



UNIVERSITAT
POLITÈCNICA
DE VALÈNCIA



UNIVERSITAT POLITÈCNICA DE VALÈNCIA

Escuela Técnica Superior de Ingeniería del Diseño

Optimización de la geometría externa para mejorar la
eficiencia aerodinámica de un vehículo aéreo no tripulado
de pequeño tamaño

Trabajo Fin de Máster

Máster Universitario en Ingeniería Aeronáutica

AUTOR/A: Sánchez Gutiérrez, Luis Enrique

Tutor/a: Quintero Igeño, Pedro Manuel

CURSO ACADÉMICO: 2022/2023

Abstract

Optimizing the external geometry of small aircraft plays a key role in improving the efficiency and performance of Unmanned *Aerial Systems* (UAS). This type of device is increasingly widespread in the use of missions such as surveillance, cartography, or parcel delivery. Due to this use and high growth in its demand, the competitiveness of the market begins to grow and better aircraft are sought, with great efficiency to stand out with a greater flight range, greater load capacity, and better overall performance. In this context, the optimization of the external geometry is crucial and above all a very important part such as the fuselage that will allow the improvement of the capabilities of these UAS.

In this work, the problem of optimizing the external geometry of a small aircraft developed by the university team Horus UPV is addressed. Optimization is performed using computational fluid dynamics (CFD) simulations. This CFD simulation allows analysing and calculating the behaviour of the air around the aircraft to generate different geometric variants and calculate different important aerodynamic parameters to characterize the behaviour of the aircraft such as the lift and drag coefficient.

The results obtained in this work after the optimization of the geometry produce improvements in the aerodynamic parameters with small variations of the original external geometry. It is possible to reduce aerodynamic drag and improve lift with which the overall aerodynamic efficiency of the aircraft improves. In conclusion, the optimization of the external geometry manages to be an effective alternative to improve the aerodynamic parameters and optimize the geometry of the aircraft to improve its overall behaviour, producing a more competitive UAS in environments of range and efficiency.

Resumen

La optimización de la geometría externa que presentan las aeronaves pequeñas es un papel fundamental en la mejora de la eficiencia y en el rendimiento de los sistemas de aeronaves no tripuladas o, por sus siglas en inglés, *Unmanned Aerial System* (UAS). Este tipo de dispositivo cada vez está más extendido en el uso de misiones como la vigilancia, la cartografía o en la entrega de paquetería. Debido a este uso y alto crecimiento en su demanda, la competitividad del mercado comienza a crecer y se buscan mejores aeronaves, con gran eficiencia para destacar con un mayor rango de vuelo, mayor capacidad de carga y un mejor rendimiento general. En este contexto, la optimización de la geometría externa es crucial y sobre todo una parte muy importante como es el fuselaje que permitirá la mejora de las capacidades de estos UAS.

En este trabajo, se aborda el problema de optimizar la geometría externa de una aeronave pequeña desarrollada por el equipo universitario Horus UPV. La optimización se lleva a cabo utilizando simulaciones de dinámica de fluidos computacional (CFD, *Computational Fluid Dynamics*). Esta simulación CFD permite analizar y calcular el comportamiento del aire alrededor de la aeronave para generar diferentes variantes geométricas y calculando distintos parámetros aerodinámicos importantes para caracterizar el comportamiento de la aeronave como son el coeficiente de sustentación y de resistencia.

Los resultados obtenidos en este trabajo tras la optimización de la geometría producen mejoras en los parámetros aerodinámicos con pequeñas variaciones de la geometría externa original. Se consigue reducir la resistencia aerodinámica y mejorar de la sustentación con lo que la eficiencia aerodinámica global de la aeronave mejora. En conclusión, la optimización de la geometría externa consigue ser una alternativa efectiva para mejorar los parámetros aerodinámicos y optimizar la geometría de la aeronave para mejorar su comportamiento general, produciendo un UAS más competitivo en los entornos de rango y eficiencia.

I. Índice de figuras

<i>Figura 1-1 – Render de la geometría de la aeronave H200 del equipo de Horus UPV con tren de aterrizaje.</i>	14
<i>Figura 1-2 – Perfil de velocidad laminar sobre una superficie plana donde se comparan un perfil sin perturbar y perturbado[12].</i>	19
<i>Figura 1-3 – Evolución del perfil de la capa límite en un flujo laminar y un flujo turbulento[13].</i>	19
<i>Figura 2-1 – Representación del dominio de estudio entorno a la geometría de la aeronave de forma esquemática y en 2D.</i>	23
<i>Figura 2-2 – Dominio final de simulación con las condiciones de contorno establecidas en una leyenda de colores.</i>	24
<i>Figura 2-3 – Volúmenes de control de campo cercano, estela de la aeronave, estela del tren de aterrizaje principal y de la rueda de morro sobre la aeronave como referencia con una leyenda de colores.</i>	25
<i>Figura 2-4 – Evolución del parámetro C_D según se reduce el tamaño de la celda base de la malla.</i>	26
<i>Figura 2-5 – Evolución del parámetro C_L según se reduce el tamaño de la celda base de la malla.</i>	27
<i>Figura 2-6 – Evolución del parámetro EA según se reduce el tamaño de la celda base de la malla.</i>	27
<i>Figura 2-7 – Sección en el plano de simetría del dominio final donde se muestra la malla.</i>	29
<i>Figura 2-8 – Campo cercano del dominio entorno a la aeronave H200 sobre el plano de simetría del dominio y la malla sobre la superficie de la aeronave.</i>	29
<i>Figura 2-9 – Visualización de la malla sobre la superficie del semiala izquierda.</i>	29
<i>Figura 2-10 – Esquema de automatización del proceso de optimización del fuselaje</i>	34
<i>Figura 3-1 – Campo vectorial de velocidades en 2D del contorno de la aeronave en el plano medio para una velocidad de vuelo $V = 24\text{m/s}$ y $\alpha = 0^\circ$.</i>	37
<i>Figura 3-2 – Distribución del coeficiente de presión alrededor de la aeronave en el plano de simetría en condiciones de vuelo a una velocidad $V = 24\text{m/s}$ y $\alpha = 0^\circ$.</i>	38
<i>Figura 3-3 – Representación de la aportación porcentual de cada superficie al C_L del caso con tren de aterrizaje a SL con unas condiciones de vuelo de $V=24\text{m/s}$ y $\alpha=0^\circ$.</i>	38
<i>Figura 3-4 – Representación de la aportación porcentual de cada superficie al C_D del caso con tren de aterrizaje a SL con unas condiciones de vuelo de $V=24\text{m/s}$ y $\alpha=0^\circ$.</i>	39
<i>Figura 3-5 – Gráfica que muestra la distribución de C_L y C_D en la polar de la aeronave para los cuatro casos base simulados a una velocidad de vuelo de $V = 24\text{m/s}$.</i>	40
<i>Figura 3-6 – Ejemplo de una curva polar para un ala donde la separación entre C_{D0} y C_{Dmin} se ha exagerado[28].</i>	41
<i>Figura 3-7 – Curva AoA vs coeficiente de sustentación para la situación de vuelo a SL con tren de aterrizaje, volando a $V = 24\text{m/s}$ y $\alpha = 0^\circ$.</i>	42
<i>Figura 3-8 – Campo vectorial de velocidad entorno al fuselaje de la aeronave H200 sin tren de aterrizaje volando a $V=24\text{m/s}$ y $\alpha=0^\circ$.</i>	43
<i>Figura 3-9 – Campo vectorial de velocidades justo detrás del ala para un vuelo sin tren de aterrizaje a $V=24\text{m/s}$ y $\alpha=0^\circ$.</i>	43
<i>Figura 3-10 – Campo vectorial de velocidades en la estela de la aeronave sin tren de aterrizaje volando a $V=24\text{m/s}$ y $\alpha=0^\circ$.</i>	44
<i>Figura 3-11 – Representación de la vorticidad entorno a la aeronave H200 para un vuelo sin tren de aterrizaje en SL a $V=24\text{m/s}$ y $\alpha=0^\circ$ (arriba) y en fase de crucero a $V=24\text{m/s}$ y $\alpha=1.3^\circ$ (abajo).</i>	44
<i>Figura 3-12 – Representación de la aportación porcentual de cada superficie al C_L del caso sin tren de aterrizaje y a SL con unas condiciones de vuelo de $V=24\text{m/s}$ y $\alpha=0^\circ$.</i>	45

<i>Figura 3-13 – Representación de la aportación porcentual de cada superficie al CD del caso sin tren de aterrizaje y a SL con unas condiciones de vuelo de a $V=24m/s$ y $\alpha=0^\circ$.....</i>	<i>45</i>
<i>Figura 3-14 – Curva AoA vs coeficiente de sustentación para la situación de vuelo a SL sin tren de aterrizaje, volando a $V = 24m/s$ y a $\alpha = 0^\circ$.....</i>	<i>46</i>
<i>Figura 3-15 – Perfil de la estela generada por el tren de aterrizaje delantero volando a $V=24m/s$ y $\alpha=1.3^\circ$ en fase de crucero.....</i>	<i>47</i>
<i>Figura 3-16 – Vista trasera de la estela generada por el tren de aterrizaje delantero volando a $V=24m/s$ y $\alpha=1.3^\circ$ en fase de crucero.....</i>	<i>47</i>
<i>Figura 3-17 – Vista trasera de la estela generada por el tren de aterrizaje principal volando a $V=24m/s$ y $\alpha=1.3^\circ$ en fase de crucero.....</i>	<i>48</i>
<i>Figura 3-18 – Representación de la aportación porcentual de cada superficie al CL del caso con tren de aterrizaje y en crucero con unas condiciones de vuelo de a $V=24m/s$ y $\alpha=1.3^\circ$... </i>	<i>49</i>
<i>Figura 3-19 – Representación de la aportación porcentual de cada superficie al CD del caso con tren de aterrizaje y en crucero con unas condiciones de vuelo de a $V=24m/s$ y $\alpha=1.3^\circ$... </i>	<i>49</i>
<i>Figura 3-20 – Curva AoA vs coeficiente de sustentación para la situación de vuelo en crucero con tren de aterrizaje, volando a $V = 24m/s$ y a $\alpha = 1.3^\circ$.....</i>	<i>50</i>
<i>Figura 3-21 – Distribución de velocidad entorno al plano de simetría longitudinal de la aeronave H200 con unas condiciones de vuelo de a $V=24m/s$ y $\alpha=1.3^\circ$ en fase de crucero....</i>	<i>51</i>
<i>Figura 3-22 – Representación de la aportación porcentual de cada superficie al CL del caso sin tren de aterrizaje y en crucero con unas condiciones de vuelo de a $V=24m/s$ y $\alpha=1.3^\circ$.....</i>	<i>52</i>
<i>Figura 3-23 – Representación de la aportación porcentual de cada superficie al CD del caso sin tren de aterrizaje y en crucero con unas condiciones de vuelo de a $V=24m/s$ y $\alpha=1.3^\circ$....</i>	<i>52</i>
<i>Figura 3-24 – Curva AoA vs coeficiente de sustentación para la situación de vuelo en crucero sin tren de aterrizaje, volando a $V = 24m/s$ y a $\alpha = 1.3^\circ$.....</i>	<i>53</i>
<i>Figura 3-25 – Representación del campo de deformaciones en el interior del fuselaje en fase de vuelo en SL. La superficie verde indica la nueva geometría deformada y la zona oscura con menor opacidad indica la geometría original.</i>	<i>54</i>
<i>Figura 3-26 – Representación del campo de deformaciones en el exterior del fuselaje en fase de vuelo en SL. La superficie verde indica la nueva geometría deformada y la zona oscura con menor opacidad indica la geometría original.</i>	<i>55</i>
<i>Figura 3-27 – Gráfica que recoge la aportación al parámetro CD de cada superficie de la aeronave para el caso de optimización en SL volando a $V = 24m/s$ y $\alpha = 0^\circ$.....</i>	<i>56</i>
<i>Figura 3-28 – Representación interna del campo de deformaciones sobre el fuselaje en el caso en crucero.....</i>	<i>57</i>
<i>Figura 3-29 – Representación externa del campo de deformaciones sobre e fuselaje en el caso de crucero.....</i>	<i>57</i>
<i>Figura 3-30 – Gráfica de la aportación porcentual de las superficies al coeficiente de sustentación en el caso de optimización en crucero volando a $V = 24m/s$ y $\alpha = 1.3^\circ$.....</i>	<i>58</i>
<i>Figura 3-31 – Gráfica de la aportación porcentual de las superficies al coeficiente de sustentación en el caso de optimización en crucero volando a $V = 24m/s$ y $\alpha = 1.3^\circ$.....</i>	<i>58</i>

II. Índice de tablas

<i>Tabla 2-1 – Resumen de los tamaños de celda para las distintas regiones de control.....</i>	<i>28</i>
<i>Tabla 2-2 – Resumen de los valores seleccionados de tamaño de celda para el refinamiento de superficies.....</i>	<i>28</i>
<i>Tabla 2-3 – Condiciones de vuelo para el caso simulado a nivel del mar.....</i>	<i>31</i>
<i>Tabla 2-4 – Condiciones de vuelo para el caso simulado en crucero.....</i>	<i>31</i>
<i>Tabla 3-1 – Resultado de los parámetros aerodinámicos en la situación de vuelo en SL con tren de aterrizaje.....</i>	<i>36</i>
<i>Tabla 3-2 – Parámetros que caracterizan la curva polar en cada una de las situaciones estudiadas.....</i>	<i>41</i>
<i>Tabla 3-3 – Resultado de los parámetros aerodinámicos para el vuelo a SL y sin el tren de aterrizaje con unas condiciones de vuelo de $V=24\text{m/s}$ y $\alpha=0^\circ$.....</i>	<i>42</i>
<i>Tabla 3-4 – Parámetros aerodinámicos para crucero con tren de aterrizaje con unas condiciones de vuelo de $V=24\text{m/s}$ y $\alpha=1.3^\circ$.....</i>	<i>46</i>
<i>Tabla 3-5 – Parámetros aerodinámicos para crucero sin tren de aterrizaje con unas condiciones de vuelo de $V=24\text{m/s}$ y $\alpha=1.3^\circ$.....</i>	<i>50</i>
<i>Tabla 3-6 – Resultados de los parámetros aerodinámicos en el caso de optimización de SL volando a $V = 24\text{m/s}$ y $\alpha = 0^\circ$.....</i>	<i>55</i>
<i>Tabla 3-7 – Parámetros aerodinámicos del resultado de optimización para crucero volando a $V = 24\text{m/s}$ y $\alpha = 1.3^\circ$.....</i>	<i>57</i>
<i>Tabla 3-8 – Resumen de los valores obtenidos para los distintos parámetros en cada situación geométrica para el caso de vuelo a nivel del mar.....</i>	<i>59</i>
<i>Tabla 3-9 – Variación porcentual sobre el caso con tren de aterrizaje de los distintos parámetros aerodinámicos.....</i>	<i>59</i>
<i>Tabla 3-10 – Comparativa de los resultados del coeficiente de resistencia a SL, tras la optimización y la variación porcentual.....</i>	<i>60</i>
<i>Tabla 3-11 – Resumen de los valores obtenidos para los distintos parámetros en cada situación geométrica para el caso de vuelo en crucero.....</i>	<i>61</i>
<i>Tabla 3-12 – Variación porcentual sobre el caso con tren de aterrizaje de los distintos parámetros aerodinámicos en fase de crucero.....</i>	<i>61</i>
<i>Tabla 3-13 – Comparativa de los resultados de la eficiencia aerodinámica en crucero y tras la optimización.....</i>	<i>61</i>
<i>Tabla 7-1 – Resumen del coste de mano de obra.....</i>	<i>69</i>
<i>Tabla 7-2 – Resumen de los costes informáticos.....</i>	<i>70</i>
<i>Tabla 7-3 – Costes totales del proyecto.....</i>	<i>71</i>

III. Glosario

A

AESA

Agencia Estatal de Seguridad Aérea.

C

CAD

Computer – Aided Design.

D

D

Tensor de deformaciones.

DNS

Direct Numerical Simulation.

E

EA

Eficiencia aerodinámica.

F

f_b

Fuerzas de volumen.

I

IA

Inteligencia Artificial.

K

k

Energía cinética turbulenta.

L

LES

Large-Eddys Simulation.

R

RANS

Reynolds – Averaged Navier Stokes equations.

S

SL

Sea Level.

SST

Shear Stress Tensor.

STEP

Standard for the Exchange of Product Data.

T

t

Tiempo.

T

Tensor de esfuerzos viscosos.

T_t

Tensor de esfuerzos de Reynolds.

U

u

Velocidad del fluido.

UPV

Universidad Politécnica de Valencia.

Alfabeto Griego

A

α

Ángulo de ataque.

E

ε

Disipación turbulenta.

M

μ

Viscosidad.

μ_t

Viscosidad turbulenta.

N

$\tilde{\nu}$

Difusividad del fluido.

P

ρ

Densidad del fluido.

Σ

σ

Tensor de esfuerzos del campo fluido.

Ω

ω

Tasa de disipación específica turbulenta.

IV. Índice

I. Índice de figuras.....	4
II. Índice de tablas	6
III. Glosario.....	7
IV. Índice	9
Capítulo 1. Introducción.....	11
1.1 Introducción	11
1.2 Modelo H200	13
1.3 Objetivos.....	14
1.4 Estructura del trabajo	15
1.5 Introducción al CFD	15
1.5.1 Ecuaciones de la dinámica de fluidos	15
1.5.2 Modelado de la turbulencia	16
1.5.3 Capa límite.....	18
1.6 Estado del arte	20
Capítulo 2. Metodología	22
2.1 Materiales	22
2.2 Metodología	22
2.2.1 Mallado del dominio	23
2.2.2 Independencia de la malla	25
2.2.3 Parámetros obtenidos del mallado.....	27
2.2.4 Simulación del caso base	29
2.2.5 Implementación herramienta de optimización	31
Capítulo 3. Resultados	36
3.1 Resultados del caso base.....	36
3.1.1 Caso en SL con el tren de aterrizaje.....	36
3.1.2 Caso en SL sin el tren de aterrizaje.....	42
3.1.3 Situación de crucero con el tren de aterrizaje	46
3.1.4 Situación de crucero sin el tren de aterrizaje.....	50
3.2 Resultados de la optimización y su comparativa	53
3.2.1 Optimización en SL: reducción del CD	53
3.2.2 Optimización en crucero: Maximización de la EA	56
3.3 Comparativa de resultados caso base	59
3.3.1 Comparativa a nivel del mar	59

3.3.2	Comparativa en crucero	60
Capítulo 4.	Conclusiones.....	63
Capítulo 5.	Trabajos futuros	65
Capítulo 6.	Pliego de condiciones.....	66
6.1	Condiciones técnicas	66
6.2	Condiciones del puesto de trabajo.....	67
Capítulo 7.	Presupuesto	69
7.1	Coste personal.....	69
7.2	Coste equipo informático	70
7.3	Presupuesto total del proyecto	70
Capítulo 8.	Referencias	72

Capítulo 1. Introducción

1.1 Introducción

La Unión Europea ha evolucionado en los últimos años hacia un espacio aéreo compartido entre aeronaves de distinta naturaleza: tripuladas y no tripuladas[1]. Con el objetivo de integrar los sistemas no tripulados en el espacio aéreo, se está desarrollando el proyecto "*U-space*", actualmente se encuentra cerca de su completa implementación, se trata de la cuarta fase que se prevé realizar entre 2025 y 2030[1]. Este proyecto se conforma por un conjunto de servicios y procedimientos que se están y se han desarrollado de forma coordinada para mejorar el espacio aéreo y posibilitar un alto número de operaciones de sistemas aéreos no tripuladas, UAS [2]. Con la nueva normativa esta tecnología se denomina UAS englobando todas las variantes de sistemas aéreos no tripuladas. Se trata de un trabajo conjunto de AESA (Agencia Estatal de Seguridad Aérea) con la unión europea y sus países miembros, que tiene como objeto dar cumplimiento a la nueva normativa europea[2].

El uso de aeronaves no tripuladas se ha extendido debido a la versatilidad operacional que presentan. Entre dichas aplicaciones más destacadas se hallan: la topografía aérea, multimedia, agricultura de precisión, operaciones industriales, edificación, conservación y patrimonio y gestión forestal[3].

- Topografía aérea: la toma de fotografías del terreno desde una perspectiva aérea para su posterior procesado y conversión a modelos digitales de terreno. De igual forma que se realizan las imágenes satelitales para estos trabajos, se puede fotografiar el terreno con un vehículo de estas características portando una cámara especializada.
- Multimedia: cualquier tipo de trabajo o ayuda en la que se implique la toma de imágenes o grabación de vídeo de forma aérea se ubica en esta categoría.
- Agricultura de precisión: ayudándose de la imagen aérea, se puede estudiar y vigilar los cultivos estableciendo el estado de los cultivos, épocas de sembrado, riego, control de plagas, etc.
- Operaciones industriales: la evaluación dentro de las plantas industriales en las que se puede inspeccionar mediante termografía y controlar el correcto funcionamiento de los distintos elementos.

- Edificación: la eficiencia energética puede controlarse mediante cámaras termográficas en los edificios que faciliten mediante visión aérea la distribución de temperatura de un edificio, la construcción de sus cubiertas, el desarrollo urbano, etc.
- Conservación y patrimonio: mediante la inspección aérea de urbanizaciones, se pueden agregar nuevos edificios a las bases de datos históricos, controlar y evaluar el estado de los edificios ya registrados, estudiar y documentar excavaciones y a hallazgos arqueológicos, etc.
- Gestión forestal: su uso se aplica directamente en la inspección, contención y detección de incendios, estudios de hidrología y medioambientales (en desarrollo) y ayuda a los equipos de emergencias en rescates.

Además de los campos de aplicación anteriores, los UAS permiten otros usos como: el transporte de personas (actualmente en gran auge y está en desarrollo), transporte de mercancías y/o reparto, actividades de vuelo recreativas, etc. [4]. En el seno del transporte de mercancías nace la iniciativa universitaria que formará el equipo universitario Horus UPV (Universidad Politécnica de Valencia), miembro de la comunidad universitaria de la Universidad Politécnica de Valencia. El objetivo de este equipo es competir en UAS *Challenge* donde la misión varía anualmente manteniendo sus bases en el transporte de un pequeño paquete a un punto concreto, realizar un circuito de navegación y conseguir la mayor autonomía todo ello de forma autónoma[5]. La propuesta que brinda el equipo es la aeronave denominada H200.

Las aeronaves en la categoría de UAS se diferencian de las aeronaves tradicionales por no presentar un piloto a bordo. Con esta ventaja, el tamaño que presentan suele ser menor, favoreciendo las características operativas y de maniobrabilidad. Debido a los motivos anteriores, las aeronaves poseen la capacidad de operar a baja altura tanto para aeronaves de ala fija como de ala rotatoria sin que suponga un riesgo para la seguridad. Gracias a esta capacidad, los UAS pueden operar con mayor seguridad en entornos hostiles o peligrosos. Estos entornos van desde desplazarse entre edificios hasta volar en emergencias entre montañas para búsqueda de personas y/o rescate.

El uso de aeronaves de menor tamaño y por tanto menos peso máximo en el despegue, presenta unos costes de operación inferiores a los de operar una aeronave tripulada, esta reducción de coste genera una gran ventaja para su operación diaria. La gran mayoría de estos vehículos son recreativos y de muy pequeñas dimensiones por lo que no necesitan un gran coste de mantenimiento que incremente sus costes operativos.

En base a lo mencionado, gran parte de los UAS poseen propulsión eléctrica. El desarrollo actual de la tecnología de baterías es alto, sin embargo, no suficiente para obtener unas prestaciones equivalentes a los motores de combustibles fósiles. La cantidad de densidad de energía necesaria para obtener un modelo de UAS competitivo es superior a la densidad que se está desarrollando actualmente y que está desarrollada.

La alternativa disponible, en esta situación, es mejorar el funcionamiento de la propulsión eléctrica y no del almacenamiento al estar limitado por la tecnología. La propulsión se puede mejorar también mediante una optimización y reducción de la resistencia aerodinámica que poseen los UAS.

Esta reducción de la resistencia aerodinámica influye en una menor necesidad de potencia para el avance o, para la misma potencia, un mayor avance al conseguir mejorar la eficiencia aerodinámica. Con la limitación actual de densidad energética (para una misma batería instalada) una reducción en la resistencia aerodinámica produce una mejora en la propulsión consiguiendo una aeronave más competente a nivel comercial.

Optimizar la geometría para una misión en concreto produce una mejor adaptación de la aeronave a las condiciones esperadas durante esa misión y una mejora de la seguridad. Esta adaptación tan concreta limita la interoperabilidad de la aeronave para afrontar misiones similares bajo otras condiciones de operación. Un estudio intermedio es optimizar la aeronave en una situación común a la mayoría de las misiones de los UAS: crucero y vuelo a nivel del mar.

1.2 Modelo H200

Tras ubicar el interés de optimizar la geometría de los UAS, el actual proyecto se centra en el caso concreto del H200 (Figura 1-1), la aeronave que está desarrollando el equipo Horus UPV. Es una aeronave propulsada eléctricamente con una batería eléctrica y posteriormente utilizará una pila de hidrógeno. La tecnología utilizada para el caso del hidrógeno será llevar un depósito con el hidrógeno y una pila de hidrógeno para obtener la energía. La optimización aerodinámica de su geometría busca reducir los consumos que tiene esta aeronave en su fase de crucero y a nivel del mar para así mejorar su autonomía con el mismo tipo de batería y densidad energética.

