



UNIVERSITAT
POLITÈCNICA
DE VALÈNCIA



UNIVERSITAT POLITÈCNICA DE VALÈNCIA

Escuela Técnica Superior de Ingeniería del Diseño

Estudio aerodinámico de las aletas de un cohete sonda
mediante CFD.

Trabajo Fin de Grado

Grado en Ingeniería Aeroespacial

AUTOR/A: Guerra Avilés, Olga

Tutor/a: Margot, Xandra Marcelle

CURSO ACADÉMICO: 2021/2022



UNIVERSITAT
POLITÈCNICA
DE VALÈNCIA



UNIVERSITAT POLITÈCNICA DE VALÈNCIA
TRABAJO FIN DE GRADO

Estudio aerodinámico de las aletas de un cohete sonda mediante CFD

Autora: Olga Guerra Avilés

Tutora: Xandra Marcelle Margot

Departamento de Máquinas y Motores Térmicos

Grado en Ingeniería Aeroespacial
Curso 2021-2022

Agradecimientos

A todos los que me han acompañado durante mi trayecto en Valencia, quiero darles las gracias por sacar lo mejor de mí en estos cuatro años. Gracias a los Turbo-maquineros, a María y Sonia, con quienes empecé mis andaduras por el mundo de la ingeniería, por la ayuda y la cooperación en exámenes, trabajos y otros duros momentos. A mis compañeros de Faraday, en particular al departamento de aerodinámica, a Josemi y a Nacho, que fueron esenciales a la hora de encauzar este proyecto.

También quiero agradecer a todos los profesores que han contribuido con mi formación durante estos años, por realizar un trabajo que nunca se podrá valorar lo suficiente. En especial a mi tutora Xandra, por hacerme siempre un hueco en su agenda, aconsejarme y garantizar que este trabajo salga adelante, y a Pedro Quintero, por resolver mis dudas y sacarme de algún que otro atasco.

Por último, gracias a mi familia, en particular a mis padres, sin los cuales mi formación no hubiera sido posible, por confiar en mis capacidades, guiarme y dar todo lo que pueden y más por mi educación y mi futuro. A mis hermanos, Carlos y Dani, por sacarme siempre una sonrisa, tanto en las buenas como en las malas. Y a Javi, por animarme a no rendirme nunca y ser para mí un apoyo fundamental.

Resumen

En este proyecto se realizará un estudio sobre las características aerodinámicas que envuelven las superficies estabilizadoras de un cohete sonda en vuelo. Concretamente, el cohete ASTRA, creado por el grupo de Generación Espontánea Faraday Rocketry UPV, será el prototipo sobre el que se aplicará el trabajo.

Con el presente estudio, el Departamento de Aerodinámica de dicho equipo pretende obtener una configuración óptima de las aletas del modelo, para así reducir la resistencia fluidodinámica que aportan al conjunto del cohete, y aumentar la eficiencia aerodinámica del mismo.

A lo largo del trabajo se estudiarán detalladamente diferentes cuestiones relacionadas con este tipo de vehículos. En primer lugar, se analizarán los inicios y primeros pasos de la coherería y su evolución a lo largo del tiempo. Posteriormente, se centrará en el propio estudio en sí.

Se elaborará un diseño CAD (Computer Aided Design) del modelo, y se exportará a un programa de Dinámica de Fluidos Computacional (CFD), en el que se realizarán las simulaciones necesarias para examinar las actuaciones de las aletas del prototipo durante el vuelo subsónico en un medio compresible.

Para finalizar, se analizarán los resultados obtenidos y se extraerán conclusiones, que servirán para implementar un modelo óptimo de aletas en un futuro prototipo final.

Palabras clave: aletas, aerodinámica, StarCCM+, CFD, resistencia aerodinámica, cohete sonda, Faraday Rocketry UPV, volúmenes finitos

Abstract

This project will develop the aerodynamic characteristics that surround the stabilizer surfaces of a sounding rocket during subsonic flight. Specifically, the ASTRA rocket, created by Faraday Rocketry UPV team, from Spontaneous Generation Programme, will be the prototype to work with.

With the present study, the Structures Aerodynamics Department of this group pretends to obtain an optimal configuration of the model's fins, in order to reduce the drag that they contribute to the rocket assembly, and increase its aerodynamic efficiency.

Throughout the work, the different issues related to this type of vehicle will be analyzed in detail. First of all, the project will focus in the beginnings and first steps of rocketry and its evolution over time, and afterwards, the study itself will be carried out.

Next, a CAD (Computer Aided Design) design of the model will be elaborated, and then, it will be exported to a Computational Fluid Dynamics (CFD) program, where the required simulations will be analyzed to examine the performance of the prototype fins during subsonic flight in a compressible flow.

Finally, the results obtained will be discussed and conclusions will be drawn from them, which will be useful to implement an optimal fin model in a future final prototype.

Keywords: fins, aerodynamics, StarCCM+, CFD, drag, sounding rocket, Faraday Rocketry UPV, finite volume.

Índice general

Resumen	III
Abstract	IV
Índice general	VI
Índice de figuras	XI
Índice de tablas	XIV
1 Introducción	1
1.1 El cohete sonda	1
1.2 Faraday Rocketry UPV	3
1.3 Objetivos	4
2 Generalidades de los cohetes sonda	5
2.1 Antecedentes y desarrollo	5
2.2 Aerodinámica de cohetes	12
2.2.1 Fuerzas aerodinámicas	12
2.2.2 Estabilidad	16
2.3 Estructura de un cohete	20
2.3.1 Ojiva	20
2.3.2 Frame	23
2.3.3 Aletas	24
3 Dinámica de Fluidos Computacional: CFD	29
3.1 Fundamentos de CFD	29

3.2	Turbulencia	36
3.2.1	RANS: modelos de turbulencia	36
3.2.2	Turbulencia en la capa límite.	41
4	Simulación del caso base	45
4.1	Modelado	46
4.1.1	Geometría: cohete ASTRA	46
4.1.2	Dominios computacionales	47
4.1.3	Capa límite	51
4.1.4	Discretización espacial	59
4.1.5	Calidad de la malla	63
4.1.6	Independencia de malla	67
4.2	Configuración de la simulación	69
4.2.1	Condiciones de contorno	69
4.2.2	Propiedades del fluido.	70
4.2.3	Físicas y modelos aplicados	70
4.2.4	Estudio de convergencia	71
4.3	Validación	72
5	Resultados	75
5.1	Fuerzas aerodinámicas sobre el modelo.	75
5.2	Viento en calma	79
5.2.1	Estudio Paramétrico: ángulo de flecha	79
5.2.2	Estudio Paramétrico: envergadura	83
5.2.3	Resultado: aleta óptima.	88
5.3	Viento incidente	90
5.3.1	Estudio Paramétrico: envergadura	91
5.3.2	Estudio Paramétrico: ángulo de flecha	92
5.3.3	Resultado: aleta óptima.	93
6	Conclusiones	97
A	Planos	99
B	Pliego de condiciones	103
C	Presupuesto	111
	Bibliografía	117

Índice de figuras

1.1. Lanzamiento del cohete sonda Black Brant XII, en 2009.	2
1.2. Familia de cohetes Sonda.	3
2.1. Cohete Juno I, vehículo lanzador del Explorer I.	8
2.2. Lanzamiento del Saturno V, en la misión Apolo XI.	8
2.3. Lanzamiento del Proton 8K82K.	9
2.4. Cohete Ariane 42P durante el lanzamiento del satélite Poseidon. . . .	9
2.5. Cohete Miura 1, desarrollado por la empresa PLD Space.	10
2.6. Cohete ASTRA, desarrollado por Faraday Rocketry UPV.	11
2.7. Fuerza aerodinámica resultante y componentes en las que se divide. .	12
2.8. Botones y guía de lanzamiento colocados en un cohete.	14
2.9. Generación de resistencia inducida en un perfil	15
2.10. Grados de libertad de un cohete en vuelo [8].	16
2.11. Resultante de fuerzas y momentos aplicada en distintas zonas.	17
2.12. Trayectorias de un cohete con varios regímenes de estabilidad.	19
2.13. Ojiva cónica.	20
2.14. Ojiva tangente.	21
2.15. Ojiva elíptica.	21
2.16. Ojiva de serie exponencial.	22

2.17. Ojiva de series de Haack.	22
2.18. Resistencia que ofrecen los distintos tipos de ojivas, según la velocidad.	23
2.19. Estructura interna del frame del cohete ASTRA.	23
2.20. Distintas configuraciones de aletas en un cohete.	25
2.21. Diferentes tipos de aletas en un cohete.	26
2.22. Diferentes formas de los bordes de ataque y de salida [11].	27
3.1. Esquema de principales procesos en CFD [13].	30
3.2. Ejemplo de malla estructurada en bloques alrededor de un perfil [14].	31
3.3. Ejemplo de malla no estructurada alrededor de un perfil [14].	32
3.4. Ejemplo de malla híbrida alrededor de un perfil [14].	32
3.5. Comparación del resultado de una simulación en DNS, LES y RANS.	37
3.6. Comparación del modelo $k-\epsilon$ y el $k-\epsilon$ realizable.	38
3.7. Comparación entre escenas de velocidad para $k-\omega$, $k-\epsilon$ y Spalart Allmaras [20].	40
3.8. Gradientes de velocidades en la capa límite [21].	41
3.9. Diferentes espesores en la primera fila de celdas de la capa límite y error que se comete [21].	41
3.10. Desarrollo de la capa límite sobre una placa plana.	42
3.11. Ley de las Funciones Pared, diferentes subcapas según el valor de y^+ [23].	44
4.1. CAD del cohete ASTRA, en Autodesk Fusion 360.	46
4.2. Medidas del cohete ASTRA.	46
4.3. Medidas base de las aletas del cohete ASTRA.	47
4.4. Dimensiones del dominio computacional alrededor del cohete.	48
4.5. Plano 2D del subdominio cercano.	49
4.6. Plano 2D del subdominio muy cercano.	49

4.7. Plano 2D del subdominio de la estela.	50
4.8. Plano 2D de la configuración del dominio.	50
4.9. Plano 3D de la configuración final del dominio y detalle sobre el modelo.	51
4.10. Histograma del valor de y^+ en función del área total.	53
4.11. Histograma del valor de y^+ en función del área del cuerpo.	54
4.12. Histograma del valor de y^+ en función del área de la ojiva.	55
4.13. Histograma del valor de y^+ en función del área de la aleta.	56
4.14. Capa límite generada alrededor del frame y detalle de la esquina.	56
4.15. Capa límite generada alrededor de la ojiva y detalle de la unión con el frame.	57
4.16. Detalle de la capa límite alrededor de la aleta.	57
4.17. Capa límite deformada por una relación de aspecto inadecuada.	58
4.18. Detalle de la unión de la capa límite entre la aleta y el frame.	58
4.19. Controles volumétricos y de superficie generados en el dominio.	61
4.20. Mallado final del dominio fluido y detalles de los subdominios.	62
4.21. Detalle del mallado final del modelo.	62
4.22. Detalle del mallado final de la aleta.	63
4.23. Ángulo de oblicuidad o <i>skewness angle</i> entre dos celdas vecinas.	63
4.24. <i>Skewness angle</i> obtenido en las diferentes regiones.	64
4.25. Celdas con buena y mala calidad en una malla [25].	65
4.26. Validez de las caras obtenido en las diferentes regiones.	65
4.27. Cambio de volumen en un conjunto de celdas [25].	66
4.28. Cambio de volumen obtenido en las diferentes regiones.	66
4.29. Evolución del coeficiente de resistencia en función del tamaño de la malla.	68
4.30. Evolución del número de celdas en función del tamaño de la malla.	68

4.31. Evolución del tiempo de CPU en función del tamaño de la malla.	68
4.32. Condiciones de contorno establecidas en el dominio.	69
4.33. Residuales obtenidos en la simulación de este estudio.	71
4.34. Monitor del coeficiente de resistencia de la aleta.	72
4.35. Coeficiente de resistencia obtenido utilizando OpenRocket y StarCCM+.	74
5.1. Diseño de la geometría del caso base.	75
5.2. Fuerza de resistencia aerodinámica generada en el modelo.	76
5.3. Sustentación aerodinámica generada en la aleta según el ángulo de ataque.	77
5.4. Fuerza de sustentación en el cohete para distintos ángulos de ataque .	78
5.5. Geometría de la aleta en el estudio paramétrico.	79
5.6. C_D obtenido con StarCCM+ para aletas con distintos ángulos de flecha. 80	
5.7. Estabilidad obtenida con OpenRocket para distintos ángulos de flecha de la aleta.	81
5.8. Gráfico del apogeo obtenido con OpenRocket para distintos ángulos de flecha.	82
5.9. Parámetros fijos y variables de la aleta en el estudio paramétrico.	83
5.10. C_D obtenido con StarCCM+ para aletas con distintas envergaduras máximas.	84
5.11. Estabilidad obtenida con OpenRocket para aletas con distintas envergaduras.	85
5.12. Apogeo obtenido con OpenRocket para aletas con distintas envergaduras. 86	
5.13. Apogeo obtenido con OpenRocket para aletas con distintas envergaduras, eliminando el dato anómalo.	87
5.14. Aleta con parámetros óptimos para el vuelo con viento en calma.	88
5.15. Escena de velocidad alrededor de la sección de la aleta.	88
5.16. Escena de velocidad alrededor del cohete.	89

5.17. Escena de coeficiente de presiones alrededor de la sección de la aleta.	89
5.18. Cálculo de la velocidad máxima del viento que soporta la aleta diseñada.	90
5.19. Viento incidente máximo soportado por aletas con distintas envergaduras.	91
5.20. Viento incidente máximo soportado por aletas con distintos ángulos de flecha.	92
5.21. Aleta con parámetros óptimos para el vuelo con viento incidente.	93
5.22. Escena de velocidad alrededor de la aleta con $\alpha = 10^\circ$	94
5.23. Escena de velocidad alrededor de la sección de la aleta con $\alpha = 10^\circ$	94
5.24. Escena de presiones alrededor de la sección de la aleta con $\alpha = 10^\circ$	95
5.25. Escena de velocidades alrededor del modelo con $\alpha = 10^\circ$	95

Índice de tablas

4.1. Dimensiones del cohete ASTRA.	47
4.2. Variables de entrada para el cálculo de la capa límite	53
4.3. Valores de las variables introducidas en <i>Automated Mesh</i>	60
4.4. Controles volumétricos y de superficie de los distintos dominios.	61
4.5. Resumen de los resultados obtenidos utilizando distintos tamaños de celda.	67
4.6. Propiedades del fluido a 3000 metros de altura y condiciones de vuelo.	70
4.7. Valores de los residuales obtenidos.	72
4.8. Comparación entre los datos obtenidos con OpenRocket y con StarCCM+.	74
5.1. Resultados de resistencia aerodinámica obtenidos para el caso base.	76
5.2. Sustentación aerodinámica con diferentes ángulos de ataque por viento incidente.	77
5.3. Coeficiente de resistencia obtenido con StarCCM+ para aletas con distintos ángulos de flecha.	80
5.4. Estabilidad obtenida con OpenRocket para distintos ángulos de flecha de la aleta.	81
5.5. Altura del apogeo obtenida con OpenRocket para distintos ángulos de flecha de la aleta.	82
5.6. Coeficiente de resistencia obtenido con StarCCM+ para aletas con distintas envergaduras.	83

5.7. Valores de estabilidad obtenidos con OpenRocket para aletas con distintas envergaduras máximas.	84
5.8. Valores de apogeo obtenidos con OpenRocket para aletas con distintas envergaduras máximas.	86
5.9. Clasificación de tipos de viento según su velocidad.	88
5.10. Clasificación de tipos de viento según su velocidad.	90
5.11. Clasificación de tipos de viento según su velocidad.	93
C.1. Presupuesto dedicado al personal implicado en el proyecto.	111
C.2. Presupuesto dedicado al equipo informático utilizado en el proyecto.	112
C.3. Presupuesto dedicado al <i>software</i> utilizado en el proyecto.	113
C.4. Presupuesto total del proyecto.	113

Capítulo 1

Introducción

El proyecto que se presenta a continuación trata sobre la aerodinámica y las características que afectan al vuelo de un cohete sonda, llamado ASTRA, diseñado y fabricado por Faraday Rocketry UPV. Este equipo está constituido por estudiantes cuya finalidad última es impulsar el sector espacial en el panorama universitario. Con ello se pretende lograr que el interés por las actividades espaciales llegue cada vez a más personas en España, donde este campo no está muy extendido y no es común la comercialización de este tipo de dispositivos.

De ahí surge la singularidad del proyecto, pues en él se hace un análisis de las superficies sustentadoras de este modelo, a la vez que se contribuye con el trabajo del Departamento de Aerodinámica del equipo y se divulgan los conocimientos científicos sobre esta rama.

1.1 El cohete sonda

Es un vehículo espacial de pequeño tamaño, que porta instrumentos de medición con el objetivo de monitorear distintas variables de la atmósfera, como pueden ser la presión, la temperatura o la humedad relativa; realizar investigaciones en microgravedad o probar algunos instrumentos espaciales, tanto en la atmósfera como por encima de ella.

Está formado por una estructura, que soporta los esfuerzos y protege el interior, un motor cohete, generalmente de propulsante sólido, una carga útil científica, un sistema de recuperación del cohete y los sistemas electrónicos que permiten su funcionamiento. Algunos modelos, en función de su misión, están compuestos por varias etapas que se van desprendiendo para aligerar el peso.

El alcance medio de este tipo de cohetes es de 50 a 150 km, aunque ciertos modelos tienen su apogeo entre 1000 y 1500 km sobre la superficie de la Tierra, como el Black Brant XI y XII (Figura 1.1).

Los cohetes sonda son de especial interés científico, ya que cubren la franja de la atmósfera donde no pueden llegar los globos, que alcanzan una altura máxima de 50km, ni los satélites de órbita baja (LEO), cuya altura mínima es de 200km. La media del tiempo de vuelo es generalmente entre 5 y 20 minutos. [1]

Un cohete sonda no entra en órbita, sino que realiza un vuelo suborbital describiendo una trayectoria parabólica. Generalmente, se lanzan desde un raíl fijado en el suelo sobre el que descansa el cohete hasta su ignición.



Figura 1.1: Lanzamiento del cohete sonda Black Brant XII, en 2009.

Durante el vuelo ascendente, el cohete consume todo su combustible y deja caer las distintas etapas, dejando así libre la carga útil que sigue ascendiendo hasta alcanzar su apogeo, donde la carga de pago queda suspendida durante unos instantes. En ese momento, los instrumentos de medida se despliegan y se ponen en funcionamiento, procediendo a tomar los datos necesarios. Finalmente, tras haber alcanzado su máxima altura, entra en funcionamiento el sistema de recuperación y la carga útil cae a la superficie terrestre siguiendo la trayectoria parabólica.

Algunos ejemplos conocidos de estos cohetes los encontramos en la familia de cohetes brasileños Sonda (Figura 1.2), desarrollados a mediados de la década de 1960, propulsados por combustible sólido y empleados para investigación de las capas superiores de la atmósfera y para estudiar la ionosfera [2].

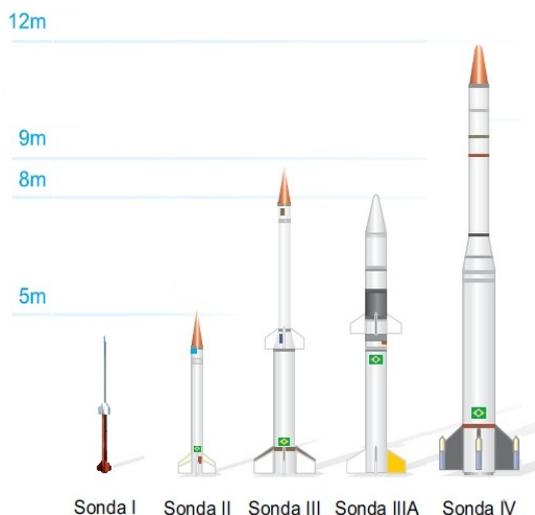


Figura 1.2: Familia de cohetes Sonda.

1.2 Faraday Rocketry UPV

Faraday Rocketry UPV es un equipo de cohetaría amateur, perteneciente a la Universidad Politécnica de Valencia, compuesto por alumnos de distintos grados de la misma. Su finalidad principal es el diseño, desarrollo y construcción de un cohete sonda que alcance los 3000 metros de altura, con el objetivo de competir en la III edición de la European Rocketry Challenge (EuRoC), primer concurso universitario de lanzamiento de cohetes en Europa, promovido por la Agencia Espacial Portuguesa.

Actualmente, el equipo cuenta con 5 departamentos, que se encargan de estudiar los distintos aspectos del cohete sonda que se desea fabricar: la estructura interna, aerodinámica, propulsión, aviónica y recuperación del cohete. También cuenta con un departamento de I+D+i, que desarrolla futuras mejoras del prototipo, y un departamento de Marketing, que se encarga de las redes sociales y del patrocinio del equipo. Para trabajar en ello, el equipo dispone de los laboratorios de la UPV, así como con un taller habilitado para la construcción del cohete.

El proyecto inició su actividad en 2021, trabajando en la construcción de un prototipo del cohete ASTRA, llamado ASPERA, que ha sido lanzado con éxito el día 21 de mayo de 2022. Tras el siguiente estudio se optimizarán las aletas de este cohete sonda para crear un modelo final lo más aerodinámico posible.

1.3 Objetivos

Los objetivos que se pretenden conseguir con la realización de este proyecto son los mencionados a continuación:

- Contribuir con el equipo Faraday Rocketry UPV en la fabricación de su prototipo ASTRA, elaborando el diseño de las superficies sustentadoras: las aletas.
- Construir un modelo 3D que se corresponda con la geometría del cohete ASTRA a partir de las medidas indicadas por el equipo.
- Analizar las fuerzas aerodinámicas generadas en un modelo cohete con distintos tipos de aletas utilizando Dinámica de Fluidos Computacional.
- Realizar estudios paramétricos sobre las diversas variables geométricas y dinámicas que afectan al ascenso del cohete y analizar las tendencias obtenidas.
- Utilizar un programa de diseño de cohetes para analizar el comportamiento en vuelo del modelo, y comparar los resultados con los obtenidos en CFD.
- Concluir cuál es la geometría óptima para las aletas del modelo, tanto para condiciones atmosféricas calmadas como para situaciones con viento cruzado.

Capítulo 2

Generalidades de los cohetes sonda

2.1 Antecedentes y desarrollo

Antes de pasar al estudio propiamente dicho, es necesario contextualizar históricamente el nacimiento, evolución y la utilidad que se les ha dado a este tipo de aparatos a lo largo de la historia.

Cohetería temprana

El descubrimiento de la pólvora en China, en torno al siglo IX, marcó un hito en la invención de artefactos voladores autopropulsados. Algunos siglos después, empezaron a surgir cohetes, que en un principio eran similares a los fuegos artificiales actuales y se utilizaban en festivales religiosos o con fines lúdicos. [3].

Fueron utilizados con una finalidad militar en la batalla de Kai-Feng, ya en el siglo XIII, donde se les comenzó a llamar “flechas de fuego voladoras”. Consistían en largas flechas de bambú, que tenían un cohete en la parte delantera y eran lanzadas desde una estructura.

Artilugios de este tipo fueron introducidos siglos después en Europa por los árabes. Así, durante los siglos XV y XVI, se utilizaron como arma incendiaria con una finalidad beligerante, dando origen al concepto de “cohete bélico”.

Con el perfeccionamiento de la artillería, el cohete bélico desapareció hasta el siglo XIX, que volvió a ser usado durante las Guerras Napoleónicas (1803-1820), y en España durante la primera Guerra Carlista (1833-1840). Para mejorar la precisión de estos proyectiles, se les implementaron aletas estabilizadoras, que lograron mejorar su estabilidad y acierto. No obstante, los grandes progresos en este campo no sucederían hasta llegado el siglo XX. [4]

Cohetería moderna

Los avances científicos y tecnológicos que se produjeron a principios del siglo XX contribuyeron al desarrollo de estos artefactos, y permitieron que la humanidad se lanzara a la conquista del espacio. Así aparecieron los primeros impulsores de la cohetería, que desarrollaron los fundamentos teóricos del vuelo hacia el espacio, y comenzaron a utilizar los cohetes para impulsar vehículos espaciales.

Konstantin Tsiolkovsky (1857-1935) es considerado el inventor de los cohetes y el padre de los vuelos espaciales. Este físico soviético desarrolló una ecuación del cohete que después pasó a llevar su nombre. Este principio calcula el aumento de velocidad de una nave en función de la variación de la masa de combustible y del impulso del motor (Ecuación 2.1).

$$\Delta v = v_e \cdot \ln \left(\frac{m_0}{m_f} \right) \quad (2.1)$$

Siendo v_e la velocidad a la que expulsa el combustible, m_0 la masa inicial y m_f la masa final.

Robert Goddard desarrolló con éxito el primer cohete de combustible líquido en 1926; a él también se le atribuye el cohete multietapa. Hermann Oberth confirmó la posibilidad de lanzar satélites artificiales en órbitas terrestres. Su cohete V-2 fue utilizado por la Alemania nazi en la II Guerra Mundial.

Gracias a estos avances, los vuelos espaciales generaron atracción, y se fundaron sociedades dedicadas a impulsarlos en países como Alemania, EEUU, Francia, Reino Unido y la Unión Soviética, que promovieron el espíritu de la cohetería entre la población, y desarrollaron nuevas ideas, estudios y ensayos de laboratorio.

Cohetería durante la Segunda Guerra Mundial

Tras la toma de poder de los nazis en 1933, ciertas organizaciones, originalmente de cohetes espaciales, se convirtieron en un medio para crear armas de guerra. Así, durante las décadas de 1930 y 1940, Alemania desarrolló la cohetería con fines bélicos. El cohete A-3 alcanzó los 12 km y abrió paso a otros cohetes de bombardeo, como el V-2, que fue ampliamente utilizado en bombardeos sobre Londres en 1944. Fue el primer cohete en volar al espacio, y precursor de la generación de grandes cohetes desarrollada posteriormente.

El siguiente paso lo dieron los rusos, quienes fabricaron en 1956 el primer cohete de cabeza nuclear, y los EEUU, con proyectiles atómicos de similar capacidad destructiva y de mayor alcance.

Una vez terminada la Segunda Guerra Mundial, la humanidad dedicó más recursos y esfuerzos que nunca a la exploración del espacio. Algunos cohetes sonda, basados en el V-2, se utilizaron con fines científicos en el campo de la geofísica, la aeronomía, la meteorología, la astronomía o la física solar, con el fin de estudiar la atmósfera superior y la órbita cercana a la tierra. [5]

La Carrera Espacial

Las tensiones existentes entre la Unión Soviética y Estados Unidos dieron lugar a una batalla por la conquista del espacio, la competitiva Carrera Espacial, en la que rusos y estadounidenses compitieron para demostrar su superioridad tecnológica y militar entre las décadas de 1950 y 1970. El lanzamiento de los satélites artificiales Sputnik I (1957) y Explorer I (1958), sirvieron para recopilar información con fines científicos y dieron inicio a la carrera espacial.

El cohete R7 Semyorka, utilizado para el lanzamiento del Sputnik, fue el primer misil balístico soviético intercontinental desplegado durante la Guerra Fría. Lanzado en 1957, supuso un importante avance en el desarrollo de cohetes desde el V-2 alemán y ha seguido siendo utilizado como vehículo de lanzamiento hasta la actualidad, permitiendo a la URSS ser los primeros en llegar al espacio. Gracias a posteriores modificaciones los rusos enviaron al primer hombre al espacio, las primeras sondas a la Luna, a Marte y a Venus, y las primeras tripulaciones a una estación espacial en órbita terrestre. Ha contribuido a la construcción de la Estación Espacial Internacional, siendo utilizado actualmente para el suministro y relevo de las tripulaciones. [6]

Los EEUU utilizaron dos familias de cohetes en sus misiones. El cohete Juno I fue utilizado por los estadounidenses para el lanzamiento del Explorer 1 y las siguientes misiones Explorer. Consistía en un cohete Jupiter-C de cuatro etapas, que había sido utilizado anteriormente para probar la entrada de las ojivas en la atmósfera.

En la década de 1960, la NASA comenzó a utilizar como cohetes lanzadera la familia Saturno para el programa Apolo. En esta familia destaca el Saturno V, un cohete de combustible líquido con múltiples fases, que fue utilizado en trece ocasiones, entre ellas para la llegada del hombre a la luna en 1969, a bordo del Apolo 11. Este mismo cohete también fue empleado para lanzar la primera estación espacial estadounidense, Skylab, en 1973.



Figura 2.1: Cohete Juno I, vehículo lanzador del Explorer I.



Figura 2.2: Lanzamiento del Saturno V, en la misión Apolo XI.

Los éxitos de un lado y de otro concluyeron en 1975 con una misión conjunta en la que se produjo el acoplamiento de las naves Soyuz y Apolo 18, dando por finalizada la rivalidad entre ambas potencias en la carrera espacial.

Posteriormente, en 1977, EEUU utilizó el vehículo Titan IIIE, constituido por dos etapas y de propulsante líquido, para enviar las sondas espaciales Voyager I y II. Ambas consiguieron salir del sistema solar y se pretende que continúen alejándose de la Tierra hasta 2025, con la misión de estudiar los límites del sistema solar y explorar el espacio interestelar.

El presente de la coherería espacial

En la actualidad, las nuevas tecnologías están permitiendo un rápido avance en la exploración espacial. De la misma familia de cohetes Atlas, predecesores del Titan IIIE, la NASA ha desarrollado el Atlas 5 para el lanzamiento a Marte del rover Curiosity (2012) y del Perseverance (2021) y para el transporte de tripulación y carga a la Estación Espacial Internacional.

En cuanto a los programas actuales rusos, destaca la Soyuz, una familia de cohetes portadores de satélites con el mismo nombre, que participó en la construcción de la Estación Espacial Internacional. Este vehículo de lanzamiento se ha utilizado también en misiones científicas de la Agencia Espacial Europea (ESA), y actualmente se utiliza para realizar visitas a la ISS, para la rotación de su tripulación y en misiones. También son utilizados hoy en día los cohetes Proton, empleados para situar en órbita segmentos rusos de la Estación Espacial Internacional (ISS), así como para lanzar satélites de comunicaciones (Figura 2.3).



Figura 2.3: Lanzamiento del Proton 8K82K.

Así mismo, destaca la familia de cohetes Ariane, de fabricación europea, que se encargan del lanzamiento de satélites en órbita geostacionaria. Han sido ampliamente utilizados, desde que en 1979 se lanzara el Ariane 1 para poner en órbita satélites de comunicación, hasta la actualidad que se ha utilizado el Ariane 5 para lanzar al espacio el telescopio James Webb, un observatorio espacial, construido y operado conjuntamente por la NASA, la ESA y la Agencia Espacial Canadiense. Actualmente está en desarrollo el Ariane 6, cuyo lanzamiento está previsto en 2022.



Figura 2.4: Cohete Ariane 42P durante el lanzamiento del satélite Poseidon.

Cohetería en España

Durante el siglo XXI en España se ha promovido el estudio del espacio con fines científicos. El gobierno encomendó esta tarea al Instituto Nacional de Técnicas Aeroespaciales (INTA), organismo público de investigación dependiente del Ministerio de Defensa. Durante las décadas de 1970 y 1980, esta institución realizó numerosos lanzamientos desde la base aérea de El Arenosillo, situado en la provincia de Huelva, con el objetivo principal de realizar mediciones meteorológicas.

El programa INTA de sondas meteorológicas cooperó con la NASA, y a finales de 1969 España ya había desarrollado su propio cohete sonda, el INTA 255. Éste sirvió como base para crear el INTA 100, capaz de elevar 18kg de carga útil, y su versión mejorada, el INTA 300, cohete sonda español de dos etapas capaz de llevar 45-50kg hasta 300km de altura, lanzado en 1981. Estos cohetes ponían en órbita al conjunto de satélites desarrollados por el INTA, como el INTASAT (1974), un microsatélite que estudió el comportamiento de los electrones de la ionosfera, el MINISAT (1994), que sirvió para desarrollar capacidades y probar nuevas tecnologías, y el NANOSAT (2004), que probaba una forma de transmisión de datos mediante luz infrarroja, evitando así el uso de cables internos. [7]

En la década de los 90, varias universidades españolas intentaron desarrollar microsatélites con objetivos académicos y científicos. Destaca la Universidad Politécnica de Madrid, que creó el UPMSAT, lanzado en 1995 con el lanzador Ariane IV-40, y que en la actualidad continúa en órbita. [7]

En el panorama actual, la empresa española PLD Space, con sede en Elche y fundada en 2011, desarrolla cohetes orbitales y suborbitales para el acceso comercial, que portan pequeñas cargas útiles o satélites pequeños. Actualmente se está desarrollando el cohete suborbital Miura 1 (Figura 2.5), cuyo lanzamiento está previsto para este 2022 y que precederá al Miura 5.



