



UNIVERSITAT  
POLITÈCNICA  
DE VALÈNCIA

  
ETSI Aeroespacial y Diseño Industrial

UNIVERSITAT POLITÈCNICA DE VALÈNCIA

Escuela Técnica Superior de Ingeniería Aeroespacial  
y Diseño Industrial

Análisis numérico de la aerodinámica de un ala con  
geometría "joined wing"

Trabajo Fin de Grado

Grado en Ingeniería Aeroespacial

AUTOR/A: Caballero Quintanilla, Lucía

Tutor/a: Quintero Igeño, Pedro Manuel

CURSO ACADÉMICO: 2023/2024



UNIVERSITAT  
POLITÈCNICA  
DE VALÈNCIA



# Análisis numérico de la aerodinámica de un ala con geometría "joined wing"

*Trabajo Final de Grado*

Autor: Caballero Quintanilla, Lucía

Tutor: Quintero Igeño, Pedro Manuel

Año académico: 2023/2024



# Agradecimientos

A mi familia, por creer en mi en todo momento, apoyarme y guiarme a lo largo de mi vida, especialmente en los momentos mas duros, solo nosotros sabemos lo que ha costado. Soy quien soy gracias a vosotros, y nunca podré agradecerlos lo suficiente.

A ti Sergi, por estar a mi lado en las buenas y en las malas, por todo tu apoyo incondicional.



# Resumen

El objetivo de este proyecto consiste en la búsqueda de una posible configuración alar optimizada con respecto a las configuraciones convencionales que se llevan utilizando en los últimos años en la aviación. En concreto, se realiza el estudio numérico de la geometría *joined-wing* con la finalidad de determinar si se trata de una configuración con características aerodinámicas superiores a las geometrías convencionales.

Para lograr este propósito, en primera instancia se realiza el diseño de la geometría mediante el programa *Autodesk Inventor*, será la estudiada en este proyecto.

A continuación se desarrolla la metodología CFD en la misma utilizando el programa *Star-CCM+*. Esta herramienta permite realizar cálculos aerodinámicos sobre la geometría obteniendo parámetros de interés como las fuerzas aerodinámicas que afectan, la distribución del coeficiente de presión y la distribución de velocidades alrededor del cuerpo.

Finalmente, una vez recopilados todos los resultados se compararán los mismos con aquellos obtenidos, siguiendo la misma metodología, para las configuraciones convencionales de un ala con estrechamiento y un biplano. Estos datos permitirán determinar si la geometría *joined-wing* es una mejor opción en términos aerodinámicos.

# Abstract

The aim of this project is research for an optimized wing configuration with respect to the conventional ones used in aviation recently. Specifically, numerical study of the *joined-wing* geometry is carried out in order to determine if it is a configuration with better aerodynamic characteristics than conventional geometries.

To achieve this purpose, first of all the geometry design is carried out using the program *Autodesk Inventor*, which will be the one studied in this project.

Then the CFD methodology is developed using the program *Star-CCM+*. This tool allows to perform aerodynamic calculations on the geometry, obtaining parameters of interest such as aerodynamic forces, distribution of pressure coefficient and distribution of velocities around the body.

Finally, once all the results have been compiled, they will be compared with those obtained, following the same methodology, for the conventional configurations of a tapered wing and a biplane. This data will allow to determine if the *joined-wing* geometry is a better option in aerodynamic terms.

# Resum

L'objectiu d'este projecte consistix en la busca d'una possible configuració alar optimitzada respecte a les configuracions convencionals que es porten utilitzant en els últims anys en l'aviació. En concret, es realitza l'estudi numèric de la geometria *joined-wing* amb la finalitat de determinar si es tracta d'una configuració amb característiques aerodinàmiques superiors a les geometries convencionals.

Per a aconseguir este propòsit, en primera instància es realitza el disseny de la geometria mitjançant el programa *Autodesk Inventor*, serà l'estudiada en este projecte.

A continuació es desenrotlla la metodologia CFD en la mateixa utilitzant el programa *Star-CCM+*. Esta ferramenta permet realitzar càlculs aerodinàmics sobre la geometria obtenint paràmetres d'interés com les forces aerodinàmiques que afecten, la distribució del coeficient de pressió i la distribució de velocitats al voltant del cos.

Finalment, una vegada recopilats tots els resultats es compararan els mateixos amb aquells obtinguts, seguint la mateixa metodologia, per a les configuracions convencionals d'una ala amb estrenyiment i un biplà. Estes dades permetran determinar si la geometria *joined-wing* és una millor opció en termes aerodinàmics.

# Índice general

<b>1. Introducción</b>	<b>1</b>
1.1. Contexto . . . . .	1
1.1.1. Historia . . . . .	1
1.1.2. Características . . . . .	4
1.2. Objetivos . . . . .	8
<b>2. Marco teórico</b>	<b>9</b>
2.1. Definición de fluido y características . . . . .	9
2.1.1. Flujo continuo y enrarecido . . . . .	9
2.1.2. Flujo estacionario y no estacionario . . . . .	10
2.1.3. Flujo compresible e incompresible . . . . .	10
2.1.4. Flujo laminar y turbulento . . . . .	11
2.1.5. Flujo viscoso y no viscoso . . . . .	12
2.2. Ecuaciones de gobierno del flujo . . . . .	14
2.3. Fuerzas aerodinámicas y coeficientes . . . . .	16
2.3.1. Fuerzas y momentos aerodinámicos . . . . .	16
2.3.2. Coeficientes aerodinámicos y coeficiente de presión . . . . .	17
2.3.3. Sustentación y resistencia . . . . .	18
2.4. Metodología CFD . . . . .	19
<b>3. Diseño de las geometrías y configuración de los casos</b>	<b>25</b>
3.1. Diseño de las geometrías . . . . .	25
3.2. Simulación CFD . . . . .	29
3.2.1. Definición del dominio . . . . .	29
3.2.2. Selección de modelos . . . . .	30
3.2.3. Condiciones de contorno . . . . .	31
3.2.4. Mallado . . . . .	32
<b>4. Resultados</b>	<b>39</b>
4.1. <i>Joined-wing</i> vs ala con estrechamiento . . . . .	39
4.1.1. Gráficos CL vs Alfa, CD vs Alfa y Polar . . . . .	39
4.1.2. Eficiencia aerodinámica . . . . .	42

4.1.3.	Contribuciones al $C_D$ . . . . .	44
4.2.	<i>Joined-wing</i> vs ala con estrechamiento y mismo AR . . . . .	45
4.2.1.	Gráficos CL vs Alfa, CD vs Alfa y Polar . . . . .	45
4.2.2.	Eficiencia aerodinámica . . . . .	48
4.2.3.	Contribuciones al $C_D$ . . . . .	49
4.3.	<i>Joined-wing</i> vs biplano . . . . .	51
4.3.1.	Gráficos CL vs Alfa, CD vs Alfa y Polar . . . . .	51
4.3.2.	Eficiencia aerodinámica . . . . .	54
4.3.3.	Contribuciones al $C_D$ . . . . .	55
<b>5.</b>	<b>Conclusiones</b>	<b>57</b>
<b>6.</b>	<b>Relación del proyecto con los Objetivos De Desarrollo Sostenible de la Agenda 2030</b>	<b>60</b>
<b>7.</b>	<b>Pliego de condiciones</b>	<b>63</b>
7.1.	Regulación general . . . . .	63
7.2.	Regulación específica . . . . .	69
7.2.1.	Especificaciones de los recursos utilizados . . . . .	69
7.2.2.	Especificaciones de calidad . . . . .	70
7.2.3.	Especificaciones de garantía y mantenimiento . . . . .	71
7.2.4.	Requisitos legales y contractuales . . . . .	71
7.2.5.	Revisión de costes . . . . .	71
7.2.6.	Fianza . . . . .	71
<b>8.</b>	<b>Presupuesto</b>	<b>72</b>
8.1.	Cálculo de costes . . . . .	73
8.2.	Presupuesto final . . . . .	74
	<b>Bibliografía</b>	<b>76</b>

# Índice de figuras

1.1.1.Bleriot III. . . . .	2
1.1.2.Modelo de J. Wolkovitch 1968. . . . .	2
1.1.3.Modelo de ACA Insustries y NASA. . . . .	3
1.1.4.Modelo de Boeing. . . . .	3
1.1.5.Variaciones en la colocación del ala <i>joined-wing</i> . . . . .	4
1.1.6.Posibles variaciones del <i>joined-wing</i> . . . . .	5
1.1.7.UAV HQ-4 Xianglong. . . . .	6
1.1.8.Diseño <i>joined-wing</i> para el estudio. . . . .	6
1.1.9.Posible variación del <i>joined-wing</i> del estudio. . . . .	7
2.1.1.Representacion del flujo laminar y turbulento . . . . .	12
2.1.2.Subcapas de la capa límite. . . . .	13
2.3.1.Fuerzas resultantes en un perfil aerodinámico . . . . .	17
2.4.1.Metodología del CFD . . . . .	19
2.4.2.Tipos de elementos . . . . .	20
3.1.1.Diseño final del <i>joined-wing</i> . . . . .	26
3.1.2.Diseño final del ala con estrechamiento y mismo AR. . . . .	27
3.1.3.Diseño final del ala con estrechamiento y misma superficie. . . . .	28
3.1.4.Diseño final del biplano. . . . .	29
3.2.1.Dominio definido para el ala <i>joined-wing</i> . . . . .	30
3.2.2.Condiciones de contorno del dominio. . . . .	32
3.2.3.Refinamiento de la superficie alar. . . . .	34
3.2.4.Refinamiento del campo cercano. . . . .	34
3.2.5.Refinamiento de la estela. . . . .	34
3.2.6.Mallado final. . . . .	35
3.2.7.Gráfico CL vs Número de celdas. . . . .	36
3.2.8.Gráfico CD vs Número de celdas. . . . .	36
4.1.1.Gráfico CL vs ángulo de ataque <i>joined-wing</i> y ala con estrechamiento. . . . .	40
4.1.2.Gráfico CD vs ángulo de ataque <i>joined-wing</i> y ala con estrechamiento. . . . .	41
4.1.3.Gráfico CL vs CD <i>joined-wing</i> y ala con estrechamiento. . . . .	42

4.2.1.Gráfico CL vs ángulo de ataque <i>joined-wing</i> y ala con estrechamiento y mismo AR. . . . .	46
4.2.2.Gráfico CD vs ángulo de ataque <i>joined-wing</i> y ala con estrechamiento y mismo AR. . . . .	47
4.2.3.Gráfico CL vs CD <i>joined-wing</i> y ala con estrechamiento y mismo AR. .	48
4.3.1.Gráfico CL vs ángulo de ataque <i>joined-wing</i> y biplano. . . . .	51
4.3.2.Gráfico CL vs ángulo de ataque <i>joined-wing</i> y biplano. . . . .	52
4.3.3.Gráfico CL vs CD <i>joined-wing</i> y biplano. . . . .	53
6.0.1.Objetivos De Desarrollo Sostenible de la Agenda 2030 . . . . .	60

# Índice de cuadros

3.1.1.Datos geométricos <i>joined-wing</i> . . . . .	26
3.1.2.Datos geométricos del ala con estrechamiento y mismo AR. . . . .	27
3.1.3.Datos geométricos ala con estrechamiento y misma superficie. . . . .	28
3.1.4.Datos geométricos biplano. . . . .	28
3.2.1.Dimensionado del dominio . . . . .	30
3.2.2.Propiedades del aire a 11000 ft . . . . .	31
3.2.3.Parámetros de la malla genérica. . . . .	33
3.2.4.Parámetros de la malla refinada. . . . .	35
3.2.5.Independencia de malla <i>joined-wing</i> . . . . .	37
3.2.6.Independencia de malla ala con estrechamiento. . . . .	37
3.2.7.Independencia de malla ala con estrechamiento y mismo AR. . . . .	37
3.2.8.Independencia de malla biplano. . . . .	37
4.1.1.Eficiencia aerodinámica del <i>joined-wing</i> . . . . .	43
4.1.2.Eficiencia aerodinámica del ala con estrechamiento. . . . .	43
4.1.3.Valores de $CD_0$ y K para el <i>Joined-wing</i> y el ala con estrechamiento. . . . .	44
4.1.4.Valores de $CD_i$ para el <i>Joined-wing</i> y el ala con estrechamiento. . . . .	45
4.2.1.Eficiencia aerodinámica del <i>joined-wing</i> . . . . .	49
4.2.2.Eficiencia aerodinámica del ala con estrechamiento y mismo AR. . . . .	49
4.2.3.Valores de $CD_0$ y K para el <i>Joined-wing</i> y el ala con estrechamiento y mismo AR. . . . .	50
4.2.4.Valores de $CD_i$ para el <i>Joined-wing</i> y el ala con estrechamiento y mismo AR. . . . .	50
4.3.1.Eficiencia aerodinámica del <i>joined-wing</i> . . . . .	54
4.3.2.Eficiencia aerodinámica biplano. . . . .	54
4.3.3.Valores de $CD_0$ y K para el <i>Joined-wing</i> y biplano. . . . .	55
4.3.4.Valores de $CD_i$ para el <i>Joined-wing</i> y biplano. . . . .	55
6.0.1.Grado de implicación de los Objetivos de Dearrollo Sostenible . . . . .	61
8.2.1.Presupuesto final . . . . .	75

# Lista de símbolos

## Fuerzas aerodinámicas y coeficientes

$\alpha$	Ángulo de ataque
$C_L$	Coefficiente de sustentación
$L$	Sustentación
$C_D$	Coefficiente de resistencia
$D$	Resistencia
$C_M$	Coefficiente de momento
$M$	Momento aerodinámico
$C_P$	Coefficiente de presión
$p$	Presión de referencia
$p_\infty$	Presión de fluido
$V_\infty$	Velocidad del fluido
$\rho_\infty$	Densidad del fluido

## Definición de fluido

$\mu$	Viscosidad cinemática
$\rho_\infty$	Densidad del fluido
$a_\infty$	Velocidad del sonido
$L$	Longitud característica del cuerpo.
$M$	Número de Mach
$Re$	Número de Reynolds
$V_\infty$	Velocidad del fluido

## Geometría

$\Lambda$  Flecha

$b_w$  Envergadura alar

$c_{root}$  Cuerda en la raíz de ala

$c_{tip}$  Cuerda en la punta de ala

$H$  Altura del *joined-wing*

$S_w$  Wing area

## Metodología CFD

*RANS* Reynolds-Averaged Navier-Stokes

*DNS* Direct Numerical Simulation

*LES* Large Eddy Simulation

## Ecuaciones de gobierno

$S_{M,x}, S_{M,y}, S_{M,z}$  Términos fuente

$S_e$  Engloba energías másicas y calentamiento viscoso

$e$  Energía

$p$  Presión

$T$  Temperatura

$k$  Conductividad térmica

$\rho$  Densidad

$t$  Tiempo

$\nabla$  Divergencia

$\vec{u}$  Vector velocidad

$\delta$  Derivada parcial

$u$  Componente x de la velocidad

$v$  Componente y de la velocidad

$w$  Componente z de la velocidad

$\mu$  Viscosidad dinámica





# Capítulo 1

## Introducción

### 1.1. Contexto

Es una realidad que en los últimos años el medio ambiente ha tomado un papel crucial en todos los aspectos de la vida del ser humano. Cada vez se opta por diseños y productos que permitan reducir la huella de carbono y a su vez sean más sostenibles, y el campo de la ingeniería aeroespacial se suma cada vez más a este objetivo.

Siguiendo con este concepto, el proyecto tiene como propósito el estudio aerodinámico mediante el uso de Star CCM de la geometría “ala unida” o *joined-wing*. Este programa especializado en dinámica de fluidos computacional (CFD) permitirá obtener resultados concluyentes sobre la distribución de sustentación, resistencia, presión alrededor de la geometría y otros parámetros aerodinámicos.

Esta información se pretende contrastar con los parámetros equivalentes de configuraciones convencionales como un ala con estrechamiento que es la utilizada de forma masiva actualmente, y un biplano tradicional con el fin de determinar si existe o no una mejora aerodinámica suficiente como para que la geometría “*joined-wing*” pudiese llegar a ser una de las posibles geometrías del futuro, permitiendo un ahorro de combustible y aligerando la estructura de las aeronaves tal y como las conocemos actualmente.

#### 1.1.1. Historia

Es sabido que el concepto de *joined-wing* no es un diseño actual, si bien este no ha sido tan estudiado a nivel técnico. Durante los últimos 50 años, uno de los mayores campos de innovación en el ámbito de la ingeniería aeronáutica ha sido la búsqueda de mejoras que permitan la optimización de la eficiencia aerodinámica y estructural, así como una reducción del peso total de la aeronave. Con este objetivo de mejoras aerodinámicas, y como resultado aumentar el rendimiento de la aeronave, ha motivado a los diseñadores al uso de configuraciones basadas en alas de elevado *aspect ratio*. Esto

tiene en contraposición, un aumento del peso de la estructura, que incrementa a su vez la necesidad de rigidez estructural, lo que ha restringido la geometría a diseños convencionales mas seguros [8]. Sin embargo, dada la situación actual, la búsqueda de otro tipo de configuraciones ha ganado fuerza en los últimos años, lo cual hace retomar antiguas propuestas como la que se estudia en este proyecto.

Uno de los primeros conceptos surgió en 1910, cuando el diseñador L.Bleriot utilizó esta configuración de aeronave para su prototipo Bleriot III (1.1.1). Posteriormente, en los años 20, los biplanos tuvieron prioridad en cuanto a desarrollo, mientras que durante 1930 se optó finalmente por las aeronaves monoplano [12].

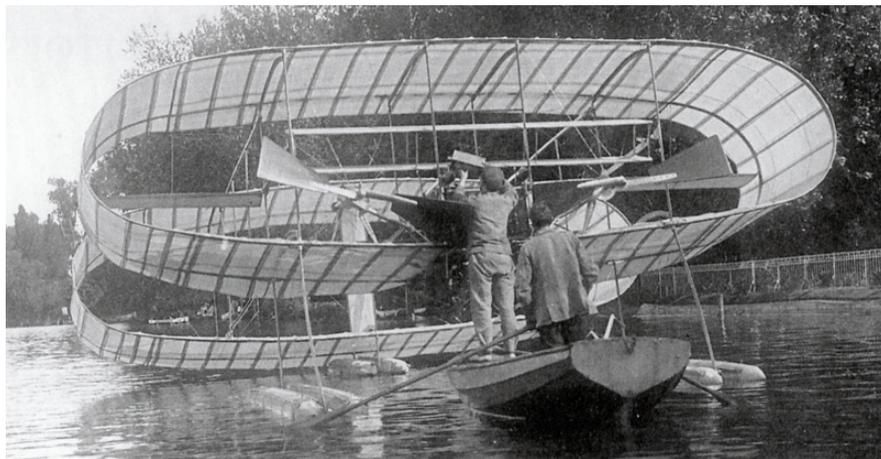


Figura 1.1.1: Bleriot III.