Una geometría bien diseñada y optimizada produce un mejor comportamiento global de la aeronave. Aspectos como son la estabilidad y maniobrabilidad son inversamente proporcionales, es decir, una aeronave estable no tiene gran capacidad de maniobra y viceversa. Esta diferencia se observa entre las aeronaves comerciales y las aeronaves militares de combate. Una aeronave comercial presenta estabilidad para una mayor seguridad y comodidad en el transporte de pasajeros, debido a esta decisión, la capacidad de maniobra se ve reducida. Por el contrario, una aeronave militar centrada en el combate busca mayor maniobrabilidad y por tanto va a presentar menor estabilidad ante perturbaciones de su estado de equilibrio.

Con estas características opuestas, se debe llegar a un compromiso entre estabilidad y maniobrabilidad. El requerimiento mínimo que se exige es una estabilidad suficiente para operar la aeronave sin riesgo.

Del mismo modo que estas dos características están relacionadas, la eficiencia aerodinámica está afectada por la sustentación y la resistencia que tiene el UAS. Una variación en la geometría externa afectará a estas dos variables de diferente forma. La eficiencia aerodinámica es directamente proporcional a la sustentación e inversamente proporcional a la resistencia de la aeronave como se recoge en la ecuación (1.1). Es complejo conseguir un aumento de la sustentación modificando la geometría del fuselaje del vehículo exclusivamente y manteniendo el perfil alar constante. Por otro lado, optimizar la geometría buscando conseguir una reducción de la resistencia aerodinámica va a obtener mejores resultados al ser un elemento importante en la generación de resistencia.

$$EA = \frac{L}{D} \quad (1.1)$$

La alternativa presentada para la mejora de la eficiencia aerodinámica es reducir la resistencia. El objetivo es optimizar la geometría externa sin alterar el perfil aerodinámico del ala ni de los componentes de la cola en V. La modificación de esta geometría no está libre de restricciones, debe tener una aproximación meticulosa y una metodología registrada y controlada. Entre las limitaciones que existen están: la limitación de volumen interno que está ya reservado para todos los componentes de control, unidad de potencia, tren de aterrizaje, etc.

Con lo anterior mencionado en cuenta, se deben controlar las distintas iteraciones de optimización para no generar una geometría que interfiera en la distribución de volumen interna y con ello comprometer el diseño de la aeronave.



Figura 1-1 – *Render* de la geometría de la aeronave H200 del equipo de Horus UPV con tren de aterrizaje.

1.3 Objetivos

Este trabajo académico tiene por objetivos el estudio y análisis de los parámetros aerodinámicos sobre una aeronave de pequeño tamaño con ayuda de herramientas de CFD. Tras su estudio, realizar una optimización de la geometría para la mejora de la eficiencia aerodinámica del vehículo en fase de crucero y una reducción de la resistencia aerodinámica en vuelo a nivel del mar. En esta optimización la estructura del empenaje de cola y de la propia ala permanecerán como invariantes debido a previa optimización realizada en el equipo.

Tras las optimizaciones en cada fase respectivamente, luego se analiza cual es la mejora en cada actuación y se decide entre ellas. El único componente disponible para modificar se trata del fuselaje de la aeronave. Se busca cuales son las superficies y zonas donde mayor influencia recibe la resistencia y la eficiencia aerodinámica.

Para asentar las bases de la investigación y metodologías empleadas en el trabajo académico, se realiza un estudio de la literatura relacionada con técnicas de optimización de geometría externa de aeronaves ayudándose de *software* CFD.

Determinado el objetivo general, se plantean varios hitos más concretos. En primer lugar, obtener el comportamiento aerodinámico del vehículo mediante sus parámetros aerodinámicos en una configuración base. Esta configuración es durante la misión de crucero con el AoA (α) (Ángulo de ataque) calculado para esa fase y para vuelo a nivel del mar (SL), con AoA nulo. La elección de esta misión es debido a la posibilidad de realizar un vuelo bajo tras la fase de despegue o previo a la de aterrizaje. Para ambas situaciones expuestas, se realiza un estudio con tren de aterrizaje y sin él.

Calculada la situación base, se genera la optimización para evaluar qué elementos cambian en qué condiciones y en qué magnitud, para poder comparar los nuevos valores con los bases.

1.4 Estructura del trabajo

El presente documento está organizado 8 capítulos: en el primer capítulo se realiza una introducción del trabajo académico y de los diferentes aspectos que se van a tratar en el mismo e incluye el estado del arte actual relacionado con la optimización de geometrías con CFD. El segundo capítulo contiene los materiales empleados en el estudio e investigación junto a las metodologías que se han utilizado para la adquisición de los resultados. El tercer capítulo muestra los resultados obtenidos durante los cálculos y optimizaciones sobre la geometría externa de la aeronave H200 y se discuten estos resultados donde aparecen los parámetros aerodinámicos del estudio. En cuarto lugar, se ubica el apartado de conclusiones. Un apartado que recoge los aspectos más importantes del trabajo académico y muestra cuales son las soluciones más favorables que se han obtenido tras el estudio y optimización de la geometría externa.

Tras los apartados puramente de desarrollo académico, el capítulo quinto introduce cuales son los trabajos futuros planteados. El capítulo sexto recoge el pliego de condiciones de este trabajo, el séptimo es el presupuesto empleado en el desarrollo del trabajo académico donde aparecen aspectos como horas dedicadas, presupuestos de *software*, etc. Por último, el capítulo octavo incluye una lista con las referencias utilizadas en el documento y el número de la cita.

1.5 Introducción al CFD

Durante la siguiente sección se introducen los conceptos relacionados con la simulación mediante CFD. En las distintas secciones presentes en el documento se discutirán aspectos relacionados con lo mencionado en esta.

1.5.1 Ecuaciones de la dinámica de fluidos

Las ecuaciones necesarias para resolver problemas relacionados con la mecánica de fluidos son: ecuaciones de estado, ecuaciones de conservación y ecuaciones de transporte para la turbulencia[6]. Las ecuaciones de conservación de cantidad de movimiento son las denominadas ecuaciones de Navier – Stokes (1.2). Las siguientes ecuaciones mencionadas, son las ecuaciones de estado (1.3), estas ecuaciones son las

relacionadas con la ecuación de conservación de la masa o también conocida como ecuación de continuidad [7]. En último lugar están las ecuaciones relacionadas con la turbulencia, estas ecuaciones son las de conservación de movimiento angular (1.4).

$$\frac{\partial(\rho\mathbf{u})}{\partial t} + \nabla(\rho\mathbf{u} \times \mathbf{u}) = \nabla\sigma + \mathbf{f}_b \quad (1.2)$$

$$\frac{\partial\rho}{\partial t} + \nabla(\rho\mathbf{u}) = 0 \quad (1.3)$$

$$\sigma = \sigma^T \quad (1.4)$$

En estas expresiones aparecen distintos componentes relacionados con las propiedades del fluido. ρ indica la densidad del fluido, \mathbf{u} es el vector de velocidad del fluido, t es el tiempo, \mathbf{f}_b son las fuerzas de volumen [8], σ es el tensor de esfuerzos del campo fluido. Este componente al mismo tiempo es la suma de dos tensores: el primero establece las tensiones normales debidas a la presión y genera la diagonal de la matriz y, por otro lado, el tensor de los esfuerzos tangenciales de la viscosidad del fluido y su expresión matemática se muestra en la ecuación (1.6).

$$\sigma = -p\mathbf{I} + \mathbf{T} \quad (1.5)$$

Es en esta ecuación donde entran nuevos parámetros relacionados con la viscosidad del fluido. En caso de un fluido newtoniano, siendo sus viscosidades constantes, los esfuerzos tangenciales son proporcionales a las velocidades que aparecen en el campo fluido. Con esto establecido, el tensor de esfuerzos viscosos \mathbf{T} se calcula a partir del tensor de deformaciones, \mathbf{D} (ecuaciones (1.6) y (1.7)).

$$\vec{T} = 2\mu\mathbf{D} - \frac{2}{3}\mu(\nabla\mathbf{u})\mathbf{I} \quad (1.6)$$

$$\vec{D} = \frac{1}{2}(\nabla\mathbf{u} + (\nabla\mathbf{u})^T) \quad (1.7)$$

Se incluye nuevos parámetros como μ , la viscosidad del fluido. Con todos los parámetros mencionados se completa la definición de las ecuaciones que van a estudiarse mediante la simulación CFD de este trabajo.

1.5.2 Modelado de la turbulencia

La producción de un flujo turbulento trae asociado la aparición de oscilaciones en el fluido que van a variar las propiedades de este. Se producen oscilaciones en los parámetros de velocidad y presión dependientes del tiempo entre otros. Esta dependencia está relacionada con el número de Reynolds. Aumentar este número produce una reducción del tamaño de esas oscilaciones que a la hora de simular con cálculo computacional y la capacidad de cálculo actual, produce una simulación demasiado costosa[9].

Para reducir este aumento del coste computacional, en esas zonas con fluctuaciones de menor tamaño en las escalas de la turbulencia se utiliza los modelos de turbulencia. Entre estos modelos destaca el tipo RANS (*Reynolds-Averaged Navier Stokes equations*). Como su nombre indica, estos modelos promediados resuelven las ecuaciones de Navier Stokes (ecuaciones de conservación) para los valores medios de las variables del flujo. A las variables del flujo se les aplica la descomposición de Reynolds, es una descomposición entre un valor medio y un valor fluctuante de la variable. El valor medio es un promedio temporal constante en los estudios

realizados. Estos modelos introducen en las ecuaciones un tensor adicional denominado tensor de esfuerzos de Reynolds, \mathbf{T}_t [6].

$$\mathbf{T}_t = -\rho \begin{pmatrix} \overline{u'u'} & \overline{u'v'} & \overline{u'w'} \\ \overline{v'u'} & \overline{v'v'} & \overline{v'w'} \\ \overline{w'u'} & \overline{w'v'} & \overline{w'w'} \end{pmatrix} \quad (1.8)$$

Donde, u, v y w son los componentes del vector velocidad.

Los modelos RANS más utilizados son los conocidos como *Eddy Viscosity Models*. Estos modelos modelizan el tensor de esfuerzos de Reynolds mediante la definición de una nueva variable: la viscosidad turbulenta μ_t . Esta nueva definición tiene por objetivo tratar las ecuaciones del flujo medio en su forma original, pero sustituyendo la viscosidad molecular del fluido por una viscosidad efectiva (1.13)[6]

$$\mu_{eff} = \mu + \mu_t \quad (1.9)$$

La definición de esta nueva viscosidad busca tener en cuenta todos los efectos de la turbulencia modelando las escalas turbulentas en lugar de resolverlas como se haría utilizando otros modelos más precisos: LES (*Large-Eddy Simulation*) o DNS (*Direct Numerical Simulation*). Con esta definición de viscosidad efectiva, se consiguen simular los efectos turbulentos cuyo fin es modelar el tensor de esfuerzos viscos de Reynolds mediante la aproximación de Boussinesq, esta aproximación genera nuevas definiciones a este tensor mencionado y a las deformaciones similares. Esta definición se muestra en las ecuaciones (1.10) y (1.11) para un flujo medio[6].

$$\mathbf{T}_t = 2\mu_t \mathbf{S} - \frac{2}{3}\mu_t (\nabla \bar{u}) \mathbf{I} \quad (1.10)$$

$$\mathbf{S} = \frac{1}{2} (\nabla \bar{u} + (\nabla \bar{u})^T) \quad (1.11)$$

Para obtener la viscosidad turbulenta generada con estos modelos, se emplean diversos modelos distinguidos entre sí por las ecuaciones que se emplean en cada uno de ellos. A continuación, se muestran los modelos más extendidos con las ecuaciones de transporte empleadas [6], [9], [10]:

- **K – Épsilon ($k - \varepsilon$):** es el modelo de turbulencia más simple y resuelve dos ecuaciones, una relacionada con la energía cinética turbulenta (k) (1.12) y otra con la disipación turbulenta ε (1.13). Estas ecuaciones tienen la capacidad de ajustarse ligeramente a las condiciones simuladas mediante distintas constantes de ajustes presentes en su definición. Es un modelo muy útil para situaciones de gradientes de presión pequeños y flujos de cortadura libre, así como flujos confinados donde el parámetro más importante es el tensor de Reynolds. El problema que presenta este modelo es su mal comportamiento ante grandes gradientes de presiones, contornos curvos, flujos rotatorios, etc. Tras la resolución de estas ecuaciones, se puede calcular la viscosidad turbulenta mediante la ecuación (1.14) donde se observa que interviene otra constante de ajuste más.

$$\frac{c\partial(\rho k)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho k u_i)}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\frac{\mu_t}{\sigma_k} \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + 2\mu_t E_{ij} E_{ij} - \rho \varepsilon \quad (1.12)$$

$$\frac{\partial(\rho\varepsilon)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho\varepsilon u_i)}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\frac{\mu_t}{\sigma_\varepsilon} \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_j} \right] + C_{1\varepsilon} \frac{\varepsilon}{k} 2\mu_t E_{ij} E_{ij} - C_{2\varepsilon} \rho \frac{\varepsilon^2}{k} \quad (1.13)$$

$$\mu_t = \rho C_\mu \frac{k^2}{\varepsilon} \quad (1.14)$$

- **K – Omega ($k - \omega$):** en este modelo de turbulencia se resuelven dos ecuaciones similares al modelo anterior: energía cinética turbulenta (k) (1.15) y la tasa de disipación específica turbulenta (ω) (1.16). De igual forma que antes, una vez resueltas estas ecuaciones se puede calcular la viscosidad turbulenta mediante la expresión: $\mu_t = \rho k t_t$

$$\rho \frac{\partial k}{\partial t} + \rho(u \cdot \nabla)k = P_k - \rho\beta * k\omega + \nabla \cdot [(\mu + \mu_T \sigma^*)\nabla k] \quad (1.15)$$

$$\rho \frac{\partial \omega}{\partial t} + \rho(u \cdot \nabla)\omega = \nabla \cdot [(\mu + \sigma\mu_T)\nabla\omega] + \alpha \frac{\omega}{k} P - \rho\beta\omega^2 \quad (1.16)$$

- **K – Omega SST ($k - \omega SST$):** este modelo es una combinación del anterior ($k - \omega$) con el modelo $k - \varepsilon$. Esta combinación se define como el uso del modelo $k - \varepsilon$ en la zona de flujo libre, lejana a la pared y el modelo $k - \omega$ en la zona cercana a la pared.
- **Spalart – Allmaras:** este modelo resuelve únicamente una sola ecuación de transporte para la difusividad del fluido $\tilde{\nu}$. Este modelo es el que menos coste computacional tiene en la metodología RANS al solo introducir una ecuación adicional. Es utilizado y presenta buenos resultados en casos de aerodinámica externa con capas límite adheridas a la pared y también levemente separadas.

$$\frac{\delta(\rho\tilde{\nu})}{\delta t} + \nabla(\rho\tilde{\nu}\vec{u}) = \frac{1}{\sigma_{\tilde{\nu}}} \nabla[(\mu + \rho\tilde{\nu})\nabla\tilde{\nu}] + P_{\tilde{\nu}} + S_{\tilde{\nu}} \quad (1.17)$$

1.5.3 Capa límite

Este componente se trata de una zona del fluido donde el movimiento es perturbado por la presencia de un sólido que entra en contacto con el fluido. Esta zona presenta una diferencia de velocidades entre un punto en el flujo libre con la velocidad inalterada y un punto sobre la pared donde la velocidad es nula.

En esta diferencia de velocidad entre la pared y un punto del flujo principal se produce el perfil de velocidad de la capa límite[11] (Figura 1-2). La distribución en la separación respecto a la superficie se divide en diferentes capas para un flujo turbulento:

- Subcapa viscosa, donde los fenómenos viscosos son los dominantes, es la capa más próxima a la pared. El perfil de velocidades es prácticamente lineal en esta capa debido al efecto de la propia viscosidad.
- Subcapa *buffer layer*, se encuentra ubicada encima de la subcapa viscosa. En esta nueva capa se encuentra un flujo turbulento y los efectos viscosos se mantienen como más importantes.

- Subcapa logarítmica, situada por encima de la subcapa *buffer layer*. La turbulencia coge peso y los efectos turbulentos que se producen son mayores, pero siguen sin ser los efectos dominantes.
- Subcapa turbulenta, se encuentra en la zona más alejada de la pared. En esta subcapa los efectos turbulentos son los dominantes frente a los viscosos que dominaban en las capas inferiores. Esta capa turbulenta se extiende en el resto del flujo hasta la zona de flujo libre.

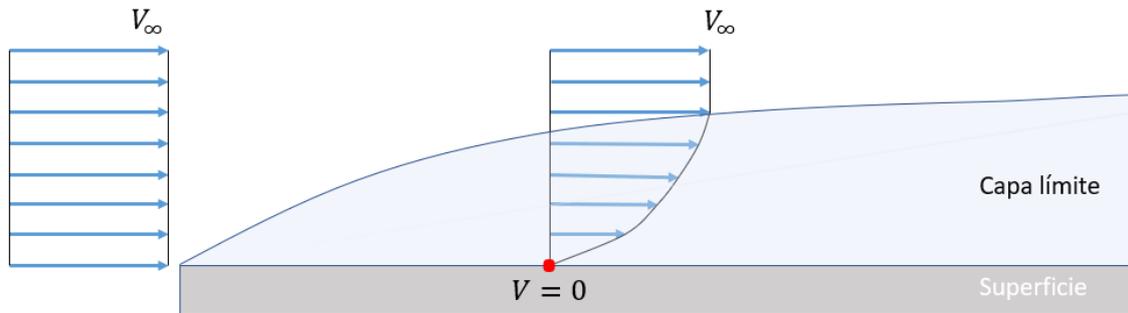


Figura 1-2 – Perfil de velocidad laminar sobre una superficie plana donde se comparan un perfil sin perturbar y perturbado[12].

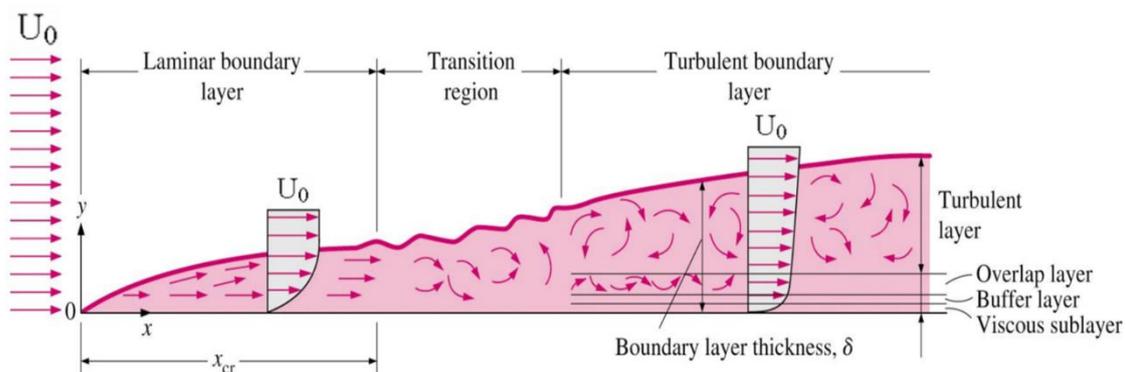


Figura 1-3 – Evolución del perfil de la capa límite en un flujo laminar y un flujo turbulento[13].

En el ámbito de influencia de la subcapa viscosa el comportamiento del perfil de velocidades es bastante similar a un perfil de velocidades de crecimiento lineal, esto ha sido demostrado con experimentos[6]. Sobre la pared del sólido se producen amortiguamientos de los torbellinos y el flujo se lamina en ese punto, los esfuerzos de cortadura son debidos básicamente a la viscosidad que presenta el fluido.

El análisis del gradiente de velocidad para la subcapa viscosa es prácticamente constante ($\frac{\partial \langle u \rangle}{\partial y} \approx \frac{u}{y}$), donde y es la distancia a la pared y $\langle u \rangle$ es el valor medio de la velocidad axial. En esta capa los esfuerzos tangenciales que aparecen se recogen en la expresión $\tau_w = \mu \frac{U}{y} = \rho \nu \frac{u}{y}$ con el valor de μ la viscosidad dinámica del fluido, U y u valores de velocidad y ν la viscosidad cinemática.

Es en esta ubicación donde se define la velocidad de fricción, es la relación ficticia de la raíz cuadrada de los esfuerzos tangenciales sobre la densidad del fluido, $u_t = \sqrt{\frac{\tau_w}{\rho}}$.

El perfil de velocidad adimensional en la capa viscosa se establece sustituyendo en la ecuación anterior de forma que se define un nuevo concepto: la Ley de Pared[6].

$$\frac{U}{u_t} = U^+ = y^+ = \frac{yu_t}{\nu} \quad (1.18)$$

El resultado de esta ecuación está correlacionado con los resultados experimentales para valores $0 \leq y^+ \leq 5$. Analizando la ecuación se puede observar que el parámetro y^+ se relaciona de forma proporcional con el espesor de la capa límite y de forma inversamente proporcional con la velocidad media del flujo (U). Como conclusión al aumentar la velocidad, aumenta también el número de Reynolds por tanto la subcapa viscosa se hace más fina y el perfil de velocidades es menos abrupto y tiene una distribución más plana.

1.6 Estado del arte

La optimización de la geometría externa de una aeronave implica utilizar simulaciones numéricas de CFD para evaluar el rendimiento aerodinámico de los diferentes diseños y buscar así las soluciones óptimas. Las técnicas utilizadas pueden servir de ayuda para mejorar distintos parámetros aerodinámicos: mejorar eficiencia aerodinámica, reducir resistencia, aumentar el rendimiento en fases intermedias, mejora de la estabilidad y la maniobrabilidad de una aeronave.

Para realizar estos estudios, existen varias técnicas y estrategias que usan la metodología CFD. Algunas de estas técnicas son [14], [15]:

1. Optimización basada en parametrización: la metodología seguida en esta técnica es primero la definición de los parámetros que van a generar la geometría de la aeronave. Entre estos parámetros se encuentran el ángulo de incidencia del ala, el perfil que sigue el fuselaje, etc. A continuación, se utilizan distintos algoritmos de optimización para obtener los valores óptimos de los parámetros expuestos en función de unos objetivos buscados como la reducción de la resistencia aerodinámica o maximización de la eficiencia aerodinámica.
2. Optimización de forma libre: en lugar de introducir parámetros de forma predeterminada, esta metodología permite una variación con mayor libertad de la geometría de la aeronave. Utiliza técnicas de optimización basadas en mallados deformables para alterar la geometría de manera flexible y encontrar las soluciones óptimas.
3. Optimización basada en modelos de sustitución: esta técnica emplea modelos matemáticos simplificados (metamodelos o modelos de sustitución) para construir y capturar la relación entre los parámetros de diseño y las características aerodinámicas de mayor interés. Son modelos más simples que se utilizan para acelerar el proceso de optimización al ser más rápidos de evaluar que las simulaciones CFD al completo.
4. Optimización multiobjetivo: en diversos casos, la optimización de la geometría de una aeronave va a producir contradicciones en la mejora de distintas variables: reducción de resistencia y aumento de sustentación, por ejemplo. utilizando una optimización multiobjetivo se busca encontrar soluciones que generen un equilibrio entre los objetivos expuestos en lugar de solo una única solución.

Con el incremento del uso de la inteligencia artificial (IA) en las tendencias actuales junto al aprendizaje automático y la optimización evolutiva, se está llevando el uso de la optimización de geometrías por CFD a esos campos. Utilizar estas técnicas

permite explorar de manera más efectiva el espacio disponible para el diseño y encontrar soluciones más innovadoras y no tan intuitivas. Maionchi D. et al. [16] realiza un estudio sobre la optimización de la geometría de micro mezcladores con ayuda de las herramientas de CFD e IA. El conjunto de herramientas les permite reducir el coste computacional durante la optimización.

Además, la creciente disponibilidad de recursos informáticos y el desarrollo de métodos CFD más eficientes permiten realizar estudios de optimización más complejos y detallados. La tecnología de optimización en tiempo real también se utiliza para ajustar la geometría de la aeronave en vuelo para adaptarse a las condiciones cambiantes y maximizar el rendimiento. Moreria F. desarrolló un estudio de la optimización de la forma aerodinámica utilizando el método de Adjoint.[17]

En conclusión, la optimización de la geometría externa de aeronaves mediante técnicas CFD es un área activa de investigación. Los métodos y técnicas descritos anteriormente son solo algunas de las muchas herramientas que puede utilizar para encontrar la mejor solución.

El uso de la herramienta de optimización para la mejora del comportamiento de aeronaves es incorporado en estudios realizados por P. Panagiotou et al. [18]. En este trabajo el uso de la simulación de fluido busca mejorar el comportamiento aerodinámico de una aeronave mediana mediante la implementación de *winglets* y de su optimización. En otro sector como es la optimización de tuberías en intercambiadores de calor, Smolka J. et al. [19] utilizan algoritmo genético para buscar la mejora de su estudio. El objetivo se trata de optimizar los diámetros tanto de los conductos como de las bobinas dentro del intercambiador de calor con las restricciones de distancia mínima entre dos componentes.

Otra aplicación que ha tenido en cuenta la optimización geométrica son los generadores de microburbujas. Son elementos que se encargan de oxigenar el agua en entornos acuáticos para favorecer la vida, otras aplicaciones son en la industria del tratamiento de aguas. Wilson D. A. et al. [20] utilizan el CFD y los resultados experimentales para optimizar la geometría de un generador de microburbujas de tipo Venturi.

En base a los tipos de optimización mencionados, Expósito J.A. et al. [21] busca el análisis y optimización de un eyector de una fase en tecnologías de refrigeración mediante el uso de una técnica multiobjetivo. La técnica principal es este multiobjetivo y tiene asociado un modelo de CFD. Con esta combinación de técnicas buscan optimizar el consumo eléctrico que se plantea en este tipo de máquinas refrigeradoras para conseguir una mejora comercial y ambiental.

