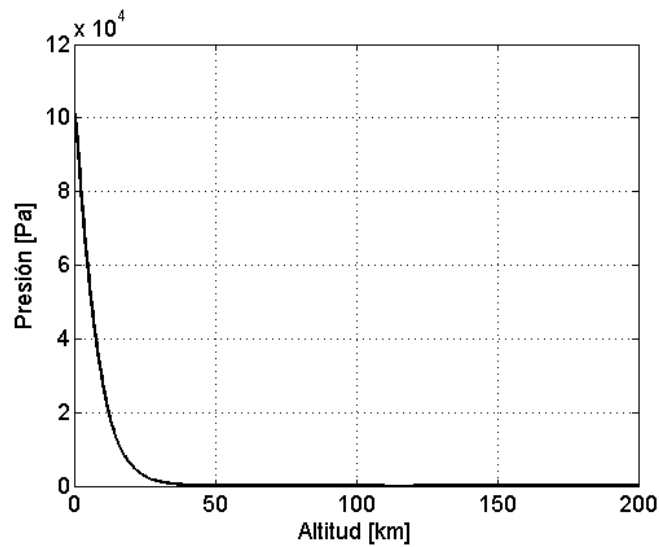


Figura 23: Evolución de la densidad con la altitud geométrica.

Velocidad del sonido

La velocidad del sonido se aproxima en todas las capas a partir de la Ec.(69)

$$a = \sqrt{\gamma RT} \quad (69)$$

La evolución de la velocidad del sonido con la altitud geométrica se muestra en la Figura 24.

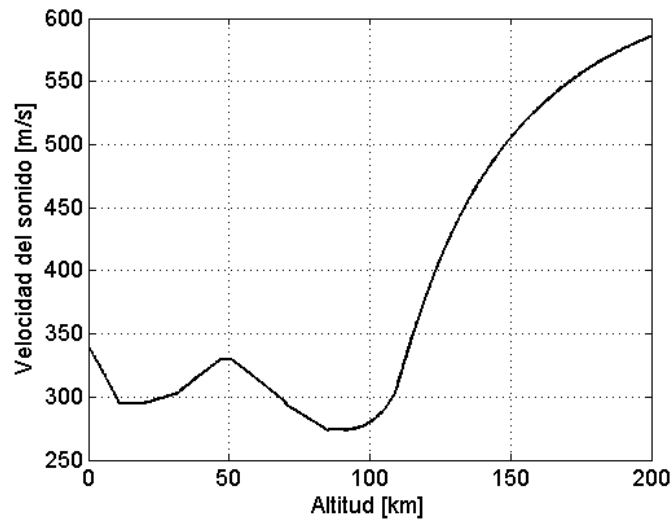


Figura 24: Evolución de la velocidad del sonido con la altitud geométrica.

Viscosidad dinámica

La viscosidad dinámica puede calcularse a partir de la temperatura mediante la ley de Shuterland, Ec.(70). Debe tenerse en cuenta que esta expresión pierde su precisión a partir de los 86 km de altitud debido a los cambios en la composición del aire.

$$\mu = \mu_0 \left(\frac{T}{T_0} \right)^{(3/2)} \left(\frac{T_0 + S}{T + S} \right) \quad (70)$$

donde:

$S = 110K$ es la constante de Shuterland.

La evolución de la viscosidad con la altitud geométrica se muestra en la Figura 25.

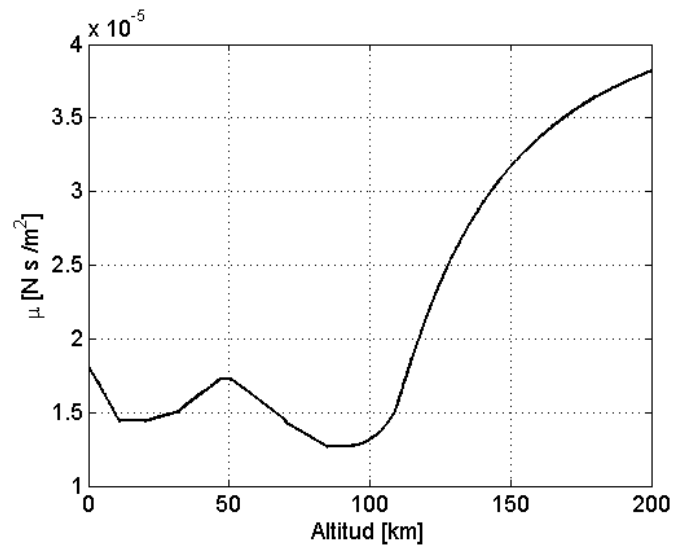


Figura 25: Evolución de la viscosidad con la altitud geométrica.

8. Modelo gravitatorio

Conforme el vehículo evoluciona en su trayectoria la aceleración de la gravedad varía al mismo tiempo que lo hace su altitud.³ A partir de la ley de gravitación universal, Ec.(71), se puede calcular su valor en cada punto.

$$\mathbf{F}_g = \frac{GMm}{r^2} \mathbf{r} = m \frac{\mu}{r^2} \mathbf{r} \quad (71)$$

donde:

$\mu=3.9860047 \cdot 10^{14} \text{ m}^3/\text{s}^2$ es la constante de gravitación terrestre.

m es la masa del vehículo recuperador.

r es el vector que va desde el centro de masas de la Tierra al del vehículo recuperador.

³Se ha supuesto un campo gravitatorio isótropo, es decir, la aceleración de la gravedad depende únicamente de la altitud.

9. Diseño del vehículo recuperador

9.1. Criterios de diseño

9.1.1. Criterios aerotermodinámicos

Los vehículos que realizan reentradas atmosféricas tienen la peculiaridad de que atraviesan todos los regímenes de vuelo, desde hipersónico hasta subsónico pasando por supersónico. Esto constituye una complicación a la hora de determinar criterios de diseño claros, ya que éstos se contradicen si buscamos optimizar el vuelo en cada uno de ellos. En este apartado se describirán los aspectos cualitativos más importantes de cada uno de los regímenes que atraviesa el vehículo recuperador desde su reentrada hasta su aterrizaje con el objetivo de establecer un compromiso entre los diferentes criterios para afrontar el diseño del mismo.

Fase hipersónica

La delimitación típicamente establecida para flujo hipersónico es Mach mayor que 5, por lo que el vehículo recuperador volará en este régimen desde su reentrada a aproximadamente Mach 25 hasta que debido a la resistencia aerodinámica disminuya su velocidad por debajo de dicho límite. En este proceso el vehículo disminuye tanto su energía cinética como potencial, la cual se transfiere en forma de calor al fluido y a la propia superficie del vehículo.

Así pues, la fase hipersónica se caracteriza por las fuertes cargas térmicas debidas al frenado aerodinámico y la formación de ondas de choque. Esto hace que el criterio de diseño predominante durante esta fase sea la minimización del calor transmitido a la superficie para tratar de evitar que tanto el vehículo como la carga de pago sufran daños asociados a las altas temperaturas.

Detra e Hidalgo [7] proponen una correlación semiempírica para estimar el calor transmitido por el gas al vehículo mediante procesos de conducción y difusión dada por la Ec.(72).

$$q_{w,gas} = 11.03 \cdot 10^7 \cdot \frac{1}{\sqrt{R}} (\rho/\rho_0)^{0.5} \cdot (v/v_{co})^{3.15} \quad (72)$$

donde:

R es el radio del morro del vehículo.

ρ_0 es la densidad a nivel del mar.

v_{co} es la velocidad correspondiente a una órbita circular a la altitud estudiada.

A la vista de dicha expresión podemos extraer la conclusión de que la transmisión de calor se ve reducida conforme se aumenta el radio del morro del vehículo. Esta conclusión es el principio fundamental detrás del trabajo de H. Julian Allen [1] sobre la aerodinámica de cuerpos obtusos, en el que se argumenta que este tipo de cuerpos minimizan la transmisión de calor. Este hecho se explica debido a que un morro obtuso favorece la formación de ondas de choque tipo *bow* como consecuencia de la gran deflexión que esta morfología produce sobre el fluido. Este tipo de ondas de choque se produce a una cierta distancia δ del cuerpo, disminuyendo la cantidad de calor transmitido al vehículo en comparación con una onda de choque oblicua.

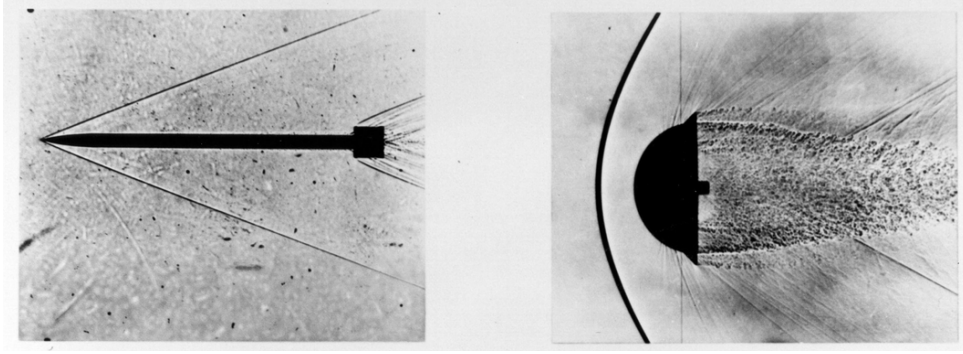


Figura 26: Onda de choque en un cuerpo esbelto (izquierda) y en un cuerpo romo (derecha).

Por otro lado, el gran aumento de la temperatura del fluido que sigue a una onda de choque tipo *bow* a tan altas velocidades da lugar a procesos de disociación e ionización del aire. En estas condiciones debe también considerarse el flujo de calor debido a radiación. Una primera estimación del flujo por radiación transmitido por el gas al vehículo viene dado por la Ec.(73) presentada en [12].

$$q_{rad,gas} = 7.9 \cdot 10^{11} \cdot R \cdot (\rho/\rho_0)^{1.5} (v/10^4)^{12.5} \quad (73)$$

A la vista de esta expresión nos encontramos con la primera contradicción a la hora de diseñar vehículos de reentrada, los criterios de minimización del calor transmitido por radiación a través de la geometría del vehículo son contrarios a los del calor transmitido por conducción. Sin embargo, de acuerdo a [2] el calor transmitido por difusión y convección es generalmente predominante para velocidades inferiores a 12,000 m/s y teniendo en cuenta la velocidad y altitud de separación de la EPC, el vehículo recuperador no alcanzará velocidades que sobrepasen los 8,000 m/s.

Se puede comprobar esta afirmación llevando a cabo una sustitución de valores representativos de la separación de la separación del vehículo recuperador. Para una velocidad de 7,000 m/s a una altitud de 100 km tenemos una densidad de $5.6039 \times 10^{-7} \text{ kg/m}^3$ y una velocidad orbital de 7,848.2 m/, y para un radio de 1m se obtiene:

$$\frac{q_{rad,gas}}{q_{w,gas}} = \frac{2.831W/m^2}{5,0234W/m^2} = 5.4399e - 05$$

Por último, se puede estimar que el calor transmitido debido a la interacción viscosa durante el frenado aerodinámico es proporcional al ratio de la resistencia debida a la fricción sobre la resistencia total [2] tal y como se expresa en la Ec.(74).

$$q_{vis} = \frac{1}{4} \frac{C_f}{C_D} m V_E^2 \quad (74)$$

donde:

C_f es el coeficiente de fricción.

CD es el coeficiente de resistencia.

m es la masa del vehículo.

V_E es la velocidad de reentrada.

El valor del coeficiente de fricción depende principalmente del material, acabado de la superficie y número de Reynolds. Debido a que el coeficiente de fricción es mayor para capas límite turbulentas se debe tratar de retrasar la transición laminar-turbulenta. Esto puede parecer complicado dadas las altas velocidades a las que se vuela en la fase hipersónica, pero no lo es si tenemos en cuenta que esta fase se lleva a cabo a altitudes en las que la densidad es muy pequeña. De hecho, durante gran parte de la fase hipersónica el vehículo vuela en condiciones de flujo molecular libre, para las cuales los efectos viscosos son imperceptibles.

La Ec.(74) nos permite extraer otras conclusiones interesantes. En primer lugar, indica que el total de calor disipado depende tanto de la velocidad de reentrada como de la masa del vehículo. Lo primero, como se ha explicado en la sección 4 depende principalmente de los objetivos de la misión en cuanto a órbita final y carga de pago transportada, pero lo segundo está directamente relacionado con el diseño del vehículo recuperador, tal y como se explica en la sección 9.2.

Por otro lado, nos encontramos de nuevo con que un cuerpo como minimiza la transferencia de calor, ya que la relación entre la resistencia debida a presión y la debida a fricción es mucho mayor que para un cuerpo esbelto. Esta relación se ve aumentada si se incrementa la sustentación generada por el vehículo, por lo que es habitual realizar la reentrada a ángulos de ataque elevados.

Además de minimizar la transmisión de calor, una reentrada con sustentación permite aumentar el rango del vehículo, por lo que la optimización aerodinámica es un criterio de diseño en todas las fases de vuelo y por lo tanto también en la fase hipersónica. Esta optimización pasa por formas esbeltas que prevengan la separación del flujo y que además disminuyan la superficie expuesta del vehículo para minimizar la resistencia parásita. Por ello, la superficie del fuselaje debe minimizarse adaptándose a la forma del Vulcain 2, pero al mismo tiempo debe aprovecharse para generar sustentación que se suma a la proporcionada por el ala. De nuevo nos encontramos con una contradicción, la eficiencia aerodinámica está reñida con los criterios de minimización de transmisión de calor.

Fase supersónica

Una vez frenado hasta velocidades supersónicas, las cargas térmicas sobre el vehículo ya no son tan relevantes y los criterios de diseño se centran en la maximización de la eficiencia aerodinámica.

A velocidades supersónicas los fenómenos de compresibilidad pasan a ser predominantes en el comportamiento del flujo. En estas condiciones, la componente de resistencia de presión debida a los gradientes derivados de las ondas de choque y expansión cobran relevancia, pero además la sustentación que es capaz de generar un cuerpo se ve disminuida. Con el objetivo de minimizar la pérdida en eficiencia aerodinámica debe tratarse de evitar la generación de gradientes de presión abruptos. La aparición de estos fenómenos está asociada principalmente a tres causas: en primer lugar, las ondas de choque de borde de ataque aparecen cuando el flujo se encuentra con la presencia del cuerpo; en segundo lugar, los cambios bruscos en la sección que generan nuevas ondas de choque y expansión y la separación del flujo; por último, cuando las condiciones son cercanas a velocidades transónicas, la aceleración del flujo sobre el cuerpo puede llevar a la aparición de fenómenos de compresibilidad.

De nuevo nos encontramos con que un diseño esbelto con un cambio de sección suave es el más adecuado, por lo que resulta conveniente adoptar configuraciones en las que ala y fuselaje estén

integrados

Además, si bien interesa la aceleración del flujo sobre el cuerpo con el objetivo de generar sustentación, debe tratarse que el punto donde esta aceleración sea máxima se produzca lo más hacia el borde de salida, por ejemplo mediante la elección de un perfil adecuado. Por otro lado, buscando disminuir la velocidad incidente sobre los perfiles se puede adoptar flecha alar.

La flecha alar junto con el hecho de que las alas deben ser esbeltas y por lo tanto de bajo alargamiento contribuyen a la generación del denominado “vortex lift”. Este fenómeno está causado por la separación del flujo en el borde de ataque de un ala en flecha a elevados ángulos de ataque. El flujo separado se readhiere formando un torbellino estable que se enrolla a lo largo del borde de ataque del ala. La velocidad inducida por este movimiento helicoidal del flujo hace que se produzca un gran pico de succión que genera un aumento en la sustentación del ala.

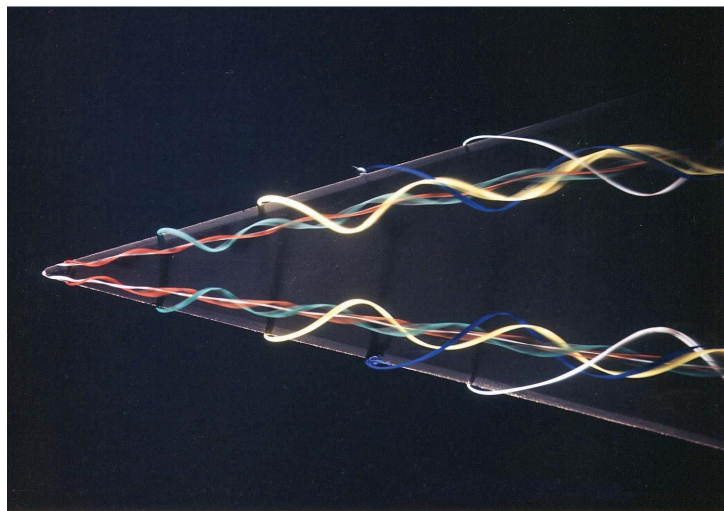


Figura 27: Torbellinos de borde de ataque en un ala con flecha. Fuente: Werlé, H., ONERA.

Fase subsónica

Aunque todavía no se han presentado los resultados de la trayectoria del vehículo recuperador, se puede adelantar que la fase subsónica es una fase secundaria, ya que comprende una fracción muy pequeña del tiempo total de operación y es la menos crítica en cuanto a conseguir los objetivos de la misión. Aún así, es una fase que debe estudiarse con detenimiento a la hora de diseñar posibles maniobras de aterrizaje, lo cual no forma parte de los objetivos de este trabajo.

En esta fase desaparecen los fenómenos de compresibilidad y es posible obtener valores mucho más elevados de eficiencia aerodinámica. Una vez las velocidades se alejan del régimen transónico, la sustentación puede aumentarse con cuerpos que produzcan elevadas aceleraciones en el flujo a través de, por ejemplo, de un aumento en la curvatura, sin que por ello aparezcan efectos adversos de compresibilidad. En estas condiciones la resistencia debida a la fricción y la resistencia de forma pierden importancia frente a la resistencia inducida y la maximización de la eficiencia viene dada por la minimización de esta última componente.

Esto se lleva a cabo seleccionando fuselajes esbeltos y alas de elevado AR. Además, también juega un papel fundamental la optimización estrechamiento alar. Adicionalmente, se pueden utilizar elementos que minimicen los efectos de los torbellinos de punta de ala, como son los

winglets o estabilizadores verticales situados precisamente en esa posición.

9.1.2. Criterios de estabilidad

En esta sección se discutirán diferentes principios de estabilidad que permitan establecer criterios de diseño del vehículo en general y especialmente de las superficies aerodinámicas y de control, ya que como su propio nombre indica, son las encargadas de proporcionar el control de la trayectoria manteniendo al vehículo estable ante perturbaciones como pueden ser ráfagas de viento o turbulencias.

Estos criterios se distinguirán según se refieran a la estabilidad estática o dinámica del vehículo. La estabilidad estática es la tendencia inicial del vehículo tras sufrir una perturbación, mientras que la estabilidad dinámica comprende la evolución temporal del movimiento tras dicha perturbación. Por lo tanto, la estabilidad dinámica requiere que el vehículo sea estaticamente estable, pero la estabilidad estática no garantiza la estabilidad dinámica.

Gracias a los sistemas SAS (Stability Augmentation Systems) no resulta estrictamente necesario que el vehículo sea estable con mandos fijos, sin embargo, se debe tratar de mantener los valores de la frecuencia y amortiguamiento de los modos lo más elevados posibles a fin de que el sistema SAS sea capaz de detectar y corregir de forma efectiva el movimiento no deseado.

Estabilidad estática

La estabilidad estática se basa en la generación de momentos que ante una perturbación tiendan a restaurar el equilibrio.

En el caso de la estabilidad longitudinal, la condición de estabilidad viene dada por la Ec.(75).

$$\frac{\partial CM}{\partial \alpha} < 0 \quad (75)$$

Esta condición garantiza que ante una perturbación en el ángulo de ataque el momento generado tienda a restaurar el equilibrio. La expresión de CM_α puede aproximarse según la Ec.(76), la cual indica que la estabilidad longitudinal viene determinada por la posición relativa entre el centro aerodinámico del vehículo y su centro de gravedad. El vehículo será estable con mandos fijos si su punto neutro se encuentra por detrás del centro de gravedad, algo que deberá tenerse en cuenta en secciones posteriores donde se establece el diseño del vehículo.

$$CM_\alpha = CL_\alpha \left(\frac{xCDG - xPN}{c_w} \right) \quad (76)$$

Si analizamos la estabilidad lateral-direccional, en el caso de que el vehículo se viera sometido a una perturbación que generase un ángulo de derrape, de acuerdo al criterio de signos establecido en la sección 5, la condición que asegura la eliminación de dicho derrape viene dada por la Ec.(77).

$$\frac{\partial CN}{\partial \beta} > 0 \quad (77)$$

El origen de este coeficiente es principalmente la fuerza lateral generada por las superficies verticales al ser sometidas a un ángulo de derrape β , las contribuciones de ala y fuselaje son

habitualmente despreciables aunque desestabilizadoras [16]. Su valor depende mayoritariamente del coeficiente de sustentación lateral de las superficies verticales, el rendimiento dinámico de la corriente y la deflexión que el resto de elementos del vehículo produzcan en la corriente antes de incidir sobre las superficies verticales. De forma aproximada el valor de la derivada CN_β puede calcularse según la Ec.(78).

$$CN_\beta = -CL_{\beta V} \left(1 - \frac{\partial \sigma}{\partial \beta}\right) \left(\frac{S_v}{S_w}\right) \left(\frac{xCDG - xCA_V}{b}\right) \eta_V \quad (78)$$

donde:

$CL_{\beta V}$ es el coeficiente de sustentación del estabilizador vertical respecto del ángulo β .

σ es el ángulo de desviación de la corriente.

η_V es el rendimiento dinámico.

De acuerdo al criterio de signos empleado, CL_β es positivo, ya que la fuerza lateral generada aumenta conforme lo hace el ángulo de incidencia sobre las superficies verticales. Así pues, el cumplimiento de la condición dada por Ec.(77) depende principalmente de la desviación que sufra la corriente. Este parámetro depende fuertemente del ángulo de ataque del vehículo y es difícil de estimar si no es con ensayos en túnel aerodinámico. En [19] se establece que este valor será tanto más pequeño cuanto mayor sean las superficies verticales y más alejadas se encuentren de la estela del ala.

Para que un ángulo de derrape no genere una divergencia en alabeo debe también cumplirse la condición dada por la Ec.(79).

$$\frac{\partial Cl}{\partial \beta} < 0 \quad (79)$$

De acuerdo a [16] tres son las contribuciones más significativas al valor de esta derivada: el diedro y flecha alar y la fuerza lateral generada por las superficies verticales. Estas contribuciones se pueden modelar de forma aproximada de acuerdo a la Ec.(80).

$$Cl_\beta \approx Cl_{\beta V} + Cl_{\beta \Gamma} + Cl_{\beta \Lambda} \approx -CL_{\beta V} \left(1 - \frac{\partial \sigma}{\partial \beta}\right) \left(\frac{S_V}{S_w}\right) \left(\frac{Z_V}{b}\right) \eta_V - (CL_w \sin 2\Lambda + CL_\alpha \Gamma) \left(\frac{yCA_w}{b}\right) \quad (80)$$

De esta ecuación se puede deducir que de nuevo la desviación de la corriente es un parámetro importante que podría llegar a generar una contribución desestabilizadora de las superficies verticales a altos ángulos de ataque. En cambio, tanto la flecha como el diedro alar positivos contribuyen a una mayor estabilidad del vehículo.

Estabilidad dinámica

El objetivo de esta sección es establecer criterios de estabilidad basados en un análisis de los modos característicos de un vehículo sustentador con seis grados de libertad. Para ello se presentará

una aproximación de dichos modos que nos permita establecer los parámetros más importantes a la hora de determinar la estabilidad del vehículo. Dicha aproximación se llevará a cabo partiendo del supuesto de que la dinámica longitudinal y la lateral-direccional del vehículo pueden ser estudiadas de forma independiente, algo que no es del todo cierto en el caso de un vehículo de poca envergadura y con gran parte de su masa concentrada en la zona central. Aún así, estos criterios son un buen punto de partida para un primer estudio de la estabilidad de la aeronave.

El desarrollo presentado en esta sección se llevará a cabo de forma sintetizada, una versión completa del mismo puede encontrarse en [24].

El modelo dado por el sistema de ecuaciones diferenciales que modelan el movimiento de un sólido rígido en ejes cuerpo presentado en la sección 5.2.1 se puede linealizar si se asume que las diferentes variables que intervienen sufren pequeñas perturbaciones alrededor de un punto de equilibrio.