Posteriormente, en 1968, J. Wolkovitch escribió un artículo [17] en el que comparaba una aeronave monoplano con una *joined-wing* (1.1.2). En este artículo detalló las potenciales ventajas de esta última configuración en disciplinas como aerodinámica, control de vuelo y peso de la estructura [12].

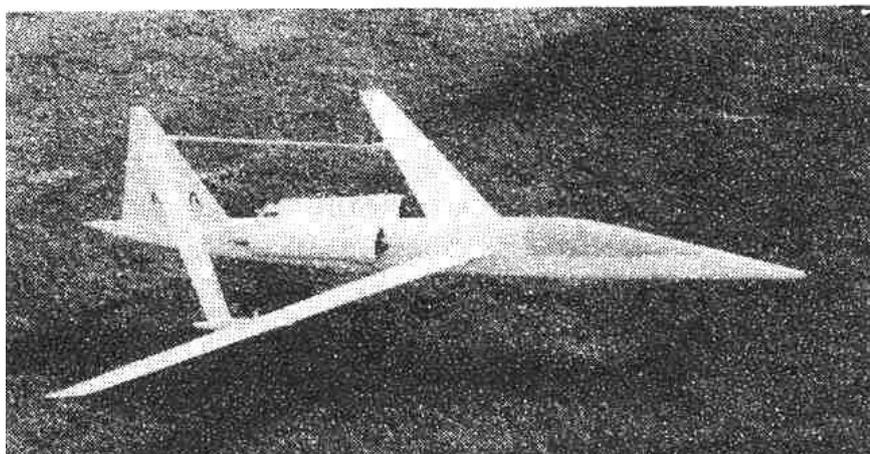


Figura 1.1.2: Modelo de J. Wolkovitch 1968.

Unos años después, los diseños realizados por *ACA Industries* en colaboración con la NASA fueron estudiados en túneles de viento con el fin de realizar mediciones sobre las características aerodinámicas del modelo con esta configuración 1.1.3, [13].

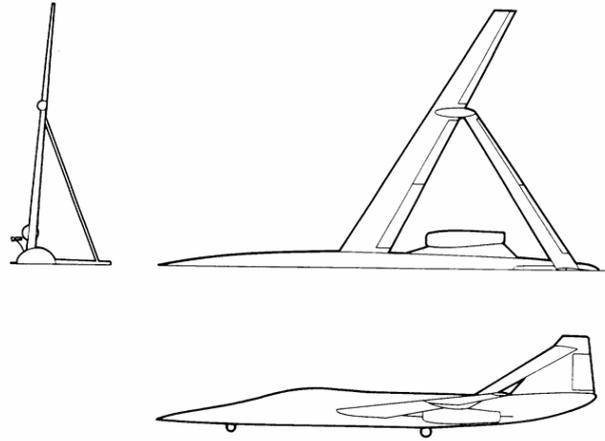


Figura 1.1.3: Modelo de ACA Insustries y NASA.

Recientemente, en el año 2000, Boeing desarrolló el modelo *SensorCraft joined-wing* con el propósito de cumplir con las necesidades de la U.S.A.F para el diseño de una aeronave con capacidades de vigilancia mayores. Por otro lado, a finales de la primera década de este siglo, la *Air Force Research Laboratories* comenzó el estudio de las características aerodinámicas de un modelo con esta configuración [11], [6].

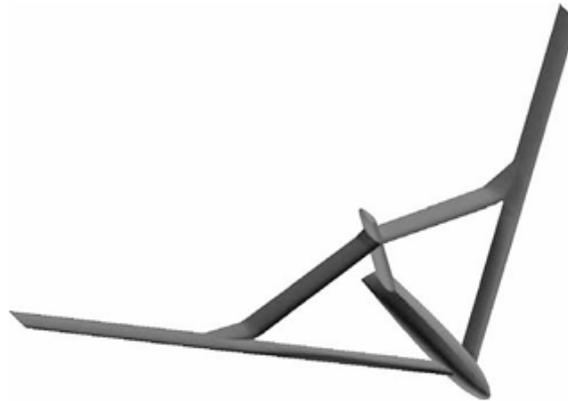


Figura 1.1.4: Modelo de Boeing.

Como conclusión de forma general sobre los estudios mencionados, se puede establecer que muestran una reducción significativa de la resistencia inducida, aunque no todos ellos afirman que esta reducción es debida a aspectos aerodinámicos. La reducción considerable del peso y la deflexión de superficies de control necesaria frente a una configuración convencional ayudan a us vez a esta reducción. Esto tiene como

consecuencia que el peso de la planta propulsiva se podía reducir entre un 20-30 %, lo que la hace una geometría de alto interés en la actualidad.

Como se puede observar, la situación actual hace que el modelo de *joined-wing* sea un candidato de estudio y desarrollo para la aviación comercial en un futuro, siempre que los obstáculos sociales que suelen aparecer al introducir cambios en la geometría de las aeronaves civiles sean superados. Por otro lado, a corto plazo, este tipo de configuración es idónea para UAVs, ya que las características específicas del *joined-wing* pueden ser una gran ventaja [8].

### 1.1.2. Características

La configuración *joined-wing* es uno de los diseños no convencionales que podrían considerarse para la aviación del futuro. Está formado por un fuselaje convencional al cual se unen dos alas, una de ellas adelantada, situada como el ala principal en la configuración convencional, y otra de un tamaño ligeramente menor retrasada, la cual puede hacer las veces de estabilizador horizontal como en las configuraciones convencionales. Esta última nace en la punta del estabilizador vertical, de tal manera que el avión adopta una forma de diamante en sus vistas en planta y de frente. Ambas alas están conectadas, de manera que las puntas de ala trasera se unen al ala delantera, relativamente cerca del borde de ésta última. Tal y como se muestra en la figura 1.1.5, la posición relativa de los elementos de esta configuración puede ser muy variado, cada uno aportando distintas características a la aeronave final.

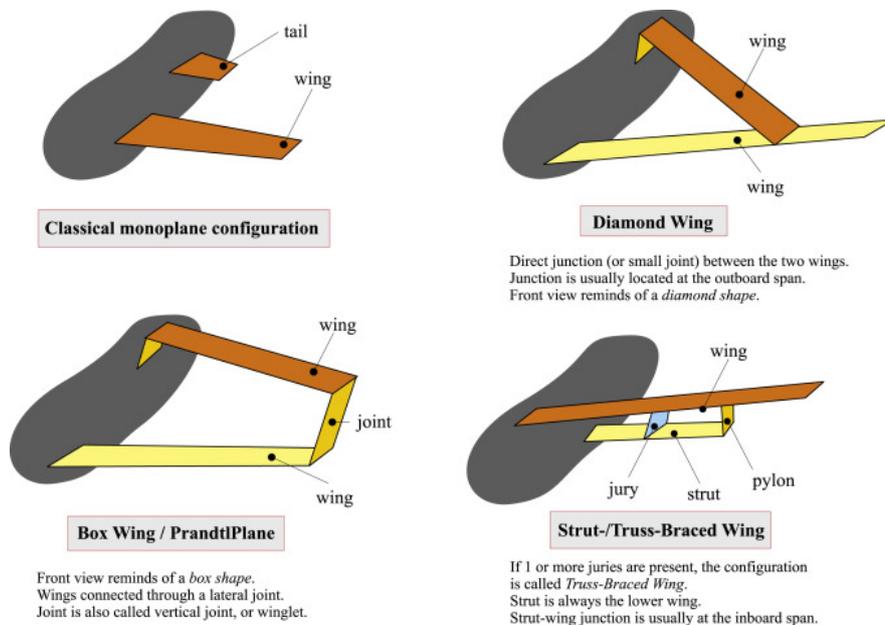


Figura 1.1.5: Variaciones en la colocación del ala *joined-wing*.

Al comparar un avión en configuración convencional con un avión *joined-wing* se pueden señalar fundamentalmente dos ventajas de este último, como son la reducción

de las cargas estructurales en el ala delantera, al estar unida al ala posterior, y reducción de la resistencia aerodinámica inducida, ligada a que los bordes de ambas alas no están totalmente libres, como en la configuración convencional.

Por otro lado, el biplano y el ala unida o *joined-wing*, aunque a veces se confunden, son configuraciones diferentes. Por un lado, el biplano tiene un tamaño mucho mayor, y esta fabricado mediante cables que rigidizan la estructura, mientras que en el ala unida los elementos trabajan como transmisores de fuerzas y momentos como en una estructura semimonocasco. Esta capacidad es la precursora de la mejora de las características de las aeronaves modernas, sobre todo en el campo de reducción de peso y estructura [12] [2].

Una vez conocidas las características básicas de esta geometría, esta se puede parametrizar, dando lugar a numerosas variaciones de flecha y tamaño de las superficies sustentadoras, tal y como se muestra en la figura 1.1.6.

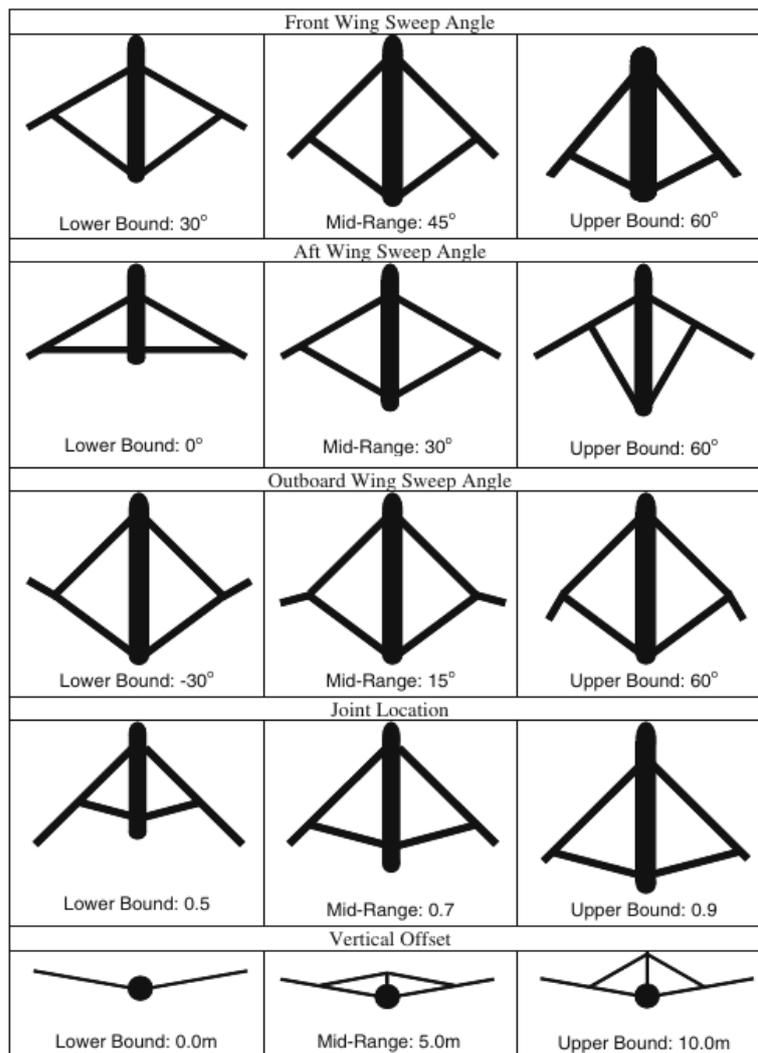


Figura 1.1.6: Posibles variaciones del *joined-wing*.

Un ejemplo de configuración *joined-wing* aplicado en la vida real es el UAV chino HQ-4 Xianglong 1.1.7, el cual se caracteriza por un ala principal de mayor tamaño, y una menor superficie secundaria que actúa como estabilizador horizontal. La unión entre ambas superficies se realiza aproximadamente en el tercio exterior del ala principal.

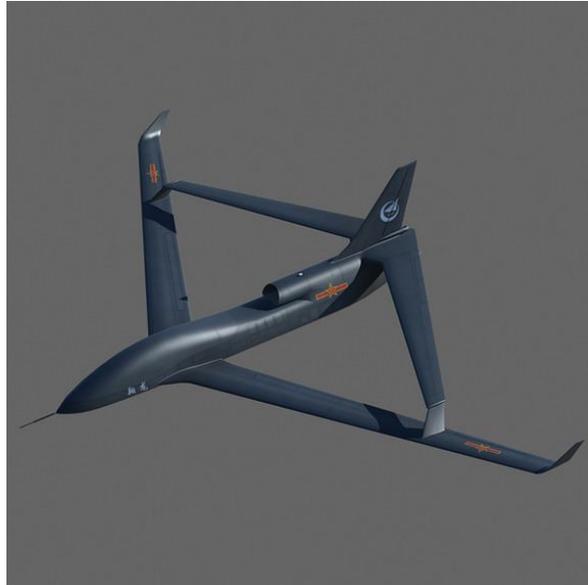


Figura 1.1.7: UAV HQ-4 Xianglong.

Teniendo en cuenta los datos anteriores, para este estudio se opta por una configuración similar al UAV ya que es de mayor interés al ser utilizada en casos realidades. Se le realiza una variación en las uniones de las superficies, de forma que se unan por la punta de ambas alas. Dicha modificación se realiza con la intención de simplificar su posible manufacturación, ya con la extensión del winglet, ya utilizado en configuraciones convencionales, se realizaría el nexo entre ambas superficies.



Figura 1.1.8: Diseño *joined-wing* para el estudio.

Además, este tipo de configuración de *joined-wing* seleccionada puede dar lugar a variaciones de interés militar como la que se observa en la figura 1.1.9, incluyendo mayor capacidad para combustible aprovechando tanques externos situados en las uniones de las alas.

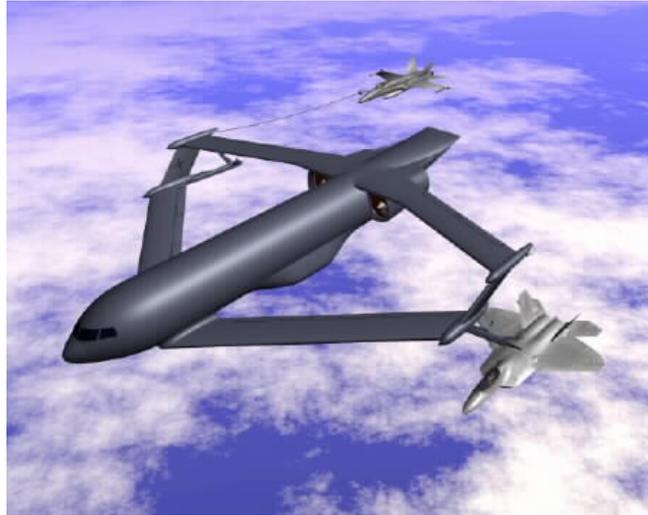


Figura 1.1.9: Posible variación del *joined-wing* del estudio.

## 1.2. Objetivos

El objetivo principal de este proyecto es el compromiso con la mejora del impacto medioambiental de la aviación en la sociedad, mediante la optimización de las configuraciones utilizadas en las aeronaves. Aunque es cierto que la configuración *joined-wing* no es un concepto nuevo, se pretende rescatar el mismo con el objetivo de estudiar y comparar sus ventajas en cuanto a mejora aerodinámica respecto a configuraciones convencionales.

Para lograr este objetivo, se pretenden alcanzar los siguientes objetivos secundarios:

- Representar lo mas fielmente posible la realidad siguiendo la metodología CFD, obteniendo resultados robustos que permitan observar diferencias entre configuraciones.
- Garantizar la independencia de los resultados, asi como su convergencia para verificar que estos han sido obtenidos correctamente.
- Comparar los resultados aerodinámicos del *joined-wing* con los obtenidos para geometrías equivalentes convencionales que permitan obtener diferencias reales.

# Capítulo 2

## Marco teórico

Este proyecto se centra en el estudio de la aerodinámica de una geometría. La aerodinámica, ya sea interna o externa, se define como la disciplina que estudia y cuantifica las fuerzas y momentos que un flujo en movimiento ejerce sobre un cuerpo.

En esta sección se incluirán los fundamentos teóricos y las ecuaciones utilizadas para la obtención de los resultados de este proyecto.

### 2.1. Definición de fluido y características

De forma simplificada, un flujo es una medida de la cantidad de una sustancia que cruza una superficie en un tiempo determinado. Puede referirse tanto a partículas de gas que atravieran una abertura, como el caso que se suele estudiar en la aerodinámica cerrada, como el flujo de corriente eléctrica a través de un cable y otros casos.

Existen diferentes tipos de flujo, los cuales vienen determinados en función de sus características y propiedades como la densidad, temperatura, velocidad...En los siguientes apartados se enuncian y explican las peculiaridades de la clasificación general de los fluidos en la aerodinámica.

#### 2.1.1. Flujo continuo y enrarecido

Se define flujo continuo a aquel compuesto por un gran número de moléculas por unidad de volumen, siendo posible por tanto determinar características del mismo como la temperatura, densidad o presión. Además, si la cantidad de fluido es reducida, se considera de igual forma un flujo continuo. En definitiva, este es el tipo de flujo mas comun, y es de igual forma el que caracteriza este proyecto.

Por otro lado, en el caso de un flujo enrarecido, este posee un número reducido de moléculas en comparación con el caso anterior, lo que dificulta en gran medida

determinar las propiedades del mismo. En este tipo de flujos, las ecuaciones de Navier-Stokes no son aplicables, por lo que se trata de casos cuyo estudio presenta mayor dificultad.

### **2.1.2. Flujo estacionario y no estacionario**

Se le llama flujo estacionario a aquel cuyas propiedades no dependen del tiempo. Esto quiere decir que la variación de las propiedades en un punto concreto del espacio y del tiempo es nula o lo suficientemente pequeña como para considerarla despreciables. Para este proyecto, se considera que las propiedades no varían significativamente lo largo del estudio, ya que este se realiza a una altitud fija, por lo que se toma la hipótesis de flujo estacionario. Esta consideración simplifica en gran medida las ecuaciones, por lo que se considerará para futuros cálculos de este proyecto.