Figura 2.5: Cohete Miura 1, desarrollado por la empresa PLD Space.

En el ámbito académico, las universidades españolas cada vez se han interesado más por el lanzamiento de cohetes sonda, como la Universidad Carlos III de Madrid, la Universidad Politécnica de Valencia, la Universidad del País Vasco o la Universidad Politécnica de Cataluña. Es por ello por lo que recientemente se han creado grupos de estudiantes universitarios cuyo fin es el desarrollo y lanzamiento de este tipo de sistemas. Un ejemplo de ello es Faraday Rocketry, de la Universidad Politécnica de Valencia, cuyo cohete sonda ASTRA es objeto de estudio en este proyecto.



Figura 2.6: Cohete ASTRA, desarrollado por Faraday Rocketry UPV.

2.2 Aerodinámica de cohetes

2.2.1 Fuerzas aerodinámicas

La aerodinámica involucra la forma en la que el aire fluye alrededor de un objeto y las fuerzas que se crean como consecuencia de la distribución de presiones y esfuerzos cortantes que se generan sobre el cuerpo.

El mecanismo por el cual se genera una fuerza sobre una superficie de un cuerpo que se mueve a través de un fluido es mediante la distribución de presión y de esfuerzos cortantes. La presión (p) actúa de forma perpendicular a la superficie, y el cortante (τ) se aplica tangencialmente a ella. El efecto neto de estas distribuciones sobre la superficie da lugar a una fuerza aerodinámica resultante (F) y un momento (M) sobre el cuerpo.

La fuerza resultante se puede dividir en dos conjuntos de fuerzas, según según la dirección en la que se analicen. Analizando las componentes respecto al eje longitudinal, se obtiene:

- N = Fuerza normal = componente perpendicular al eje longitudinal.
- A = Fuerza axial = componente paralela al eje longitudinal.

Atendiendo a la dirección del viento relativo (V_{inf}), se puede descomponer en:

- L = Fuerza de sustentación = componente perpendicular a V_{inf} .
- D = Fuerza de resistencia = componente paralela a V_{inf} .

Estos dos pares de fuerzas se representan en la Figura 2.7 sobre una de las superficies sustentadoras del cohete, como puede ser una aleta.

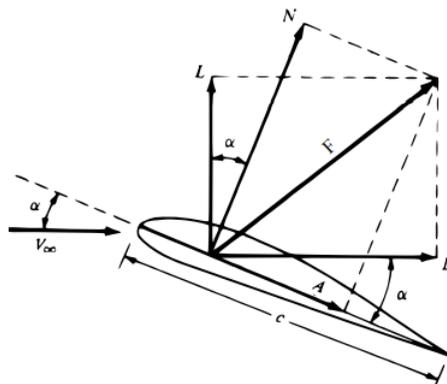


Figura 2.7: Fuerza aerodinámica resultante y componentes en las que se divide.

Por otro lado, el ángulo de ataque (α) es el existente entre el eje longitudinal y la velocidad V_{inf} , y define la relación entre ambos pares de fuerzas, de la siguiente manera:

$$L = N \cos(\alpha) - A \sin(\alpha) \quad (2.2)$$

$$D = N \sin(\alpha) + A \cos(\alpha) \quad (2.3)$$

La sustentación o *lift* actúa en la dirección vertical y su magnitud depende de la forma del cuerpo del cohete y de la densidad del aire en el que está inmerso. Es una fuerza utilizada para estabilizar y controlar la dirección del vuelo. Se crea en las superficies sustentadoras, como son las aletas y, en menor medida, en la ojiva y en el cuerpo.

El drag está referido a la fuerza de resistencia que ofrece el aire ante el movimiento del vehículo; éste depende mayoritariamente de la forma del cuerpo alrededor del cual fluye el aire y del patrón de flujo que se genera.

Para representar el efecto de estas fuerzas, se desarrollaron los coeficientes adimensionales (Ecuaciones 2.7 y 2.5), que permiten obtener, expresar y procesar las fuerzas aerodinámicas de una forma más sencilla y eficiente. Siendo ρ_{∞} la densidad del aire y S la superficie de aplicación, los coeficientes adimensionales de las fuerzas que actúan se definen de la siguiente forma:

- Coeficiente de sustentación:
$$C_L = \frac{L}{\frac{1}{2}\rho_{\infty}V^2S} \quad (2.4)$$

- Coeficiente de resistencia:
$$C_D = \frac{D}{\frac{1}{2}\rho_{\infty}V^2S} \quad (2.5)$$

- Coeficiente de fuerza normal:
$$C_N = \frac{N}{\frac{1}{2}\rho_{\infty}V^2S} \quad (2.6)$$

- Coeficiente de fuerza axial:
$$C_A = \frac{A}{\frac{1}{2}\rho_{\infty}V^2S} \quad (2.7)$$

En cuanto al estudio de las fuerzas aerodinámicas, se utilizan esencialmente el coeficiente de sustentación y el de resistencia (C_L y C_D), puesto que son los más representativos, y son los que se emplearán en este proyecto.

Durante la investigación que se realizará en este trabajo se va a estudiar el drag generado en las aletas del cohete debido a su forma. Por tanto, resulta fundamental analizar los tipos de fuerza de resistencia que se dan en un cohete, según el mecanismo mediante el cual se originan. Estos son:

- **Resistencia parásita:**

Es causado por cualquier elemento que sobresale del cuerpo e interrumpe el flujo de aire. Este drag es notable en los *botones* o *guías* de lanzamiento, que son dispositivos unidos al cuerpo del cohete que se encajan en el raíl de lanzamiento, y sirven para permitir que el modelo se deslice por mismo durante el despegue (Figura 2.8). En configuración limpia, esta resistencia constituye un 35 % del total.



Figura 2.8: Botones y guía de lanzamiento colocados en un cohete.

Este tipo de fuerza puede aparecer en un cohete de tres formas distintas, como se especifica a continuación.

- **Resistencia por fricción:**

Este tipo de resistencia se genera por el rozamiento entre las moléculas del aire con la superficie del cohete. Cuanto más rugoso es el modelo, mayor es la superficie, y por tanto se producen más choques, aumentando así este tipo de fuerza. Para minimizarla, es importante que la superficie del modelo sea lo más lisa posible.

- **Resistencia por presión:**

Se trata de la parte de la resistencia parásita generada por el modelo debido a su forma y al flujo de aire que lo rodea. Se origina en las zonas donde el flujo se desprende de la superficie del objeto, por la baja presión que se produce.

Asimismo, tras el paso del cohete se crea una zona de bajas presiones, la estela, que genera un efecto de succión sobre el modelo.

- **Resistencia de interferencia:**

Es debida a la interrupción del flujo de aire en la capa límite, debido a las uniones entre superficies, en especial entre el cuerpo y las aletas. Un modelo con 4 aletas en configuración cruciforme tendrá un 25 % más de este tipo de drag que uno con 3 aletas en configuración triforme.

La fuerza de resistencia por interferencia se puede reducir mediante una operación de redondeo en las uniones de superficies, con un radio del 4 al 8 % de la cuerda de la raíz en la aleta, ya que un radio superior contribuye a aumentar la superficie y, por tanto, el drag.

- **Resistencia inducida:**

Se origina como consecuencia de la generación de sustentación en el modelo, especialmente en las aletas, ya que son los principales elementos que la producen. Esta fuerza será perpendicular al flujo de aire incidente, como se muestra en la Figura 2.9, y poseerá una componente horizontal que se opondrá al avance del cohete, la fuerza de resistencia inducida.



Figura 2.9: Generación de resistencia inducida en un perfil

La fuente que más contribuye a este tipo de drag es el rebordeo en punta: cuando se genera sustentación en la aleta, se origina una diferencia de presiones en ambas caras de la misma. Las altas presiones se derraman sobre la punta de la aleta, en un intento de aliviar las bajas presiones del lado contrario. Esto crea un flujo sobre toda la aleta, más notablemente sobre la punta y se genera un movimiento helicoidal del aire a medida que el cohete se desplaza, que da lugar a vorticidad y, por tanto, a pérdidas por resistencia inducida.

Una solución a este problema es colocar un dispositivo en la punta de la aleta, también llamado "winglet", que impide este efecto del aire en la punta de la aleta. Sin embargo, se debe tener en cuenta que el drag por fricción y de interferencia de este nuevo elemento puede ser incluso mayor que la reducción del drag inducido que se está tratando de eliminar.

2.2.2 Estabilidad

Durante su vuelo en la atmósfera, el cohete está sometido a la resistencia aerodinámica, que reduce notablemente el rendimiento. Sin embargo, si se comprende cómo fluye el aire alrededor del modelo, será posible utilizarlo para dotar el cohete de estabilidad, es decir, mantenerlo en la dirección deseada y hacerlo volar de manera predecible. Para ello, se ha de tener en cuenta que, después de dejar el raíl de lanzamiento, el cohete es un cuerpo libre en el espacio y se ha de estudiar desde el punto de vista del modelo.

Un cohete en vuelo puede moverse de 8 formas diferentes, que se muestran en la Figura 2.10. Cualquier movimiento que tome es una combinación de uno o más de estos.

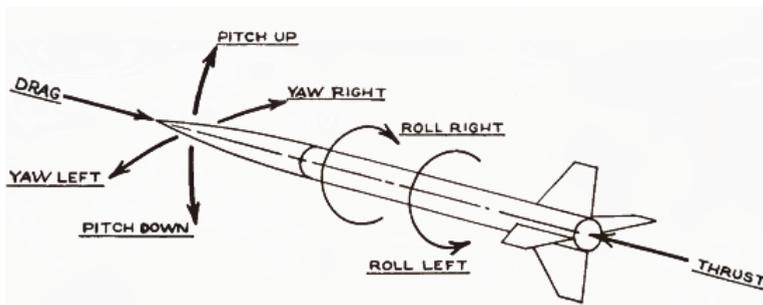


Figura 2.10: Grados de libertad de un cohete en vuelo [8].

- Empuje (*thrust*): generado por el motor, mueve el prototipo hacia adelante.
- Resistencia (*drag*): se opone a este movimiento e intenta reducir la velocidad.
- Guiñada (*yaw*): consiste en un balanceo de la ojiva a derecha e izquierda.
- Cabeceo (*pitch*): provoca la subida y bajada de la parte delantera del cohete.
- Alabeo (*roll*): es un movimiento de rotación en el que el modelo gira a izquierda o derecha sobre su eje longitudinal.

Existen multitud de fuerzas externas que pueden producir un movimiento en el cohete, como ráfagas de viento, aletas desalineadas, empuje descentrado en el motor o asimetrías en el diseño. Estas fuerzas pueden hacer que el modelo gire alrededor del centro de gravedad, llegando a cambiar su dirección de vuelo y pudiendo hacer que su nueva trayectoria sea errática e impredecible.

Por ello, el modelo debe incorporar algún tipo de dispositivo estabilizador que cree una fuerza restauradora para amortiguar estas perturbaciones y devolver la actitud deseada al cohete.

Muchos cohetes espaciales incorporan un sistema de control electrónico que utiliza giroscopios para detectar la rotación en los ejes de cabeceo y guiñada, lo envía a una computadora y ésta envía una señal al sistema de control de actitud o a la tobera para redirigir el rumbo. Estos sistemas son pesados, costosos y difíciles de implementar, por lo que no es posible instalarlos en cualquier cohete. Para solventar este inconveniente, existe otro sistema que permite crear esta fuerza compensadora casi instantáneamente a partir del aire que pasa alrededor del modelo: las aletas.

Las aletas del cohete permiten que la fuerza de sustentación creada por el impacto de la corriente de aire con un ángulo de ataque (Figura 2.7) actúe como fuerza estabilizadora, para compensar las perturbaciones rotacionales de cabeceo y guiñada. [8]. Para comprender bien cómo actúan en un modelo, hay que estudiar dos conceptos clave: el centro de gravedad (CG) y el centro de presiones (CP).

Las fuerzas de empuje y resistencia, además de las gravitacionales, son movimientos traslacionales, se producen en línea recta, mientras que el cabeceo, guiñada y alabeo son movimientos de rotación.

A diferencia de los primeros, los cuerpos que experimentan un movimiento de rotación deben tener un eje de giro. Por tanto, existe un eje de cabeceo, un eje de guiñada y un eje de alabeo. Estos tres ejes comparten un punto en común, ya que cuando un cuerpo libre en el espacio gira, lo hace alrededor de un punto imaginario, el centro de gravedad (CG), donde toda su masa parece estar concentrada y en el cual las fuerzas gravitatorias ejercen su efecto. Es de vital importancia en la dinámica del cohete.

Por otra parte, como ya se ha comentado en la sección 2.2.1, las distribuciones de presiones y cortantes sobre una superficie en la que incide el aire equivalen a la aplicación de una fuerza resultante formada por una componente perpendicular a V_∞ (Lift) y una paralela (Drag). Esta fuerza resultante debe ubicarse en un punto del cuerpo de manera que produzca el mismo efecto que las cargas a las que sustituye. Este punto es el centro de presiones (CP), caracterizado porque el efecto del momento aerodinámico sobre él es nulo (Figura 2.11)

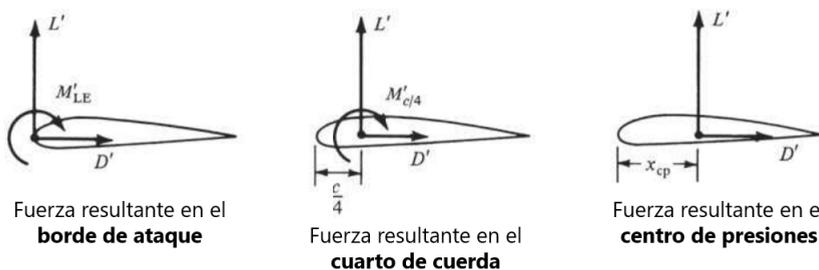


Figura 2.11: Resultante de fuerzas y momentos aplicada en distintas zonas.

La posición relativa del CP respecto al CG va a determinar la estabilidad de un cohete durante su vuelo (S), medida en calibres. Este valor se calcula mediante la expresión 2.8.

$$S = \frac{x_{CP} - x_{CG}}{\text{diámetro}} \quad (2.8)$$

Observando la forma de calcular la estabilidad, se aprecia que se pueden dar tres escenarios posibles dependiendo de las posiciones relativas del centro de gravedad y de presión:

- Estabilidad positiva: el CP se encuentra por detrás del CG. Esto hace que cualquier incremento del ángulo de ataque cause un incremento del momento de cabeceo en el sentido opuesto, lo que tiende a disminuir el ángulo de ataque, devolviendo el cohete a su posición neutra. En cuanto a su comportamiento, tras el lanzamiento adquirirá una trayectoria rectilínea.
- Estabilidad neutral: el CP y el CG se encuentran ubicados en el mismo punto. Esto hace que no existan fuerzas estabilizadoras durante el vuelo, por lo que el cohete puede volverse inestable en cualquier momento, debido al movimiento del CG por la quema del propulsor, o a ráfagas de viento.
- Estabilidad negativa: el CP se encuentra por delante del CG, el modelo es inestable. Esto hace que un aumento del ángulo de ataque genere un incremento en el momento de cabeceo en el mismo sentido, lo que tiende a un incremento adicional del ángulo de ataque. En esta situación, el modelo intentaría volar con la cola delante, por lo que su vuelo se vuelve muy impredecible.

Siempre y cuando se cumpla la condición de estabilidad positiva, el diseño de un cohete ofrece grandes posibilidades. A continuación, a modo de ejemplo, se explican dos tendencias que han existido en la creación de cohetes estables.

En un primer momento, los coheteros comenzaron fabricando modelos lo más pequeño y ligeros posible, para obtener así unas máximas prestaciones. Los cohetes resultantes eran cortos y gruesos, por lo que apenas tenían capacidad para contener los sistemas internos necesarios. Para garantizar la estabilidad del modelo, las aletas debían estar muy inclinadas hacia atrás, como en el modelo "swept-back". Sin embargo, todos los pesos se ubicaban muy juntos, por lo que el cohete oscilaba de un lado a otro rápidamente durante el ascenso, ocasionando que el drag aumentara debido a su cambiante ángulo de ataque.

Una segunda tendencia se inclinaba por los cohetes largos y delgados, que eran algo más pesados pero reducían las fluctuaciones del modelo durante el ascenso, como muestra la Figura 2.12

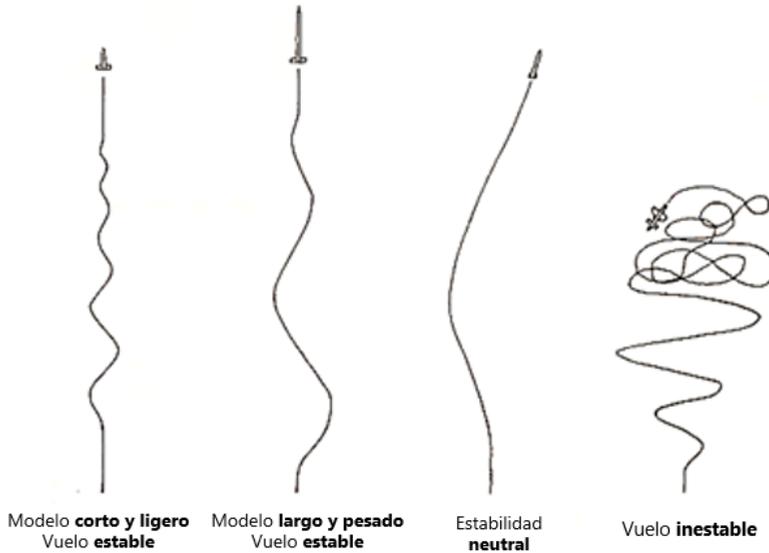


Figura 2.12: Trayectorias de un cohete con varios regímenes de estabilidad.

Sin embargo, la estabilidad de un cohete no puede tomar cualquier valor. Usualmente, el rango de estabilidad estática de un cohete depende en gran medida de sus características geométricas, la distribución de pesos, el tamaño del cohete y la misión a la que está destinado, pues definen la posición relativa del centro de presiones y de gravedad. Por ello, el margen de estabilidad no está fijado, no existe un rango de valores estipulado. Se recomienda que, cuanto mayor sea el diámetro del cohete, mayor sea el límite superior.

Es importante que la estabilidad tenga un valor significativo, ya que si es muy pequeño el cohete tendrá poca “fuerza de corrección” ante una desviación. Sin embargo, tampoco es interesante que este valor sea muy alto, ya que el cohete se convertiría en hiperestable y tendería a inclinarse hacia el viento, pudiendo convertirse en un vuelo horizontal. A pesar de ello, para cohetes con geometría típica de tamaño mediano, se recomienda que la estabilidad no baje de 1 calibre para garantizar que no se vuelve inestable; en cuanto al límite superior, suele ser 2 calibres, aunque no está restringido.

2.3 Estructura de un cohete

Previamente al comienzo del estudio, es necesario comprender la configuración externa típica de un cohete. Los elementos principales son una ojiva, que constituye la parte delantera del mismo, el fuselaje, también conocido como *frame*, y las aletas, que contribuirán a la estabilidad, lo cual se tratará posteriormente.

Todos los elementos del cohete poseen una forma lo más aerodinámica posible, con el fin de evitar un aumento desmesurado de la fuerza de resistencia en el conjunto. A pesar de ello, se pueden encontrar diversas formas tanto de ojivas como de aletas, dependiendo de la misión a la que estén destinados. A continuación, se desarrollarán los aspectos más relevantes de cada elemento.

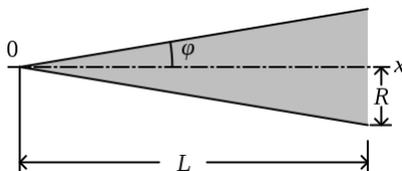
2.3.1 Ojiva

La ojiva de un cohete es la parte delantera de un modelo, consiste en una cubierta con forma generalmente cónica que se abre camino a través del medio fluido en el que está inmerso durante el vuelo, y por tanto es el componente que mayor resistencia aerodinámica genera. Debido a ello, usualmente se estudia su diseño para conseguir un rendimiento aerodinámico óptimo, de forma que el conjunto experimente una resistencia mínima al movimiento.

Por lo general, este componente es un sólido de revolución esbelto que puede tener diversas formas, y se clasifican en función de la ecuación que genera el perfil del cual se obtiene el sólido de revolución. Algunos tipos son:

- **Cónica**

Una ojiva muy común es la cónica. Consiste en sólido de revolución constituido a partir de un triángulo rectángulo; la figura que se obtiene sigue la Ecuación 2.9. Este tipo destaca por su facilidad de diseño y fabricación. Algunas variantes son la cónica con punta esférica o la ojiva bicónica.

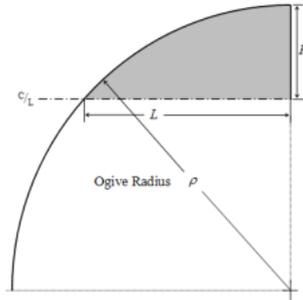


$$y = \frac{x \cdot R}{L} \quad (2.9)$$

Figura 2.13: Ojiva cónica.

■ Tangente

El perfil de este tipo de ojiva está compuesto por un arco de círculo, el cual es tangente al cuerpo del cohete. Una variante es la ojiva tangente con punta esférica.



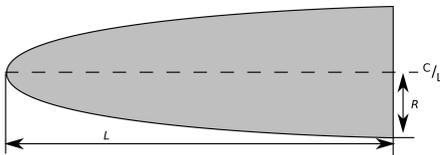
$$y = \sqrt{\rho^2 - (L - x)^2} + R - \rho \quad (2.10)$$

$$\rho = \frac{R^2 + L^2}{2R} \quad (2.11)$$

Figura 2.14: Ojiva tangente.

■ Elíptica

Este cuerpo se obtiene a partir de la mitad de una elipse, utilizando su radio mayor como eje de la revolución. No es un diseño muy utilizado en el ámbito profesional, pero sí es común en la cohetaría "amateur/modelismo", por su buen comportamiento en vuelo subsónico.

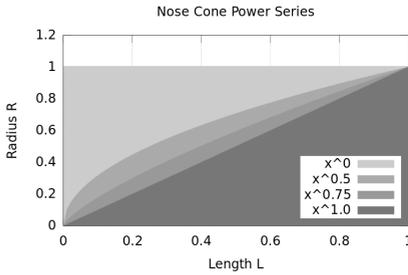


$$y = R\sqrt{1 - \frac{x^2}{L^2}} \quad (2.12)$$

Figura 2.15: Ojiva elíptica.

■ Serie exponencial

El exponente de la serie se genera por la rotación de la curva sobre el eje x. El factor n es el controlante de la forma de la punta: si $1 > n > 0.7$, la punta es afilada; si por el contrario, $n < 0.7$, la punta es suave. Esta forma se caracteriza porque su base no es tangente al cuerpo, y su punta se comporta como un objeto romo.

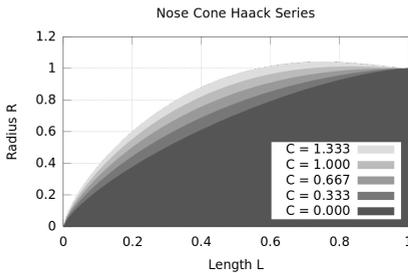


$$y = R \left(\frac{x}{L} \right)^n, \text{ para } 0 < n < 1 \tag{2.13}$$

Figura 2.16: Ojiva de serie exponencial.

■ Series de Haack

Este tipo de ojiva sigue la ecuación de la serie de Haack, que se trata de sucesivas derivadas matemáticas que se realizan con el objetivo de reducir el coeficiente de resistencia de onda. Está optimizado para números de Mach moderados, generalmente en régimen supersónico.



$$y = \frac{R}{\pi} \sqrt{\theta - \frac{\sin(2\theta)}{2} + C \cdot \sin^3(\theta)} \tag{2.14}$$

$$\theta = \arccos \left(1 - \frac{2x}{L} \right) \tag{2.15}$$

Figura 2.17: Ojiva de series de Haack.

La ojiva de un cohete se comporta de forma diferente dependiendo de su forma y del régimen de vuelo en el cual se encuentre. A continuación, en la Figura 2.18 se muestra un gráfico donde se clasifican las prestaciones de cada tipo de ojiva, siendo (1), en verde, una ojiva que ofrece buenas prestaciones y (4), en rojo, una ojiva inadecuada para esas condiciones.

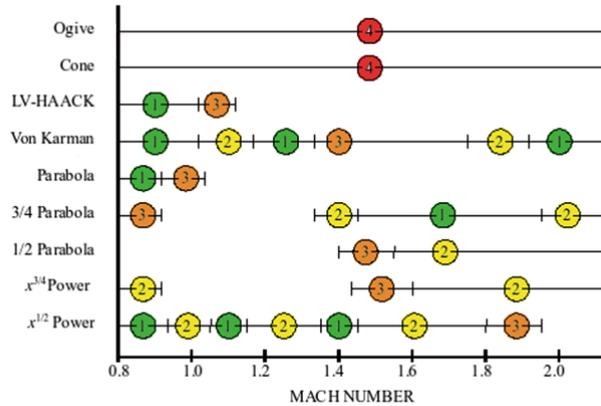


Figura 2.18: Resistencia que ofrecen los distintos tipos de ojivas, según la velocidad.

En la Figura 2.18 se aprecia cómo, por debajo de Mach 0.8, la resistencia que generan es prácticamente nula, ya que el drag principal que aparece en esta zona es el de fricción. En el tramo de Mach utilizado en este trabajo, es decir, de $Mach = 0,8$ a $Mach = 1$, destacan la ojiva de series de Haack, la de Von Karman, la ojiva parabólica y la serie exponencial con $n = 0,5$ con muy buenas actuaciones.

La ojiva elíptica constituye un punto intermedio entre la ojiva parabólica y la exponencial, por lo que, igual que estas, proveerá al modelo de buenas características aerodinámicas. Esta será la utilizada para el modelo ASTRA de Faraday Rocketry UPV, por su usual aplicación en cohetes de modelismo y su simplicidad en cuanto a diseño y fabricación.

2.3.2 Frame

Es la parte central del conjunto, en la mayoría de los casos se trata de un tubo alargado y delgado. En él se aloja el motor, el sistema de recuperación, la aviónica y, en ocasiones, también la carga útil. En la imagen se muestra la estructura interna del cohete ASTRA, de Faraday Rocketry UPV.

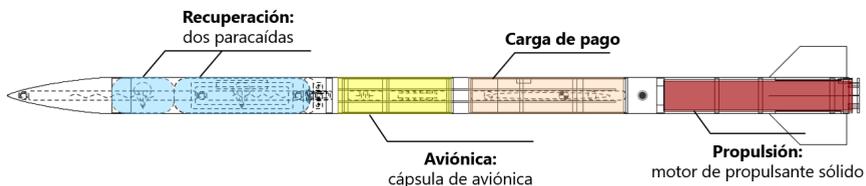


Figura 2.19: Estructura interna del frame del cohete ASTRA.

La configuración más utilizada en la actualidad para cohetes sonda es la convencional, que se trata de un cuerpo axisimétrico de sección cilíndrica. Esta tiene diversas ventajas:

- Mayor facilidad para predecir su aerodinámica externa y cargas estructurales.
- La forma cilíndrica favorece la integración de los sistemas dentro de la aeronave, a la vez que aprovecha el espacio disponible, reduciendo así el peso del conjunto.
- Sencillez para acoplarse a una plataforma de lanzamiento.

La forma cilíndrica es muy utilizada como forma del fuselaje del cohete. Sin embargo, un cilindro tiene la desventaja de generar una menor eficiencia aerodinámica al conjunto.

En ocasiones, para mejorar las prestaciones aerodinámicas del frame, se introduce una sección cilíndrica de diámetro variable en la parte trasera del cohete, previo a la salida de tobera. Este tramo permite reducir la resistencia al avance, sobre todo en régimen subsónico. No obstante, si la reducción en el diámetro es muy brusca se podría producir un desprendimiento del flujo adherido al frame, lo que conlleva a un aumento de la turbulencia y, por tanto, del drag.

2.3.3 Aletas

Durante el vuelo de un cohete, cualquier perturbación, por pequeña que sea, puede hacer cambiar su actitud, haciendo que el cohete pierda el control del vuelo y se desvíe de su trayectoria. Para evitar este escenario se implementan las aletas, que funcionan como dispositivos estabilizadores: producen un momento en el cohete que compensa la fuerza generada por una perturbación en la trayectoria del cohete.

Las aletas son un componente importante en la estabilidad del conjunto, pues ayudan a situar el centro de presiones delante del centro de gravedad evitando un modelo inestable. Por ello, es esencial un buen diseño de estas.

Existen diversos tipos de aletas; en este proyecto se va a centralizar la atención únicamente en las aletas planiformes, ya que son el objeto del estudio posterior. Estas se extienden de forma normal a la superficie del cohete, tradicionalmente colocadas en su parte posterior, y tienen la ventaja de producir la máxima estabilización con las menores limitaciones en cuanto a peso, además de poseer un diseño simple y una cómoda fabricación.

Existen diversas configuraciones para implementar estos dispositivos, dependiendo de la misión que realice el cohete, la posición de su centro de gravedad, la velocidad de vuelo... El diseño de estos elementos debe optimizarse para proporcionar la estabilidad suficiente a la vez que minimizan la fuerza de resistencia que generan. Existen varios aspectos a considerar, como son el número de aletas, su forma en planta, su geometría, la relación de aspecto o su sección transversal.

Número de aletas

Usualmente se colocan entre 3 y 4 aletas, pues proporcionan una estabilidad razonable para mantener el vuelo vertical. Sería posible usar un cohete con 2 aletas, pero existe el riesgo de que se generen fuerzas compensadoras únicamente en el plano en el que se encuentran las aletas, lo que puede dar lugar a un modelo inestable [9]. Por el contrario, poner más de 4 aletas contribuye a aumentar el peso y puede desestabilizar el conjunto. En el caso del cohete ASTRA, el modelo posee 4 aletas (cruciforme) para asegurar un gran margen de estabilidad y evitar problemas derivados de asimetrías.

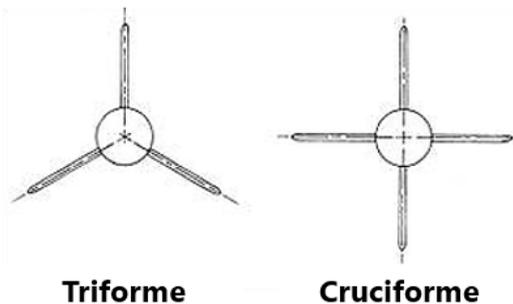


Figura 2.20: Distintas configuraciones de aletas en un cohete.

Forma en planta

La forma óptima con la que se construye la aleta depende de las velocidades para las que el cohete está diseñado. Existen diversas formas funcionales para estos dispositivos; las más utilizadas son las siguientes:

- Rectangulares: se trata de aletas con los dos lados paralelos. Son fáciles de fabricar, pero generan mucha resistencia aerodinámica.
- Elípticas: es el modelo de aleta más aerodinámico y eficiente en vuelo subsónico y transónico, ya que su forma permite que se genere menos fuerza sustentadora cerca de la punta, reduciéndose así notablemente la fuerza de resistencia inducida. Sin embargo, su fabricación es compleja debido al borde curvo [10].
- Clipped delta: este tipo de aleta es menos eficiente que la elíptica, pero en vuelo real la diferencia es insignificante. Ambas, junto a las trapezoidales, son las más utilizadas en cohetes sonda, por su buena aerodinámica y la estabilidad que proporcionan al vuelo. La ventaja de estas aletas es que son más fáciles de fabricar por la ausencia de bordes curvos, por lo que son las más utilizadas [10].
- Trapezoidales: ofrecen buenas características aerodinámicas para cohetes con carga de pago al desplazar el centro de presiones hacia delante. En régimen supersónico destacan las trapezoidales simétricas por su eficiencia.
- Delta: son aletas triangulares. Proporcionan poca sustentación aerodinámica, por lo que no aportan gran estabilidad al modelo.
- Swept back: se trata de aletas con el borde posterior atrasado. Este modelo ayuda a reducir el drag e incrementar la eficiencia aerodinámica.