Este tipo de estudios se ha llevado a cabo en distintos sectores y ramas del conocimiento aplicadas a diferentes factores. Entre ellos también se encuentra el sector del espacio. Kumar K. N. [22] busca mejorar el rendimiento obtenido en nuevos diseños de vehículos de lanzamiento satelital. La optimización se centra en un tipo de tobera conocida por *aerospike* donde no existe la pared exterior. La optimización fue llevada a cabo mediante modelos con parámetros y mejorando los resultados a través de las modificaciones de estos.

Capítulo 2. Metodología

2.1 Materiales

El trabajo académico busca optimizar la geometría externa de una aeronave de pequeño tamaño mediante herramientas de *software* y cálculos computacionales. De forma básica para comenzar este trabajo, fue necesaria la creación de una geometría CAD (*Computed – Aided Design*) para tener la estructura de la aeronave en un archivo digital. Este archivo fue creado por el departamento de diseño dentro del equipo Horus UPV y se ha transmitido esa información mediante un archivo CAD.

Para procesar la información se ha utilizado el *software Inventor Professional 2022*. La obtención de la geometría para poder utilizarla en simulación CFD requiere una extensión de archivo diferente a la de diseño, se ha utilizado la extensión “STEP (*Standard for the Exchange of Product Data*)”. Este archivo es el importado al *software* de simulación.

El grosor del trabajo académico se centra en la optimización y por tanto la herramienta principal utilizada para el cálculo de los parámetros aerodinámicos es un *software* de cálculo CFD: StarCCM+. Con esta herramienta se realizarán los cálculos y también se estudian las distintas misiones que se plantean. Finalmente, se utilizará una herramienta interna de StarCCM+ para optimizar geometrías con interacción con fluidos, *Adjoint*.

Para el postproceso de todos los datos es necesario un *software* capaz de evaluar y trabajar con todos estos datos. Se utilizarán tanto Excel como el propio *software* de simulación, donde se procesará toda la información obtenida por el *software* de cálculo de fluidos.

2.2 Metodología

En esta sección se recoge una explicación sobre el procedimiento seguido en este trabajo académico para la obtención de los resultados y su análisis. Los métodos empleados se agrupan en:

1. Mallado del dominio
2. Independencia de la malla

3. Simulación del caso base
4. Implementación herramienta de optimización
5. Análisis de resultados

2.2.1 Mallado del dominio

Importada la geometría tridimensional de la aeronave, se comienza con el dimensionado del dominio alrededor de esta geometría. Se ha usado el propio editor de CAD del *software* de simulación para establecer un volumen alrededor de la aeronave. Puesto que es una aeronave simétrica y no se van a estudiar fenómenos transitorios ni situaciones con viento lateral, se ha seleccionado medio dominio tomando como eje de simetría la línea axial de la aeronave, dividiendo la aeronave en dos de forma vertical con el plano XZ.

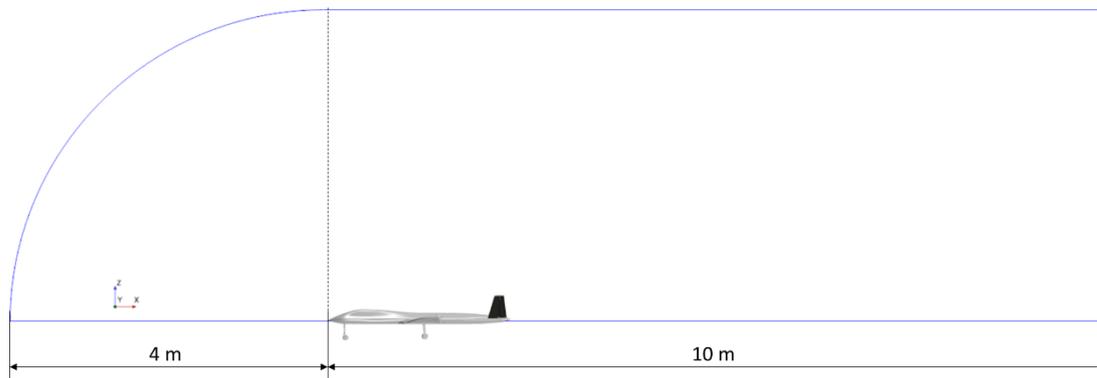


Figura 2-1 – Representación del dominio de estudio entorno a la geometría de la aeronave de forma esquemática y en 2D.

Las dimensiones establecidas para generar este dominio son: una longitud de 10m y una altura de 4m. La longitud está referenciada al comienzo del morro del avión y la altura es la dimensión radial del dominio. El dominio es un cilindro en la dirección axial de la aeronave con una zona esférica en la parte delantera de la aeronave. La geometría de líneas azules continuas que se observa en la Figura 2-1 será revolucionada 180° para producir el dominio de simulación (Figura 2-2).

Una vez creado el dominio a partir de la revolución, el siguiente paso es establecer cuáles son las distintas condiciones de contorno y cuáles son las superficies que van a recibir dichas condiciones. En la Figura 2-2 se pueden observar las distintas superficies con su leyenda de colores para establecer cuál es el tipo de cada una.

Entre las superficies actuales se encuentran cuatro tipos de condiciones de contorno[23]:

- *Velocity inlet*: condición que se usa para generar una distribución de velocidades y propiedades de un fluido sobre una superficie que actúa como entrada de un conducto.
- *Wall*: condición que genera una superficie impermeable al fluido o a cualquier otro sólido que quiera traspasarla.
- *Pressure outlet*: condición que impone una situación de flujo saliente fijando una presión de trabajo en la superficie. Es una superficie en la que el flujo entra y es una superficie con una presión estática determinada.

- *Symmetry plane*: condición que representa un plano imaginario en el dominio de la simulación. Reduce el dominio de simulación reflejando simètricamente sobre esta superficie el volumen simulado.

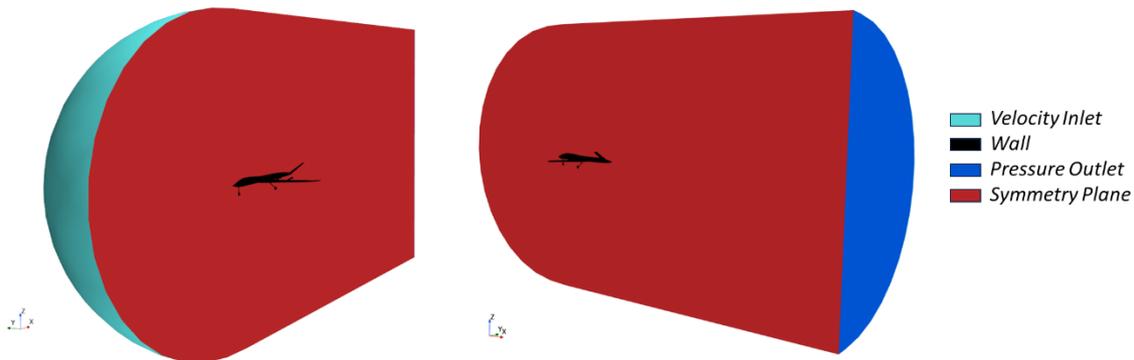


Figura 2-2 – Dominio final de simulación con las condiciones de contorno establecidas en una leyenda de colores.

Una vez generado el dominio de estudio, es necesario comenzar la división de este volumen en pequeños volúmenes para poder realizar los cálculos del fluido con StarCCM+. Este paso se considera el proceso de mallado de la geometría.

El dominio escogido se ha dividido en volúmenes tales que: una zona de influencia cercana de la aeronave, denominada campo cercano; una zona de influencia de la estela de la aeronave, zona de la estela y luego el campo lejano, es el resto de dominio fuera de estas dos zonas. Cada zona establecida se genera a partir de un volumen de control distinto (ver Figura 2-3), para cada uno de ellos se utiliza una dimensión característica de la celda diferente, dependiendo del grado de precisión buscado en los cálculos. Cuanto más cerca de la aeronave, menor tamaño por ser una zona de interacción con el cuerpo de estudio y que requiere mejor precisión en la simulación.

Para el volumen de la estela, puesto que se generan fluctuaciones del flujo tras atravesar el cuerpo de la aeronave, es importante tener una buena caracterización de este volumen y así recoger la turbulencia generada. Debido a las características mencionadas, la dimensión buscada será pequeña pero no de igual tamaño a la del campo cercano.

Otra zona de refinamiento de estela es la ubicada en el tren de aterrizaje (Figura 2-3). Es importante caracterizar esta región debido a que produce una vorticidad elevada en su interacción con el flujo libre que afectará de forma significativa a los parámetros aerodinámicos de la aeronave. Para el caso de estudio sin el tren de aterrizaje, es decir, con una configuración limpia, no será necesario realizar este refinamiento al no estar presente esta geometría.

Por último, en la zona de campo lejano el tamaño de celda no es un valor crítico, sin embargo, debe mantener una dimensión lo suficientemente pequeña para que recoja de forma precisa la geometría del dominio.

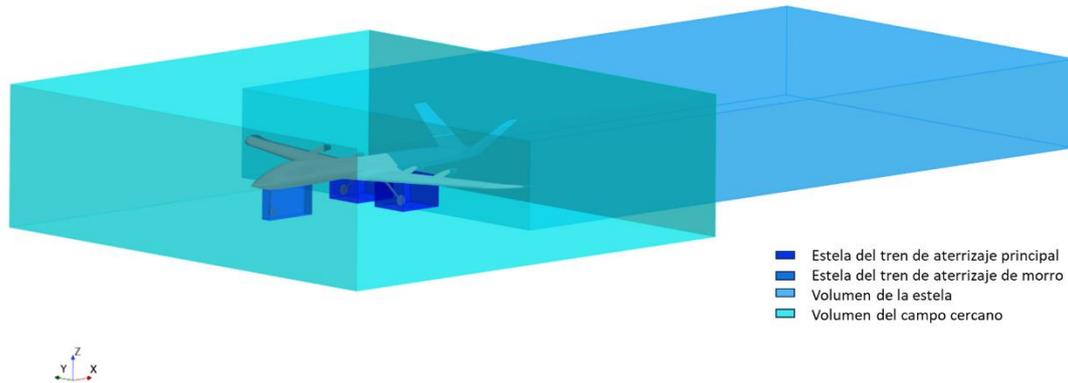


Figura 2-3 – Volúmenes de control de campo cercano, estela de la aeronave, estela del tren de aterrizaje principal y de la rueda de morro sobre la aeronave como referencia con una leyenda de colores.

Junto a estos volúmenes, se han escogido otras zonas para realizar un refinamiento de la malla debido a que, para el tamaño de celda previo, el resultado de calidad de malla y de aproximación a la geometría era insuficiente. Estas superficies escogidas son: las superficies de control, el fuselaje, el tren de aterrizaje y el ala.

El segundo caso de estudio es una geometría sin el tren de aterrizaje manteniendo el resto de las superficies. Este caso para mallado es independiente de la caracterización del fluido por lo que solo se presentan dos casos diferentes de malla previos a la simulación. A esta geometría idéntica a la mostrada en la Figura 1-1 se le elimina el tren de aterrizaje para simular la situación de crucero con un tren retráctil. Se mantienen las características ya expuestas y se eliminan las relacionadas con el tren de aterrizaje como puede ser el volumen de control o el control de superficie.

De forma concreta para estas superficies, se ha decidido refinar el tamaño objetivo de celda sobre la superficie, el crecimiento de las celdas sobre la superficie, y parámetros asociados a la capa límite como: espesor máximo, número de capas y crecimiento de las capas.

El objetivo del trabajo es calcular y analizar los parámetros aerodinámicos de la aeronave, para lo cual, es importante la simulación en la zona próxima a la pared de la aeronave (la propia superficie). En base a esto, la simulación de la capa límite es muy importante y las celdas sobre la superficie también son importantes.

Una vez establecida una malla base, se ha ido mejorando progresivamente de forma iterativa para obtener la mejor precisión en las zonas críticas del dominio como pueden ser: las estelas del tren de aterrizaje, los alerones, *flaps*, etc. Con el menor número de celdas posible y por tanto menor coste computacional.

2.2.2 Independencia de la malla

A continuación, se procederá realizar la evaluación de la dependencia del resultado con la calidad de la malla asociado al tamaño base de la celda. La metodología utilizada se basa en restringir la variación del espesor de la capa límite y los tamaños cerca de la superficie son un porcentaje del tamaño base.

El objetivo de esta sección es buscar el tamaño mínimo de celda para conseguir independizar la solución del modelo de la propia malla[24]. La organización de esta

sección recogerá las soluciones obtenidas para cada parámetro en función de los tamaños de celda simulados globales. El resto de los tamaños dentro del dominio se irán actualizando de manera automática al estar dimensionados como un porcentaje del valor base.

El caso seleccionado para realizar este trabajo es la geometría a nivel del mar con tren de aterrizaje desplegado por ser la situación más desfavorable. Los parámetros barridos son los parámetros aerodinámicos C_L , C_D y EA . Y el rango de dimensión de celdas es desde 8m base y hasta 0.5m. Se han hecho iteraciones dividiendo y multiplicando respectivamente el tamaño base por un factor de 2, partiendo del valor inicial de 4m.

Se observa en la Figura 2-4 la disminución del coeficiente de resistencia según se va reduciendo el valor del tamaño base de las celdas. Con un valor menor de 1m, se observa una gran disminución de este coeficiente. En la Figura 2-5 se analiza la variación del coeficiente de sustentación. En este caso, la variación es bastante monótona hasta el punto de llegar a un tamaño de celda menor a 1m donde se produce un gran decremento del valor obtenido. Por último, la Figura 2-6 analiza cual es la variación de la eficiencia aerodinámica con la reducción del tamaño de celda. Con la reducción del valor dimensional de la celda, se observa como la EA aumenta.

En este estudio se ha encontrado una limitación computacional que no ha permitido continuar realizando este estudio para valores más pequeños de 0.5m de valor base. El motivo es el número de celdas que se genera en el dominio con esos valores menores. Ese número tan alto de celdas produce el colapso del hardware utilizado en este estudio. Mencionada esta situación, la conclusión de la independencia de malla que se observa es: el tamaño de celda puede seguir reduciéndose para conseguir mejores valores de los parámetros del estudio. Debido a la limitación computacional encontrada, se ha decidido no continuar y asumir el error producido por no conseguir un tamaño de celda suficiente.

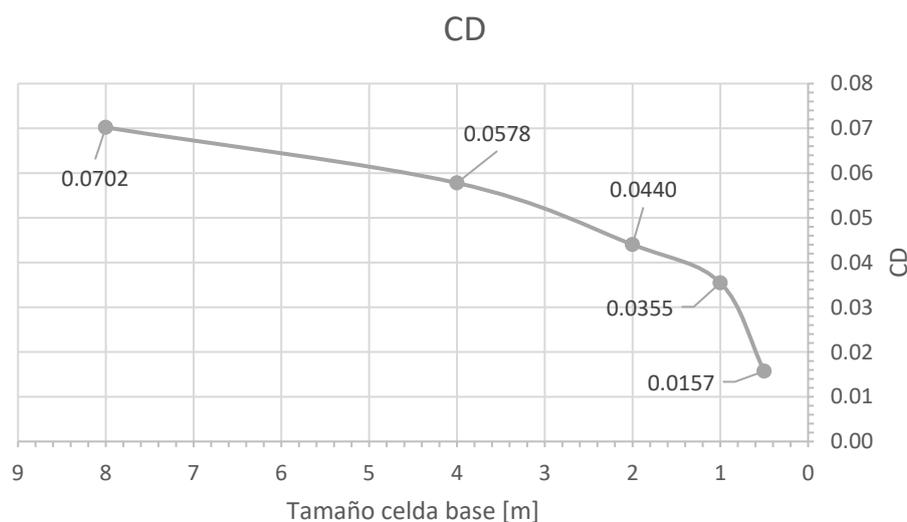


Figura 2-4 – Evolución del parámetro C_D según se reduce el tamaño de la celda base de la malla.

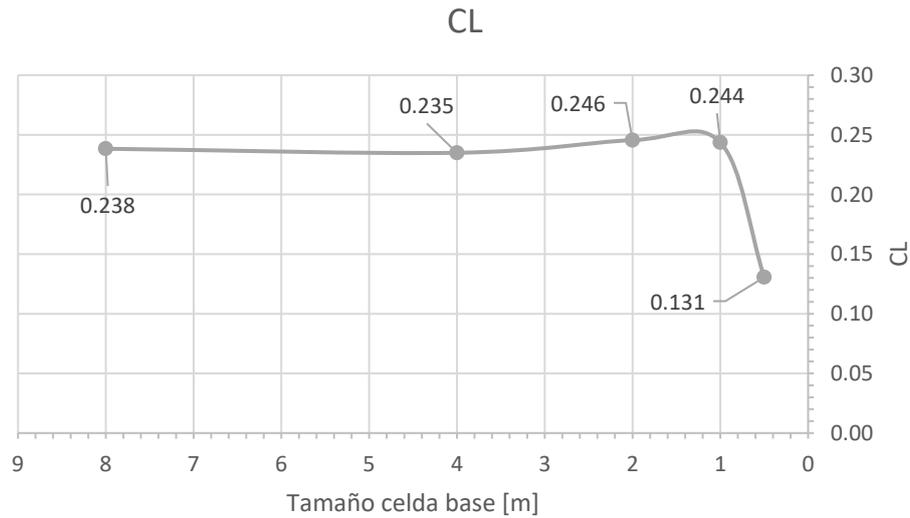


Figura 2-5 – Evolución del parámetro C_L según se reduce el tamaño de la celda base de la malla.

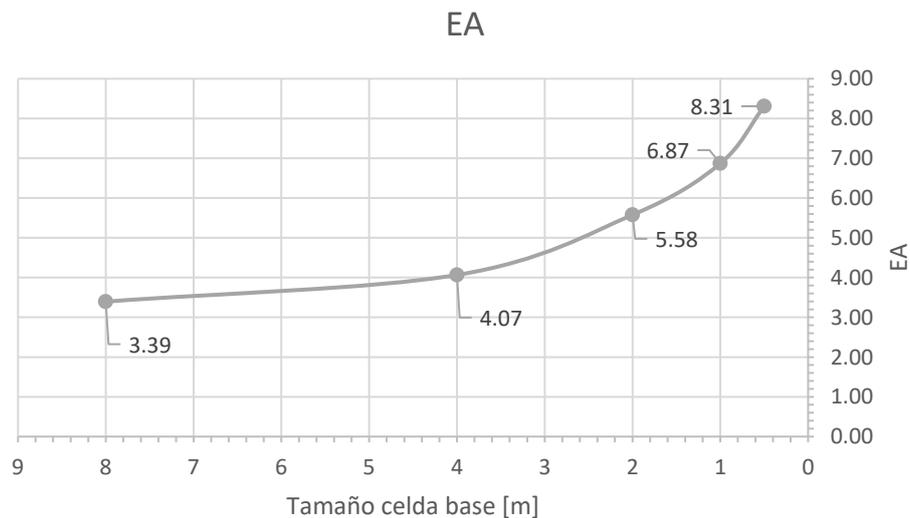


Figura 2-6 – Evolución del parámetro EA según se reduce el tamaño de la celda base de la malla.

2.2.3 Parámetros obtenidos del mallado

En base a las condiciones establecidas en el capítulo 2.2.1, el mallado obtenido finalmente tiene unas características de tamaño mostradas en la Tabla 2-1. En ella aparecen los tamaños base de todo el dominio y el tamaño de cada una de las regiones referenciado al base como porcentaje. Este resultado es obtenido tras varias iteraciones buscando la mejor representación de las formas de la aeronave y con suficiente precisión para obtener una solución adecuada.

Tabla 2-1 – Resumen de los tamaños de celda para las distintas regiones de control

Región/volumen de control	Referencia en porcentaje al tamaño base (%)	Tamaño (m)
Base	-	1
Campo cercano	12	0.12
Zona de la estela	20	0.2
Estela tren de aterrizaje de morro	1	0.01

De igual modo que se ha hecho un refinamiento para volúmenes concretos, se ha realizado un refinamiento de superficies donde se calcularán parámetros aerodinámicos. Se ha introducido previamente cuales son estas superficies y los parámetros por refinar, a continuación, se muestra el resumen de cuáles han sido los valores escogidos finalmente.

Tabla 2-2 – Resumen de los valores seleccionados de tamaño de celda para el refinamiento de superficies

Región/superficie de refinamiento	Tamaño de celda (m) / Tamaño mínimo	Espesor máximo capa límite (m)	Número de capas	Factor de crecimiento de capas
Superficies aerodinámicas	0.04/0.0008	0.001	8	1.15
Fuselaje	0.01/0.002	-	-	-
Tren de aterrizaje	0.01/0.0008	0.001	8	1.15
Ala	0.15/0.005	0.001	10	1.15

Con todas las características definidas la malla completa tiene 2.6 millones de celdas para la simulación. Este número de celdas se centra en un buen refinamiento de la capa límite de la aeronave y de un tamaño suficientemente pequeño en las superficies de control y aerodinámicas para evaluar el mejor resultado posible.

En la Figura 2-7 se muestra el dominio completo con la malla escogida para realizar la simulación. Se observan los volúmenes de control con menor tamaño de celda que se habían mencionado en secciones anteriores (2.2.1). Analizando el campo cercano del dominio para aproximarse a la superficie de la aeronave se destaca aún más este refinamiento en la superficie y en el volumen de la estela del tren de aterrizaje (Figura 2-8). No se observa refinamiento en el tren de aterrizaje principal debido a que es una sección en el eje longitudinal de la aeronave y no muestra la malla en la zona del tren principal.

En esta imagen se observa, además del refinamiento mencionado sobre la estela del tren de morro, el tamaño de celda sobre la superficie de la aeronave, como en las zonas curvas la densidad de celdas aumenta y la zona más plana se reduce. Para detallar mejor esta visualización se incluye la Figura 2-9 donde se muestra la distribución sobre la superficie del ala de la malla. En la zona central del ala las celdas son de mayor tamaño que en las zonas próximas al borde de ataque y borde de salida. Puesto que también se ha creado un control sobre las superficies de control,

el tamaño de celdas sobre alerones y *flaps* se reduce y se vuelve a observar la tendencia de menor tamaño en los límites de las superficies.

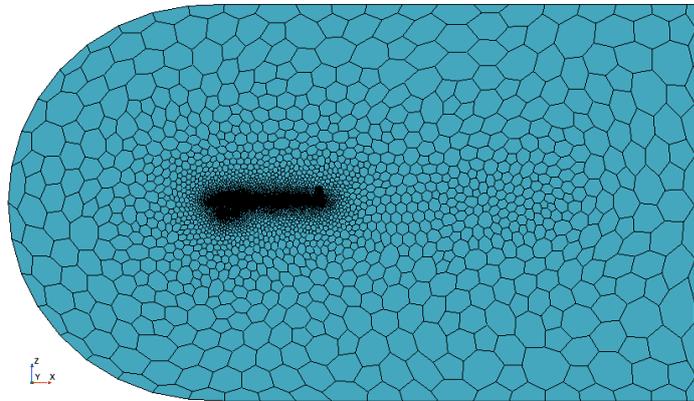


Figura 2-7 – Sección en el plano de simetría del dominio final donde se muestra la malla.

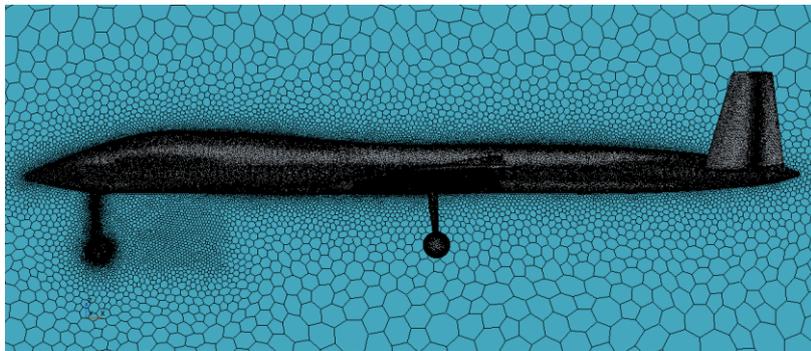


Figura 2-8 – Campo cercano del dominio entorno a la aeronave H200 sobre el plano de simetría del dominio y la malla sobre la superficie de la aeronave.

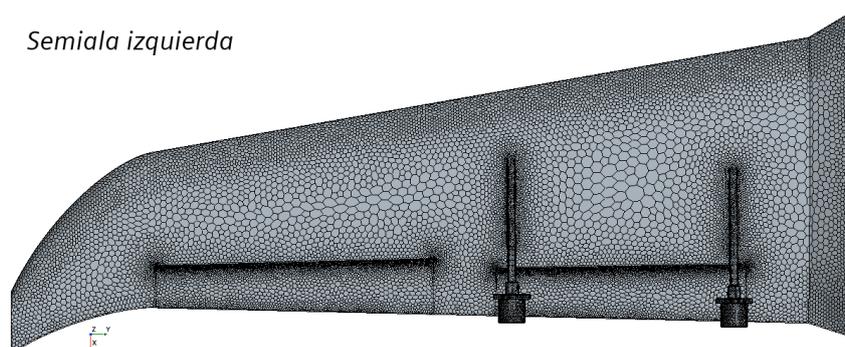


Figura 2-9 – Visualización de la malla sobre la superficie del semiala izquierda.

2.2.4 Simulación del caso base

El objetivo de estudio en el presente trabajo se lleva a cabo mediante el uso de técnicas CFD. En este tipo de simulaciones existen varias alternativas para proceder. La metodología empleada para esta simulación es RANS (Reynolds – Averaged Navier Stokes *equations*). El caso se limita a un estudio estacionario, densidad constante, turbulento y se emplea el modelo de turbulencia $k - \omega$ SST[25] (*Shear Stress Tensor*).