Por el contrario, un flujo no estacionario es aquel que es dependiente del tiempo. Las propiedades del mismo no permanecen constantes, por lo que el valor de las mismas se va a ver alterado por el espacio y el tiempo en el que se realice el estudio. Este tipo de flujo suele caracterizar modelos complejos o aquellos cuyas condiciones de estudio varían drásticamente a lo largo del mismo.

### **2.1.3. Flujo compresible e incompresible**

Un flujo compresible es aquel cuya densidad sufre variaciones cuando existen cambios de presión, ya sea compresión o expansión, mientras que en un flujo incompresible, el campo de presión y temperatura se encuentran desacoplados. Esta característica hace que en el segundo caso la densidad se pueda considerar prácticamente constante y, por lo tanto, el volumen de todas las porciones del fluido permanece inalterado.

Para este estudio acepta la hipótesis de flujo incompresible ya que, al igual que en el apartado anterior, el estudio se realiza a una altitud concreta con densidad determinada según la Atmósfera Estandar Internacional. Se considera que, al tratarse de flujo externo, la perturbación que puede ocasionar el objeto de estudio, en este caso un ala, no es lo suficientemente importante como para considerar grandes variaciones en la densidad.

Para considerar la hipótesis anterior, se debe tener en cuenta el régimen de vuelo en el que se encuentra el estudio, ya que a altas velocidades la hipótesis de flujo incompresible no sería correcta. Esta característica viene determinada por el número de Mach 2.1, un número adimensional que relaciona la velocidad del flujo con la velocidad del sonido, la cual varía con la altitud.

$$M = \frac{V_\infty}{a_\infty} \quad (2.1)$$

Los diferentes regímenes vienen determinados por el valor del número de Mach, y se clasifican en los siguientes:

- **Flujo subsónico** ( $M < 0,8$ ): régimen de bajas velocidades donde no existen fenómenos de compresibilidad.
- **Flujo transónico** ( $0,8 < M < 1,2$ ): flujo de transición entre el régimen subsónico y supersónico, en el cual coexisten ambos regímenes simultáneamente. Se desconoce un método de cálculo analítico que caracterice esta zona.
- **Flujo supersónico** ( $M > 1$ ): se generan ondas de choque y desaparecen las zonas de flujo subsónico, siendo flujo de alta velocidad en su totalidad.
- **Flujo hipersónico** ( $M > 5$ ): aparecen fenómenos nuevos debidos a las altas velocidades tales como el aumento de la temperatura en la pared debido al cambio brusco de energía cinética, ya que esta se transforma en calor cuando se produce la onda de choque.

En este proyecto se considera régimen subsónico en todo el estudio, por lo que los fenómenos de compresibilidad son despreciables, siendo válida por tanto la hipótesis de flujo incompresible.

#### 2.1.4. Flujo laminar y turbulento

Un flujo laminar es aquel cuyas líneas de corriente siguen trayectorias suaves o regulares predecibles, tal y como se puede apreciar en la representación superior de la figura 2.1.1, ya que este fluye en capas paralelas sin interrupción entre ellas.

Un flujo turbulento por el contrario, como se puede observar en la figura inferior de la 2.1.1, se caracteriza por tener un movimiento caótico e irregular, alta velocidad y un rápido intercambio de energía entre las diferentes capas.

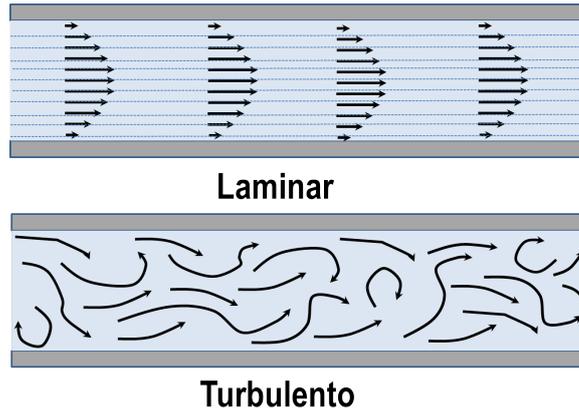


Figura 2.1.1: Representación del flujo laminar y turbulento

Para predecir si el flujo responde a un comportamiento laminar o turbulento se hace uso del número de Reynolds 2.2, un número adimensional que relaciona las fuerzas de inercia con las fuerzas viscosas. Cuando las fuerzas viscosas son dominantes, estas son suficiente para mantener todas las partículas del fluido en línea, comportándose entonces como un flujo laminar. Por el contrario, cuando las fuerzas de inercia son superiores a las viscosas (corresponde a altos  $Re$ ), no existe esta ordenación de las moléculas, por lo que el fluido es turbulento. Se puede establecer la siguiente clasificación:

$$Re = \frac{\rho_{\infty} \cdot V_{\infty} \cdot L}{\mu} \quad (2.2)$$

- $Re < 10^3$ : a bajo número de  $Re$ , el comportamiento se corresponde con un flujo laminar, caracterizado por bajas velocidades.
- $10^3 < Re < 10^6$ : corresponde con la zona de transición entre flujo laminar y turbulento. Este término se utiliza en mayor medida cuando se trata el concepto de capa límite, el cual se desarrolla en la sección 2.1.5
- $Re > 10^6$ : a alto número de  $Re$ , el comportamiento se corresponde con un flujo turbulento, el cual es característico a altas velocidades. Es por esto que este tipo de flujo es el que caracteriza este estudio.

### 2.1.5. Flujo viscoso y no viscoso

Un flujo no viscoso, tal y como indica su nombre, es aquel cuya viscosidad es nula o prácticamente nula. En relación a lo expuesto en la 2.1.4, esta característica indica la superioridad de las fuerzas de inercia, por lo que el  $Re$  esperado es mayor a la unidad y los efectos viscosos pueden ser despreciados. Esta característica aporta importantes simplificaciones a las ecuaciones de Navier-Stokes, lo que facilita la obtención de una solución.

En el caso de un fluido viscoso, este fluye en capas paralelas sin interrupción entre ellas. Por lo tanto, al flujo laminar también se conoce como flujo aerodinámico o flujo viscoso ya explicado en la 2.1.4. En un flujo viscoso, al contrario que en el caso anterior, las fuerzas viscosas dominan sobre las fuerzas de inercia, por lo que el  $Re$  será menor que la unidad.

### Capa límite y concepto de $y^+$

La capa límite es una región que aparece en flujos viscosos en la que el flujo de un fluido se ajusta desde la velocidad nula en la pared hasta la de la corriente principal del flujo. El espesor de la misma se define como la distancia desde la pared hasta el punto en el que la velocidad del flujo viscoso es un 99% de la velocidad del flujo sin perturbar. En otras palabras, debido a que la pared no se desliza, se produce una condición de no deslizamiento, la cual provoca un gradiente de velocidades de difícil predicción.

La capa límite se suele dividir en tres regiones, tal y como se muestra en la figura 2.1.2 [4]:

- **Subcapa viscosa:** dominan los términos viscosos.
- **Subcapa buffer:** capa de transición en la cual los perfiles de velocidad se caracterizan por una variación logarítmica.
- **Subcapa logarítmica:** dominan los términos turbulentos.

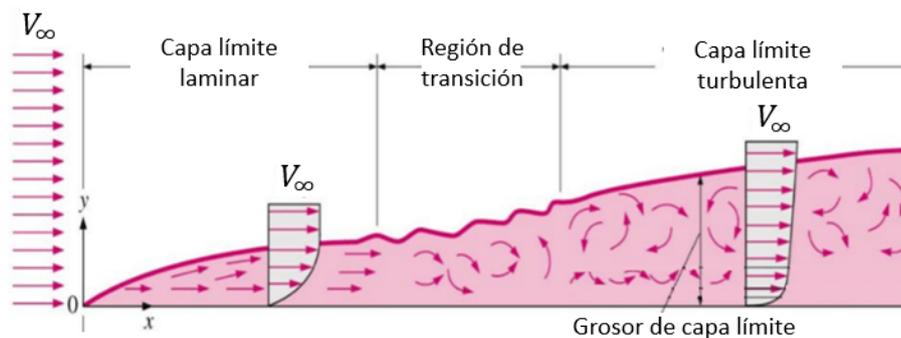


Figura 2.1.2: Subcapas de la capa límite.

Para realizar una correcta predicción de la capa límite en CFD, se debe de mallar dicha zona con celdas de menor tamaño para capturar correctamente los fenómenos turbulentos. Para ello, se utiliza el concepto de  $y^+$ . Se trata de una distancia adimensional que caracteriza la capa límite turbulenta cercana a la superficie 2.3.

$$y^+ = \frac{y \cdot u_T}{\nu} \quad (2.3)$$

Siendo los parámetros de la ecuación:

- $y$ : distancia a la pared.
- $u_T$ : velocidad de fricción del fluido.
- $\nu$ : viscosidad cinemática del fluido.

La definición de la velocidad de fricción viene dada por la ecuación 2.4:

$$u_T = \sqrt{\frac{\tau_w}{\rho}} \quad (2.4)$$

Siendo los parámetros de la ecuación 2.4:

- $\tau_w$ : esfuerzo cortante en la pared.
- $\rho$ : densidad del fluido.

El esfuerzo cortante el definido por la ecuación 2.5:

$$\tau_w = \frac{1}{2} c_f \rho u_\infty^2 \quad (2.5)$$

Siendo los parámetros de la ecuación 2.5:

- $c_f$ : constante.
- $u_\infty$ : velocidad del fluido.

La constante mencionada anteriormente se define por la ecuacion 2.6, válida únicamente para  $Re_x < 10^9$ :

$$c_f = (2 \log Re_x - 0,62)^{-2,3} \quad (2.6)$$

Utilizando las ecuaciones mencionadas anteriormente se determina el número de capas límite necesarias para su correcto mallado. Además de este dato, se necesita conocer la distancia entre dichas capas, la cual viene definida por la ecuacion 2.7:

$$\frac{\delta}{x} = \frac{0,38}{Re_x^{0,2}} \quad (2.7)$$

## 2.2. Ecuaciones de gobierno del flujo

Para representar un fenómeno físico de interés se requiere de un modelo matemático más o menos complejo. En general, para representar la dinámica de fluidos, se hace uso de las ecuaciones de Navier-Stokes, las cuales describen el movimiento tridimensional de fluidos viscosos mediante ecuaciones de conservación. Consisten en un conjunto de ecuaciones diferenciales parciales de segundo orden, las cuales son dependientes del

tiempo, en las que se considera que los esfuerzos tangenciales son proporcionales al gradiente de velocidad en la pared.

No se dispone de una solución general para este conjunto de ecuaciones, por lo que es habitual aplicar simplificaciones con el fin de facilitar la resolución de las mismas. Estas se seleccionan de acuerdo al fenómeno físico estudiado, y pueden variar de un caso a otro. En este apartado se mencionarán igualmente las consideraciones realizadas en cada caso.

## Ecuación de conservación de la masa

La ecuación de conservación de la masa, o ecuación de continuidad es una de las ecuaciones generales del movimiento. Establece que la masa total del fluido en un sistema permanece constante conforme este se desplaza, por lo que la cantidad de aire que entra en el mismo coincide exactamente con la cantidad que sale.

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla(\rho \cdot \vec{u}) = 0 \quad (2.8)$$

Esta formada por dos términos, tal y como se observa en la ecuación en forma diferencial 2.8:

- **Término acumulativo:** indica la cantidad de masa que se va acumulando con el tiempo a lo largo del volumen fluido.
- **Término convectivo:** indica cuanta masa atraviesa el dominio en el tiempo.

En el caso de estudio, al no existir grandes variaciones en el tiempo de la densidad del fluido, se toma la consideración de flujo estacionario. Por lo tanto, se trata de un flujo incompresible por lo que la ecuación quedaría como se muestra en la 2.9

$$\nabla \cdot \vec{u} = 0 \quad (2.9)$$

## Ecuación de conservación del momento

El principio de conservación del momento 2.10 expresa la segunda Ley de Newton aplicada a un volumen cerrado, el cual establece que la tasa de variación del momento de un fluido en un punto determinado del espacio y tiempo es equivalente a la suma de las fuerzas que actúan sobre el cuerpo, ya sean de presión, viscosas o másicas.

$$\begin{aligned} \frac{\partial(\rho \cdot u)}{\partial t} + \nabla(\rho \cdot u \cdot \vec{u}) &= -\frac{\partial \rho}{\partial x} + \nabla(\mu \cdot \nabla u) + S_{M,x} \\ \frac{\partial(\rho \cdot v)}{\partial t} + \nabla(\rho \cdot v \cdot \vec{u}) &= -\frac{\partial \rho}{\partial y} + \nabla(\mu \cdot \nabla v) + S_{M,y} \\ \frac{\partial(\rho \cdot w)}{\partial t} + \nabla(\rho \cdot w \cdot \vec{u}) &= -\frac{\partial \rho}{\partial z} + \nabla(\mu \cdot \nabla w) + S_{M,z} \end{aligned} \quad (2.10)$$

Al igual que en el caso anterior, se pueden distinguir distintos terminos que forman la ecuación, siendo la parte izquierda de la igualdad equivalente a la que se observaba en la ecuación 2.9. Por otro lado, estas ecuaciones ya no se encuentran igualadas a cero, sino que presentan los siguientes términos:

- **Término de presión:** representa el gradiente negativo de presión, el cual engloba las fuerzas de presión que actúan.
- **Término de difusión:** representa la acción de las fuerzas viscosas sobre el fluido.
- **Término fuente:** indica cuanta cantidad de movimiento se está creando o destruyendo dentro del volumen de control debido a los diferentes tipos de fuerzas.

## Ecuación de conservación de la energía

La conservación de la energía se basa en el primer principio de la termodinámica, el cual establece que la energía de un sistema ni se crea ni se destruye, solo se transforma, implicando por tanto que esta permanecerá constante en el tiempo. De forma equivalente a como se ha estado viendo en secciones anteriores, la ecuación de conservación de la energía 2.11 relaciona la variación total de la energía en un punto determinado del espacio y del tiempo con la energía asociada a las fuerzas de presión, conducción térmica ya la presencia de fuentes y sumideros de calor.

$$\frac{\partial(\rho \cdot e)}{\partial t} + \nabla(\rho \cdot e \cdot \vec{u}) = -p \cdot \nabla(\vec{u}) + \nabla(k \cdot \nabla T) + S_e \quad (2.11)$$

Los términos de esta ecuación son muy similares a los que forman la ecuación 2.10. Por un lado, los términos de la izquierda representan el cambio de energía total por unidad de volumen en función del tiempo y la variación de energía por convección a través de las paredes respectivamente. Por otro lado, los términos a la derecha representan el flujo de energía debido a fuerzas de presión y conducción térmica y finalmente un término fuente que engloba la energía por radiación o reacciones químicas.

## 2.3. Fuerzas aerodinámicas y coeficientes

En esta sección se desarrollan los principales parámetros que van a ser calculados y contrastados en este estudio para determinar la aerodinámica de la geometría *joined-wing*. Además, se introducen los principios básicos más utilizados en esta disciplina y que caracterizan cualquier aeronave, así como la física que afecta a la misma.

### 2.3.1. Fuerzas y momentos aerodinámicos

Si mediante simplificaciones ha sido posible resolver las ecuaciones planteadas en la sección 2.2, es posible obtener entonces el valor del campo escalar de la presión  $p(x, y, z)$

y el campo vectorial de esfuerzos cortantes en la pared  $\vec{\tau}(x, y, z)$ . Posteriormente, estas variables se integran de forma separada para el intradós y extradós, obteniéndose la llamada fuerza aerodinámica, la cual se puede descomponer en:

- **Fuerza axial A:** coincide la dirección de la velocidad del flujo.
- **Fuerza normal N:** fuerza perpendicular al cuerpo de estudio.

La distribución de estos esfuerzos es lo que da lugar al momento aerodinámico.

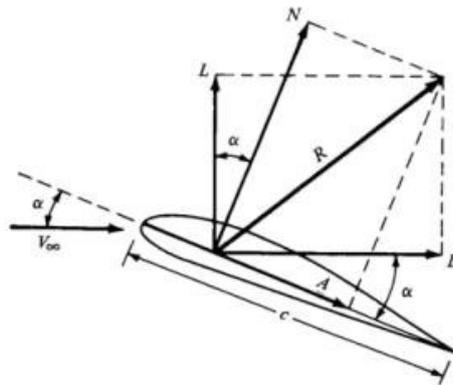


Figura 2.3.1: Fuerzas resultantes en un perfil aerodinámico

Sin embargo, esta descomposición de fuerzas no es la mas utilizada en aerodinámica, sino que se suele trabajar con la fuerza de sustentación  $L$  y resistencia  $D$  definidas en la sección 2.3.3 y en la figura 2.3.1, siendo la equivalencia entre ambas la mostrada en la ecuación 2.12:

$$\begin{aligned} L &= N \cdot \cos(\alpha) - A \cdot \sin(\alpha) \\ D &= N \cdot \sin(\alpha) + A \cdot \cos(\alpha) \end{aligned} \quad (2.12)$$

### 2.3.2. Coeficientes aerodinámicos y coeficiente de presión

La forma más usual de expresar la fuerzas de la seccion 2.3.1 es en forma de coeficientes, ya que permiten comparar de forma directa el comportamiento de diferentes geometrías y condiciones de vuelo, tal y como se muestra en la ecuación 2.13.

$$\begin{aligned} C_L &= \frac{L}{\frac{1}{2} \cdot \rho_\infty \cdot V_\infty^2 \cdot S_w} \\ C_D &= \frac{D}{\frac{1}{2} \cdot \rho_\infty \cdot V_\infty^2 \cdot S_w} \\ C_M &= \frac{M}{\frac{1}{2} \cdot \rho_\infty \cdot V_\infty^2 \cdot S_w \cdot c_w} \end{aligned} \quad (2.13)$$

Otro coeficiente muy utilizado es el coeficiente de presión, mostrado en la ecuación 2.14, ya que, como se ha visto anteriormente, juega un papel muy importante en el cálculo de las fuerzas aerodinámicas.

$$C_p = \frac{p - p_\infty}{\frac{1}{2} \cdot \rho_\infty \cdot V_\infty^2} \quad (2.14)$$

Para casos cuyo flujo sea incompresible, como en este estudio, se puede aplicar directamente la Ley de Bernoulli, la cual establece una relación inversamente proporcional entre la velocidad y la presión, quedando entonces la expresión del  $C_p$  como la ecuación 2.15.

$$C_p = 1 - \frac{V^2}{V_\infty^2} \quad (2.15)$$

Cuando esta expresión es nula, indica que la presión es la misma que la de flujo libre, mientras que si es igual a la unidad se trata de un punto de remanso, en el cual la velocidad es nula.