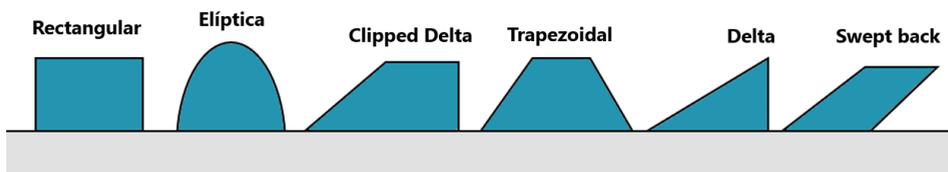


Figura 2.21: Diferentes tipos de aletas en un cohete.

Sección transversal

Aunque las aletas suelen estar fabricadas de láminas relativamente delgadas, como aluminio, se recomienda dar algo de forma a los bordes para reducir el drag de presión e inducido. La forma de la sección suele ser simétrica e igual para todas las aletas, para evitar asimetrías en la generación de sustentación o drag.

Para régimen subsónico, el perfil ofrece mejores prestaciones al redondear el borde de ataque. También puede tener forma de perfil aerodinámico, aunque al aumentar la velocidad la capa límite se desprenderá y la eficiencia caerá bruscamente.

En cuanto al régimen supersónico elevado, es común una sección transversal de diamante, pues a altas velocidades los bordes afilados ayudan a minimizar la resistencia aerodinámica, a la vez que reducen los efectos generados por las ondas de choque. Sin embargo, esto puede reducir la rigidez de la aleta, por lo que a menudo se utiliza una sección de doble diamante, que aumenta ligeramente la resistencia pero proporciona robustez a la aleta.

Otro diseño, tanto para régimen subsónico como para supersónico, es el perfil aerodinámico asimétrico. Este modelo permite desarrollar una mayor sustentación en una superficie de la aleta, lo que se crea una fuerza restauradora y por tanto contribuye con la estabilidad del conjunto [11].

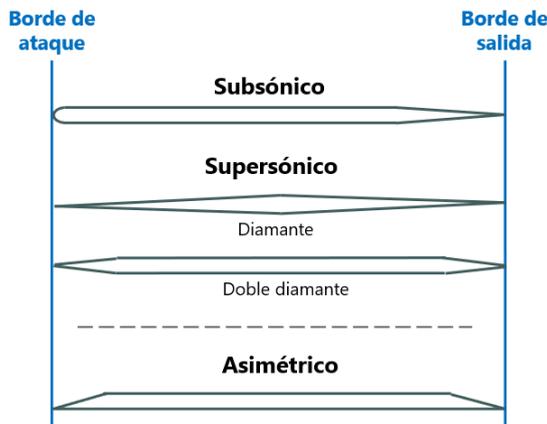


Figura 2.22: Diferentes formas de los bordes de ataque y de salida [11].

Para el caso del cohete ASTRA, se ha utilizado un diseño redondeado por la punta y acabado en pico, pues el régimen de vuelo no llegará a ser supersónico.

Capítulo 3

Dinámica de Fluidos Computacional: CFD

3.1 Fundamentos de CFD

La dinámica de fluidos computacional (CFD) es una rama de la mecánica de fluidos en la que se utilizan métodos numéricos para la resolución y el análisis de los problemas que envuelven los fluidos estáticos o en movimiento. Es por tanto el área de conocimiento que trata sobre la simulación numérica de fluidos, sus condiciones, características y los fenómenos presentes. Su origen reside en la combinación de la mecánica de fluidos y el cálculo numérico [12].

La resolución de problemas CFD se realiza mediante computadoras, las cuales ejecutan una serie de cálculos para resolver un campo fluido. Éste está gobernado por las ecuaciones diferenciales de Navier-Stokes, que describen el comportamiento de un fluido continuo.

Sin embargo, a día de hoy estas ecuaciones carecen de solución analítica, por lo que la única forma de resolverlas es empleando métodos numéricos para hallar una solución aproximada. Para ello, se divide el dominio en pequeños trozos o celdas (volúmenes de control), creados mediante un proceso de mallado, pasando a tener un volumen discretizado. En dichas celdas se plantean cada una de las ecuaciones de conservación, partiendo de un sistema de ecuaciones en derivadas parciales que se va discretizando en un sistema algebraico de forma iterativa hasta lograr un equilibrio entre el cálculo y la precisión deseada. Con ello se alcanza una solución aproximada de la realidad.

Esta dinámica de resolución de problemas requiere de software concreto para llevar a cabo estas simulaciones. Algunas de las herramientas para el análisis de CFD más utilizadas del mercado son ANSYS Fluent, Siemens StarCCM+ (que se empleará en este estudio), OpenFOAM, Solidworks Flow Simulation, SimScale o AutodeskCFD.

La mecánica de fluidos computacional presenta una clara ventaja sobre los ensayos experimentales. Su carácter no destructivo ni intrusivo permite repetir los estudios las veces necesarias, incluso en muchas ocasiones es más económico que un estudio experimental, pues una licencia para un programa de CFD no es tan costosa como la instalación de estos dispositivos. Otra ventaja importante del CFD es la capacidad para estudiar sistemas en los que los experimentos son difíciles, imposibles de realizar o requieren condiciones peligrosas en un ensayo por traspasar los límites de rendimiento de la instalación. Además, el nivel de detalle que es posible conseguir con un estudio CFD es prácticamente ilimitado, aunque aumenta mucho el coste computacional y por tanto el tiempo de simulación.

Sin embargo, a pesar del gran desarrollo que ha experimentado esta ciencia a nivel industrial y las numerosas ventajas que aporta, todavía presenta ciertas limitaciones. En la mayoría de casos es necesario un alto nivel de conocimientos e incluso experiencia, ya que es un *software* complejo, además de existir ciertos condicionantes al estudio CFD, como son la precisión de la simulación y el coste computacional.

Para la clara comprensión del análisis CFD, es necesario visualizar la secuencia de procesos que se llevan a cabo, con sus correspondientes subprocesos. En la Figura 3.1 pueden verse los pasos a seguir para la realización de una simulación CFD.

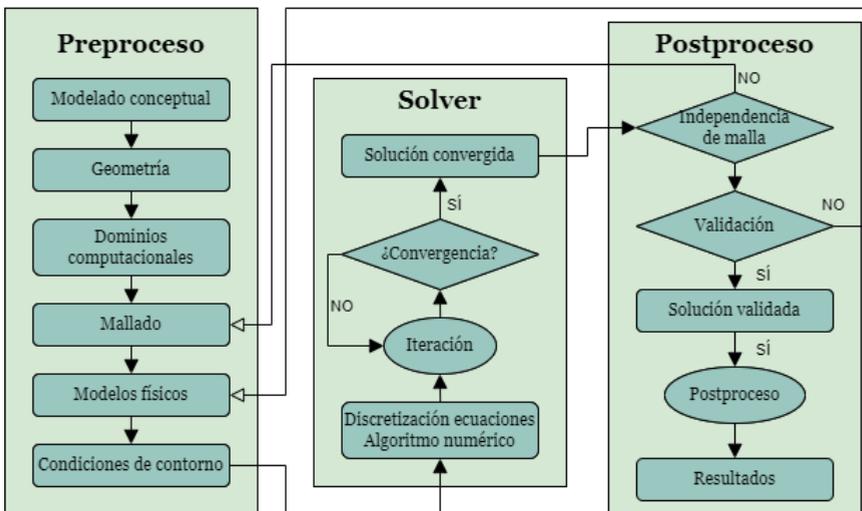


Figura 3.1: Esquema de principales procesos en CFD [13].

Los códigos CFD están estructurados en torno a algoritmos numéricos para resolver problemas de flujo. Como se aprecia en el esquema, los códigos CFD se dividen en tres subprocesos principales:

Preproceso:

El primer paso consiste en la entrada de un problema de flujo a un programa CFD, por medio de una interfaz accesible y sencilla para el usuario, y su posterior transformación en una forma adecuada que sea inteligible para el núcleo computacional o *solver*. Las acciones que se realizan en la etapa de preproceso implican:

- **Definición de la geometría:** construcción del modelo deseado e identificación del dominio a calcular y la región de interés. Se debe tener en cuenta que los límites del dominio deben estar lo suficientemente lejos del cuerpo para no influir en los resultados.
- **Mallado:** se divide en varios subdominios más pequeños, creando así una malla con numerosas celdas o volúmenes de control donde se refinan las zonas más relevantes. Este paso es de gran importancia, pues el número y tamaño de estas determinará el coste computacional y la precisión de los resultados.

Una malla óptima no es uniforme: suelen ser más finas en áreas donde ocurren grandes variaciones (generalmente cerca del cuerpo) y más gruesas en regiones con cambios pequeños. Existen dos tipos de mallado:

- **Mallado estructurado:** cada punto de la malla está identificado por unas coordenadas cartesianas, siguiendo un orden. Las celdas constituyen hexaedros en 3D y cuadriláteros en 2D (Figura 3.2). De esta forma se facilita el acceso a celdas vecinas o a puntos de las mismas celdas, gracias a la ordenación de los elementos, lo que resulta rápido y sencillo.

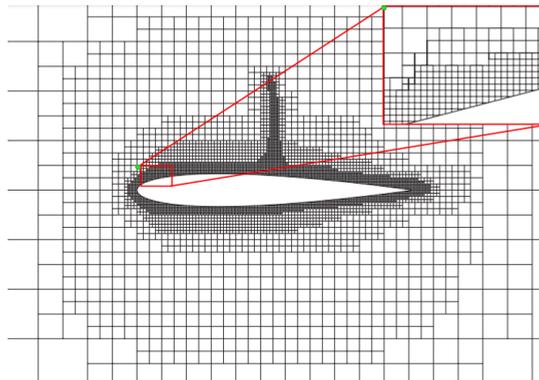


Figura 3.2: Ejemplo de malla estructurada en bloques alrededor de un perfil [14].

- **Mallado no estructurado:** los elementos de la malla no siguen un orden concreto, tienen una conectividad irregular. Las celdas son tetraedros en 3D y hexaedros u otros polígonos irregulares en 2D (Figura 3.3). Este tipo de mallado ofrece un gran abanico de ventajas, como una gran flexibilidad para adaptarse a geometrías complejas, una reducción en el tiempo de creación de la malla o la elección del tipo de refinamiento. Sin embargo, en comparación con las mallas estructuradas, los requisitos de almacenamiento pueden ser mayores, ya que debe almacenarse también la conectividad con las celdas vecinas.

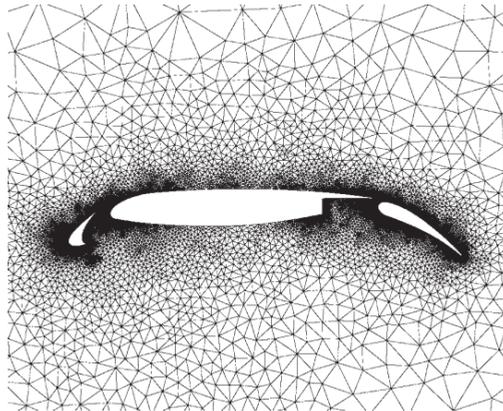


Figura 3.3: Ejemplo de malla no estructurada alrededor de un perfil [14].

- **Mallado híbrido:** incluye ambos tipos de malla, utilizando generalmente una malla estructurada alrededor de la geometría y una no estructurada en las partes más lejanas (Figura 3.4). Así se consiguen aprovechar las ventajas de cada tipo de mallado.

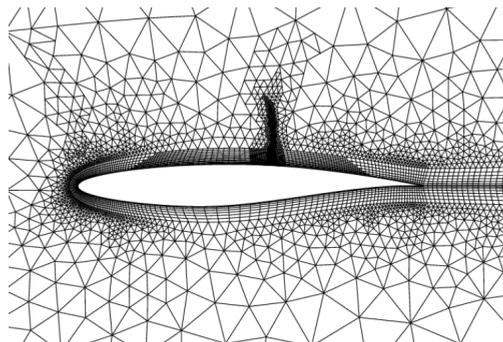


Figura 3.4: Ejemplo de malla híbrida alrededor de un perfil [14].

- **Modelos físicos:** selección de los fenómenos físicos a los que se someterá el cuerpo durante la simulación, así como las propiedades del fluido sobre el que está inmerso el cuerpo. La solución dependerá en gran medida de estas condiciones.
- **Condiciones de contorno:** especificación de los valores de las variables en los límites del dominio, para así obtener una solución numérica.

En la industria, la mayor parte del tiempo del tiempo que se dedica al preproceso de un proyecto CFD se corresponde con la geometría del dominio y la generación de la malla, por el elevado coste computacional que conlleva.

Solver

Tras el preprocesado del caso CFD, se llega al solver, que es la herramienta con la que interactúa el usuario al introducir las variables del preproceso y que integra un procedimiento numérico iterativo (algoritmo) para aproximar una solución al problema de flujo. [14]

Un computador es una máquina finita, y no es capaz de manejar ecuaciones en derivadas parciales con variables continuas en el espacio y en el tiempo. Por tanto, para resolver el problema es necesaria la discretización de las ecuaciones, tanto espacial como temporalmente, transformando las ecuaciones diferenciales en algebraicas. La solución que se obtendrá no será continua, sino que estará dividida en una serie de valores discretos.

Para discretizar la derivada temporal, la solución se obtiene en puntos determinados del tiempo. El intervalo que transcurre entre dos instantes define el paso de tiempo, Δt , que debe ser tal que capte las pequeñas variaciones de la solución.

En cuanto a la discretización espacial, las ubicaciones en las que es calculada la solución se corresponden con los elementos de la malla. Esta discretización presenta mayor complejidad que la temporal, pues existen tres dimensiones. Los principales métodos de discretización espacial son los siguientes:

- **Método de diferencias finitas:**

Para formular las ecuaciones se utiliza la forma diferencial [15]. El dominio se cubre con nodos, puntos en los cuales se aproximan las ecuaciones del campo fluido, definiendo las derivadas parciales de la siguiente forma (Ecuación 3.1).

$$\frac{\partial F}{\partial x} \approx \frac{F(x + \Delta x, y) - F(x, y)}{\Delta x} \quad (3.1)$$

Este método es sencillo cuando se aplica en mallas estructuradas, pero no en geometrías irregulares. Además, la conservación de la masa y el momento no están garantizadas.

- **Método de volúmenes finitos:**

Para formular las ecuaciones, se utiliza la forma integral, aproximando las ecuaciones mediante cuadraturas, que siguen la siguiente fórmula (donde P_n es el polinomio de Legendre):

$$\int_{-1}^1 f(x)dx \approx \sum_{i=1}^n \frac{2}{(1-x_i^2)[P_n'(x_i)]^2} f(x_i) \quad (3.2)$$

El dominio a estudiar se divide en volúmenes de control. Las ecuaciones integrales se resuelven en el centro de los mismos, y se aproxima la solución en sus caras. Se pueden aplicar en todo tipo de malla, tanto estructurada como no estructurada, y además se conservan todas las ecuaciones. Una desventaja es que se trata de un método complejo, sobre todo al ser aplicado en tres dimensiones, pues requiere tres niveles de aproximación. [14]

- **Método de elementos finitos:**

Para obtener las ecuaciones utilizan la formulación débil, que permite convertir un problema con ecuaciones diferenciales en uno de álgebra lineal, multiplicándolas por unas funciones, llamadas *pesos*, e integrándolas posteriormente.

El sistema se divide en elementos en los cuales se calcula una solución aproximada linealmente, utilizando los valores obtenidos en los vértices de cada elemento. Este método es utilizado en geometrías fáciles de analizar matemáticamente. Hoy en día, no es común su uso en el software de CFD. [15]

- **Otros métodos:**

Hay numerosas formas de aproximar la solución, como los métodos espectrales o el método de paneles. Sin embargo, no serán del alcance de este trabajo.

En este proyecto, el método de resolución que se analizará será el de volúmenes finitos, pues actualmente es el más extendido y utilizado por la mayoría de los softwares de CFD más comunes hoy en día, y es el que emplea el solver con el que se desarrollará en este proyecto: StarCCM+.

Por otra parte, cabe destacar los dos tipos de solver más relevantes o conocidos: el pressure-based y el density-based. Ambos se pueden usar para una amplia variedad de flujos, pero en algunos casos una de ellas se adapta mejor a las condiciones del problema que la otra. Estos enfoques difieren en la forma en la que se resuelven las ecuaciones de continuidad, cantidad de movimiento, energía y especies, además de ser utilizados en distintos regímenes de vuelo.

- **Pressure-based:** empleado en casos con bajo Mach, para flujos incompresibles y levemente compresibles. En este tipo de solver, el campo de presión se obtiene resolviendo una ecuación de presión formulada a partir de una combinación de las ecuaciones de continuidad y momento. Posteriormente, se calcula el campo de densidad a partir de la ecuación de estado.
- **Density-based:** usado sobre todo en casos con Mach elevado, para flujo compresible, en simulaciones de flujos transónicos y supersónicos, especialmente en aplicaciones aerodinámicas. En este tipo de solver, la ecuación de continuidad se utiliza para calcular el campo de densidad, mientras que el campo de presión se determina a partir de la ecuación de estado.

En todo este proceso iterativo juega un papel primordial la convergencia, que indica cuándo se alcanza un rango de error válido en la solución, en el que las variaciones entre iteraciones son menores que ciertos límites establecidos. En ese caso, el programa deja de iterar y se da como válida la solución obtenida, pues el error resultará despreciable. Conseguir la convergencia del modelo es esencial, pues los resultados pueden ser incorrectos si no se analiza adecuadamente este aspecto.

Postproceso

El último paso para realizar una simulación CFD es el postproceso, que comienza con el alcance de la independencia de malla. Este estudio pretende garantizar que la solución obtenida sea independiente de la resolución de la malla. No verificar este punto puede conducir a resultados erróneos en CFD. La importancia de este proceso recae en hallar un compromiso entre un bajo coste computacional y un bajo error numérico por la discretización.

Seguidamente se debe llevar a cabo la validación de los resultados, pues a pesar de que los residuales hayan convergido y se haya alcanzado la independencia de malla, la solución obtenida puede no representar la realidad adecuadamente. Por ello, es de gran importancia la validación de los datos obtenidos con resultados numéricos o experimentales fiables.

Una vez se ha validado la solución se procede al análisis de resultados, que consiste en la obtención, manipulación y visualización de los datos obtenidos. Para ello, los programas CFD ofrecen diversas herramientas que permiten visualizar el modelo desde distintas perspectivas (mediante rotación o escalado), examinar la malla generada sobre el dominio, construir gráficos, representar el campo que crea cualquier variable sobre la geometría e incluso obtener resultados dinámicos mediante animaciones. Con ello, es posible extraer conclusiones de la solución del problema, con los que finaliza la simulación.

3.2 Turbulencia

La turbulencia se define como un estado de flujo irregular donde las diversas variables medibles muestran una variación aleatoria en el espacio y en el tiempo, de modo que es posible discernir valores promedio diferentes. Al describir este concepto, muchos investigadores tratan el movimiento de un torbellino como un movimiento rotacional local donde la vorticidad alcanza un valor máximo. La turbulencia tiene una amplia gama de escalas, por lo que aparecen torbellinos de diversos tamaños.

El tratamiento de la turbulencia es una intrincada cuestión que se ha investigado en numerosas ocasiones durante la historia. Algunos de los primeros científicos que estudiaron sus efectos fueron Kolmogorov y Reynolds, alrededor de 1940. Desde entonces, la evolución de estas investigaciones ha sido notoria, tal que hoy en día es posible estudiarla en profundidad gracias a un ordenador mediante un estudio CFD.

A continuación, se va a tratar este efecto tanto a nivel global, exponiendo los modelos turbulentos con los que es posible resolver el campo fluido, como cerca de la superficie del cuerpo, donde se modeliza la capa límite para capturar estos fenómenos.

3.2.1 RANS: modelos de turbulencia

Con la Dinámica de Fluidos Computacional, surgió también la necesidad de representar el proceso de turbulencia, y esto dio lugar a los conocidos como *métodos de turbulencia*, enumerados posteriormente. En este proyecto no se va a profundizar en los dos primeros, sino únicamente en el modelo RANS, puesto que se corresponde con el estudio que se va a llevar a cabo.

- *Direct Numerical Simulation (DNS)*: en este modelo se resuelven directamente las ecuaciones de Navier-Stokes, sin utilizar aproximaciones ni discretizaciones numéricas, y por tanto es el método más exacto. Sin embargo, es el más complejo y requiere un gran coste computacional, ya que se resuelven hasta las escalas más pequeñas de turbulencia.
- *Large Eddy Simulation (LES)*: se trata de un modelo basado en el filtrado espacial de las ecuaciones que gobiernan la dinámica del fluido, de forma que se resuelven las grandes escalas, es decir, los vórtices de gran tamaño, mientras que las más pequeñas no tienen un impacto significativo.
- *Reynolds-Averaged Navier-Stokes (RANS)*: es un método numérico basado en la promediación de las ecuaciones de mecánica de fluidos. Consiste en la sustitución de todas las variables de interés por la suma de su valor medio y una componente fluctuante [16].

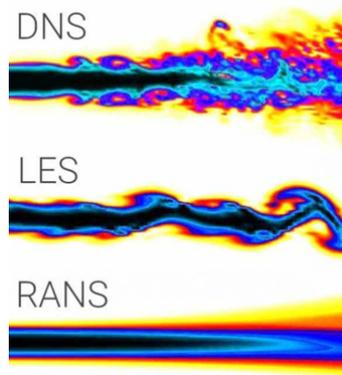


Figura 3.5: Comparación del resultado de una simulación en DNS, LES y RANS.

Es necesario destacar la aplicación computacional del método RANS (Reynolds-Averaged Navier-Stokes), que es el más común para resolver problemas CFD que integran flujo turbulento. El uso de este tipo de modelos ha ido evolucionando gracias a las observaciones empíricas de este tipo de flujos turbulentos, que se han ido traduciendo y adaptando a técnicas informáticas CFD [16].

Las ecuaciones del método RANS requieren de modelos adicionales para resolver fenómenos turbulentos. Por ello, diversas herramientas informáticas ofrecen dichos modelos para complementar el sistema, resolviendo de este modo las ecuaciones de gobierno del sistema fluido. Algunos de los modelos turbulentos más comunes son [17]:

Modelo $k-\epsilon$

Considerado uno de los modelos de turbulencia más común y utilizado con frecuencia en aplicaciones industriales por su robustez y bajo costo computacional [18]. No se desenvuelve bien en sistemas de fuertes gradientes de presión adversa, fuerte separación del flujo o gran curvatura.

Principalmente consiste en la resolución de dos ecuaciones adicionales, una de ellas para el transporte de energía cinética turbulenta k (energía turbulenta) y la otra ecuación para la tasa de disipación de la energía cinética turbulenta ϵ (escala de la turbulencia). De esta forma se logra considerar los efectos de convección y difusión de la energía turbulenta. [19]

Este modelo es muy utilizado para números de Reynolds altos, tanto en régimen compresible ($M < 0.3$) como incompresible. Se ha de tener en cuenta que cuanto mayor es el número de Reynolds, las fuerzas inerciales toman más relevancia respecto a las viscosas, por lo que el mallado deberá ser más fino. El flujo es modelado usando funciones de pared para las zonas de capa límite con el cuerpo a estudiar.

Modelo $k-\epsilon$ realizable

Mismo procedimiento que $k-\epsilon$, no obstante este modelo contempla mejoras para ciertos flujos como chorros turbulentos. En este modelo, la tasa de disipación de energía turbulenta (ϵ) deriva de la fluctuación de velocidades. Además, es capaz de realizar una representación más precisa para flujos rotativos, sistemas con gradiente de presiones adverso o separación de flujo.

Contornos de Energía Cinética Turbulenta (m^2/s^2)

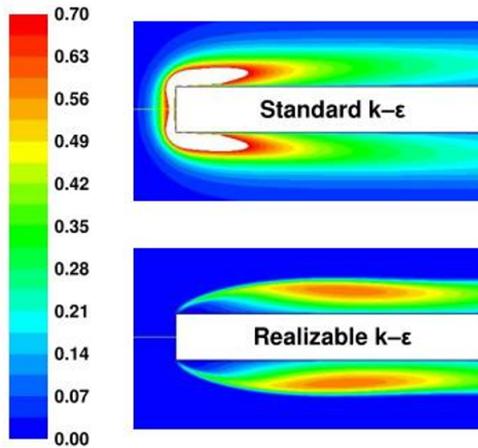


Figura 3.6: Comparación del modelo $k-\epsilon$ y el $k-\epsilon$ realizable.

Modelo $k-\omega$

En cuanto a este modelo, se puede considerar en gran parte similar al $k-\epsilon$, en este caso se resuelve para ω , que se corresponde con la tasa específica de disipación de energía cinética. Este modelo es utilizado para sistemas con bajos números de Reynolds, aunque en ocasiones también es capaz de operar con números altos, y se suele combinar con funciones de pared.

Se caracteriza por ser menos lineal y, por tanto, es más dificultoso obtener una buena convergencia de los residuales que con el $k-\epsilon$. También se considera un modelo con mayor sensibilidad a las propiedades de turbulencia de la corriente libre de entrada, ya que es dependiente de las condiciones iniciales, lo que le hace menos robusto.

En cuanto a su aplicación, este modelo suele obtener mejores resultados que $k-\epsilon$ en regiones con recirculación, cerca de paredes sólidas, separación de flujo, chorros, flujos internos o con mucha curvatura. Es un modelo muy común en aplicaciones aeroespaciales y de turbomaquinaria.

Modelo $k-\omega$ SST (Shear Stress Transport)

Definido como modelo de transporte de esfuerzo cortante. Se trata de un modelo viscoso de dos ecuaciones que combina la robustez de $k-\epsilon$ con la exactitud de $k-\omega$, lo que da lugar a un amplio rango de tipologías de flujos. Este modelo emplea el $k-\epsilon$ en zonas de corriente libre y el $k-\omega$ en las regiones cercanas a las paredes, donde se puede utilizar directamente a través de la subcapa viscosa. De este modo, la formulación de cada uno elimina algunas de las debilidades y aprovecha las ventajas que proporciona cada modelo.

Funciona correctamente para altos números de Reynolds, aunque también es conocido por sus resoluciones tanto en problemas con flujo en las paredes como sin el uso funciones pared para bajos números de Reynolds.

Como detalle, destacar que este modelo depende de la distancia a pared más cercana, por lo tanto se añade una ecuación nueva para esa distancia hacia la pared. Las resoluciones de mallas de este método se podrían comparar análogamente con los modelos $k-\omega$ y Low Re $k-\epsilon$.

Modelo Low Re $k-\epsilon$

Similar al modelo $k-\epsilon$, pero en este caso no hace uso de funciones de pared, resuelve el flujo directamente, lo cual lo hace más preciso cerca de cuerpos rígidos. Se utiliza cuando la precisión proporcionada por el modelo $k-\epsilon$ no es suficiente.

Como requerimientos, necesita de una malla más densa en todo el dominio, debido a su aplicación para número de Reynolds bajos, por lo que las fuerzas viscosas el flujo tendrán relevancia sobre las inerciales. Por ello, este modelo incorpora funciones de amortiguamiento, que modifican los efectos de la turbulencia.

A nivel de usuario, se recomienda la utilización en primer lugar del modelo $k-\epsilon$ para obtener unas condiciones iniciales adecuadas, con el fin de resolver posteriormente el sistema mediante Low Re $k-\epsilon$.

La aplicación de este modelo destaca en cálculos de fuerzas de sustentación y arrastre, así como la separación y re-adhesión del flujo. A este método también se le suele conocer como AKN (Abe-Kondoh-Nagano), en el cual cabría añadir una ecuación más para el análisis, correspondiente para la distancia a pared más cercana, de la misma forma que con el modelo $k-\omega$ SST.

Modelo Spalart-Allmaras

Este método está específicamente diseñado para aplicaciones aerodinámicas, es decir, resuelve el campo fluido alrededor de cuerpos, y es utilizado en perfiles aerodinámicos. Este modelo no obtiene resultados precisos en campos con gran separación de flujo ni en flujos complejos. No obstante, ofrece una gran estabilidad, rápida convergencia y un reducido coste computacional, debido a que es un método que solo emplea una ecuación.

En la Figura 3.7 se muestran contornos de velocidad y líneas de corriente del flujo alrededor de un perfil, utilizando diferentes modelos de turbulencia. Se observa que los campos de flujo entorno al cuerpo predichos mediante el uso de estos modelos están de acuerdo entre sí, ya que con los tres se ha obtenido una burbuja de separación en la superficie superior [20].

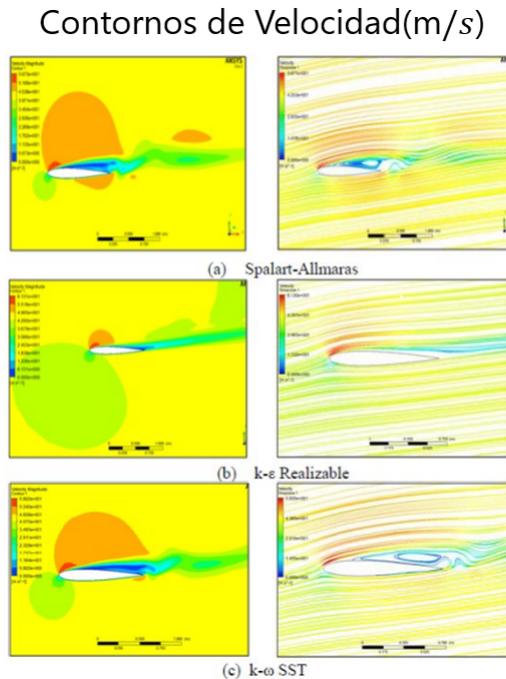


Figura 3.7: Comparación entre escenas de velocidad para $k-\omega$, $k-\epsilon$ y Spalart Allmaras [20].

3.2.2 Turbulencia en la capa límite

Cuando el flujo libre se aproxima a una superficie sólida, se genera a la región fluida cerca de una pared donde las fuerzas viscosas predominan frente las fuerzas de inercia, debido a la fricción del fluido con la pared. Si se observa un perfil típico de velocidades o temperaturas en esta zona (Figura 3.8), se aprecia que el valor del escalar es nulo en la superficie del cuerpo, tiene algunos gradientes pronunciados al aumentar la distancia a la pared y alcanza el valor del flujo libre lejos de la misma.

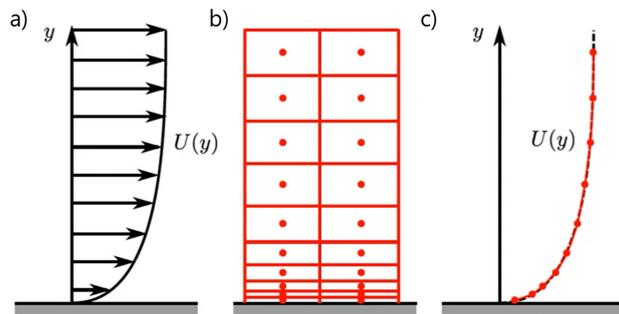


Figura 3.8: Gradientes de velocidades en la capa límite [21].

Esta zona se conoce como capa límite, y se desarrolla a lo largo de la pared del cuerpo, incrementando su espesor a la vez que el fluido avanza. Esta capa afecta tanto al flujo de calor de la pared como al esfuerzo cortante generado.

En un estudio de Dinámica de Fluidos Computacional es esencial conocer cómo se comporta el flujo cerca de la pared, ya que los efectos que ocurren en esta zona conforman la base sobre la cual se rige posteriormente la elección del modelo de turbulencia. Para resolver los gradientes cercanos a la pared y capturar todos los efectos, es necesario crear una malla densa y con celdas más pequeñas cuanto más próximas se encuentren de la pared (Figura 3.8 b).