La linealización de las ecuaciones de la dinámica longitudinal, Ec.(2), Ec(4), Ec(11) y Ec(20), proporciona un sistema de ecuaciones diferenciales de primer orden dado por Ec.(81), donde el subíndice 0 indica que el valor de la variable se corresponde al de la posición de equilibrio. Nótese que en la deducción de este sistema de ecuaciones se ha supuesto una acción nula sobre los mandos de control del vehículo.

$$\begin{bmatrix} \Delta \dot{u} \\ \Delta \dot{w} \\ \Delta \dot{q} \\ \Delta \dot{\theta} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{X_u}{m} & \frac{X_w}{m} & \frac{X_q}{m} & -g \cos \theta_0 \\ \frac{Z_u}{m-Z_{\dot{w}}} & \frac{Z_w}{m-Z_{\dot{w}}} & \frac{mV_0+Z_q}{m-Z_{\dot{w}}} & \frac{-gm \sin \theta_0}{m-Z_{\dot{w}}} \\ \frac{M_u}{I_{yy}} + \frac{M_{\dot{w}}Z_u}{I_{yy}(m-Z_{\dot{w}})} & \frac{M_w}{I_{yy}} + \frac{M_{\dot{w}}Z_w}{I_{yy}(m-Z_{\dot{w}})} & \frac{M_q}{I_{yy}} + \frac{M_{\dot{w}}(mV_0+Z_q)}{I_{yy}(m-Z_{\dot{w}})} & \frac{-gm \sin \theta_0}{I_{yy}(m-Z_{\dot{w}})} \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta u \\ \Delta w \\ \Delta q \\ \Delta \theta \end{bmatrix} \quad (81)$$

La respuesta natural de la mayoría de las aeronaves a las perturbaciones longitudinales consiste típicamente en dos modos oscilatorios amortiguados con escalas de tiempo bastante diferentes. Uno de ellos se caracteriza habitualmente por una frecuencia de oscilación alta y elevado amortiguamiento relativo, mientras que el otro suele ser un modo más lento, de gran amplitud y bajo amortiguamiento. La bibliografía hace comúnmente referencia a ellos respectivamente como *modo corto periodo* y *modo fugoide*.

Teniendo en cuenta la naturaleza del modo corto periodo se pueden asumir las siguientes hipótesis simplificativas:

- (1) El modo corto periodo tiene típicamente una duración tan reducida que la velocidad se mantiene prácticamente constante, pudiéndose asumir $\Delta \dot{u} = 0$.
- (2) Las derivadas aerodinámicas $Z_{\dot{w}}$ y Z_q tienen un valor despreciable frente a la masa y velocidad del vehículo, por lo que $(m - Z_{\dot{w}}) \approx m$, $(mV_0 - Z_q) \approx mV_0$. Esta hipótesis es aceptable para la gran mayoría de aviones y especialmente para vehículos de poca envergadura.
- (3) Se supone $\theta_0 = 0$. Esta hipótesis no es estrictamente necesaria para el desarrollo de la aproximación, pero permite omitir algunos términos facilitando establecer los parámetros que influyen de forma más significativa en la evolución del modo corto periodo.

$$\begin{bmatrix} \Delta \dot{w} \\ \Delta \dot{q} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{Z_w}{m} & V_0 \\ \frac{M_w}{I_{yy}} + \frac{M_{\dot{w}}Z_w}{I_{yy}m} & \frac{M_q}{I_{yy}} + \frac{M_{\dot{w}}V_0}{I_{yy}} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta w \\ \Delta q \end{bmatrix} \quad (82)$$

Llevando a cabo las simplificaciones asumidas se obtiene un sistema de dimensión dos, Ec.(82), cuyo polinomio característico viene dado por Ec.(83)

$$\lambda^2 - \left(\left(\frac{Z_w}{m} + \right) + \left(\frac{M_q}{I_{yy}} \right) + V_0 \left(\frac{M_{\dot{w}}}{I_{yy}} \right) \lambda \right) + \left(\frac{M_q}{I_{yy}} \right) \left(\frac{Z_w}{m} + \right) - V_0 \left(\frac{M_w}{I_{yy}} \right) \quad (83)$$

de donde se puede extraer la frecuencia natural y amortiguamiento del modo corto periodo, Ec.(84) y Ec(85).

$$\omega_{CP} = \sqrt{\left(\frac{M_q}{I_{yy}} \right) \left(\frac{Z_w}{m} + \right) - V_0 \left(\frac{M_w}{I_{yy}} \right)} \quad (84)$$

$$\xi_{CP} = - \frac{\left(\left(\frac{Z_w}{m} + \right) + \left(\frac{M_q}{I_{yy}} \right) + V_0 \left(\frac{M_{\dot{w}}}{I_{yy}} \right) \right)}{2\omega_{CP}} \quad (85)$$

Sustituyendo los valores de las derivadas aerodinámicas obtenidos en la sección.. se obtienen las siguientes expresiones:

$$\omega_{CP} = V_0 \sqrt{- \left(\frac{\rho S c C M_q}{4 I_{yy}} \right) \left(\frac{\rho S (C L_\alpha + C D_{Trim})}{2m} \right) - \left(\frac{\rho S c C M_\alpha}{2 I_{yy}} \right)} \quad (86)$$

$$\xi_{CP} = \frac{\rho S \left(\frac{(C L_\alpha + C D_{Trim})}{2m} - \frac{(C M_q + C M_{\dot{\alpha}}) c^2}{4 I_{yy}} \right)}{2 \sqrt{- \left(\frac{\rho S c C M_q}{4 I_{yy}} \right) \left(\frac{\rho S (C L_\alpha + C D_{TRIM})}{2m} \right) - \left(\frac{\rho S c C M_\alpha}{2 I_{yy}} \right)}} \quad (87)$$

En base a este resultado se pueden establecer dos condiciones de estabilidad dinámica. En primer lugar, el valor proporcionado por la Ec.(86) debe ser real, con lo que debe cumplirse:

$$C M_\alpha + C M_q \left(\frac{\rho S c (C L_\alpha + C D_{Trim})}{4m} \right) < 0 \quad (88)$$

El valor de $C M_q$ tiene su origen en un efecto transitorio que aparece cuando el vehículo se ve sometido a una velocidad angular q y es siempre negativo, por lo que esta condición se ve satisfecha automáticamente si el avión cumple la condición de estabilidad estática longitudinal $C M_\alpha < 0$.

Además, para que el sistema sea estable el amortiguamiento, Ec.(87), debe ser positivo, por lo que debe darse la condición:

$$C L_\alpha + C D_{Trim} > (C M_q + C M_{\dot{\alpha}}) \left(\frac{m c^2}{2 I_{yy}} \right) \quad (89)$$

El valor de $C M_{\dot{\alpha}}$ proviene también de un efecto transitorio y de nuevo es siempre negativo [19], por lo que la condición dada por Ec.(89) se ve satisfecha.

El modo fugoide se puede obtener a partir del modo corto periodo conociendo los coeficientes del polinomio característico de la matriz longitudinal completa, Ec.(81). Dicho polinomio puede ser factorizado tal y como muestra la Ec.(90).

$$p = (\lambda^2 + 2\xi_F\omega_F\lambda + \omega_F^2) (\lambda^2 + 2\xi_{CP}\omega_{CP}\lambda + \omega_{CP}^2) \quad (90)$$

Si mantenemos las hipótesis (2) y (3) asumidas para la deducción de la aproximación del modo corto periodo, expandiendo la expresión de Ec.(90) e identificando términos con el polinomio característico de la matriz dada por Ec.(81), se obtienen las expresiones aproximadas de la frecuencia y amortiguamiento del modo fugoide.

El resultado de aplicar este procedimiento proporciona en el caso el amortiguamiento una expresión todavía demasiado compleja como para poder extraer conclusiones. D.K Schmidt [24] sugiere realizar una serie de simplificaciones que permiten obtener un resultado más sencillo, con la inevitable pérdida de exactitud. No obstante, puesto que el objetivo de esta sección es una primera aproximación al problema de la estabilidad, se aceptan dichas simplificaciones.

Aplicando estas hipótesis se obtienen las expresiones para la frecuencia y amortiguamiento del modo fugoide dadas por Ec(91) y Ec.(92) respectivamente.

$$\omega_F = \frac{g}{V_0} \sqrt{2} \quad (91)$$

$$\xi_F = \frac{\rho S V_0^2}{2mg} \sqrt{2} C D_{Trim} \quad (92)$$

Aún tratándose de un resultado aproximado del que no se espera proporcione una solución exacta, se puede afirmar que la frecuencia de oscilación será pequeña durante gran parte de la trayectoria debido a la elevada velocidad del vehículo.

En cuanto al amortiguamiento, la expresión obtenida tomará valores más elevados cuanto menor sea la eficiencia aerodinámica. Evidentemente maximizar dicho parámetro es uno de los objetivos de diseño, pero de acuerdo a los valores habituales para vehículos de reentrada es de esperar que el amortiguamiento natural del modo fugoide resulte elevado.

De forma similar a lo realizado para la estabilidad longitudinal, se puede obtener una aproximación que muestre los parámetros más determinantes a la hora de establecer la estabilidad lateral-direccional del vehículo. Tres son los modos característicos de la dinámica lateral-direccional a los que la bibliografía se refiere habitualmente como *modo Espiral*, *modo de Convergencia en Alabeo* y *modo Balanceo Holandés*.

La linealización de las ecuaciones de la dinámica lateral-direccional proporciona el sistema de ecuaciones diferenciales dado por Ec.(93). De nuevo se ha asumido que no se actúa sobre los mandos del vehículo.

$$\begin{bmatrix} \Delta \dot{v} \\ \Delta \dot{p} \\ \Delta \dot{r} \\ \Delta \dot{\phi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{Y_v}{m} & \frac{Y_p}{m} & \frac{Y_r}{m} - V_0 & g \cos \theta_0 \\ \frac{L_v}{I_{xx}} & \frac{L_p}{I_{xx}} & \frac{L_r}{I_{xx}} & 0 \\ \frac{N_v}{I_{zz}} & \frac{N_p}{I_{zz}} & \frac{N_r}{I_{zz}} & 0 \\ 0 & 1 & \tan \theta_0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta v \\ \Delta p \\ \Delta r \\ \Delta \phi \end{bmatrix} \quad (93)$$

Para la deducción de la aproximación del modo de Convergencia en Alabeo se asumirán las siguientes hipótesis [19]:

- (1) Movimiento puro de alabeo alrededor del eje X_w del avión.
- (2) Se asume equilibrio dinámico de fuerzas y momentos en los ejes Y_w y Z_w .

En estas condiciones la estabilidad del modo de Convergencia en Alabeo depende únicamente del valor de la derivada Cl_p . Para que el avión sea estable en alabeo debe cumplirse

$$Cl_p < 0 \quad (94)$$

El valor de Cl_p puede aproximarse según la Ec.(95) para alas trapezoidales o tipo delta, por lo que se puede aceptar que en general la condición dada por la Ec.(94) se verá satisfecha.

$$Cl_p = -\frac{\pi(1+3\lambda)}{6(1+\lambda)} \quad (95)$$

donde:

λ es es el estrechamiento alar.

A diferencia del modo de convergencia en alabeo, el modo espiral es habitualmente inestable, algo que no supone un problema siempre que evolucione de forma lenta, posibilitando la corrección de la trayectoria por los sistemas a bordo.

Dada la naturaleza del modo espiral pueden asumirse las siguientes hipótesis:

- (1) La lenta evolución del modo espiral permite considerar nulos los valores de las derivadas \dot{v} , \dot{p} y \dot{r} .
- (2) Se considera despreciable la contribución de las derivadas aerodinámicas Y_v , Y_p y Y_r .
- (3) Se considera que se parte de una posición $\theta_0 = 0$.

Las hipótesis expuestas permiten obtener a partir de Ec.(93) el siguiente sistema simplificado:

$$\begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ \Delta\dot{\phi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & -V_0 & g \\ \frac{L_v}{I_{xx}} & \frac{L_p}{I_{xx}} & \frac{L_r}{I_{xx}} & 0 \\ \frac{N_v}{I_{zz}} & \frac{N_p}{I_{zz}} & \frac{N_r}{I_{zz}} & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta v \\ \Delta p \\ \Delta r \\ \Delta\phi \end{bmatrix} \quad (96)$$

La manipulación de las ecuaciones permite obtener una ecuación diferencial homogénea para el ángulo de asiento lateral ϕ , Ec.(97).

$$\Delta\dot{\phi} + \left(\frac{N_v L_r - L_v N_r}{N_v L_p - L_v N_p} \right) \left(\frac{g}{V_0} \right) \Delta\phi = 0 \quad (97)$$

Este resultado permite establecer la siguiente condición de estabilidad:

$$\left(\frac{CN_\beta Cl_r - Cl_\beta CN_r}{CN_\beta Cl_p - Cl_\beta CN_p} \right) > 0 \quad (98)$$

Los coeficientes CN_β , Cl_β y Cl_p ya han sido presentados y se ha establecido que de acuerdo a sus contribuciones y en cumplimiento con los criterios de estabilidad estática deben ser positivo el primero y negativos los dos últimos.

De acuerdo a [16] las dos contribuciones más importantes a los valores de CN_p , Cl_r y CN_r son el estabilizador vertical y sobre todo el ala. La contribución de esta última es muy complicada de estimar analíticamente, pero en [16] se señala que para alas de bajo AR es de esperar que CN_r y CN_p tomen valores negativos y Cl_r resulte positivo. Si aceptamos estos supuestos la condición dada por la Ec.(98) requiere que se cumpla la Ec.(99).

$$CN_\beta Cl_r < Cl_\beta CN_r \quad (99)$$

Así pues, analizando la Ec.(78) y Ec.(80) se puede afirmar que un ala en flecha y con diedro positivo contribuirá a la estabilidad del modo espiral y tanto mayores deberán ser estas contribuciones cuanto mayor sea el tamaño del estabilizador vertical para aumentar la relación entre el valor de Cl_β y CN_β .

Así como las aproximaciones presentadas hasta este momento posibilitan cuantificar de forma aceptable los modos naturales de un vehículo, la complejidad del movimiento inducido por el modo del Balanceo Holandés no permite obtener buenos resultados a partir de aproximaciones generales. Únicamente estudiando el caso concreto con un diseño claro definido es posible seleccionar una aproximación que proporcione resultados ajustados. Se presenta la aproximación propuesta por [19] a fin de continuar estableciendo una primera estimación de los criterios de estabilidad.

De forma muy simplificada el modo de Balanceo Holandés se puede estudiar como un movimiento con dos grados de libertad, derrape y guiñada, omitiendo el alabeo que aparece en la mayoría de los casos. De esta forma se tiene el sistema dado por la Ec.(100).

$$\begin{bmatrix} \Delta \dot{v} \\ \Delta \dot{r} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{Y_v}{m} & \frac{Y_r}{m} - V_0 \\ \frac{N_v}{I_{zz}} & \frac{N_r}{I_{zz}} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta v \\ \Delta r \end{bmatrix} \quad (100)$$

El polinomio característico de esta matriz viene dado por la Ec.(101):

$$\lambda^2 - \left(\frac{Y_v}{m} + \frac{N_r}{I_{zz}} \right) \lambda + \frac{Y_v N_r - Y_r N_v + V_0 N_v m}{I_{zz} m} \quad (101)$$

de donde se pueden extraer la frecuencia y amortiguamiento de la aproximación al modo Balanceo Holandés dados respectivamente por la Ec.(102) y Ec(103).

$$\omega_{BH} = \sqrt{\frac{Y_v N_r - Y_r N_v + V_0 N_v m}{I_{zz} m}} \quad (102)$$

$$\xi_{BH} = -\frac{1}{2\omega_{BH}} \left(\frac{Y_v}{m} + \frac{N_r}{I_{zz}} \right) \quad (103)$$

De este resultado se pueden extraer dos nuevas condiciones de estabilidad:

$$Y_v N_r + N_v (V_0 m - Y_r) > 0 \quad (104)$$

$$\frac{Y_v}{m} + \frac{N_r}{I_{zz}} < 0 \quad (105)$$

De acuerdo a los signos aceptados a lo largo de esta sección para las derivadas aerodinámicas, en primera aproximación es de esperar que el modo del Balanceo Holandés sea estable, pero además de esto es deseable que su amortiguamiento sea elevado. Para que esto ocurra se deben obtener valores absolutos altos de CY_β y CN_r .

Esto ocurrirá para valores elevados de las superficies verticales y de la distancia longitudinal del centro aerodinámico de estas al centro de gravedad del vehículo. El problema surge porque un aumento en el tamaño de las superficies verticales hace que el valor de CN_β aumente pudiendo hacer que el modo espiral se vuelva inestable.

Además, el problema de hallar un compromiso entre la estabilidad del modo espiral y el Balanceo Holandés es aún más complejo si tenemos en cuenta que este último también se ve afectado por el comportamiento en alabeo. De acuerdo a [19] un aumento en el coeficiente Cl_β con el fin de estabilizar el modo espiral, desestabiliza el modo de Balanceo Holandés.

Así pues, resulta extremadamente difícil encontrar un compromiso en el diseño de las superficies verticales que permita obtener un buen comportamiento de ambos modos. Únicamente a través de ensayos experimentales con diferentes prototipos es posible ajustar el diseño de forma efectiva.

En resumen, se han presentado una serie de condiciones que determinan la estabilidad dinámica del vehículo. Su cumplimiento depende en gran medida del diseño y emplazamiento de las superficies de control, por lo que estos criterios se evaluarán en la sección 9.4 en la que se establecen las características de dichas superficies.

Los resultados obtenidos en esta sección deben aceptarse con cautela, ya que han sido muchas las aproximaciones llevadas a cabo. Sin embargo, se toman como un primer criterio a la hora de diseñar el vehículo, y deberán revisarse conforme se vayan obteniendo datos sólidos del desempeño del mismo.

9.2. Dimensionamiento preliminar

En esta sección se presentará el modelo empleado para el primer dimensionamiento del vehículo. Se trata del estudio HASA [11] de la NASA que permite realizar primeras estimaciones del peso de los diferentes elementos de un vehículo con capacidad de volar en régimen hipersónico. Dicho informe proporciona los resultados de los pesos de los diferentes elementos en libras.

Debe tenerse en cuenta que el estudio HASA data del año 1988 y las expresiones obtenidas para el dimensionamiento fueron en base a datos de aviones diseñados hasta la fecha. Por ello, es de esperar que los resultados obtenidos supongan un sobredimensionamiento del vehículo teniendo en cuenta los avances llevados a cabo en los diferentes campos del diseño de aeronaves. Aún así, dichos resultados se toman como representativos en el contexto de un primer análisis de la misión.

También se establecerán las restricciones dimensionales asociadas a la carga de pago y emplazamiento del vehículo recuperador. El contenido de esta sección se toma como guía a la hora de

diseñar el vehículo y posteriormente como modelo para obtener la distribución de pesos una vez establecido el diseño definitivo.

El vehículo recuperador tiene que ser capaz de alojar al Vulcain 2. Además, deben considerarse también los sistemas indispensables para llevar a cabo la misión (aviónica, sistemas eléctricos, hidráulicos..). El espacio necesario para albergar dichos sistemas se ha estimado en primera aproximación igual al del vehículo de reentrada IXV. Esta decisión se ha tomado en base al hecho de que el perfil de la misión es bastante similar en cuanto a la órbita de origen y velocidad de reentrada. Bajo esta suposición el vehículo recuperador debería además de adaptarse a la forma del Vulcain, ser capaz de albergar un total de 8 m^3 de volumen.

Por otro lado, teniendo en cuenta el emplazamiento del vehículo, la envergadura del mismo no puede superar los 6.5 m a fin de que las alas no choquen con las toberas de los propulsores sólidos. Esta restricción podría eliminarse si el vehículo estuviera orientado de tal forma que el ala se encontrara paralela a los propulsores, sin embargo, esto supondría una complicación a la hora de adoptar la actitud necesaria para la reentrada, teniendo que recurrir a la utilización del motor u otro mecanismo para orientar adecuadamente el vehículo. En caso de ser imprescindible contar con más superficie sustentadora podría considerarse una solución de este tipo, pero en el planteamiento inicial se van a tratar de evitar, ya que supondrían en cualquiera de los casos una penalización en cuanto al peso de lanzamiento. Teniendo en cuentas estas restricciones, se puede estimar el peso de los diferentes elementos en función de sus parámetros geométricos según las predicciones del modelo HASA.

9.2.1. Fuselaje

El peso del fuselaje viene dado por la Ec.(106)

$$W_{fus} = 0.341 C_{mf} \left(\frac{L \cdot n_{max}}{D_e} \right)^{0.15} \cdot q_{max}^{0.16} \cdot S_{fus}^{1.05} \quad (106)$$

donde:

C_{mf} es un coeficiente dependiente del material.

L es la longitud del vehículo.

D_{be} es el radio efectivo del vehículo, Ec.(107).

n_{max} es el factor de carga máximo.

q_{max} es la presión dinámica máxima.

$$D_e = \sqrt{\frac{S_{fus}^{3/2}}{3\sqrt{\pi}L}} \quad (107)$$

A la vista de la Ec.(106) se puede extraer la conclusión que dado un vehículo de una determinada longitud volando en unas determinadas condiciones el peso del fuselaje será más bajo cuanto menor sea el área expuesta.

Para los valores de factor de carga y presión dinámica máxima se han tomado como valores de referencia los correspondientes a la misión típica de reentrada del transbordador espacial, $n_{max} = 2.2$ y $q_{max} = 35kPa$, [18].

9.2.2. Ala

El peso del ala, Ec.(108), al depender su valor del peso total del vehículo debe computarse de forma iterativa a partir del peso del resto de elementos.

$$W_w = 0.2958C_{mf} \left[\left(\frac{W_{emp}n_{max}}{1000} \right)^{0.52} S_w^{0.7} AR^{0.47} \left(\frac{1+\lambda}{t/c} \right) \left(0.3 + \frac{7}{\cos \Lambda_{1/2}} \right) \right]^{1.07} \quad (108)$$

donde:

C_{mw} es un coeficiente dependiente del material.

W_{emp} es el peso total en vacío del vehículo.

$\Lambda_{1/2}$ es la flecha a 1/2 de la cuerda.

S_w es la superficie del ala.

n_{max} es el factor de carga máximo.

q_{max} es la presión dinámica máxima.

AR es el alargamiento alar.

t/c es el grosor del perfil alar.

λ es el estrechamiento alar.

De la Ec.(108) podemos extraer de nuevo la conclusión de que dadas unas condiciones de vuelo, el peso aumenta conforme se aumenta la superficie del ala. Además, se puede concluir que un ala de bajo AR y espesor elevado será menos pesada. También influirá negativamente en el peso un valor elevado del estrechamiento y flecha alar.

9.2.3. Estabilizador vertical

De acuerdo al estudio HASA el peso del estabilizador vertical es únicamente función de su superficie tal y como indica la Ec.(109).

$$W_{vt} = 5S_{vt}^{1.09} \quad (109)$$

9.2.4. Sistema de protección térmico

En el estudio HASA se estipula que el sistema de protección cubre una superficie equivalente a la superficie en planta del ala y la mitad de la superficie mojada del fuselaje. Además, el peso del mismo depende de un factor C_{mtps} correspondiente al tipo de escudo térmico empleado. En

primera aproximación dicho valor se asumirá igual al correspondiente al transbordador espacial, $C_{mtps}=3$.

$$W_{tps} = C_{mtps} (S_{lf} + Sw) \quad (110)$$

donde:

C_{mtps} es un coeficiente dependiente del tipo de escudo térmico empleado.

S_{lf} es la mitad de la superficie expuesta del fuselaje.

Sw es la superficie de la planta del ala.

9.2.5. Tren de aterrizaje

El peso del tren de aterrizaje para un aterrizaje tipo avión viene dado por la Ec.(111). En caso de tratarse de un aterrizaje vertical W_{gross} se sustituiría por W_{emp} .

$$W_{lg} = 0.00916W_{gross}^{1.124} \quad (111)$$

donde:

W_{gross} es el peso total del vehículo incluyendo la carga de pago.

9.2.6. Subsistemas

Los pesos de los sistemas aviónico, eléctrico e hidráulico vienen dados por las Ec.(112)-Ec.(114). Debe tenerse en cuenta que los aviones empleados en la realización del estudio HASA eran aviones tripulados, por lo que posiblemente se están sobredimensionando los sistemas dado que estos aviones necesitaban contar con los instrumentos de cabina. De nuevo, los resultados obtenidos son aceptables para una primera aproximación.

$$W_{elect} = 1.167W_{gross}^{0.5}L^{0.25} \quad (112)$$

$$W_{avcs} = 66.37W_{gross}^{0.361} \quad (113)$$

$$W_{hyd} = \left(\frac{(S_w + S_{vt})q_{max}}{1000} \right)^{0.334} (L + b_w)^{0.5} \quad (114)$$

9.3. Diseño del fuselaje

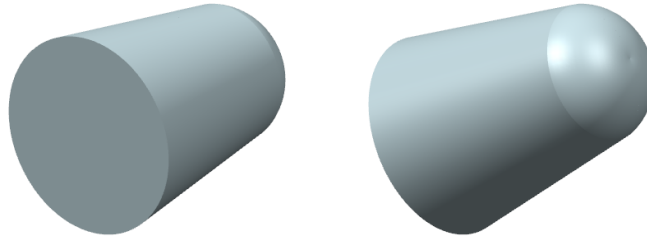
En la Sección 9.1 se han expuesto de forma general diferentes criterios de diseño dadas las características de la misión estudiada. El objetivo de esta sección es aplicar dichos criterios al diseño del fuselaje.