### 2.3.3. Sustentación y resistencia

La sustentación es, tal y como se ha definido en la figura 2.3.1, la componente vertical de la resultante de la fuerza aerodinámica. Se produce debido a la existencia de una zona de baja presión en la parte superior del perfil o *extradós* y una zona de alta presión en la parte inferior o *intradós*. Esta diferencia de presiones se debe a la forma característica del perfil, ya que esta deflecta las líneas de corriente del flujo que tienden a adaptarse al contorno del mismo.

Por otro lado, la resistencia es la componente que se opone al movimiento de un cuerpo a través del fluido. A este parámetro contribuyen dos tipos principales de resistencia:

- **Resistencia por fricción:** se debe al rozamiento de las moléculas de aire con la superficie del sólido.
- **Resistencia de forma o por presión:** se produce debido a la baja presión en las zonas de flujo desprendido. Si el fluido es viscoso, esta es nula.
- **Resistencia inducida:** se produce en cuerpos tridimensionales debido a la sustentación. Un ejemplo de ello son los torbellinos de punta de ala.
- **Resistencia de onda:** se produce cuando aparecen ondas de choque.

## 2.4. Metodología CFD

Se define *Computational Fluid Dynamics* o CFD como una técnica de simulación utilizada para analizar y predecir el comportamiento de fluidos, como pueden ser líquidos y gases. Comprende la resolución de ecuaciones matemáticas complejas utilizando ordenadores para modelar y comprender el flujo de fluidos, transferencia de calor y otros fenómenos. Esta metodología hace uso de algoritmos para simular la interacción entre fluidos y superficies. Su interés reside en la capacidad de predicción de los fenómenos que, de otra forma, serían prácticamente irresolubles de forma manual debido a la complejidad de las ecuaciones que los rigen.

Este proceso de discretización, basado en la división de la región de estudio en pequeños volúmenes de control, aplica a cada una de las celdas las ecuaciones de conservación, continuidad y Navier-Stokes hasta alcanzar el criterio de convergencia impuesto por el usuario.

La metodología de CFD, tal como se representa en la Figura 2.4.1, consta de 3 etapas fundamentales, y dentro de cada una de ellas se suelen seguir ciertos pasos concretos de manera rigurosa [3], [16].

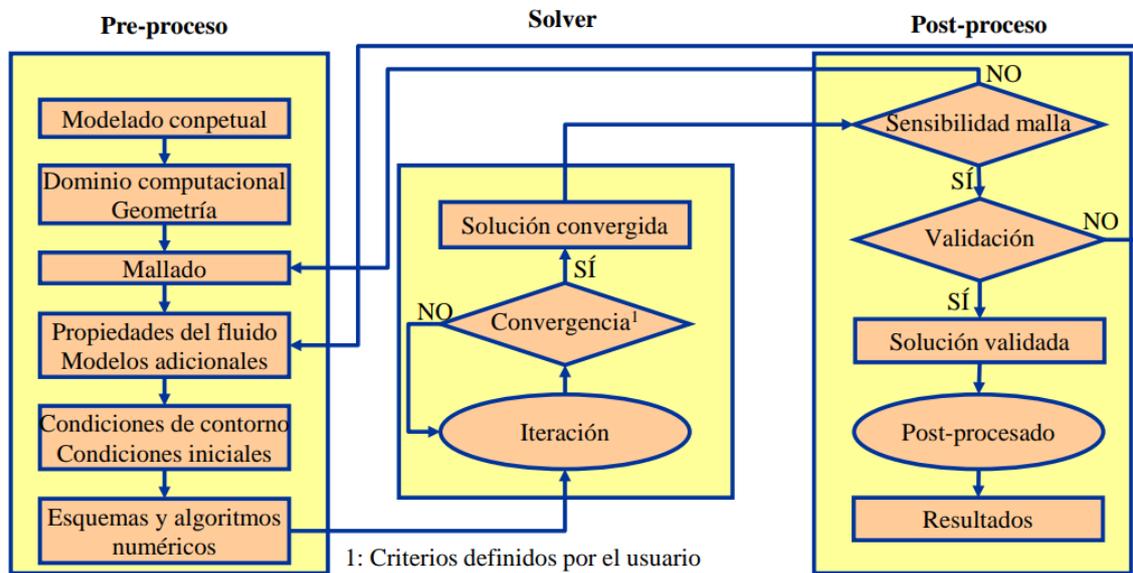


Figura 2.4.1: Metodología del CFD

### Pre-proceso

Esta etapa consiste en preparar los datos que posteriormente se introducirán en el programa de cálculo, en este caso, en Star-CCM. La complejidad de esta etapa dependerá de la precisión que se quiera conseguir. Para ello, se establece:

1. **Modelo físico:** es la representación gráfica, normalmente simplificada, del fenómeno real con el fin de estudiar detalladamente su comportamiento bajo ciertas circunstancias pre-establecidas.
2. **Modelo matemático:** es la ecuación o conjunto de ecuaciones que describen lo que ocurre físicamente en el fenómeno que se intenta estudiar. Además, es necesario determinar ciertas condiciones iniciales y de frontera, así como las propiedades físicas del medio de manera que se acote el problema a una situación determinada.
3. **Malla numérica:** es el conjunto de puntos discretos (nodos) distribuidos sobre el dominio de estudio, los cuales se utilizan para la resolución numérica de un grupo de ecuaciones diferenciales parciales. Determina:
  - El coste computacional del problema, el cual viene dado por el número de celdas de la malla.
  - La precisión del cálculo en función de la calidad de la malla.
  - La tasa de convergencia, que depende de la calidad de la malla. Determina la rapidez de la convergencia del caso.

Estos puntos discretos pueden tomar diversas formas tal y como se puede observar en la Figura 2.4.2. La selección de un tipo de celda u otro dependerá del caso que se quiera estudiar, normalmente este punto está determinado por la complejidad de la geometría.

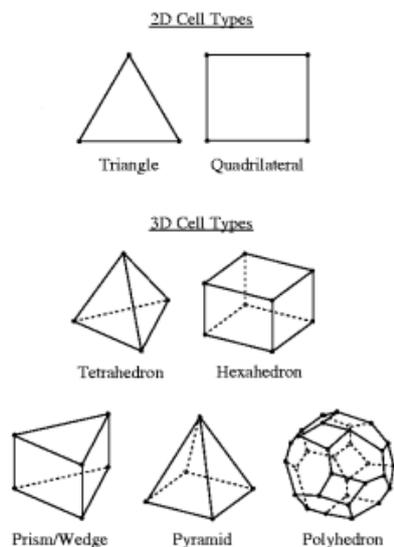


Figura 2.4.2: Tipos de elementos

A su vez, se ha de seleccionar el modelo de turbulencia más óptimo, los cuales se desarrollan en el próximo apartado:

- DNS: resuelve todas las escalas de turbulencia.
- LES: resuelve las escalas grandes y modela las pequeñas.
- RANS: modela todas las escalas.

## Modelos de turbulencia

Debido a que la gran mayoría de flujos estudiados en aerodinámica son turbulentos, la importancia de la selección del modelo de turbulencia adecuado es indispensable para la obtención de resultados coherentes que representen lo mas fielmente posible la realidad. Debido a su naturaleza, en este tipo de flujos, tal y como se ha explicado en la Sección 2.1.4, se producen inestabilidades que hacen que su movimiento sea inconstante y caótico, dificultando su predicción. De igual forma, las propiedades que caracterizan este tipo de flujo no serán estacionarias (Sección 2.1.2).

Dada esta complejidad, se desarrollan distintos métodos de resolución de la turbulencia los cuales, dependiendo de la escala que se necesite resolver y de la potencia de cálculo de la que se disponga, se utilizará uno u otro. Los modelos mas utilizados son los siguientes [7]:

### ▪ Reynolds-Averaged Navier-Stokes *RANS*

Este modelo de turbulencia de bajo coste computacional se centra en el flujo medio y los efectos de la turbulencia sobre las propiedades del mismo. Previamente, antes de aplicar este método numérico, las ecuaciones de Navier-Stokes se promedian en el tiempo. Debido a esto aparecen nuevos términos en las ecuaciones promediadas debido a la interacción entre varias fluctuaciones turbulentas. Estos términos se modelan con los siguientes métodos:

#### • Modelo $k - \epsilon$

Resuelve dos ecuaciones adicionales, una para la energía cinética turbulenta ( $k$ ) y otra para la disipación de la misma ( $\epsilon$ ).

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho k u_i)}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \frac{\mu_t}{\sigma_k} \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + 2\mu_t E_{ij} E_{ij} - \rho \epsilon \quad (2.16)$$

$$\frac{\partial(\rho \epsilon)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho \epsilon u_i)}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \frac{\mu_t}{\sigma_\epsilon} \frac{\partial \epsilon}{\partial x_j} \right] + C_{1\epsilon} \frac{\epsilon}{k} 2\mu_t E_{ij} E_{ij} - C_{2\epsilon} \frac{\epsilon}{k} \rho \epsilon \quad (2.17)$$

Siendo la viscosidad turbulenta  $\mu_t$ :

$$\mu_t = \rho C_\mu \frac{k^2}{\epsilon} \quad (2.18)$$

Los parámetros que aparecen en las ecuaciones anteriores corresponden a:

- $\rho$ : densidad del fluido.

- $k$ : energía cinética turbulenta.
- $\epsilon$ : tasa de disipación.
- $u_i$ : vector velocidad en sus 3 componentes.
- $t$ : tiempo.
- $P$ : tasa de producción de energía cinética turbulenta.
- $\mu$ : viscosidad cinemática.
- $\sigma_k, \sigma_\epsilon, C_{1\epsilon}, E_{ij}, C_{2\epsilon}, C_\mu$ : coeficientes empíricos.

Se trata un modelo simple de turbulencia que únicamente requiere determinar ciertas condiciones iniciales o de contorno. Además, se trata de un método muy fiable ya que es uno de los más utilizados a nivel industrial. Sin embargo, no es el método más preciso a la hora de calcular flujos con gradientes de presión notables o con elevadas fluctuaciones, por lo que no es el que se usará para este estudio.

- Modelo  $k - \omega$

Análogamente al modelo anterior, este predice la turbulencia mediante dos ecuaciones que relacionan la energía cinética turbulenta ( $k$ ) con la velocidad de disipación ( $\omega$ ).

Existe una variante de este modelo, llamada  $k - \omega SST$ , el cual combina los dos modelos anteriores resolviendo por un lado el campo cercano mediante  $k - \omega$  y por otro lado el campo lejano con  $k - \epsilon$ . De esta forma se unifican los beneficios de ambos modelos proporcionando una buena resolución frente a separación de flujo y gradientes de presión adversos.

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho k u_i)}{\partial x_j} = \rho P + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ (\mu + \sigma_k \mu_t) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] - \rho \beta^* \omega k \quad (2.19)$$

$$\frac{\partial(\rho \omega)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho \omega u_i)}{\partial x_j} = \frac{\alpha \omega}{k} \rho P + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ (\mu + \sigma_\omega \mu_t) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] - \rho \beta \omega^2 + \frac{\rho \sigma_d}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x_j} \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \quad (2.20)$$

Siendo la viscosidad turbulenta  $\mu_t$ :

$$\mu_t = \frac{\rho k}{\omega} \quad (2.21)$$

Los parámetros que aparecen en las ecuaciones anteriores corresponden a:

- $\rho$ : densidad del fluido.
- $k$ : energía cinética turbulenta.
- $\omega$ : frecuencia específica de la turbulencia.
- $u_i$ : vector velocidad en sus 3 componentes.
- $t$ : tiempo.

- $P$ : tasa de producción de energía cinética turbulenta.
- $\mu$ : viscosidad cinemática.
- $\sigma_k, \sigma_\omega, \sigma_d, \beta, \beta^*$ : coeficientes empíricos.

- Modelo *Spalart-Allmaras*

Este modelo resuelve una única ecuación de transporte para el parámetro de viscosidad turbulenta de remolinos ( $\tilde{\nu}$ ), y requiere la especificación de la longitud de escala ( $d$ ) mediante una fórmula algebraica para poder resolver el ratio de disipación de la cantidad de turbulencia transportada.

$$\begin{aligned} \frac{\partial \tilde{\nu}}{\partial t} + u_i \frac{\partial \tilde{\nu}}{\partial x_j} = & C_{b1} [1 - f_{t2}] \tilde{S} \tilde{\nu} + \frac{1}{\sigma} \{ \nabla \cdot [(\nu + \tilde{\nu}) \nabla \tilde{\nu}] + C_{b2} |\nabla \tilde{\nu}|^2 \} \\ & - \left[ C_{w1} f_w - \frac{C_{b1}}{\kappa^2} f_{t2} \right] \left( \frac{\tilde{\nu}}{d} \right)^2 + f_{t1} \Delta U^2 \end{aligned} \quad (2.22)$$

Siendo los parámetros que aparecen en la ecuación anterior los siguientes:

- $\tilde{\nu}$ : viscosidad turbulenta de remolinos.
- $\nu$ : viscosidad dinámica del fluido.
- $u_i$ : vector velocidad en sus 3 componentes.
- $t$ : tiempo.
- $d$ : longitud de escala.
- $\mu$ : viscosidad cinemática.
- $\Delta U^2$ : el módulo de la diferencia entre la velocidad del fluido y la del punto del campo considerado.
- $C_{b1}, C_{b2}, C_{w1}, f_{t1}, f_w, f_{t2}, f_\omega, \tilde{S}, \sigma, \kappa$ : coeficientes empíricos.

Este modelo fue desarrollado específicamente para flujos en aerodinámica externa, y proporciona buenos resultados en la capa límite con gradientes de presión adversos, por lo que será el utilizado en este proyecto.

- **Large Eddy Simulation *LES***

Esta es una forma intermedia de cálculo de la turbulencia, ya que realiza el cálculo únicamente de las escalas mas grandes. Los efectos de las escalas pequeñas sobre el fluido no son despreciables, y se deben calcular. Dichos efectos se incluyen por medio de un modelo a escala. Este método implica elevados recursos computacionales ya que se deben resolver las ecuaciones no estacionarias. Sin embargo, es una herramienta útil para resolver geometrías complejas.

- **Direct Numerical Simulation *DNS*:**

Estas simulaciones calculan el flujo medio y todas las fluctuaciones turbulentas de la velocidad. Las ecuaciones de Navier-Stokes se resuelven en secciones del espacio lo suficientemente reducidas como para resolver las escalas mas pequeñas (*Kolmogorov*), donde se produce la disipación de energía y las fluctuaciones más rápidas. Debido a la amplia carga de cálculo este método obtiene resultados precisos, pero requiere alto coste computacional, no siendo util en aplicaciones industriales.

## Solver

Esta etapa esta asociada a la resolución en sí misma del problema, ya que en ella se realizan los cálculos que darán lugar a la solución del modelo. Los cálculos se pueden realizar de forma segregada, es decir, las ecuaciones se resuelven una tras otra, o acoplada, se resuelven todas al mismo tiempo. Para que el ordenador pueda resolver las ecuaciones, estan deben estar linealizadas para que, posteriormente, se puedan resolver con algoritmos iterativos. El proceso se divide en dos pasos:

- 1) **Proceso de discretización:** se define como la sustitución de la ecuacion o ecuaciones diferenciales que describen el fenómeno por un conjunto de expresiones algebraicas, ya que estas ultimas si son resolubles.
- 2) **Solución del sistema de ecuaciones algebraicas:** la solución se alcanza de manera iterativa, hasta que esta apenas varía por mucho que se sigan realizando cálculos.

## Post-proceso

Esta etapa consiste en la visualización y tratamiento de los resultados previamente obtenidos. Es de vital importancia tener correctamente definidas las magnitudes que mejor describen el problema, así como aquellas que tienen mas relevancia y que permitan obtener conclusiones feacientes.

Existen numerosos tipos de visualizaciones y cada una posee unas ventajas dependiendo de como se quiera mostrar la información, como pueden ser escenas, gráficos, variables entre otros. Además, uno de los elementos más importantes es realizar un estudio de sensibilidad de malla, el cual determinará si se ha alcanzado el compromiso entre el error numérico de discretización y el coste computacional deseado.

# Capítulo 3

## Diseño de las geometrías y configuración de los casos

Esta sección contiene el procedimiento seguido tanto para el diseño de las geometrías de interés como la configuración de los casos para el cálculo de la dinámica de fluidos que se van a resolver posteriormente.

En primer lugar, se detalla la geometría y las características principales de la geometría del estudio *joined-wing*, así como de las geometrías secundarias. Estas geometrías de apoyo servirán para la posterior justificación de los resultados obtenidos en la geometría principal. Para ello se ha utilizado el programa Autodesk Inventor ya que, al haber hecho uso del mismo en anteriores proyectos, permite realizar los diseños de manera rápida y eficaz. Por otro lado, este programa posee buena compatibilidad con aquel que se va a utilizar para obtener los resultados de la dinámica de fluidos, por lo que se evitan posibles errores a la hora de la exportación/importación de la geometría.

Finalmente, se indica mediante la metodología explicada en el apartado 2.4 el set-up del caso que se quiere resolver. Para la resolución aerodinámica de este proyecto se hace uso del programa STAR-CCM+ que, al igual que en el caso anterior, se trata de un software con el que se había trabajado anteriormente. Además, este se caracteriza por su intuitiva interfaz, lo que es de gran ayuda para el usuario y agiliza la configuración de los casos y posteriores cálculos.

### 3.1. Diseño de las geometrías

Tras la búsqueda de bibliografía sobre las diferentes configuraciones que puede adoptar la geometría *joined-wing*, finalmente se opta por la detallada en esta sección.

Esta configuración consiste en dos superficies principales, un ala más adelantada dotada de flecha positiva, la cual actúa de ala principal, y la segunda con flecha negativa

que hace las veces de estabilizador horizontal. Estas dos superficies se encuentran unidas por las puntas alares tal y como se puede observar en la figura 3.1.1.

Llevar a la práctica este tipo de configuraciones supone un reto a nivel de producción, debido a su alta complejidad estructural en comparación con configuraciones convencionales. Es por esto que se ha optado por el diseño descrito anteriormente, ya que se puede considerar como la unión de dos alas mediante una extensión del *winglet*, cuya fabricación es ampliamente utilizada en aviación comercial. Esto simplificaría en parte la producción del *joined-wing*, pudiendo ser más accesible en términos industriales y facilitar su implementación en la aviación.