En esta situación es donde se ha escogido el modelo de turbulencia $k - \omega SST$, es un modelo que recoge el comportamiento de la turbulencia con gran precisión al ser una combinación de dos modelos previos. Siendo la elección escogida por ser considerado el mejor modelo que se adapta a las condiciones de este caso de estudio[26].

La decisión de optar por una simulación estacionaria se debe a las características del estudio. En los distintos casos que se han escogido para estudiar, todos son en un estado estacionario de crucero o vuelo a SL. En este contexto de vuelo estable sin perturbaciones más allá de la propia generada por el cuerpo al estar en un fluido, la mejor opción, al no buscarse estudiar situaciones transitorias y solo parámetros aerodinámicos estables, es simular en una condición estacionaria.

Para el cálculo de los parámetros aerodinámicos y la comparación de estos mismos con su posterior geometría optimizada, se calcula un caso base para comparar los futuros resultados. Este caso tendrá dos componentes: un caso a condiciones de nivel del mar (SL, del inglés *Sea Level*) con un ángulo de ataque $\alpha = 0$ para simular la posición horizontal de la aeronave y un segundo caso en condición de crucero con un ángulo de ataque $\alpha = 1.3^\circ$ proveniente del diseño de esta fase.

Con esta división de dos situaciones se generan los casos base: 2 casos con diferentes condiciones de fluido para 2 geometrías distintas. La simulación tiene dos casos diferentes de configuración (o *setup*) en el software de simulación.

2.2.4.1 Set up del caso de estudio

Previo a definir los casos de simulación es importante establecer cuáles son las propiedades de las condiciones de contorno generadas para este estudio, ver sección 2.2.1 para consultar las condiciones de contorno.

Partiendo de la importación de la geometría de la aeronave que ha sido diseñada en el equipo, comienza el proceso de asignación de superficies. La geometría que se ha importado es una aeronave completa, con las superficies aerodinámicas de control separadas. Por tanto, la asignación de nombres va a tener esto en cuenta y también para el futuro estudio del comportamiento aerodinámico, la separación entre intradós y extradós para el ala, estabilizador, *flaps*, alerones y *elevons*.

En la sección 2.2.1 se introducen las superficies escogidas con sus nombres, a partir de estas superficies ya nombradas se comienza a asignar las distintas condiciones de contorno y sus propiedades. A continuación, se muestran las propiedades que se han generado para cada tipo de condición de contorno y posteriormente se mencionarán las condiciones concretas de los casos de estudio.

- Superficies con *Wall condition*: al ser una pared no se ha indicado ningún parámetro extra. Se establece una rugosidad baja en las superficies al ya conocer su fabricación y de previos diseños el acabado que se consigue.
- Superficies tipo *Inlet*: es necesario establecer unos valores iniciales para el fluido. Se establece en las condiciones físicas: qué tipo de velocidad y que especificación de la turbulencia se ha usado. Por otro lado, una vez seleccionado esto, ya se pueden asignar los valores a este contorno.
- Superficies tipo *Pressure Outlet*: para esta superficie no se va a realizar ninguna alteración de las propiedades por defecto.

- Superficies tipo *Symmetry plane*: reconoce estas superficies como una interfaz entre dos puntos que son idénticos y no hay variación entre ellos.

2.2.4.2 Caso a nivel del mar

En esta situación, la aeronave se simula volando en crucero a nivel del mar. Las condiciones establecidas son por tanto las mostradas en la Tabla 2-3. En base a estas características se calcularán los parámetros aerodinámicos típicos: coeficiente de sustentación (C_L), coeficiente de resistencia (C_D), eficiencia aerodinámica (EA) y la polar de la aeronave en los distintos casos.

El estudio en nivel del mar se centra en reducir al máximo la resistencia producida en el fuselaje. Esta decisión es tomada en base a que se encuentra volando donde existe la mayor densidad de aire, no es el punto de diseño de la misión y se conseguiría mejorar el consumo fuera del punto de misión. El cálculo se realizará tanto para una geometría con tren de aterrizaje, es decir, en configuración de aterrizaje y con una geometría sin este, es decir, en configuración limpia o de crucero. Con esto se puede comparar como afecta el tener desplegado el tren de aterrizaje y si emplear un tren retráctil en esta aeronave produciría efecto suficiente respecto al coste en diseño y el peso extra que sumaría.

Tabla 2-3 – Condiciones de vuelo para el caso simulado a nivel del mar.

Altura (m)	Velocidad (m/s)	Densidad (kg/m ³)	Presión (Pa)	Temperatura (K)	AoA (°)
0	24	1.225	101325	298	0

2.2.4.3 Caso en crucero

De igual forma, el siguiente caso de estudio que se va a realizar es el comportamiento de la aeronave en situación de crucero, con las condiciones de vuelo ligeramente distintas al no ser un crucero a una gran altura (Tabla 2-4). El objetivo buscado en esta misión es la mejora y maximización de la EA para las condiciones de diseño en la fase de crucero.

Manteniendo la misma dinámica que para el caso en SL, se analizará la geometría en configuración limpia de vuelo y con el tren de aterrizaje desplegado para evaluar la influencia que este tiene y el aumento de resistencia que supone llevar el tren desplegado.

Tabla 2-4 – Condiciones de vuelo para el caso simulado en crucero

Altura (m)	Velocidad (m/s)	Densidad (kg/m ³)	Presión (Pa)	Temperatura (K)	AoA (°)
100	24	1.213	100129	287.5	1.3

2.2.5 Implementación herramienta de optimización

En este estudio, se utiliza una fase en la que se va a realizar la optimización del fuselaje en base a una función de coste. Para realizar esta nueva etapa del estudio, se requiere modificar los casos anteriores. Ese grupo de cambios y nuevas incorporaciones al *software* de simulación CFD se recogen en esta sección.

2.2.5.1 Cambios en la implementación del Adjoint

Siguiendo un orden linear desde el inicio de *setup* del caso, el primer cambio aparece con las herramientas para la resolución de las ecuaciones del fluido[27] o *Solvers*. Se mantiene el uso de metodología RANS, flujo estacionario, turbulento, densidad constante y con modelo de turbulencia $k - \omega SST$. Sin embargo, en este grupo de *Solvers* se deben añadir componentes relacionados con la herramienta de optimización *Adjoint*:

- Deformación de malla
- Sensibilidad de superficie
- *Adjoint*

Con estos elementos añadidos, StarCCM+ reconoce que se va a trabajar para realizar deformaciones de malla y minimización de una función de coste. Al incluir los componentes de deformación de malla y *Adjoint*, la siguiente modificación que sigue está relacionada con las condiciones de contorno. Se desplegarán nuevas opciones añadidas a las ya existentes. Este estudio se centra en optimizar geometrías, que está relacionado directamente con las condiciones de pared. Una nueva característica que puede elegir el usuario en este tipo de condiciones es *Morpher Specification* en la caracterización de la condición de contorno de pared. Esta variable establece la modificación de la pared como condición de contorno, da tres opciones a la condición de contorno[23]:

- *Fixed*: los vértices del dominio son puntos fijos. Estos puntos sirven de apoyo en el cálculo por interpolación de los resultados.
- *Displacement*: los nodos se desplazan una cierta cantidad dependiendo de la propiedad que se le asigne a ese movimiento.
- *Floating*: los vértices se desplazan de acuerdo con la interpolación de los adyacentes y el campo vectorial.

Una vez realizados estos cambios, también se han cambiado los criterios de parada de una forma global a individualizada para cada parte de la simulación: la parte de resolución del fluido y la parte de resolución del *Adjoint*. Estableciendo límites de iteraciones realizadas en lugar de iteraciones máximas permitidas.

Se ha introducido también una nueva función de campo (o *field function*) relacionada con el campo vectorial de deformaciones donde se incluyen parámetros como:

- *Cumulative Morpher Displacement*: es un vector que recoge la deformación acumulada en el campo vectorial.
- *Steepest Descent Constant*: es un escalar que controla la variación de este campo de deformaciones. Conjuntamente con la intención de minimizar una función de coste, este parámetro afecta a ese comportamiento. Si es un valor negativo, favorece a la reducción de la función de coste, pero si es un valor positivo, busca maximizar la función de coste.
- *Surface Sensitivity*: vector que controla la variación producida por el *Adjoint*.

El conjunto de las tres características para formar el campo de deformaciones representa la siguiente función:

$$\begin{aligned}
 & \text{Cumulative Morpher Displacement} + \text{Steepest Descent Constant} & (2.1) \\
 & * \text{Surface Sensitivity}
 \end{aligned}$$

Para obtener un control más automático, se han incluido más parámetros y así, además, obtener un control más externo de todo el proceso.

2.2.5.2 *Caso con Adjoint*

La primera optimización se realiza tras la obtención de los casos bases simulados y extraídos sus datos. El objetivo de este trabajo es utilizar la herramienta del *software* StarCCM+ denominada *Adjoint* para realizar variaciones y deformaciones de la geometría externa de la aeronave H200 de forma que se busca reducir una función de coste.

Esta función de coste cambiará entre los dos casos de simulación que se realizarán. Para el primer caso, a nivel del mar, el objetivo es minimizar la resistencia que se genera (*CD*). Con las mismas condiciones que respecto al caso base (Tabla 2-3), se puede comparar el resultado obtenido tras las distintas iteraciones que se realizarán con el *Adjoint* hasta conseguir minimizar esta función de coste.

El segundo caso de estudio, un vuelo en crucero tiene una función de coste opuesta. Se busca la maximización de la eficiencia aerodinámica (*EA*) en esa etapa del vuelo. El planteamiento es idéntico, sin embargo, con un objetivo opuesto. La función de coste facilitada es el parámetro que se quiere maximizar y en los parámetros del *Solver* de *Adjoint* se debe modificar un parámetro para que la variación de la superficie se haga buscando la mejora del parámetro de eficiencia aerodinámica (*Steepest Descent Constant*).

La implementación de esta herramienta se realiza en el árbol de operaciones de StarCCM+: *Simulation operations*. En este árbol se muestra cómo se sigue el proceso de las iteraciones que realiza el software de cálculo para reducir la función de coste de forma más automática (Figura 2-10).

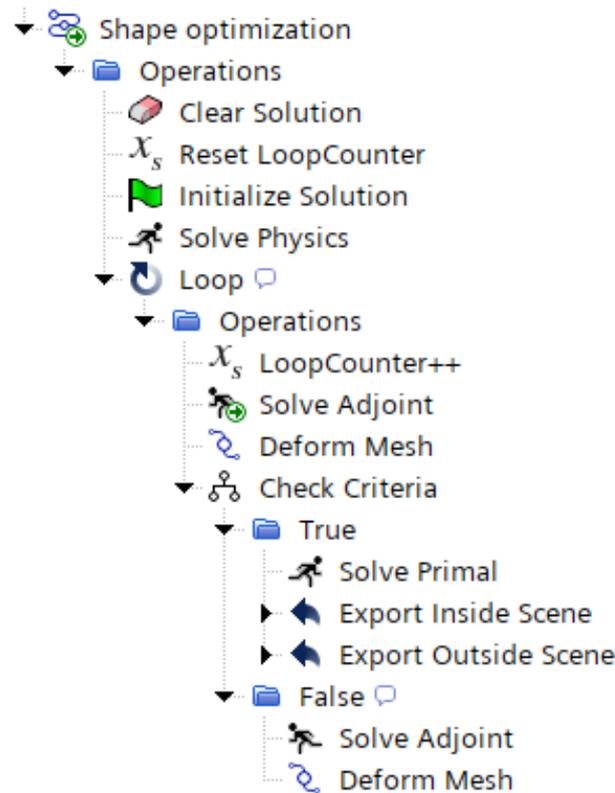


Figura 2-10 – Esquema de automatización del proceso de optimización del fuselaje

El proceso se planteó inicialmente con la simulación del fluido del caso incluida en el árbol de optimización y con otra opción, utilizar un caso ya simulado e iterar a partir de este. Finalmente se ha decidido optar por incluirlo en el árbol de procesos para un mejor funcionamiento del sistema.

La tarea fundamental que realiza el Adjoint es computar la sensibilidad de la función de coste con respecto a la malla del dominio[23], $\frac{dL^T}{dX}$. Donde **L** son los resultados buscados y **X** es una malla con *m* puntos. Esta herramienta complementaria utiliza los resultados generados por la resolución directa del campo fluido para analizar la sensibilidad de un parámetro (o función de coste) frente a los resultados tras realizar cambios en distintos componentes. Estos componentes pueden ser condiciones de contorno o, lo vinculado con este estudio, la forma geométrica de la pared. La sensibilidad de la función de coste respecto a la malla es el producto de dos elementos mostrados en la ecuación (2.3)

Esta derivada, $\frac{dL^T}{dX}$, viene determinada por una cadena de Jacobianos de cada operación:

$$\frac{dL_j^T}{dD} = \frac{dX^T}{dD} \left[\frac{\partial L_j^T}{\partial X} + \frac{\partial Q^T}{\partial X} \frac{\partial L_j^T}{\partial Q} \right] \tag{2.2}$$

$$\frac{dL}{dX} = \frac{\partial L^T}{\partial X} + \frac{\partial Q^T}{\partial X} \frac{\partial L^T}{\partial Q} \tag{2.3}$$

Esta descomposición genera dos elementos donde se produce el cálculo de la sensibilidad.

1. Resolviendo de forma iterativa la solución del Adjoint consiguiendo la sensibilidad del parámetro objetivo con respecto a los residuales de ese parámetro de las ecuaciones del fluido gobernantes.
2. Teniendo en cuenta los elementos residuales respecto a la malla, de la solución del Adjoint y añadiendo esos valores a la dependencia explícita de la malla del objetivo. Este segundo paso en la iteración solo se realiza una vez tras la solución del Adjoint, una vez esta haya convergido.

La resolución y seguimiento de estos pasos requiere la diferenciación del proceso del problema de minimización. Se incluye la resolución de las ecuaciones de flujo, las ecuaciones de energía y las ecuaciones de turbulencia.

Capítulo 3. Resultados

3.1 Resultados del caso base

Los casos bases se han dividido a su vez en diferentes subapartados dependiendo del punto de vuelo escogido y de la geometría simulada. En este contexto es cuando se establecen dos casos para el análisis a nivel del mar con y sin el tren de aterrizaje desplegado y los mismos casos, pero a una altura de crucero. En las siguientes secciones se estudian los resultados obtenidos.

3.1.1 Caso en SL con el tren de aterrizaje

El estudio del flujo externo a la aeronave es importante para caracterizar cuales son los puntos clave en la optimización futura que se va a realizar. Este caso de estudio es el más desfavorable entre todos los que se van a estudiar: presenta resistencia extra por el tren de aterrizaje desplegado y presenta mayor resistencia al volar en SL debido a mayor densidad. Observando los resultados obtenidos para los parámetros aerodinámicos de C_L , C_D y EA se puede caracterizar este caso.

Tabla 3-1 – Resultado de los parámetros aerodinámicos en la situación de vuelo en SL con tren de aterrizaje.

C_L	C_D	EA
0.256	0.0355	7.220

A continuación, se mostrarán zonas críticas del dominio y se comentarán aspectos sobre estas. Un punto crucial en este dominio es la estela que presenta el tren de aterrizaje, tanto el delantero como el principal. En la Figura 3-1 se observa la zona de baja velocidad que se genera tras el tren de aterrizaje de morro. Esta ubicación es una zona de baja presión que va a provocar un aumento en la resistencia aerodinámica. Ocurre una situación muy similar en el tren de aterrizaje principal, pero debido a que la aportación que esa zona tiene es menor, no se ha decidido mostrar una imagen al respecto. El tren de morro presenta una forma más tosca a la hora de afrontar el flujo libre, mientras que el tren principal tiene un soporte más delgado que afecta menos al flujo libre.

La forma geométrica de la aeronave se asemeja a un perfil alar. Esto va a ayudar a la generación de sustentación de la aeronave completa. Esta deducción se puede confirmar con la diferencia de presiones y el perfil de presiones que se genera en el contorno de la aeronave (Figura 3-2). En esta figura, se comprueba una zona de alta presión delante del tren de morro y en el propio morro de la aeronave donde el aire es detenido con el avance del H200 y en la zona superior se observa un área de presión negativa respecto a la parte inferior que tiene una presión mayor. Con esta diferencia de presiones se corrobora la sustentación que genera el fuselaje. Se ha extraído un informe (*report*) de la solución para generar un valor numérico a esta sustentación y el resultado se muestra en la Figura 3-3 donde se observan las distintas aportaciones porcentuales de los distintos componentes de la aeronave. Dando un valor de 8.2N de aportación del fuselaje a la sustentación de la aeronave.

De igual forma que se ha realizado la comparativa para todas las superficies sobre cuál es la aportación de cada una para la sustentación, se ha realizado también sobre la resistencia (Figura 3-4). En esta representación se observa como el ala sigue siendo el componente principal y el fuselaje también añade gran parte de la resistencia total. Se observa la gran diferencia de cuáles son los componentes que generan una gran resistencia sin contribuir activamente en la generación de sustentación como es el tren de aterrizaje, la cola o los motores.

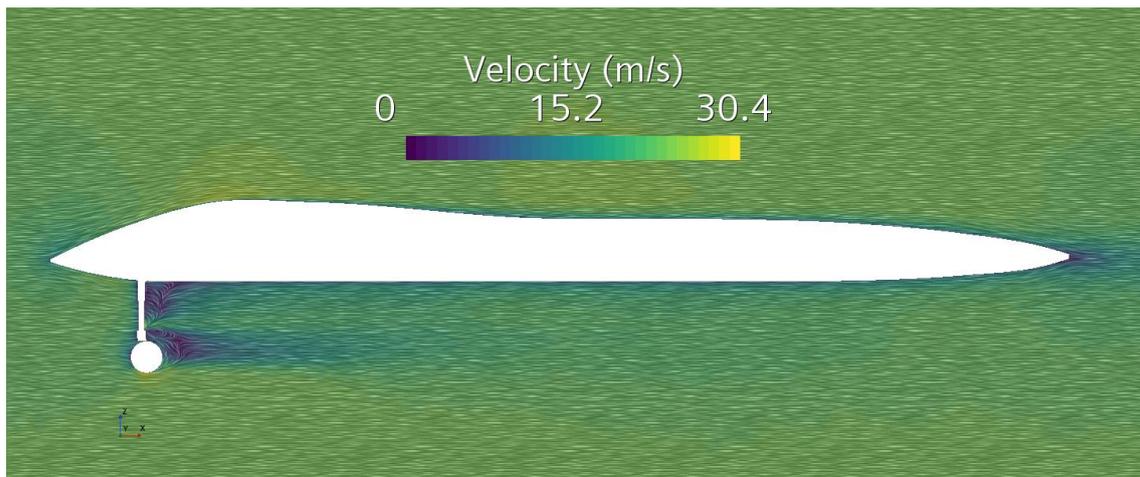


Figura 3-1 – Campo vectorial de velocidades en 2D del contorno de la aeronave en el plano medio para una velocidad de vuelo $V = 24m/s$ y $\alpha = 0^\circ$.



Figura 3-2 – Distribución del coeficiente de presión alrededor de la aeronave en el plano de simetría en condiciones de vuelo a una velocidad $V = 24m/s$ y $\alpha = 0^\circ$.

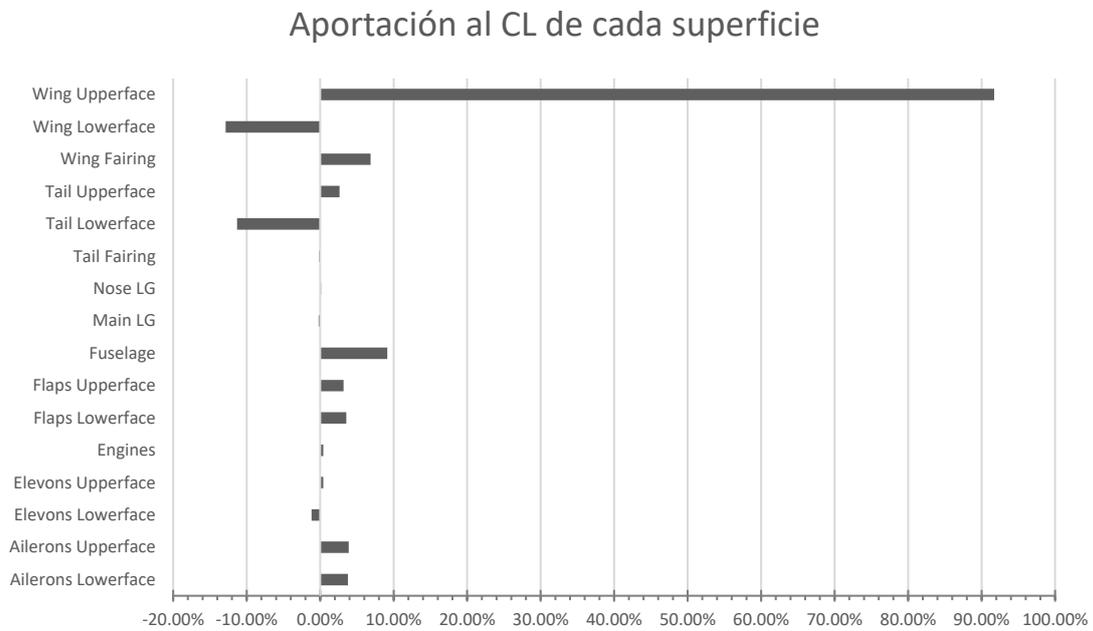


Figura 3-3 – Representación de la aportación porcentual de cada superficie al CL del caso con tren de aterrizaje a SL con unas condiciones de vuelo de a $V=24m/s$ y $\alpha=0^\circ$.

Aportación al CD de cada superficie

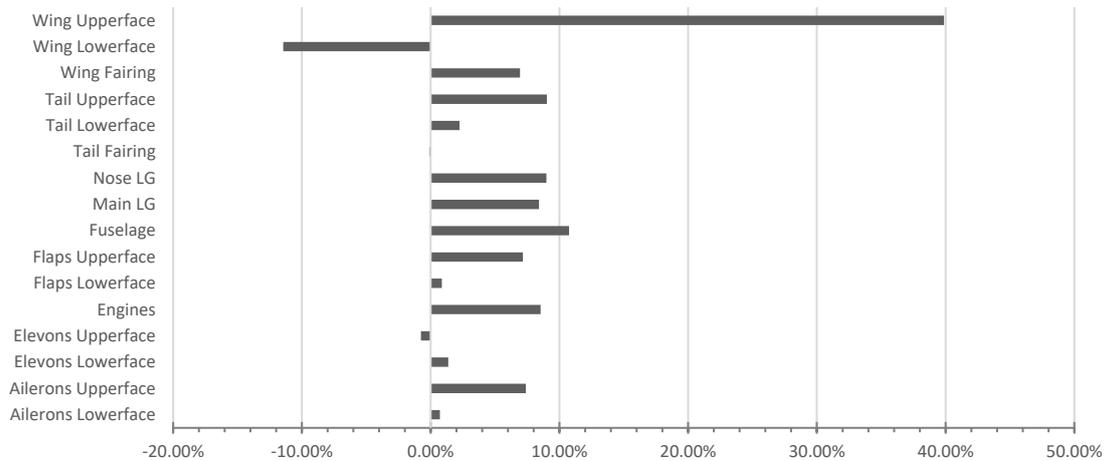


Figura 3-4 – Representación de la aportación porcentual de cada superficie al C_D del caso con tren de aterrizaje a SL con unas condiciones de vuelo de $V=24\text{m/s}$ y $\alpha=0^\circ$.

Tras observar el comportamiento de la aeronave en esta situación y analizar la aportación porcentual de cada una de las superficies, el siguiente paso es evaluar la distribución en conjunto para diferentes ángulos de ataque. Este análisis se realiza mediante el estudio de la polar del avión, consiguiendo analizar los parámetros aerodinámicos para varios ángulos en la envolvente de vuelo. Esta curva recoge la relación entre el valor de C_L y C_D para varios ángulos de ataque. En la Figura 3-5 se observa la comparativa de las curvas entre los 4 casos bases simulados. La distribución obtenida para esta curva se encuentra dentro de lo previsto por la literatura.