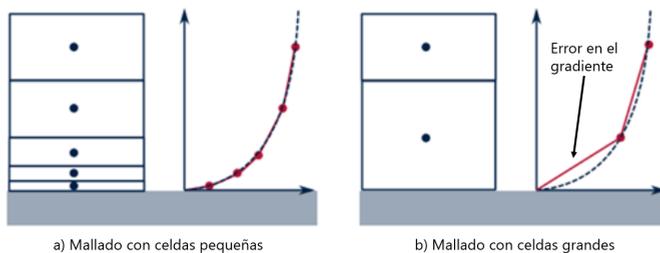


Figura 3.9: Diferentes espesores en la primera fila de celdas de la capa límite y error que se comete [21].

La capa límite puede ser laminar o turbulenta, y entre ambas se da una región de transición. La zona laminar se caracteriza por tener un flujo uniforme, mientras que la turbulenta contiene múltiples torbellinos. Sobre una superficie plana, el flujo comienza siendo suave, y a medida que avanza hacia el borde de salida, aumenta su espesor. A cierta distancia del borde de ataque, el flujo laminar comienza a descomponerse, y finalmente pasa a ser flujo turbulento (Figura 3.10). Desde el punto de vista de la resistencia aerodinámica, es aconsejable que esta transición se dé lo más tarde posible, pues el drag se dispara al pasar a flujo turbulento.

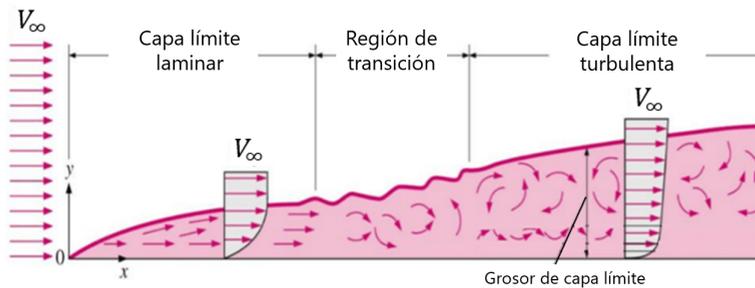


Figura 3.10: Desarrollo de la capa límite sobre una placa plana.

Los flujos turbulentos constituyen un fenómeno presente en CFD, que se ve significativamente afectado por la presencia de paredes, donde debido a la viscosidad se crean grandes gradientes en las variables de la solución. Para tratar con la región cercana a la pared, generalmente se emplean dos formas:

- Integrar la turbulencia a la pared. Los modelos de turbulencia vistos anteriormente se modifican para permitir que la región afectada por la viscosidad se resuelva con toda la malla hasta la pared. Esta técnica requiere un gran coste computacional, ya que es necesario un modelo de turbulencia de Reynolds bajo (como $k-\omega$), donde el centro de la primera celda se debe colocar dentro de la subcapa viscosa.
- Utilizar las *funciones pared*, que pueden modelar la región cercana al cuerpo mediante ecuaciones derivadas empíricamente que satisfacen la física en esta región. Estas funciones se utilizan para unir la región interior entre la pared y la región de turbulencia completamente desarrollada. La ventaja de utilizar funciones pared es que no es necesario resolver la capa límite, lo que provoca una reducción en el tamaño de malla y el dominio computacional.

En este estudio se va a emplear la aproximación de funciones pared. Para saber en qué condiciones se puede utilizar correctamente la aproximación de funciones pared, primero se debe hablar de la región cercana a la pared, cuyos parámetros característicos son la distancia y velocidad adimensionales, y^+ y u^+ , respectivamente:

$$y^+ = \frac{y \cdot u_\tau}{\nu} = \frac{y}{\nu} \sqrt{\frac{\tau_w}{\rho}} \quad (3.3)$$

$$u^+ = \frac{u}{u_\tau} \quad (3.4)$$

Donde u_τ es la velocidad de fricción, τ_w es el esfuerzo cortante a la pared, y es la distancia a la pared, y^+ es la distancia adimensional, ρ es la densidad y ν es la viscosidad del fluido.

Una de las variables más relevantes en la aproximación mediante funciones pared es y^+ . Este parámetro hace referencia a una distancia adimensional perpendicular a la pared, que describe el grosor de la malla. En el modelado de la turbulencia, es importante determinar el tamaño de las celdas cerca de las paredes, ya que así es posible capturar los fenómenos que se dan en esta zona. En la etapa de preproceso de un estudio CFD es necesario garantizar que el valor de y^+ se encuentre en el rango deseado, pues la precisión de los resultados será diferente. Según el valor que tome la variable adimensional y^+ , se pueden distinguir 3 zonas:

- La subcapa viscosa o *viscous sublayer* ($y^+ < 5$): en esta capa, el fluido está dominado por el efecto viscoso, por lo que se puede suponer que el esfuerzo cortante del fluido es igual al esfuerzo cortante de la pared ($\tau = \tau_w$) [22]. Por tanto, el perfil de velocidades es lineal, y se cumple la siguiente relación:

$$u^+ = y^+ \quad (3.5)$$

- La capa logarítmica o *log layer* ($30 < y^+ < 200$): en la zona logarítmica dominan las tensiones de turbulencia, por lo que el perfil de velocidades varía muy lentamente, siguiendo la siguiente función logarítmica de la Ecuación 3.6, donde κ es la constante de Von Karman, igual a 0.41, y E es igual a 9.8 para paredes lisas [22].

$$u^+ = \frac{1}{\kappa} \cdot \ln(E \cdot y^+) \quad (3.6)$$

- Una capa intermedia o *buffer layer* ($5 < y^+ < 30$): las tensiones viscosas y turbulentas son de magnitud similar, pero no se cumple ninguna de las dos relaciones anteriores. Ambas ecuaciones se cruzan en $y^+ = 11$, punto donde se da la mayor variación a utilizar cualquiera de las dos leyes. Por tanto, no es deseable permanecer en esta zona, ya que la precisión al aplicar cualquiera de las correlaciones será baja [22].

Estas zonas se muestran en la Figura 3.11, donde se observan en azul las funciones que aproximan la distribución y en rojo la función real.

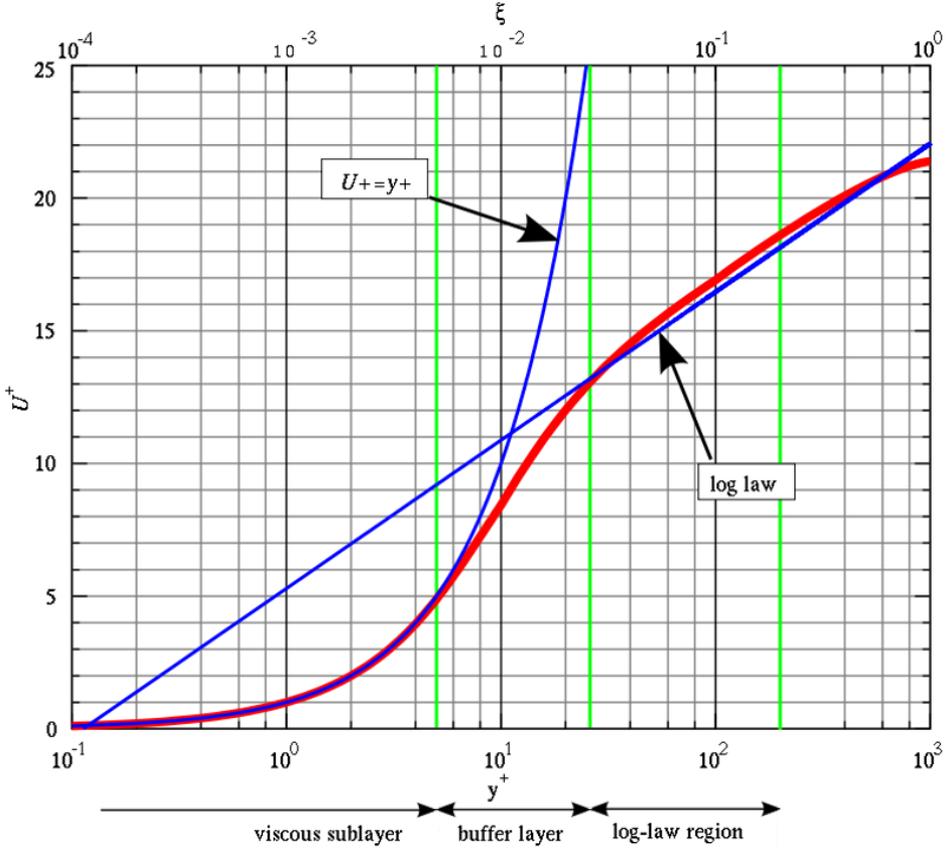


Figura 3.11: Ley de las Funciones Pared, diferentes subcapas según el valor de y^+ [23].

Para conseguir precisión en la aproximación por funciones pared es necesario que el valor de la variable y^+ se encuentre en la subcapa viscosa o en la capa logarítmica. Para ello, es necesario modelar el espesor de la primera celda en contacto con la pared y el número de capas totales de la capa límite, que definirán la zona en la que se encontrará el valor de y^+ .

Capítulo 4

Simulación del caso base

En esta sección se aplicarán las nociones presentadas anteriormente para desarrollar el caso del que trata este trabajo. El objeto de estudio es el cohete ASTRA, diseñado y fabricado por Faraday Rocketry UPV, concretamente sus aletas, que serán analizadas mediante simulaciones de Dinámica de Fluidos Computacional para optimizar sus prestaciones.

Para llevar a cabo este estudio, se utilizará Simcenter StarCCM+, un software CFD que constituye una herramienta multifísica para la simulación de productos y diseños. Este programa, desarrollado por Siemens, permite principalmente el estudio de la aerodinámica de cualquier objeto, así como el comportamiento de un fluido en un medio, la simulación de hidrodinámica, la termodinámica e intercambios de calor o la difusión y convección de sustancias fluidas. Debido a su versatilidad, es muy utilizado tanto en la industria como en el mundo académico, pues está diseñado para capacitar a los estudiantes con las habilidades de cálculo computacional adecuadas para ser aplicadas eficazmente durante su carrera profesional.

Durante este apartado se detallarán los pasos seguidos para la configuración de un caso base, con el cual se determinarán parámetros como los dominios, el mallado o la capa límite. Los demás casos para la realización del estudio se crearán a partir de este.

4.1 Modelado

4.1.1 Geometría: cohete ASTRA

El primer paso consiste en analizar la geometría que se va a estudiar. Para ello, se han tomado las medidas de las diferentes partes del cohete ASTRA, que se aprecian en la Figura 4.2, realizando a partir de ellas un modelo CAD mediante el programa Autodesk Fusion 360 (Figura 4.1). Se han aplicado algunas simplificaciones en el diseño, quitando elementos que no influyen en la aerodinámica para así facilitar el diseño.

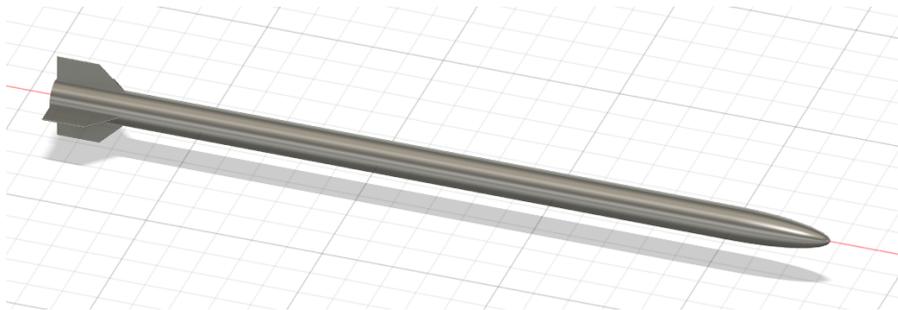


Figura 4.1: CAD del cohete ASTRA, en Autodesk Fusion 360.

El cuerpo está compuesto por un fuselaje cilíndrico, de diámetro interno 90mm y grosor de la pared de 2mm, lo que hace que el diámetro externo sean 94mm. La ojiva elegida por el Departamento de Estructuras de Faraday Rocketry UPV es la elíptica, pues proporciona buenas prestaciones aerodinámicas para cohetes de modelismo. En cuanto a su geometría, su radio menor es igual al del fuselaje y su radio mayor mide 270mm, siendo tangente a la unión con el frame.

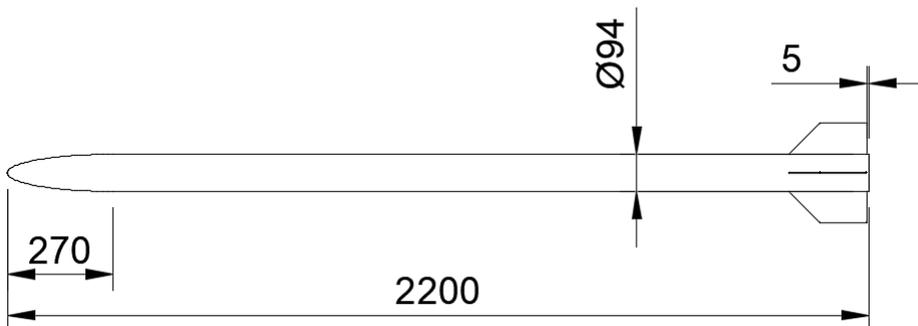


Figura 4.2: Medidas del cohete ASTRA.

En cuanto a las cuatro aletas, se han escogido unas aletas de tipo clipped delta, pues proporcionan un alto rendimiento y son sencillas de fabricar. Su base mide 200mm, su espesor 4mm y, puesto que las variables que se parametrizarán en el estudio son el ángulo de flecha y la envergadura máxima de la aleta, para la elaboración del caso base se han escogido unos valores de 80mm y 45°, respectivamente (Tabla 4.1).

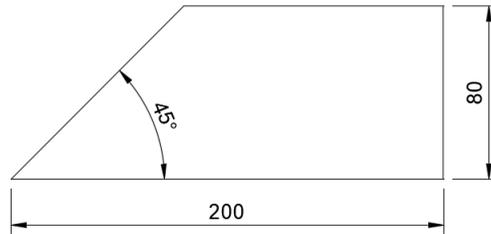


Figura 4.3: Medidas base de las aletas del cohete ASTRA.

Parámetro	Valor
Longitud frame	1930 mm
Diámetro frame	94 mm
Longitud ojiva	270 mm
Base aletas	200 mm
Espesor aletas	4 mm
Envergadura aletas	80 mm
Ángulo de flecha aletas	45°

Tabla 4.1: Dimensiones del cohete ASTRA.

Una vez que se ha elaborado el CAD, se tratará de simplificar el problema para reducir lo máximo posible el coste computacional. Puesto que el modelo posee simetría axial y las cuatro aletas son semejantes, sólo se utilizará un cuarto del cohete, incluyendo una aleta en el centro, para realizar la simulación.

4.1.2 Dominios computacionales

El dominio computacional de una simulación CFD está referido a una región volumétrica que rodea al modelo, en la cual se discretizan y resuelven las ecuaciones básicas de flujo. Sus límites no son físicos, por lo que su influencia en la región del flujo constituye una fuente de error en la simulación, llamado error de dominio. Debido a ello, los límites se deben colocar suficientemente lejos del cuerpo que se va a estudiar, para evitar la distorsión de los resultados.

Sin embargo, el coste computacional aumenta cuanto más lejos estén los límites del dominio, pues el volumen computacional crece. Por tanto, es necesario llegar a una solución de compromiso entre la precisión en los resultados y el coste computacional.

En este caso, el dominio, también llamado dominio fluido o *farfield*, está constituido por un cilindro unido a una semiesfera en la parte delantera del modelo, también llamado *dominio con forma de bala*.

En cuanto a sus dimensiones, es importante que los límites estén lo suficientemente alejados para no interferir en los resultados. Se recomienda tomar una longitud de unas $20L$ aguas abajo [24] y $10L$ aguas arriba, siendo L la longitud del cuerpo.

A pesar de ello, se ha decidido reducir estos valores al 70 %, puesto que el coste computacional con las longitudes recomendadas se dispararía y sería inviable realizar la simulación. Además, se ha de tener en cuenta que error que cometido al reducir los límites del dominio no es muy significativo. Finalmente, el dominio que se obtiene es el mostrado en la Figura 4.4.

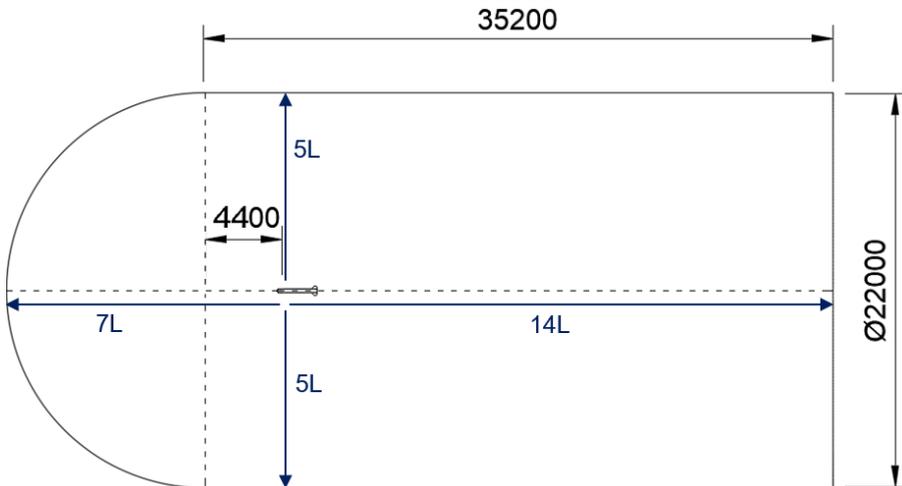


Figura 4.4: Dimensiones del dominio computacional alrededor del cohete.

A su vez, este dominio contiene tres subdominios con el fin de conseguir refinar la malla en zonas donde el flujo experimenta gradientes de velocidades o cambios de dirección. Los subdominios creados son los siguientes:

■ Dominio cercano

Constituye un cilindro alrededor del cuerpo, más pequeño que el del dominio fluido, de $1L$ de radio y $2L$ de longitud. Sus medidas se han determinado con el fin de refinar la malla alrededor del modelo, en la zona donde los gradientes de presiones son más destacables.

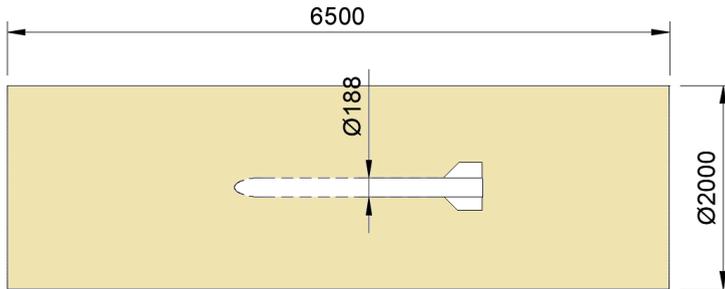


Figura 4.5: Plano 2D del subdominio cercano.

■ Dominio muy cercano

Este espacio está ubicado dentro del dominio cercano, concretamente rodeando la ojiva del modelo. Su función es refinar la malla en esa zona, puesto que los gradientes de presiones que se experimentarán en esa parte serán muy elevados debido al cambio repentino de dirección del flujo.

Se trata de un elipsoide del doble de tamaño que la ojiva formado alrededor de la misma.

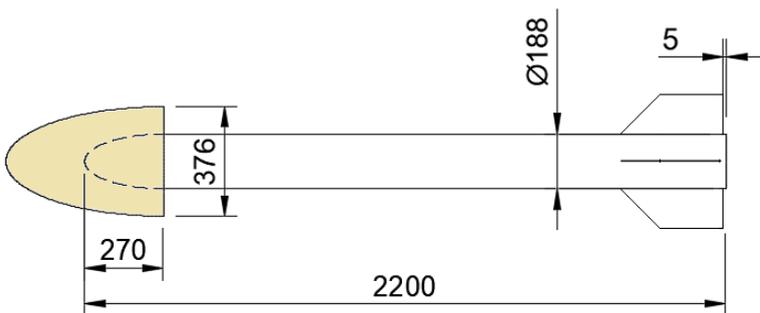


Figura 4.6: Plano 2D del subdominio muy cercano.

■ Estela

Tras el paso del cohete por el aire se generan zonas donde la presión aumenta y la velocidad se reduce, debido a las perturbaciones que sufren las partículas. Con el establecimiento de este subdominio se pretende refinar esta zona para estudiar este efecto.

Para ello se diseña un cilindro, cuyo radio, de $10L$, abarca la anchura del cohete y las aletas, encerrando totalmente la parte trasera del cohete.

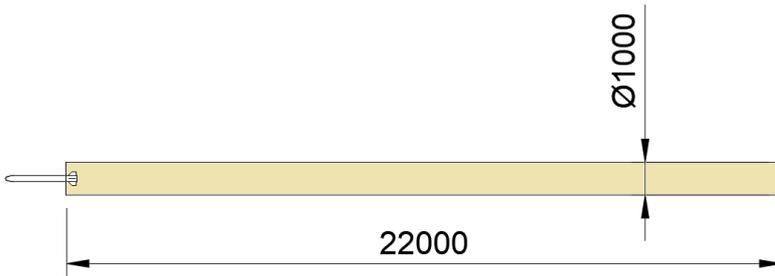


Figura 4.7: Plano 2D del subdominio de la estela.

Finalmente, en las Figuras 4.8 y 4.9 se muestra el dominio computacional resultante, con sus respectivos subdominios computacionales.

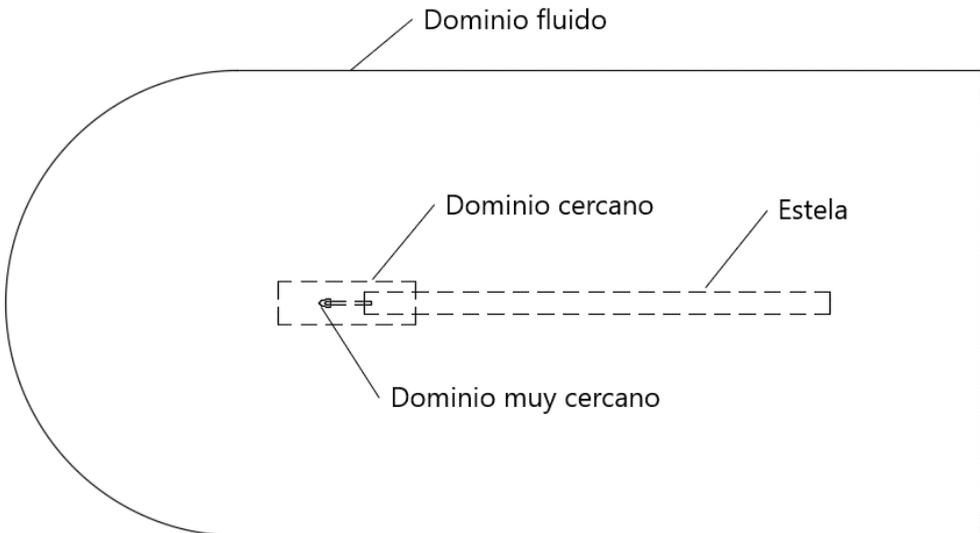


Figura 4.8: Plano 2D de la configuración del dominio.

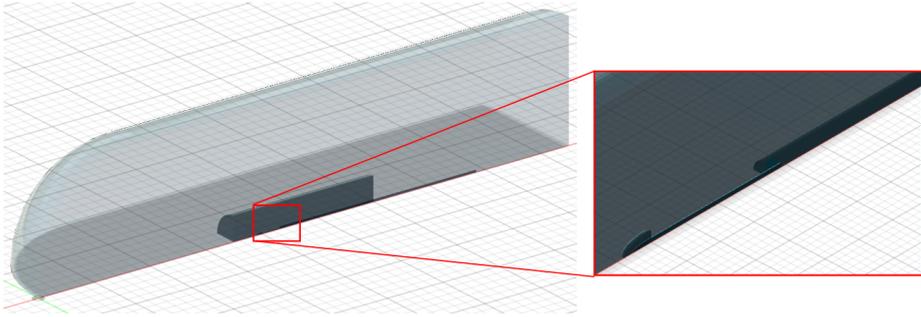


Figura 4.9: Plano 3D de la configuración final del dominio y detalle sobre el modelo.

Se observa que los subdominios son notablemente más pequeños que el externo. Esto se debe a que la zona donde se van a dar la mayoría de fenómenos y gradientes se dará alrededor del modelo, y la perturbación que sufrirá el flujo en la zona más alejada será significativamente menor, por lo que la malla deberá ser más fina cerca del cuerpo.

Como se ha comentado antes, únicamente se estudiará un cuarto del modelo, por tanto los dominios también se verán divididos entre 4 (Figura 4.9).

A continuación, se exportan la geometría y los dominios en formato *.step* para importarlos como nuevo modelo 3D-CAD en StarCCM+. Se van a renombrar las caras de los dominios para posteriormente poderles asignar una condición de contorno.

4.1.3 Capa límite

En cuanto al modelo objeto de este estudio, como se ha explicado en el apartado 3.2.2, se escogerá un valor de y^+ en la zona logarítmica, puesto que el coste computacional es significativamente menor que en la subcapa viscosa. A continuación, se desarrolla el método empleado para calcular la capa límite.

- En primer lugar, se define la distancia característica de cada tramo (L) y las variables de entrada, que son las variables atmosféricas definidas a una altura de 3000 metros (apartado 4.2.2) y las propiedades del problema a resolver. Además, se establecerá el valor de la distancia adimensional y^+ objetivo en 40, con el fin de tener margen para evitar entrar en la *buffer layer*.
- Número de Reynolds: número adimensional que relaciona las fuerzas inerciales y las fuerzas viscosas de un fluido en movimiento. Permite caracterizar la naturaleza del flujo, si es laminar o turbulento.

$$Re_x = \frac{\rho \cdot L \cdot U_\infty}{\mu} \quad (4.1)$$

- Skin friction coefficient (C_f): hace referencia al coeficiente de fricción, y depende del número de Reynolds (Re_x). Para una capa límite turbulenta, se han desarrollado numerosas aproximaciones empíricas de este valor. En este proyecto se va a utilizar la correlación de Schlichting (Ecuación 4.2), muy empleada para flujos turbulentos [19].

$$C_f = (2 \cdot \log_{10}(Re_x) - 0,65)^{-2,3} \quad (4.2)$$

- Esfuerzo cortante en la pared (τ_w): fuerza generada debido a la interacción del fluido con una superficie, y se aplica de forma tangencial a la misma. Se define mediante la Ecuación 4.3 [19].

$$\tau_w = C_f \cdot \frac{1}{2} \rho \cdot U_\infty^2 \quad (4.3)$$

- Velocidad de fricción (u_τ): velocidad característica en la superficie (Ec. 4.4).

$$u_\tau = \sqrt{\frac{\tau_w}{\rho}} \quad (4.4)$$

- Espesor de la primera celda (δ_0): su valor depende del valor del y^+ objetivo, de la velocidad de fricción y de la viscosidad del medio (Ecuación 4.6). Se obtiene al duplicar la distancia al centroide de la primera celda (y_c).

$$y_c = \frac{y^+ \mu}{\rho u_\tau} \quad (4.5)$$

$$\delta_0 = 2y_c \quad (4.6)$$

- Espesor de la capa límite (δ): se define como la distancia desde la pared hasta el punto donde la velocidad es un 99 % de la velocidad de flujo libre. Para flujos turbulentos, se caracteriza mediante la correlación experimental 4.7.

$$\delta = 0,37 \cdot Re_x^{0,2} \cdot L \quad (4.7)$$

- Número de capas (N): depende del valor total del espesor de la capa límite, de la distancia al centroide de la primera celda y del *stretching ratio* (r), que constituye la relación de deformación entre una celda y su contigua. El *stretching ratio* se fijará en un valor de 1.2, ya que grandes modificaciones en las celdas pueden dar lugar a errores. El número de capas se hallará mediante iteraciones, probando diferentes valores hasta encontrar el que se ajuste al valor de y^+ deseado.

A continuación, se aplicará el procedimiento descrito al modelo objeto de este proyecto. Se estudiará la capa límite en los distintos elementos del cohete, puesto que la distancia característica es distinta. Es de destacar que, puesto que el diámetro de la ojiva es variable, se ha tomado como longitud característica el valor medio. Posteriormente, se escogerá un número de capas que permita que todos los tramos posean un valor de y^+ razonable. En cuanto a la aleta, se ha tomado el valor del espesor, ya que la capa límite se desarrollará en su dirección transversal (Tabla 4.2).

Elemento	L (m)	Re_x	C_f	τ_w	u_τ	δ_0	δ_{total}	N
Frame	0.094	$1.5 \cdot 10^6$	0.0035	126.82	12.36	$1.21 \cdot 10^{-4}$	$2.03 \cdot 10^{-3}$	7
Ojiva	0.047	$7.6 \cdot 10^5$	0.0039	143.21	13.14	$1.13 \cdot 10^{-4}$	$1.16 \cdot 10^{-3}$	5
Aletas	0.004	$3.6 \cdot 10^4$	0.0065	234.43	16.81	$8.87 \cdot 10^{-5}$	$1.62 \cdot 10^{-4}$ ^[1]	7

Tabla 4.2: Variables de entrada para el cálculo de la capa límite

Para comprobar que la capa límite obtenida con los parámetros de la Tabla 4.2 está dentro de los límites de y^+ deseados, se han realizado, gracias al programa StarCCM+, histogramas donde se muestra el área que corresponde a cada valor de y^+ .

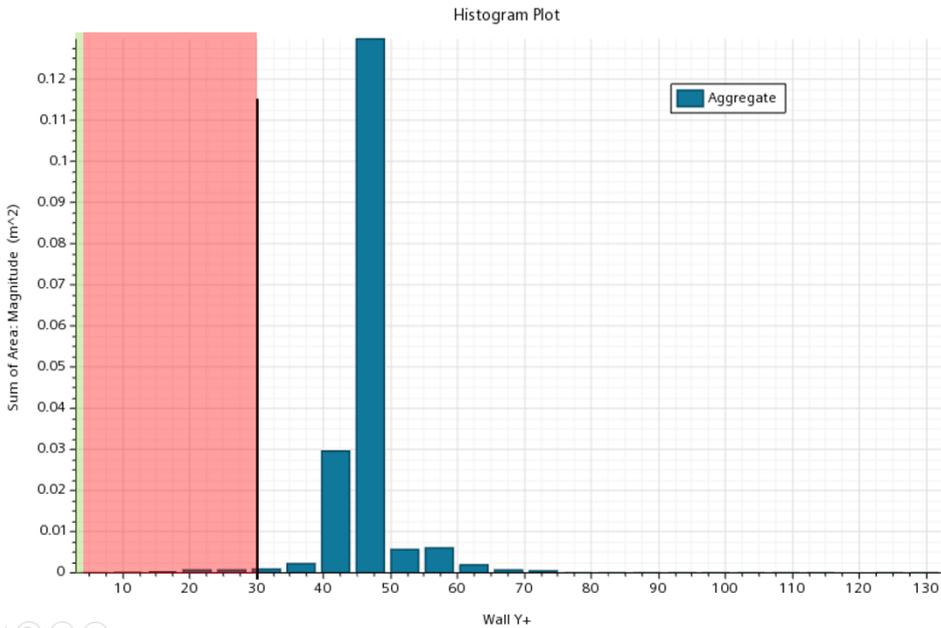


Figura 4.10: Histograma del valor de y^+ en función del área total.

¹El valor mínimo admitido por StarCCM+ en este campo es 10^{-3} , por lo que se usará este valor en lugar del obtenido. Se modificará el número de capas hasta conseguir el mismo y^+ .

En la Figura 4.10 se observa el área total del cohete frente al número adimensional y^+ . Se aprecia que la mayor parte del área pertenece a la *log layer*, que comienza a partir de $y^+ = 30$, lo cual se corresponde con el valor deseado, siendo muy reducida el área que se encuentra por debajo de este valor (zona roja).

Puesto que la capa límite se ha modificado en los distintos tramos del cohete, es interesante estudiar el y^+ de cada elemento. Desglosando el histograma por tramos, se obtienen las Figuras 4.11, 4.12 y 4.13.