Siguiendo este concepto, al realizarse el diseño de la unión entre ambas superficies se ha utilizado una transición suave para evitar puntos de concentración de tensiones. Las medidas se detallan en la tabla 3.1.1 y han sido determinadas a escala aproximada de una avioneta de tamaño pequeño.

$b_w$	8.5	[m]	$c_{tip}$	0.5	[m]
$S_w$	12	[m <sup>2</sup> ]	$c_{root}$	1	[m]
$\Lambda$	20.5	[grad]	$H$	1	[m]

Cuadro 3.1.1: Datos geométricos *joined-wing*.

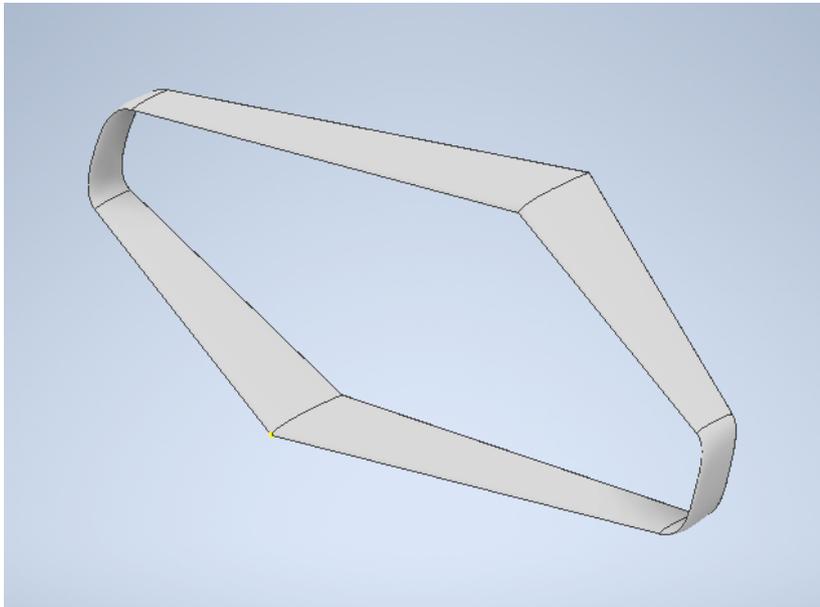


Figura 3.1.1: Diseño final del *joined-wing*.

A continuación, para la justificación de la mejora aerodinámica del *joined-wing*, se añaden al estudio las siguientes geometrías convencionales:

- Ala con estrechamiento y misma superficie: se diseña para comparar las características aerodinámicas ya que se trata de una de las configuraciones más utilizadas en aviación.
- Ala con estrechamiento y mismo AR (manteniendo la misma envergadura): se diseña para estudiar el impacto de la relación de aspecto en la mejora aerodinámica entre una configuración y otra.
- Biplano: se diseña para realizar la comparación o mejora en la resistencia inducida debido a las puntas de ala.

Una vez obtenidos los datos aerodinámicos de las configuraciones anteriores, será posible realizar el análisis aerodinámico y determinar las ventajas y desventajas de la geometría de estudio.

Para su diseño, se ha asegurado su equivalencia para que la comparación sea lo mas feaciente posible. Para ello, una vez se fija la superficie alar con el diseño terminado del *joined-wing*, se diseñan en consecuencia las dos geometrías restantes ( 3.1.3 y 3.1.4) para respetar dicho valor de superficie. Por otro lado, en la geometría de la figura 3.1.2, se fija la envergadura de forma que respete la relación de aspecto del *joined-wing*. Los datos geométricos del ala con estrechamiento y mismo AR, el ala con estrechamiento y el biplano se recogen en las tablas 3.1.2, 3.1.3 y 3.1.4 respectivamente.

$b_w$	8.5	[m]	$c_{tip}$	1	[m]
$S_w$	13.026	[m <sup>2</sup> ]	$c_{root}$	2	[m]
$\Lambda$	20.5	[grad]	$H$	-	[m]

Cuadro 3.1.2: Datos geométricos del ala con estrechamiento y mismo AR.

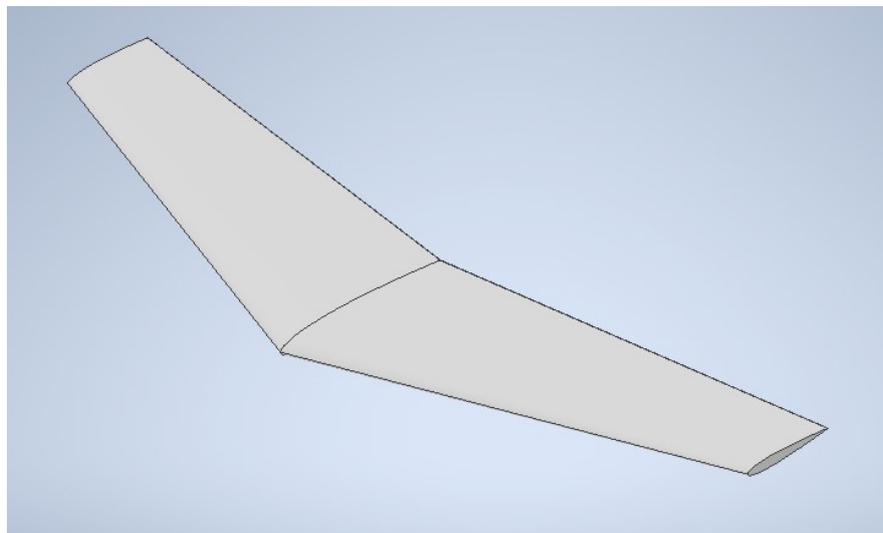


Figura 3.1.2: Diseño final del ala con estrechamiento y mismo AR.

$b_w$	16.52	[m]	$c_{tip}$	0.5	[m]
$S_w$	12	[m <sup>2</sup> ]	$c_{root}$	1	[m]
$\Lambda$	20.5	[grad]	$H$	-	[m]

Cuadro 3.1.3: Datos geométricos ala con estrechamiento y misma superficie.

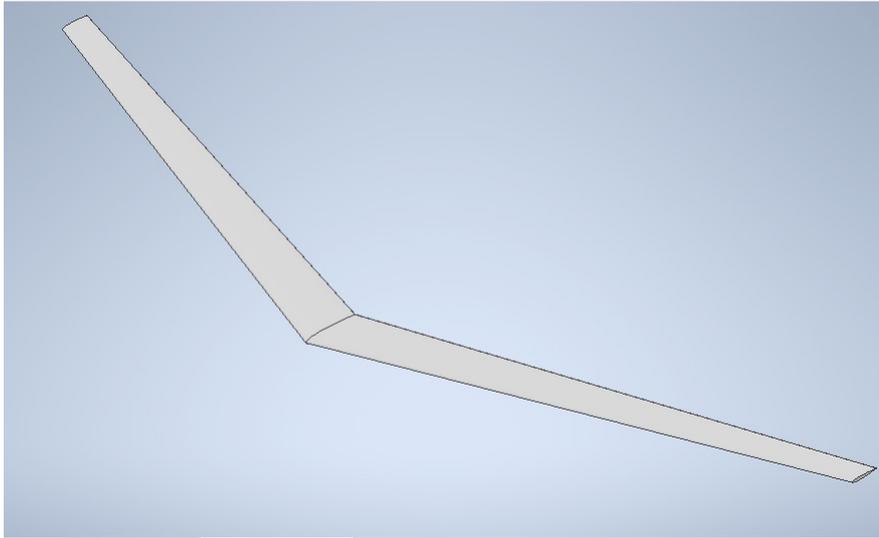


Figura 3.1.3: Diseño final del ala con estrechamiento y misma superficie.

$b_w$	2.95	[m]	$c_{tip}$	1	[m]
$S_w$	12	[m <sup>2</sup> ]	$c_{root}$	1	[m]
$\Lambda$	0	[grad]	$H$	1	[m]

Cuadro 3.1.4: Datos geométricos biplano.

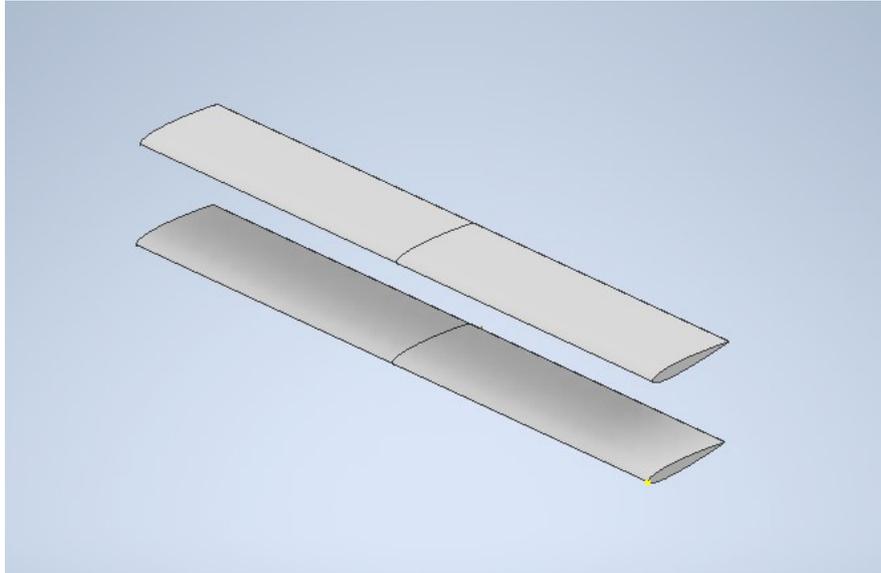


Figura 3.1.4: Diseño final del biplano.

## 3.2. Simulación CFD

Este apartado tiene como objetivo la explicación en detalle de la configuración de los casos resueltos mediante CFD. En el se expondrán los modelos, características del fluido, condiciones de contorno entre otros que se han seleccionado para este estudio con el fin de conseguir unos resultados lo mas cercanos a la realidad posible [14].

Teniendo en cuenta las configuraciones presentadas en la sección anterior que se van a estudiar en este proyecto, todas ellas poseen un plano de simetría en el punto medio de la envergadura. Para la definición de los diferentes casos, se va a considerar dicho plano de simetría, lo cual simplifica los cálculos ya que el dominio se reduce a la mitad.

### 3.2.1. Definición del dominio

Una vez diseñada la geometría que se va a estudiar, tal y como se ha explicado en la seccion anterior, esta se importa al programa STAR-CCM+ para su análisis. Se define el tamaño del dominio con el que se va a trabajar, adaptándose a cada geometría para que este no sea insuficiente. Si no se dimensiona correctamente el dominio, puede hacer que los cálculos posteriores no sean fiables, ya que los resultados podrían encontrarse influenciados por las condiciones de contorno utilizadas. De forma aproximada, la Tabla 3.2.1 detalla las dimensiones que se han tomado para definirlos, tal y como se muestra en la figura 3.2.1:

Dimensión	Nº de cuerdas
Agua abajo	30
Aguas arriba	10

Cuadro 3.2.1: Dimensionado del dominio

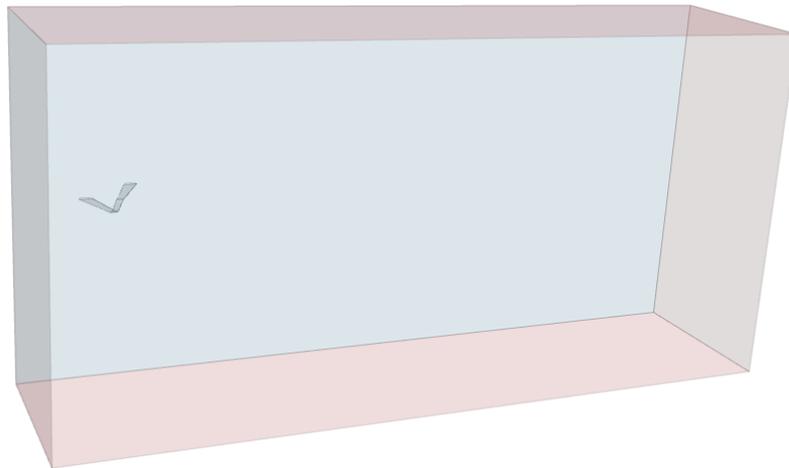


Figura 3.2.1: Dominio definido para el ala *joined-wing*.

Como se ha observado, la dimensión aguas abajo es considerablemente mayor que aguas arriba debido a que el flujo se encuentra desprendido. Además, al tratarse de la zona de interés del estudio, requiere mayor longitud para una mejor resolución. Finalmente, se nombran cada una de las partes que componen el dominio para posteriormente definir las condiciones de contorno 3.2.3.

### 3.2.2. Selección de modelos

A continuación se indican los modelos seleccionados para todos los casos de este estudio. Con esta configuración se dota al fluido de sus propiedades, así como el método de cálculo para la turbulencia que se va a utilizar.

- **Three dimensional:** el objeto de estudio es tridimensional por lo que los efectos que genere, tales como vórtices de punta de ala o desprendimientos de la capa límite, también lo serán. Para predecirlos correctamente es necesario entonces considerar todas las dimensiones.
- **Gas:** el fluido se trata de un gas, en este caso, aire con unas condiciones atmosféricas determinadas. Se utilizan las condiciones definidas por la *Atmósfera Standard Internacional* para 11000ft, que es la altitud de crucero más utilizada por aviones comerciales, tal y como se muestra en la tabla 3.2.2.

Parámetro	Valor	Unidades
$\rho_\infty$	0.3639	[Kg/m <sup>3</sup> ]
$p_\infty$	22632.04	[Pa]
$\nu_\infty$	$3.9064 \cdot 10^{-5}$	[Pa-s]
M	0.8	[-]

Cuadro 3.2.2: Propiedades del aire a 11000 ft

- ***Steady***: tal y como se explicó en la sección 2.1.2, debido a que las variaciones de las propiedades a lo largo del dominio no son significativas, se puede considerar flujo estacionario. Esta simplificación reduce drásticamente el coste computacional.
- ***Coupled flow***: pese a que el flujo segregado suele ser el más utilizado debido a su simplicidad y estabilidad, en este proyecto se ha considerado flujo acoplado ya que se comporta mejor ante flujos turbulentos y proporciona soluciones más robustas. Además, permite modificar el CFL, lo que ayuda en la convergencia en los casos con flujo muy desprendido.
- ***Constant density***: tal y como se ha explicado en la sección 2.1.3, debido a que la velocidad que caracteriza el estudio es inferior a la del sonido, no aparecerán efectos de compresibilidad, por lo que no habrá grandes cambios en la densidad del fluido.
- ***Spalart-Allmaras***: al tratarse de un estudio caracterizado por un flujo turbulento, es necesario seleccionar un modelo para resolver la turbulencia. Para este proyecto se ha seleccionado el método RANS (*Reynolds Average Navier-Stokes*, en concreto, el modelo de *Spalart-Allmaras turbulence* (sección 2.4) por su precisión a la hora de resolver la capa límite y su bajo coste computacional.

### 3.2.3. Condiciones de contorno

El siguiente paso consiste en la asignación de una condición de contorno a cada una de las partes nombradas en el apartado 3.2.1. La selección de estas condiciones se debe realizar con premeditación, ya que tienen un gran impacto en la convergencia de la solución. En función de las condiciones de contorno seleccionadas, delimitan tanto el campo cercano como el lejano, fijando el valor de distintas propiedades y características del fluido como la velocidad, presión o temperatura.

A continuación se enumeran las diferentes condiciones de contorno genéricas utilizadas para las simulaciones, siendo un ejemplo la figura 3.2.2:

- **Velocity inlet:** se le impone esta condición a la zona de entrada del fluido al dominio, así como la parte superior e inferior del mismo. Este tipo de condición de contorno impone la velocidad de entrada, por lo que esta debe ser conocida, en este caso es constante e igual a Mach 0.8. Además, permite la modificación del ángulo de ataque del flujo incidente y que este alcance el objeto en las distintas direcciones. Para ello, se le indica al programa que la velocidad viene dada por sus componentes, realizando la descomposición del vector en los distintos ejes.
- **Pressure outlet:** se le asigna a la cara de salida del fluido, estableciendo así la presión que debe alcanzar el mismo en dicha zona sin que se vea afectada por las perturbaciones generadas por el cuerpo.
- **Symmetry plane:** para reducir el coste computacional, únicamente se simula la semi-ala, ya que los resultados en la otra mitad serán análogos. Para ello, se impone la condición de simetría en el plano correspondiente. Además, como se va a utilizar *prism layer* para una correcta resolución de la capa límite, también se define la pared paralela al plano de simetría como tal. Esto evita que el programa genere las celdas *prism layer* en esta zona, ya que no son necesarias.
- **Wall:** se le asigna al ala de estudio en cada caso. Esta condición permite generar *prism layers* posteriormente, lo que es idóneo para una correcta resolución de la capa límite.

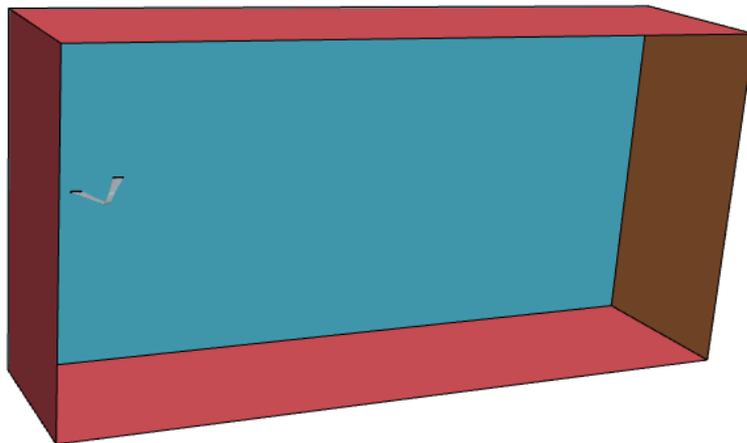


Figura 3.2.2: Condiciones de contorno del dominio.

### 3.2.4. Mallado

A continuación se desarrolla la estrategia de mallado utilizada en el proyecto junto con los refinamientos elaborados en distintas zonas de interés y el estudio de independencia de malla.

El mallado se ha realizado con la función *Automated Mesh* la cual permite, mediante la configuración de distintos parámetros, elaborar la malla necesaria para resolver el caso. Las características que se han utilizado son las siguientes:

- *Polyedral Mesher*: la tipología de celda poliédrica se caracteriza por su alto nivel de resolución de gradientes y facilidad de construcción, por lo que se ha optado por ella en este estudio.
- *Prism layer mesher*: permite la adición de capas en las zonas próximas a la superficie del objeto con el objetivo de resolver la capa límite.
- *Surface Remesher*: es una opción de mallado que permite refinar y garantizar una malla conforme en todas las zonas.