Polar aeronave

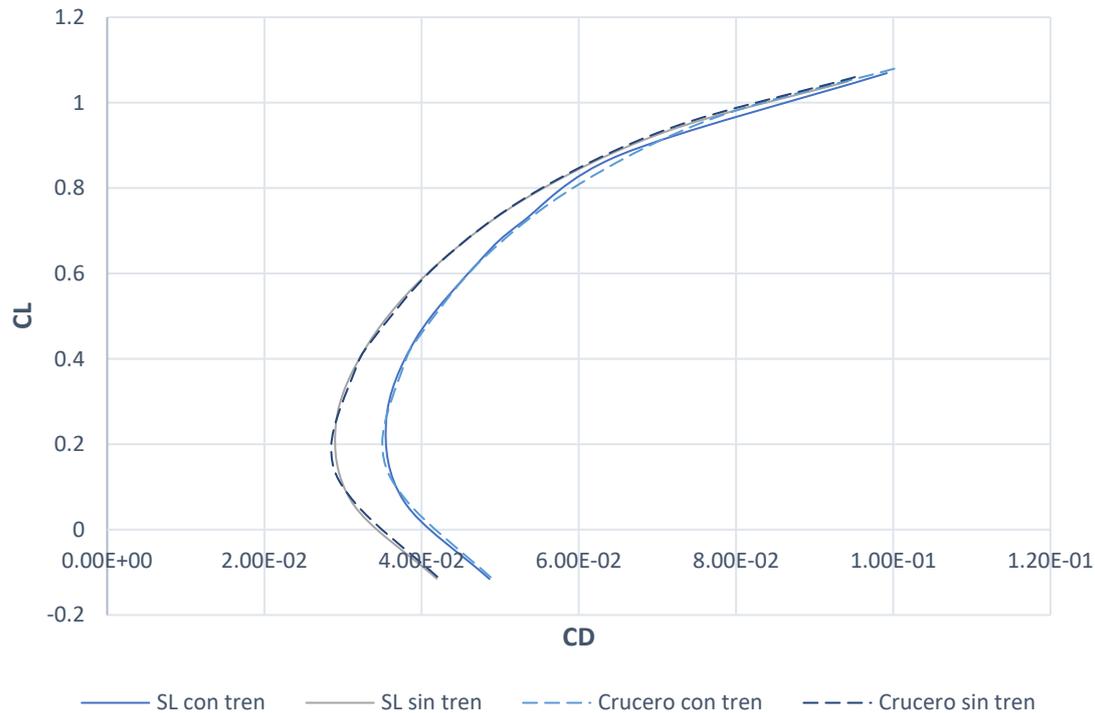


Figura 3-5 – Gráfica que muestra la distribución de CL y CD en la polar de la aeronave para los cuatro casos base simulados a una velocidad de vuelo de $V = 24 \text{ m/s}$

La polar de la aeronave trae asociada varios parámetros que la caracterizan: C_D , C_{D_0} , K , y C_L (y C_{L_α}) [28]. Con esta serie de parámetros se consigue caracterizar la curva elíptica de la polar, el parámetro C_{L_α} se tratará en las zonas de las curvas de sustentación para un rango de ángulos de ataque. La variable K depende exclusivamente de condiciones geométricas de la aeronave como es el *Aspect Ratio* (AR), es la relación entre la envergadura y la cuerda de la aeronave.

$$K = \frac{1}{\pi e AR} = 3.55 \quad (3.1)$$

La ecuación general de la polar se obtiene mediante la ecuación (3.2). para el caso de estudio asumiendo una aeronave real. Se debe tener en cuenta la existencia de una pequeña variación en el C_{D_0} respecto a la posición teórica donde la curva se desplaza hacia arriba, consiguiendo la nueva especificación mostrada en la ecuación (3.3). Cada uno de los parámetros puede observarse en la Figura 3-6.

$$C_D = C_{D_0} + K * C_L^2 \quad (3.2)$$

$$C_D = C_{D_{min}} + K * (C_L - C_{L_{minDrag}})^2 \quad (3.3)$$

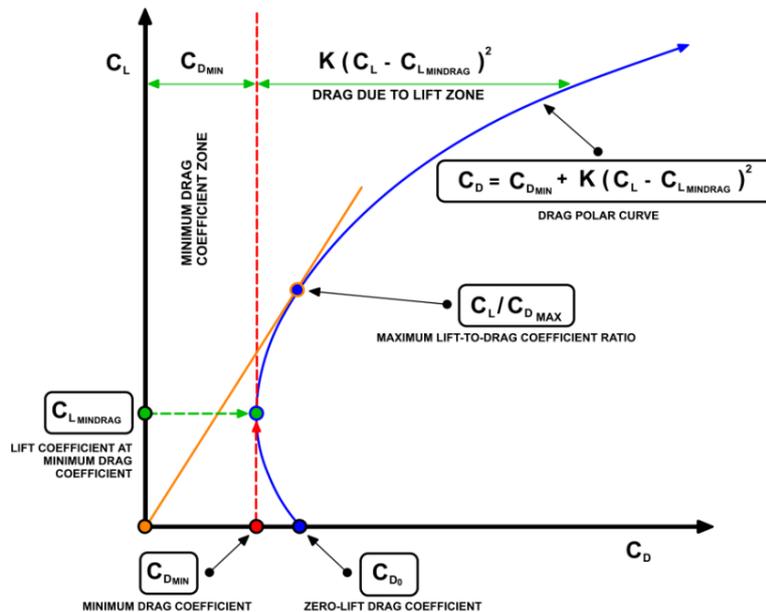


Figura 3-6 – Ejemplo de una curva polar para un ala donde la separación entre C_{D_0} y $C_{D_{min}}$ se ha exagerado[28].

Introducidos todos los aspectos teóricos, se ha recogido en la Tabla 3-2 el resultado para cada parámetro que influye en la parametrización de la curva polar. Con esos parámetros, se podría obtener un valor de coeficiente de resistencia a partir de un valor de coeficientes de sustentación y viceversa.

Tabla 3-2 – Parámetros que caracterizan la curva polar en cada una de las situaciones estudiadas.

Situación	Cdmin	CLmin
SL con LG	0.0355	0.22
SL sin LG	0.0291	0.22
Crucero con LG	0.0377	0.2
Crucero sin LG	0.0315	0.2

Tras el análisis de la polar en conjunto de los casos evaluados, el siguiente análisis se trata de la curva aerodinámica que enfrenta el coeficiente de sustentación frente al ángulo de ataque. En la Figura 3-7 se analiza esta curva para el caso base de vuelo en SL con tren de aterrizaje. Se estudia una envolvente de ángulos de ataque desde -4 hasta 10° por ser la zona lineal del comportamiento de esta curva. Las zonas de altos y bajos ángulos de ataque se han excluido del estudio debido a comportamientos transitorios con desprendimiento de la capa límite. En esta misma gráfica se puede calcular cual es el parámetro C_{L_α} , se trata de la pendiente de la recta mostrada. En este caso el valor de $C_{L_\alpha} = 0.083$.

Se observa una ligera perturbación en la linealidad de la gráfica en la zona de 5° . Dicha perturbación no produce un gran error en la linealidad de la gráfica por lo que

es aceptable para el estudio. La causa puede deberse a una imprecisión en la convergencia de la solución de este caso en ese ángulo.

CL vs α en SL con tren

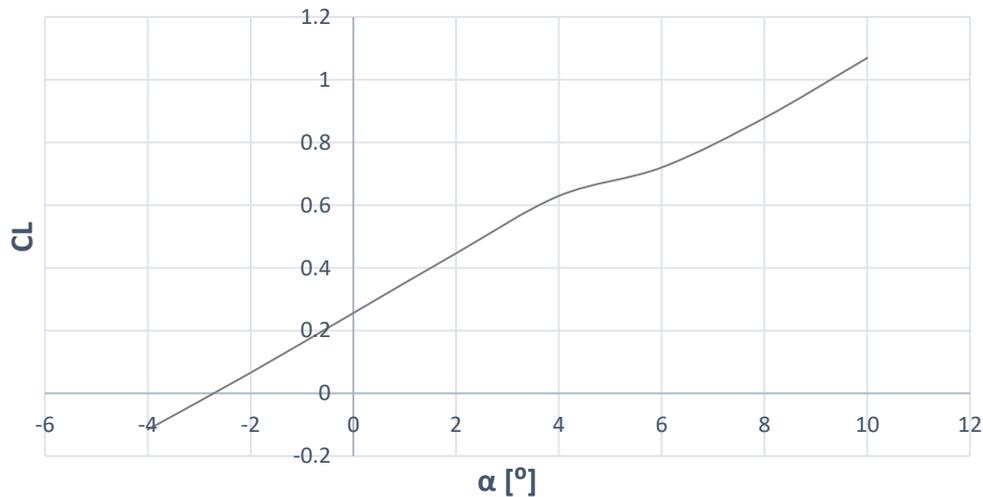


Figura 3-7 – Curva AoA vs coeficiente de sustentación para la situación de vuelo a SL con tren de aterrizaje, volando a $V = 24\text{m/s}$ y a $\alpha = 0^\circ$

3.1.2 Caso en SL sin el tren de aterrizaje

Para la explicación de los resultados obtenidos sin el tren de aterrizaje se va a llevar una dinámica similar a la del apartado anterior. La desaparición del tren de aterrizaje aporta un gran cambio en los parámetros aerodinámicos. Se muestra en la Tabla 3-3 los resultados de los tres parámetros principales obtenidos en este caso.

Tabla 3-3 – Resultado de los parámetros aerodinámicos para el vuelo a SL y sin el tren de aterrizaje con unas condiciones de vuelo de a $V=24\text{m/s}$ y $\alpha=0^\circ$.

C_L	C_D	EA
0.248	0.0291	8.54

Con esta nueva configuración de los elementos externos de la aeronave, también es interesante observar el comportamiento del fluido alrededor de la aeronave en su plano medio. Como se observa en la Figura 3-8, las perturbaciones del fluido entorno al cuerpo son mínimas. Esto produce una resistencia también mínima respecto a la sustentación que se produce en toda la aeronave. Al eliminar el tren de aterrizaje, se reduce la resistencia y en conjunto aumenta la eficiencia aerodinámica. En esta situación de tan poca perturbación con la vista lateral, es interesante estudiar la estela que se genera justo detrás del ala y tras la cola de la aeronave.

En la Figura 3-9 se muestra la representación del campo vectorial de velocidades justo detrás del ala. En esta figura, se pueden observar elementos importantes como es la estela generada por los motores en el borde de salida (mencionar que en este estudio no se ha tenido en cuenta la presencia de la hélice), la vorticidad generada por la punta de ala aun teniendo el estrechamiento final para reducir este fenómeno

y una zona de alto desprendimiento en la unión del fuselaje y el *fairing* del ala. Esta última zona detiene en gran medida el fluido por tanto es la ubicación donde mayor resistencia se genera. En futuros capítulos se corrobora que este punto es la zona que mayor resistencia genera.

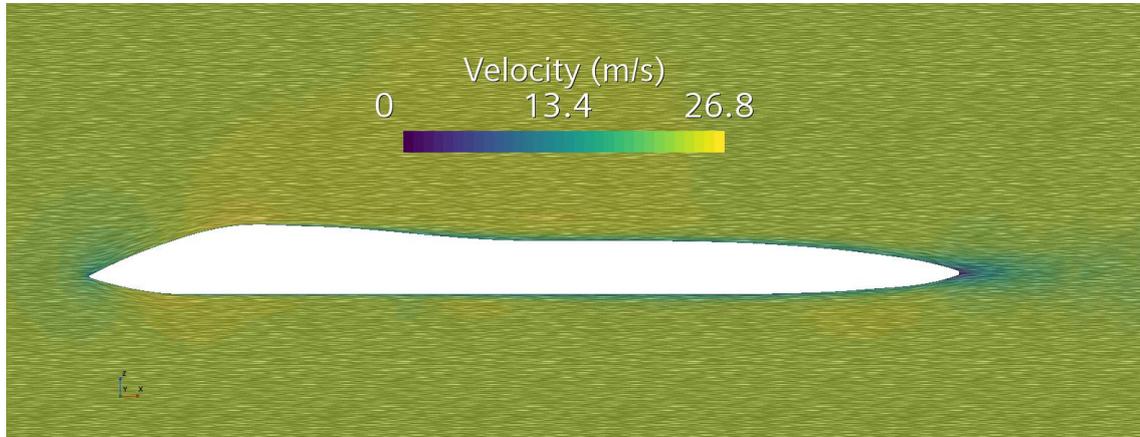


Figura 3-8 – Campo vectorial de velocidad entorno al fuselaje de la aeronave H200 sin tren de aterrizaje volando a $V=24\text{m/s}$ y $\alpha=0^\circ$.

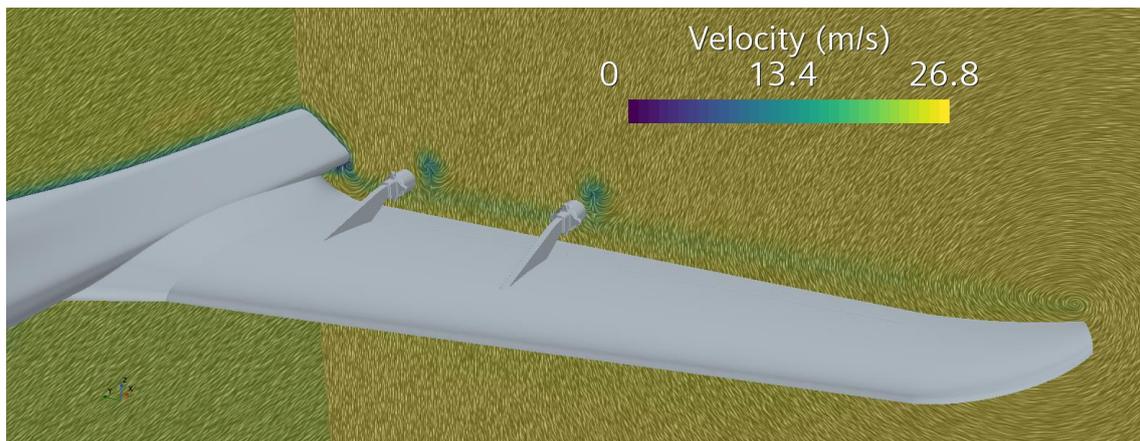


Figura 3-9 – Campo vectorial de velocidades justo detrás del ala para un vuelo sin tren de aterrizaje a $V=24\text{m/s}$ y $\alpha=0^\circ$.

De igual forma, como se muestra en la Figura 3-10, el campo vectorial que surge en la estela de la aeronave sigue perturbado por el vórtice de punta de ala.

La zona de color más morado indica menor velocidad. Esta zona se ubica en las inmediaciones de la estela de la aeronave. En esta ubicación vuelve a ocurrir el vórtice de punta de ala en el estabilizador. De igual forma que ocurre en el ala principal, la estela que se produce en la salida del *fairing* del estabilizador produce un vórtice que genera mayor resistencia. En la zona más azulada se encuentra el flujo completamente desprendido del fuselaje.

Observando todas las zonas mencionadas aquí con flujo turbulento y con vorticidad visualizable con una escena de campo vectorial, se puede realizar una observación más individualizada de esta característica del flujo turbulento (Figura 3-11 (arriba)). Se ha limitado la escalada de vorticidad a los valores entre $2 - 8\frac{1}{5}$. Se ha escogido este rango puesto que es donde mejor se observan los vórtices mencionados previamente. Incidiendo de nuevo en las estelas, se observan las zonas de vorticidad

generadas por los motores y las puntas de ala tanto del ala principal como del estabilizador.



Figura 3-10 – Campo vectorial de velocidades en la estela de la aeronave sin tren de aterrizaje volando a $V=24\text{m/s}$ y $\alpha=0^\circ$.

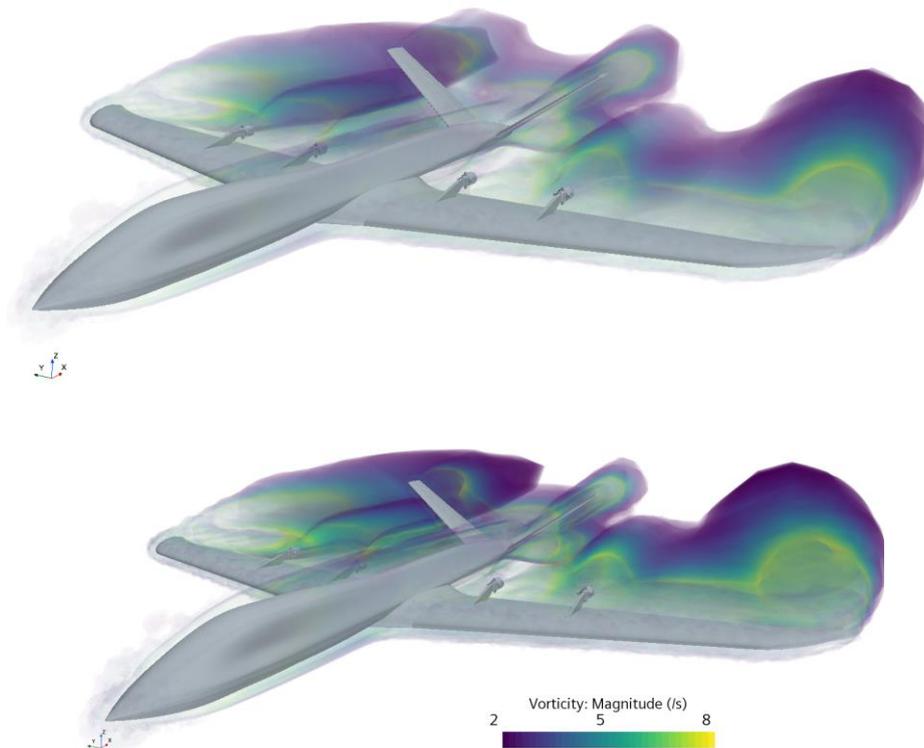


Figura 3-11 – Representación de la vorticidad entorno a la aeronave H200 para un vuelo sin tren de aterrizaje en SL a $V=24\text{m/s}$ y $\alpha=0^\circ$ (arriba) y en fase de crucero a $V=24\text{m/s}$ y $\alpha=1.3^\circ$ (abajo).

De igual forma que se hizo en el apartado anterior es interesante analizar cuáles son las superficies que participan con mayor o menor peso en cada parámetro. Comenzando con la sustentación (Figura 3-12), se mantiene la dinámica lógica de que el mayor componente de sustentación es el ala de la aeronave, estando por encima del 90% de la sustentación total. Otros componentes como el fuselaje aportan casi un 10% del total mientras que las demás superficies quedan en una media del 5%. Las únicas superficies que no aportan sustentación son el intradós tanto del ala como de la cola.

Por otro lado, la caracterización del coeficiente de resistencia aerodinámica tiene como componente principal el ala (aunque el intradós reste CD). El resto de los elementos mantienen una resistencia entorno al 10% de media, suponiendo que la mejora de la resistencia mediante la optimización geométrica pueda realizarse focalizándose en todos ellos. Los elementos con mayor resistencia son el fuselaje y los motores, en este estudio se optará por estudiar y optimizar solo el fuselaje.

Aportación al CL de cada superficie

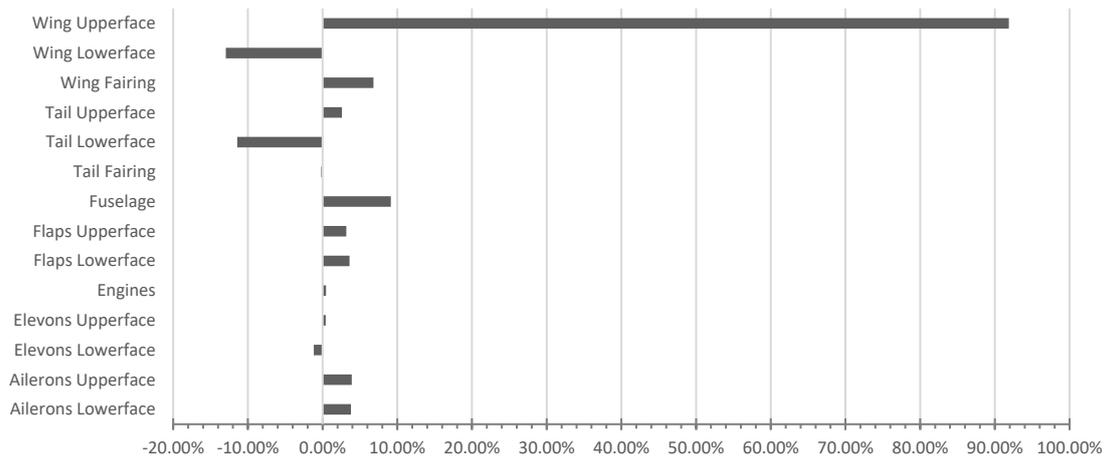


Figura 3-12 – Representación de la aportación porcentual de cada superficie al CL del caso sin tren de aterrizaje y a SL con unas condiciones de vuelo de a $V=24\text{m/s}$ y $\alpha=0^\circ$.

Aportación al CD de cada superficie

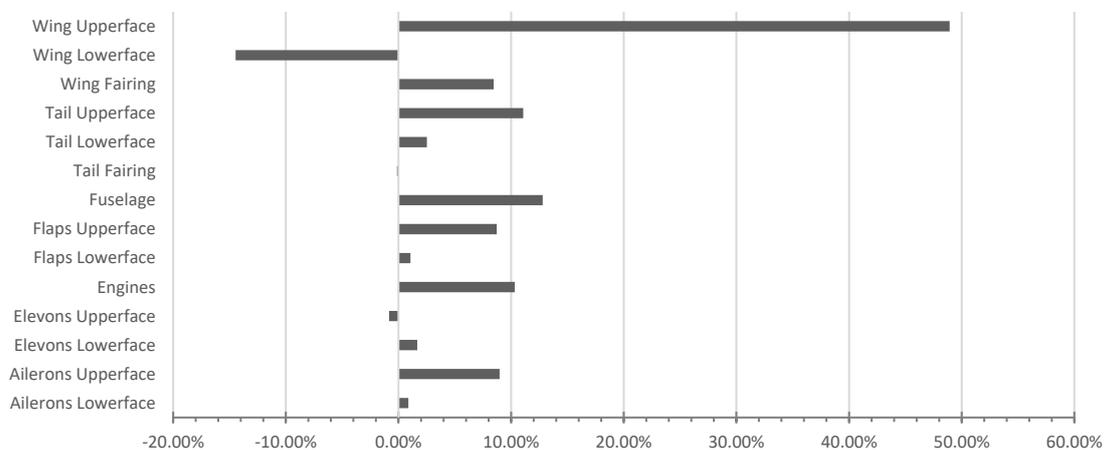


Figura 3-13 – Representación de la aportación porcentual de cada superficie al CD del caso sin tren de aterrizaje y a SL con unas condiciones de vuelo de a $V=24\text{m/s}$ y $\alpha=0^\circ$.

El análisis de la curva polar en este caso de estudio ha sufrido un desplazamiento respecto a la primera curva calculada (Figura 3-5). Se observa cómo se ha desplazado hacia la izquierda (menores valores de resistencia) manteniendo los valores de sustentación similares. Con esta variación se consigue una aeronave que opera generando la misma sustentación y con menor resistencia. La desaparición del tren de aterrizaje consigue reducir en gran medida la resistencia aerodinámica manteniendo los valores de sustentación similares.

Continuando con el análisis de curvas aerodinámicas, en la Figura 3-14 se recoge el comportamiento de la aeronave enfrentando su coeficiente de sustentación frente al ángulo de ataque. Se ha estudiado el tramo intermedio donde se produce la operativa normal. Es el rango lineal de la curva y se observa como a altos AoA se comienza a reducir el CL al estar próxima la zona de entrada en pérdida. En el otro extremo, se encuentra el rango de AoA negativos donde se observa como la linealidad es continuada sin llegar a estudiar los valores límites aerodinámicos. Estudiando el valor del parámetro $C_{L\alpha}$, en ese caso de estudio se obtiene un valor de $C_{L\alpha} = 0.085$, ligeramente superior al obtenido en el caso con tren de aterrizaje. Esta variación indica que la curva ha aumentado su pendiente y ha producido un incremento de la sustentación desigual, manteniendo el AoA de $C_{L=0}$ en $\alpha = -2.9^\circ$.

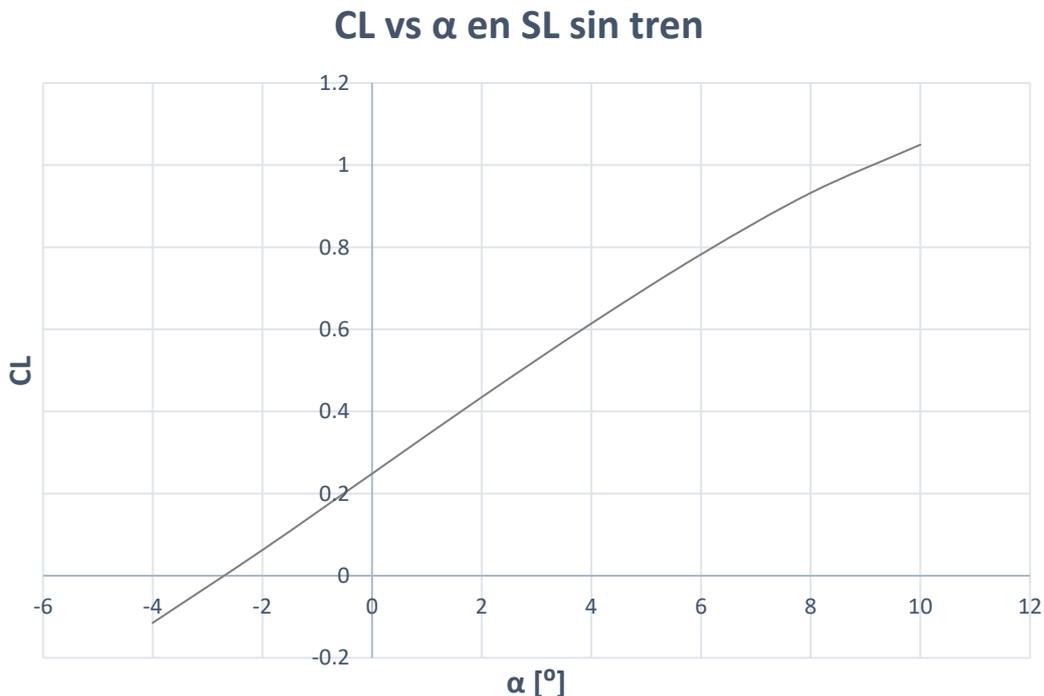


Figura 3-14 – Curva AoA vs coeficiente de sustentación para la situación de vuelo a SL sin tren de aterrizaje, volando a $V = 24m/s$ y a $\alpha = 0^\circ$

3.1.3 Situación de crucero con el tren de aterrizaje

De igual modo que en los casos previos, el estudio se centra en los parámetros aerodinámicos principales. Para este caso de estudio, la densidad se ha reducido respecto al nivel del mar. No es un gran cambio al solo estar ascendiendo 100m la altitud de vuelo. Se observa la variación de los parámetros aerodinámicos mostrados en la Tabla 3-4

Tabla 3-4 – Parámetros aerodinámicos para crucero con tren de aterrizaje con unas condiciones de vuelo de a $V=24m/s$ y $\alpha=1.3^\circ$.