El papel del fuselaje se concibe principalmente para albergar la carga de pago, el motor de la EPC. Dado este cometido, se debe buscar una solución de diseño fruto de un compromiso entre minimizar el peso total del vehículo y optimizar el comportamiento aerodinámico.

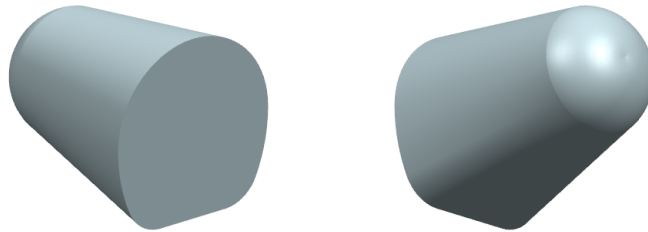
A la vista de los criterios expuestos en relación a cada uno de estos aspectos podemos concluir que el diseño del fuselaje debe adaptarse lo máximo posible a la forma de la carga de pago reduciendo así el área expuesta y por lo tanto minimizando el peso y la resistencia debida a fricción. En cuanto a las solicitaciones térmicas, dependen en gran medida del diseño del morro del vehículo y aunque se comentarán aspectos cualitativos, debido a su complejidad no forma parte de los objetivos de este trabajo optimizar el diseño en relación a este aspecto.

El objetivo de este apartado es estudiar un total de tres modelos para determinar que parámetros de diseño representan el mejor compromiso entre la maximización del coeficiente volumétrico y el comportamiento aerodinámico. En cuanto al morro del vehículo, se considerará una morfología fija para todos los prototipos compatible con la de la carga de pago, señalándose que se considera un elemento crítico que debe ser estudiado en profundidad.

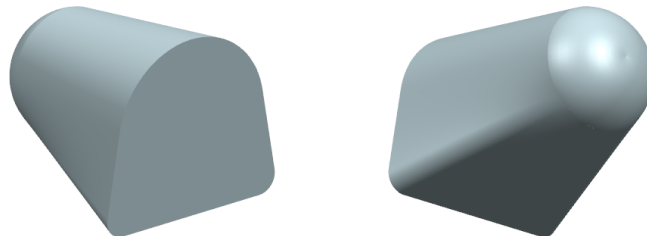
Nótese que la finalidad de esta sección no es tanto el seleccionar un determinado modelo como detectar aspectos del diseño que influyen en los resultados del comportamiento aerodinámico. Aún así, en última instancia se optará por uno de los prototipos a fin de contar con unos resultados de referencia para poder continuar con el análisis de viabilidad de la misión.



(a) Modelo 1 ($S_{ref} = 3.30 \text{ m}^2$)



(b) Modelo 2 ($S_{ref} = 3.52 \text{ m}^2$)



(c) Modelo 3 ($S_{ref} = 3.88 \text{ m}^2$)

Figura 28: Modelos de fuselaje estudiados

En la Figura 28 se muestran los tres modelos estudiados. Una sección circular como la correspondiente al modelo 1 minimiza la superficie expuesta pero puede no ser la mejor solución en cuanto a comportamiento aerodinámico se refiere, y es por eso que se estudian los modelos 2 y 3.

A través de las expresiones presentadas en el informe HASA [11] se ha determinado la penalización en cuanto a la masa total del vehículo que supone seleccionar una sección no simétrica respecto a una circular para los modelos 2 y 3 obteniéndose respectivamente:

$$\Delta W_2 = 0.14 \%$$

$$\Delta W_3 = 0.44 \%$$

Estos resultados muestran que la penalización es prácticamente despreciable, indicando que podría existir margen para la optimización aerodinámica. Aún así, no debe perderse de vista que el tamaño total del vehículo no está únicamente limitado por la penalización en cuanto a peso, deben también considerarse las restricciones que impone su emplazamiento.

En cuanto al estudio aerodinámico, se ha realizado mediante cálculo CFD para las diferentes condiciones de vuelo que recoge la Tabla 9. Para una explicación detallada sobre cómo se ha llevado a cabo dicho cálculo debe acudir a la sección 12. La superficie referencia empleada para adimensionalizar los coeficientes aerodinámicos ha sido la base correspondiente a cada uno de los fuselajes.

	V (m/s)	$P_{inf} - P_{ref}$ (Pa)	M (-)
Condiciones de vuelo 1	225	-89280.4	0.76
Condiciones de vuelo 2	500	-89280.4	1.69
Condiciones de vuelo 3	600	-89280.4	2.1
Condiciones de vuelo 4	700	-89280.4	2.37

Tabla 9: Condiciones de vuelo estudiadas. ($P_{ref} = 101325PA$)

En la Figura 29 se muestran distribuciones de presiones obtenidas correspondientes a condiciones de vuelo supersónico. Podemos observar para los tres modelos la onda de choque tipo *bow* característica de cuerpos romos volando a altas velocidades. Tras esta onda de choque, la aceleración del fluido sobre el morro produce una disminución de la presión.

Una vez el fluido rebordea el morro, tras una expansión inicial, se produce un nuevo salto de presión en el extradós recuperándose la presión del campo lejano. En cambio, en el intradós la presión atmosférica no llega a recuperarse hasta que el flujo no abandona el cuerpo. Este resultado indica que el extradós del fuselaje apenas contribuye a la generación de sustentación.

Para el modelo 3, y en menor medida para el modelo 2, la forma plana del intradós reduce la aceleración del flujo en esta zona, generando una mayor diferencia de presión entre intradós y extradós, Figura 30, lo que resulta en un aumento de la sustentación generada respecto al modelo 1. Una vez se alcanza el final del cuerpo se observa para los tres modelos una fuerte depresión asociada al cambio brusco en la sección transversal.

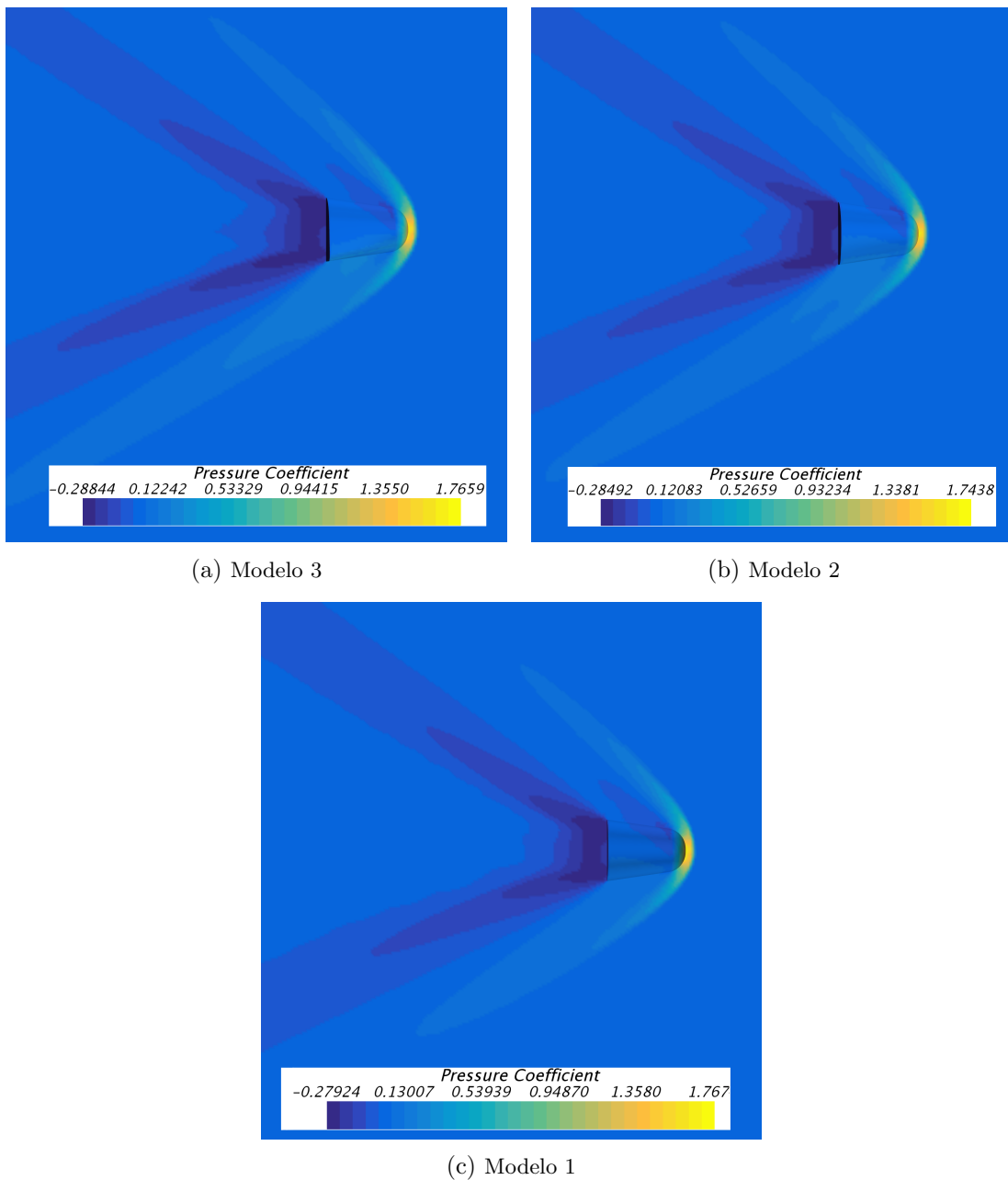


Figura 29: Distribución del coeficiente de presión para $\alpha = 5$, $M=2.034$.

Este comportamiento del flujo, en líneas generales muy similar para los tres modelos, tiene como resultado los valores de coeficientes aerodinámicos obtenidos, Figura 37.

Para el coeficiente de sustentación se ha obtenido una tendencia prácticamente lineal con el ángulo de ataque. Además de aumentar la aceleración del flujo en el intradós, se ha observado que el aumento en la incidencia causa que el punto de remanso se desplace hacia esta zona, produciéndose un incremento en la diferencia de presión entre intradós y extradós y en consecuencia en la sustentación.

Si observamos los valores de las pendientes de la curva de sustentación para diferentes números de Mach, en líneas generales se puede afirmar que se produce una disminución conforme aumen-

tamos el número de Mach por encima de la unidad. Aún no tratándose de un cuerpo esbelto, este resultado sigue la tendencia señalada por la teoría potencial linealizada, según la cual la pendiente de sustentación aumenta con el número de Mach hasta que se llega a la barrera del sonido, a partir de la cual la tendencia se invierte.

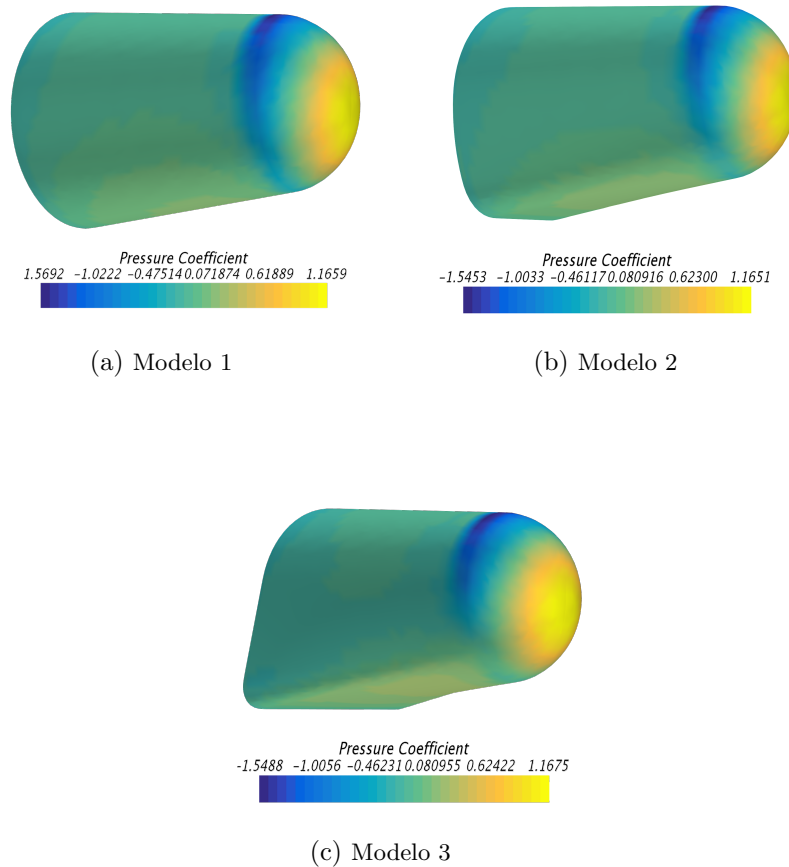


Figura 30: Distribución del coeficiente de presión para $\alpha = 10$, $M=0.76$.

En cuanto al coeficiente de resistencia, la tendencia seguida con la variación del ángulo de ataque es muy similar para los diferentes modelos. Se ha obtenido que la contribución más significativa a la resistencia es la componente debida a presión. En concreto, de la Figura 29 se puede deducir que se obtiene una componente significativa de resistencia debida a los elevados gradientes en sentido axial. Estos gradientes tienen dos orígenes principales:

En primer lugar, la gran depresión que se produce en la base para los tres modelos al abandonar el flujo el cuerpo de forma abrupta. Esta gran diferencia de presión aumenta conforme lo hace el ángulo de ataque produciendo un incremento en la resistencia generada.

Y en segundo lugar, en el caso del vuelo supersónico, se añade el gran incremento de presión debido a la intensidad de la onda de choque en el morro del vehículo.

Además, se observa para los tres modelos el gran aumento en el coeficiente de resistencia al pasar de $M=0.762$ a $M=1.69$. Este resultado se debe al fenómeno de divergencia asociado a las velocidades cercanas a la barrera del sonido. Una vez adentrados en régimen supersónico, a

medida que se aumenta el número de Mach alejándonos de $M=1$, los valores del coeficiente de resistencia disminuyen progresivamente de nuevo siguiendo la tendencia señalada por la teoría potencial linealizada.

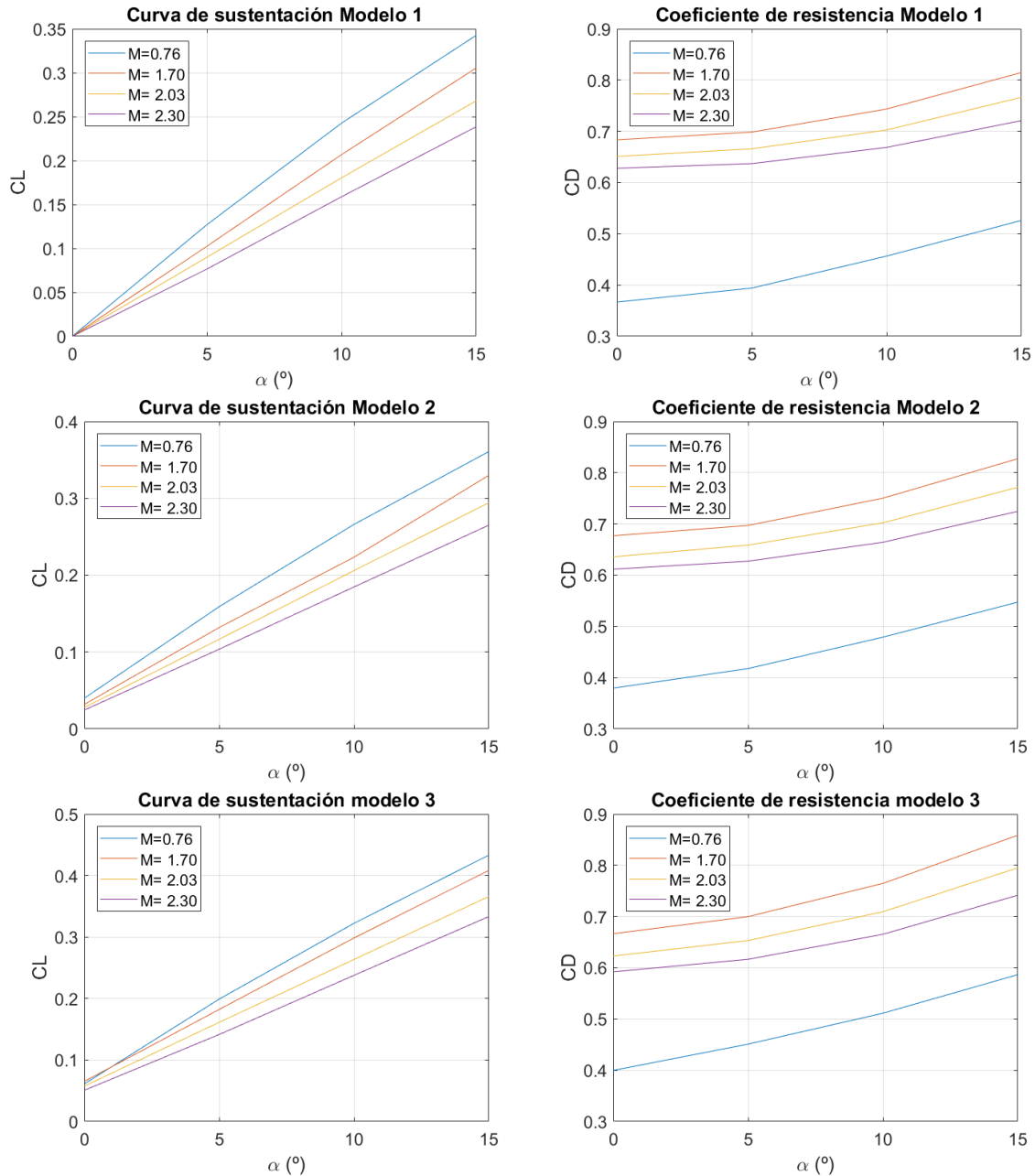


Figura 31: Evolución Coeficientes aerodinámicos con el ángulo de ataque

A fin de poder comparar los modelos correctamente, dado que la superficie de referencia es distinta para cada uno de ellos, es necesario recurrir a la curva de la Eficiencia Aerodinámica, Figura 32. De estos resultados se puede deducir que el modelo 3 es el más eficiente, seguido por el modelo 2. Se constata pues que la elección de un fuselaje sustentador tiene un impacto positivo en la eficiencia aerodinámica. Sin embargo, se observa que las diferencias entre los diferentes modelos se ven reducidas a medida que se aumenta el número de Mach.

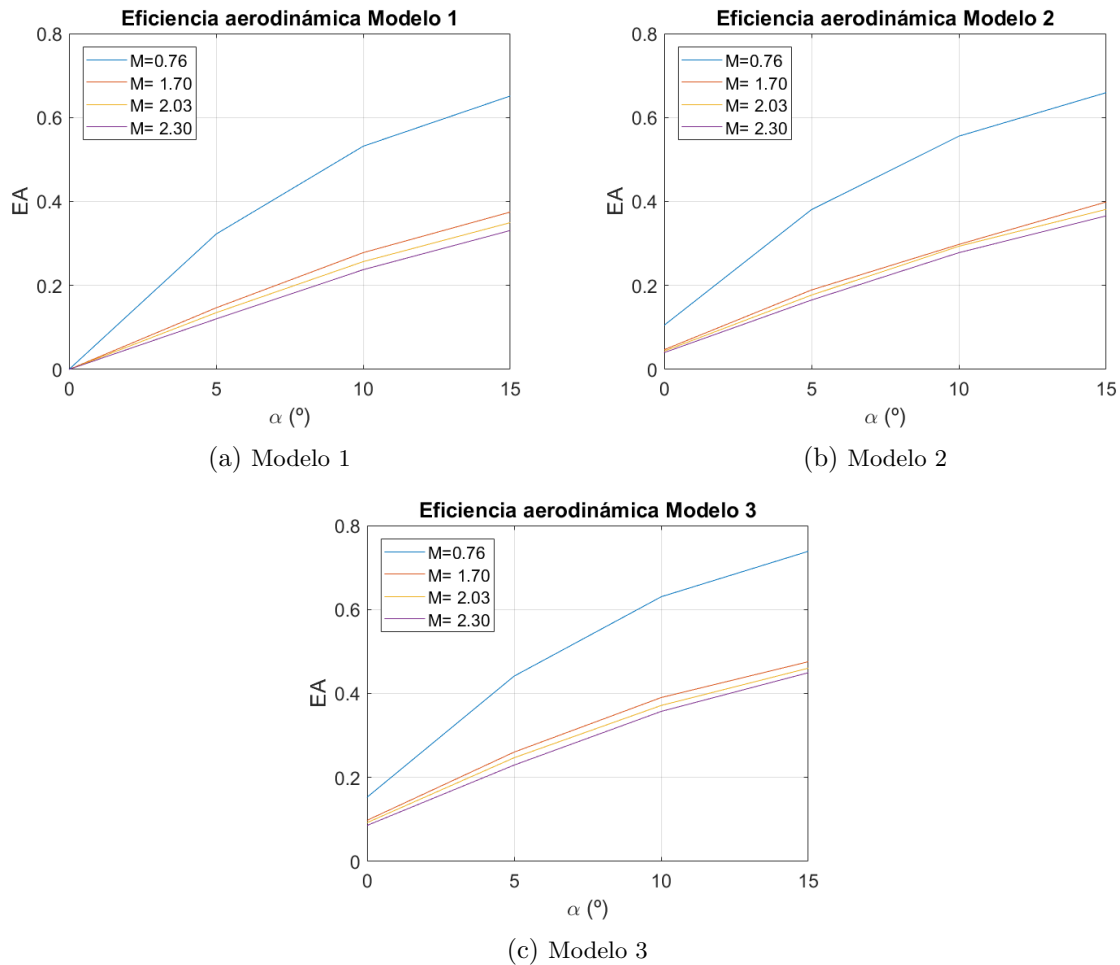


Figura 32: Curvas de Eficiencia Aerodinámica.

En resumen, se concluye que las restricciones que impone la forma del motor Vulcain 2 no permiten obtener variaciones significativas en el comportamiento aerodinámico de los diseños si se cumple con la premisa de adaptarse a la morfología del motor tratando de minimizar la superficie expuesta. Pequeñas diferencias en la sección transversal pierden importancia a medida que se eleva el número de Mach. No obstante, con el modelo 3 se ha observado que conforme nos alejamos de una sección circular es posible aumentar la pendiente de sustentación y la eficiencia aerodinámica. En concreto, se ha observado que un intradós plano favorece la generación de sustentación por parte del fuselaje. Esta característica podría además ofrecer ventajas a la hora de integrar un ala baja.

Recalcar también que a través de los resultados obtenidos mediante CFD se ha podido observar la importancia del diseño del morro del vehículo. El elevado ángulo de deflexión del flujo provoca el desprendimiento en el extradós con lo que esta parte deja de contribuir a la generación de sustentación, además el radio del morro tiene un impacto directo en la resistencia de onda generada. Se vuelve a remarcar que este elemento debe diseñarse para cumplir con ciertos requisitos técnicos, pero dada su influencia en las características de la onda de choque primaria y por lo tanto en el comportamiento del flujo aguas arriba se señala como un elemento de diseño crítico.

A la vista de los resultados y a fin de continuar con el análisis de la misión se seleccionará el modelo 3, ya que presenta los valores más altos de eficiencia aerodinámica y, como se ha

mencionado reiteradamente, debe tratarse de maximizar la sustentación a través de todo el diseño, incluido el fuselaje. Además, la selección de un intradós plano aumentará el ángulo θ de la onda de choque respecto del fluido incidente incrementándose la resistencia debida a presión contribuyendo al frenado aerodinámico. Por otro lado, de acuerdo a [12] una superficie plana es muy eficiente en el proceso de enfriamiento por radiación.

9.4. Diseño del ala y superficies aerodinámicas.

El objetivo de esta sección es determinar los parámetros más importantes del ala para establecer un punto de partida en el diseño de la misma. Así mismo, se lleva un diseño preliminar de las superficies aerodinámicas. Ambas cuestiones deben afrontarse conjuntamente debido a que, como se ha señalado en la sección 9.1.2 la estabilidad requiere un compromiso en el diseño de estos dos elementos. Además, en un vehículo de tamaño tan reducido cobran especial importancia los fenómenos de interferencia entre las diferentes superficies, por lo que es especialmente importante estudiar configuraciones que integren todos los elementos de forma que se reduzca lo menos posible la efectividad de cada uno de ellos.