Posteriormente se define la configuración de la malla, cuyos parámetros se recogen en la tabla 3.2.3:

Propiedad	Valor
Base size	1
Surface curvature	144
Surface growth rate	Slow
Number of prism layers	7
Prism layer stretching	1.2
Prism layer total thickness	0.012
Volume growth rate	1.15

Cuadro 3.2.3: Parámetros de la malla genérica.

Una vez realizado el mallado genérico, se realizan refinamientos en zonas de interés que presenten gradientes notables de presión y velocidad, zonas con geometría compleja o zonas donde la presencia de turbulencia y fluctuaciones sea mayor. La finalidad de esta acción es aumentar la precisión de los cálculos incrementando lo menos posible el número de celdas para no aumentar el coste computacional. Tal y como se observa en las figuras 3.2.3, 3.2.4, 3.2.5, el refinamiento se realiza mediante la creación de bloques que comprendan la zona que se quiere refinar, siendo dicha zona la que disminuye el tamaño de celda.

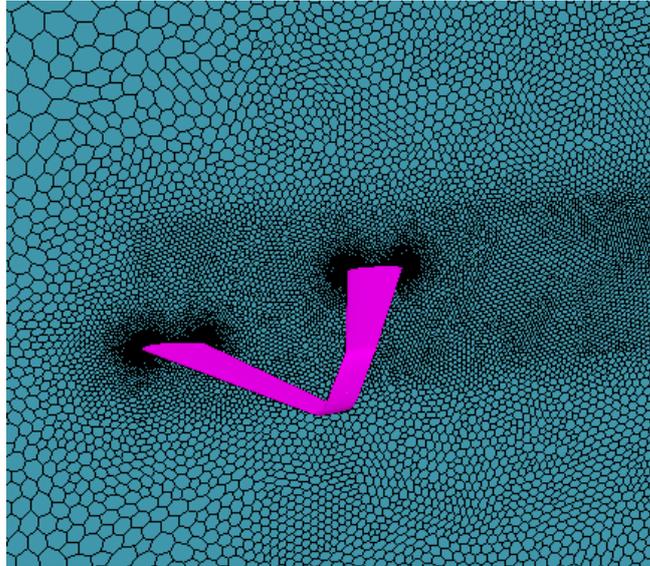


Figura 3.2.3: Refinamiento de la superficie alar.

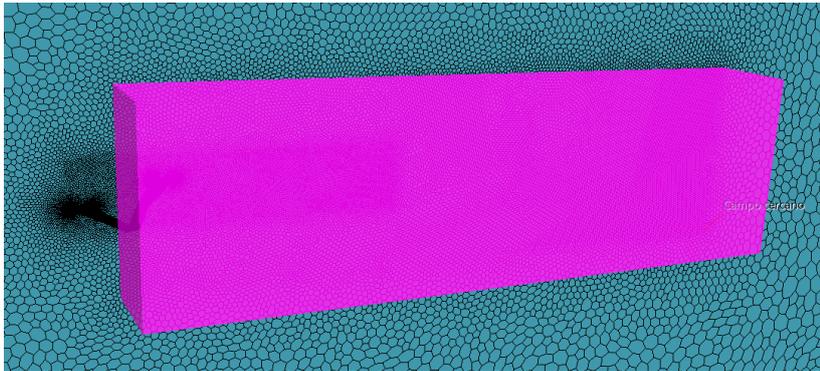


Figura 3.2.4: Refinamiento del campo cercano.

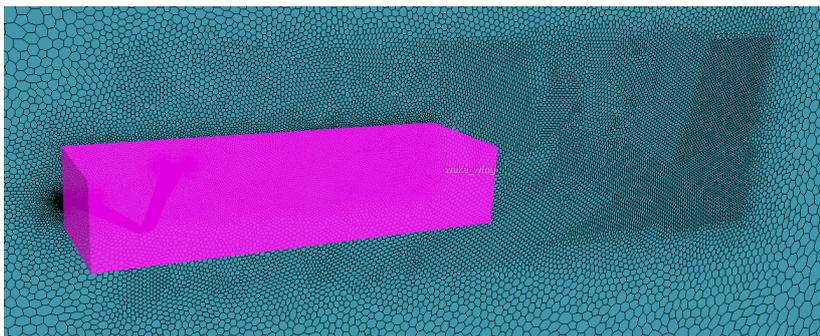


Figura 3.2.5: Refinamiento de la estela.

Las zonas de interés de este estudio son la superficie cerca del objeto, la estela que produce el mismo y el campo cercano. Dichas regiones se refinan mediante los parámetros mostrados en la tabla 3.2.4, los cuales se expresan como un porcentaje del *base size*:

Zona	Refinamiento	% Base	% Mínimo
Superficie del ala	Superficie	4	0.4
Estela	Volumen	9	-
Campo cercano	Volumen	18	-

Cuadro 3.2.4: Parámetros de la malla refinada.

Teniendo en cuenta las especificaciones mencionadas, la malla final obtenida es la mostrada en la figura 3.2.6

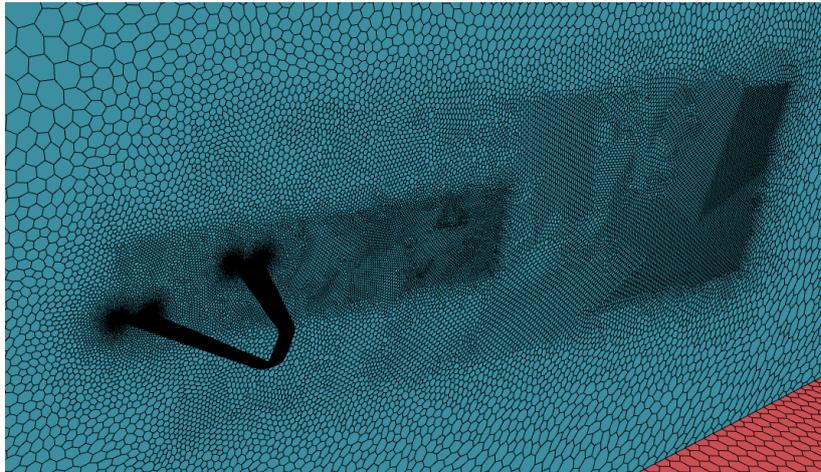


Figura 3.2.6: Mallado final.

### Independencia de malla

Una vez definida la malla y obtenido un caso convergido del estudio, a continuación se busca encontrar el punto óptimo entre el error de la solución y el coste computacional con el fin de alcanzar la mayor precisión posible de los resultados en el menor tiempo de simulación.

Para lograr este compromiso, se realiza un estudio de independencia de malla. La finalidad del mismo es encontrar el tamaño de malla a partir del cual los resultados son independientes de la misma, el decir, que los resultados dependan lo menos posible del tamaño de la malla. Para ello, se realiza un proceso iterativo en el cual se comparan diferentes tamaños de celdas hasta encontrar aquella en la que los resultados obtenidos varíen lo mínimo posible como para considerar este error despreciable.

Para asegurar la independencia de malla se realizan sucesivas iteraciones modificando el valor del *base size* y calculando la sustentación y la resistencia en cada caso tal y como se observa en las figuras 3.2.7 y 3.2.8. El criterio seguido para confirmar que se ha alcanzado la independencia de malla es que los resultados obtenidos frente a

la malla anterior no varíen mas de un 5 %.

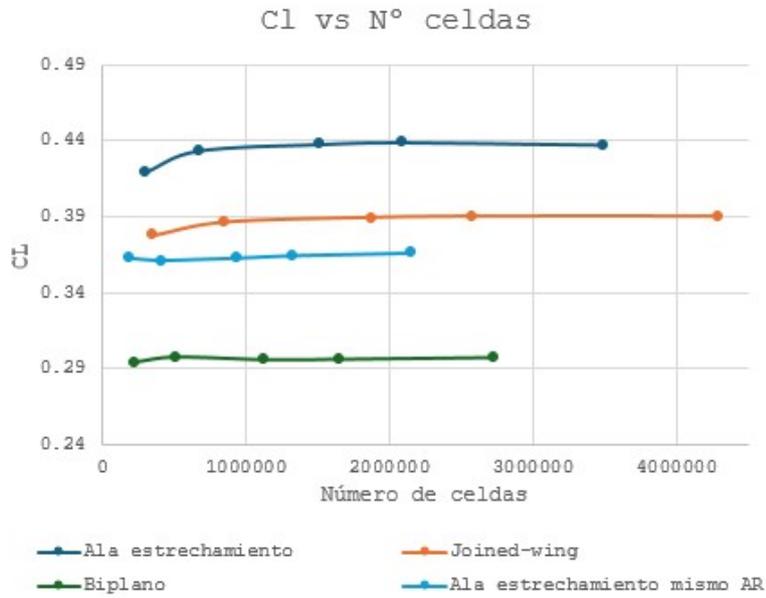


Figura 3.2.7: Gráfico CL vs Número de celdas.

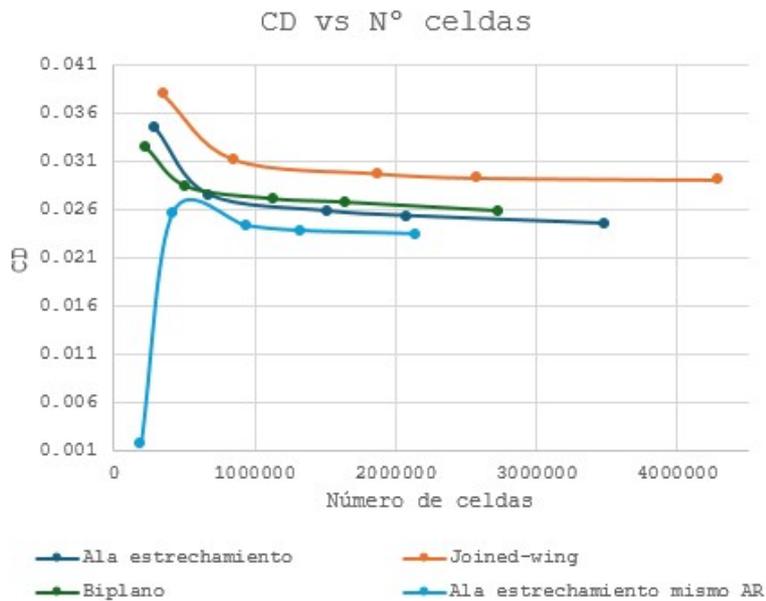


Figura 3.2.8: Gráfico CD vs Número de celdas.

Tal y como se ha definido en la 3.2.4, las regiones de interés se han mallado tomando un porcentaje del *base size* total. Esto ayuda al proceso de independencia de malla ya que, conforme se varía este parámetro, también lo hacen el de estas secciones, remallando a consecuencia. Además, se fija el ángulo de ataque a  $5^\circ$  en todos los casos para simplificar el proceso de iteración. Los resultados obtenidos en cada geometría se recogen en las tablas 3.2.5, 3.2.6, 3.2.7 y 3.2.8 respectivamente.

Nº Malla	Nº Celdas	Base Size	$C_L$	$C_D$
1	352569	4	0.37804	0.03804
2	851046	2	0.38625	0.03129
3	1870056	1	0.38915	0.02980
4	2578572	0.75	0.38992	0.29346
5	4290646	0.5	0.38999	0.02914

Cuadro 3.2.5: Independencia de malla *joined-wing*.

Nº Malla	Nº Celdas	Base Size [m]	$C_L$	$C_D$
1	294493	4	0.41895	0.03458
2	669792	2	0.43319	0.02762
3	1513121	1	0.43744	0.02589
4	2083753	0.75	0.43862	0.02539
5	3485914	0.5	0.43709	0.02458

Cuadro 3.2.6: Independencia de malla ala con estrechamiento.

Nº Malla	Nº Celdas	Base Size [m]	$C_L$	$C_D$
1	188134	4	0.36254	0.00173
2	414732	2	0.36105	0.02573
3	939582	1	0.36268	0.02437
4	1326009	0.75	0.36434	0.02386
5	2145840	0.5	0.36616	0.02353

Cuadro 3.2.7: Independencia de malla ala con estrechamiento y mismo AR.

Nº Malla	Nº Celdas	Base Size	$C_L$	$C_D$
1	294493	4	0.29428	0.03252
2	669792	2	0.29754	0.02846
3	1513121	1	0.29577	0.02718
4	2083753	0.75	0.29605	0.02681
5	3485914	0.5	0.29717	0.02592

Cuadro 3.2.8: Independencia de malla biplano.

Se realizan en total 5 iteraciones, y se observa que en todos los casos la malla con un *base size* de 1 es suficiente para alcanzar la independencia de malla, ya que la variación

del valor tanto del coeficiente de sustentación como de resistencia no es significativo, del orden de 1 milésima.

# Capítulo 4

## Resultados

A continuación se exponen y analizan los datos obtenidos siguiendo la metodología detallada en las secciones anteriores con el propósito de establecer conclusiones sobre los mismos.

Se recogen los resultados correspondientes a los gráficos CL vs Alfa, CD vs Alfa y Polar de todas las geometrías calculadas, con el fin de mostrar las diferencias existentes entre las mismas.

Para facilitar la comparación de los datos, se agrupan los resultados en tres gráficos diferentes donde cada uno contiene los resultados de la geometría *joined-wing* junto con los de otra geometría a comparar.

### 4.1. *Joined-wing* vs ala con estrechamiento

#### 4.1.1. Gráficos CL vs Alfa, CD vs Alfa y Polar

En la figura 4.1.1, se observan los datos del coeficiente de sustentación frente al ángulo de ataque para la geometría *joined-wing* y el ala con estrechamiento.

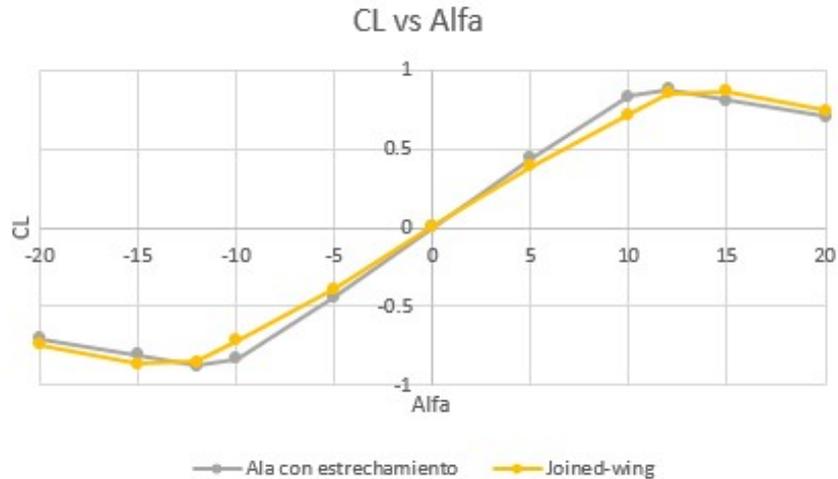


Figura 4.1.1: Gráfico CL vs ángulo de ataque *joined-wing* y ala con estrechamiento.

Se observa un comportamiento equivalente para ambas geometrías entre los ángulos de ataque  $-10^\circ$  y  $10^\circ$ , lo que indica que tanto el ala con estrechamiento como el *joined-wing* generan niveles comparables de sustentación en condiciones de vuelo estandar.

Conforme aumenta el ángulo de ataque más allá de  $10^\circ$ , el *joined-wing* muestra una ligera ventaja en términos de sustentación máxima. Aunque las diferencias no son muy marcadas, la geometría de interés presenta un coeficiente de sustentación marginalmente superior a elevados ángulos, lo que podría proporcionar un mejor desempeño en maniobras que requieran mayor ángulo de ataque.

Por otro lado, a ángulos de ataque negativos, ambas geometrías presentan un comportamiento antisimétrico, lo cual era de esperar. En este caso, a elevados ángulos de ataque se observa a su vez la ligera superioridad del *joined-wing*, lo que la hace algo mas adecuada para vuelos invertidos o maniobras de descenso.

Ambas geometrías poseen un máximo de sustentación alrededor de los  $12^\circ$  y  $15^\circ$  de ángulo de ataque, donde la geometría *joined-wing* logra mantener una curva de sustentación mas suave. Esta estabilidad podría traducirse en una ventaja operativa ya que reduce el riesgo de pérdida abrupta de sustentación o entrada en pérdida.

A continuación, la figura 4.1.2, se observan los datos del coeficiente de resistencia frente al ángulo de ataque.

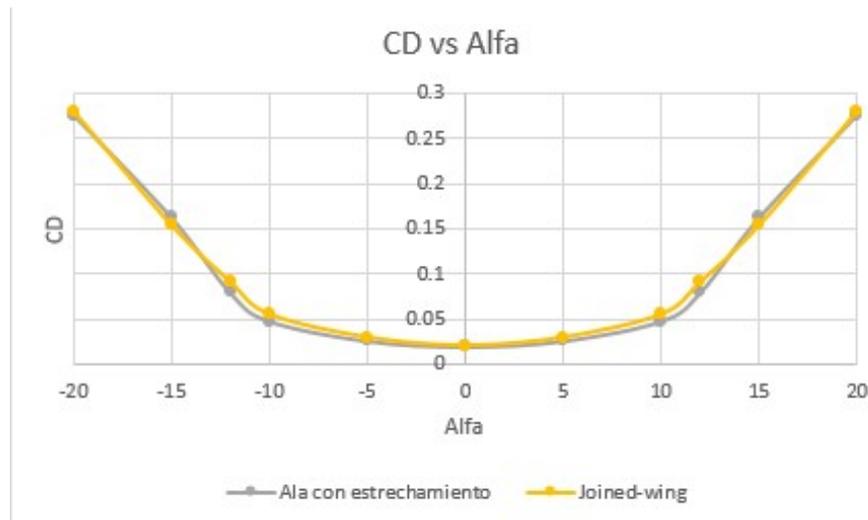


Figura 4.1.2: Gráfico CD vs ángulo de ataque *joined-wing* y ala con estrechamiento.

Como era de esperar, ambas configuraciones presentan un comportamiento simétrico respecto al ángulo de ataque, siendo el mínimo coeficiente de resistencia en el punto alrededor de  $0^\circ$ .