C_L	C_D	EA
0.38	0.038	10.19

Una visualizaci3n interesante del dominio de simulaci3n es la zona de flujo turbulento que se genera en la estela del tren de aterrizaje. En la Figura 3-15, Figura 3-16 y Figura 3-17 se puede observar la gran influencia que presenta el tren de aterrizaje en el flujo libre de la parte inferior de la aeronave. El fluido cubre la zona de baja presi3n que se genera en la parte posterior del tren segun la aeronave avanza (zonas azules de baja velocidad), sin embargo, existe una zona entre ambos lugares de recirculaci3n en el que el fluido es acelerado (Figura 3-15).

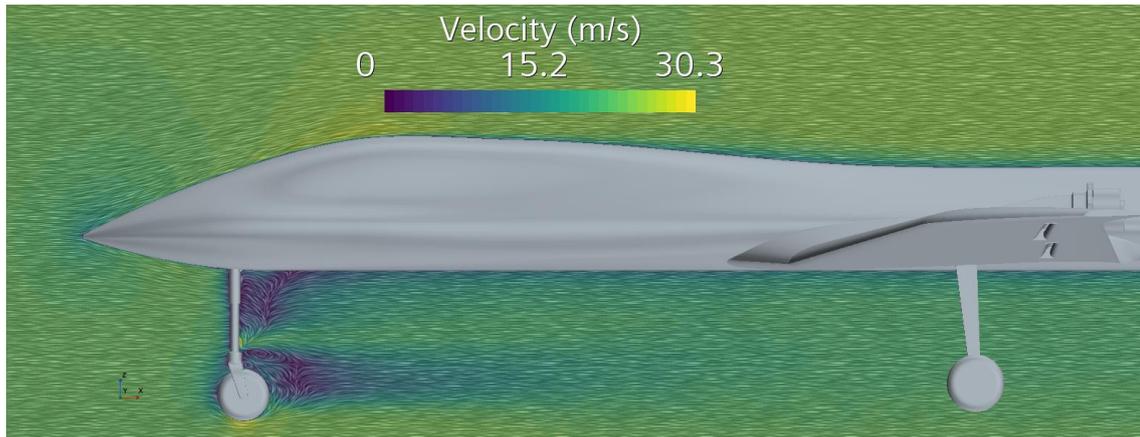


Figura 3-15 – Perfil de la estela generada por el tren de aterrizaje delantero volando a $V=24\text{m/s}$ y $\alpha=1.3^\circ$ en fase de crucero.

La aparici3n de esta zona es debido a que el flujo que desciende de la parte superior se encuentra con la zona de vorticidad inferior que le genera una restricci3n de avance. Este movimiento de fluido de forma descendente al encontrarse con una zona de vorticidad produce un canal para el fluido que es lo que se muestra entre ambas zonas de baja velocidad donde la velocidad aumenta.

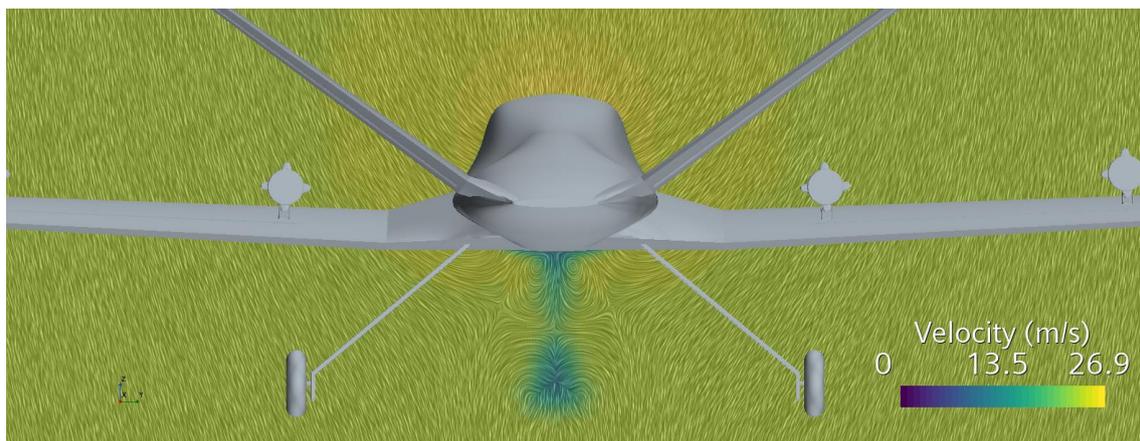


Figura 3-16 – Vista trasera de la estela generada por el tren de aterrizaje delantero volando a $V=24\text{m/s}$ y $\alpha=1.3^\circ$ en fase de crucero.

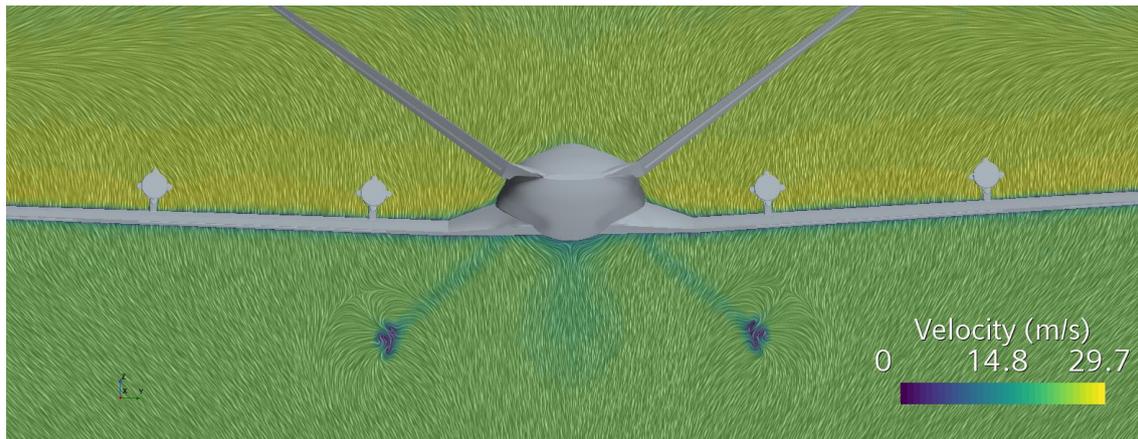


Figura 3-17 – Vista trasera de la estela generada por el tren de aterrizaje principal volando a $V=24\text{m/s}$ y $\alpha=1.3^\circ$ en fase de crucero.

Entrando en una breve explicación de lo expuesto en la Figura 3-17, la estructura del tren principal al ser tan esbelta en el eje X (longitudinal a la aeronave) no produce gran perturbación en el flujo que lo atraviesa. Esto no ocurre en el caso del tren de morro como se observa en la misma imagen en la zona entre las dos ruedas. Se genera una zona de color azul indicando menor velocidad de la estela del tren de morro. No se ha simulado la interacción del sólido con capacidad de rotar de la rueda con la corriente y se asume una unión de sólido rígido. Analizando el contorno inmediato de las ruedas del tren de aterrizaje, se produce un efecto de succión del flujo tras la rueda como ocurre en el tren de morro mostrado en la Figura 3-16.

Retomando la organización del resto de apartados, en esta situación muy similar a la estudiada en SL, la distribución de las superficies de sustentación está recogida en la Figura 3-18 y la distribución de la resistencia generada por cada superficie en la Figura 3-19.

La sustentación generada por las diferentes superficies mantiene la dinámica de las situaciones anteriores. Las superficies del ala son las que generan mayor sustentación. En este caso tanto el intradós como el extradós contribuyen a sustentar la aeronave. Al encontrarse la aeronave volando en la fase de crucero con un ángulo de ataque distinto a 0, el intradós aporta a la sustentación total. Con el incremento del ángulo de ataque, la mayoría de las superficies contribuyen a la generación de sustentación.

Analizando el parámetro de resistencia, tras el aumento del ángulo de ataque se ha incrementado la resistencia y contribución de cada una de las superficies. Las más importantes, como era de esperar, es el ala (extradós) y el fuselaje al apantallar mayor flujo y producir una zona de mayor contacto al avance.

Aportación al CL de cada superficie

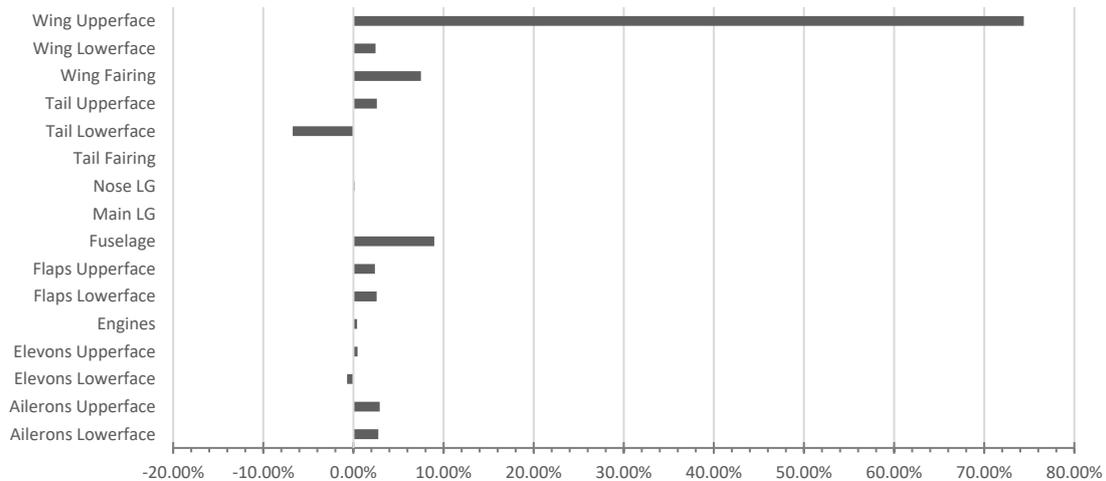


Figura 3-18 – Representación de la aportación porcentual de cada superficie al CL del caso con tren de aterrizaje y en crucero con unas condiciones de vuelo de a $V=24\text{m/s}$ y $\alpha=1.3^\circ$.

Aportación al CD de cada superficie

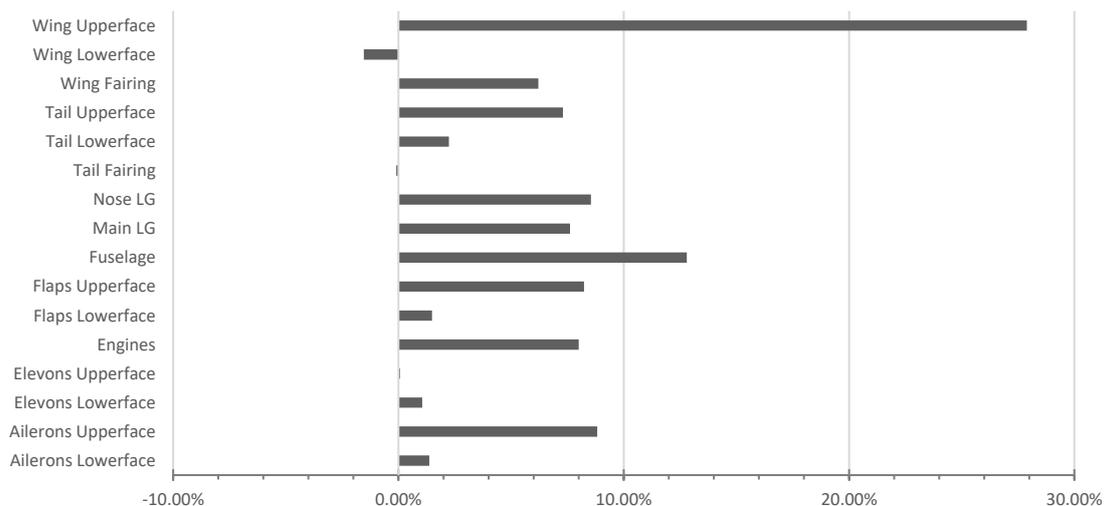


Figura 3-19 – Representación de la aportación porcentual de cada superficie al CD del caso con tren de aterrizaje y en crucero con unas condiciones de vuelo de a $V=24\text{m/s}$ y $\alpha=1.3^\circ$.

Analizando la curva obtenida para la polar de este caso simulado (Figura 3-5), la separación que se obtiene respecto del caso a nivel del mar de la misma geometría es mínima. Se producen ligeras separaciones en la situación de mínima resistencia y en los valores de alto ángulo de ataque. Estas diferencias se deben a la mínima diferencia en la densidad atmosférica entre ambos casos y a posibles situaciones transitorias en la evaluación de los casos a alto AoA.

En la nueva situación de vuelo en fase de crucero con el tren de aterrizaje desplegado, se observan cambios en la curva de coeficiente de sustentación frente a AoA (Figura 3-20). Como ya se ha analizado en los parámetros, al cambiar a la fase de vuelo en crucero, la sustentación se mejora ligeramente. Esta mejora se refleja en la curva aumentando los valores asociados a cada AoA de coeficiente de sustentación. Se

produce un aumento total de la sustentación y un ligero cambio en la pendiente de la distribución de sustentación, la curva se desplaza hacia arriba en su totalidad. Los cambios reflejados pasan a unos valores de $C_{L\alpha} = 0.087$ y $\alpha_{C_L=0} = -2.94^\circ$

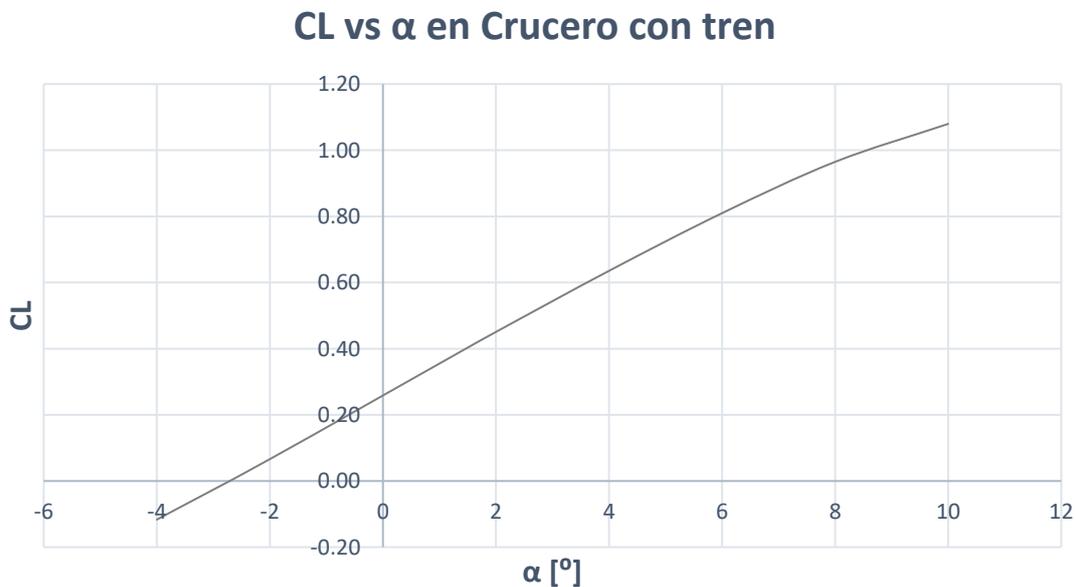


Figura 3-20 – Curva AoA vs coeficiente de sustentación para la situación de vuelo en crucero con tren de aterrizaje, volando a $V = 24\text{m/s}$ y a $\alpha = 1.3^\circ$

3.1.4 Situación de crucero sin el tren de aterrizaje

Este último caso dentro de los casos base de este estudio es el más favorable. Se encuentra en la altura de crucero donde hay menor densidad de aire y está volando sin el tren de aterrizaje que proporciona gran cantidad de resistencia sin aportar sustentación. En este entorno, los resultados obtenidos para los diferentes coeficientes aerodinámicos son mostrados en la Tabla 3-5. Como se esperaría de este caso, la eficiencia aerodinámica es más alta. Esto produce menor resistencia y la aeronave con ángulo de ataque no nulo proporciona mayor sustentación, resultando una eficiencia aerodinámica mayor.

Tabla 3-5 – Parámetros aerodinámicos para crucero sin tren de aterrizaje con unas condiciones de vuelo de a $V=24\text{m/s}$ y $\alpha=1.3^\circ$.

C_L	C_D	EA
0.37	0.032	11.84

La aeronave se encuentra en una fase de vuelo con un ángulo de ataque positivo, esto como ya se ha comentado, mejora la sustentación y la menor densidad ayuda a que la resistencia producida no aumente en gran medida al aumentar el ángulo de ataque de vuelo. En la Figura 3-21 se observa el campo vectorial de la velocidad entorno al fuselaje de la aeronave en el plano de simetría longitudinal de la aeronave H200. El diseño que presenta permite una buena adhesión del flujo al fuselaje reduciendo la resistencia producida por el mismo. Se observa que la zona más desfavorable y donde mayor resistencia se puede generar es en la parte posterior tras la cola en V y el fin de la parte trasera del fuselaje.

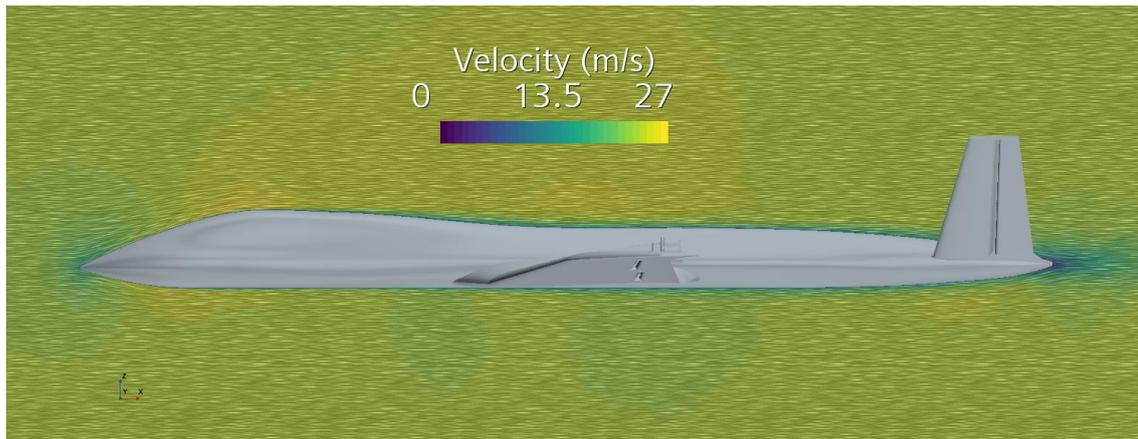


Figura 3-21 – Distribución de velocidad entorno al plano de simetría longitudinal de la aeronave H200 con unas condiciones de vuelo de $V=24\text{m/s}$ y $\alpha=1.3^\circ$ en fase de crucero.

Tras lo estudiado en las secciones anteriores, en esta configuración se consigue una perturbación mínima del flujo. Los mayores componentes que perturban el flujo produciendo mayor turbulencia y resistencia son: las puntas de ala, tanto del ala principal como de los componentes de la cola; los elementos ubicados en el extradós del ala, es decir, los motores y en último lugar, la salida del fuselaje donde comienza la estela. Para visualizar mejor estas aportaciones se muestra en la Figura 3-11 (abajo) la generación de flujo turbulento mediante la representación de la vorticidad de elementos clave en una escala entre valores de $2 - 8\frac{1}{5}$ como se había hecho con anterioridad (ver sección 3.1.2).

Se confirma que las zonas más turbulentas son la zona de punta del ala principal, la punta de las superficies de la cola, la zona final del fuselaje y los motores de la aeronave. Estas superficies son claves en este tipo de producción de turbulencia. En la punta de ala la diferencia de presión entre el extradós e intradós produce la recirculación del fluido desde la zona inferior a la superior, produciendo un torbellino en punta de ala. Los motores son elementos que aparecen en la trayectoria del fluido produciendo una gran perturbación en el flujo libre, esto se traduce en la generación de una zona turbulenta detrás de los motores.

Para cerrar la sección, se va a realizar la comparativa entre las superficies de la aeronave para ver su participación en la sustentación y en la resistencia total de la aeronave. La superficie que más aporta en la generación de sustentación se trata del extradós del ala principal (Figura 3-22). La parte inferior, el intradós, también contribuye positivamente a la generación de sustentación, aunque tiene una contribución mínima, no resta como ocurría en anteriores situaciones.

El resto de las superficies aportan muy poco porcentaje de la sustentación: el 93% de las superficies aportan menos del 10% y en la generación del 5% de sustentación se encuentran el 78% de las superficies. Como conclusión se determina que las superficies más relevantes son el extradós del ala, el *fairing* del ala y el propio fuselaje.

Por otro lado, el ala al ser el elemento que mayor sustentación produce también es el que mayor resistencia va a generar (Figura 3-23). Esta misma situación ocurre con el fuselaje, a pesar de su forma pensada para facilitar el flujo a su alrededor produce más del 15% de la resistencia total. Observando el resto de las superficies, la

cantidad de resistencia que generan es sustancial sin ser generadores de sustentación. No aportan beneficio generando sustentación y tienen un valor alto en la resistencia total.

Se destaca el extradós de las zonas del ala: alerones, *flaps* y la zona del borde de salida de la cola en V. Junto a ellas, como se había comentado durante la explicación del flujo entorno a la aeronave, los motores son los elementos que producen una gran resistencia, llegan aportar casi el 10% de la resistencia total.

Aportación al CL de cada superficie

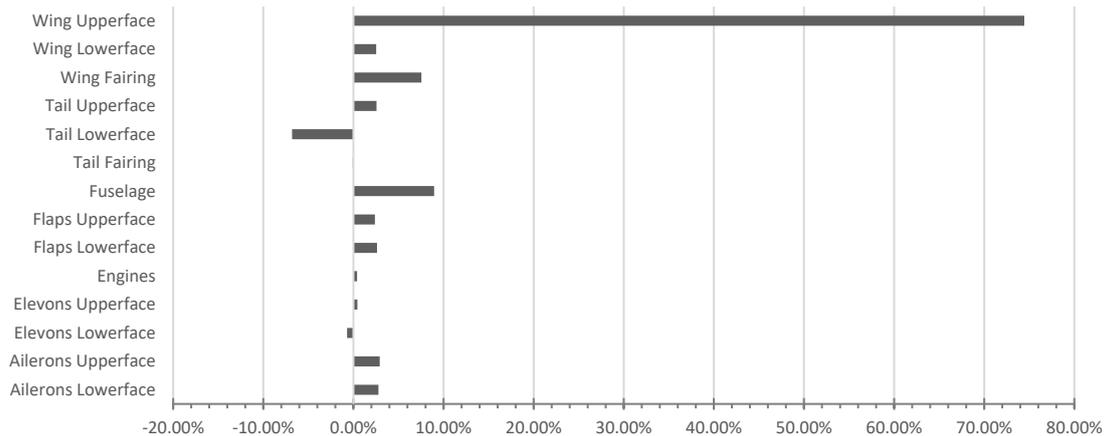


Figura 3-22 – Representación de la aportación porcentual de cada superficie al CL del caso sin tren de aterrizaje y en crucero con unas condiciones de vuelo de a $V=24\text{m/s}$ y $\alpha=1.3^\circ$.

Aportación al CD de cada superficie

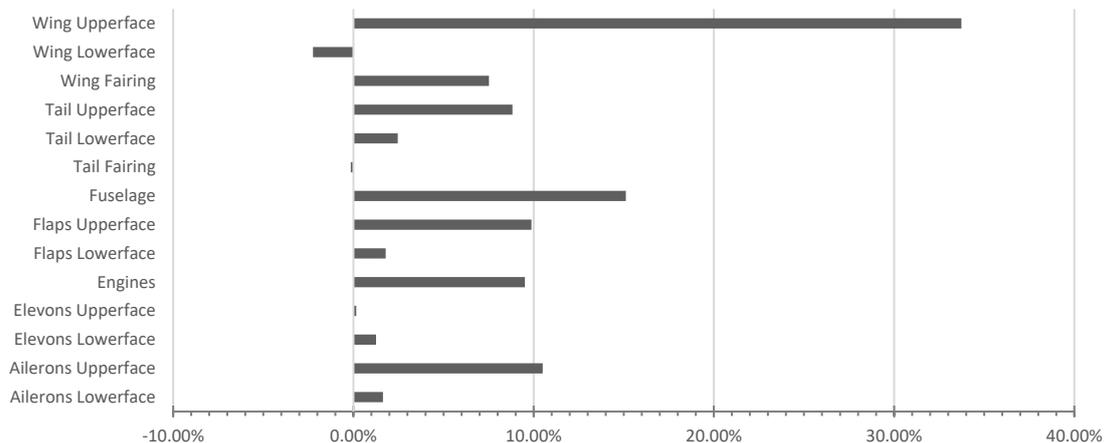


Figura 3-23 – Representación de la aportación porcentual de cada superficie al CD del caso sin tren de aterrizaje y en crucero con unas condiciones de vuelo de a $V=24\text{m/s}$ y $\alpha=1.3^\circ$.