Cuerpo del modelo

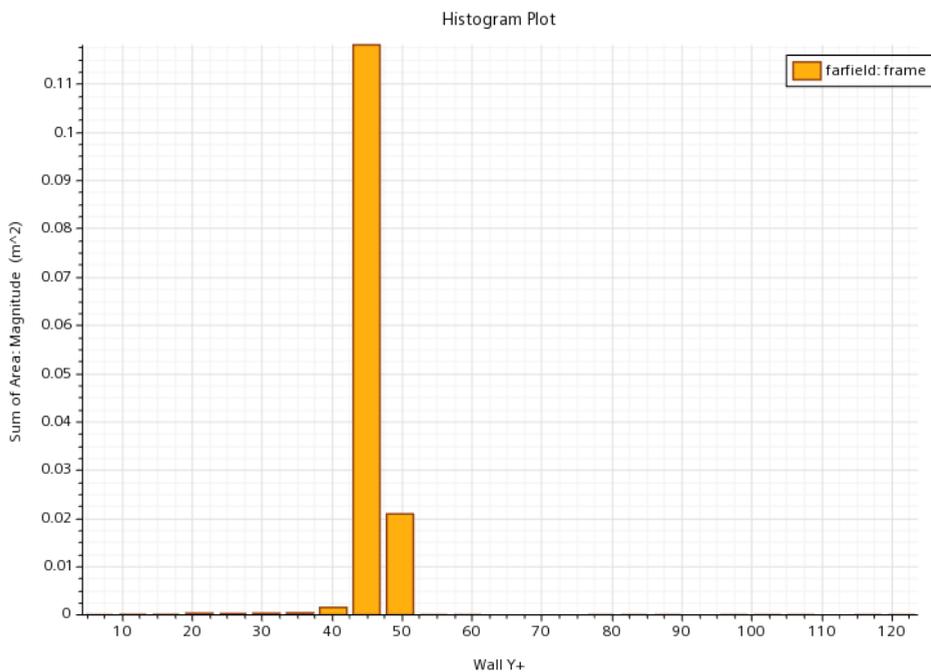


Figura 4.11: Histograma del valor de y^+ en función del área del cuerpo.

Se observa un valor medio de $y^+ \approx 45$, correspondiente a la capa logarítmica, lo cual es semejante al valor esperado. Se aprecia que la dispersión del histograma es pequeña, debido a que el frame tiene un diámetro constante, y por tanto la longitud característica no varía en gran medida.

Ojiva

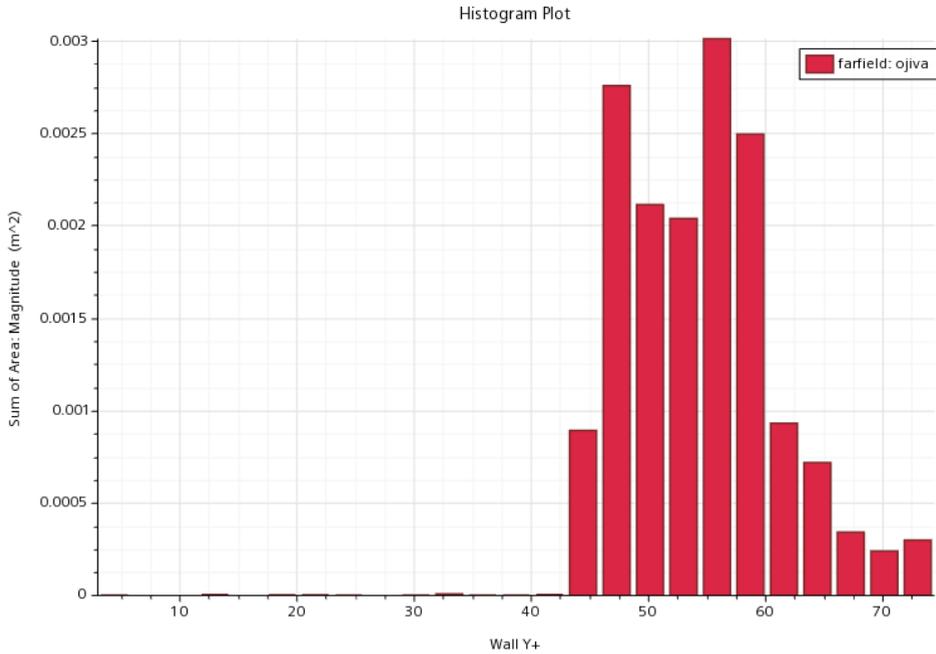


Figura 4.12: Histograma del valor de y^+ en función del área de la ojiva.

En cuanto a la ojiva, se aprecia que el valor de la distancia adimensional y^+ toma valores entre 45 y 75. Esto es debido a la gran dispersión de los resultados, pues al ser la forma de la ojiva un elipsoide, la variación de diámetro a lo largo del eje X hace que el y^+ establecido para el diámetro medio se vea modificado.

A pesar de ello, no resulta un fenómeno perjudicial, pues la mayoría de valores continúan perteneciendo a la capa logarítmica, lo cual es deseable.

Aleta

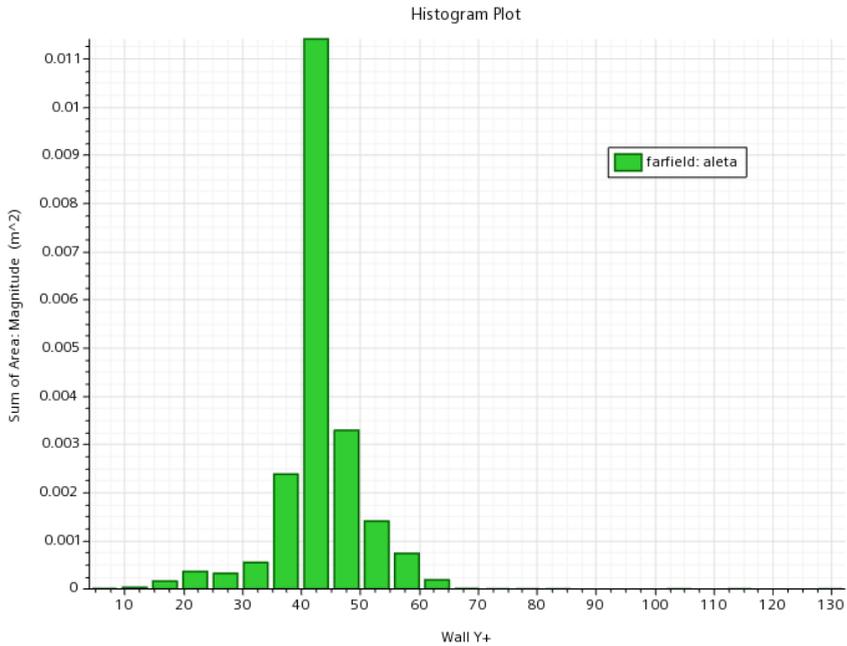


Figura 4.13: Histograma del valor de y^+ en función del área de la aleta.

Por otra parte, en la distribución de valores de y^+ de la aleta se observa una ligera dispersión, aunque se aprecia que la mayoría de los valores se reúnen en torno a $y^+ = 40$, tal como se esperaba, permaneciendo así en la zona logarítmica.

A continuación se muestra la capa límite generada en las diversas zonas del modelo.

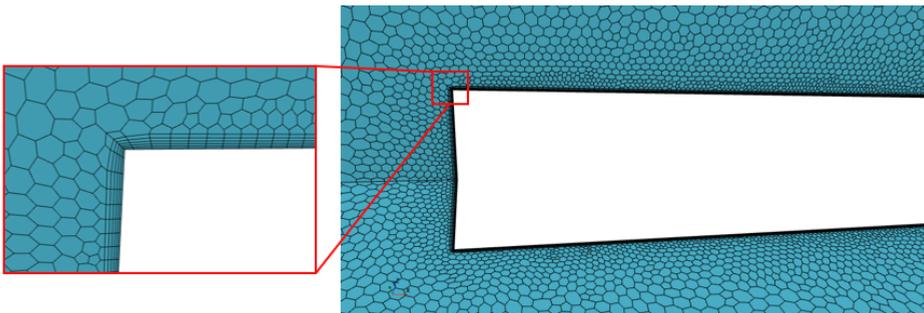


Figura 4.14: Capa límite generada alrededor del frame y detalle de la esquina.

En la Figura 4.14 se muestra la capa límite generada alrededor del cuerpo del modelo. Se aprecia que en el borde, la capa límite se crea de forma adecuada, sin discontinuidades.

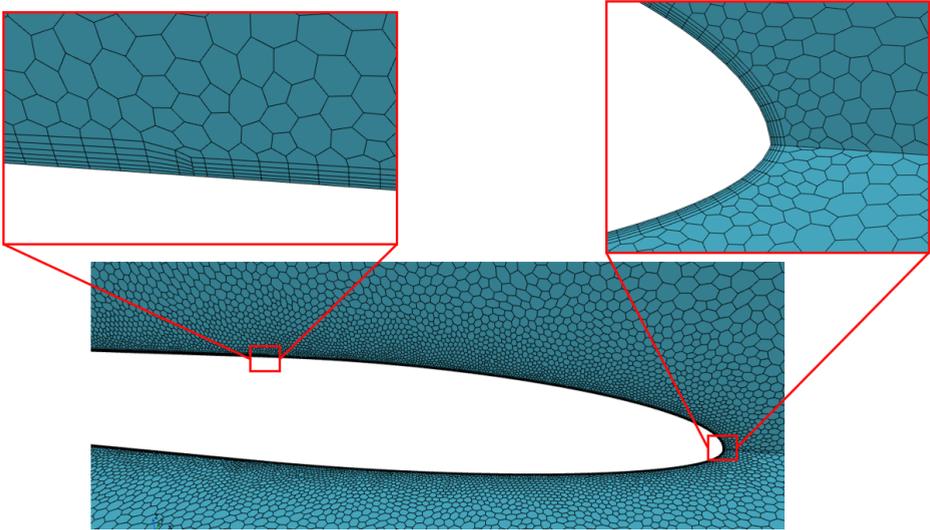


Figura 4.15: Capa límite generada alrededor de la ojiva y detalle de la unión con el frame.

En el caso de la ojiva, existen dos zonas críticas, que son la punta y la unión con la capa límite generada en el frame. En la Figura 4.15 se valora la correcta generación en estas zonas.

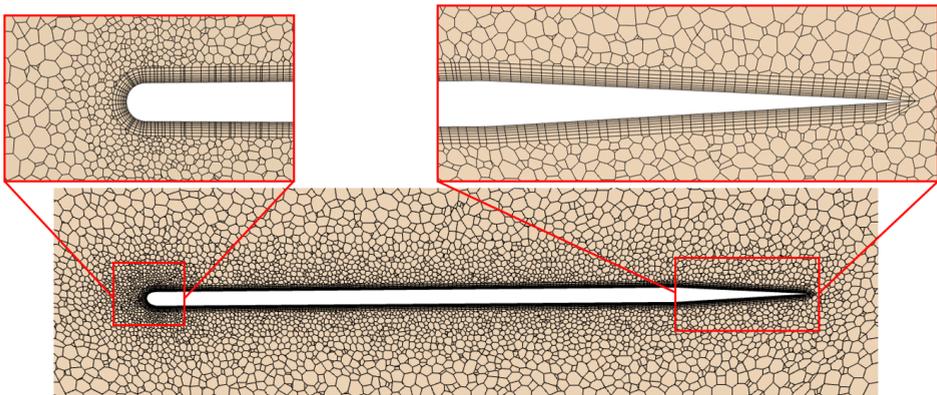


Figura 4.16: Detalle de la capa límite alrededor de la aleta.

En cuanto a las aletas, se ha realizado un corte transversal de una de ellas mediante la herramienta *Derived Parts - Plane section* de StarCCM+, ya que será esta zona donde se aprecie el desarrollo de la capa límite. Se observa el detalle de la malla en los bordes de ataque y de salida.

También se ha de controlar la unión entre la capa de la aletas y la del frame, pues si la relación entre la altura de la primera celda y el tamaño de malla en el elemento es muy reducido, la relación de aspecto de la capa límite puede quedar deformada y generarse celdas irregulares. Para visualizar esta unión, se ha realizado otro corte, en este caso longitudinal, como se muestra en la Figura 4.17. Esto puede inferir en la convergencia del caso.

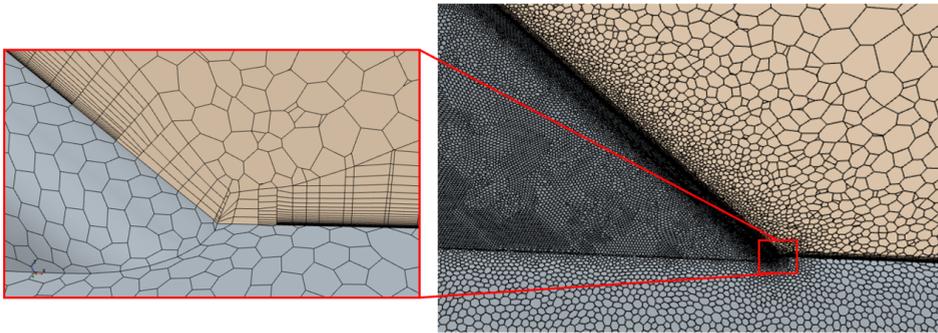


Figura 4.17: Capa límite deformada por una relación de aspecto inadecuada.

Controlando este aspecto, la capa límite generada se presenta como se muestra en la Figura 4.18.

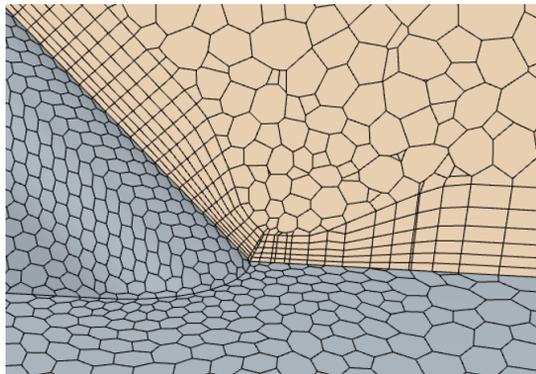


Figura 4.18: Detalle de la unión de la capa límite entre la aleta y el frame.

4.1.4 Discretización espacial

El siguiente paso es la creación de la malla, que consiste en la descomposición del dominio fluido en pequeños volúmenes de control en los que se aplicarán métodos numéricos para resolver las ecuaciones de flujo. Para ello, muchos softwares integran herramientas y métodos que facilitan la discretización espacial.

Hoy en día, algunos programas ofrecen la posibilidad de implementar mallas auto-adaptables, es decir, se refinará automáticamente la cuadrícula en las zonas donde se requiere más precisión. Sin embargo, todavía se necesita realizar mucho trabajo para que estas técnicas sean adecuadas para incorporarlas en los programas CFD comerciales. En la actualidad, diseñar una malla óptima con un compromiso adecuado entre precisión y coste computacional todavía depende de las habilidades del usuario.

El software StarCCM+ ofrece la herramienta *Automated Mesh*, que permite crear una malla automática, en la cual el usuario introduce algunos parámetros y el programa discretiza el dominio según estos, tanto en 2D como en 3D. Para crear el mallado adecuado al modelo ASTRA, se escogerá una malla no estructurada de tipo poliédrica, con la opción *Polyhedral Mesher*, ya que posee gran capacidad de adaptación a geometrías complejas y reduce el tiempo de creación de la malla. También se utilizará la herramienta *Prism Layer Mesher*, para crear una capa prismática alrededor del cuerpo que encierre a la capa límite, y el *Surface Remesher*, que prepara la geometría para generar a partir de ella la malla volumétrica.

Los parámetros introducidos en el mallado automático serán los siguientes:

- **Base Size:** conforma el tamaño base de la malla, y los demás parámetros quedarán definidos mediante un porcentaje de éste. En un primer momento, se escoge un valor arbitrario de 0.5 metros, pero al realizar el estudio de independencia de malla se comprobó que un valor de 0.3 metros sería lo óptimo (Sección 4.1.6). Por tanto, se tomará ese valor.
- **Minimum Surface Size:** es el tamaño mínimo que puede tener una celda. Se escogerá un valor del 80 % del *Base Size*, ya que no es interesante tener celdas muy pequeñas ni muy dispares.
- **Target Surface Size:** es el tamaño base de la malla que se desea obtener. Se establece en 100 % del *Base Size*.
- **Maximum Tet Size:** es el tamaño máximo que pueden tomar las celdas. Se establece en un 100 % del *Base Size*.
- **Surface Growth Rate:** especifica la relación de tamaño máxima entre dos celdas conectadas. Si es igual a 1, las celdas mantendrán su tamaño constante; si es mayor que 1, la superficie de las celdas crecerá progresivamente. Se establece este valor en 1.1, ya que no se desea tener celdas con un gran cambio de tamaño.

- **Volume Growth Rate:** especifica la transición de tamaño de celda desde el contorno hasta el cuerpo. Se recomienda que este parámetro permanezca en el intervalo [1,2].
- **Number of Prism Layers:** número de capas prismáticas en la capa límite (apartado 4.1.3). Se establecerá la correspondiente al frame, pero será modificada dependiendo de la parte del cohete que se esté estudiando.
- **Prism Layer Stretching:** constituye la relación de deformación entre una celda y su contigua (apartado 4.1.3). Se fijará en un valor de 1.2, ya que grandes modificaciones en las celdas pueden dar lugar a errores.
- **Prism Layer Total Thickness:** espesor total de la capa límite (apartado 4.1.3). Se establecerá la correspondiente al frame, pero será modificada dependiendo de la parte del cohete que se esté estudiando.

Parámetro	Valor
Base Size	0.3
Minimum Surface Size	80 %
Target Surface Size	100 %
Maximum Tet Size	100 %
Surface Growth Rate	1.1
Volume Growth Rate	1.1
Number of Prism Layers	7
Prism Layer Stretching	1.2
Prism Layer Total Thickness	0.002

Tabla 4.3: Valores de las variables introducidas en *Automated Mesh*

Una vez fijados los parámetros de la malla, se van a crear controles sobre las distintas superficies y volúmenes, que sirven para modificar la malla para adecuarla a su tamaño característico y a la zona de influencia con la que se corresponden. Para ello, se empleará la herramienta *Custom Controls* (Figura 4.19) .

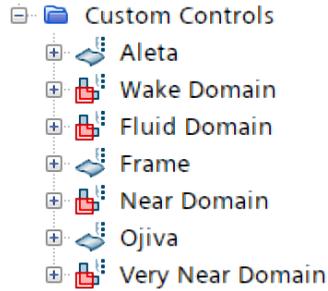


Figura 4.19: Controles volumétricos y de superficie generados en el dominio.

Los parámetros modificados serán el *Target Size*, que indica un porcentaje relativo al tamaño de malla establecido previamente, tanto para las superficies como para los dominios volumétricos. El objetivo es refinar la malla y adecuar la capa límite al tamaño de cada sección del cuerpo. Por tanto, las celdas del dominio muy cercano y de la estela serán más pequeñas que las del dominio cercano, y estas a su vez serán más finas que las del dominio fluido.

Control	Target Size (%)	Target Size (m)
Dominio fluido	100	0.300
Dominio cercano	40	0.120
Dominio muy cercano	25	0.075
Estela	25	0.075
Aletas	0.50	0.0015
Frame	1.00	0.0030
Ojiva	0.85	0.0026

Tabla 4.4: Controles volumétricos y de superficie de los distintos dominios.

Con la definición de los previos controles, el mallado que se obtiene se muestra en la Figura 4.20. Se aprecia que el tamaño de las celdas es más grande en los límites del dominio y más fino cerca del modelo.

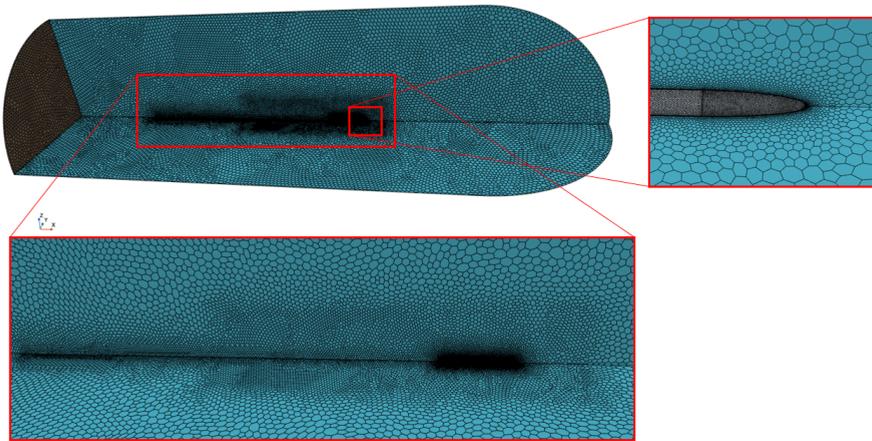


Figura 4.20: Mallado final del dominio fluido y detalles de los subdominios.

En la Figura 4.21 se aprecia el mallado sobre la superficie del cohete. Se observa el gran refinado de las celdas, con el objetivo de aumentar la precisión con la que se muestran la complejidad estructurales de la geometría y evitar que se generen esquinas. Gracias a ello, se consigue una mayor exactitud en los resultados.

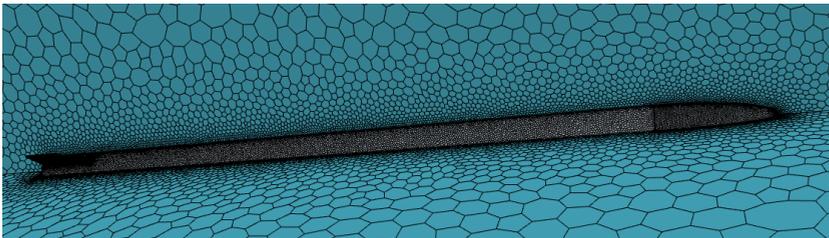


Figura 4.21: Detalle del mallado final del modelo.

En cuanto al mallado de las aletas, se debe refinar el borde de ataque de las mismas, donde se ha realizado una operación de redondeado, para conseguir que las celdas sigan estas curvas, evitando la creación de cantos y esquinas. Para ello, se ha establecido un tamaño mínimo de celda significativamente menor que el tamaño objetivo, con lo que el programa lo aplica en la zona donde existe curvatura. Esto se aprecia en los detalles de la Figura 4.22.

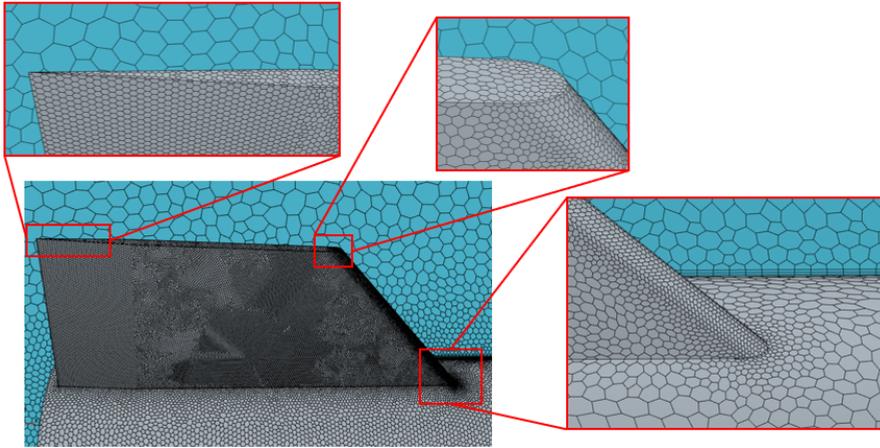


Figura 4.22: Detalle del mallado final de la aleta.

Por último, una vez se ha creado el mallado, es necesario comprobar la validez del mismo mediante el análisis de la calidad de las celdas, con el fin de evitar que el resultado final se vea distorsionado.

4.1.5 Calidad de la malla

En un estudio CFD resulta esencial comprobar que las celdas que constituyen la malla con la que se va a trabajar tengan una buena calidad, con el fin de garantizar que los resultados que se obtendrán serán adecuados.

Existen diversas formas de estudiar las características de la malla, las cuales se van a desarrollar a continuación.

Ángulo de oblicuidad:

Se trata de una medida de asimetrías de las celdas, refleja la deformación de las mismas. Este ángulo es el generado entre el vector normal a la superficie de la cara y el vector que conecta su centroide con el de la celda vecina.

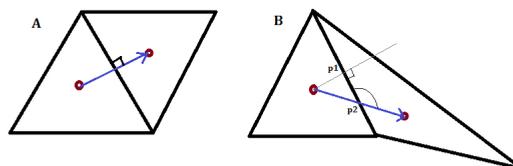


Figura 4.23: Ángulo de oblicuidad o *skewness angle* entre dos celdas vecinas.

Cuando este ángulo es nulo, indica una malla perfectamente ortogonal, por lo que dos celdas tienen el mismo ángulo de inclinación correspondiente a la cara que comparten. Para que una malla tenga buena calidad, se han de evitar ángulos superiores a 85° .

En el caso de este estudio, se ha realizado un histograma en el que se grafica esta variable frente a la frecuencia con la que aparecen, obteniendo la Figura 4.25.

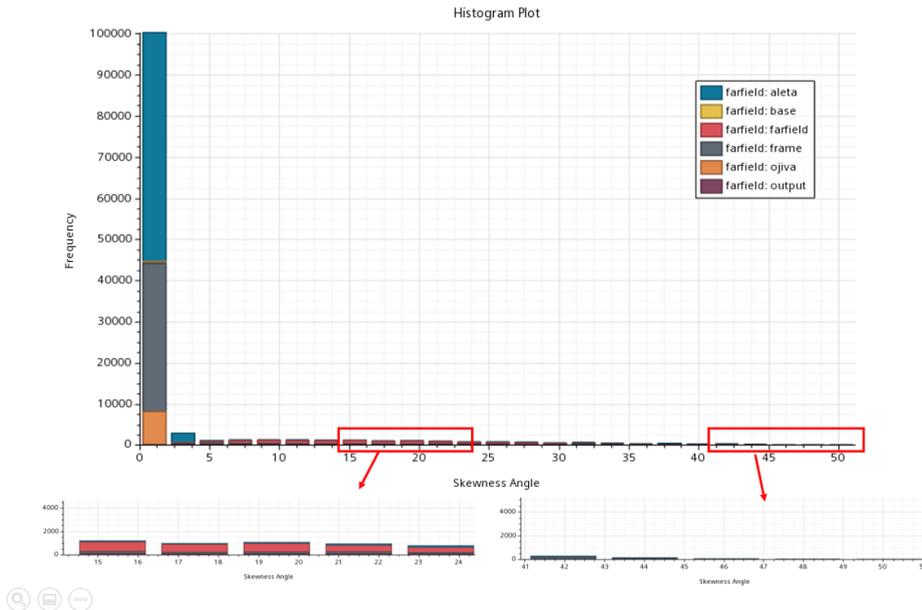


Figura 4.24: Skewness angle obtenido en las diferentes regiones.

Se observa que la mayor parte de las celdas tienen un ángulo de skewness menor que 2° ; sin embargo, existe una pequeña cantidad de celdas con ángulos mayores, debido a que se generan en zonas con geometrías complejas. A pesar de ello, se considera que se ha obtenido una buena calidad de la malla en este aspecto, pues en ningún caso se llegan a sobrepasar los 85° [25].

Validez de las caras

Más conocido como *face validity*, es una medida que indica lo correctas que son las caras externas de la celda. Si una celda tiene buena calidad, el vector normal a cada cara se encuentra señalando hacia afuera, con respecto al centroide, mientras que en una celda con mala calidad, una o más caras tienen sus vectores perpendiculares apuntando hacia el centroide de la celda [25].

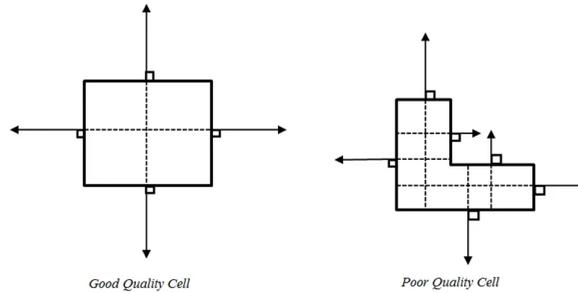


Figura 4.25: Celdas con buena y mala calidad en una malla [25].

Una calidad de 1 indica una celda con forma ideal, mientras que un valor menor que 0.5 indica un mallado con volumen negativo, y debe evitarse. Para este caso, se ha confeccionado un histograma con esta variable, obteniendo la Figura 4.26. Se observa que todas las celdas poseen una forma ideal.

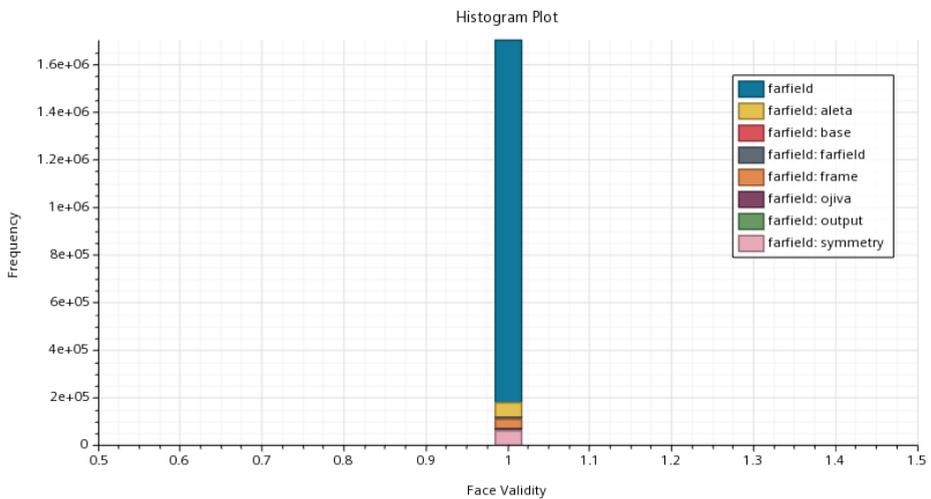


Figura 4.26: Validez de las caras obtenido en las diferentes regiones.

Medida de cambio de volumen

El *volume change metric* evalúa la relación entre el volumen de una celda y el mayor volumen de sus celdas vecinas. En la Figura 4.27 se aprecia que las fuertes variaciones de volumen en un conjunto de celdas pueden causar inestabilidades e imprecisión en los resultados. Las celdas con poca calidad son aquellas que tienen un cambio de volumen menor que 0.01 [25].

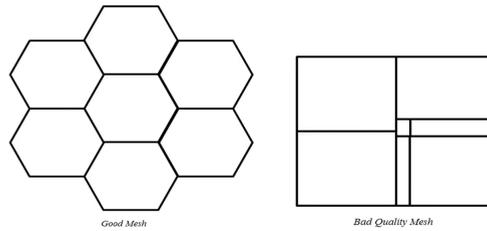


Figura 4.27: Cambio de volumen en un conjunto de celdas [25].

En la Figura 4.28 se aprecian los valores de la variable *volume change* en este estudio. En el detalle se observa que el mínimo valor es aproximadamente 0.03, lo cual se considera aceptable.



Figura 4.28: Cambio de volumen obtenido en las diferentes regiones.

4.1.6 Independencia de malla

El estudio de independencia de malla consiste en comprobar que los resultados obtenidos en una simulación de Dinámica de Fluidos Computacional no se ven alterados por el tamaño de la malla. Realizar este proceso es fundamental, pues es una fuente muy común de resultados erróneos.

La forma en que se lleva a cabo un estudio de independencia de malla es sencilla.

- Se ejecuta la simulación inicial con un tamaño de malla arbitrario hasta su convergencia. En el caso del modelo de cohete, se tomará un *base size* inicial de 0.5 metros.
- Una vez cumple con los criterios de convergencia (apartado 4.2.4), se refina y se engrosa la malla globalmente para que tenga celdas más finas en todo el dominio. En este caso, se ha variado el tamaño de malla 0.1 metros cada simulación para apreciar una tendencia clara.
- Se elige un parámetro relevante, en este caso el C_D de la aleta, y se comparan en función de los diferentes tipos de mallas. Cuando la diferencia de este parámetro sea mínima, se podrá decir que se ha alcanzado la independencia de malla, y se escogerá este tamaño.

A continuación se muestra una tabla con los tamaños de celda utilizados y los resultados obtenidos (Tabla 4.5).

Base size (m)	Nº celdas	Tiempo (min)	C_D aleta	Diferencia (%)
0.2	4295967	215	0.03029	0.32
0.25	2273600	75	0.03032	0.27
0.3	1720266	43	0.03040	3.74
0.4	1043996	29	0.03164	4.10
0.5	699238	17	0.03300	-
0.6	536915	13	0.03455	4.71
0.7	419238	11	0.03592	4.18

Tabla 4.5: Resumen de los resultados obtenidos utilizando distintos tamaños de celda.