Se observa que la configuración *joined-wing* muestra un bajo coeficiente de resistencia en un rango amplio de ángulos de ataque, concretamente entre  $-10^\circ$  y  $10^\circ$ , muy similar al ala con estrechamiento. Esto sugiere una eficiencia aerodinámica similar a ángulos de ataque moderados o en condiciones de vuelo en crucero, donde la mayoría de operaciones de vuelo ocurren.

Por otro lado, conforme se acerca a valores de ángulo de ataque extremos, alrededor de  $20^\circ$ , ambas configuraciones presentan un aumento significativo del coeficiente de resistencia. Sin embargo, el *joined-wing* se mantiene ligeramente por debajo del ala con estrechamiento, lo cual podría ser una característica fundamental en maniobras militares y condiciones de alta carga.

Esta ligera disminución del coeficiente de resistencia se podría atribuir a una mejor distribución de la carga a lo largo de la envergadura, lo que conllevaría una disminución de resistencia inducida debido a la forma de la geometría.

Finalmente, se estudia la polar de la figura 4.1.3, la cual contiene los datos de coeficiente de sustentación y coeficiente de resistencia para la geometría *joined-wing* y ala con estrechamiento.

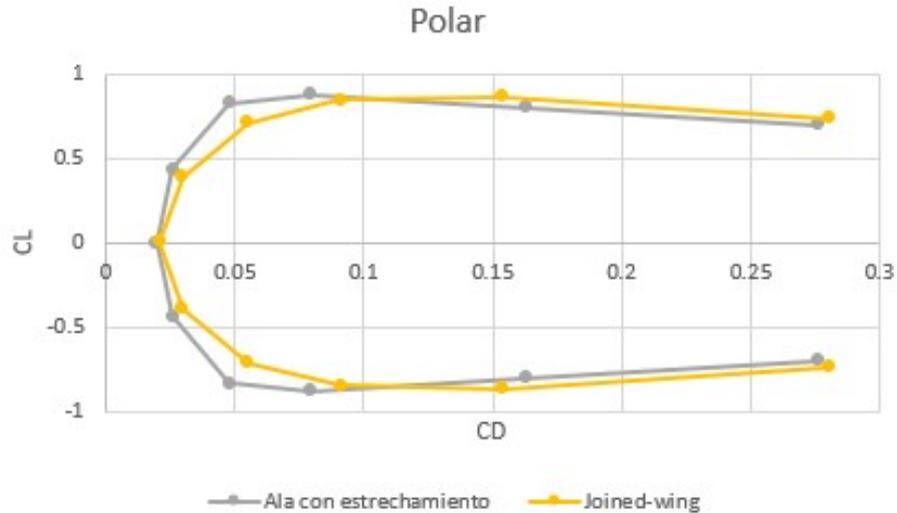


Figura 4.1.3: Gráfico CL vs CD *joined-wing* y ala con estrechamiento.

De forma similar a los casos anteriores, la configuración *joined-wing* presenta una ligera mejora en cuanto a eficiencia aerodinámica debido a que es capaz de mantener un mayor coeficiente de sustentación con un coeficiente de arrastre similar o ligeramente menor en comparación con el ala con estrechamiento. En concreto, para un coeficiente de sustentación cercano a la unidad, presenta menor resistencia que la geometría convencional.

Esto indica que es capaz de generar más sustentación para un nivel de resistencia dado, lo que es beneficioso para la eficiencia de vuelo. A su vez, opera de manera más eficiente en situaciones de vuelo que requieren altos niveles de sustentación, como despegues y aterrizajes o maniobras de baja velocidad, tal y como ya nos indicaban los gráficos anteriores.

Otro detalle observable es que el *joined-wing* posee una curva polar más alargada y suave, lo que indica una distribución más uniforme y controlada de la resistencia a lo largo de un rango de sustentaciones. Esto podría suponer una ventaja en términos de estabilidad y control en diferentes regímenes de vuelo, ya que evita picos bruscos de resistencia que podría comprometer la eficiencia del vuelo.

Finalmente, a niveles bajos de sustentación (negativos o cercanos a 0), ambas configuraciones presentan comportamientos similares en cuanto a resistencia.

#### 4.1.2. Eficiencia aerodinámica

Para reforzar las hipótesis expuestas en el apartado anterior, se realiza un cálculo cuantitativo de la eficiencia aerodinámica a diferentes ángulos de ataque para ambas geometrías.

Sabiendo que la eficiencia aerodinámica  $EA$  se define como:

$$EA = \frac{C_L}{C_D} \quad (4.1)$$

Los resultados se muestran en las tablas 4.3.1 y 4.1.2.

Ángulo de ataque	$C_L$	$C_D$	EA
0	0.00749	0.02084	0.35940
5	0.38915	0.02980	13.05872
10	0.71457	0.05530	12.92169
15	0.86398	0.15399	5.61054
20	0.74003	0.28009	2.64209

Cuadro 4.1.1: Eficiencia aerodinámica del *joined-wing*.

Ángulo de ataque	$C_L$	$C_D$	EA
0	0.00014	0.01958	0.00725
5	0.43744	0.02589	16.8961
10	0.83091	0.04784	17.36860
15	0.74456	0.16263	4.58735
20	0.70122	0.27614	2.53935

Cuadro 4.1.2: Eficiencia aerodinámica del ala con estrechamiento.

Analizando los datos se observa que para ángulo de ataque nulo, el ala *joined-wing* muestra una eficiencia aerodinámica notablemente mas elevada que el ala convencional. Esto se debe a que en condiciones sin ángulo de ataque, la geometría de interés genera una mejor relación de sustentación a resistencia.

Por otro lado, para ángulos de ataque moderados, entre 5º y 10º, tal y como se había previsto, el ala con estrechamiento presenta mayor eficiencia aerodinámica, lo

que sugiere que esta es más efectiva a ángulos bajos para general sustentación con menos resistencia.

Finalmente, para ángulos de ataque entre  $15^\circ$  y  $20^\circ$ , el *joined-wing* posee una leve ventaja en términos de eficiencia aerodinámica. Tal y como se observaba anteriormente, a medida que aumenta el ángulo de ataque, la eficiencia del ala con estrechamiento disminuye debido al incremento significativo del coeficiente de resistencia.

### 4.1.3. Contribuciones al $C_D$

Tal y como se ha detallado en la sección 2.3.3, la resistencia presenta varias contribuciones dependiendo del fenómeno que la provoque. Principalmente, el coeficiente de resistencia se ve afectado por dos tipos, la resistencia de forma y la resistencia inducida, tal y como se muestra en la ecuación 4.2:

$$C_D = CD_0 + CD_i = CD_0 + K \cdot CL^2 = CD_0 + \frac{CL^2}{\pi \cdot AR \cdot e} \quad (4.2)$$

Siendo el AR la relación de aspecto, y e el coeficiente de Oswald.

Para obtener mas informacion sobre las implicaciones de cada una y establecer que penalización tienen dependiendo de la geometría, se realiza y compara un cálculo aproximado de las mismas. Para ello, se tiene en cuenta que la resistencia inducida se puede expresar como el producto de una constante K por el coeficiente de sustentacion, este ultimo es un dato conocido.

Conociendo los valores del coeficiente de sustentación y resistencia para varios ángulos de ataque, valores recogidos en las tablas 4.3.1 y 4.1.2, se puede realizar una estimación de  $CD_0$  y K utilizando el Solver de Excel. Los resultados de este cálculo se muestran en la tabla 4.1.3.

Configuración	$CD_0$	K
<i>Joined-wing</i>	0.02084	0.05919
Ala con estrechamiento	0.01958	0.03298

Cuadro 4.1.3: Valores de  $CD_0$  y K para el *Joined-wing* y el ala con estrechamiento.

Como era de esperar, la contribución de la resistencia de forma al *joined-wing* es algo superior, ya que la geometría presenta mayor complejidad.

Por otro lado, el valor de K es de igual forma ligeramente superior al del ala con estrechamiento. Esto se debe al valor muy superior del alargamiento del ala con estrechamiento, alrededor de 22 frente a 6. Por otra parte, en cuanto al factor de Oswald,

al ser el *joined-wing* una configuración que se asemeja a un ala elíptica, posee un valor cercano a 1, al igual que el ala con estrechamiento por su semejanza a un planeador. Esto hace que la distribución de la sustentación sea cercana a la elíptica.

Teniendo en cuenta los datos mostrados en la tabla 4.1.2 sobre el coeficiente de resistencia, conociendo  $K$  y  $CD_i$  se puede calcular la contribución del coeficiente de resistencia inducida en cada caso, tal y como se muestra en la tabla 4.1.4.

Ángulo	$CD_i$ <i>joined-wing</i>	$CD_i$ Ala con estrechamiento
0	$3,32046 \cdot 10^{-6}$	$6,65041 \cdot 10^{-10}$
5	$8,96332 \cdot 10^{-3}$	$6,31115 \cdot 10^{-3}$
10	$3,02221 \cdot 10^{-2}$	$2,27711 \cdot 10^{-2}$
15	$4,41817 \cdot 10^{-2}$	$1,82839 \cdot 10^{-2}$
20	$3,24138 \cdot 10^{-2}$	$1,62176 \cdot 10^{-2}$

Cuadro 4.1.4: Valores de  $CD_i$  para el *Joined-wing* y el ala con estrechamiento.

Observando los datos de la tabla no se aprecian grandes diferencias entre ambas configuraciones como era de esperar, ya que tanto el coeficiente de resistencia de forma,  $K$  y  $CL$  son bastante semejantes.

Esta semejanza es de gran interés, ya que demuestra que la configuración *joined-wing* es prácticamente equivalente a un planeador, una de las configuraciones más eficientes conocidas. La ventaja que podría tener la configuración no convencional frente a la convencional es la reducción de cargas estructurales, al conseguir resultados aerodinámicos similares con un alargamiento casi 4 veces menor.

## 4.2. *Joined-wing* vs ala con estrechamiento y mismo AR

### 4.2.1. Gráficos $CL$ vs Alfa, $CD$ vs Alfa y Polar

En la figura 4.2.1, se observan los datos del coeficiente de sustentación frente al ángulo de ataque para la geometría *joined-wing* y el ala con estrechamiento y mismo AR.

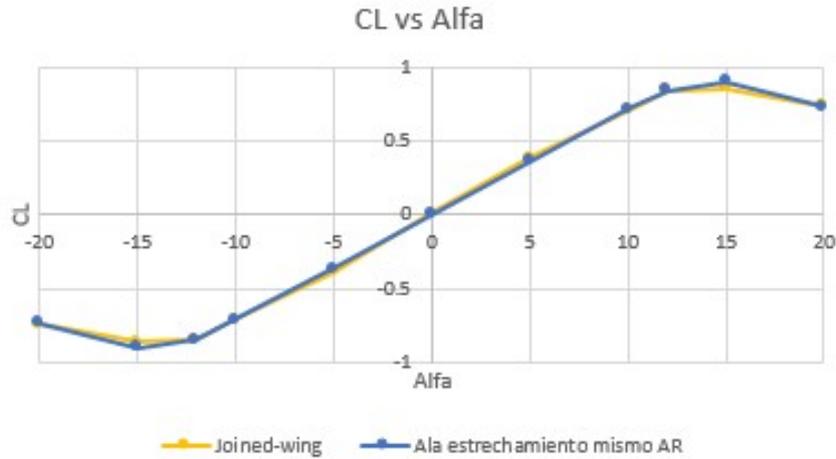


Figura 4.2.1: Gráfico CL vs ángulo de ataque *joined-wing* y ala con estrechamiento y mismo AR.

Como era de esperar, ambas geometrías siguen una tendencia similar en términos de coeficiente de sustentación al aumentar el ángulo de ataque. A medida que este aumenta, el coeficiente de sustentación aumenta linealmente hasta alcanzar un máximo, alrededor de  $15^\circ$ . Una vez superado este máximo, el coeficiente de sustentación comienza a decrecer, lo que indica una entrada en pérdida.

Por un lado, para ángulos de ataque negativos, la configuración *joined-wing* posee un rendimiento ligeramente inferior en comparación al ala convencional, ya que los valores de coeficiente de sustentación son algo menores.

Se observa por otro lado que a bajos ángulos de ataque, entre  $0^\circ$  y  $10^\circ$ , ambas configuraciones tienen un comportamiento muy similar aunque la *joined-wing* supera muy ligeramente al ala con estrechamiento y mismo AR, debido a que los valores de sustentación mínimamente mayores.

Por otro lado, a partir de  $15^\circ$ , ambas alas alcanzan su máximo de sustentación produciéndose la entrada en pérdida al superar este ángulo. En este momento, el ala con estrechamiento parece retrasar levemente esta entrada en pérdida en comparación con la *joined-wing*.

Se puede decir que ambos diseños muestran un comportamiento aerodinámico estable en la mayoría los rangos de ángulo de ataque, ya que el aumento de CL es gradual y predecible. A pesar de esto, el ala con estrechamiento supera a la geometría de interés en cuanto a la generación de sustentación a ángulos elevados.

A continuación, la figura 4.2.2, se observan los datos del coeficiente de resistencia frente al ángulo de ataque.

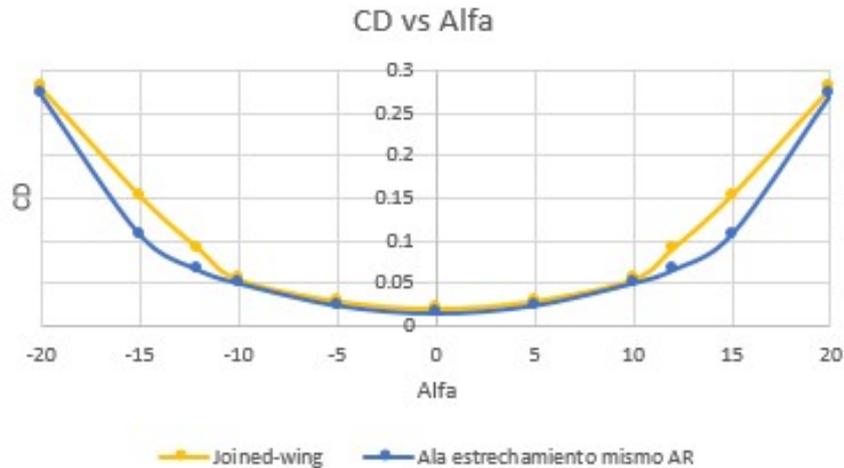


Figura 4.2.2: Gráfico CD vs ángulo de ataque *joined-wing* y ala con estrechamiento y mismo AR.

Ambas curvas poseen la forma parabólica típica de un gráfico de coeficiente de resistencia frente a ángulo de ataque. A  $0^\circ$ , presenta un mínimo con valores cercanos a 0 en cuanto a coeficiente de resistencia, aumentando este conforme se aleja de este valor tanto en ángulos positivos como negativos.

En la zona de ángulos de ataque negativos, el ala con estrechamiento muestra un coeficiente de resistencia menor que la configuración *joined-wing*. Esto sugiere que en condiciones de vuelo con ángulos de ataque pequeños, el ala con estrechamiento podría ofrecer una mayor eficiencia aerodinámica en términos de menor resistencia.

Conforme al ángulo de ataque aumenta, tanto en dirección positiva como negativa, el ala *joined-wing* presenta un aumento más significativo de resistencia. Esto sugiere que en situaciones de alto ángulo de ataque, esta configuración podría generar mayor resistencia aerodinámica.

Finalmente se puede interpretar que entre  $-10^\circ$  y  $10^\circ$ , ambas geometrías poseen curvas muy cercanas entre sí, lo que se traduce en que las diferencias entre coeficientes de resistencia es prácticamente nula.

Finalmente, se estudia la polar de la figura 4.2.3, la cual contiene los datos de coeficiente de sustentación y coeficiente de resistencia para la geometría *joined-wing* y ala con estrechamiento y mismo AR.

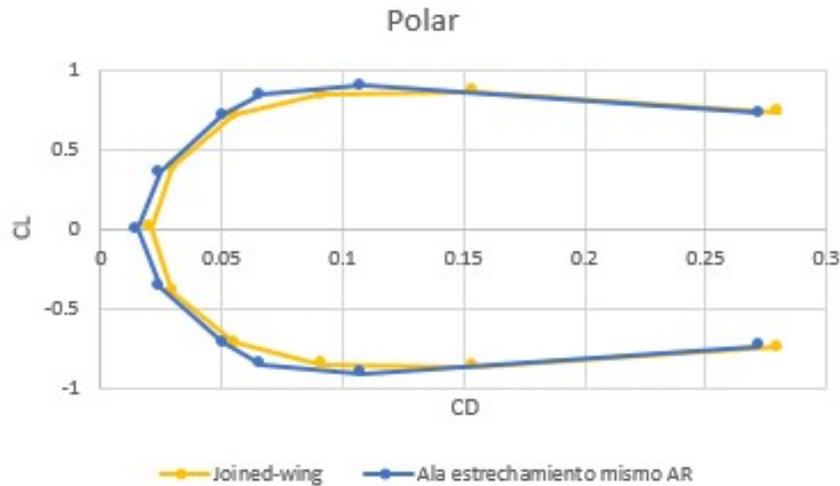


Figura 4.2.3: Gráfico  $C_L$  vs  $C_D$  *joined-wing* y ala con estrechamiento y mismo AR.

A bajos ángulos de ataque, ambas configuraciones poseen un rendimiento aerodinámico muy similar, ya que ambas configuraciones ofrecen un bajo coeficiente de resistencia. Esto es ideal ala hora de mantener un vuelo de crucero eficiente.

A pesar de esto, se puede observar que para un mismo valor de resistencia, el ala con estrechamiento genera ligeramente más sustentación, lo que podría resultar una ventaja en operaciones donde se busca una sustentación máxima con una mínima resistencia, como durante el crucero.

Sin embargo, conforme el coeficiente de resistencia aumenta, el ala con estrechamiento presenta una mayor caída de sustentación, mientras que el *joined-wing* la mantiene algo mas constante. Esto puede sugerir una mayor estabilidad aerodinámica en ángulos de ataque altos, lo cual podría ser una característica interesante en situaciones cercanas a la entrada en pérdida o en maniobras extremas.

Por otro lado, ambas alas alcanzan su máximo en aproximadamente 0.8-0.9 de coeficiente de sustentación, aunque el ala con alargamiento lo alcanza generando algo menos de resistencia.

Finalmente, en valores de ángulo de ataque negativos, tal y como ya se había observado anteriormente, la geometría *joined-wing* genera un coeficiente de resistencia levemente menor.