El primer paso a la hora de diseñar el ala del vehículo es establecer el perfil alar. Contándose con la capacidad computacional necesaria y en fases más avanzadas del diseño de la misión se podría parametrizar el perfil y estudiar cómo afectan diferentes elementos de su geometría en el desempeño de la misma. Un estudio en esta línea se puede encontrar en [9]. Sin embargo, en el contexto de un primer análisis se ha decidido seleccionar un perfil en base a los requerimientos de la misión de acuerdo a los criterios de diseño establecidos y los resultados obtenidos en estudios previos. En general, interesa obtener la máxima eficiencia aerodinámica posible en cada uno de los regímenes de vuelo para maximizar el rango del vehículo.

De acuerdo a las teorías de impacto, durante la fase hipersónica la sustentación generada por una placa plana depende únicamente del ángulo de incidencia de la corriente. En el caso de un perfil, esta teoría deja de ser ajustada conforme se aumenta el espesor y la curvatura. En estas circunstancias la combinación de la teoría de impacto con la teoría lineal ha demostrado su creciente capacidad de predicción conforme se eleva el número de Mach y siempre que se estudie un perfil fino y de baja curvatura[5], [20]. Estos resultados indican que aunque no se puede considerar un perfil fino como una placa plana, el error cometido no es significativo en una primera aproximación al vuelo hipersónico.

Este hecho unido a que la fase de vuelo hipersónico se realiza a gran altitud donde los efectos de las fuerzas aerodinámicas no son tan relevantes justifica que la elección del perfil alar se realice en base a criterios correspondientes al vuelo supersónico y subsónico, ya que conforme disminuye la velocidad la geometría del perfil aumenta su influencia en los valores de eficiencia aerodinámica alcanzables.

Durante la fase supersónica, la eficiencia aerodinámica de las alas se ve reducida debido a los efectos de compresibilidad. La aparición de ondas de choque genera gradientes de presión adversos que favorecen el desprendimiento de la capa límite aumentando la resistencia y disminuyendo la sustentación. Resulta pues conveniente seleccionar perfiles que minimicen la aparición de efectos de compresibilidad sobre el ala manteniendo los valores de número de Mach local lo mas bajos posible.

Además de reducir la eficiencia aerodinámica, la turbulencia generada por los gradientes de presión adversos aumenta la transmisión de calor del fluido a la superficie del vehículo. Por ello,

un perfil aerodinámico con poca curvatura resulta conveniente para obtener una distribución de presión suave que favorezca el retraso de la transición del flujo de laminar a turbulento.

Si además pretendemos obtener un buen comportamiento aerodinámico que permita el control del vehículo en la última fase del planeo, debemos tratar de encontrar un compromiso entre los requisitos ya expuestos y unos valores aceptables de coeficiente de sustentación a bajas velocidades. Esto es especialmente deseable en la fase de descenso a tierra.

Una perfil alar supercrítico constituye una buena solución teniendo en cuenta los criterios expuestos. Los perfiles supercríticos tienen un extradós prácticamente plano con la posición de máximo espesor convenientemente retrasada, lo que reduce la aceleración del flujo obteniéndose elevados valores de Mach crítico y minimizando la aparición de ondas de choque. Esto hace que sea posible obtener valores mucho más altos de eficiencia aerodinámica para altas velocidades y sobre todo para regímenes cercanos al transónico. Además, la baja curvatura favorece la disminución del gradiente de presión adverso a lo largo del perfil favoreciendo que el flujo se mantenga laminar a lo largo de gran parte de la cuerda. Por último, la selección de un perfil supercrítico de grosor medio permite alcanzar valores de coeficiente de sustentación elevados.



Figura 33: Perfil alar seleccionado (NASA SC(2)-0714).

El perfil seleccionado se muestra en la Figura 33 y el comportamiento del mismo caracterizado a través de las curvas de sustentación y la curva polar se muestra en las Figuras 34 y 35. Para más datos acerca del comportamiento del perfil en diferentes condiciones del flujo se puede consultar [15]. En [3] puede también encontrarse una comparativa del comportamiento de esta serie de perfiles frente a otros para diferentes valores de número de Mach.

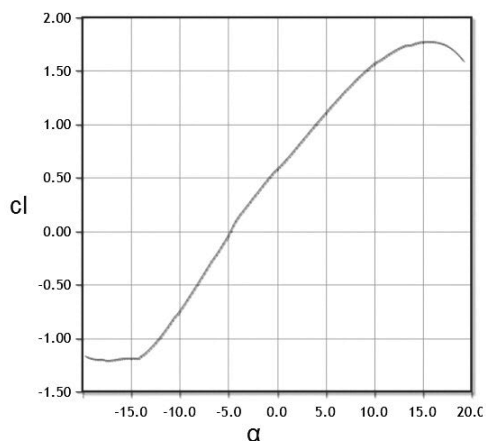


Figura 34: Curva de sustentación
perfil NASA SC(2)-0714.
 $Re=1,000,000$.

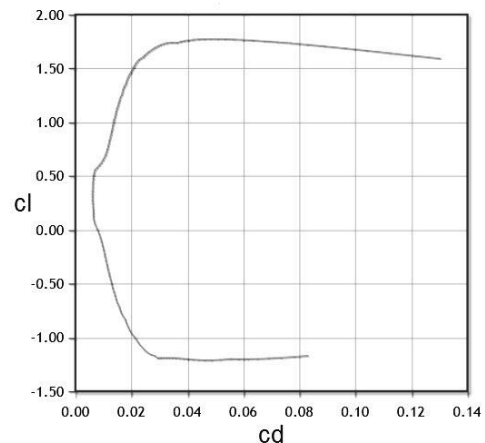


Figura 35: Curva polar
perfil NASA SC(2)-0714.
 $Re=1,000,000$.

Para el diseño de la planta alar nos encontramos con la premisa de buscar un compromiso entre

la mejora de las características aerodinámicas, la estabilidad del vehículo y la minimización del peso. Al igual que en el caso del perfil, la optimización del diseño del ala pasa por parametrizar la geometría de la misma calculándose los valores que proporcionan la mejor solución de acuerdo a los requerimientos de la misión. Pese a la gran capacidad de cálculo actual, el coste computacional asociado a un estudio de esta envergadura no resulta viable en una primera evaluación.

Puesto que nos situamos en el contexto de analizar si es posible completar de forma satisfactoria la misión, se optará en primera aproximación por maximizar la superficie sustentadora ya que esto permite disminuir de forma más eficaz y controlada la velocidad.

Debido a que el vehículo va a volar a velocidades por encima de la velocidad del sonido durante gran parte de la misión, un ala en flecha permite reducir los efectos de compresibilidad. Teniendo en cuenta las limitaciones asociadas al emplazamiento del vehículo recuperador durante el lanzamiento, Sección 9.2, un ala tipo delta permite obtener un valor elevado de superficie para valores bajos de envergadura. Además, este tipo de alas proporciona una variación suave del área transversal, contribuyendo a disminuir la resistencia de onda. Por otro lado, un ala tipo delta permite disponer de superficies de control del tipo elevones en el borde de salida aumentando la capacidad de mando al alejarlas del CDG.

El valor de la flecha se selecciona habitualmente para optimizar el comportamiento aerodinámico para unas determinadas condiciones de vuelo. Sin embargo, en el caso del vehículo recuperador el objetivo es obtener el mejor comportamiento posible en cada una de las fases, con lo que establecer este valor no resulta tan sencillo. Si se desea que el borde de ataque del ala se mantenga subsónico durante todo el vuelo en régimen supersónico ($5 < M < 1$) el valor de la flecha debería ser de aproximadamente 80° , lo que resultaría en una superficie alar mínima. En el caso del transbordador espacial este problema se afrontó mediante un diseño con valor de flecha alar de 81° en el borde de ataque y de 45° para aproximadamente $x/c_r = 0.5$. Esto es deseable ya que las alas de bajo AR y borde de ataque subsónico se ven afectadas por la formación de torbellinos de borde de ataque que producen un aumento de la pendiente de la curva de sustentación. Además, el valor flecha junto con el radio del borde de ataque influyen de manera determinante en la eficiencia de la superficie en el proceso de enfriamiento por radiación [12], por lo que de nuevo nos encontramos que para determinar este valor sería necesario recurrir a un estudio paramétrico de gran escala.

Para el vehículo recuperador, en primera aproximación, se ha seleccionado un valor de flecha tal que se maximice la superficie alar con la restricción de envergadura máxima dada por la distancia a las toberas de la EAP. El resultado es un ala de bajo AR y un valor de flecha de 49° , lo cual permite un mejor rendimiento a altas velocidades al mismo tiempo que se obtienen valores aceptables de sustentación a bajas velocidades gracias al comportamiento tipo de alas de bajo alargamiento.

Tampoco se debe perder de vista el efecto de la flecha alar en la estabilidad del vehículo. Por un lado, la flecha alar ayuda a posicionar el centro aerodinámico del vehículo por detrás del centro de gravedad. Por otro lado, como se ha comentado en la sección 9.1.2, la flecha contribuye a la estabilidad del modo espiral pero puede repercutir de forma negativa en la del Balanceo Holandés. Se trata de encontrar un compromiso entre este parámetro y las superficies de control vertical que resulte en el mejor comportamiento de ambos modos.

En cuanto al emplazamiento, debe tenerse en cuenta que el fuselaje debe albergar al Vulcain 2 y permitir su correcto funcionamiento. Por este motivo se descarta la utilización de ala media, que supondría una mayor estructura. Además, de acuerdo a los resultados obtenidos en 9.3 la forma roma del morro del vehículo provoca el desprendimiento del flujo en el extradós, por lo

que tampoco es deseable una configuración de ala alta, cuyo rendimiento se vería afectado por este fenómeno. Por lo tanto se considera que la mejor solución es un ala baja.

En cuanto a las superficies aerodinámicas, su función es procurar la estabilidad del vehículo durante el vuelo. Además, estas superficies deberán contar con superficies de control que posibiliten dirigir la trayectoria, algo indispensable para controlar el rango del vehículo y la velocidad del mismo en su llegada a tierra. A continuación se realiza una primera propuesta sobre el emplazamiento y características de las superficies aerodinámicas y de control.

Ya se ha mencionado la importancia de minimizar los efectos de interferencia entre las diferentes superficies. Además, teniendo en cuenta que gran parte de la misión se lleva a cabo a velocidades elevadas, debe tratarse de evitarse la aparición de fenómenos de compresibilidad que disminuyan la efectividad de las superficies de control.

Por otro lado, es deseable impedir en la medida de lo posible una exposición de las superficies de control a flujos de calor excesivos por tratarse elementos críticos para el desempeño de la misión.

Por último, completando los criterios presentados en la sección 9.1, se debe tratar de procurar tanto la estabilidad estática como dinámica del vehículo.

Teniendo estas premisas en cuenta se plantea la utilización de elevones para el control tanto longitudinal como lateral-direccional. Este tipo de superficies se encuentra totalmente integrada con el ala, lo que tiene dos principales ventajas frente a un estabilizador horizontal convencional.

En primer lugar se evitan los fenómenos de compresibilidad que sufriría un estabilizador horizontal, ya que sobre este se producirían ondas de choque muy fuertes al encontrarse el flujo repentinamente en su presencia. Esto podría causar que el flujo se desprendiera y se perdiera control sobre el vehículo. En cambio, los elevones, al estar integrados con el ala no sufren esta situación ya que aunque se pueden suceder ondas de choque secundarias, la onda de choque de mayor intensidad debida a la perturbación inicial del flujo se produce en el borde de ataque del ala.

Y en segundo lugar, gracias a la integración de estas superficies con el resto del ala, es posible minimizar los efectos de interferencia y de deflexión del flujo. De nuevo, esta integración resulta en una mayor efectividad de la superficie de control.

En lo que respecta a la estabilidad, se debe comprobar si este tipo de superficies es capaz de garantizar las condiciones dadas por la Ec.(75), Ec.(88) y Ec.(89).

Respecto a la primera condición, el valor de CM_α puede estimarse de acuerdo a la Ec.(76). De acuerdo a esta expresión, la estabilidad estática viene determinada por la posición relativa del centro aerodinámico del vehículo y su centro de gravedad. En vista a la distribución másica del Vulcain 2 presentada en la sección 9.2 y dado el diseño de fuselaje y tipo de ala seleccionados es de esperar que esta condición se vea automáticamente satisfecha. Aún así, la deflexión de los elevones tenderá a retrasar el centro aerodinámico del ala, contribuyendo a la estabilidad del vehículo.

En cuanto a la condición dada por la Ec.(88), el valor de CM_q está asociado a la deflexión de la corriente que pudieran sufrir superficies horizontales situadas a cierta distancia tras el ala. Puesto que los elevones se encuentran totalmente integrados este efecto puede considerarse despreciable. Lo mismo ocurre con el valor de $CM_{\dot{\alpha}}$.

Puesto que la deflexión de los elevones no modifica la superficie total del ala, en primera apro-

ximación estas superficies pueden dimensionarse una vez obtenidos los primeros datos del comportamiento del vehículo y simulada la trayectoria deseada. A través de los resultados obtenidos se pueden estimar los requisitos de mando necesarios para llevar a cabo la trayectoria de forma controlada.

Además de para el control longitudinal, los elevones pueden emplearse para el control lateral mediante la deflexión asimétrica. No obstante, resulta conveniente contar con superficies que aumenten la controlabilidad lateral-direccional e independientes del control longitudinal. Por esta razón se propone la utilización de estabilizadores verticales.

Ya se ha remarcado la importancia de este elemento en el comportamiento lateral-direccional y la dificultad de su dimensionamiento preliminar, por lo que las especificaciones presentadas a continuación pretenden únicamente ser un primer acercamiento al diseño del mismo.

En primer lugar se debe decidir el emplazamiento. De acuerdo a los resultados mostrados en la sección 9.3, es deseable evitar la zona de baja presión generada en el extradós del fuselaje que causaría una disminución de la eficiencia del estabilizador. Además, de nuevo se deben tener en cuenta son los fenómenos de interferencia asociados a un vehículo de reducida longitud y bajo AR. La solución propuesta consiste en la utilización de dos estabilizadores verticales situados en la punta del ala, tal y como muestra la Figura 38. La configuración seleccionada modifica necesariamente la geometría del ala, que ya no puede considerarse un ala delta propiamente dicha.

Este diseño permite que la eficiencia dinámica de los estabilizadores sea elevada, ya que se encuentran lo más alejados posible del flujo de baja presión generado en la parte superior del fuselaje y aislados de la estela del ala. Por otro lado, la configuración redundante posibilita el control del vehículo en caso de sufrirse daños en alguno de los estabilizadores, por ejemplo debido a las altas cargas térmicas y mecánicas durante la reentrada.

A nivel estructural es difícil establecer sin un estudio en profundidad si esta configuración es más o menos exigente, ya que el aumento de peso en punta de ala podría reducir el momento flector en el encastre.

En cuanto a las dimensiones y diseño, dada la complejidad de la influencia de este elemento, el objetivo en esta fase es obtener un primer dimensionamiento que posibilite realizar un estudio preliminar del comportamiento aerodinámico del vehículo completo. Teniendo esto en cuenta, se ha seleccionado un diseño trapezoidal similar al empleado por el transbordador espacial y se ha estudiado como afectan sus dimensiones a los criterios de estabilidad presentados en la sección 9.1.2.

Por otro lado, también se ha tenido en cuenta el método del coeficiente volumétrico descrito en [22]. Este método se basa en estimar la superficie del estabilizador en relación a la superficie del ala a través de valores típicos del coeficiente volumétrico, Ec.(115). De acuerdo a [22] este valor oscila entre 0.02 y 0.09 en función del tipo de avión. No obstante, debe tenerse en cuenta que los aviones estudiados en [22] encuentran muy alejados en cuanto a diseño y misión al vehículo recuperador por lo que el rango especificado constituye únicamente una orientación en cuanto a órdenes de magnitud de este parámetro.

$$c_{vT} = \frac{L_{vt}S_{vt}}{b_w S_w} \quad (115)$$

donde:

L_{vT} es la distancia desde el centro aerodinámico del ala al del estabilizador vertical.

Si nos fijamos en los diseños correspondientes a dos vehículos con un perfil de misión similar, el transbordador espacial y el vehículo conceptual diseñado para el proyecto Adeline⁴, aunque ambas soluciones son a primera vista radicalmente distintas tienen en común la selección de un ángulo de flecha de aproximadamente 45° , por lo que este será el valor fijado para el prototipo del vehículo recuperador.

Teniendo en cuenta el ángulo de ataque estimado para la reentrada, este valor permite que los estabilizadores verticales permanezcan en sombra siempre que el ángulo de derrape sea nulo. En caso de no serlo, las superficies de control de los estabilizadores quedarán al descubierto pudiendo ser actuadas con el fin de anular el derrape. De esta forma se evitan sobrecargas térmicas en una fase en la que el control direccional es secundario.

En esta fase del estudio es ya posible realizar una primera estimación de la posición del centro de gravedad, el resultado obtenido se indica en la sección 10.2. De acuerdo a este resultado, resulta complicado situar el centro aerodinámico de los estabilizadores verticales por encima del centro de gravedad del vehículo, lo que de acuerdo a la Ec.(80) significa que los estabilizadores verticales no contribuye a la estabilidad estática en alabeo, Ec.(79). Esto implica que se debe tratar de minimizar la contribución desestabilizadora a fin de poder compensar en la medida de lo posible mediante la contribución de la flecha alar. Al mismo tiempo, debe tratar de procurarse la condición dada por la Ec.(99), minimizando el valor de CN_β frente a Cl_β .

En la Figura 37 se muestran los resultados obtenidos para la evolución de las derivadas aerodinámicas en función de la envergadura y superficie del estabilizador. La envergadura y cuerda en el encastre máximas se han fijado respectivamente en unos valores $b_v = 1.25\text{m}$ y $c_{rv} = 1.5\text{m}$.

⁴El proyecto Adeline se encuentra actualmente en desarrollo por lo que todas las referencias al diseño del vehículo de reentrada se corresponden con la información disponible hasta el momento.

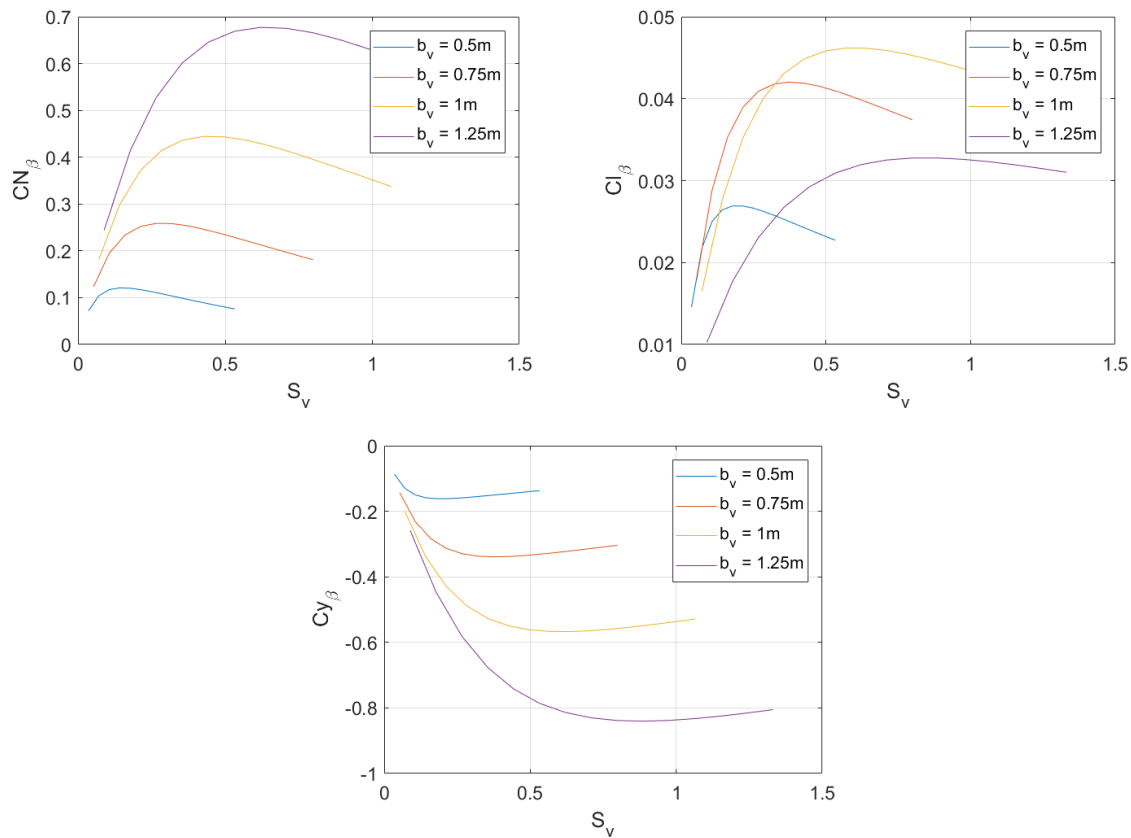


Figura 36: Derivadas aerodinámicas lateral-direccionales en función de los parámetros geométricos de los estabilizadores verticales.

De estos resultados se puede deducir que en un aumento de la envergadura del estabilizador aumenta el AR lo que contribuye a aumentar el valor absoluto de todas las derivadas aerodinámicas estudiadas excepto en el caso de Cl_β . Para esta última, a medida que se aumenta la envergadura el centro aerodinámico se desplaza hacia arriba disminuyéndose el efecto desestabilizador en alabeo.

En cuanto a la superficie, vemos que en general hasta valores de aproximadamente el valor de la envergadura un aumento en la superficie supone un aumento en el valor absoluto de las derivadas, pero si se sigue aumentando se invierte esta tendencia. Esto responde a la influencia de la superficie a través del alargamiento alar en la capacidad del estabilizador de generar sustentación.

En primera aproximación parece razonable seleccionar las dimensiones de tal forma que se minimice el efecto desestabilizador en alabeo pero tratando de mantener un comportamiento aceptable del modo Balanceo Holandés con un valor elevado de CY_β . Este compromiso se alcanza para la superficie máxima correspondiente al valor más elevado de envergadura estudiado. Para este valor el coeficiente volumétrico asciende a $c_{vT} = 0.132$, valor que excede ligeramente al rango típico establecido en [22].

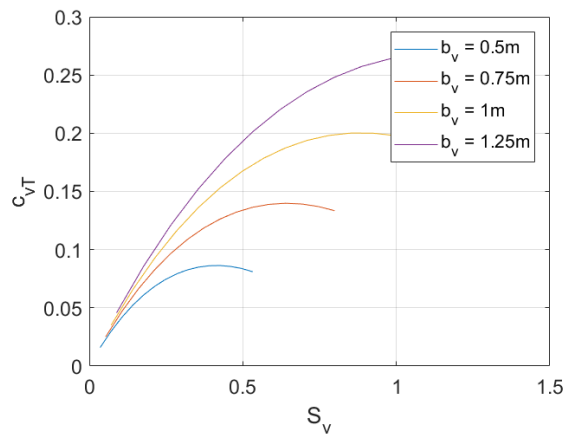


Figura 37: Coeficiente volumétrico del estabilizador vertical en función de sus parámetros geométricos.

Evidentemente la elección del diseño y dimensiones del estabilizador no es el resultado de un proceso exhaustivo de optimización, pero ya se ha mencionado que nos encontramos en una fase de diseño conceptual, para la cual, de acuerdo a [22]: *"Las formas en planta de las superficies de cola no son muy críticas en las primeras fases del proceso de diseño. La geometría de la cola se revisan posteriormente mediante estudios analíticos y pruebas en túnel de viento. Para el diseño conceptual es normalmente aceptable simplemente seleccionar superficies que 'tengan buena pinta' en base a experiencia anterior y diseños similares."*

10. Caracterización del vehículo recuperador

10.1. Parámetros geométricos relevantes

S_w	13.5 m^2
Λ_{LE}	49°
L	3.7 m
b_w	5.5 m
c_r	2.9 m
c_t	0.95 m
AR	2.24
R_n	1 m

Tabla 10: Parámetros geométricos del vehículo recuperador

En la Figura 38 se muestra el modelo del vehículo, donde se pueden observar cada uno de los elementos cuyo diseño se ha ido abordando a lo largo de la sección 9. Un resumen de los parámetros geométricos de mayor interés se muestran en la Tabla 10 y la integración del mismo en el vehículo lanzador puede observarse en las Figuras 39 y 43.