A partir de los resultados de la tabla es posible obtener ciertas conclusiones gracias a la representación de diversos parámetros en gráficos de dispersión. Las variables relevantes serán el coeficiente de drag en la aleta, ya que es el parámetro que se estudiará en este proyecto, el tiempo que ha llevado realizar la simulación y la diferencia (%) de los resultados con el caso principal, que será el de 0.5 metros.

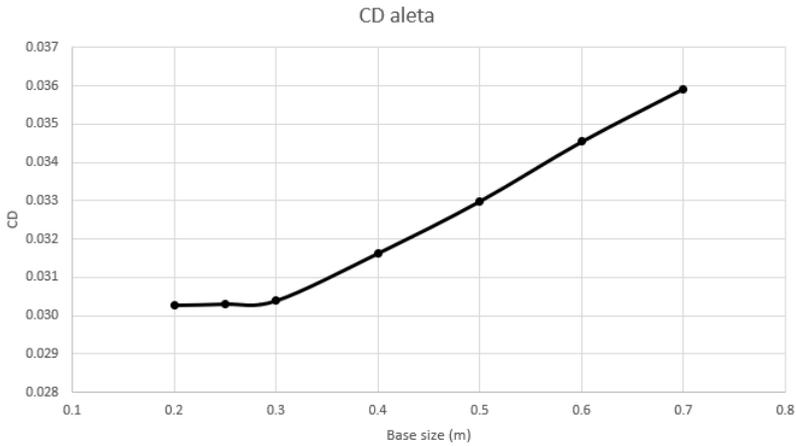


Figura 4.29: Evolución del coeficiente de resistencia en función del tamaño de la malla.

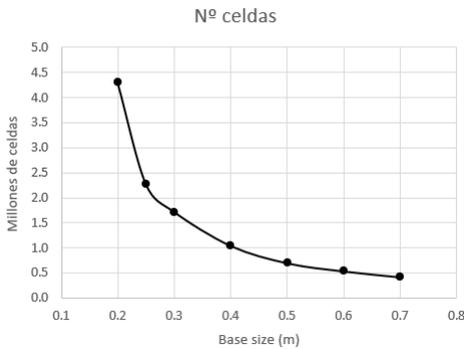


Figura 4.30: Evolución del número de celdas en función del tamaño de la malla.

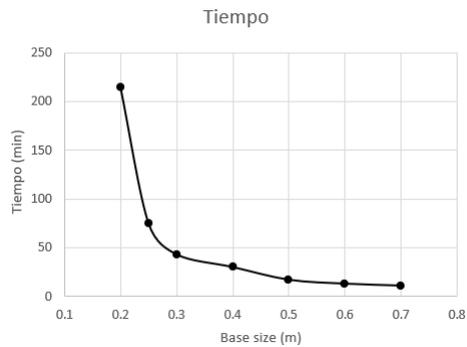


Figura 4.31: Evolución del tiempo de CPU en función del tamaño de la malla.

En la Figura 4.29 se observa que el coeficiente de resistencia varía para tamaños grandes de malla, y se estabiliza para celdas pequeñas, en concreto a partir de un tamaño de 0.3 metros. Portanto, se puede decir que los resultados más precisos se obtendrán en el caso de 0.2 metros. Sin embargo, en la Figura 4.31 se observa que el tiempo en realizar la simulación se dispara, siguiendo una tendencia exponencial, debido al aumento del número de celdas (Figura 4.30). De ello se puede concluir que no es viable lanzar los casos con un tamaño de malla menor que 0.3 metros, pues el tiempo, en este caso, es limitado.

A su vez, observando la Tabla 4.5 se aprecia que con celdas de 0.3 metros la diferencia en la variable C_D es menor que un 4%, lo cual es despreciable. Por ello, finalmente se tomará un *base size* igual a 0.3 metros.

Una opción alternativa e igual de válida sería tomar un *base size* de 0.4 metros, ya que la diferencia es semejante a la anterior. Sin embargo, se ha considerado que la diferencia de tiempo entre ambas es pequeña, por lo que finalmente se ha decidido emplear algunos minutos más a cambio de obtener una mejor precisión.

4.2 Configuración de la simulación

En esta sección se pasarán a realizar los pasos previos al lanzamiento de la simulación, como son la determinación de las condiciones de contorno, las propiedades del fluido circundante al objeto y los modelos físicos aplicados.

4.2.1 Condiciones de contorno

Las condiciones de contorno se definen como los valores que toman los dominios en sus límites. Cada uno, perteneciente a una región, posee un nodo correspondiente, al cual se le puede asignar una condición determinada. En esta simulación se han establecido en la región del dominio *farfield*, y son las siguientes (Figura 4.32):

- Superficies del cuerpo (ojiva, frame, aleta): se fija una condición de contorno de pared o *Wall*, aplicando así la condición de no deslizamiento sobre el cohete.
- *Farfield*, entrada y salida del flujo: se establece condición de *Free Stream*, especificando el Mach, la dirección del flujo libre, la presión y temperatura.
- Planos de simetría: se establece una condición de *Symmetry plane*.

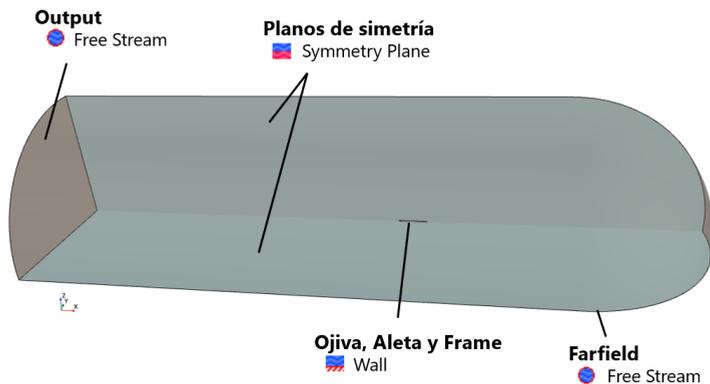


Figura 4.32: Condiciones de contorno establecidas en el dominio.

4.2.2 Propiedades del fluido

En cuanto a las condiciones de vuelo, se supondrá el cohete volando a una altitud de 3000 metros sobre Valencia. Para determinar las características del fluido circundante al modelo, se tomará una presión p_0 de 1013.2 hPa a nivel del mar. Los valores obtenidos son los correspondientes a la atmósfera ISA (International Standard Atmosphere), y se muestran en la Tabla 4.6 junto a las condiciones de vuelo del modelo.

Parámetro	Valor	Unidades
Temperatura	268.65	K
Presión	701.08	hPa
Densidad	0.9091	kg/m^3
Velocidad del sonido	328.578	m/s
Viscosidad cinemática	$1.863 \cdot 10^{-5}$	m^2/s
Viscosidad dinámica	$1.694 \cdot 10^{-5}$	$\text{N} \cdot \text{s}/\text{m}^2$
Mach	0.9	-
Velocidad	295.721	m/s

Tabla 4.6: Propiedades del fluido a 3000 metros de altura y condiciones de vuelo.

4.2.3 Físicas y modelos aplicados

Una vez son conocidas las propiedades del fluido, es necesario indicarle al programa StarCCM+ qué modelos físicos aplicar para la simulación. Para ello, se utilizará la herramienta *Physics*, dentro de la cual existen las siguientes opciones:

- *Space*: se seleccionará la opción *Three Dimensional*, puesto que la geometría se ha modelado en las tres direcciones del espacio.
- *Material*: el fluido circundante es un gas, en concreto el aire, por lo que se marcará esta opción.
- *Flow*: esta opción indica qué tipo de solver utilizar.
 - *Segregated flow*: este solver resuelve cada una de las ecuaciones a la vez, una para cada dimensión, mediante correcciones iterativas hasta llegar al cumplimiento de las ecuaciones de conservación. Aunque puede manejar flujos levemente compresibles, no es adecuado para aplicaciones con elevado número de Mach, por lo que no se utilizará en esta simulación [26].
 - *Coupled flow*: da solución a las ecuaciones de conservación de masa y cantidad de movimiento simultáneamente. Una ventaja de este solver es que el tiempo de la CPU se escala linealmente con el número de celdas, por lo que la tasa de convergencia no se deteriora con el refinamiento de la malla. Será el solver a utilizar en este estudio [26].

- *Equation of State*: se tomará el modelo de gas ideal, expresando la densidad del fluido en función de la temperatura y la presión.
- *Time*: modelo *Steady*, pues no depende del tiempo.
- *Viscous Regime*: el flujo será turbulento.
- *Reynolds-Averaged Turbulence*: el modelo de turbulencia elegido es $k-\omega$ SST, pues combina las ventajas de los modelos $k-\epsilon$ y $k-\omega$ (apartado 3.2.1).

Una vez establecidos estos modelos, se inician las variables y se lleva a cabo la simulación mediante la opción *Run*.

4.2.4 Estudio de convergencia

El proceso iterativo que se realiza mientras la simulación se está llevando a cabo se detiene una vez se ha alcanzado un nivel de error despreciable. Resulta esencial estudiar la convergencia del modelo a la que da lugar este error, pues de ello depende la precisión de los resultados. A continuación, se muestran los criterios de convergencia elegidos para esta simulación [27].

- Los valores del error RMS, también conocidos como residuales, se han reducido a un valor aceptable, típicamente alrededor de 10^{-4} . En la Figura 4.33 se observa que la simulación llevada a cabo ha llegado a un punto donde los residuales se han estabilizado y su valor tiende a ser constante y despreciable (Tabla 4.7).

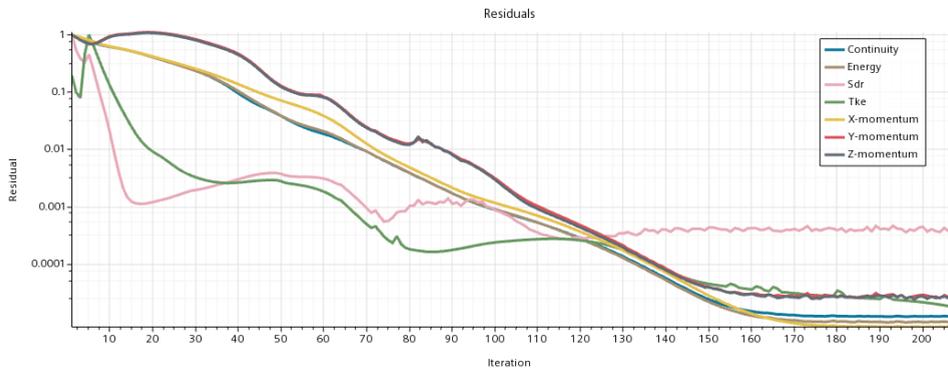


Figura 4.33: Residuales obtenidos en la simulación de este estudio.

Residual	Valor
X-momentum	$7.74 \cdot 10^{-6}$
Y-momentum	$2.35 \cdot 10^{-5}$
Z-momentum	$2.45 \cdot 10^{-5}$
Continuity	$1.17 \cdot 10^{-5}$
Energy	$9.32 \cdot 10^{-6}$
Turbulent Kinetic Energy (Tke)	$1.84 \cdot 10^{-5}$
Specific Disipation Rate (Sdr)	$3.59 \cdot 10^{-4}$

Tabla 4.7: Valores de los residuales obtenidos.

- Los puntos de monitoreo de cualquier variable han alcanzado una solución estable, es decir, su valor es aproximadamente constante. En este caso se ha escogido el coeficiente de resistencia de la aleta, ya que es el más característico en este estudio. En la Figura 4.34 se observa que el valor se estabiliza entorno a un valor concreto.

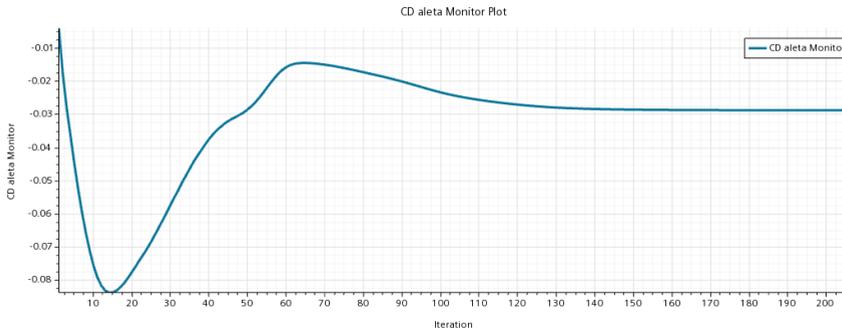


Figura 4.34: Monitor del coeficiente de resistencia de la aleta.

4.3 Validación

Por último, para verificar que un estudio de Dinámica de Fluidos Computacional se ha realizado de manera correcta, se debe comprobar que los resultados obtenidos están de acuerdo con la realidad física.

Cuando se crea un modelo numérico para obtener una solución, el modelo que se está utilizando no es una réplica exacta del modelo real; por tanto, existe una desviación inevitable entre los resultados obtenidos y los valores reales. Algunos de los errores más comunes son los siguientes:

- Errores numéricos: es la diferencia entre la solución exacta de las ecuaciones de discretización y la solución de las ecuaciones discretizadas. Las dos estrategias más comunes para disminuir esta discrepancia son aumentar la precisión de las aproximaciones discretas y reducir el tamaño de malla en regiones donde la solución varía rápidamente.
- Errores de modelado: se define como la diferencia entre el flujo real y la solución exacta del modelo matemático. Surge al realizar suposiciones y simplificaciones del modelo, como omitir ciertos elementos de la geometría o despreciar ciertos fenómenos físicos.
- Errores de iteración: es debido al valor cambiante de la solución al realizar cada iteración. Para minimizar este valor es necesario reducir los residuales.
- Error de usuario e incertidumbres de la aplicación: se originan por una malla de mala calidad, una capa límite no adecuada al problema, información insuficiente sobre la configuración de las condiciones de contorno, entre otras.

Generalmente, se realiza una comparación con resultados experimentales, bien realizando un ensayo o bien utilizando un software que ya incorpore estos datos. En este caso no ha sido posible una validación experimental en túnel de viento, pues al escalar el modelo, la velocidad de la prueba se disparaba, llegando a valores que no se pueden alcanzar utilizando la maquinaria disponible en la UPV.

A pesar de ello, para contrastar los datos obtenidos con CFD se ha empleado el programa *Open Rocket*, un simulador de cohetes que permite diseñar, simular y optimizar modelos antes de construirlos y ponerlos en funcionamiento.

Para realizar la validación, se utilizarán los datos obtenidos para el primer estudio paramétrico para viento en calma, que se corresponde con el coeficiente de resistencia en una aleta con las dimensiones que aparecen en la Figura 4.3. El ángulo de flecha de la aleta será la variable a estudiar, tomando valores desde 21.8° (aleta delta) hasta 90° (aleta rectangular). El modelo estará sumido en un flujo a 3000 metros de altura, con un Mach de 0.9.

Para obtener este coeficiente se ha utilizado como área de referencia el área de la sección transversal del frame, ya que es el que utiliza OpenRocket por defecto. A continuación se muestra la solución obtenida del coeficiente de resistencia aerodinámica de la aleta al variar el ángulo delantero de la misma, obtenido con StarCCM+ y con OpenRocket (Figura 4.35), y la diferencia, medida en porcentaje, entre ambos valores (Tabla 4.8).

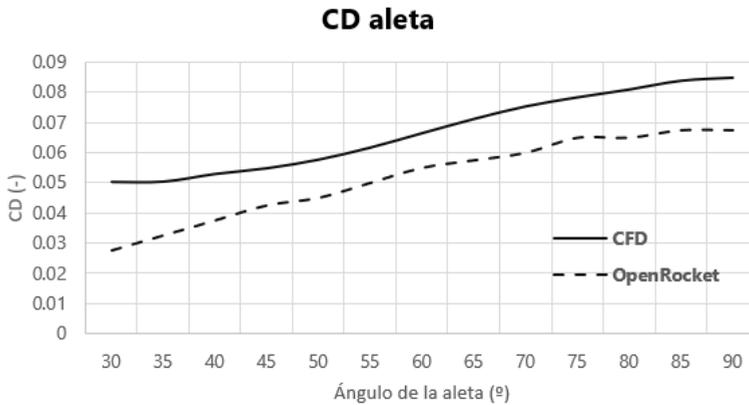


Figura 4.35: Coeficiente de resistencia obtenido utilizando OpenRocket y StarCCM+.

Ángulo de flecha	30	35	40	45	50	55
C_D aleta (CFD)	0.05042	0.05054	0.05307	0.05495	0.05780	0.06179
C_D aleta (OpenRocket)	0.0275	0.0325	0.0375	0.0425	0.045	0.05
Diferencia (%)	45.46	35.69	29.33	22.66	22.15	19.08
Ángulo de flecha	60	65	70	75	80	85
C_D aleta (CFD)	0.06654	0.07123	0.07538	0.07837	0.08094	0.08383
C_D aleta (OpenRocket)	0.055	0.058	0.06	0.065	0.065	0.068
Diferencia (%)	17.35	19.27	20.40	17.06	19.70	19.48

Tabla 4.8: Comparación entre los datos obtenidos con OpenRocket y con StarCCM+.

Observando los datos obtenidos con ambos métodos, se aprecia que la distribución sigue la misma tendencia ascendente. Sin embargo, se estima que la diferencia media entre la solución obtenida con CFD y con OpenRocket es del 23 %, lo cual es un margen aceptable teniendo en cuenta que el último es un programa robusto que utiliza ecuaciones empíricas a las que se aplican diversos factores, por ejemplo factores de compresibilidad. Además, la validación del propio programa indica que la altitud de un cohete subsónico se simula con una precisión de un 10 % a 15 % [28]. En cuanto a StarCCM+, se deben tener en cuenta errores de modelado, de iteración y de usuario.

No obstante, dentro del ámbito de la ingeniería, estos resultados demuestran cómo al utilizar distintos métodos se pueden lograr resultados similares con la misma tendencia y sin un error significativo. La comparación entre ambos permite que el usuario decida si es favorable obtener una solución más precisa a cambio de un mayor tiempo computacional y de análisis, o utilizar un programa comercial más robusto y obtener la misma tendencia con métodos numéricos más simplificados y rápidos.

Capítulo 5

Resultados

En la siguiente sección se recopilarán los resultados obtenidos con el presente proyecto. En primer lugar, se calcularán la resistencia y sustentación aerodinámicas generadas en el cohete a causa del flujo compresible que fluye a su alrededor. A continuación, se realizarán diversos estudios paramétricos sobre las distintas variables geométricas de la aleta para analizar cómo afectan a las prestaciones del conjunto del cohete. Finalmente, se optimizará la forma de la aleta atendiendo a los resultados obtenidos, con la finalidad de diseñar el modelo que minimice la resistencia aerodinámica y, a la vez, aporte buena estabilidad al cohete.

5.1 Fuerzas aerodinámicas sobre el modelo

En primer lugar, se van a analizar las prestaciones aerodinámicas que ofrece la aleta con distintas flechas, y de ello se extraerán conclusiones. El modelo base del que se partirá será un cohete con ojiva elíptica y una configuración cruciforme de aletas clipped delta, con las dimensiones que se muestran en la Figura 5.1.

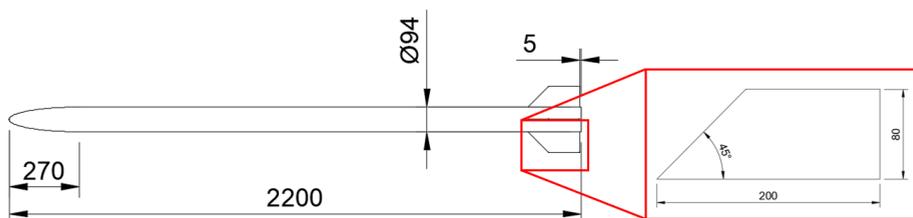


Figura 5.1: Diseño de la geometría del caso base.

El modelo estará inmerso en un fluido compresible a 3000 metros de altura realizando un vuelo vertical a Mach 0.9 y ángulo de ataque nulo.

Resistencia aerodinámica

Tras llevar a cabo el análisis en StarCCM+, se han obtenido las fuerzas aerodinámicas que se originan en las distintas partes del cohete como consecuencia del paso del fluido circundante. En la Figura 5.2 se ha representado la fuerza de resistencia aerodinámica, distinguiendo el porcentaje que pertenece a cada tramo.

Tramo	Drag (N)	Drag (%)
Ojiva	3.10	9.71
Frame	14.97	46.92
Aleta	13.84	43.37

Tabla 5.1: Resultados de resistencia aerodinámica obtenidos para el caso base.

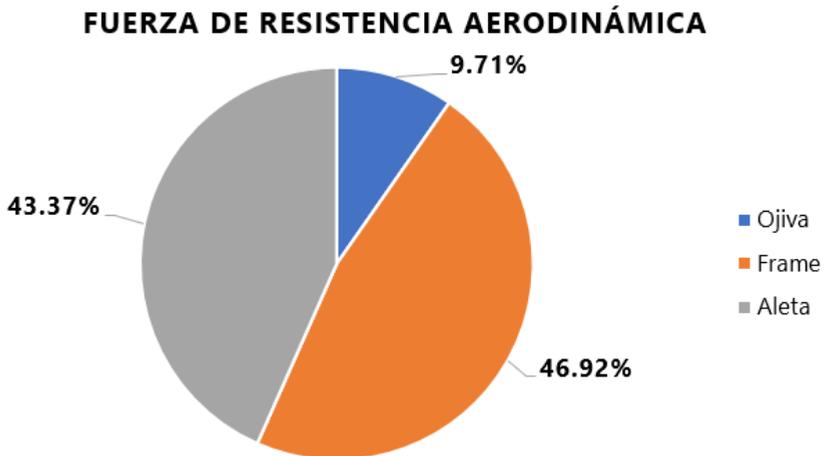


Figura 5.2: Fuerza de resistencia aerodinámica generada en el modelo.

Mediante los datos de resistencia aerodinámica obtenidos es posible determinar la fuente principal de pérdidas de energía del cohete. Se aprecia que la mayor parte de las mismas procede del frame y de las aletas, sumando un total del 90 %, mientras que la forma de la ojiva únicamente representa el 10 % del total. Esta notable diferencia justifica la necesidad de optimizar la forma de las aletas, pues son una de las zonas que más impacto tiene en la fuerza de resistencia y que una reducción de éste se traduce en un mejor rendimiento del cohete.

Sustentación aerodinámica

A continuación, se estudiarán los datos de sustentación obtenidos mediante el análisis CFD. En un primer momento, la sustentación se disparaba debido a que se estaba simulando un cuarto del modelo, por lo que se creaba una fuerza vertical. Para solventarlo se modificó la geometría para simular la mitad del modelo, de forma que esta fuerza se anula con otra generada en la misma dirección y de sentido contrario.

Puesto que la aleta conforma una placa plana a la cual el fluido le incide con un ángulo de 0° , la sustentación aerodinámica generada es nula. Este resultado es razonable, pues si el viento está en calma no es necesario una fuerza correctora que restablezca la trayectoria del modelo.

No obstante, al simular un modelo con viento cruzado aumenta el ángulo de ataque, por lo que el lift generado se incrementa. Para estudiar este fenómeno se han realizado simulaciones con la mitad del dominio aumentando el ángulo de ataque progresivamente. Los resultados se muestran en la Tabla 5.2 y en la Figura 5.3.

Tramo	0°	5°	10°	15°
Ojiva	0.01	36.47	73.90	113.49
Frame	0.22	85.72	197.13	353.10
Aleta	0.09	155.89	340.88	549.86
Total	0.32	278.15	611.91	1016.45

Tabla 5.2: Sustentación aerodinámica con diferentes ángulos de ataque por viento incidente.



Figura 5.3: Sustentación aerodinámica generada en la aleta según el ángulo de ataque.

Al analizar los resultados, se observa cómo esta fuerza va aumentando en la aleta con el aumento del ángulo de ataque siguiendo una tendencia aproximadamente lineal (Figura 5.3). Esta fuerza es la responsable de la estabilización del cohete ante un viento incidente, por lo que se aprecia que para un ángulo de 0° , este valor es nulo.

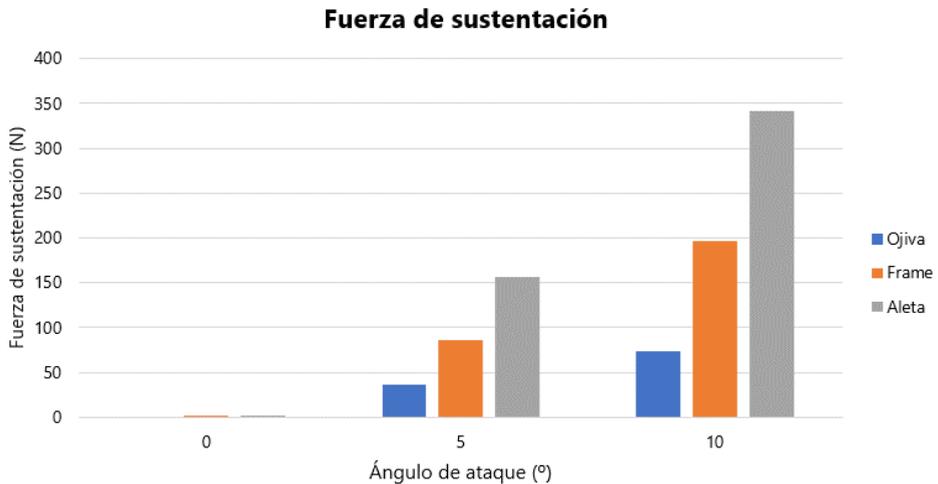


Figura 5.4: Fuerza de sustentación en el cohete para distintos ángulos de ataque

En la Figura 5.4 se muestra un gráfico sobre la distribución de la fuerza de sustentación sobre las partes del cohete con diferentes ángulos de ataque. Se observa que para $\alpha = 0^\circ$, la sustentación generada, tanto por la aleta como por el frame y la ojiva, es prácticamente nula, y conforme aumenta la incidencia, esta va aumentando, especialmente en la aleta. Esto ayuda a la corrección de la trayectoria del cohete.

Sin embargo, al aumentar el ángulo de ataque su contribución pasa a ser significativa, en especial la generada por la aleta. Esto contribuye a devolver al cohete a su trayectoria vertical.

5.2 Viento en calma

Para los estudios que se llevarán a cabo a continuación, se empleará el modelo con las condiciones anteriormente descritas, que se corresponden con un vuelo vertical a 3000 metros de altura con Mach 0.9 en un flujo compresible, con la singularidad de que el ángulo de ataque será nulo en este caso, es decir, no se incorporará la presencia de viento.

5.2.1 Estudio Paramétrico: ángulo de flecha

En esta sección, se estudiará la influencia del ángulo de flecha de la aleta, medido desde el eje longitudinal del frame (Figura 5.5), es decir, su flecha, en condiciones de viento en calma. Para ello, se irá variando este ángulo, modelizando la longitud del borde superior en función del mismo. El resto de variables geométricas tomarán un valor fijo para evitar que distorsionen el resultado final.

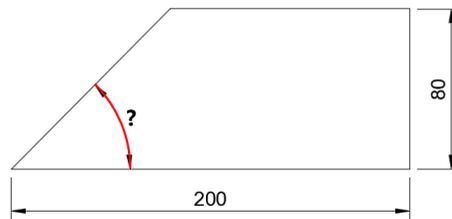


Figura 5.5: Geometría de la aleta en el estudio paramétrico.

Los casos estudiados serán desde una flecha mínima de 21.8° , donde se analiza una aleta en forma de delta, hasta un máximo de 90° , lo que supone una aleta rectangular, con una variación de 5° entre cada caso. A continuación, se realizará un análisis CFD para obtener las características aerodinámicas de cada caso, obteniendo así una distribución de las fuerzas generadas.

Coefficientes aerodinámicos

Como ya se ha comentado, el área de referencia utilizada para obtener el coeficiente de resistencia es la del círculo base del cilindro que conforma el frame, ya que cada aleta tiene un área distinta al variar el ángulo.

A continuación, se muestran los resultados obtenidos al realizar el estudio paramétrico de este ángulo mediante CFD, en la Tabla 5.3, y la distribución de C_D en la Figura 5.6. También se demostrará que el valor de C_L en la aleta es nulo para un ángulo de ataque igual a $\alpha = 0^\circ$.

	21.8°	25°	30°	35°	40°	45°	50°	55°
C_D aleta	0.05298	0.05030	0.05042	0.05054	0.05307	0.05495	0.05780	0.06179
C_L aleta	0.00386	0.00311	0.00552	0.00628	0.00688	0.00627	0.00562	0.00470
	60°	65°	70°	75°	80°	85°	90°	
C_D aleta	0.06654	0.07123	0.07538	0.07837	0.08094	0.08383	0.08484	
C_L aleta	0.00363	0.00416	0.00530	0.00712	0.00902	0.01087	0.01291	

Tabla 5.3: Coeficiente de resistencia obtenido con StarCCM+ para aletas con distintos ángulos de flecha.

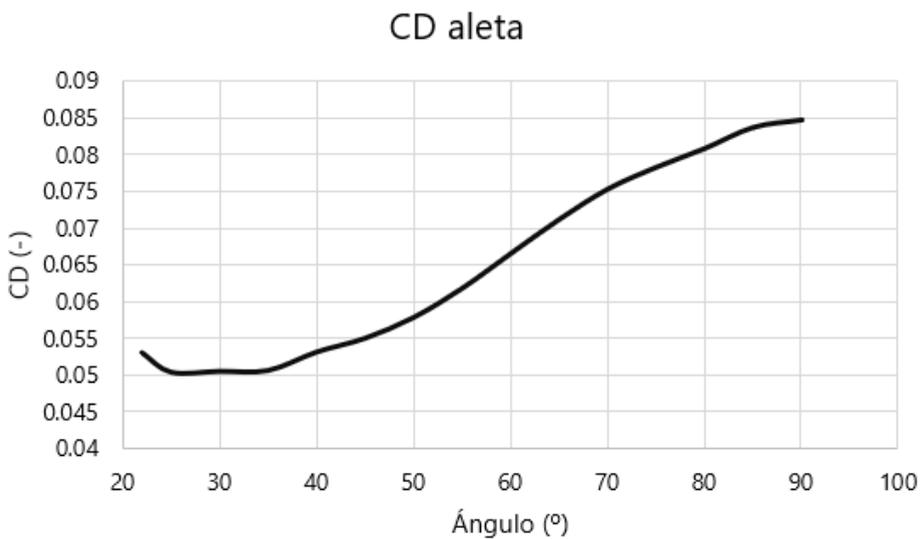


Figura 5.6: C_D obtenido con StarCCM+ para aletas con distintos ángulos de flecha.

Si se analiza la gráfica del coeficiente de resistencia aerodinámico (Figura 5.6), se observa una tendencia creciente en su mayoría. Esto es lógico, ya que al aumentar la flecha de la aleta aumenta su superficie, incrementando la fuerza de resistencia.

Observando la información proporcionada por el gráfico, destaca una zona donde se alcanza la mínima resistencia para ángulos pequeños, debido a que el área enfrentada al flujo es más pequeña, lo que reduce la resistencia, en especial la generada por bajas presiones. Por tanto, las aletas con ángulos comprendidos en esta zona serán susceptibles a proporcionar mejores prestaciones aerodinámicas.

En cuanto al coeficiente de sustentación, estos casos han sido simulados para condiciones de incidencia nula, por lo que será prácticamente despreciable en los casos estudiados.

Estabilidad

Otro factor importante a tener en cuenta a la hora de diseñar las aletas es la estabilidad que proporcionarán al conjunto, ya que se desean evitar situaciones inestables o hiperestables. Se ha empleado el programa OpenRocket para obtener la estabilidad de la aleta dependiendo del ángulo de flecha. A continuación se presentan los resultados obtenidos en la Tabla 5.4, y se construye una gráfica de la distribución resultante en la Figura 5.7.

	21.8°	25°	30°	35°	40°	45°	50°	55°
Estabilidad (cal)	1.73	1.97	2.11	2.16	2.17	2.16	2.14	2.13
	60°	65°	70°	75°	80°	85°	90°	
Estabilidad (cal)	2.11	2.09	2.07	2.05	2.03	2.00	1.98	

Tabla 5.4: Estabilidad obtenida con OpenRocket para distintos ángulos de flecha de la aleta.