Observando la Figura 3-5 relacionada con la polar de la aeronave, la curva asociada a esta situación de vuelo en crucero y sin el tren de aterrizaje, es equivalente a la de volando en SL sin el tren de aterrizaje. Se ha producido un desplazamiento hacia valores de coeficiente de resistencia menores tras la desaparición del tren de aterrizaje. En relación con la misma situación geométrica, pero de distinta fase de

vuelo, existen pequeñas desviaciones asociadas de la pequeña variación de densidad entre el crucero y la fase a SL.

De igual forma que ocurrió con el caso de tren de aterrizaje volando en crucero, en la Figura 3-24 se muestra la curva del coeficiente de sustentación para varios ángulos de ataque. Esta actualización respecto al caso base a SL en la misma configuración geométrica, produce una mejora en la sustentación. La mejora es de carácter mínimo y el cambio es apenas distinguible. Se produce un desplazamiento vertical en la dirección positiva del eje vertical mejorando la sustentación general en toda la envolvente de ángulos de vuelo. La pendiente de la curva se incrementa respecto al caso en crucero con tren y el punto de sustentación nula aumenta: $C_{L\alpha} = 0.89$ y $\alpha_{C_L=0} = -2.92^\circ$.

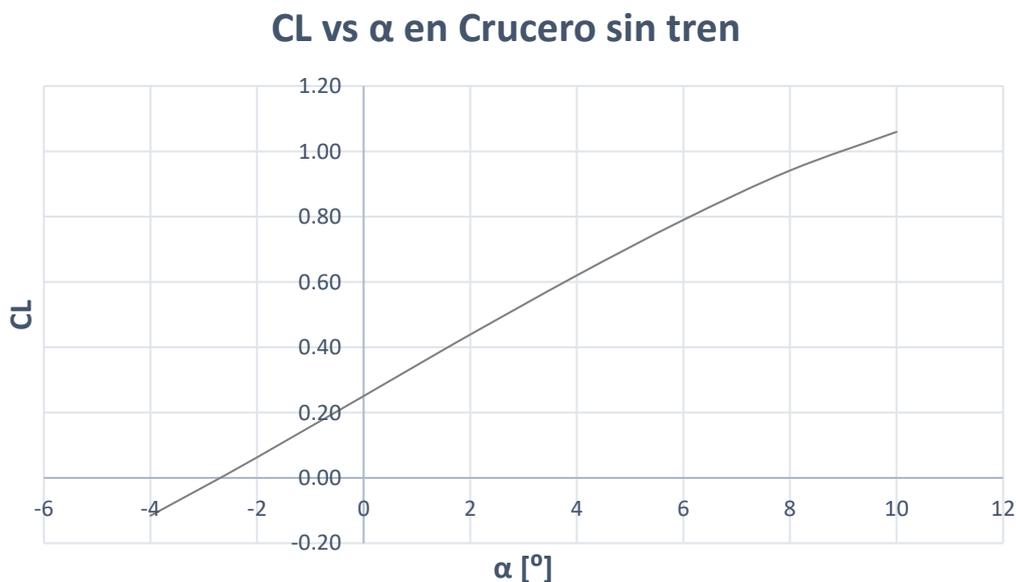


Figura 3-24 – Curva AoA vs coeficiente de sustentación para la situación de vuelo en crucero sin tren de aterrizaje, volando a $V = 24m/s$ y a $\alpha = 1.3^\circ$

3.2 Resultados de la optimización y su comparativa

La implementación y proceso de simulación que se ha realizado en estas secciones ha sido introducido previamente. El objetivo es utilizar la herramienta de Adjoint para optimizar la geometría del fuselaje de la aeronave en estas dos situaciones de vuelo: SL y Crucero.

3.2.1 Optimización en SL: reducción del CD

La simulación realizada a nivel del mar busca minimizar el coeficiente de resistencia de la aeronave mediante la modificación del fuselaje. En esta situación, la solución termina convergiendo a una geometría del fuselaje con una deformación concreta hasta un valor máximo de 2cm (ver Figura 3-25 y Figura 3-26).

En la Figura 3-26 se observa como las zonas donde la geometría ha sufrido mayores deformaciones en las zonas de conexión con el *wing* fairing. Tanto en la zona delantera de esta superficie como en la trasera, se ha visto como el campo vectorial

de deformaciones busca extruir la superficie del fuselaje hacia el exterior para suavizar esa transferencia entre superficies. Esta deformación ya se había previsto al ser la ubicación donde se generaba resistencia y el flujo estaba desprendido.

De forma general, el fuselaje aumenta su tamaño de forma normal a la superficie. Esta deformación genera una forma más redondeada y consigue una transición más suave entre los cambios de forma de la aeronave. La restricción de volumen interno que esta aeronave tiene no se infringe. La mayoría del fuselaje crece hacia el exterior y consigue mayor volumen interno.

Otra zona clave, aunque de menor deformación es la zona de la cola. En la unión del *fairing* de la cola se producen variaciones de la superficie para reducir zonas angulosas. En la cola de la aeronave, se produce una modificación en la que la superficie se hace más convergente para adaptar mejor el flujo y conseguir evitar mayor desprendimiento. Esta situación favorece la disminución de la resistencia asociada a ese flujo desprendido detrás de la aeronave.

Observando la visión interna de la aeronave (Figura 3-25), la deformación también se produce en la zona ubicada debajo del ala y en la ubicación de la rueda delantera del tren de aterrizaje. Es una de las zonas donde existe mayor deformación de todo el fuselaje. Se modifica el fuselaje para generar una zona con más curvatura en la zona inferior, consiguiendo una mejora adaptación del flujo.

H200 - Shape optimization (Inside)

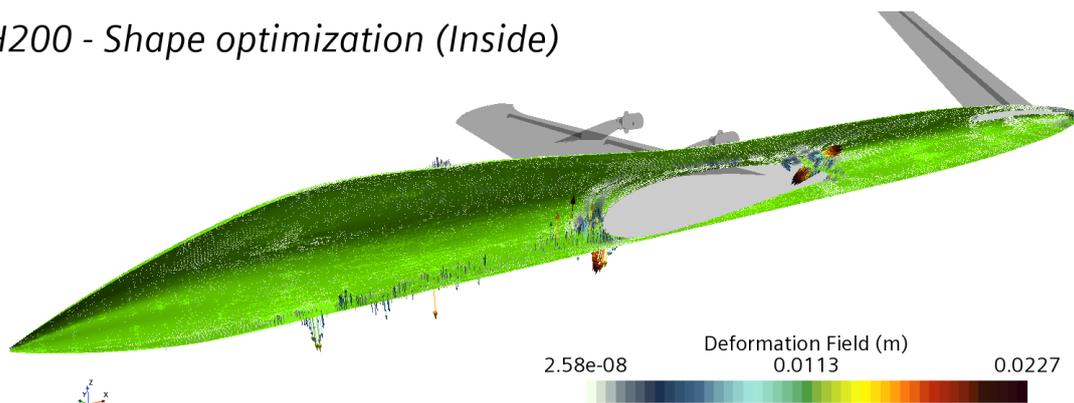


Figura 3-25 – Representación del campo de deformaciones en el interior del fuselaje en fase de vuelo en SL. La superficie verde indica la nueva geometría deformada y la zona oscura con menor opacidad indica la geometría original.

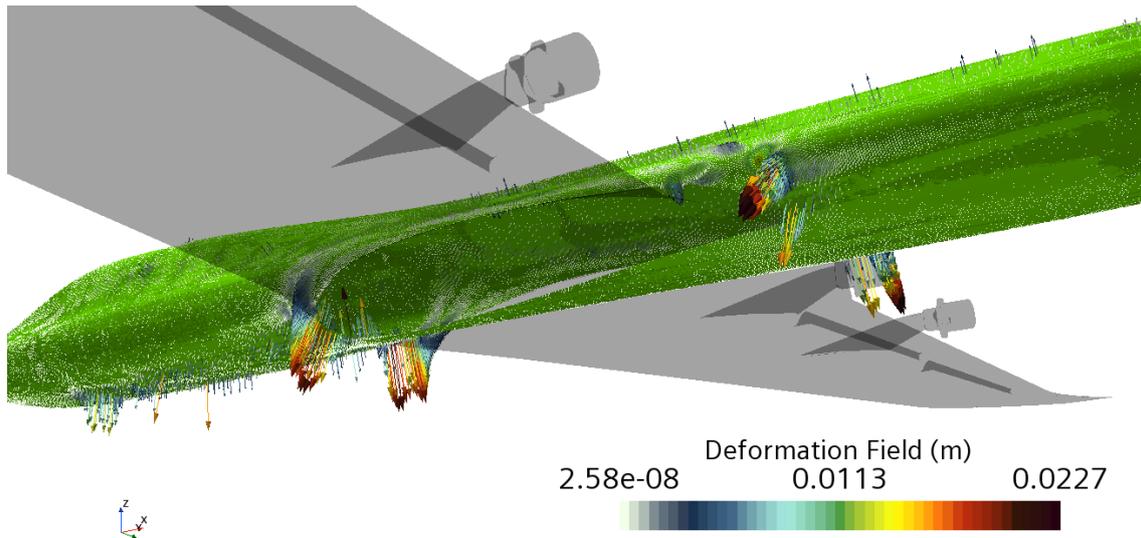


Figura 3-26 – Representación del campo de deformaciones en el exterior del fuselaje en fase de vuelo en SL. La superficie verde indica la nueva geometría deformada y la zona oscura con menor opacidad indica la geometría original.

El parámetro buscado en esta primera optimización es la resistencia aerodinámica. El resultado obtenido para los parámetros objetivos analizados en todas las secciones se muestra en la Tabla 3-6. En ella se puede observar una eficiencia aerodinámica similar a la obtenida en el caso base. En esta iteración se estudiará la aportación de las superficies de la aeronave al parámetro de resistencia exclusivamente al ser el de interés (Figura 3-27).

La mayor resistencia se produce en la superficie del extradós del ala. Produce entorno al 50% de la resistencia total de la aeronave. Se observa como en la Figura 3-27 la aportación de gran parte de las superficies seleccionadas es estable. La aportación media del resto de superficies está rondando el 10% del total.

Tabla 3-6 – Resultados de los parámetros aerodinámicos en el caso de optimización de SL volando a $V = 24m/s$ y $\alpha = 0^\circ$.

C_L	C_D	EA
0.25	0.029	8.54

Aportación al CD de cada superficie

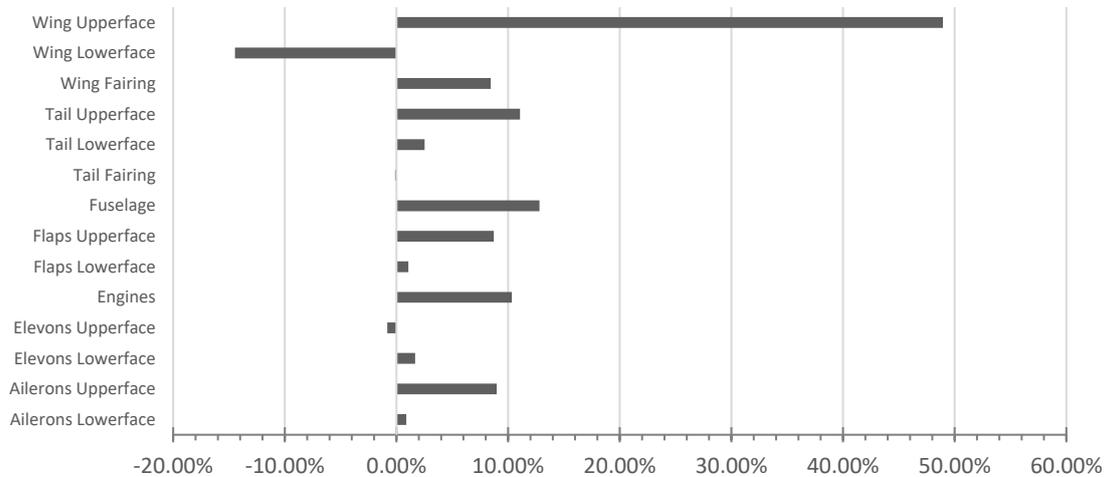


Figura 3-27 – Gráfica que recoge la aportación al parámetro C_D de cada superficie de la aeronave para el caso de optimización en SL volando a $V = 24m/s$ y $\alpha = 0^\circ$.

3.2.2 Optimización en crucero: Maximización de la EA

El siguiente caso de simulación es la maximización de la eficiencia aerodinámica. La situación del fluido es en fase de crucero, con sus variaciones de condiciones iniciales ya mencionadas respecto al caso a nivel del mar. Estudiando en detalle la deformación producida en el fuselaje tras el proceso de optimización, se observa un valor máximo de 1.4cm. En esta situación, las deformaciones se observan principalmente en la salida del *wing fairing* y en la cola de la aeronave. Estas ubicaciones son donde se concentra la mayor generación de resistencia al ser zonas de desprendimiento de flujo.

A diferencia del caso a nivel del mar, la aeronave presenta un ángulo de ataque distinto de 0. Este aumento del ángulo de ataque produce mayor diferencia de presiones entre el intradós y extradós y genera mayor diferencia de presiones que en el caso a SL. De esta diferencia, las zonas que se han identificado críticas son las mencionadas en la salida del ala principal cerca del fuselaje y en la cola de la aeronave.

Las deformaciones se observan en la zona posterior. La optimización busca alinear la salida de la aeronave con el ángulo de ataque bajando el final de la cola. Por otra parte, en la influencia del ala, el fuselaje recibe una reducción en su volumen buscando una geometría más entallada para así mejorar la EA (Figura 3-28). En este mismo entorno, la parte inferior del fuselaje recibe una reducción de volumen y la ubicación tras el borde de salida recibe un crecimiento.

H200 - Shape optimization (Inside)

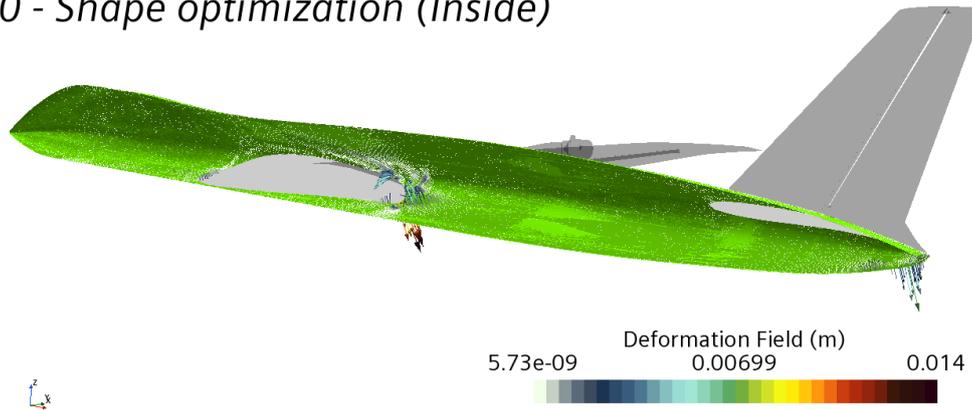


Figura 3-28 – Representación interna del campo de deformaciones sobre el fuselaje en el caso en crucero.

H200 - Shape optimization (Inside)

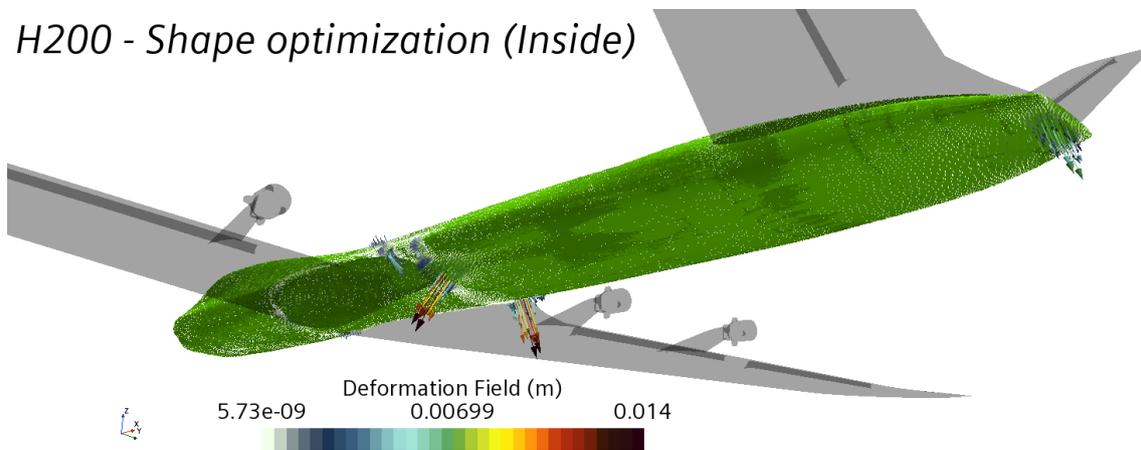


Figura 3-29 – Representación externa del campo de deformaciones sobre e fuselaje en el caso de crucero.

El siguiente punto de estudio es analizar el comportamiento de los aerodinámicos que producen la eficiencia aerodinámica: C_L y C_D . Debido a la situación de vuelo en crucero con un ángulo de ataque positivo, la generación de sustentación se ve aumentada y la resistencia también, aunque en menor medida. Estos dos cambios de forma conjunta, mejorar la eficiencia aerodinámica total.

Tabla 3-7 – Parámetros aerodinámicos del resultado de optimización para crucero volando a $V = 24m/s$ y $\alpha = 1.3^\circ$.

C_L	C_D	EA
0.37	0.032	11.84

Con estos resultados expuestos, es interesante conocer cuáles son las geometrías que favorecen la generación de resistencia (Figura 3-30) y de sustentación (Figura 3-31). Con estas superficies identificadas se puede evaluar medidas para gestionar y mejorar los parámetros y en cómputo general conseguir mayor eficiencia aerodinámica.

Analizando el coeficiente de sustentación como parámetro de mayor importancia, la sustentación está producida en su mayoría en la superficie alar. Al ser un diseño cerrado en el equipo no se puede actualizar ni modificar en este trabajo por lo cual

queda restringida una mejora en ese apartado. El fuselaje sigue siendo uno de los pesos importantes en la sustentación, manteniendo el 10% como en el caso base de aportación.

En el otro parámetro, la situación es completamente diferente. Gran parte de las superficies generan entorno a un 10% del total de la resistencia cada una. El fuselaje es la segunda potencia en generación de resistencia lo cual muestra que se podría seguir optimizando. Esta optimización puede requerir el análisis de la interacción con otras superficies y realizar una modificación de ambas superficies, esta opción no se ha contemplado en este trabajo. El resto de las superficies que tienen peso en la resistencia, están congeladas desde el equipo por criterios de diseño como son: *flaps*, alerones, *elevons* y *fairings*.

Aportación al CL de cada superficie

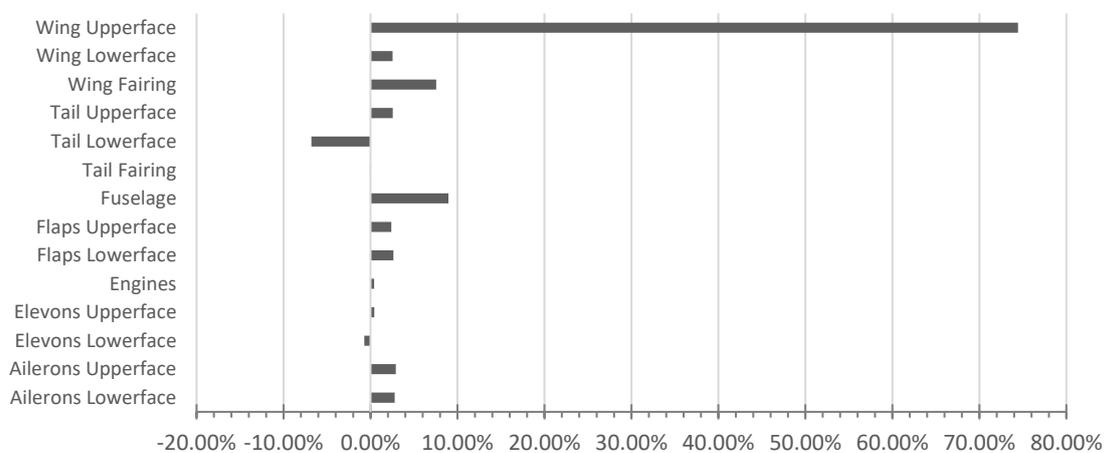


Figura 3-30 – Gráfica de la aportación porcentual de las superficies al coeficiente de sustentación en el caso de optimización en crucero volando a $V = 24m/s$ y $\alpha = 1.3^\circ$.

Aportación al CD de cada superficie

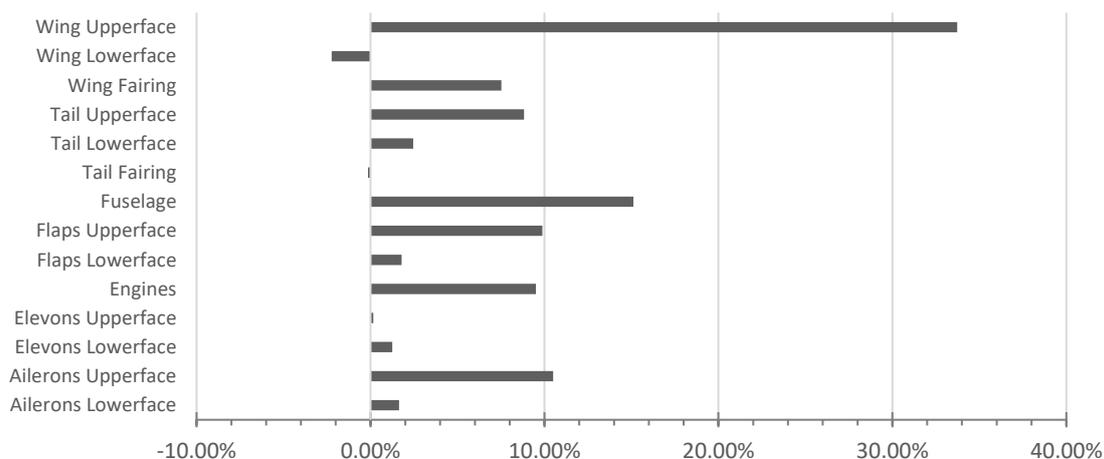


Figura 3-31 – Gráfica de la aportación porcentual de las superficies al coeficiente de sustentación en el caso de optimización en crucero volando a $V = 24m/s$ y $\alpha = 1.3^\circ$.

3.3 Comparativa de resultados caso base

En esta sección se procederá a realizar la comparativa de los resultados obtenidos en los previos casos simulados. La comparativa de mayor interés es vincular los resultados con las mismas condiciones de fluido y las distintas condiciones geométricas. Es decir, la comparativa seleccionada será entre las dos geometrías del caso a SL y las geometrías en crucero. Tras esta comparativa, se procederá a introducir el caso optimizado en la comparación.

La idea de seleccionar esta comparativa reside en evaluar la influencia que tiene el tren de aterrizaje en ambos estados de vuelo. La comparativa entre dos situaciones de vuelo no tienen cabida puesto que la comparación no sería correcta al enfrentarse a diferentes condiciones iniciales y los resultados serán distintos.

La situación desfavorable en esta comparativa es la configuración de aterrizaje y despegue con el tren de aterrizaje desplegado en SL. La situación más favorable es la de crucero donde el tren de aterrizaje está retraído.

3.3.1 Comparativa a nivel del mar

Retomando las variables obtenidas en esta situación de vuelo, se van a comparar los parámetros aerodinámicos de: CL , CD , EA en las tres situaciones simuladas

Tabla 3-8 – Resumen de los valores obtenidos para los distintos parámetros en cada situación geométrica para el caso de vuelo a nivel del mar.

Situación	CL	CD	EA
Con tren de aterrizaje	0.26	0.035	7.22
Sin tren de aterrizaje	0.25	0.029	8.54
Adjoint	0.25	0.029	8.54

En la Tabla 3-8 se recoge el resumen de los resultados obtenidos para el nivel de vuelo a nivel del mar para los casos de sin tren de aterrizaje, con tren de aterrizaje y el caso tras la optimización. En una primera observación se comprueba que la eficiencia aerodinámica tiene un valor mayor en el caso de configuración sin tren de aterrizaje. El resultado de esta mejora es algo esperado puesto que, con la desaparición del tren de aterrizaje, la resistencia aerodinámica se reduce en un 17.91% (Tabla 3-9) sobre el valor obtenido en el caso con tren de aterrizaje. La situación no esperada es que el caso de Adjoint no haya mejorado sobre este valor previo.

Tabla 3-9 – Variación porcentual sobre el caso con tren de aterrizaje de los distintos parámetros aerodinámicos.

Situación	CL	CD	EA
Sin tren de aterrizaje	-2.95%	-17.91%	18.23%
Adjoint	-2.95%	-17.901%	18.22%

Conseguir la reducción de casi un 20% en la resistencia aerodinámica con un único componente es una mejora relevante en el proceso. De igual forma que la resistencia

se ha reducido, la sustentación también se ha visto reducida. Esta variación es debida a la pequeña aportación que generaba el tren delantero que, aunque sea una aportación mínima respecto a la resistencia que genera, sigue generando fuerza de sustentación. De igual forma, sobre el caso sin tren de aterrizaje, las modificaciones generadas con el Adjoint también se ven afectadas, aunque no producen gran variación.

Aunque se haya reducido la sustentación que genera la aeronave, la resistencia ha sido reducida en mayor porcentaje. La eficiencia aerodinámica recibe estos cambios con un aumento de 18.225% en el caso sin tren de aterrizaje y de 18.222% para el Adjoint. Es un gran aumento para meditar el uso de un tren retráctil para la fase de vuelo sin tren de aterrizaje a nivel del mar. Sobre la variación que se tiene en la modificación del Adjoint, es un cambio mínimo con la variación solo retirando el tren de aterrizaje. La comparativa respecto al aumento de peso que la aeronave sufriría no se ha realizado debido a que no está determinado por el equipo cuales son las alternativas para utilizar un tren retráctil.