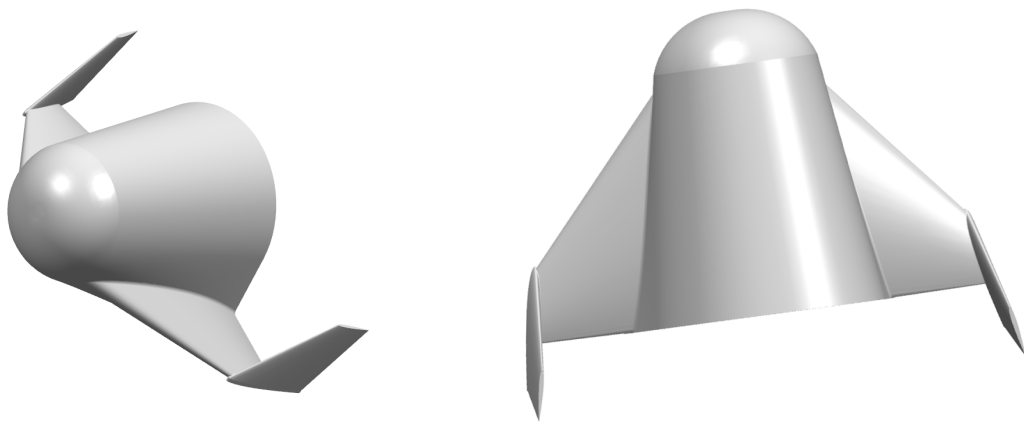


Figura 38: Modelo del vehículo recuperador.

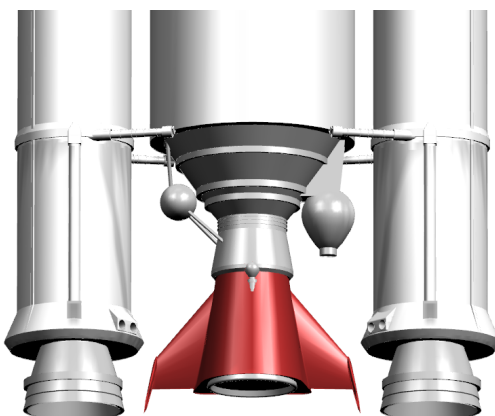


Figura 39: Vehículo recuperador integrado en el Ariane 5 (1).

10.2. Desglose de masas y centrado

Una vez establecido el diseño del prototipo del vehículo recuperador, se puede obtener la masa de cada uno de los elementos y sistemas necesarios para llevar a cabo la misión mediante el modelo presentado en la sección 9.2. La Tabla 11 recoge los resultados obtenidos.

Elemento	Masa (kg)
Fuselaje	51.6
Ala	87.9
Estabilizadores verticales	6.2
Sistema de protección térmica	25.2
Subsistemas	817.3
Tren de aterrizaje	86.0
W_{emp}	1,074.2
W_{PL}	2,100
PESO TOTAL	3,1742

Tabla 11: Desglose de masas

Para calcular el centro de gravedad del vehículo se ha asumido en primera aproximación una densidad másica constante, mientras que el centro de gravedad del Vulcain se ha determinado a través de su distribución másica, obtenida en [25]. De esta forma se ha estimado el centro de gravedad global situado en el punto:

$$\begin{aligned} x_{CDG} &= 1.6738 \text{ m} \\ z_{CDG} &= -0.1788 \text{ m} \end{aligned}$$

tomando como origen de coordenadas el morro del vehículo.

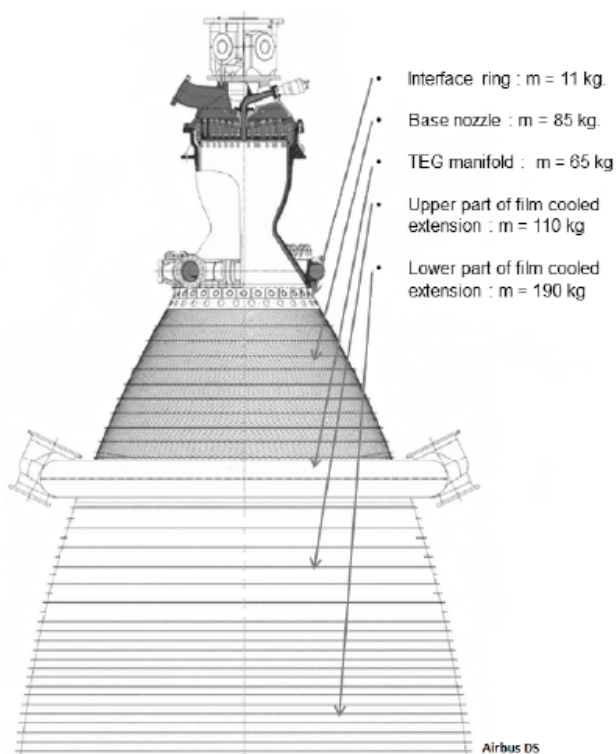


Figura 40: Distribución másica del motor Vulcain 2 [25]

10.3. Resultados aerodinámicos

En este apartado se presentan los resultados aerodinámicos del vehículo recuperador obtenidos mediante cálculos CFD, los coeficientes han sido adimensionalizados con la superficie alar del vehículo. Para más información acerca de cómo se han llevado a cabo dichos cálculos puede acudir a la sección 12.

En líneas generales el comportamiento del flujo presenta unas características similares a las que ya se han analizado en la sección 9.3, cuando se ha estudiado el fuselaje del vehículo recuperador. De nuevo, el campo fluido está particularizado por la aparición de ondas de choque tipo *bow* en las simulaciones correspondientes a condiciones supersónicas y nos encontramos con un fuerte desprendimiento en el extradós del fuselaje debido al gran ángulo de apertura del mismo.

No obstante, es evidente si se observan los resultados correspondientes a la eficiencia aerodinámica, que la inclusión de superficies sustentadoras ha supuesto una mejora en el comportamiento aerodinámico, Figura 41. El aumento experimentado por este parámetro es importante, ya que la eficiencia aerodinámica está directamente relacionada con el rango que es capaz de lograr el vehículo.

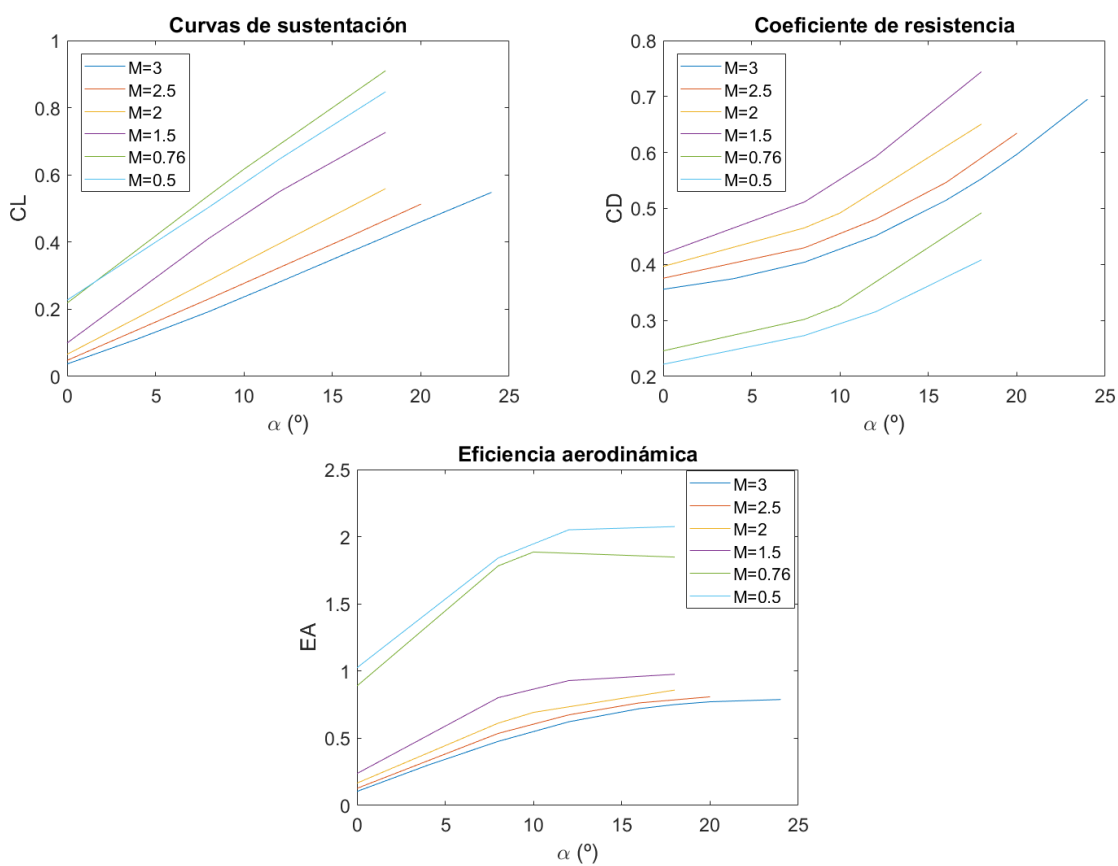


Figura 41: Resultados aerodinámicos del vehículo recuperador

Como era de esperar, el coeficiente de sustentación se ajusta a una tendencia lineal con el ángulo de ataque, a excepción del caso correspondiente a $M=1.5$, para el cual se rompe dicha tendencia. Una posible explicación a este resultado es que para este valor el cono de Mach se sitúa aproximadamente sobre el borde de ataque del ala vehículo, con lo que es de esperar que aparezcan zonas de flujo transónico sobre la misma. Para estas condiciones, el comportamiento del flujo deja de ser lineal con el ángulo de ataque. No obstante, sería necesario llevar a cabo un estudio en profundidad que permitiera identificar correctamente las condiciones del medio fluido.

El aumento en la eficiencia aerodinámica está relacionado con el incremento en la pendiente de la curva de sustentación, gracias a que, al contrario de lo que ocurría con el fuselaje, el extradós del ala contribuye de forma significativa a la generación de sustentación acelerando el flujo y generando una zona de baja presión.

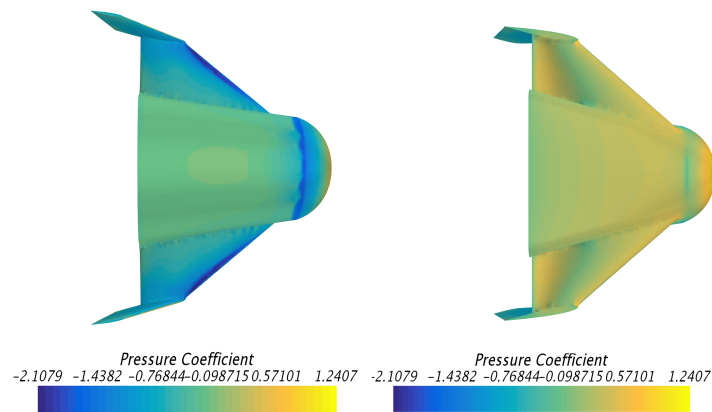


Figura 42: Distribución del coeficiente de presión del vehículo recuperador para $M=0.76$, $\alpha=10^\circ$ en extradós (derecha) e intradós (izquierda).

Además, aunque no se puede comprobar de forma directa, ya que los resultados para el vehículo completo y fuselaje se han adimensionalizado con superficies diferentes, la resistencia no se ha visto significativamente aumentada por la presencia del ala. Esto es debido a que, como se ha señalado con anterioridad, la componente principal es resistencia de presión proveniente de la base y la onda de choque en el morro del vehículo.

Se puede también identificar en la Figura 42 la distribución característica de perfiles supercríticos con un aumento de la presión en el borde de salida para el extradós.

11. Evaluación de la misión

11.1. Impacto de la misión de recuperación en la capacidad de inyección del lanzador

El rendimiento de un lanzador se mide por su capacidad de inyectar una determinada carga de pago en una cierta órbita. La exigencia aumenta conforme lo hace bien la masa del lanzador al despegue o la altitud de la órbita. El objetivo de esta sección es realizar una primera evaluación sobre como afecta el vehículo recuperador al rendimiento del A5. En la Tabla 12 se muestran los valores de capacidad de inyección del A5 para diferentes órbitas objetivo y un valor de peso máximo al despegue [4].

Órbita objetivo	Lanzador	Peso máximo al despegue (kg)	Carga máxima (kg)
GTO	A5 ECA	777,000	10,500
LEO	A5 ES	760,000	21,100

Tabla 12: Capacidad de inyección del Ariane 5.

Uno de los parámetros que nos permite evaluar el rendimiento de un lanzador es el valor de ΔV que es capaz de proporcionar. Para una determinada órbita es necesario un determinado valor de ΔV para llevar a cabo la inyección.

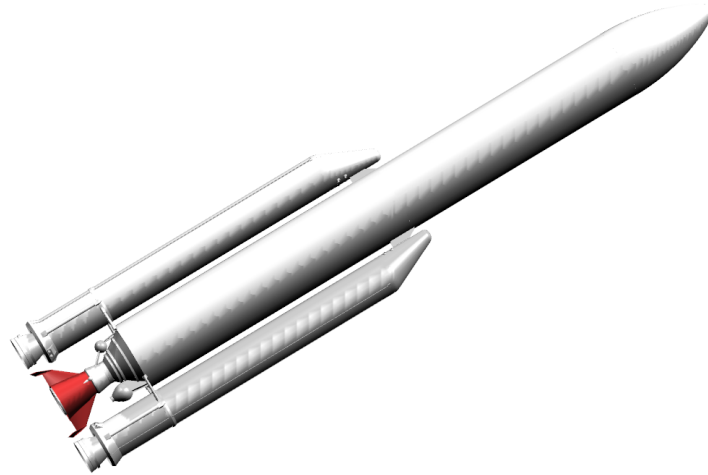


Figura 43: Vehículo recuperador integrado en el lanzador Ariane 5 (2).

El valor ideal de ΔV que proporciona un lanzador puede estimarse a partir de la ecuación de Tsiolkovsky, Ec.(116). Esta ecuación relaciona la masa perdida por el lanzador mediante la quema de combustible con la aceleración que experimenta.

$$\Delta v_{ideal} = g \cdot I_{sp} \cdot \ln \left(\frac{m_0}{m_f} \right) \quad (116)$$

Si se estudia un lanzador con multiescalonamiento esta ecuación se puede reescribir como indica

la Ec.(117).

$$\Delta v_{ideal} = \sum_{i=1}^n g \cdot I_{sp} \cdot \ln \left(\frac{m_i}{m_f} \right) \quad (117)$$

Como se ha mencionado, la ecuación Tsiolkovsky proporciona un valor ideal de la capacidad de inyección de un vehículo cohete. En el caso real, el valor de Δv debe corregirse teniendo en cuenta las pérdidas por efectos gravitatorios, resistencia aerodinámica, desalineamientos... Así pues, el valor de Δv real puede obtenerse a partir del valor ideal mediante la Ec.(118), [8].

$$\Delta v_{real} = \sum_{i=1}^n g \cdot I_{sp} \cdot \ln \left(\frac{m_i}{m_f} \right) - \Delta V_g - \Delta V_a - \Delta V_c - \Delta V_d \quad (118)$$

donde:

ΔV_g son las pérdidas gravitatorias.

ΔV_a son las pérdidas aerodinámicas.

ΔV_c son las pérdidas por sobrepresión.

ΔV_d son las pérdidas por desalineamiento entre el vector empuje y la velocidad.

La Ec.(117) presupone un valor constante del impulso específico en cada uno de los escalonamientos. En el caso del A5 no se da esta condición, ya que el valor del I_{sp} de cada una de las fases depende de las condiciones atmosféricas que de nuevo varían con la altitud de forma exponencial.

Aún así, una primera aproximación puede llevarse a cabo a partir de los valores medios del impulso específico indicados en [4] para cada fase. De esta forma, aplicando la Ec.(117) al lanzamiento del A5 con y sin vehículo recuperador se puede realizar una primera estimación de la penalización que supone la inclusión de éste en la capacidad de inyección del lanzador.

Para ello, se divide el lanzamiento en un total de 4 escalones consecutivos en el caso del A5 ECA y 5 en el caso del A5 ES, para los cuales la masa de combustible quemada en cada una de las fases se ha obtenido de [4].

- Un primer escalón que comprende desde el encendido de motores hasta que se consume la totalidad del combustible de la EPS. Durante esta fase se considera también el consumo de combustible correspondiente a la EPC.
- Un segundo escalón que abarca hasta la eyección del carenado y durante el cual se considera el consumo de combustible correspondiente de la EPC.
- Un tercer escalón que abarca hasta el consumo del combustible restante de la EPC y eyección de la misma.
- Un cuarto escalón desde que comprende en el caso del A5 ECA toda la quema del combustible de la EPS. Para el A5 ES se tiene en cuenta que en esta fase se quema únicamente parte del combustible de la EPS.
- Un quinto escalón en el caso del A5 ES para tener en cuenta el reencendido que supone la quema del combustible restante.

La Tabla 13 se muestran los valores ideales obtenidos mediante este procedimiento junto con los valores reales de ΔV para el caso de la inyección en órbita GTO y órbita LEO por parte del Ariane 5 en condiciones de peso y carga máxima al despegue. A partir de estos resultados se pueden estimar unas pérdidas del 40 % y 30 % respectivamente.

Órbita objetivo	Lanzador	$\Delta V_{\text{real}}(\text{m/s})$	$\Delta V_{\text{ideal}}(\text{m/s})$	$\Delta V_{\text{perd}}(\text{m/s})$
GTO	A5 ECA	9,400	15,740	6,340
LEO	A5 ES	9,870	14,064	4,194

Tabla 13: Parámetros de de inyección del Ariane 5.

Si asumimos que estas pérdidas son las mismas para el lanzamiento con el vehículo recuperador podemos estimar los valores de ΔV para este caso. Esta simplificación se puede justificar si tenemos en cuenta que el aumento de peso que supone el vehículo es inferior a un 0.2 % del peso total de despegue, por lo que las pérdidas gravitatorias no variarán de forma significativa. Además, debido a que el vehículo se encuentra tras la base del tanque de la EPC, la aerodinámica total del lanzador no debería verse demasiado afectada por su presencia.

En la Figura 44 se muestra la capacidad de inyección perdida por la inclusión del vehículo recuperador para las misiones de inyección GTO y LEO. Se puede comprobar que la penalización en cuanto a ΔV no supera los 100 m/s. Sin embargo, el éxito de la misión reside en la precisión a la hora de obtener un valor concreto asociado a la órbita y punto de inyección.

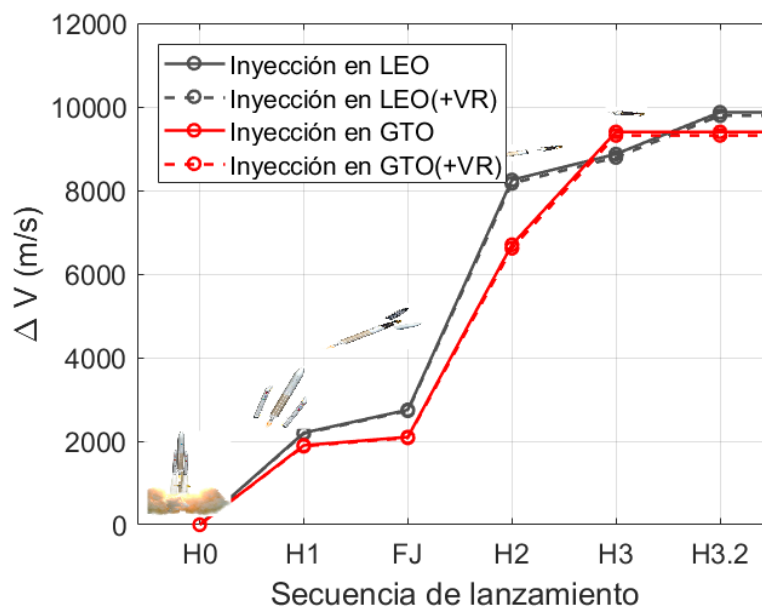


Figura 44: Estimación de la capacidad de inyección del A5 con y sin el vehículo recuperador (+VR).

Esto implica que a la hora de incluir el vehículo recuperador hay que compensar de alguna forma la penalización asumida. Se ha estudiado en concreto la posibilidad de asumir dicha penalización en la masa máxima de carga de pago. En la Figura 45 se muestran los resultados obtenidos en

función de la masa del vehículo recuperador y se ha indicado el punto correspondiente al valor de la primera estimación realizada en este trabajo.

Se puede comprobar que existe una relación lineal entre la masa del vehículo recuperador y la disminución en la masa de carga de pago inyectable. Dicha relación es inferior a la unidad debido a que la inclusión vehículo recuperador sólo impacta en las primeras fases del lanzamiento, hasta la separación de la EPC. En concreto se ha obtenido que en el caso de la misión de inyección GTO la penalización es de 0.43 kg de carga de pago / kg de vehículo recuperador; mientras que para la inyección LEO se obtiene 0.68 kg de carga de pago / kg de vehículo.

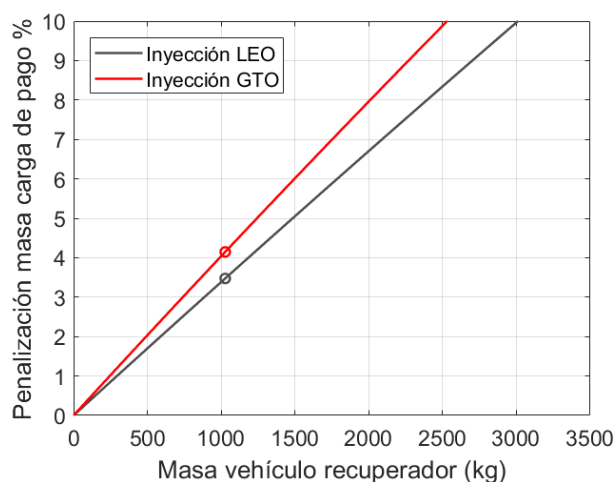


Figura 45: Estimación de la penalización en la masa de carga de pago en función de la masa del vehículo recuperador.

En [25] se puede encontrar un estudio sobre el impacto del aumento de masa de la EPC sobre la masa de la carga de pago. Si bien se obtiene también una evolución lineal la relación obtenida es inferior, se desconoce si por considerarse unos valores de referencia del desglose de masas distintos o un perfil de lanzamiento diferente.

En definitiva, se ha obtenido que para un rango razonable de la masa del vehículo recuperador la penalización en cuanto a la carga de pago máxima inyectable no supera el 10% de su valor nominal. La cuestión residiría en evaluar posteriormente el impacto económico de la misión llevada a cabo por el vehículo recuperador para determinar si se obtiene una disminución en el coste por kilogramo de carga de pago inyectada, al mismo tiempo que se consideran estrategias para aumentar la capacidad de inyección, como podrían ser mejoras en las etapas propulsivas.

11.2. Desempeño del vehículo recuperador

El objetivo del presente apartado es llevar a cabo una estimación de la actuación del vehículo recuperador tras su separación. Para ello se ha recurrido a el modelo de la trayectoria en ejes viento presentado en 5.2.2. Puesto que todavía no se ha especificado un objetivo en cuanto a punto de aterrizaje y nos interesa conocer la capacidad del vehículo en cuanto a alcance se asumirá inicialmente que $\chi = cte$ y $\sigma = 0$, por lo que la trayectoria puede ser estudiada como un vuelo de planeo en un plano vertical, prescindiendo de las ecuaciones correspondientes al movimiento lateral-direccional.

Con todo esto, las ecuaciones que modelan la trayectoria de máximo alcance en ejes viento son:

$$\dot{V} = -\frac{D}{m} + g \sin \gamma + \omega_T^2 R \cos \delta (\sin \gamma \cos \delta - \cos \gamma \sin \delta) \quad (119)$$

$$V\dot{\gamma} = \frac{L}{m} - g \cos \gamma + \frac{V^2}{r} \cos \gamma + \omega_T^2 R \cos \delta (\cos \gamma \cos \delta - \sin \gamma \sin \delta). \quad (120)$$

Y la distancia recorrida viene dada por:

$$\dot{x} = V \cos \gamma \quad (121)$$

$$\dot{z} = V \sin \gamma \quad (122)$$

Para la integración de las ecuaciones es necesario establecer una ley de guiado $\alpha(M)$ y contar con el modelo aerodinámico del vehículo. Dado que no se cuentan con datos suficientes como para diseñar y optimizar la ley de ángulo de ataque, se ha comenzado por estudiar la trayectoria del vehículo considerando que este parámetro se mantiene constante durante todo el vuelo. Esto no se corresponde con una estrategia realista, ya que no permite adaptarse a las condiciones del flujo buscando en cada momento el compromiso entre las limitaciones y un vuelo eficiente. Sin embargo, es interesante llevar a cabo este primer análisis en busca de conclusiones generales.

Puesto que todavía no se conoce suficiente el sistema de control como para simularse la ley de mando, se asumirá como es habitual en un análisis preliminar que existe dicha ley y que permite obtener la ley de ángulo de ataque impuesta. Además, se da también por supuesto que el control lateral-direccional está garantizado.

En la Figura 48 se muestran los resultados para los diferentes valores de ángulo de ataque. Dichos resultados se han obtenido mediante la herramienta de software Matlab[®] haciendo uso de la función de integración de ecuaciones diferenciales ordinarias *ode23*.