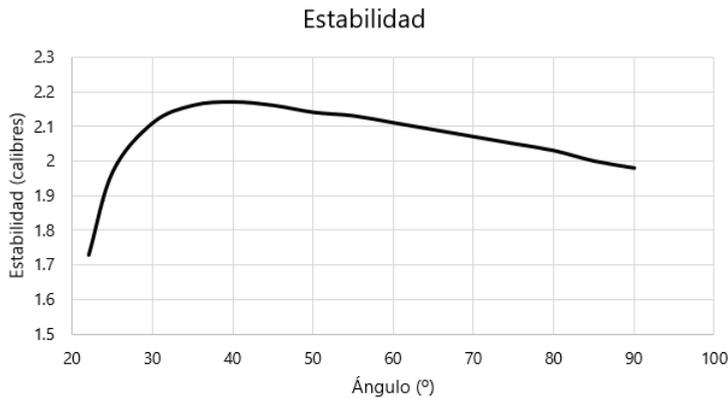


Figura 5.7: Estabilidad obtenida con OpenRocket para distintos ángulos de flecha de la aleta.

A grandes rasgos, se observa que los valores de estabilidad que se obtienen son elevados respecto a lo recomendado en el apartado 2.2.2, ya que sobrepasa los 2 calibres. Se aprecia un máximo en la gráfica, aproximadamente entre los 35° y 45°, tras el cual la estabilidad comienza a decrecer lentamente. Eso es debido a que aumentar la envergadura máxima contribuye a incrementar el peso en la parte trasera del cohete, con lo que se desplaza el centro de gravedad.

Una buena propuesta para el diseño de la aleta sería un ángulo entre 35° y 40°, pues en esa zona se encuentran los máximos valores de estabilidad. A pesar de ser muy elevados, posteriormente se verán modificados al variar la envergadura de la aleta.

Apogeo

Otro factor destacable a la hora de estudiar las prestaciones de un cohete en vuelo es la altura máxima que alcanza durante su vuelo. Este dato se ha obtenido mediante una simulación en OpenRocket para todos los casos estudiados (Tabla 5.5).

	21.8°	25°	30°	35°	40°	45°	50°	55°
Apogeo (m)	3231	3206	3174	3148	3124	3103	3084	3066
	60°	65°	70°	75°	80°	85°	90°	
Apogeo (m)	3050	3037	3025	3014	3006	3000	2996	

Tabla 5.5: Altura del apogeo obtenida con OpenRocket para distintos ángulos de flecha de la aleta.

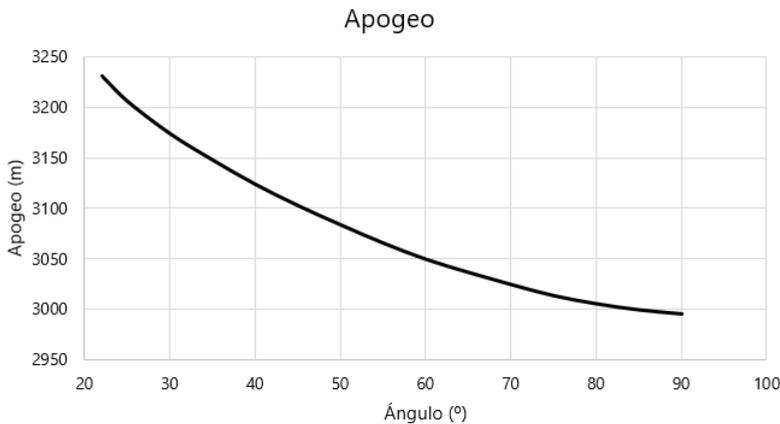


Figura 5.8: Gráfico del apogeo obtenido con OpenRocket para distintos ángulos de flecha.

Se observa un decrecimiento logarítmico de la altura máxima que alcanza el cohete, lo que implica que a menores ángulos de flecha, el alcance del modelo es mayor. A pesar de que el objetivo del cohete ASTRA sea llegar a 3000 metros, es preferible que el diseño de la aleta consiga llegar a una altura mayor, ya que para reducirla simplemente bastaría con reducir ligeramente el empuje del motor.

Teniendo en cuenta todo lo comentado anteriormente, se deduce que una aleta con un ángulo de 35° posee las mejores prestaciones aerodinámicas por encontrarse en la zona de mínima resistencia. Por otra parte, la estabilidad con la que provee esta superficie al conjunto es la máxima, lo que garantiza una trayectoria rectilínea, a la vez que alcanza un elevado apogeo, ya que la altura máxima aumenta al disminuir el valor de la flecha.

5.2.2 Estudio Paramétrico: envergadura

Por otra parte, se va a estudiar la influencia de la envergadura máxima de la aleta en las actuaciones del cohete en vuelo con viento en calma, centrando la atención tanto en las pérdidas que genera como en la estabilidad del modelo. Para ello, se variará la envergadura de la aleta, fijando las demás variables para evitar un resultado erróneo (Figura 5.9).

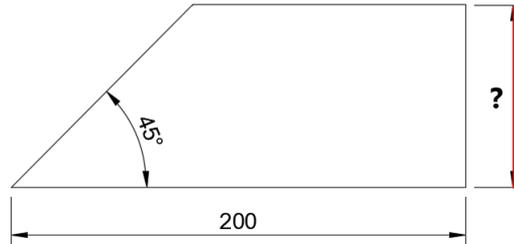


Figura 5.9: Parámetros fijos y variables de la aleta en el estudio paramétrico.

En el estudio se analizarán diferentes envergaduras, concretamente desde 50 hasta 120 milímetros, con una variación de 5 milímetros entre cada caso para conseguir buena continuidad en las gráficas. Se realizará un análisis CFD de cada uno de los casos, así como en OpenRocket, para obtener los parámetros que caracterizan el vuelo del cohete.

Coefficientes aerodinámicos

A continuación, se muestran los resultados del coeficiente de resistencia obtenidos con Dinámica de Fluidos Computacional, en la Tabla 5.6, que es graficado en la Figura 5.10.

Envergadura (mm)	50	55	60	65	70
C_D aleta	0.03445	0.03445	0.04184	0.04562	0.04918
Envergadura (mm)	75	80	85	90	95
C_D aleta	0.05282	0.05640	0.06012	0.06393	0.06730
Envergadura (mm)	100	105	110	115	120
C_D aleta	0.07108	0.07496	0.07860	0.08221	0.08600

Tabla 5.6: Coeficiente de resistencia obtenido con StarCCM+ para aletas con distintas envergaduras.

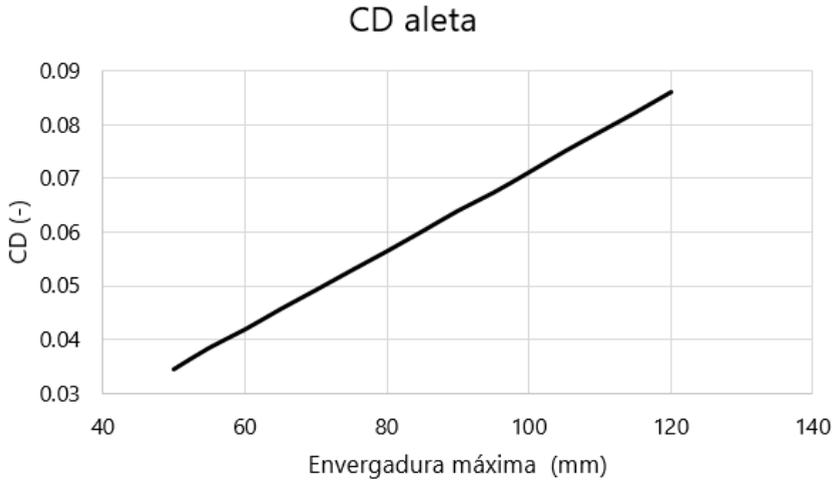


Figura 5.10: C_D obtenido con StarCCM+ para aletas con distintas envergaduras máximas.

La Figura 5.10 muestra una clara tendencia lineal y creciente del coeficiente de resistencia con la envergadura de la aleta. Sin embargo, esta tendencia no muestra suficiente información para escoger un valor que optimice sus prestaciones, pues simplemente informa de que no es favorecedor elegir una aleta con una envergadura elevada. Por tanto, se va a analizar la influencia de este parámetro en la estabilidad del conjunto.

En cuanto al coeficiente de sustentación, para un ángulo de ataque nulo el C_L también es despreciable, lo cual queda explicado anteriormente.

Estabilidad

De la misma forma que en el caso anterior, se ha utilizado el programa OpenRocket para obtener los calibres de estabilidad que otorga el modelo. Los resultados aparecen en la Tabla 5.7.

Envergadura (mm)	50	55	60	65	70	75	80	85
Estabilidad (cal)	-1.22	-0.43	0.242	0.83	1.33	1.77	2.16	2.49
Envergadura (mm)	90	95	100	105	110	115	120	
Estabilidad (cal)	2.79	3.05	3.28	3.49	3.67	3.84	3.98	

Tabla 5.7: Valores de estabilidad obtenidos con OpenRocket para aletas con distintas envergaduras máximas.

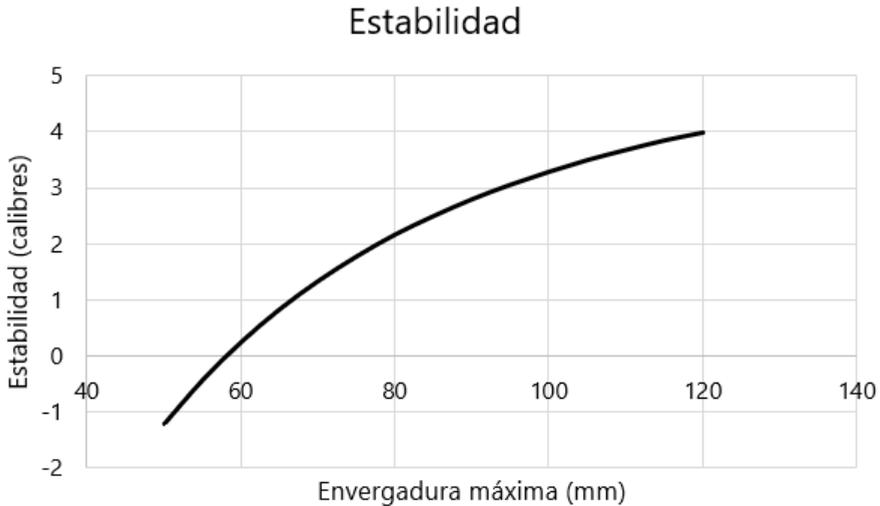


Figura 5.11: Estabilidad obtenida con OpenRocket para aletas con distintas envergaduras.

Al analizar los valores de estabilidad obtenidos, se observa una mayor variación de los resultados que en el estudio paramétrico anterior. Atendiendo a la sección 2.2.2 de este proyecto, el valor de la estabilidad de un cohete no está restringido, aunque ciertas fuentes recomiendan que, para cohetes de pequeño tamaño, se sitúe entre 1 y 2 calibres, con el fin de asegurar un vuelo estable y seguro. Por tanto, esto lleva a limitar el rango de envergaduras válidas para la aleta que se desea diseñar.

Los valores que se encuentran dentro del rango de estabilidad recomendado son envergaduras entre 68 y 78 milímetros, aproximadamente. No obstante, se aplicará un coeficiente de seguridad de 1.5 para evitar que cualquier perturbación conlleve un final catastrófico para el modelo. Por tanto, se va a escoger una aleta con una envergadura de 75 milímetros, ya que ofrece un coeficiente de seguridad de 1.77 antes de volverse inestable.

Apogeo

A continuación, se calcula, gracias a OpenRocket, la altura máxima que será capaz de alcanzar el cohete durante su vuelo (Tabla 5.8).

Envergadura (mm)	50	55	60	65	70	75	80	85
Apogeo (m)	480	3186	3168	3151	3134	3118	3103	3088
Envergadura (mm)	90	95	100	105	110	115	120	
Apogeo (m)	3074	3060	3047	3034	3022	3010	2999	

Tabla 5.8: Valores de apogeo obtenidos con OpenRocket para aletas con distintas envergaduras máximas.

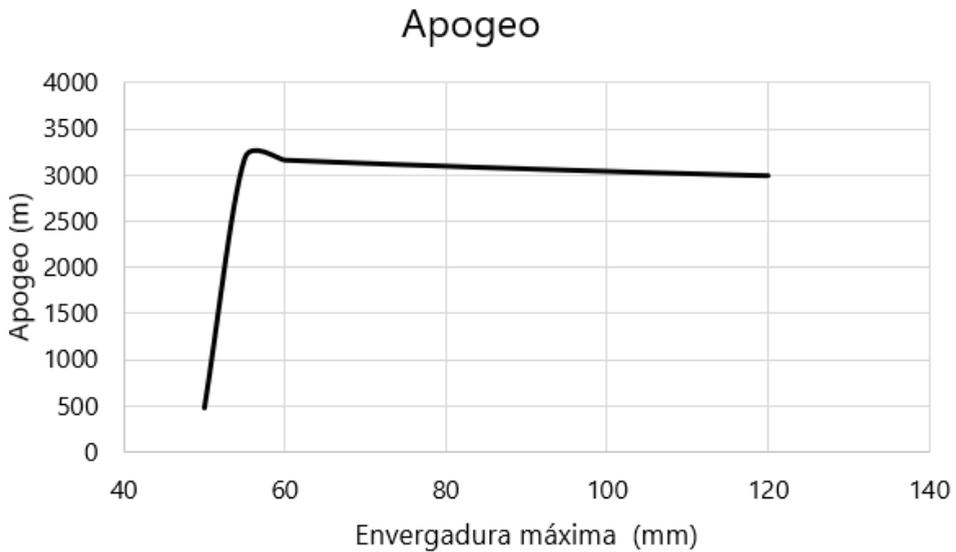


Figura 5.12: Apogeo obtenido con OpenRocket para aletas con distintas envergaduras.

En los resultados obtenidos se puede observar que para una envergadura de 50 milímetros se consigue un apogeo notablemente menor, concretamente de 480 metros. Este dato anómalo se debe a que, para ese caso, el valor de la estabilidad es de -1.22 calibres (Tabla 5.7), lo que da lugar a un vuelo inestable y, por tanto, a una trayectoria errática e impredecible del modelo. Para solventar este inconveniente, directamente se elimina este dato del conjunto y se grafica nuevamente el apogeo para obtener una tendencia clara.

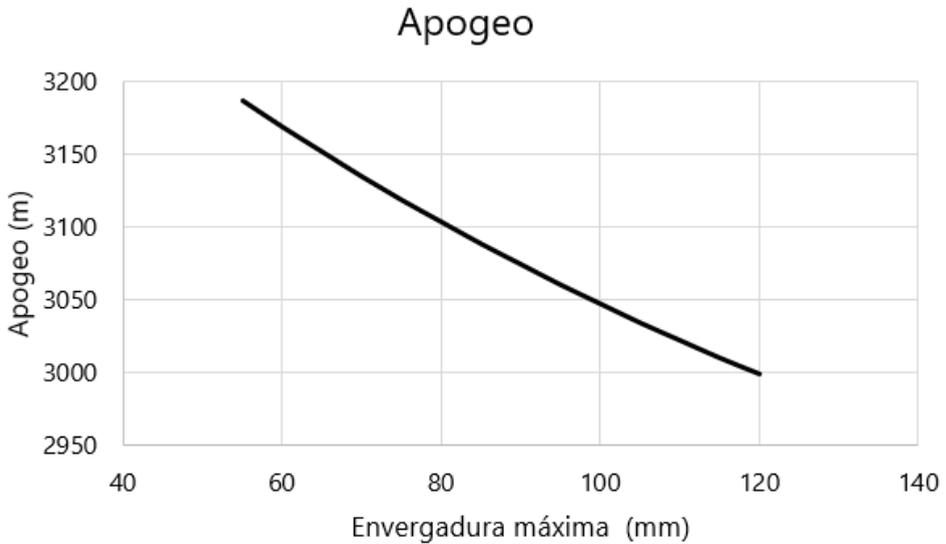


Figura 5.13: Apogeo obtenido con OpenRocket para aletas con distintas envergaduras, eliminando el dato anómalo.

La nueva tendencia resulta más ilustrativa, pues se observa un decremento aproximadamente lineal de la altura alcanzada con el aumento de la envergadura de la aleta. En la Figura 5.13 se puede observar que no es conveniente aumentar en gran medida el parámetro estudiado, pues ello conlleva un decremento del apogeo.

Gracias a lo comentado anteriormente, se puede inferir que una aleta con una envergadura máxima de 75 milímetros, además de otorgar al cohete una estabilidad entre 1 y 2 calibres, tendrá buenas características aerodinámicas y contribuirá con el alcance de un elevado apogeo.

5.2.3 Resultado: aleta óptima

Con los resultados obtenidos anteriormente, se puede concluir que la aleta óptima para condiciones de viento en calma tiene una envergadura máxima de unos 75 milímetros, y un ángulo de flecha de 35° . Esta aleta ofrecerá las mejores prestaciones aerodinámicas, además de ubicar la estabilidad del modelo en el rango recomendado y alcanzar un elevado apogeo. Se han estudiado las prestaciones finales mediante CFD y OpenRocket, con el objetivo de conseguir los resultados que se muestran en la Tabla 5.9.

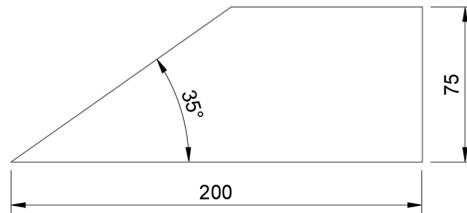


Figura 5.14: Aleta con parámetros óptimos para el vuelo con viento en calma.

Parámetro	Valor
CD aleta	0.04938
Estabilidad	1.78 cal
Apogeo	3160 m

Tabla 5.9: Clasificación de tipos de viento según su velocidad.

También se han obtenido escenas de velocidad y presión del modelo final, obtenidas mediante una simulación CFD de un cuarto del modelo. Estas se muestran en las Figuras 5.15, 5.17 y 5.16.



Figura 5.15: Escena de velocidad alrededor de la sección de la aleta.

En la Figura 5.15 se observa una escena de velocidad en una sección transversal de la aleta. Es destacable la estela turbulenta que deja la aleta a su paso, lo que genera resistencia por presión, mayoritariamente.



Figura 5.16: Escena de velocidad alrededor del cohete.

Por otra parte, en la escena de velocidad del conjunto (Figura 5.16) se puede ver la zona de resistencia inducida creada en la punta de la aleta como consecuencia de la sustentación, con un color algo más oscuro.

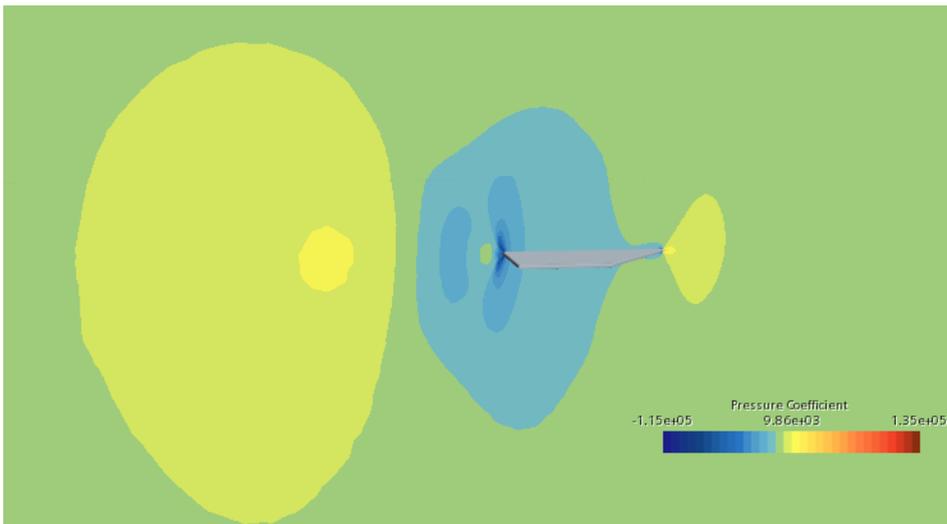


Figura 5.17: Escena de coeficiente de presiones alrededor de la sección de la aleta.

Observando la Figura 5.17 se aprecia una escena de presiones del corte de la aleta. Es destacable cómo el coeficiente de presiones es simétrico en intradós y extradós, lo que implica que no se genera sustentación. Esto es algo esperable, pues no es necesario corregir la trayectoria del cohete.

5.3 Viento incidente

Por último, se procederá a analizar las prestaciones de las aletas con unas condiciones de viento incidente a la salida del raíl, justo tras el despegue, pues se considera necesario estudiar las inestabilidades que afecten al inicio del vuelo del cohete. Se emplearán las mismas condiciones que en el caso anterior, añadiendo ángulo de ataque al conjunto.

En primer lugar, se va a analizar el viento incidente máximo que soporta el cohete durante la primera etapa de su vuelo con las aletas diseñadas, previamente a tomar una actitud inestable. Se utilizará el programa OpenRocket para conocer el ángulo máximo de ataque que soporta el cohete con esta aleta. Para ello, es necesario conocer previamente el orden de magnitud de la velocidad del viento, según si son vientos moderados, fuertes o muy fuertes [29]:

Viento	Velocidad media (km/h)	Velocidad media (m/s)
Suave	<20	<5.83
Moderado	21 - 40	5.83 - 11.11
Fuerte	41 - 70	11.38 - 19.44
Muy fuerte	71 - 120	19.44 - 33.33
Huracanado	>120	>33.33

Tabla 5.10: Clasificación de tipos de viento según su velocidad.

El departamento de recuperación del equipo Faraday Rocketry UPV ha determinado que la velocidad de salida del raíl es de unos 35 m/s. Por tanto, se halla el ángulo máximo de ataque con OpenRocket y se obtiene un ángulo de 3°. A continuación se confecciona un triángulo de velocidades para conocer la velocidad máxima del viento, lo cual se muestra en la Figura 5.18.

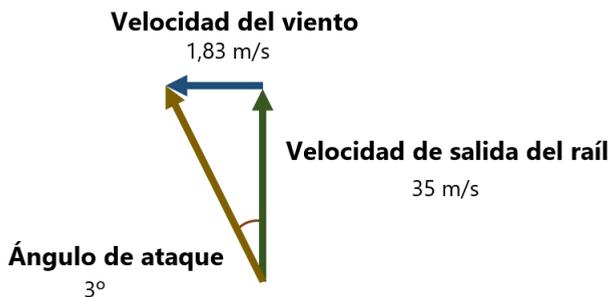


Figura 5.18: Cálculo de la velocidad máxima del viento que soporta la aleta diseñada.

Se observa que el viento incidente que soporta la aleta es muy reducido, es decir, con un viento suave el cohete se tornaría inestable. Esto es debido a que estas aletas se han calculado para que el cohete ofrezca las mejores prestaciones, tanto aerodinámicas como de estabilidad, en condiciones de viento en calma.

En esta sección se va a diseñar otro tipo de aleta que sea capaz de vencer la máxima velocidad de un viento moderado, pues se considera que con vientos fuertes o muy fuertes resulta peligroso despegar el modelo.

5.3.1 Estudio Paramétrico: envergadura

Mediante el uso de OpenRocket se calculará la máxima velocidad que soportan aletas con diversas envergaduras, lo cual se ha graficado en la Figura 5.19.

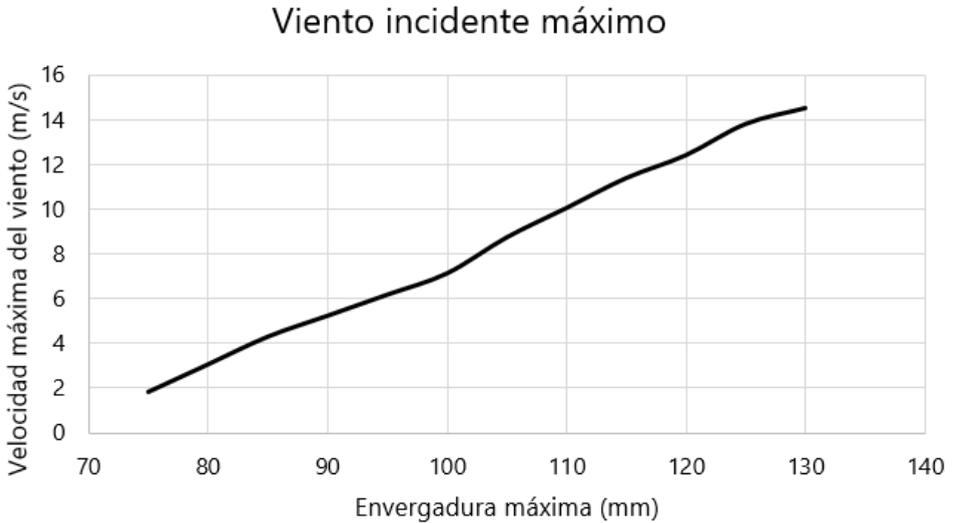


Figura 5.19: Viento incidente máximo soportado por aletas con distintas envergaduras.

Se observa que la velocidad máxima del viento que soportan es directamente proporcional a la envergadura máxima de la aleta. El límite establecido es la máxima velocidad de un viento moderado, que se corresponde con 11.1 m/s. Observando la gráfica, esto se da en el caso de una aleta con 115 milímetros de envergadura, la cual se tomará como óptima para este caso.

En la Figura 5.11 se aprecia que la estabilidad del conjunto con esta aleta es de 3.84 calibres, lo cual se sale del rango recomendado en el apartado 2.2.2. Esto no es un inconveniente, ya que el rango de estabilidad considerado como adecuado no

está restringido, sino que depende en gran medida de la geometría del modelo, de las condiciones de vuelo, incluso de la misión del cohete.

5.3.2 Estudio Paramétrico: ángulo de flecha

Una vez se ha escogido la envergadura de la aleta, se va a estudiar el ángulo de flecha para analizar cuál es el óptimo para lidiar con el viento incidente. Se muestran los resultados obtenidos con OpenRocket en la Figura 5.20.

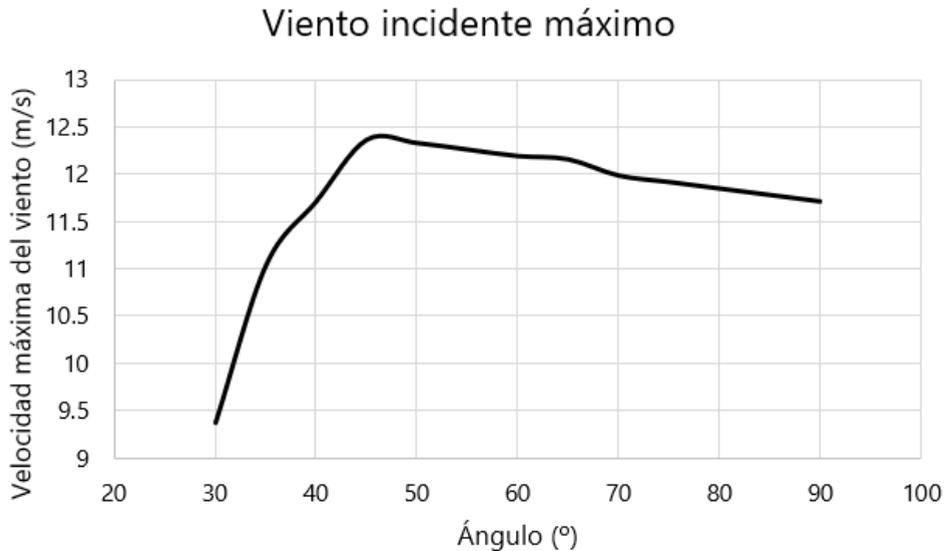


Figura 5.20: Viento incidente máximo soportado por aletas con distintos ángulos de flecha.

Se observa que esta distribución es muy distinta de la obtenida para distintas envergaduras de la aleta. Se aprecia un rápido crecimiento de la velocidad máxima del viento con el aumento del ángulo de flecha de la aleta hasta alcanzar un máximo, y posteriormente disminuye de forma lenta y lineal.

En este caso se escogerá el punto de máxima velocidad del viento, que se corresponde con 45° , para tener un margen de seguridad en caso de que el viento sople con más fuerza. Las prestaciones aerodinámicas de esta aleta serán algo menores (Figura 5.6), ya que ha aumentado su ángulo de flecha, pero será capaz de evitar las inestabilidades que genera el viento incidente al modelo.

5.3.3 Resultado: aleta óptima

Con los resultados obtenidos en los apartados anteriores, finalmente se obtienen unas aletas con un ángulo de flecha de 45° y una envergadura máxima de 115 milímetros (Figura 5.21).

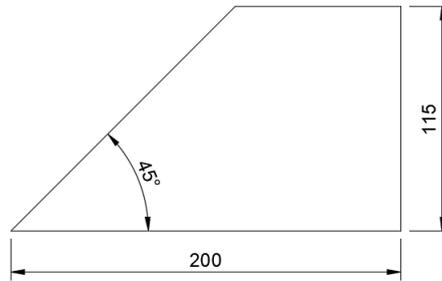


Figura 5.21: Aleta con parámetros óptimos para el vuelo con viento incidente.

Se aprecia que esta aleta es más robusta y tiene una mayor superficie que la obtenida en el caso de viento en calma. Esto permitirá generar una mayor fuerza de sustentación aerodinámica para contrarrestar el efecto del viento, y provocará el coeficiente de resistencia aumente. Por otra parte, la estabilidad se incrementa y el apogeo sufre una disminución (Tabla 5.11).

Parámetro	Valor
CD aleta	0.08221
Estabilidad	3.84 cal
Apogeo	3010 m

Tabla 5.11: Clasificación de tipos de viento según su velocidad.

Al igual que en el caso anterior, se han confeccionado escenas de velocidad y presión para observar los efectos que se dan alrededor del modelo. En este caso, se ha configurado la mitad del modelo, para estudiar los efectos que aparecen con un ángulo de ataque de 10° . Esto se muestra en las Figuras 5.22, 5.23, 5.24 y 5.25.

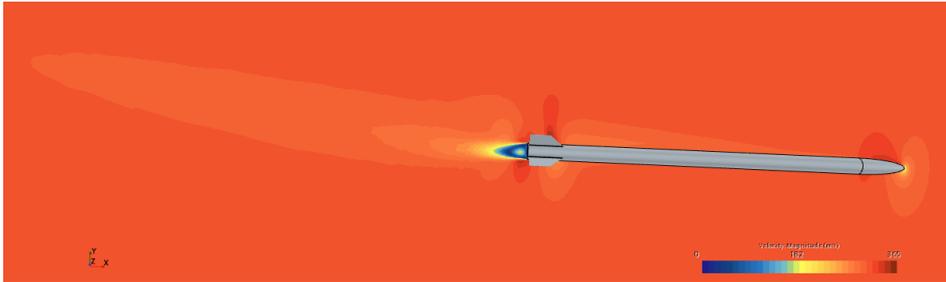


Figura 5.22: Escena de velocidad alrededor de la aleta con $\alpha = 10^\circ$.

En la Figura 5.22 se observa la estela creada por el modelo. En ella se aprecia notoriamente el ángulo de ataque configurado para el caso. Esta estela genera resistencia por presión en el conjunto.



Figura 5.23: Escena de velocidad alrededor de la sección de la aleta con $\alpha = 10^\circ$.

Observando la escena de velocidades alrededor de la sección de la aleta (Figura 5.23), se aprecian elevadas velocidades en el extradós de la aleta y bajas en el intradós. Esto se relaciona con la Figura 5.24, donde se corresponden con zonas de bajas y altas presiones, respectivamente. Este fenómeno indica la generación de sustentación, pues el ángulo de incidencia ya no es nulo, por lo que esta fuerza restauradora contribuirá con la vuelta del cohete a su trayectoria original. Si se compara con el caso anterior (Figura 5.17), se aprecia que al no incidir el viento en el modelo, la distribución de velocidades era simétrica, por lo que esta fuerza era nula.