El siguiente punto de análisis es la resistencia actualizada, se comparará el caso de Adjoint sobre el caso sin tren de aterrizaje. En la Tabla 3-10 se muestran los valores obtenidos para el caso de vuelo a SL sin tren de aterrizaje y el valor tras la optimización del fuselaje. Se comprueba que la variación es mínima sobre el caso base. La variación obtenida sobre el valor del coeficiente de resistencia es de una reducción de 0.0005% (Tabla 3-10). La modificación de la geometría que es necesaria realizar, aunque es un valor máximo de 2cm, no compensa la reducción de la resistencia generada.

Tabla 3-10 – Comparativa de los resultados del coeficiente de resistencia a SL, tras la optimización y la variación porcentual.

	Misión SL	Optimización Adjoint	Variación porcentual
C_D	0.029	0.029	-0.0005%

3.3.2 Comparativa en crucero

En la siguiente sección se comparará la diferencia de valores obtenidos, pero en la situación de vuelo de crucero. En esta situación la densidad es menor a la estudiada en el caso anterior al estar volando a 100m.

En la Tabla 3-11 se muestran los resultados obtenidos para el caso de crucero enfrentadas las situaciones con y sin tren de aterrizaje y la optimización geométrica. Se observa cómo se produce una mejora de la eficiencia aerodinámica y una reducción tanto de la resistencia como de la sustentación. Se mantiene esta misma dinámica en la optimización para el caso de crucero.

La ausencia del tren de aterrizaje en esta situación de vuelo genera una reducción de 16.392% en la resistencia aerodinámica (Tabla 3-12). Es una reducción notable para evaluar el uso de un tren de aterrizaje retráctil. La solución obtenida para la situación de optimización consigue una reducción similar, se produce una reducción del 16.395% sobre el caso con tren de aterrizaje.

Puesto que en esta situación de vuelo se busca maximizar la eficiencia aerodinámica, analizar la variación del coeficiente de sustentación también es importante. Se compara la variación de la sustentación sobre el caso base con tren de aterrizaje. En ambos casos la sustentación se reduce aproximadamente un 2.7%.

Tabla 3-11 – Resumen de los valores obtenidos para los distintos parámetros en cada situación geométrica para el caso de vuelo en crucero.

Situación	CL	CD	EA
Con tren de aterrizaje	0.38	0.038	10.18
Sin tren de aterrizaje	0.37	0.032	11.84
Adjoint	0.37	0.032	11.84

Tabla 3-12 – Variación porcentual sobre el caso con tren de aterrizaje de los distintos parámetros aerodinámicos en fase de crucero.

Situación	CL	CD	EA
Sin tren de aterrizaje	-2.72%	-16.39%	16.36%
Adjoint	-2.71%	-16.40%	16.37%

Manteniendo la estructura de la anterior comparativa, se estudiará el caso de Adjoint sobre el caso sin tren de aterrizaje. En la Tabla 3-13 aparecen recogidos los resultados para la situación simulada en fase de crucero sin tren de aterrizaje y con el Adjoint. Existe una variación mínima tras la optimización geométrica, se debe observar la milésima en la eficiencia aerodinámica para conseguir detectar este cambio. La variación obtenida sobre el valor del coeficiente de resistencia es de una reducción de 0.0089% (Tabla 3-13).

Tabla 3-13 – Comparativa de los resultados de la eficiencia aerodinámica en crucero y tras la optimización.

	Misión SL	Optimización Adjoint	Variación porcentual
EA	11.84	11.84	0.0089%

A la vista de los resultados obtenidos y de la mínima variación conseguida en el proceso de optimización mediante la herramienta de Adjoint, se debe analizar cuáles son los posibles motivos de estos resultados. Buscando información relacionada con este problema, las causas más probables se detallan a continuación[23]:

- **Convergencia limitada:** con el uso de la herramienta Adjoint, pueden darse situaciones en las que no se converge completamente a una solución óptima debido a la complejidad de los parámetros de elección de optimización o del problema. Esto puede resultar en modificaciones marginales de los valores buscados.
- **Sensibilidad de los parámetros:** utilizar ciertos parámetros puede producir un impacto limitado en la mejora de la función objetivo. Si dichos parámetros no son sensibles con la función objetivo, es posible que el método Adjoint realice pequeños ajustes únicamente.

- **Restricciones y límites:** restricciones impuestas en la modificación de los parámetros del Adjoint pueden producir en modificaciones sutiles.
- **Ruido numérico:** el cálculo numérico está sujeto a este ruido debido a la discretización que se hace en el cálculo, iteraciones, etc. Con este ruido presente, los resultados pueden recibir mínimas variaciones para los parámetros que se están optimizando.
- **Condiciones iniciales y frontera:** la elección de las condiciones iniciales del fluido y de las condiciones de contorno pueden provocar a la convergencia en las simulaciones y afectar también al valor final de esta.
- **Complejidad del problema:** si el problema estudiado tiene alta complejidad y es multidimensional, el método Adjoint puede requerir mayor número de iteraciones para alcanzar la solución óptima.
- **Tolerancia de convergencia:** dependiendo de la tolerancia escogida para finalizar los cálculos, pueden obtenerse soluciones incorrectas y el método Adjoint puede detenerse antes de lograr cambios significativos en los parámetros.
- **Selección de función objetivo:** la elección de una función objetivo para optimizar puede afectar a la convergencia y las modificaciones de los parámetros. Si esta función objetivo no es correctamente seleccionada o no se adapta a los objetivos de la optimización, pueden producirse cambios mínimos en el proceso.

Conocidos los motivos más comunes para no llegar a una solución o no apreciar cambios en los parámetros de optimización, las causas posibles son:

- **Convergencia limitada:** emplear una geometría tan curvada para el estudio y con las limitaciones computacionales, puede haber incurrido en un mínimo cambio en los parámetros de optimización.
- **Complejidad del problema:** utilizar una geometría sin ningún tipo de restricción y permitir cualquier tipo de cambio en el método de Adjoint pudo haber producido demasiadas dimensiones de cambio y no alcanzar una solución idónea.

Capítulo 4. Conclusiones

Tras la evaluación de los distintos casos base con las distintas geometrías, los valores obtenidos para las situaciones sin el tren de aterrizaje son mucho más favorables para el vuelo. La solución de utilizar un tren retráctil para ocultar el tren de aterrizaje es una solución que generará mayor beneficio en cuestiones aerodinámicas que utilizar un tren de aterrizaje fijo.

Esto es respaldado por la reducción del coeficiente de resistencia y con el aumento significativo de la eficiencia aerodinámica en las situaciones tanto a SL como en crucero. Como se había mencionado previamente, en el caso de vuelo a nivel del mar se focalizará el estudio en una reducción de la resistencia aerodinámica. Concluyendo que se reduce esta al retirar de la corriente libre la presencia de un tren de aterrizaje fijo

Como conclusión para la fase de crucero, la reducción de la resistencia es un valor considerable para este tipo de aeronave. El aumento de la eficiencia aerodinámica de un 16.36% refleja la capacidad de mejora de la aeronave con la utilización de un tren de aterrizaje retráctil.

En ambas situaciones el uso de un tren que en vuelo desaparece consigue eliminar esa resistencia. Esta opción es algo que el equipo debe implementar para obtener una mejora en las actuaciones de la aeronave en cuanto a eficiencia, rango de operación y consumo de potencia eléctrica.

Por otra parte, la optimización mediante el uso Adjoint ha modificado la geometría de la aeronave en dos situaciones de vuelo diferentes: Crucero y SL. En cada situación se ha decidido optimizar en base a una variable: coeficiente de resistencia para SL y eficiencia aerodinámica para vuelo de crucero.

Los resultados obtenidos tras la optimización del coeficiente de resistencia (SL) no son significativos para realizar un cambio en la geometría. Una reducción de un valor de 0.0005% en la resistencia no es suficiente para iniciar el proceso de cambio de la geometría de la aeronave.

Tras evaluar las situaciones base y la optimización en SL, la última situación por estudiar es en crucero tras la optimización. Observando los cambios obtenidos en la

eficiencia aerodinámica, la variación porcentual respecto a una situación sin tren de aterrizaje es una mejora de 0.0089%. Esta variación se consigue con una variación geométrica máxima de 0.014m. La mejora en la eficiencia aerodinámica conseguida tras la optimización, donde se ha realizado una modificación geometría en puntos muy discretos de apenas 2cm, no es suficiente para actualizar la geometría actual.

Como conclusión del estudio, con los resultados expuesto es más sencillo y viable el uso de un tren retráctil para ambas situaciones de vuelo. El motivo principal es la gran reducción de resistencia aerodinámica y la mejora de la eficiencia aerodinámica que se consigue. Enfrentado a esto, una modificación de la geometría de 2cm o de 1.4cm para conseguir una mejora mínima (menor al 1% en ambos casos), es insuficiente para rediseñar u optimizar la geometría planteada.

Capítulo 5. Trabajos futuros

Debido al tiempo limitado de este trabajo, no se ha podido estudiar aspectos que mejoran la calidad de la simulación. Para esta mejora, se incluirán las actuaciones de los motores de borde de salida de la aeronave. Su implementación se podría realizar con mayor o menor exactitud y realismo, yendo desde simular la rotación de este componente con el perfil aerodinámico hasta simplemente utilizar una condición de contorno que implique un cambio de velocidad en ese punto.

La solución más favorable para el siguiente paso de estudio es utilizar la teoría del disco actuador. Esta solución genera un elemento artificial que aparece en el volumen de control generando una discontinuidad en las propiedades de un fluido[29]. Para este estudio, este disco se ubicará en la posición de unión de las hélices de los motores con el diámetro de estas. Proporcionará un salto de presión y de velocidad equivalente al producido por la hélice real que se ubicaría en ese punto. Con este añadido a la simulación se consigue aproximar a la realidad el comportamiento de la aeronave y del fluido en su contorno. Tras esta implementación, la simulación que se realiza es la misma que para el caso base y su optimización: se analiza un caso base y se realiza una optimización de la geometría para su comparación. Con esta mejora del análisis se puede comparar los 8 casos calculados y analizar cuáles son las características, ventajas y desventajas que produce cada uno.

Capítulo 6. Pliego de condiciones

6.1 Condiciones técnicas

A continuación, se recogen aspectos relacionados con las condiciones de trabajo, *hardware* y *software* utilizados y necesarios para realizar el trabajo en su totalidad. El conjunto de *hardware* hace referencia al equipo físico necesario para la realización de este proyecto y debe cumplir los requisitos de soportar el volumen de cálculo exigido. Debido a limitaciones en este equipo, solo se dispone del MSI Pulse GL76 (equipo portátil) con las siguientes características:

- Fabricante: MSI
- Modelo: MSI Pulse GL76 11UEK-038XES
- CPU: Intel i7-11800H 2.30 GHz
- Memoria RAM: 32Gb - DDR 4 16GB*2 (3200MHz)
- Almacenamiento: 1TB NVMe PCIe Gen3x4 SSD
- GPU: RTX3060, GDDR6 6GB
- Pantalla: 17.3" FHD (1920*1080), 144Hz 72%NTSC IPS-Level, close to 100%*s*RGB
- Fuente de alimentación: Batería 53.5 Wh y Alimentación directa 180 W, 20 V y 9 A.
- Ratón: estándar
- Sistema operativo: Windows 10 y 11 (cambio a mitad de proyecto)

El uso único de este equipo ha limitado ciertas situaciones debidas al coste computacional y a la temperatura. Se trata de un equipo de trabajo portátil por lo que en ciertas situaciones se ha exigido en gran medida llegando al límite de su capacidad.

El uso de *software* ha incluido programas de cálculo computacional, de procesamiento de datos y de redacción de texto. El *software* de simulación empleado ha sido *StarCCM+* de *SIEMENS*. La versión empleada es 17.02.008. como *software* de procesamiento de

datos se ha empleado *Excel* mediante la licencia del paquete de *Microsoft Office* proporcionado por la universidad. Conjuntamente, el *software Word* también incluido en esa misma licencia, se ha utilizado para la redacción de la memoria de este trabajo y para la generación de archivos PDF.

6.2 Condiciones del puesto de trabajo

Las condiciones que el autor tiene durante la redacción del trabajo pueden afectar al desarrollo de la actividad y también a la propia salud del autor [30]. Resulta, por tanto, fundamental atender a los posibles riesgos existentes:

- **Seguridad:** contactos eléctricos, caídas y traslado del equipo.
- **Higiene industrial:** condiciones de iluminación, ruido, temperatura, etc.
- **Ergonomía:** postura de trabajo, fatiga visual, mental o física.

Los requerimientos mínimos para asegurar la salud y seguridad del autor de un trabajo en el que se emplean equipos con pantallas de visualización se recogen en el Real Decreto 488/1997 del 14 de abril. En base a los riesgos que pueden presentarse, se resumen, a continuación, las condiciones mínimas del puesto de trabajo según el decreto mencionado:

- **Equipo:** deben tenerse en cuenta ciertas variables, como la luminosidad de la pantalla, la nitidez del texto y la posición de la propia pantalla.
- **Teclado:** debe ser independiente del equipo y facilitar la comodidad del usuario, con tal de evitar el cansancio de brazos y manos. Debe haber suficiente espacio para colocar los brazos y su disposición debe ser tal que se llegue sin problemas a cualquier tecla. Asimismo, las teclas han de estar debidamente separadas y señaladas.
- **Mesa:** debe tener dimensiones suficientes para la colocación del equipo y demás material. El soporte debe ser estable y estar regulado para evitar movimientos incómodos de cabeza y ojos.
- **Asiento:** ha de permitir al usuario libertad de movimientos, así como proporcionar una postura confortable. Se debe poder regular la altura y reclinar el respaldo.
- **Entorno de trabajo:** deben cumplirse los siguientes aspectos:
 - **Espacio:** las dimensiones del puesto de trabajo deberán ser lo suficientemente grandes para permitir cambios de postura o de posición.
 - **Iluminación:** los niveles de luz, de fuentes tanto naturales como artificiales, deben ser adecuados y acordes con la luminosidad de la pantalla, además de evitar los deslumbramientos y reflejos; de manera que las ventanas deberán estar equipadas con dispositivos que regulen la luz entrante.
 - **Ruido:** los equipos deben producir el mínimo ruido posible para evitar que perturben la atención.
 - **Calor:** el entorno debe estar correctamente acondicionado, y los equipos instalados no deben constituir una fuente adicional de calor.
 - **Emisiones:** se debe reducir toda radiación electromagnética fuera del espectro visible con el fin de no representar un peligro para el usuario.

- **Humedad:** debe conservarse dentro de unos límites admisibles que garanticen el confort.
- **Interconexión Ordenador - Persona:** el programa debe ser adecuado para la tarea objetivo y adaptado a los niveles de conocimiento y experiencia del usuario.

Capítulo 7. Presupuesto

Esta sección recoge una estimación del presupuesto necesario para este proyecto. El modelo de presupuesto se divide en el coste de la mano de obra y el equipo informático empleado. Tras el cálculo de este presupuesto, se incluyen gastos generales, los beneficios para la empresa y el impuesto de valor añadido IVA.

7.1 Coste personal

El tiempo dedicado de mano de obra está constituido por el propio autor, el tutor y el cotutor. Las horas dedicadas por el autor son la suma de las horas dedicadas a completar el Trabajo de Fin de Máster (TFM). Las horas dedicadas al TFM están computadas por 13.5 créditos universitarios. Cada crédito se corresponde con 30 horas según el Plan Bolonia. En total, se han dedicado 405 horas de parte del autor, desglosadas de la siguiente forma:

- Aprendizaje: 45 horas
- Preproceso: 250 horas
- Postproceso: 60 horas
- Redacción de la memoria: 50 horas

De esta forma quedan recogidas y desglosadas las horas dedicadas por el autor, quedaría añadir las horas del tutor y cotutor. En base a la retribución del profesorado funcionario en 2023[31] .

Tabla 7-1 – Resumen del coste de mano de obra.

Concepto	Tiempo (h)	Coste (€/h)	Valor (€)
Autor	405	6.5	2632.5
Tutor	25	30.82	770.5
Cotutor	25	18.28	457
Total			3860

Con estos costes recogidos, se obtiene un resultado total de mano de obra de **TRES MIL OCHOCIENTOS SESENTA (3860€)**

7.2 Coste equipo informático

El uso de elementos informáticos aumenta el coste asociado al trabajo total. Añadir un coste extra sobre la mano de obra. El equipo informático utilizado es un equipo privado y personal comprado en el año 2022. El coste de amortización se obtiene mediante la siguiente expresión:

$$C.A. = (100\% - \text{amortización}) \cdot \frac{\text{Precio}_{\text{ordenador}}}{n_{\text{años}}}$$

El porcentaje de amortización anual es del 20% y como el uso del ordenador en este proyecto ha sido durante medio un año completo se imputa el porcentaje total. Los costes asociados por tanto al ordenador son $C.A._{\text{ordenador}} = 180\text{€}$.

El mayor coste informático es el asociado a la licencia de *StarCCM+*. Este software dedicado tiene un elevado precio de la licencia para su uso. El coste asociado a cada licencia está recogido en la Tabla 7-2. El coste de forma anual para las licencias empleadas de *StarCCM+* y *Microsoft Office* es de 20000€ y 69€ respectivamente. Para evaluar su coste por hora, se ha estimado un uso anual de 400h por lo que el coste por hora es de 5€/h y de 0.02€/h.

La licencia adquirida de *StarCCM+* es del tipo *PoD (Power on Demand)* donde se estima haber empleado 270 horas y para el paquete de *Microsoft Office* 70horas.

Tabla 7-2 – Resumen de los costes informáticos

Concepto	Valor (€)
StarCCM+	1350
Microsoft Office	1.4
C.A. Ordenador	180
Total	1532

Con estos valores, el coste total asociado a las herramientas informáticas es de **MIL QUINIENTOS TREINTA Y DOS (1532€)**.

7.3 Presupuesto total del proyecto

En esta sección se recogen los costes completos previamente mencionados junto con los gastos generales y la inclusión del impuesto del valor añadido.

Tabla 7-3 – Costes totales del proyecto

Concepto	Valor (€)
Coste de personal	3860
Coste de equipo informático	1532
Gastos generales (14%)	754.88
Subtotal de Gastos Generales	6146.88
Beneficios (8%)	491.75
Subtotal presupuesto sin IVA	6638.63
IVA (21%)	1394.12
Total	8032.75

La suma total del coste del proyecto asciende a **OCHO MIL TREINTA Y DOS EUROS CON SETENTA Y CINCO CENTIMOS (8032.75€)**

Capítulo 8. Referencias

- [1] «U-Space, un salto al “cielo único europeo” para drones y aeronaves tripuladas | Legal | Cinco Días». https://cincodias.elpais.com/cincodias/2023/01/25/legal/1674659471_108411.html (accedido 5 de julio de 2023).
- [2] «Publicado el Plan de Acción Nacional para el Despliegue del U-space que integrará los drones en el espacio aéreo | AESA-Agencia Estatal de Seguridad Aérea - Ministerio de Fomento». <https://www.seguridadaerea.gob.es/es/noticias/publicado-el-plan-de-acci%C3%B3n-nacional-para-el-despliegue-del-u-space-que-integrar%C3%A1-los> (accedido 14 de mayo de 2023).
- [3] «Aplicaciones UAS/RPAS». <https://dronesap.es/index.php/servicios/12-aplicaciones-uas-rpas> (accedido 14 de mayo de 2023).
- [4] M. P. Narkus-Kramer, «Future Demand and Benefits for Small Unmanned Aerial Systems (UAS) Package Delivery», en *17th AIAA Aviation Technology, Integration, and Operations Conference*, Reston, Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics, jun. 2017. doi: 10.2514/6.2017-4103.
- [5] «UAS Challenge - Institution of Mechanical Engineers». <https://www.imeche.org/events/challenges/uas-challenge> (accedido 8 de julio de 2023).
- [6] B. Martínez Corzo, «Desarrollo de un modelo CFD 3D para un dispositivo de asistencia de ventrículo izquierdo», sep. 2021, Accedido: 2 de julio de 2023. [En línea]. Disponible en: <https://riunet.upv.es/handle/10251/171382>
- [7] A. Martín Domingo, «Apuntes de mecánica de fluidos». Accedido: 2 de julio de 2023. [En línea]. Disponible en: <https://oa.upm.es/6531/1/amd-apuntes-fluidos.pdf>
- [8] E. Pazos, «Leyes de conservación para el movimiento de un fluido», 2020. Accedido: 2 de julio de 2023. [En línea]. Disponible en: <https://ecfm.usac.edu.gt/epazos/mecanica2/leyes-conservacion-fluido.pdf>

- [9] G. Richmond Navarro, «Modelos de turbulencia introductorio».
- [10] «Turbulence models in CFD - RANS, DES, LES and DNS». <https://www.idealsimulations.com/resources/turbulence-models-in-cfd/> (accedido 2 de julio de 2023).
- [11] IQR Ingeniería Química, «Fenómenos de transporte: Capa límite», 8 de agosto de 2021.
- [12] «La capa límite - Aerodinámica F1». <https://www.aerodinamicaf1.com/2019/09/la-capa-limite/> (accedido 2 de julio de 2023).
- [13] «Basics Of Y Plus Boundary Layer And Wall Function In Turbulent Flows | LearnCAx». <https://www.learncax.com/knowledge-base/blog/by-category/cfd/basics-of-y-plus-boundary-layer-and-wall-function-in-turbulent-flows> (accedido 2 de julio de 2023).
- [14] A. Loseille y F. Alauzet, «Geometry parametrization and optimization for computational fluid dynamic applications».
- [15] J. A. Samareh, «A SURVEY OF SHAPE PARAMETERIZATION TECHNIQUES».
- [16] D. de O. Maionchi, L. Ainstein, F. P. dos Santos, y M. B. de Souza Júnior, «Computational fluid dynamics and machine learning as tools for optimization of micromixers geometry», *Int J Heat Mass Transf*, vol. 194, p. 123110, sep. 2022, doi: 10.1016/J.IJHEATMASSTRANSFER.2022.123110.
- [17] F. X. Moreira Huhn, «Aerodynamic shape optimization with the Adjoint Method», Técnico Lisboa, Lisboa, 2015.
- [18] P. Panagiotou, P. Kaparos, y K. Yakinthos, «Winglet design and optimization for a MALE UAV using CFD», *Aerosp Sci Technol*, vol. 39, pp. 190-205, dic. 2014, doi: 10.1016/J.AST.2014.09.006.
- [19] J. Smolka y A. J. Nowak, «Shape optimization of coils and cooling ducts in dry-type transformers using computational fluid dynamics and genetic algorithm», *IEEE Trans Magn*, vol. 47, n.º 6 PART 2, pp. 1726-1731, jun. 2011, doi: 10.1109/TMAG.2011.2109731.
- [20] D. A. Wilson, K. Pun, P. B. Ganesan, y F. Hamad, «Geometrical Optimization of a Venturi-Type Microbubble Generator Using CFD Simulation and Experimental Measurements», *Designs 2021, Vol. 5, Page 4*, vol. 5, n.º 1, p. 4, ene. 2021, doi: 10.3390/DESIGNS5010004.
- [21] J. A. Expósito Carrillo, F. J. Sánchez de La Flor, y J. M. Salmerón Lissén, «Single-phase ejector geometry optimisation by means of a multi-objective evolutionary algorithm and a surrogate CFD model», *Energy*, vol. 164, pp. 46-64, dic. 2018, doi: 10.1016/J.ENERGY.2018.08.176.
- [22] K. Naveen Kumar, M. Gopalsamy, D. Antony, R. Krishnaraj, y C. B. V. Viswanadh, «Design and Optimization of Aerospoke nozzle using CFD», *IOP*

Conf Ser Mater Sci Eng, vol. 247, n.º 1, p. 012008, oct. 2017, doi: 10.1088/1757-899X/247/1/012008.

- [23] Siemens, «StarCCM+ Support Documentation».
- [24] «4. DISCUSIÓN DE RESULTADOS 4.1. Estudio de Independencia de Malla Computacional».
- [25] F. R. Menter, «Improved two-equation k-omega turbulence models for aerodynamic flows». 1992.
- [26] «K-Omega and K-Omega SST | Global Settings | SimScale». <https://www.simscale.com/docs/simulation-setup/global-settings/k-omega-sst/> (accedido 2 de julio de 2023).
- [27] «What does “solver” mean in CFD? - Quora». <https://www.quora.com/What-does-solver-mean-in-CFD> (accedido 25 de junio de 2023).
- [28] J. E. Guerrero, D. Maestro, y A. Bottaro, «Biomimetic spiroid winglets for lift and drag control».
- [29] Horlock y J. H., «Actuator disk theory - Discontinuities in thermo-fluid dynamics», *mhi*, 1978, Accedido: 4 de junio de 2023. [En línea]. Disponible en: <https://ui.adsabs.harvard.edu/abs/1978mhi..book.....H/abstract>
- [30] «BOE-A-1997-8671 Real Decreto 488/1997, de 14 de abril, sobre disposiciones mínimas de seguridad y salud relativas al trabajo con equipos que incluyen pantallas de visualización.» <https://www.boe.es/buscar/act.php?id=BOE-A-1997-8671> (accedido 19 de julio de 2023).
- [31] UPV, *RETRIBUCIONES PROFESORADO FUNCIONARIO EN BASE A LA LEY DE PRESUPUESTOS PARA EL EJERCICIO 2023*. Accedido: 19 de julio de 2023. [En línea]. Disponible en: <https://www.upv.es/entidades/SRH/retribuciones/U0939929.pdf>