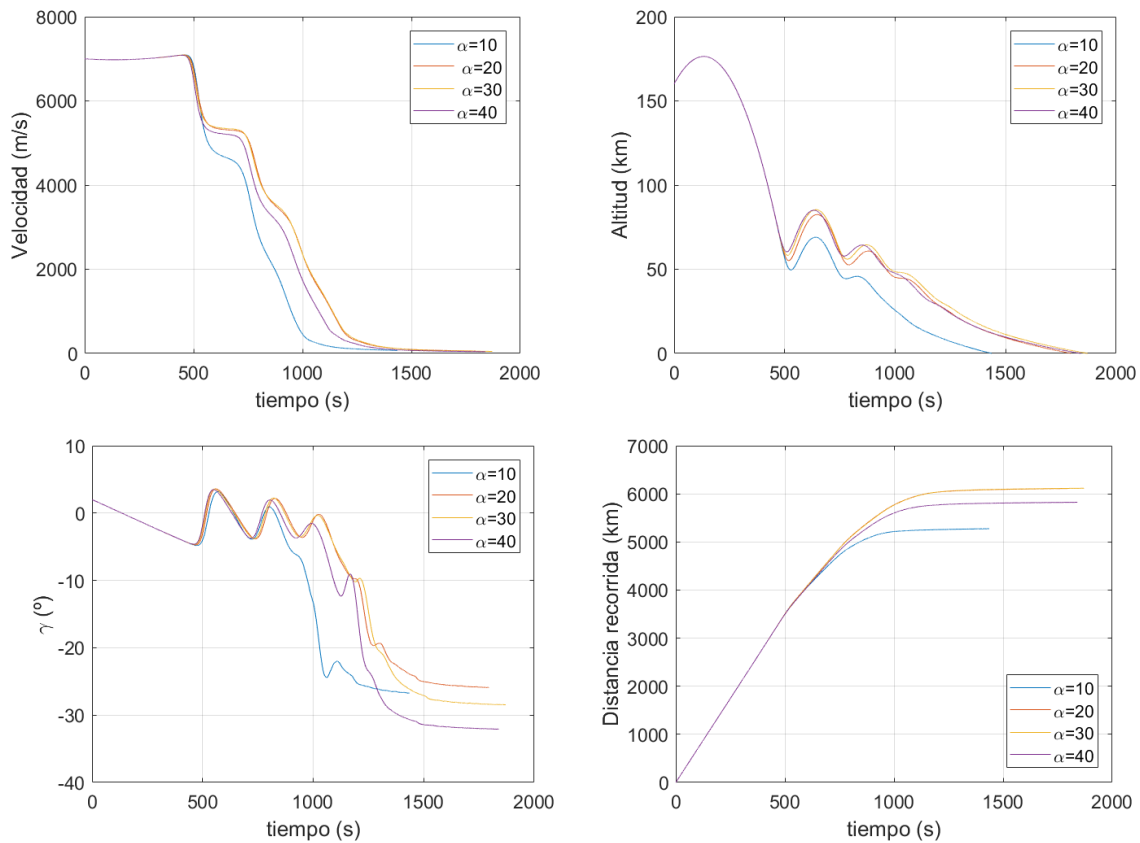


Figura 46: Resultados de la trayectoria del vehículo recuperador para diferentes valores de ángulo de ataque constante.

La trayectoria llevada a cabo por el vehículo recuperador consiste en una maniobra de frenado desde una velocidad orbital de 7 km/s. Esta maniobra está caracterizada por los “rebotes” propios de los vehículos de reentrada sustentadores y una fase final de descenso en la que se alcanza un valor estacionario de velocidad y la pendiente de la trayectoria apenas varía. Tal y como se había predicho, el frenado aerodinámico sólo tiene un efecto significativo cuando el vehículo ha atravesado la termosfera, y es por eso que se dan intervalos de velocidad casi constante que coinciden con los rebotes del vehículo y su ascenso a capas más altas de la atmósfera.

Analizando los resultados para los diferentes valores de ángulo de ataque, se puede observar que no existen diferencias significativas en la trayectoria obtenida hasta que no se transcurren aproximadamente 500 s. Este hecho se explica si tenemos en cuenta la evolución del número de Knudsen, Figura 47.

El valor de este parámetro permanece por encima de la unidad hasta aproximadamente 380 s, durante los cuales la sustentación se ha aproximado como nula y la resistencia es muy parecida para todos los casos. Pero no es hasta transcurridos aproximadamente 100 s, cuando la densidad ha aumentado lo suficiente como para que los efectos aerodinámicos cobren importancia, cuando se empiezan a hacer notables las primeras diferencias entre los diferentes casos estudiados.

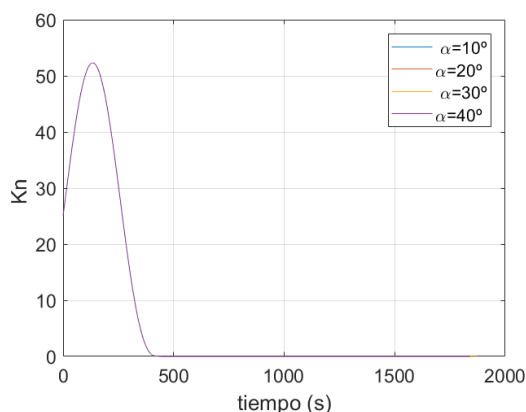


Figura 47: Evolución el número de Knudsen para diferentes valores de ángulo de ataque constante.

A partir de este momento, se puede observar que no existe una tendencia definida al aumentar el ángulo de ataque, algo que se detecta muy claramente en la distancia recorrida en cada caso, la cual es máxima para $\alpha = 20$ con una diferencia insignificante de 5 m respecto al valor para $\alpha = 30$. Este resultado se explica debido a que un mayor alcance viene dado por una mayor eficiencia aerodinámica y no para una mayor sustentación, ya que es para dichas condiciones para las cuales se minimiza la pendiente de descenso.

De los resultados obtenidos se puede deducir que el valor constante de ángulo de ataque que optimiza globalmente la eficiencia aerodinámica se encuentra alrededor de 20° , aunque es interesante observar que la pendiente se minimiza para diferentes valores en cada fase del vuelo. Una inspección de los resultados aerodinámicos del vehículo recuperador presentados en la sección 10.3 permite comprobar la correspondencia entre el ángulo de ataque para el que se dan los valores mínimos de pendiente y máximos de eficiencia.

Este parámetro parece influir también en los perfiles de velocidad, habiéndose obtenido que las condiciones de máximo alcance coinciden con las de una deceleración menos brusca.

Con el objetivo de estudiar evoluciones más realistas del ángulo de ataque, se ha tomado como referencia la estrategia llevada a cabo con el STS, Figura 17. Se ha justificado con anterioridad la utilización de un ángulo de ataque elevado durante la fase hipersónica, tomando como referencia el STS se ha seleccionado un valor de $\alpha = 40$ mientras se cumpla $Ma > 15$ y el vehículo se encuentre por encima de la línea de Karman. Si además adoptamos la maniobra empleada por el STS de disminuir progresivamente el ángulo de ataque, se pueden estudiar una serie de leyes de guiado para diferentes valores de $\partial\alpha/\partial M$.

En la Figura 48 se muestran los resultados obtenidos para las diferentes leyes de guiado testadas.

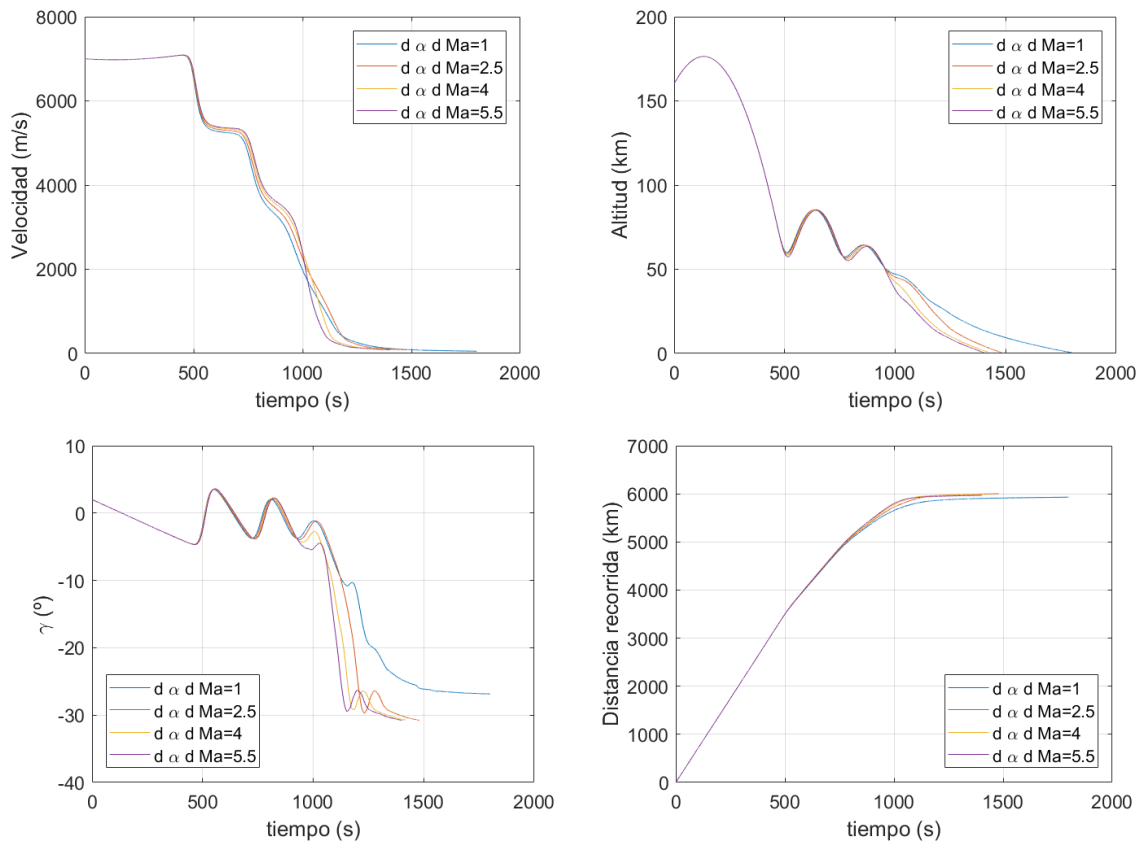


Figura 48: Resultados de la trayectoria del vehículo recuperador para diferentes leyes $\alpha(M)$.

De nuevo, las trayectorias obtenidas están caracterizadas por el fenómeno de evasión de entrada, que se repite hasta un total de tres veces disminuyendo la rapidez con la que el vehículo reduce su velocidad. En cuanto a la influencia de la ley $\alpha(M)$ empleada, se puede observar que cuanto más paulatina es la disminución del ángulo de ataque también lo es la deceleración, ya que se obtienen una mayor sustentación y resistencia durante la trayectoria. No obstante, debe tenerse en cuenta que en el modelo aerodinámico se ha supuesto una tendencia siempre lineal de la sustentación con el ángulo de ataque, por lo que en realidad podría estarse subestimando la sustentación en algún momento de la trayectoria.

En lo que respecta a la distancia recorrida, las diferencias para las distintas leyes de ángulo de ataque no son significativas, habiéndose obtenido para todas ellas un valor de alrededor de 6,000 km. Este resultado se debe principalmente a tres razones:

En primer lugar, la mayoría de la distancia recorrida, más del 80 %, se lleva a cabo en la fase hipersónica, para la cual el valor de ángulo de ataque constante es el mismo para todas las leyes estudiadas.

En segundo lugar, conforme el vehículo va descendiendo, la resistencia aerodinámica va haciéndose patente al aumentar la densidad de forma exponencial, lo que obliga a aumentar la pendiente de descenso, con lo que la distancia horizontal que recorre el vehículo va disminuyendo.

Por último, el alcance está directamente relacionado con la eficiencia aerodinámica del vehículo, y si se observan los resultados presentados en el apartado 3 se ha obtenido que en régimen

supersónico, estos valores no sólo son muy pequeños, sino que además presentan pocas variaciones para los diferentes ángulos de ataque conforme se aumenta el número de Mach.

Aún así, las diferencias obtenidas respecto al estudio anterior en el que se ha considerado un ángulo de ataque constante de 40° sugieren que es posible aumentar el alcance mediante la estrategia de una disminución progresiva de este parámetro. La explicación responde a un hecho que ya se ha comentado anteriormente, y es que las condiciones de máxima eficiencia aerodinámica se dan para valores cada vez más pequeños del ángulo de ataque conforme se disminuye el número de Mach.

Todo esto resulta en que la distancia que recorre el vehículo está mayoritariamente determinada por el valor de la eficiencia aerodinámica durante la fase hipersónica, una vez se han abandonado las condiciones de flujo libre. Claro que como ya se ha señalado, los valores de los coeficientes aerodinámicos correspondientes a esta fase se han obtenido llevando a cabo una gran simplificación. Es por esto, que resulta conveniente estudiar precisamente como influyen los valores que toman los coeficientes de sustentación y resistencia durante esta fase.

Para ello, se ha considerado interesante comparar la actuación del vehículo recuperador con la que llevaría a cabo un vehículo con menor sustentación e incluso uno que llevase a cabo una reentrada puramente balística, exenta de sustentación.⁵ Para ello, se han tomado los datos aerodinámicos obtenidos durante el estudio del fuselaje sustentador con el que cuenta el vehículo recuperador. El objetivo es llevar a cabo una evaluación cualitativa de las diferencias en la actuación de un RV-W, un RV-NW sustentador y un RV-NW no sustentador. Los resultados obtenidos se muestran en la Figura 49.

⁵Ya se ha explicado que muy difícilmente se dan este tipo de reentradas totalmente exentas de sustentación, pero el objeto del estudio no es otro que mostrar el efecto que tiene esta en la trayectoria de reentrada, por lo que resulta interesante a la vez que ilustrativo considerar este caso extremo.

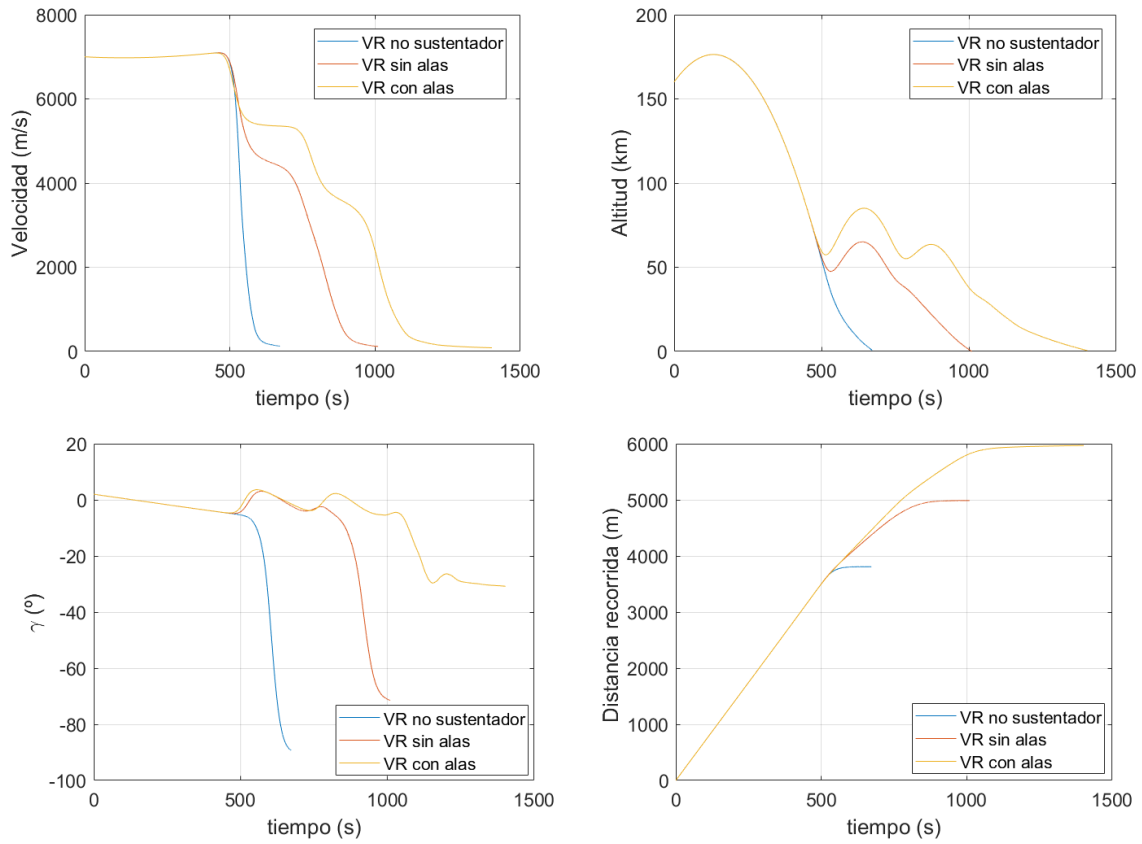


Figura 49: Resultados de la trayectoria para diferentes conceptos de vehículo de reentrada.

Si analizamos la trayectoria de descenso para cada uno de los casos, vemos que los rebotes se producen antes y hasta una mayor altitud para el vehículo que es capaz de generar mayor sustentación y no llegan si quiera a producirse en el caso del vehículo no sustentador.

En cuanto a la evolución de la velocidad, el incremento de la generación de sustentación se traduce en una deceleración menos brusca. Sin embargo, de nuevo nos encontramos con prácticamente el mismo valor constante al final de la trayectoria, lo que se debe a que los valores de resistencia son muy similares, puesto que provienen principalmente de la resistencia de base, que es idéntica para los tres vehículos ya que se ha empleado el mismo modelo de fuselaje.

De especial interés es obtener la evolución de la presión dinámica, Ec.(123), y flujo de calor instantáneo, Ec.(124), para cada uno de los casos estudiados, ya que son parámetros sobre los que habitualmente se establecen restricciones en este tipo de misiones. Para el flujo de calor instantáneo la expresión empleada, junto con el valor de las constantes para el punto de remanso se han tomado de [27].

$$q = \frac{1}{2} \rho V^2 \quad (123)$$

$$\dot{q} = C \rho^N V^M \quad (124)$$

donde:

$$C = 1.83 \cdot 10^{-8} R_n^{-0.5}$$

$$M = 3$$

$$N = 0.5$$

Los resultados obtenidos para cada uno de los conceptos de vehículo de reentrada se muestran en la Figura 50

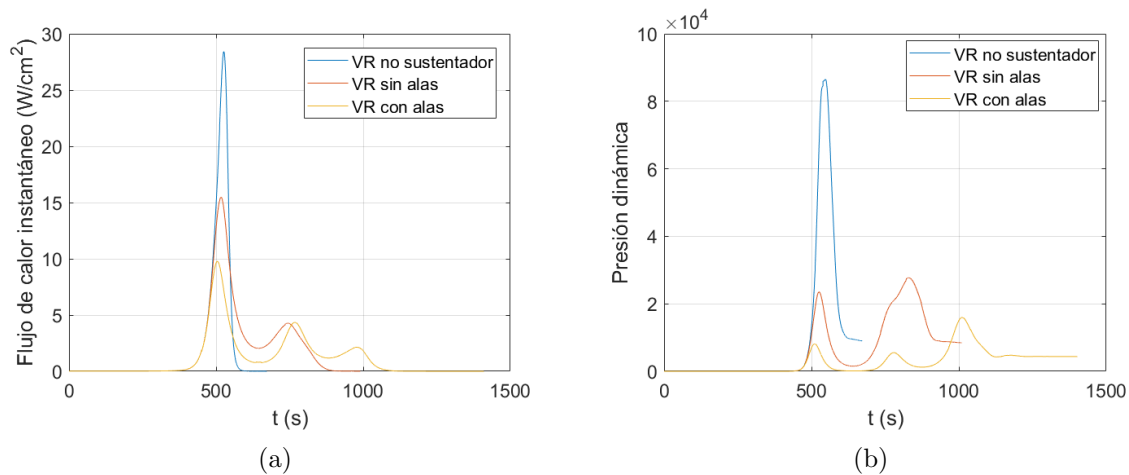


Figura 50: Evolución del flujo de calor instantáneo (a) y presión dinámica (b) para diferentes conceptos de vehículo de reentrada.

Si se toman como referencia el pico de presión dinámica correspondiente al STS, 35 kPa, vemos que el vehículo no sustentador supera en más de dos veces este valor. En cuanto a los otros dos vehículos, se ha obtenido que la diferencia de sustentación que se consigue añadiendo superficie alar resulta en una disminución de dos terceras partes del pico máximo.

De nuevo, el valor máximo de flujo de calor instantáneo se corresponde al vehículo no sustentador, seguido por el vehículo que no cuenta con superficie alar y reduciéndose en más de un 30 % para el modelo con alas. De acuerdo a [3], el máximo flujo de calor experimentado por el STS era de 45 W/cm², superior a los obtenidos para todos los casos estudiados, aunque debe tenerse en cuenta que los resultados obtenidos son únicamente una primera aproximación y que además el STS volaba a velocidades más elevadas para las mismas altitudes.

12. Cálculo CFD

El objetivo de esta sección es explicar cómo se ha llevado a cabo la simulación del comportamiento aerodinámico tanto de los modelos de fuselaje como del vehículo completo mediante el software CFD. El software empleado ha sido la versión *12.02.011-R8 for Windows 64* de STAR CCM+ [®].

12.1. Solver

El *solver* empleado ha sido el *Coupled Implicit*. Para simulaciones estacionarias, el *solver coupled* utiliza un término pseudo-transitorio que reemplaza la derivada temporal en las ecuaciones de transporte. La solución avanza en un pseudo-tiempo hasta alcanzar la convergencia.

La solución en cada celda progresa de forma independiente con un paso pseudo-temporal local óptimo de acuerdo a criterios de estabilidad. De esta forma, se trata de obtener la convergencia a un estado estacionario de la forma más eficiente.

Se ha seleccionado también la opción *grid sequencing*, disponible para este *solver*. Con esta opción se lleva a cabo un cálculo aproximado para el problema estudiado antes de la inicialización del mismo. GS utiliza un algoritmo implícito de Newton para calcular una solución de flujo no viscoso de primer orden. De acuerdo a [26] esta opción permite obtener una solución más convergida de forma más rápida.

12.2. Modelos físicos

12.2.1. Modelo espacial y temporal

El modelo temporal empleado es el estacionario. Aunque debido a las características de los casos estudiados sería factible que aparecieran fenómenos no estacionarios tanto en la estela como en la generación de posibles vórtices, el análisis de estos aspectos del flujo no entra dentro de los objetivos de este proyecto.

En cuanto al modelo espacial se ha seleccionado el modelo tridimensional dada la naturaleza del caso estudiado.

12.2.2. Material

El modelo seleccionado ha sido el correspondiente a Gas Ideal. Es un buen momento para recordar que únicamente se han simulado condiciones de vuelo correspondientes a la fase subsónica y supersónica debido a la gran dificultad que conlleva tratar de simular los fenómenos físicos que tienen lugar durante la fase hipersónica, como son el enrarecimiento e ionización del aire.

12.3. Modelo de capa límite

La capa límite se define como la zona del flujo cercana a un cuerpo en la que los efectos viscosos son altamente importantes. Dentro de la capa límite podemos encontrar diferentes subcapas en función de las características del flujo:

- Subcapa viscosa: es la capa fluida en contacto con la pared y está dominada por efectos viscosos. La velocidad de flujo media en esta capa depende únicamente de la densidad del fluido, la viscosidad, la distancia desde la pared y el esfuerzo cortante de la pared.
- Subcapa *buffer*: es una capa de transición entre la subcapa viscosa y logarítmica.
- Subcapa logarítmica en esta capa los efectos viscosos y turbulentos son igual de dominantes.

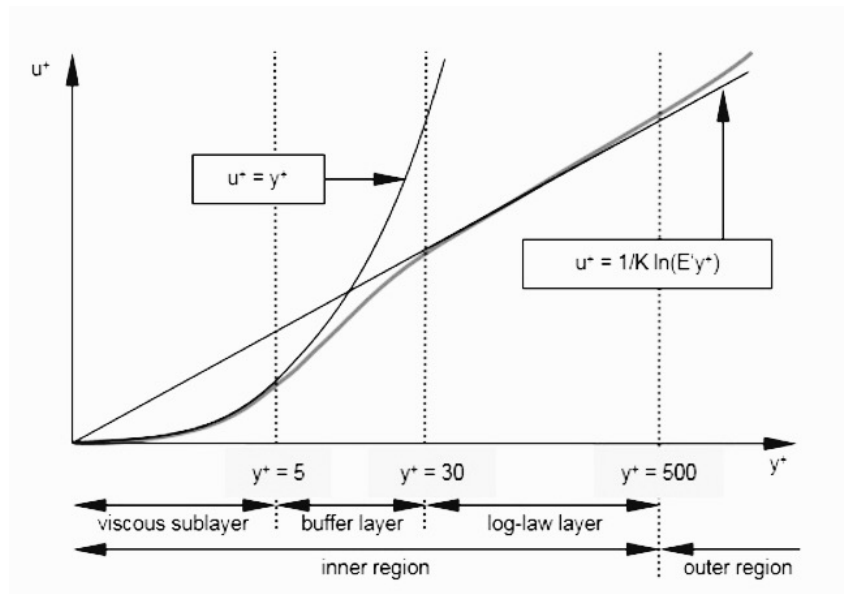


Figura 51: Esquema división de la capa límite.