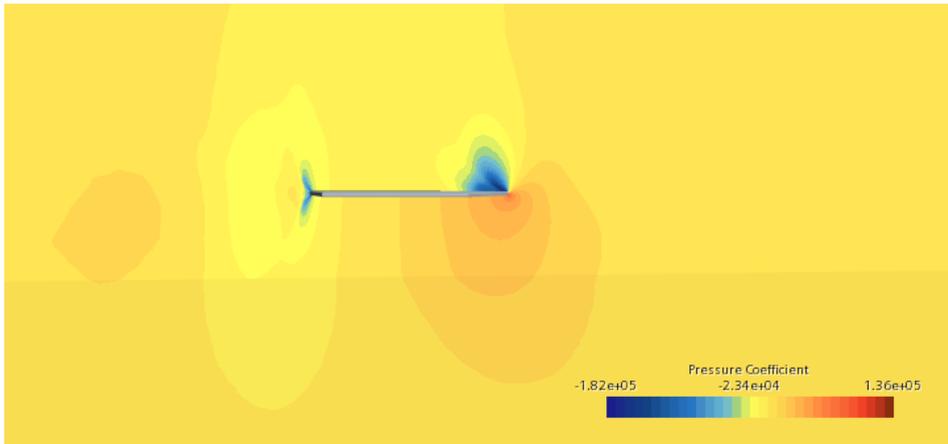


Figura 5.24: Escena de presiones alrededor de la sección de la aleta con $\alpha = 10^\circ$.



Figura 5.25: Escena de velocidades alrededor del modelo con $\alpha = 10^\circ$.

Finalmente, al comparar las escenas de velocidad alrededor del modelo (Figura 5.16 para viento en calma y 5.25 con viento incidente) se observa un aumento de la zona de elevadas velocidades en la punta de la aleta en este último caso, debido a una mayor superficie, con lo que la resistencia inducida aumenta.

Capítulo 6

Conclusiones

En virtud de lo estudiado durante este proyecto, es posible extraer una serie de ideas esenciales para la comprensión del trabajo realizado.

Durante el transcurso del estudio anteriormente expuesto, se ha realizado una investigación sobre las superficies sustentadoras del cohete sonda desarrollado por el equipo Faraday Rocketry UPV, llamado ASTRA. Estas superficies resultan esenciales para el conjunto, pues realizan un papel determinante en la estabilidad y, por tanto, el apogeo alcanzado. Además, su forma influye en las prestaciones aerodinámicas, por lo que será de vital importancia optimizar los parámetros de la misma, con el objetivo de obtener las mejores actuaciones en vuelo.

Para tal finalidad, se ha utilizado principalmente el *software* relacionado con la Dinámica de Fluidos Computacional, mediante el cual se han realizado diversos estudios para comprender la influencia de los parámetros de la aleta en las prestaciones aerodinámicas del modelo. El uso del programa StarCCM+ ha permitido la familiarización con este tipo de aplicaciones informáticas, y ha garantizado el aprendizaje de aspectos relacionados con la creación del mallado, la configuración de las condiciones físicas deseadas, la interpretación de escenas de variables escalares o el postprocesado de los datos obtenidos.

Es de destacar la complejidad encontrada en la configuración de una simulación, debido a la gran cantidad de parámetros a tener en cuenta y los rangos de valores que pueden tomar. Un ejemplo de ello es el refinamiento del mallado, donde es necesario hallar una solución de compromiso entre la precisión de los resultados y el tiempo computacional de la simulación. Por este motivo se realiza un estudio de independencia de malla, con el fin de estudiar hasta qué punto es vital seguir incrementando la precisión de los resultados.

Finalmente, se ha realizado la validación de la información obtenida en el estudio CFD mediante un programa comercial de simulación de modelos cohete, llamado OpenRocket, ya que la validación experimental en túnel de viento en este caso no era viable por la gran velocidad demandada. Sin embargo, la diferencia de los datos de ambos programas ha resultado ser más bien pequeña, por lo que se puede comprobar que los resultados obtenidos son adecuados.

Las soluciones de las simulaciones han sido procesadas y estudiadas para conseguir optimizar la forma de la aleta, en términos de prestaciones aerodinámicas, estabilidad del conjunto y apogeo alcanzado. En primer lugar, se ha analizado en un contexto de viento en calma, para lo cual se han obtenido las aletas mostradas en la Figura 5.14, que ofrecen buenas prestaciones aerodinámicas por tener la menor superficie posible a la vez que otorgan la mayor estabilidad al conjunto.

Por otra parte, se ha estudiado la situación de que exista una componente de viento incidente con una velocidad moderada que obligue al cohete a avanzar con un cierto ángulo de ataque, y de esta forma se han obtenido las aletas que aparecen en la Figura 5.21. Este análisis deriva en la necesidad de ampliar la superficie de la aleta, tanto en envergadura como en flecha, para aumentar la fuerza sustentadora que contribuirá con el regreso del cohete a su trayectoria rectilínea inicial.

En cuanto su aplicación a la realidad, las aletas que se implementarán en el prototipo ASTRA serán las segundas, ya que estarán más preparadas para situaciones meteorológicas imprevistas. Para mejorar este componente de cara a un futuro, se considera la posibilidad de implementar unas aletas móviles, que utilizan un control automático basado en un sistema PID que cambia el ángulo de ataque de las aletas según las perturbaciones que sufra el cohete en cada momento, permitiendo obtener la estabilidad deseada en cada instante, por lo que se podrían implementar el primer modelo de aletas comentado. Otra propuesta es la implementación de un volante de inercia para controlar la actitud del modelo. Sin embargo, estos sistemas resultan más costosos y complejos, por lo que, por el momento, se proponen para futuros prototipos.

Otros estudios que se plantean como extensión de este proyecto son el estudio de la distancia de las aletas a la parte posterior del cohete, la optimización aerodinámica de la ojiva del modelo, un estudio de la forma de la sección transversal o el análisis de otros parámetros que afectan a las prestaciones del cohete para conseguir actuaciones óptimas.

Apéndice A

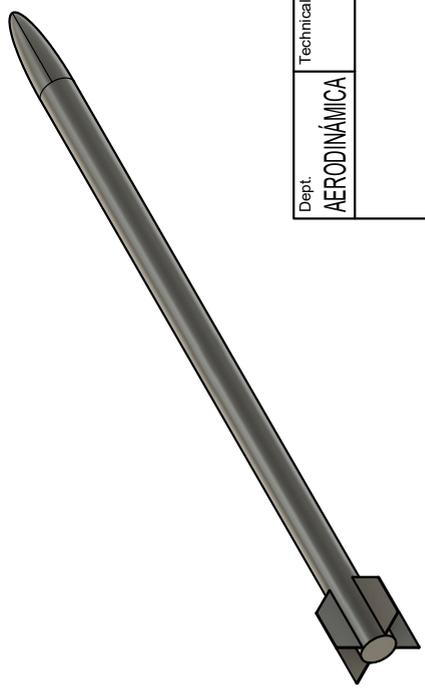
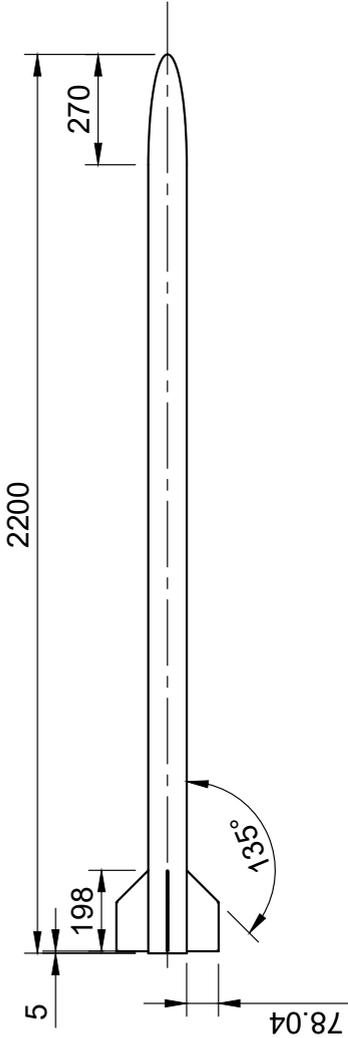
Planos

En el siguiente anexo se incluirán los planos necesarios para tener una visión más global de la geometría y los dominios computacionales, con las medidas pertinentes.

Para esto, se ha utilizado el *software* Autodesk Fusion 360, el cual permite crear una geometría en 3D y posteriormente generar un plano con la herramienta Dibujo.

Los planos generados serán los siguientes:

- **Geometría de ASTRA:** plano del modelo a partir del cual se ha generado el caso base, utilizando unas aletas genéricas.
- **Subdominios computacionales:** plano del dominio y los diversos subdominios que contiene en su interior.



Dept. AERODINÁMICA	Technical reference	Created by Olga Guerra	24/04/2022	Approved by Faraday Rocketry UPV
		Document type ENGINEERING DRAWING A	Document status	
		Title ASTRA	DWG No. 1	
		Rev. 03	Date of issue 15/06/2022	Sheet 1/1

37500

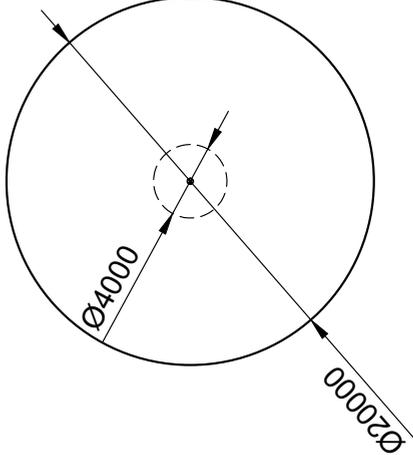
17500

411

350

282

12500



Dept. AERODINÁMICA	Technical reference	Created by OLGA GUERRA 30/06/2022	Approved by FARADAY ROCKETRY UPV
		Document type ENGINEERING DRAWING A	Document status
		Title DOMINIOS COMPUTACIONALES ASTRA	DWG No. 1
			Rev. 03 Date of issue 15/06/2022 Sheet 1/1

Apéndice B

Pliego de condiciones

En esta sección se desarrolla el pliego de condiciones, que constituye la normativa vigente a aplicar durante la realización del proyecto con el fin de crear un espacio de trabajo adecuado.

Para este trabajo en particular, es esencial aplicar algunas de las condiciones especificadas en el Real Decreto 486/1997, por el que se establecen las disposiciones mínimas de seguridad y salud en los lugares de trabajo, con el fin de crear un ambiente de trabajo que otorgue al usuario de seguridad y comodidad para favorecer un buen rendimiento.

Por otra parte, puesto que es indispensable el uso de un equipo informático para llevar el proyecto a cabo, se aplicará el Real Decreto 488/1997, sobre disposiciones mínimas de seguridad y salud relativas al trabajo con equipos que incluyen pantallas de visualización. El seguimiento de estos artículos es esencial para evitar problemas derivados del sedentarismo al que da lugar cualquier proyecto informático, como son problemas de espalda por mala postura, problemas de visión o pérdida de la función muscular.

A continuación, se detallan los aspectos más importantes a tener en cuenta de los Reales Decretos anteriormente mencionados.

Real Decreto 486/1997

Este Real Decreto consiste en la norma legal por la que se determina el cuerpo básico de garantías y responsabilidades preciso para establecer un adecuado nivel de protección de la salud de los trabajadores frente a los riesgos derivados de las condiciones de trabajo, en el marco de una política coherente, coordinada y eficaz.

Artículo 4: condiciones constructivas

1. El diseño y las características constructivas de los lugares de trabajo deberán ofrecer seguridad frente a los riesgos de resbalones o caídas, choques o golpes contra objetos y derrumbamientos o caídas de materiales sobre los trabajadores.

2. El diseño y las características constructivas de los lugares de trabajo deberán también facilitar el control de las situaciones de emergencia, en especial en caso de incendio, y posibilitar, cuando sea necesario, la rápida y segura evacuación de los trabajadores.

3. Los lugares de trabajo deberán cumplir, en particular, los requisitos mínimos de seguridad siguientes:

- Las dimensiones de los locales de trabajo deberán permitir que los trabajadores realicen su trabajo sin riesgos para su seguridad y salud y en condiciones ergonómicas aceptables. Sus dimensiones mínimas serán las siguientes:
 - 3 metros de altura desde el piso hasta el techo. No obstante, en locales comerciales, de servicios, oficinas y despachos, la altura podrá reducirse a 2,5 metros.
 - 2 metros cuadrados de superficie libre por trabajador.
 - 10 metros cúbicos, no ocupados, por trabajador
- Las zonas de los lugares de trabajo en las que exista riesgo de caída, de caída de objetos o de contacto o exposición a elementos agresivos, deberán estar claramente señalizadas.
- Los suelos de los locales de trabajo deberán ser fijos, estables y no resbaladizos, sin irregularidades ni pendientes peligrosas.
- Los trabajadores deberán poder realizar de forma segura las operaciones de abertura, cierre, ajuste o fijación de ventanas, vanos de iluminación cenital y dispositivos de ventilación. Cuando estén abiertos no deberán colocarse de tal forma que puedan constituir un riesgo para los trabajadores.
- Las vías y salidas de evacuación deberán permanecer expeditas y desembocar lo más directamente posible en el exterior o en una zona de seguridad. En caso

de peligro, los trabajadores deberán poder evacuar todos los lugares de trabajo rápidamente y en condiciones de máxima seguridad.

- Las vías y salidas de evacuación, así como las vías de circulación que den acceso a ellas, no deberán estar obstruidas por ningún objeto de manera que puedan utilizarse sin trabas en cualquier momento. Las puertas de emergencia no deberán cerrarse con llave.
- La instalación eléctrica no deberá entrañar riesgos de incendio o explosión. Los trabajadores deberán estar debidamente protegidos contra los riesgos de accidente causados por contactos directos o indirectos. La instalación eléctrica y los dispositivos de protección deberán tener en cuenta la tensión, los factores externos condicionantes y la competencia de las personas que tengan acceso a partes de la instalación.

Artículo 5: orden, limpieza y mantenimiento. Señalización.

1. Las zonas de paso, salidas y vías de circulación de los lugares de trabajo y, en especial, las salidas y vías de circulación previstas para la evacuación en casos de emergencia, deberán permanecer libres de obstáculos de forma que sea posible utilizarlas sin dificultades en todo momento.

2. Los lugares de trabajo, incluidos los locales de servicio, y sus respectivos equipos e instalaciones, se limpiarán periódicamente y siempre que sea necesario para mantenerlos en todo momento en condiciones higiénicas adecuadas.

3. Los lugares de trabajo y, en particular, sus instalaciones, deberán ser objeto de un mantenimiento periódico, de forma que sus condiciones de funcionamiento satisfagan siempre las especificaciones del proyecto, subsanándose con rapidez las deficiencias que puedan afectar a la seguridad y salud de los trabajadores.

Artículo 7: condiciones ambientales.

1. La exposición a las condiciones ambientales de los lugares de trabajo no deberá suponer un riesgo para la seguridad y salud de los trabajadores. A tal fin, dichas condiciones ambientales y, en particular, las condiciones termohigrométricas de los lugares de trabajo deberán ajustarse a las siguientes condiciones:

- La temperatura de los locales donde se realicen trabajos sedentarios propios de oficinas o similares estará comprendida entre 17 y 27 °C. La temperatura de los locales donde se realicen trabajos ligeros estará comprendida entre 14 y 25 °C.
- La humedad relativa estará comprendida entre el 30 y el 70 por 100, excepto en los locales donde existan riesgos por electricidad estática en los que el límite inferior será el 50 por 100.

- Los trabajadores no deberán estar expuestos de forma frecuente o continuada a corrientes de aire cuya velocidad exceda de 0.25m/s en ambientes no calurosos, 0.5m/s en trabajos sedentarios en ambientes calurosos, y 0.75 m/s en trabajos no sedentarios en ambientes calurosos.

Artículo 8: iluminación.

La iluminación de los lugares de trabajo deberá permitir que los trabajadores dispongan de condiciones de visibilidad adecuadas para poder circular por los mismos y desarrollar en ellos sus actividades sin riesgo para su seguridad y salud. La iluminación de los lugares de trabajo deberá cumplir, en particular, las siguientes disposiciones:

- Siempre que sea posible, los lugares de trabajo tendrán una iluminación natural, que deberá complementarse con una iluminación artificial cuando la primera, por sí sola, no garantice las condiciones de visibilidad adecuadas. En tales casos se utilizará preferentemente la iluminación artificial general, complementada a su vez con una localizada cuando en zonas concretas se requieran niveles de iluminación elevados.
- Los sistemas de iluminación utilizados no deben originar riesgos eléctricos, de incendio o de explosión, cumpliendo, a tal efecto, lo dispuesto en la normativa específica vigente.

Artículo 9: servicios higiénicos.

1. Los lugares de trabajo dispondrán de agua potable en cantidad suficiente y fácilmente accesible. Se evitará toda circunstancia que posibilite la contaminación del agua potable.

2. Los lugares de trabajo dispondrán, en las proximidades de los puestos de trabajo y de los vestuarios, de locales de aseo con espejos, lavabos con agua corriente, caliente si es necesario, jabón y toallas individuales u otro sistema de secado con garantías higiénicas. Los lugares de trabajo dispondrán de retretes, dotados de lavabos.

Artículo 10: material y locales de primeros auxilios.

1. Los lugares de trabajo dispondrán de material para primeros auxilios en caso de accidente, que deberá ser adecuado, en cuanto a su cantidad y características, al número de trabajadores, a los riesgos a que estén expuestos y a las facilidades de acceso al centro de asistencia médica más próximo.

2. Los locales de primeros auxilios dispondrán, como mínimo, de un botiquín, una camilla y una fuente de agua potable. Estarán próximos a los puestos de trabajo.

Real Decreto 488/1997

En el caso de este Real Decreto, son las normas de desarrollo reglamentario las que deben fijar las medidas mínimas que deben adoptarse para la adecuada protección de los trabajadores. Entre ellas se encuentran las destinadas a garantizar que de la utilización de los equipos que incluyen pantallas de visualización por los trabajadores no se deriven riesgos para la seguridad y salud de los mismos.

Artículo 3: obligaciones generales.

Se deberán adoptar las medidas necesarias para que la utilización por de equipos con pantallas de visualización no suponga riesgos para la seguridad o salud o, si ello no fuera posible, para que tales riesgos se reduzcan al mínimo. En cualquier caso, los puestos de trabajo a que se refiere el presente Real Decreto deberán cumplir las siguientes disposiciones mínimas:

1. Equipo:

■ Pantalla:

- Los caracteres de la pantalla deberán estar bien definidos y configurados de forma clara, y tener una dimensión suficiente, disponiendo de un espacio adecuado entre los caracteres y los renglones.
- La imagen de la pantalla deberá ser estable, sin fenómenos de destellos, centelleos u otras formas de inestabilidad.
- El usuario de terminales con pantalla deberá poder ajustar fácilmente la luminosidad y el contraste entre los caracteres y el fondo de la pantalla, y adaptarlos fácilmente a las condiciones del entorno.
- La pantalla deberá ser orientable e inclinable a voluntad, con facilidad para adaptarse a las necesidades del usuario. No deberá tener reflejos ni reverberaciones que puedan molestar al usuario.

■ Teclado:

- El teclado deberá ser inclinable e independiente de la pantalla para permitir que el trabajador adopte una postura cómoda que no provoque cansancio en los brazos o las manos.
- Tendrá que haber espacio suficiente delante del teclado para que el usuario pueda apoyar los brazos y las manos.
- La superficie del teclado deberá ser mate para evitar los reflejos.
- La disposición del teclado y las características de las teclas deberán tender a facilitar su utilización.

- Los símbolos de las teclas deberán resaltar suficientemente y ser legibles desde la posición normal de trabajo.
- Mesa o superficie de trabajo:
 - La mesa o superficie de trabajo deberán ser poco reflectantes, tener dimensiones suficientes y permitir una colocación flexible de la pantalla, del teclado, de los documentos y del material accesorio.
 - El soporte de los documentos deberá ser estable y regulable y estará colocado de tal modo que se reduzcan al mínimo los movimientos incómodos de la cabeza y los ojos.
 - El espacio deberá ser suficiente para permitir a los trabajadores una posición cómoda.
- Asiento de trabajo:
 - El asiento de trabajo deberá ser estable, proporcionando al usuario libertad de movimiento y procurándole una postura comfortable.
 - La altura del mismo deberá ser regulable. El respaldo deberá ser reclinable y su altura ajustable.

2. Entorno:

- Espacio:
 - el puesto de trabajo deberá tener una dimensión suficiente y estar acondicionado de tal manera que haya espacio suficiente para permitir los cambios de postura y movimientos de trabajo.
- Iluminación:
 - La iluminación general y la iluminación especial (lámparas de trabajo), cuando sea necesaria, deberán garantizar unos niveles adecuados de iluminación y unas relaciones adecuadas de luminancias entre la pantalla y su entorno, habida cuenta del carácter del trabajo, de las necesidades visuales del usuario y del tipo de pantalla utilizado.
 - El acondicionamiento del lugar de trabajo y del puesto de trabajo, así como la situación y las características técnicas de las fuentes de luz artificial, deberán coordinarse de tal manera que se eviten los deslumbramientos y los reflejos molestos en la pantalla u otras partes del equipo.
- Reflejos y deslumbramientos:

-
- Los puestos de trabajo deberán instalarse de tal forma que las fuentes de luz, tales como ventanas y otras aberturas, los tabiques transparentes o translúcidos y los equipos o tabiques de color claro no provoquen deslumbramiento directo ni produzcan reflejos molestos en la pantalla.
 - Ruido:
 - El ruido producido por los equipos instalados en el puesto de trabajo deberá tenerse en cuenta al diseñar el mismo, en especial para que no se perturbe la atención ni la palabra.
 - Calor:
 - Los equipos instalados en el puesto de trabajo no deberán producir un calor adicional que pueda ocasionar molestias a los trabajadores.
 - Emisiones:
 - Toda radiación, excepción hecha de la parte visible del espectro electromagnético, deberá reducirse a niveles insignificantes desde el punto de vista de la protección de la seguridad y de la salud de los trabajadores.

Apéndice C

Presupuesto

En esta sección se expondrá el presupuesto que se ha utilizado para realizar este proyecto. Se tendrán en cuenta todos los recursos utilizados, incluyendo recursos humanos, costes de equipos, de licencias del *software* utilizado y de consumo energético.

Coste de personal

En este apartado se han tenido en cuenta todos los recursos humanos utilizados para posibilitar la realización de este proyecto. En esto se incluyen las personas involucradas, que en este caso son la alumna y su tutora.

Para calcular el sueldo de la alumna que realiza el Trabajo de Final de Grado, se ha tomado como referencia el sueldo medio que cobraría la misma si trabajara en una empresa como ingeniera junior. Para ello, se ha realizado una investigación sobre los sueldos recibidos por este tipo de trabajadores en diversas empresas a Junio 2022 [30].

En cuanto a la parte del presupuesto dedicada al sueldo de la tutora, se ha tomado como referencia la retribución anual para un Doctor contratado en la UPV, que según el Servicio de Recursos Humanos de la UPV [31] es de 31,019.40€.

	Sueldo (€/h)	Tiempo dedicado (h)	Subtotal (€)
Alumna	13.28	300	3984.00
Tutora	16.20	30	484.68
Total			4468.68 €

Tabla C.1: Presupuesto dedicado al personal implicado en el proyecto.

Coste de equipos informáticos

En cuanto al soporte informático utilizado, se ha empleado únicamente el ordenador personal de la alumna, un modelo HP Pavilion, con un procesador Intel Core i7 de octava generación. El coste de este equipo fue de 900 euros, adquirido en Septiembre 2018, lo que equivale a 46 meses de uso hasta el momento. También se ha añadido el coste de electricidad necesario para que el equipo funcione correctamente, suponiendo un precio medio de 0.3 €/kWh en España en 2022 y un consumo de 305 kWh anuales. En la Tabla C.2 se recogen los costes asociados a su uso.

	Coste	Tiempo dedicado (meses)	Subtotal (€)
Portátil HP	19.56 (€/mes)	10	195.60
Electricidad	7.62 (€/mes)	10	76.25
Total			271.85 €

Tabla C.2: Presupuesto dedicado al equipo informático utilizado en el proyecto.

Coste de *software*

Además del ordenador, se han empleado diversos programas informáticos para realizar este proyecto, muchos de los cuales necesitan la generación de una licencia por horas para su utilización.

El *software* utilizado para la obtención de resultados consta de un programa CFD como es StarCCM+ (con licencia *Power on Demand*), programas de diseño para generar la geometría, como Fusion 360, y un programa comercial gratuito de diseño de cohetes, como es OpenRocket.

Por otra parte, para organizar, procesar y presentar la información obtenida se ha utilizado programas como *Power Point*, *Word*, *Excel* o *Teams*. Todos ellos vienen incluidos en el paquete *Microsoft Office 365*, por el cual la Universidad Politécnica de Valencia paga una licencia de 79€ cada 4 años por alumno. Por último, para la edición de la memoria se ha empleado el programa LaTeX, en su versión online gratuita OverLeaf.

En la Tabla C.4 se recogen todos los costes en cuanto a licencias y utilización de programas informáticos.

<i>Software</i>	Coste	Tiempo dedicado	Subtotal (€)
Microsoft Office 365	1.65 €/mes	10 meses	16.50
Autodesk Fusion 360	33.50 €/mes	10 meses	335.00
StarCCM+	21.12 €/h	240 horas	5068.80
OpenRocket	Gratuito		
LaTeX OverLeaf	Gratuito		
Total:			5419.80 €

Tabla C.3: Presupuesto dedicado al *software* utilizado en el proyecto.

Coste total

Una vez se han establecido todos los costes subtotales asociados a la elaboración de este proyecto, se calculará el presupuesto total.

	Subtotal (€)
Personal	4468.68
Equipo informático	271.85
<i>Software</i>	5419.80
Total:	10160.33 €

Tabla C.4: Presupuesto total del proyecto.

Bibliografía

- [1] C.A. Bohorquez F.A. Galindo J.O. Calderón. *Diseño estructural y aerodinámico de un cohete sonda para ser usado en la adquisición de variables atmosféricas*. 2016. URL: <https://repository.unilibre.edu.co/bitstream/handle/10901/9471/Dise%C3%B1o%20cohete%20sonda%2C%20revista%20EGSIN.pdf?sequence=1&isAllowed=y> (vid. pág. 2).
- [2] W. Devenport S. Glegg. *Foguete Sonda*. 2004. URL: https://www.wikiwand.com/pt/Foguete_Sonda (vid. pág. 2).
- [3] Muy Interesante. *La historia de los cohetes espaciales*. 2020. URL: <https://www.muyinteresante.es/ciencia/articulo/la-historia-de-los-cohetes-espaciales-571601492456> (vid. pág. 5).
- [4] Curiosfera. *Historia de los cohetes - Origen y Evolución*. 2016. URL: <https://curiosfera-historia.com/historia-de-los-cohetes/> (vid. pág. 5).
- [5] G. Seibert in European Space Agency (ESA). *The History of Sounding Rockets and Their Contribution to European Space Research*. 2006. URL: https://www.esa.int/esapub/hsr/HSR_38.pdf (vid. pág. 7).
- [6] Daniel Marín. *El cohete R-7*. 2014. URL: <http://altorres.synology.me/cosmos/cohetes/R7/R7.htm> (vid. pág. 7).
- [7] Delegación de España en la ESA. *El espacio en España - Plan estratégico para el sector espacial*. 2006 (vid. pág. 10).
- [8] Bill Stine G. Harry Stine. *Handbook of Model Rocketry*. 2007 (vid. págs. 16, 17).
- [9] Apogee Rockets. *Can you design a 2-fin rocket?* 2008. URL: <https://www.apogeerockets.com/education/downloads/Newsletter220.pdf> (vid. pág. 25).
- [10] Emma Renee Fraley. *A Comparative Study of Turbulence Models on Aerodynamics Characteristics of a NACA0012 Airfoil*. 2017. URL: <https://ir.library.oregonstate.edu/downloads/6108vh38q?locale=en#:~:text=The%20most%20common%20fin%20planform,often%20described%20by%20Mach%20number> (vid. pág. 26).

- [11] R. Nakka. *Fins for Rocket Stability*. 2001. URL: <https://www.nakka-rocketry.net/fins.html> (vid. pág. 27).
- [12] Equipe ESSS. *Dinámica de fluidos computacional: ¿Qué es?* 2016. URL: <https://www.esss.co/es/blog/dinamica-de-fluidos-computacional-que-es/> (vid. pág. 29).
- [13] Departamento de Máquinas y Motores Térmicos UPV. *Tema 6 - Introducción al CFD* (vid. pág. 30).
- [14] H.K. Versteeg y W. Malalasekera. *An Introduction to Computational Fluid Dynamics*. 2007 (vid. págs. 31-34).
- [15] A. Lozano Durán. *Apuntes de Mecánica de Fluidos Computacional*. 2019. URL: <https://torroja.dmt.upm.es/media/adrian/publicaciones/notas.pdf> (vid. págs. 33, 34).
- [16] M.Lázaro J.A.Capote D. Alvear. *Influencia del modelo de turbulencia y del refinamiento de la discretización espacial en la exactitud de las simulaciones computacionales de incendios*. 2008. URL: <https://upcommons.upc.edu/bitstream/handle/2099/10445/III%20-%20V24N3.pdf> (vid. págs. 36, 37).
- [17] E. Saadati. *Turbulence Modeling - Introductory FLUENT Training*. 2009. URL: <https://www.slideserve.com/thane-beck/chapter-6-turbulence-modeling> (vid. pág. 37).
- [18] Multiphysics Cyclopedia COMSOL. *Navier-Stokes Equation*. 2022. URL: <https://www.COMSOL.com/multiphysics/navier-stokes-equations> (vid. pág. 37).
- [19] *CFD Online*. URL: https://www.cfd-online.com/Wiki/Main_Page (vid. págs. 37, 52).
- [20] S. Anuar A. Sadikin N.A.Yunus. *A Comparative Study of Turbulence Models on Aerodynamics Characteristics of a NACA0012 Airfoil*. 2009. URL: <https://www.slideserve.com/thane-beck/chapter-6-turbulence-modeling> (vid. pág. 40).
- [21] Fluid Mechanics 101. *What are Wall Functions and How do they work?* (Vid. pág. 41).
- [22] H. Nilsson F. Liu. *A Thorough Description Of How Wall Functions Are Implemented In OpenFOAM*. URL: http://www.tfd.chalmers.se/~hani/kurser/OS_CFD_2016/FangqingLiu/openfoamFinal.pdf (vid. pág. 43).
- [23] Wikipedia. *Law of the Wall*. URL: https://en.wikipedia.org/wiki/Law_of_the_wall (vid. pág. 44).
- [24] CFDyNA. *Computational Domain Selection for CFD Simulation*. URL: <http://www.cfdyna.com/CFDHT/GeoCleaning.pdf> (vid. pág. 48).
- [25] *Checking the Validity and Quality of Mesh*. URL: https://www.youtube.com/watch?v=ALGnQFLlrkg&ab_channel=AppliedComputationalFluidDynamics (vid. págs. 64-66).

-
- [26] Siemens Simcenter. *Help - StarCCM+* (vid. pág. 70).
- [27] LEAP CFD Team. *Convergence and Mesh Independence Study*. 2012. URL: <https://www.computationalfluidynamics.com.au/convergence-and-mesh-independent-study/> (vid. pág. 71).
- [28] OpenRocket. *Master Thesis - Technical Documentation*. URL: https://github.com/openrocket/openrocket/releases/download/Development_of_an_Open_Source_model_rocket_simulation-thesis-v20090520/Development_of_an_Open_Source_model_rocket_simulation-thesis-v20090520.pdf (vid. pág. 74).
- [29] Dirección General de Protección Civil y Emergencias (España). *Vientos Fuertes*. URL: [https://www.proteccioncivil.es/coordinacion/gestion-de-riesgos/meteorologicos/vientos-fuertes#:~:text=Seg%C3%BAn%20la%20velocidad%20se%20clasifican,y%20120%20k%20m%20Fh\)%20y](https://www.proteccioncivil.es/coordinacion/gestion-de-riesgos/meteorologicos/vientos-fuertes#:~:text=Seg%C3%BAn%20la%20velocidad%20se%20clasifican,y%20120%20k%20m%20Fh)%20y) (vid. pág. 90).
- [30] *Sueldos para Ingeniero Junior*. URL: https://www.glassdoor.es/Sueldos/ingeniero-junior-sueldo-SRCH_K00,16.htm (vid. pág. 111).
- [31] UPV. *Retribuciones profesorado funcionario en base a la ley de presupuestos para el ejercicio 2022*. URL: http://www.upv.es/entidades/SRH/menu_urlc.html?entidades/SRH/retribuciones/U0905195.pdf (vid. pág. 111).