La distancia no dimensional y^+ puede utilizarse para definir la extensión de cada una de las subcapas, Ec.(125). En la Figura 51 se muestran los límites correspondientes cada una de ella.

$$y^+ = \frac{u_T y_P}{\nu} \quad (125)$$

donde:

y_P es la distancia a la pared.

ν es la viscosidad cinemática.

u_T es la viscosidad de fricción dada por la Ec.(126).

$$u_T = \sqrt{\frac{\tau_w}{\rho_w}} \quad (126)$$

donde:

τ_w es la tensión cortante en la pared.

ρ_w es la densidad del fluido en la pared.

En función del valor del y^+ la resolución de las ecuaciones se debe abordar con un determinado modelo que se adapte al comportamiento de la subcapa correspondiente.

El tratamiento de pared “all- y^+ ” de STAR-CCM+[®] resuelve directamente las ecuaciones de transporte en la subcapa viscosa cuando el tamaño de malla es suficientemente pequeño y asume un comportamiento de acuerdo a la ley logarítmica de Theodore von Kármán, si el valor de $y^+ > 30$. Además, está también formulado para obtener soluciones en la *buffer layer*, aunque en la medida de lo posible debe intentarse evitar esta zona, ya que se trata de una capa de transición en la que el comportamiento del flujo es difícil de predecir.

La mayoría de las condiciones de vuelo simuladas se corresponden con valores muy elevados de número de Reynolds y subcapa viscosa muy fina, lo que supone un elevado coste computacional para resolver dicha zona. Por ello, se ha optado por un tamaño de malla que proporciona en la mayoría de los casos valores de y^+ dentro del rango $30 > y^+ > 300$ para el cual STAR-CCM+[®] recurre a la ley logarítmica. Sin embargo, conforme se disminuye la velocidad aparecen mayores zonas con valores $y^+ < 30$, por lo que se ha considerado adecuado emplear el modelo *all- y^+* .

12.3.1. Modelo de turbulencia

El modelo de turbulencia empleado ha sido el *K-Omega SST*. Este modelo tipo RANS utiliza la formulación correspondiente al modelo $k-\omega$ en las regiones cercanas a la pared y realiza una transición hacia el modelo $k-\epsilon$ en las zonas alejadas.

De acuerdo a [21] el modelo $k-\omega$ es superior en el cálculo de las capas viscosas cercanas a la pared y los gradientes de presión en la dirección del flujo. Sin embargo, falla en el tratamiento de condiciones de flujo libre, para las cuales habitualmente el modelo $k-\epsilon$ proporciona resultados adecuados. El modelo *K-Omega SST* propuesto por Menter permite obtener un compromiso entre las ventajas de cada uno de los dos modelos.

12.4. Mallado

12.4.1. Modelos de malla

12.4.2. Trimmer

El mallador *trimmer* utiliza un tipo de elemento predominantemente hexaédrico con un valor mínimo de *skewness* ⁶. Este mallador permite controlar la variación máxima en el tamaño de dos celdas contiguas, de forma que se puede llevar a cabo un refinamiento de las zonas cercanas al cuerpo en base al tamaño de superficie local y el ratio de crecimiento de celda.

La malla resultante está formada por celdas hexaédricas y celdas polihédricas resultado de la operación de trimado cerca de la superficie.

12.4.3. Prism layer mesher

Este modelo se emplea para generar celdas prismáticas ortogonales cerca de las condiciones de contorno de pared. El objetivo es aumentar la precisión en la capa límite de forma que se puedan modelar correctamente los grandes gradientes en las propiedades del flujo que se producen en esta zona.

12.4.4. Surface remesher

Con el objetivo de mejorar la calidad de la malla, este modelo se emplea para retriangular una superficie. Este modelo se ha empleado sobre la superficie del vehículo.

12.4.5. Extruder

Este mallador permite extender el volumen de la malla más allá de las condiciones de contorno primarias y trasladar dichas condiciones con el objetivo de establecer un dominio más representativo.

Este modelo se ha empleado para ajustar el dominio en los diferentes cálculos en función de las características del caso.

12.4.6. Estructura de la malla

Para la definición de la malla se ha establecido un tamaño base a partir del cual se han llevado a cabo remallados en las zonas de mayor interés. En concreto, el mallador *trimmer* ha permitido estructurar la malla de forma que el tamaño de celda disminuye conforme nos acercamos a la superficie del vehículo. Además, se ha aplicado un remallado de superficie sobre la propia superficie del mismo.

⁶Este parámetro define la calidad de la malla, ver sección 12.4.8.

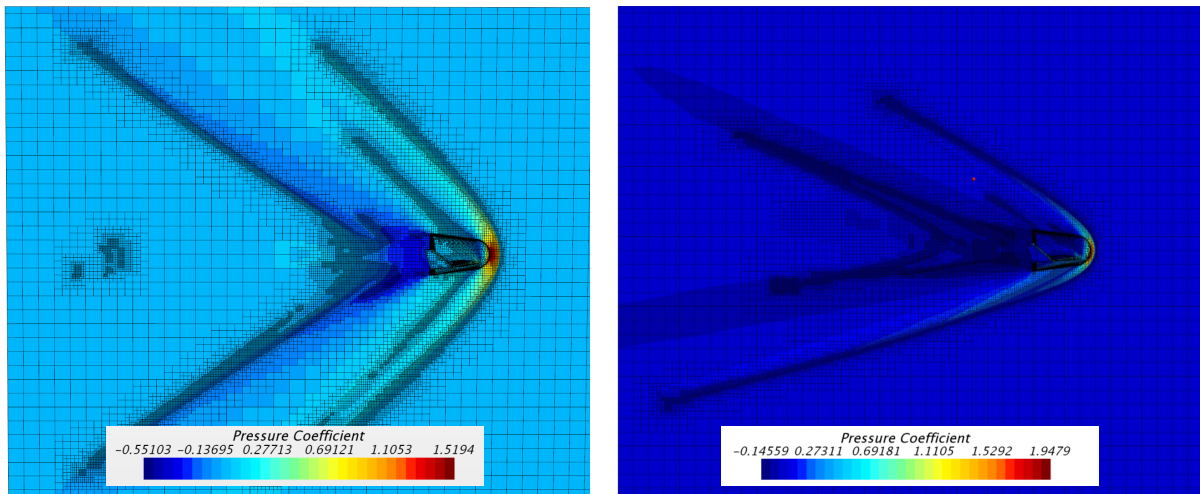


Figura 52: Detalle de la malla empleada para $M=1.5$ $\alpha=0$ (izquierda) y $M=3$ $\alpha = 8$.

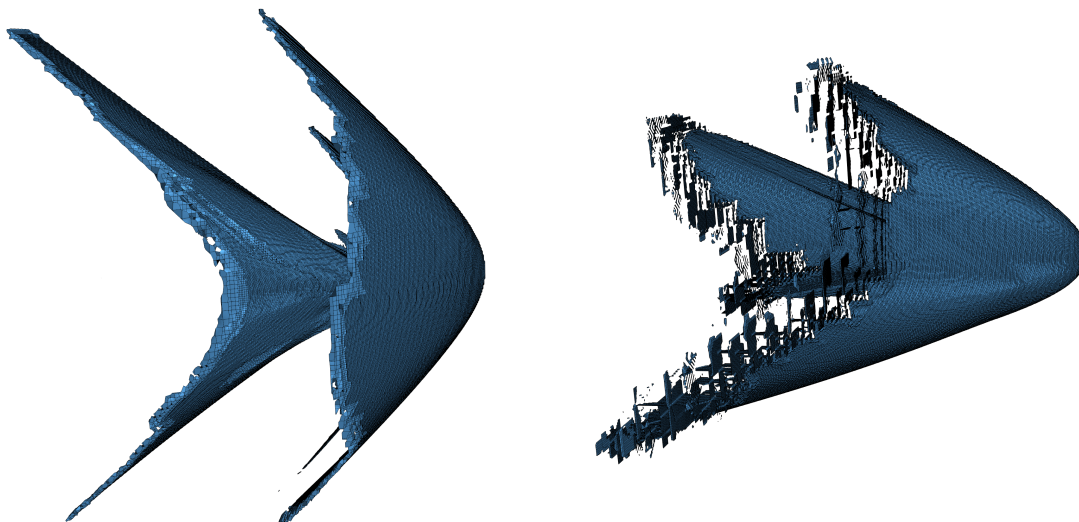


Figura 53: Detalle del remallado de las ondas de choque para $M=1.5$ $\alpha=0$ (izquierda) y $M=3$ $\alpha = 8$.

Por otro lado, se ha aplicado una condición de refinamiento asociada a gradientes de densidad en la dirección de la velocidad buscando aumentar la definición en las zonas donde se producen fenómenos de compresibilidad.

Por último, en los casos correspondientes a condiciones de vuelo subsónicas se ha llevado a cabo un refinamiento en la estela del vehículo.

12.4.7. Estudio de independencia de malla

A la hora de comprobar la validez de la solución se ha estudiado la independencia de la misma respecto de la malla empleada. Para ello, debido al coste computacional que supondría estudiar la independencia para cada una de las condiciones estudiadas se ha seleccionado un caso y asumido que las conclusiones son aplicables a los restantes. En concreto, se ha seleccionado el caso correspondiente a $M=3$ y un ángulo de ataque de 16° .

Para realizar el estudio se ha variado el tamaño base de los elementos y con el solidariamente el resto de valores referenciados al mismo.

Dos han sido los parámetros monitorizados con el objetivo de detectar el impacto del número de celdas sobre la solución obtenida: el coeficiente de sustentación y la magnitud de la velocidad en un punto fijo del dominio. Los resultados se muestran en la Figura 54.

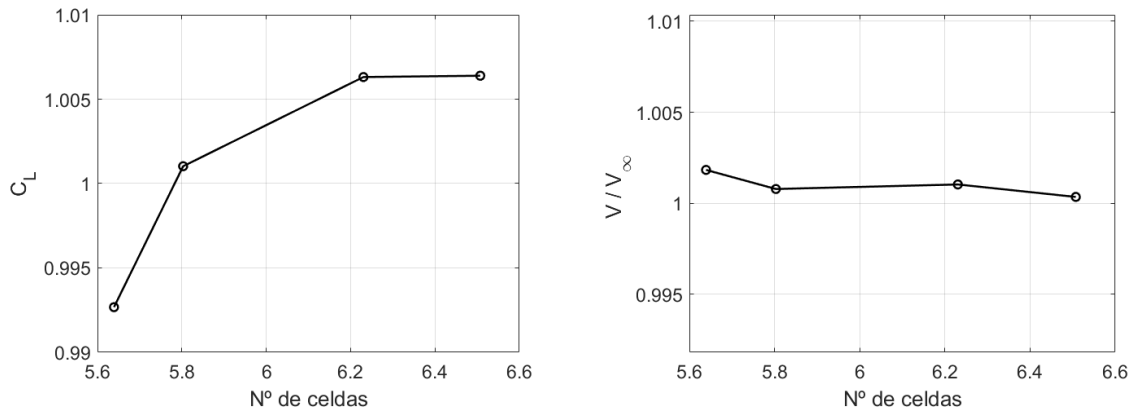


Figura 54: Resultados estudio de independencia de malla. (Nº de celdas en escala logarítmica)

En vista de los resultados se ha optado por utilizar los parámetros empleados para la penúltima malla estudiada. Si bien es cierto que las variaciones en los resultados han sido pequeñas desde un primer momento. Es posible que esto último se deba al gran refinamiento empleado desde el inicio del estudio para las ondas de choque. Aún así, se ha optado por adoptar unos parámetros de malla conservadores teniendo en cuenta las limitaciones del estudio, ya que se ha llevado a cabo únicamente para uno de los casos simulados.

12.4.8. Calidad de la malla

STAR-CCM+[®] proporciona varios parámetros sobre las celdas que permiten determinar la calidad general de la malla. Estos parámetros son:

- *Face validity*
- *Cell quality*
- *Volume change*
- *Cell Skewness Angle*
- *Chevron Quality Indicator*

- *Chevron Quality Indicator*
- *Chevron Quality Indicator*
- *Cell Warpage Quality*

Face Validity

En una celda de buena calidad, las normales de la cara apuntan hacia fuera, lejos del centroide de la célula. En una celda con un valor inferior a la unidad de *face validity*, una o más de las normales de la cara apuntan hacia dentro, hacia el centroide de la celda, indicando alguna forma de concavidad.

Cell Quality

Este parámetro es función de la distribución geométrica de los centroides de las celdas vecinas a una cara y la orientación de las caras. Generalmente, las celdas planas con caras altamente no ortogonales tienen una calidad celular baja.

De acuerdo a [26] las celdas con una calidad de cara inferior a $1.0e-5$ se consideran malas.

Volume change

Este parámetro mide el cambio de volumen entre una celda y la celda vecina más grande. Un gran salto en el volumen de una celda a otra es posible causa de inexactitud en la solución. Las celdas con un cambio de volumen de 0.01 o inferior se consideran celdas malas, [26].

Cell Skewness Angle

Es el ángulo entre el vector normal a la cara y el vector que conecta dos centroides de dos celdas. Un ángulo de cero indica una malla perfectamente ortogonal. Un valor mayor a 85° se corresponde a una mala celda.

Chevron Quality Indicator

Las celdas *chevron* son pares de celdas delgadas que concurren en una cara común a un ángulo tal que la línea que une los centros de la célula no pasa a través de la cara común. Este tipo de celdas se consideran malas celdas.

Least Squares Quality

Esta función es un indicador de la calidad de una celda de acuerdo a la ubicación del centroide de una celda en relación con las ubicaciones de los centroides de sus celdas vecinas. Valores de la función por debajo de $1.0e-3$ se consideran malos.

Cell Warpage Quality

Este parámetro identifica las celdas delgadas y deformadas. Este tipo de celdas pueden causar problemas en la resolución por lo que cuando este parámetro es menor que 0.15 la celda correspondiente se considera de mala calidad.

STAR-CCM+® permite obtener diagnósticos de la calidad de la malla en los que se muestran los datos estadísticos de estos parámetros. Dichos diagnósticos pueden ser más o menos completos según se desee. El informe compacto muestra la evaluación de los parámetros *face validity* y *volume change*. Además, realiza una prueba de validez de la malla y proporciona los datos sobre el número de vértices, caras y celdas así como la extensión de la malla.

En la Tabla 22 se muestran los resultados obtenidos para un caso representativo de todos los estudiados, el correspondiente a $M=3$ y ángulo de ataque 16° .

Número de entidades	Celdas	1,699,897
	Caras	5,281,251
	Vértices	1,916,866
Face Validity	Mínimo	1
	Máximo	1
Volume Change	Mínimo	6.788293e-04
	Máximo	1

Tabla 14: Parámetros de la malla

12.5. Dominio y condiciones de contorno

Se ha empleado un volumen de control correspondiente a medio cilindro, debido a la condición de simetría. El tamaño se ha ido adaptando en función de las condiciones de vuelo buscando que las condiciones de contorno de campo lejano fueran lo más realistas posible.

En concreto, para las simulaciones correspondientes a condiciones supersónicas se ha buscado minimizar los efectos de rebote de las ondas de choque sobre las superficies del dominio y se ha disminuido la distancia entre la condición de entrada y el vehículo. En cambio, para el cálculo en condiciones subsónicas se ha tenido en cuenta que el fluido se ve perturbado por la presencia del vehículo a una mayor distancia aguas arriba.

El volumen de control se ha dividido para todos los casos en un total de cuatro superficies indicadas en la Figura 55. Esto se suma la geometría del modelo, que completa el dominio estudiado.

Las condiciones de contorno correspondientes a cada parte son:

- Entrada: se ha empleado una C.C de flujo libre con los valores de presión, temperatura y velocidad correspondientes a las condiciones de vuelo establecidas.
- Campo lejano: se ha empleado una C.C de flujo libre con los valores de presión, temperatura y velocidad correspondientes a las condiciones de vuelo establecidas.
- Plano de simetría: se ha empleado una condición de simetría a fin de disminuir el coste computacional de la solución.
- Salida: Se ha establecido una condición de salida de presión correspondiente a la presión estática de las condiciones iniciales.
- Modelo: Se ha establecido una condición de pared con especificación de no deslizamiento.

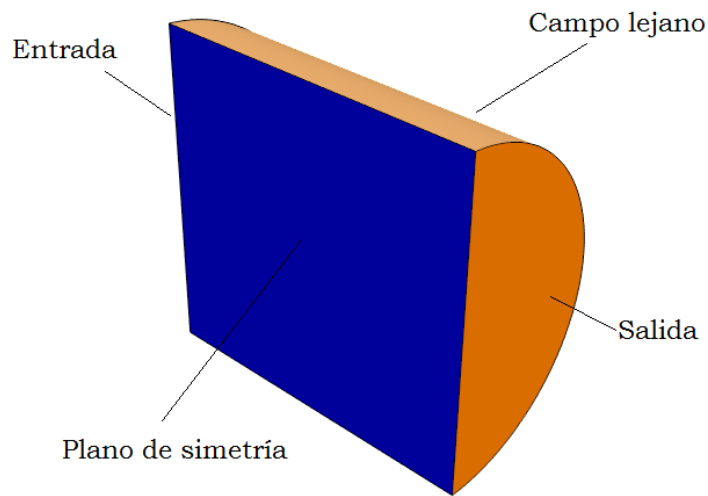


Figura 55: Condiciones de contorno sobre las superficies del volumen de control.

12.6. Criterios de convergencia

Para determinar la convergencia de la solución se han monitorizado las fuerzas aerodinámicas generadas sobre el vehículo y la magnitud de la velocidad en diferentes puntos del dominio. El cálculo se ha considerado convergido una vez alcanzados valores estacionarios de las magnitudes monitorizadas.

13. Conclusiones y trabajos futuros

13.1. Conclusiones del estudio aerodinámico

El modelo del vehículo recuperador ha permitido llevar a cabo una primera estimación del comportamiento aerodinámico que podemos esperar de una aeronave diseñada para llevar a cabo el concepto de misión estudiada, los resultados obtenidos se muestran en la sección 10.3.

Se han detectado una serie de factores que limitan la eficiencia aerodinámica del vehículo y que deberían estudiarse en profundidad en fases más avanzadas del diseño de la misión en vías de optimizar la actuación del mismo.

En primer lugar, la morfología del motor de la primera fase y el hecho de que el vehículo recuperador no debe interferir en la operación del mismo condicionan el diseño, haciendo difícil encontrar soluciones que comprendan fuselajes esbeltos integrados con el ala.

Además, se ha observado que la necesidad de adaptarse a la forma de la tobera del motor tiene como consecuencia la aparición de una elevada componente de resistencia de presión de base. Si bien es cierto que esta resistencia contribuye al frenado aerodinámico, dificulta la búsqueda de un compromiso con una mayor eficiencia, que sería necesaria en caso de considerarse un aterrizaje convencional.

Por otro lado, el elevado ángulo de apertura del fuselaje, de nuevo condicionado por la forma de la tobera, tiene como consecuencia que el extradós del mismo apenas contribuya a la generación de sustentación debido al desprendimiento del flujo en esta zona.

Aun así, los resultados obtenidos en cuanto a la eficiencia aerodinámica en las condiciones estudiadas son comparables con los correspondientes a vehículos de reentrada similares, como el Hermes o el x-38.

Como era de esperar, se ha detectado que la gran mayoría de la sustentación proviene del ala. No obstante, la ubicación y orientación del vehículo recuperador restringe la superficie alar disponible y con ella la sustentación que es capaz de generar. Una menor limitación en este aspecto posibilitaría no solo aumentar la sustentación, sino además tener mayor flexibilidad a la hora de optimizar el diseño en cuanto al valor de la flecha y estrechamiento alar entre otros parámetros de influencia.

13.2. Conclusiones del estudio de la trayectoria de reentrada

A través del dimensionamiento y modelo aerodinámico del vehículo recuperador se ha realizado una estimación de la trayectoria de reentrada que llevaría a cabo el mismo tras la separación.

Mediante este estudio se ha podido concluir que el alcance del vehículo está mayoritariamente condicionado por su actuación durante la fase hipersónica. Tomando el perfil de misión típica del Ariane 5, el vehículo recuperador se separaría del resto de la EPC a una velocidad de 7 km/s, por lo que, aunque la fase hipersónica comprenda únicamente alrededor de la mitad del tiempo de operación, la gran velocidad a la que vuela el vehículo hace que en ella se recorre gran parte de la distancia total cubierta por el mismo.

A este respecto, se ha detectado que un factor determinante es la sustentación que es capaz de generar el vehículo durante esta fase. Se ha observado que la generación de sustentación está directamente relacionada con el fenómeno de evasión, que permite aumentar el alcance y

frenarse de forma más paulatina. Además, se ha obtenido que a mayor sustentación menores son las cargas térmicas y presión dinámica máxima sobre el vehículo.

No obstante, como era de esperar, se ha obtenido que el mayor alcance no se da para condiciones de máxima sustentación, si no de máxima eficiencia aerodinámica, por lo que se concluye que la ley de guiado debe diseñarse con el objetivo de buscar un compromiso entre el alcance y las cargas térmicas y presión dinámica sobre el vehículo.

Como ya se ha señalado, gran parte de la sustentación del modelo estudiado provenía del ala, por lo que se considera que el concepto de vehículo empleado, RV-W, es el adecuado para llevar a cabo el tipo de misión estudiada, frente a un vehículo RV-NW sustentador. No solo se han obtenido mejoras significativas en cuanto al alcance, si no que se ha demostrado que un RV-W permite minimizar los picos de flujo de calor y presión dinámica.

Además, se considera que un vehículo RV-W ofrece mayores ventajas en cuanto a su controlabilidad, ya que las alas ayudan a disminuir el acoplamiento entre la dinámica longitudinal y la lateral-direccional y permiten ubicar superficies de control alejadas de las zonas de bajo rendimiento dinámico cercanas al fuselaje.

En cuanto al aterrizaje del vehículo, si bien un estudio en profundidad de esta fase tampoco entraba dentro de los objetivos de este trabajo, debe señalarse una serie de aspectos que deberían tenerse en cuenta cuando se abordara esta cuestión. Una vez termina el fenómeno de evasión, se ha observado que la pendiente de la trayectoria disminuye de forma dramática hasta alcanzar un valor prácticamente estacionario coincidiendo aproximadamente con la fase final de velocidad constante. De nuevo, este valor parece estar relacionado con la eficiencia aerodinámica del vehículo, pero debe señalarse que para los parámetros con los que se ha trabajado no se han obtenido valores por debajo de -25° , por lo que a la hora de ejecutar la maniobra de aterrizaje de forma segura sería necesario llevar a cabo un control sobre este parámetro. Esto implica que es necesario estimar la capacidad de mando del vehículo y estudiar estrategias para aumentar la sustentación en la última fase, por ejemplo mediante dispositivos hipersustentadores.

13.3. Viabilidad de la misión

Cuatro son los requisitos fundamentales que debe cumplir el vehículo para que la misión de recuperación del motor de la primera fase pueda llevarse a cabo con éxito: en primer lugar, el vehículo debe ser capaz de soportar el calentamiento; en segundo lugar, debe ser capaz de controlar de forma precisa su actitud; en tercer lugar, debe lograr un determinado rango; por último, debe poder llevar a cabo una toma de tierra segura.

Este proyecto se ha centrado principalmente en estudiar las dos últimas cuestiones, sin embargo, los resultados obtenidos permiten señalar aspectos importantes de cada una de ellas.

En cuanto al primer requisito, se trata un aspecto especialmente importante si se tiene en cuenta que se está planteando la reutilización tanto del vehículo recuperador como de la carga de pago que porta. Aunque no entraba dentro de los objetivos de este trabajo el estudio del sistema de protección térmica del vehículo, se ha llevado a cabo una primera estimación del flujo de calor sobre la superficie del mismo. Los resultados obtenidos basados en un modelo que ha sido validado con datos del vuelo del transbordador espacial, [29], permiten concluir que en el contexto de un primer análisis no se detecta que la misión presente un mayor reto que el que se ha afrontado recientemente para el diseño de vehículos con perfiles de misión similares, como el IXV.

Respecto a la controlabilidad, se ha podido comprobar que durante gran parte de la trayectoria el vehículo se encuentra en condiciones de flujo molecular libre, por lo que la utilización de superficies aerodinámicas durante esta fase para controlar la actitud del vehículo quedaría descartada. Se ha observado que el ángulo de ataque del vehículo así como la pendiente de la trayectoria son determinantes en el rango del vehículo, su perfil de deceleración y los picos de flujo térmico y presión dinámica. Además, será necesario controlar también el rumbo para que el vehículo se dirija hacia un determinado punto de toma de tierra. Por lo tanto, resulta evidente que es imprescindible diseñar una estrategia que permita un control preciso cuando no sea posible emplear superficies aerodinámicas.

En cuanto al rango del vehículo, los resultados de los estudios de la trayectoria permiten establecer este valor en torno a los 6,000 km. Aunque debe tenerse en cuenta que son muchas las simplificaciones llevadas a cabo, los valores de eficiencia aerodinámica obtenidos están en línea con los correspondientes a vehículos similares, por lo que se puede asumir que los valores calculados permiten determinar una cifra orientativa.

A la vista de los resultados, se puede establecer que existe suficiente flexibilidad a la hora de escoger el punto de aterrizaje, bien se podría seleccionar algún emplazamiento en el continente africano o preparar la toma de contacto en algún tipo de instalación en el mar. Más difícil es estimar si sería factible volver al punto de lanzamiento. A esta cuestión se volverá más adelante cuando se planteen los posibles trabajos futuros.

Por último, respecto a asegurar una toma de tierra segura, el factor fundamental es la velocidad del vehículo. De acuerdo a los resultados obtenidos, al final de la trayectoria se alcanza un valor prácticamente estacionario de velocidad que se ha estimado de alrededor de 85 m/s. Aunque solo para el caso del vehículo tipo RV-W parece seguro llevar a cabo la deceleración hasta dicha velocidad. En principio, los valores de velocidad final obtenidos no presentan un problema a la hora de llevar a cabo un aterrizaje convencional o mediante el despliegue de un paracaídas.

Por lo tanto, se concluye que dentro de las limitaciones del estudio llevado a cabo no se detecta ningún factor crítico que haga suponer que la misión no podría llegar a ser realizable. Y aunque se han señalado una serie de requerimientos esenciales para la viabilidad de la misión, sería necesario un estudio en mayor profundidad para determinar si son alcanzables.

13.4. Trabajos futuros

Durante el desarrollo de este proyecto ha sido necesario buscar un compromiso entre los recursos y tiempo disponibles y la gran complejidad del caso estudiado. Esto ha hecho necesario establecer una serie de estrategias para abordar el problema de forma simplificada y que aún así se pudieran obtener resultados representativos. Si bien el enfoque seleccionado ha permitido alcanzar una serie de conclusiones relevantes en el contexto de un primer análisis de la misión, el objetivo de esta sección es proponer líneas de trabajos futuros que permitan llevar a cabo un estudio en mayor profundidad.

En primer lugar, sería necesario llevar a cabo una optimización del diseño mediante el estudio de diferentes modelos. En especial, se subraya la importancia del diseño del ala, ya que es el elemento con mayor influencia y además se tiene más flexibilidad para mejorar su comportamiento que en el caso del fuselaje. Algunos parámetros interesantes a estudiar serían la superficie y flecha alar, el estrechamiento y el perfil aerodinámico.

En segundo lugar, se debe considerar el estudio estructural del vehículo recuperador, ya que

se han estimado elevados valores para la presión dinámica durante la reentrada. Además las condiciones de fuerte deceleración requieren prestar atención a las vibraciones y fenómenos aerolásticos, siendo necesario evaluar especialmente la posición de los estabilizadores verticales.

Por otro lado, ya se ha comentado la necesidad de buscar la forma de controlar la actitud del vehículo durante la trayectoria cuando no se cuenta con control aerodinámico. Si nos fijamos en diseños recientes de vehículos de reentrada como el IXV, se ha optado por un sistema de control a reacción mediante cuatro propulsores de apenas 3kg cada uno. El estudio de esta posibilidad es interesante, ya que podría ofrecer también una mayor flexibilidad en la orientación del vehículo durante el lanzamiento al poderse corregir tras la separación.

También se propone el diseño de las superficies aerodinámicas de control, para el cual se han llevado a cabo algunas propuestas a lo largo de este proyecto. En este estudio debe tenerse en cuenta tanto la estabilidad del vehículo como la capacidad de mando para llevar a cabo la trayectoria especificada. En concreto sería interesante contemplar la posibilidad de realizar algún tipo de giro que permitiese el aterrizaje en el mismo punto de lanzamiento, ya que podría ofrecer evidentes ventajas a nivel logístico.

También a este respecto se podría considerar la utilización de propulsión y estudiar en que momento resulta más conveniente llevar a cabo la maniobra. No obstante, se sugiere limitar el uso de propulsión a momentos puntuales de la misión en los que sea requerido, ya que esta estrategia tiene un claro impacto económico y ecológico que se trata de evitar mediante la apuesta por un vehículo capaz de planear.

Por otra parte, el estudio de la posibilidad de la recuperación del motor de la fase principal de un vehículo lanzador es de interés general para cualquier misión que incluya un lanzamiento, y por lo tanto, se propone analizar su viabilidad para diversos perfiles de misión que incluyan diferentes elementos lanzadores.

Por último, con el objetivo de llevar a cabo predicciones más realistas de la trayectoria y diseñar la ley de guiado, sería necesario llevar a cabo un estudio térmico y aerodinámico del vehículo en mayor profundidad, sobre todo, y siempre que se dispongan de recursos, en las condiciones para las cuales se han llevado mayores aproximaciones, el flujo molecular libre y flujo hipersónico.

Referencias

- [1] ALLEN, H., & EGGERS, A, JR. *A Study of the Motion and Aerodynamic Heating of Ballistic Missiles entering the Earth's Atmosphere at High Supersonic Speeds. Technical Report*.TR-1381,NACA,1958.
- [2] ANDERSON, J.D. *Hypersonic and high-temperature gas dynamics (5th edition)*,McGraw-Hill Education, New York, 2011.
- [3] ANDERSON, J.D. *Fundamentals of Aerodynamics*, Reston: AIAA, 2006.
- [4] ARIANESPACE. *Ariane 5 User's Manual*, ISSUE 5, REVISION 2, 2016.
- [5] BROOKE,D. & VONDRASEK,D.V. *Feasibility of Combining Linear Theory and Impact Theory Methods for the Analysis and Design of High Speed Configurations*, Contractor Report 3069,NASA 1978.
- [6] COOK, G.E. *The Aerodynamic Drag of Near Earth Satellites*,The Royal Society, London, 1960.
- [7] DETRA, R.W. & HIDALGO. H *Generalized Heat Transfer Formulas and Graphs for Nose Cone Re-Entry Into the Atmosphere*, ARS Journal, Vol. 31, No. 3, March 1961.
- [8] DI SOTTO,E. & TEOFILATTO,P. *Semi-Analytical Formulas for Launcher Performance Evaluation*, University of Rome "La Sapienza," 00184 Rome, Italy. Journal of Guidance, Control and Dynamics Vol. 25, No. 3, May–June 2002.
- [9] DIRKX,D. & MOOIJ,E. *Conceptual Shape Optimization of Entry Vehicles*, Springer Aerospace Technology, 20017.
- [10] GOMBOSI,T.I. *Gaskinetic Theory*, Cambridge University Press, 1994.
- [11] HARLOFF, G.,& BERKOWITZ,B. *HASA-hypersonic aerospace sizing analysis for the preliminary design of aerospace vehicles.* , Technical Report CR 182226, NASA, 1998
- [12] HIRSCHTEL, E.H. *Hypersonic Aerodynamics*, Space Course 1993, Vol 1, Technical University Munchen, 1993.
- [13] HIRSCHTEL, E.H. *Selected Aerothermodynamic Design Problems of Hypersonic Flight Vehicles*, Springer, Germany, 2009.

-
- [14] INTERNATIONAL CIVIL AVIATION ORGANIZATION *Manual of ICAO Standard Atmosphere*, ICAO, 1993.
- [15] JENKINS, R.V. *NASA SC(2)-07 14 Airfoil Data Corrected for Sidewall Boundary-Layer Effects in the Langley 0.3-Meter Transonic Cryogenic Tunnel*, Technical Paper 2890, NASA, 1989.
- [16] NAPOLITANO, M. *Aircraft Dynamics: From Modeling to Simulation*, J. Wiley & Sons, 2011.
- [17] NASA, *U.S.A Standard Atmosphere*, NASA, 1976.
- [18] NASA, *Wings in Orbit: Scientific and Engineering Legacies of the Space Shuttle, 1971-2010*, 2011
- [19] NELSON, R.C. *Flight Stability and Automatic Control*, McGraw-Hill, 1998.
- [20] PITMAN, J.L. *Application of Supersonic Linear Theory and Hypersonic Impact Methods to Three Non-slender Hypersonic Airplane Concepts at Mach Numbers From 1.10 to 2.86*, Technical Paper 1539, NASA, 1979.
- [21] POPE, S. B. *Turbulent flows*, Cambridge University Press, New York, 2000.
- [22] RAYMER, DANIEL P. *Aircraft Design: A Conceptual Approach (2nd edition)*, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., Washington, DC, 1992.
- [23] REGAN, F., & ANANDAKRISHNAN, S. *Dynamics of atmospheric re-entry*, AIAA Education Series, 1993.
- [24] SCHMIDT, D.K. *Modern Flight Dynamics*, McGraw-Hill, 1998.
- [25] SCHNEIDER, D., GÉNIN, C., STARK, R. *Ariane 5 Performance Optimization Using Dual Bell Nozzle Extension*, German Aerospace Center, DLR, Institute of Space Propulsion, Lampoldshausen, Germany, D-74239, 20015.
- [26] STAR CCM+ USER GUIDE, Siemens, 2012.
- [27] TAUBER, M. E. & MENEESF, G. P. & ADELMANT H. G. *Aerothermodynamics of Transatmospheric Vehicles*, Journal of Aircraft, Vol. 24, No. 9 (1987), pp. 594-602.
- [28] WEILAND, C. *Aerodynamic Data of Space Vehicles*, Springer, 2014.

- [29] ZOBY, E. V. *Approximate Heating Analysis for the Winward Symmetry Plane of Shuttle like Bodies at Angle of Attack*, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1982.

Parte II

Pliego de condiciones

14. Condiciones generales

El presente proyecto se rige por la Normativa de Marco de Trabajos De Fin de Grado y Fin de Máster de la Universidad Politécnica de Valencia, aprobada en Consejo de Gobierno el 7 de marzo de 2013.

A su vez, esta normativa se encuentra dentro del marco legal establecido por el *Real Decreto 1393/2007*, que dispone, con carácter general, que todos los títulos oficiales concluirán con la elaboración y defensa de un Trabajo Fin de Grado (TFG) o Trabajo Fin de Máster (TFM), según el caso.

15. Condiciones del puesto laboral

La normativa aplicable al trabajo desempeñado en este proyecto se recoge en el *Real Decreto 488/1997 del 14 de Abril*, sobre disposiciones mínimas de seguridad y salud relativas al trabajo con equipos que incluyen pantallas de visualización (PVD). Esta norma define el puesto de trabajo con PVD's como “*aquel constituido por un equipo con pantalla de visualización provisto, en su caso, de un teclado o dispositivo de adquisición de datos, de un programa para la interconexión persona-máquina de accesorios ofimáticos y de un asiento y mesa o superficie de trabajo, así como el entorno laboral inmediato*”.

16. Condiciones del puesto de trabajo

El entorno donde se ha llevado a cabo la actividad deben atenerse a lo establecido en el *Real Decreto 486/1997 del 14 de Abril*, sobre condiciones mínimas de seguridad y salud aplicables a los lugares de trabajo, además de lo establecido específicamente para puestos de trabajos con PVD's en el *R.D. 488/1997* ya señalado. Estas condiciones se exponen a continuación.

16.1. Medidas de emergencia

La empresa habrá adoptado medidas de emergencia en las que se prevean las vías y salidas de evacuación en caso de emergencia. Estas medidas deben de darse a conocer a los trabajadores. En este pliego se presupone que estas medidas fueron debidamente validadas en la fase de construcción de la instalación, teniendo en cuenta su orientación experimental y las características que esta exige.

16.2. Medidas de protección contra incendios

Todas las instalaciones contraincendios deben estar proyectadas implantadas y mantenidas por empresas debidamente autorizadas por el organismo competente.

16.3. Instalación eléctrica

La instalación eléctrica deberá estar proyectada, puesta en funcionamiento y controlada mantenimiento de una empresa debidamente autorizada por el Ministerio de Industria y Energía o

la consejería de Industria o similar de la comunidad autónoma donde esté ubicado el centro de trabajo.

Esta instalación debe prever que, dado el uso que va a hacerse de la energía eléctrica no se puedan originar contactos con las personas incendios y o explosiones ateniéndose para ello a lo establecido sobre tensiones de seguridad en los conductores sistemas de protección etc. en los reglamentos de Baja y Alta tensión en vigor. Desde la perspectiva de la seguridad eléctrica lo establecido para puestos de trabajo equipados con PV de ese es lo siguiente:

- Garantizar el adecuado mantenimiento de los cables y las conexiones eléctricas.
- Cumplir los requerimientos de la directiva sobre misiones electromagnéticas que exige que toda radiación electromagnética deberá reducirse a niveles insignificantes desde el punto de vista de la protección seguridad y salud de los trabajadores.
- Mantener separados los cables eléctricos de los telefónicos
- Emplear longitudes de cables suficientes como para permitir futuros cambios y el tiempo disponerlos de tal modo que su mantenimiento sea el correcto fuera de superficies donde pueden ser visados.
- Facilitar el acceso y mantenimiento de los cables sin interrupción de la actividad laboral.

16.4. Condiciones termohigrométricas

El *Real decreto 188/1997* sobre puestos de trabajo con PVD's establece las siguientes magnitudes para dichos puestos de trabajo:

1. La temperatura operativa de confort debe mantenerse dentro del siguiente rango, en verano de 23 a 26^o C, y en invierno de 20 a 24^o C, y en ningún caso exceder los 26^o C.
2. Referente a la humedad para evitar efectos como la sequedad de ojos y mucosas, se debe establecer la humedad relativa del aire entre el 45 y 65 % para cualquier temperatura.

16.5. Iluminación

La iluminación puede ser natural o artificial, siendo más recomendable la natural, pero como su intensidad varía con la hora del día y con las estaciones, generalmente deberá complementarse con iluminación artificial, que puede ser general o localizada; lo habitual es que sea general, debiendo complementarse en algunas situaciones con iluminación localizada.

En ambos tipos de iluminaciones hay que tener en cuenta que ninguno de ellos debe producir deslumbramientos y un excesivo contraste entre zonas iluminadas, y de sombra, tal como establece la normativa específica para estos puestos de trabajo.

Debe existir una iluminación general donde se ubiquen los puestos de trabajo con PVD's. en el caso de utilizar fuentes de iluminación individual complementaria, esta no debe ser usada en las cercanías de la pantalla si produce deslumbramiento directo o reflexiones.

Los niveles de iluminación serán suficientes para las tareas que se realicen en el puesto, pero no deben alcanzar valores que reduzcan el contraste de la pantalla por debajo de lo tolerable. Para evitar deslumbramientos por reflejos, la superficies del mobiliario y de los elementos de trabajo deben tener un acabado mate.

La normativa ya mencionada de indicaciones sobre la colocación más adecuada del puesto de trabajo para evitar reflejos y deslumbramientos. Al respecto, se recomienda que la pantalla se coloque paralelamente a las ventanas, y nunca frente a estas o de espaldas a ellas, en uno y otro caso se originaría un reflejo se deslumbramientos o bien directos o bien por reflexión en el usuario.

Estas medidas pueden ser complementadas mediante la utilización de cortinas o persianas que filtran la luz, o mediante mamparas en los locales que dispongan de ventanas en más de una pared.

16.6. Ergonomía

Los riesgos presentados con anterioridad precisión de las medidas establecidas en el *Real decreto 488/1997 de 14 de abril*. El diseño del puesto de trabajo está directamente relacionado con los problemas posturales. Si se tienen cuenta que el trabajo con PVD's se caracteriza por posturas estáticas prolongadas, se puede deducir que los efectos de estas posturas se agravan cuando no se toman las medidas adecuadas mediante un diseño correcto del lugar de trabajo.

Este diseño debe adaptarse a las condiciones anatómicas y fisiológicas de las personas, con las dificultades que esto supone dada la gran variedad de tipos de personas existentes, en cuanto a sus mediadas antropométricas. Este problema sea resuelto fabricando dentro de los estándares establecidos, un mobiliario que se adecua a los mismos. Además, el mobiliario y la superficies de trabajo deben carecer de esquinas y aristas agudas, el acabado debe tener aspecto mate, para evitar reflejos, y un tono preferiblemente neutro, y la superficies susceptibles de entrar en contacto con el usuario no deben ser buenos conductores de calor, con el fin de evitar su transmisión a la piel del usuario.

- **Asiento:** la altura del asiento debe ser ajustable al rango necesario para la población de usuarios, el respaldo debe tener una suave prominencia para dar apoyo a la zona lumbar. Su altura inclinación deben ser ajustables. La profundidad del asiento debe ser regulable. Todos los mecanismos de ajuste de vencer fácilmente manejables desde la posición sentada. Se recomienda la utilización de sillas dotadas de ruedas, aunque la resistencia de la ruedas al inicio del movimiento de evitar desplazamientos involuntarios en suelos lisos y con actividades de tecleo intensivo.
- **Mesa y espacio de trabajo:** la superficie de la mesa deberá ser poco reflectante, de dimensiones suficientes, y permitir una colocación flexible de la pantalla el teclado los documentos y el material accesorio. El espacio deberá ser suficiente como para permitir a los trabajadores una posición cómoda. El puesto de trabajo deberá tener una dimensión suficiente como para permitir movimientos de trabajo y cambiar de postura. El soporte de los documentos deberá ser estable, regulable y estar colocado de tal modo que se reduzcan al mínimo los movimientos incómodos de la cabeza y los ojos.
- **Colocación de la pantalla:** la distancia de la pantalla a los ojos del usuario debe ser menor de 40 cm. La pantalla debe colocarse de manera que el área útil pueda ser vista bajo ángulos comprendidos entre la línea visual horizontal y la trazada a 60º bajo la horizontal en el plano. En el plano horizontal la pantalla debe estar colocada dentro del ángulo de 120º del campo de visión del usuario si bien es aconsejable situarla dentro de un ángulo de 70º

- **Pantalla:** la imagen de la pantalla deberá ser estable sin fenómenos de destellos o otras formas de inestabilidad.
- **Teclado:** el teclado debería ser inclinado e independiente de la pantalla para permitir que el trabajador adopte una postura cómoda que no provoque cansancio en brazos y manos. La altura de la tercera fila de letras no debe exceder de 30 mm con respecto a la base de apoyo del teclado y la inclinación de este debe estar comprendido entre 0° y 25° respecto a lo de su plano horizontal.

16.7. Ruido

El *Real Decreto 1316/1989 del 27 de Octubre* establece que el empresario deberá evaluar la exposición de los trabajadores al ruido con el objetivo de determinar si superan los límites establecidos en esta norma, para poder aplicar las medidas procedentes del origen en el medio y en el receptor.

17. Condiciones de Hardware

El hardware empleado para la elaboración de este proyecto ha sido un equipo informático portátil MSI GE62 6QD. A continuación se detallan las características del mismo:

- Sistema operativo: Windows 10 Pro
- Procesador: i7 6700HQ
- Número de núcleos del procesador: 8
- Memoria RAM: 16 GB

18. Condiciones de Software

A continuación se detallan las herramientas de software empleadas durante el desarrollo de este proyecto:

- **NX 10:** empleado para la definición de las geometrías estudiadas
- **Matlab 2017:** empleado para la realización de cálculos y el tratamiento de diferentes datos para la elaboración de representaciones gráficas.
- **STAR CCM+:** empleado para llevar a cabo el estudio aerodinámico computacional así como para tratar los resultados obtenidos.

Parte III

Presupuesto

19. Introducción

El presente presupuesto tiene el objetivo de cuantificar en unidades monetarias el trabajo llevado a cabo a lo largo de este proyecto así como el coste de los recursos empleados.

20. Relación de actividades

Las actividades desarrolladas para la consecución de este proyecto se listan a continuación:

- **Actividad 1:** Recopilación de información y revisión bibliográfica.

Comprende tanto la búsqueda y análisis de datos referentes a los elementos estudiados durante el proyecto como la revisión bibliográfica.

- **Actividad 2:** Diseño de las diferentes geometrías estudiadas.
- **Actividad 3:** Definición de los diferentes modelos matemáticos para la simulación de la trayectoria de reentrada del vehículo recuperador.
- **Actividad 4:** Obtención de los datos aerodinámicos del vehículo mediante software CFD.

Esta actividad comprende:

- Preproceso: Generación de los dominios de cálculo, generación de las mallas, generación de las condiciones de contorno, asignación de las propiedades físicas del flujo.
- Cálculo: durante el cálculo se han monitorizado una serie de parámetros para identificar el estado de la solución.
- Postproceso: Obtención de magnitudes derivadas de interés, obtención de representaciones gráficas y de contornos.

- **Actividad 5:** Simulación de las trayectorias de reentrada del vehículo recuperador.

Esta actividad comprende:

- Implementación en código Matlab[®] de los diferentes modelos matemáticos.
- Ejecución de la solución
- Tratamiento de los resultados y análisis de los mismos.

- **Actividad 6:** Elaboración de la memoria.

21. Recursos requeridos

21.1. Recursos humanos

Los recursos humanos requeridos para la elaboración de este proyecto incluyen:

- 1 ingeniero encargado de llevar a cabo el proyecto.

- 2 expertos, un PDI⁷ y un ayudante de PDI, a los que se ha recurrido durante el desarrollo del proyecto para consultar acerca de diferentes aspectos del mismo.

21.2. Recursos materiales

Los recursos materiales requeridos para la elaboración de este proyecto incluyen:

- **Hardware**

El único hardware requerido ha sido un equipo portátil MSI GE62 6QD.

El presupuesto asociado a la amortización dicho equipo se basa en un periodo de amortización de 5 años de una inversión de 1400 € para un uso medio de 6 horas por día laborable.

- **Software**

Se han requerido licencias para las siguientes herramientas de software:

- Matlab 2017®
- STAR CCM+® version 12.02.011-R8 for Windows 64
- NX 10

22. Presupuestos parciales

A continuación se detalla el presupuesto para cada una de las actividades listadas anteriormente.

22.1. Presupuesto Actividad 1

Concepto	Medida (h)	Precio unitario (€/h)	Importe (€)
Ingeniero	35	40	1,400
TOTAL			1,400

Tabla 15: Presupuesto parcial de la Actividad 1.

22.2. Presupuesto Actividad 2

Concepto	Medida (h)	Precio unitario (€/h)	Importe (€)
Ingeniero	70	40	2,800
Licencia de software	50	1,3	65
Equipo informático	50	0.18	9
TOTAL			2,874

Tabla 16: Presupuesto parcial de la Actividad 2.

⁷Personal docente e investigador.

22.3. Presupuesto Actividad 3

Concepto	Medida (h)	Precio unitario (€/h)	Importe (€)
Ingeniero	25	40	1,000
TOTAL			1,000

Tabla 17: Presupuesto parcial de la Actividad 3.

22.4. Presupuesto Actividad 4

Concepto	Medida (h)	Precio unitario (€/h)	Importe (€)
Ingeniero	100	40	4,000
Licencia de software	200	0.4	80
Equipo informático	200	0.18	36
TOTAL			4,116

Tabla 18: Presupuesto parcial de la Actividad 4.

22.5. Presupuesto Actividad 5

Concepto	Medida (h)	Precio unitario (€/h)	Importe (€)
Ingeniero	55	40	2,200
Licencia de software	55	9,1	500
Equipo informático	55	0.18	9.9
TOTAL			2,709.9

Tabla 19: Presupuesto parcial de la Actividad 5.

22.6. Presupuesto Actividad 6

Concepto	Medida (h)	Precio unitario (€/h)	Importe (€)
Ingeniero	70	40	2,800
Equipo informático	70	0.18	12.6
TOTAL			2,812.6

Tabla 20: Presupuesto parcial de la Actividad 6.

22.7. Presupuesto actividades de asesoramiento y consultoría

Concepto	Medida (h)	Precio unitario (€/h)	Importe (€)
PDI	44	60	2,640
Ayudante PDI	44	60	2,640
TOTAL			5,280

Tabla 21: Presupuesto parcial de la Actividad 6.

23. Presupuesto total

Concepto	Medida (h)	Importe (€)
Recursos humanos	443	19,480
Recursos de hardware	275	49.5
Recursos de software	205	645
TOTAL		20,174.5

Tabla 22: Presupuesto total.

Apéndice A