#### 4.2.2. Eficiencia aerodinámica

Para reforzar las hipótesis expuestas en el apartado anterior, se realiza un cálculo cuantitativo de la eficiencia aerodinámica a diferentes ángulos de ataque para ambas geometrías.

Los resultados se muestran en las tablas 4.3.1 y 4.2.2.

Ángulo de ataque	$C_L$	$C_D$	EA
0	0.00749	0.02084	0.35940
5	0.38915	0.02980	13.05872
10	0.71457	0.05530	12.92169
15	0.86398	0.15399	5.61054
20	0.74003	0.28009	2.64209

Cuadro 4.2.1: Eficiencia aerodinámica del *joined-wing*.

Ángulo de ataque	$C_L$	$C_D$	EA
0	$1,4206810^{-6}$	0.01518	$9,42410^{-5}$
5	0.36268	0.02437	14.88541
10	0.71509	0.05062	14.12665
15	0.90335	0.10796	8.3674
20	0.73264	0.16263	2.69157

Cuadro 4.2.2: Eficiencia aerodinámica del ala con estrechamiento y mismo AR.

En primera instancia, se observa como el aumento de eficiencia aerodinámica por parte del *joined-wing* se realiza de forma mucho mas gradual que el ala con estrechamiento. Esta característica podría ser beneficiosa en situaciones de maniobras que requieran alto ángulo de ataque, ya que presenta mejor estabilidad.

Por otra parte, el ala con estrechamiento presenta ligeras mejoras en cuanto a eficiencias aerodinámicas a ángulos bajos, reduciendose esta ventaja conforme aumenta el ángulo de ataque, exceptuando a  $0^\circ$ , donde la sustentación producida por la geometría no convencional es superior. Esta característica la hace mas interesante para condiciones de crucero.

Conforme el ángulo de ataque aumenta, ambas geometrías ven penalizada su eficiencia aerodinámica, reduciendo la ventaja de la geometría convencional en ángulos intermedios y altos.

### 4.2.3. Contribuciones al $C_D$

De forma análoga para la configuración anterior, en la tabla 4.2.3 se recogen las estimaciones de  $CD_0$  y K para cada caso:

Configuración	$CD_0$	K
<i>Joined-wing</i>	0.02084	0.05919
Ala con estrechamiento y mismo AR	0.01508	0.07062

Cuadro 4.2.3: Valores de  $CD_0$  y K para el *Joined-wing* y el ala con estrechamiento y mismo AR.

En este caso, los valores de resistencia inducida no poseen gran diferencia como era de esperar, ya que en este caso el AR utilizado para el cálculo de K es el mismo. La ligera variación se debe al factor de Oswald, el cual sera probablemente superior en el caso del ala *joined-wing* ya que se asemeja en mayor medida a un ala elíptica.

Por otro lado, la resistencia de forma es ligeramente superior en el ala *joined-wing*, principalmente debido a la complejidad intrínseca de la geometría y a las uniones de las alas.

Teniendo en cuenta los datos de la tabla 4.2.3, se calcula la contribución del coeficiente de resistencia inducido para cada geometría, recogiendo los datos en la tabla 4.2.4.

Ángulo	$CD_i$ <i>joined-wing</i>	$CD_i$ Ala estrechamiento AR
0	$3,32046 \cdot 10^{-6}$	$1,42543 \cdot 10^{-13}$
5	$8,96332 \cdot 10^{-3}$	$9,28995 \cdot 10^{-3}$
10	$3,02221 \cdot 10^{-2}$	$3,61147 \cdot 10^{-2}$
15	$4,41817 \cdot 10^{-2}$	$5,76323 \cdot 10^{-2}$
20	$3,24138 \cdot 10^{-2}$	$3,79087 \cdot 10^{-2}$

Cuadro 4.2.4: Valores de  $CD_i$  para el *Joined-wing* y el ala con estrechamiento y mismo AR.

Como era de esperar en este caso, al ser la constante K muy similar para ambas geometrías, la diferencia entre el coeficiente de resistencia inducido es mucho menor que en el caso anterior.

Sin embargo, destaca el valor tan reducido de la resistencia inducida a  $0^\circ$ . Este se debe a la baja generación de sustentación a este ángulo para esta geometría, tal y como se vio en la tabla 4.2.2

## 4.3. *Joined-wing* vs biplano

### 4.3.1. Gráficos CL vs Alfa, CD vs Alfa y Polar

En la figura 4.3.1, se observan los datos del coeficiente de sustentación frente al ángulo de ataque para la geometría *joined-wing* y el ala con estrechamiento y mismo AR.



Figura 4.3.1: Gráfico CL vs ángulo de ataque *joined-wing* y biplano.

De forma general, se observa un comportamiento similar para la mayoría de ángulos de ataque. A medida que este aumenta, el coeficiente de sustentación aumenta a su vez hasta alcanzar un punto máximo, después del cual comienza a decrecer.

A ángulos negativos, entre  $-20^{\circ}$  y  $0^{\circ}$ , el ala *joined-wing* aparenta generar una sustentación inferior en comparación con el biplano. Este último, mantiene un CL ligeramente mayor en esta región, lo que podría sugerir que tiene un mejor comportamiento en situaciones de ángulos de ataque negativos.

A partir de  $0^{\circ}$  hasta  $20^{\circ}$ , el *joined-wing* supera notablemente al biplano, mostrando un coeficiente de sustentación ligeramente superior a medida que se incrementa el ángulo de ataque. Esto sugiere que la geometría no convencional posee una eficiencia aerodinámica superior en términos de sustentación en ángulos de ataque positivo.

Por otro lado, ambas geometrías alcanzan su máximo de sustentación alrededor de  $15^{\circ}$ , aunque el *joined-wing* por su parte lo alcanza antes, alrededor de  $12^{\circ}$ , y lo mantiene hasta los  $15^{\circ}$ .

Posteriormente, una vez superado el máximo punto de sustentación, ambas alas entran en pérdida. Sin embargo, el *joined-wing* lo hace de manera menos abrupta en comparación con el biplano.

A continuación, la figura 4.3.2, se observan los datos del coeficiente de resistencia frente al ángulo de ataque.

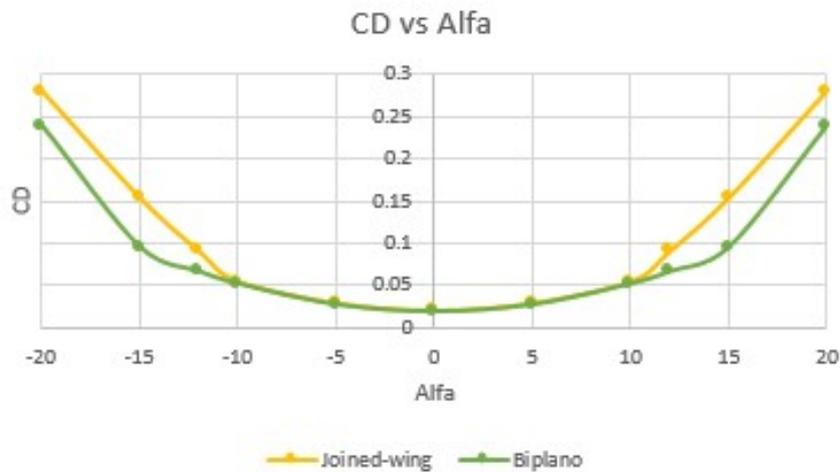


Figura 4.3.2: Gráfico CL vs ángulo de ataque *joined-wing* y biplano.

De forma general, ambos diseños muestran una curva parabólica simétrica característica de este tipo de representaciones. Los coeficientes de resistencia toman valores menores en ángulos cercanos a  $0^{\circ}$ , lo cual es esperable ya que el flujo de aire alrededor del ala se mantiene más adherido, siendo a  $0^{\circ}$  donde alcanzan su mínimo.

En el rango de ángulos entre  $-10^{\circ}$  y  $10^{\circ}$ , ambas geometrías muestran un comportamiento prácticamente idéntico, ya que la resistencia generada no varía prácticamente, por lo que se puede decir que para vuelos en crucero, donde se suele mantener este rango de ángulos, presentan el mismo desempeño en cuanto a generación de resistencia.

En el punto alrededor de  $12^{\circ}$ , el *joined-wing* presenta un aumento repentino del coeficiente de resistencia, sin embargo el biplano este aumento se retrada hasta aproximadamente  $15^{\circ}$ . Esto puede guardar relación con el gráfico 4.3.1, ya que es en este punto donde ambas geometrías entran en pérdida.

Finalmente, se estudia la polar de la figura 4.3.3, la cual contiene los datos de coeficiente de sustentación y coeficiente de resistencia para la geometría *joined-wing* y el biplano.

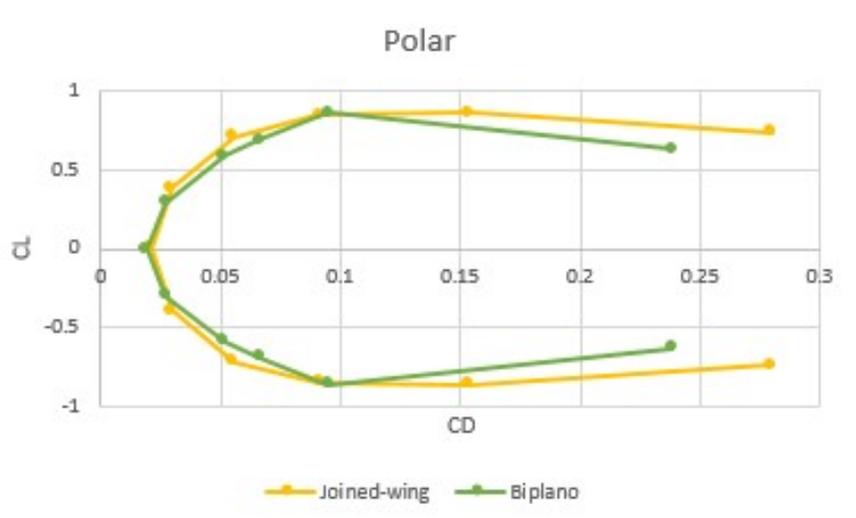


Figura 4.3.3: Gráfico CL vs CD *joined-wing* y biplano.

En términos generales, el gráfico muestra la forma simétrica esperada en forma de C, característica de este tipo de gráficos donde se muestra la generación de coeficiente de sustentación por unidad de resistencia. El objetivo de este gráfico es encontrar el punto donde maximizar la sustentación a la vez que se minimiza la resistencia.

En puntos cercanos a mínima resistencia, el biplano presenta un comportamiento ligeramente superior al *joined-wing*, ya que presenta un mayor CL para un mismo CL. Esto indica que en condiciones de baja resistencia aerodinámica, el biplano es más eficiente generando sustentación.

A medida que la resistencia aumenta, ambas configuraciones incrementan la sustentación pero, en este caso, la *joined-wing* comienza a superar al biplano en cuanto a generación de sustentación. Para encontrar el rango óptimo de eficiencia, se presta especial atención a los máximos de la curva.

Por un lado, en el rango bajo de CD, típicos para vuelos de crucero, el biplano presenta un mayor CL en comparación con el *joined-wing*, lo que sugiere que el biplano es más eficiente en estas etapas del vuelo.

Por otro lado, en rango de CD superior, el *joined-wing* supera al biplano, ya que genera mayor sustentación para una resistencia similar. Esta característica puede ser indicativo de que esta geometría se comporta de manera más óptima a altos ángulos de ataque a pesar de generar más resistencia.

### 4.3.2. Eficiencia aerodinámica

En cuanto a los valores de eficiencia aerodinámica, los resultados se muestran en las tablas 4.3.1 y 4.2.2.

Ángulo de ataque	$C_L$	$C_D$	EA
0	0.00749	0.02084	0.35940
5	0.38915	0.02980	13.05872
10	0.71457	0.05530	12.92169
15	0.86398	0.15399	5.61054
20	0.74003	0.28009	2.64209

Cuadro 4.3.1: Eficiencia aerodinámica del *joined-wing*.

Ángulo de ataque	$C_L$	$C_D$	EA
0	$1,0793810^{-4}$	0.01923	$5,6121410^{-3}$
5	0.29577	0.02718	10.88127
10	0.58894	0.05184	11.36178
15	0.86104	0.09494	9.06957
20	0.62915	0.23850	2.63790

Cuadro 4.3.2: Eficiencia aerodinámica biplano.

De forma general, se observa que la eficiencia aerodinámica en ambas geometrías aumenta de forma gradual hasta alcanzar un máximo para posteriormente decrecer, correspondiéndose este descenso con la entrada en pérdida del ala.

Para ángulos de ataque bajos, en torno a  $0^\circ$ , la configuración *joined-wing* posee una eficiencia aerodinámica notablemente mayor que el biplano, lo que indica que a bajos ángulos de ataque genera más sustentación con menor resistencia.

A ángulos de ataque intermedios, entre  $5^\circ$  y  $10^\circ$ , la geometría no convencional sigue liderando en cuanto a eficiencia aerodinámica, aunque es cierto que las diferencias no son tan grandes como en el caso anterior. Sin embargo, al alcanzar los  $10^\circ$ , el *joined-wing* sufre un descenso notable de la eficiencia, lo cual ya se mostraba en la figura de CD vs alfa, debido a un incremento en la resistencia.

Finalmente, cuando el ángulo de ataque aumenta por encima de  $10^\circ$ , el biplano supera en eficiencia aerodinámica, ya que es capaz de retrasar la entrada en pérdida. Una vez alcanzados los  $20^\circ$ , las eficiencias son comparables entre ambas geometrías.

### 4.3.3. Contribuciones al $C_D$

De forma análoga para la configuración anterior, en la tabla 4.3.3 se recogen las estimaciones de  $CD_0$  y K para cada caso:

Configuración	$CD_0$	K
<i>Joined-wing</i>	0.02084	0.05919
Biplano	0.01923	0.09086

Cuadro 4.3.3: Valores de  $CD_0$  y K para el *Joined-wing* y biplano.

Los resultados muestran que el coeficiente de resistencia de forma son prácticamente invariables entre ambas configuraciones. Esto se debe probablemente a la semejanza entre ambas, ya que poseen dos superficies sustentadoras y misma superficie.

Por otro lado, en cuanto a la constante K, esta es ligeramente superior en el caso del biplano, lo cual era predecible. Esta superioridad se debe principalmente a que la relación de aspecto del biplano es inferior a la del *joined-wing*, teniendo esta un valor de 3 frente a 6. A pesar de tener el doble de relación de aspecto, se observa que la variación entre ambas K no es tan notable. Esto se debe al factor de Oswald, ya que en el caso del *joined-wing* tomará un valor mucho mayor que en el caso del biplano al asemejarse a un ala elíptica, lo que compensa la diferencia de relación de aspecto.

Teniendo en cuenta los datos de la tabla 4.3.3, se calcula la contribución del coeficiente de resistencia inducido para cada geometría, recogiendo los datos en la tabla 4.3.4.

Ángulo	$CD_i$ <i>joined-wing</i>	$CD_i$ Biplano
0	$3,32046 \cdot 10^{-6}$	$1,05859 \cdot 10^{-9}$
5	$8,96332 \cdot 10^{-3}$	$7,94828 \cdot 10^{-3}$
10	$3,02221 \cdot 10^{-2}$	$3,15149 \cdot 10^{-2}$
15	$4,41817 \cdot 10^{-2}$	$6,73627 \cdot 10^{-2}$
20	$3,24138 \cdot 10^{-2}$	$3,59652 \cdot 10^{-2}$

Cuadro 4.3.4: Valores de  $CD_i$  para el *Joined-wing* y biplano.

A  $0^\circ$  se muestra una gran diferencia entre ambos coeficientes de resistencia inducida, debido a que la generación de sustentación por parte del biplano a este ángulo es un orden de magnitud menor que la generada por le *joined-wing*.

Conforme aumenta el ángulo de ataque, ambas geometrías incrementan su coeficiente de resistencia inducida de manera muy similar, hasta llegar a  $15^\circ$ . A partir de

dicho ángulo, el valor de  $CD_i$  es ligeramente inferior en el caso del *joined-wing*.

Cierto es que estos resultados llaman la atención ya que no es lo esperado en un primer momento. La geometría no convencional debería generar menor resistencia inducida al haber eliminado los bordes libres de las alas. Esto puede deberse a la envergadura del biplano, únicamente de menos de 3m, frente a los 8.5 del *joined-wing*, ya que el aire incidente, a pesar de poseer dos bordes libres de alas, no se encuentra tan perturbado por la presencia de un cuerpo notablemente mas pequeño.

# Capítulo 5

## Conclusiones

Una vez recopilados todos los resultados de cada geometría y haberlos contrastado entre ellos, es posible elaborar una conclusión a modo de síntesis que permita conocer los aspectos más significativos de la geometría de interés, así como determinar en qué condiciones resulta más o menos ventajosa.

Cabe destacar que estos resultados podrían verse alterados al modificar las condiciones de vuelo, o las características geométricas de las configuraciones.

### ***Joined-wing* y ala con estrechamiento**

En cuanto a la comparación entre un *joined-wing* y un ala con estrechamiento, las características de la geometría *joined-wing* podrían ser preferibles para aplicaciones que requieran alta eficiencia aerodinámica de manera continuada, ya que tanto su ascenso como descenso es más gradual, tales como vuelos de larga distancia, drones de vigilancia o aeronaves donde la reducción del consumo de combustible es crucial.

Además, ofrece ventajas aerodinámicas debido a que mantiene altos y estables niveles de sustentación a ángulos de ataque elevados, lo que podría ser beneficioso a su vez para aeronaves que requieran altos coeficientes de sustentación durante maniobras o despegues y aterrizajes en pistas cortas, ya que retrasa la entrada en pérdida.

En cuanto a la resistencia generada, ambas geometrías son similares en la generación de resistencia, lo que es muy interesante para el *joined-wing* ya que sería equivalente a la generación de resistencia de una configuración de planeador. Aunque, como era esperable, la resistencia inducida que produce es ligeramente superior a la de un planeador.

Además, presenta cierta ventaja en términos de eficiencia aerodinámica sobre el ala con estrechamiento en rangos de operación que requieren alta sustentación con baja resistencia. Esto la hace una opción más favorable para mejorar el rendimiento general

y la eficiencia de vuelo de las aeronaves.

### ***Joined-wing* y ala con estrechamiento y mismo AR**

Por otro lado, en cuanto al *joined-wing* y el ala con estrechamiento y mismo AR, la geometría no convencional es una ligera mejor opción para vuelos eficientes a bajos ángulos de ataque, ya que genera algo más de sustentación con menos resistencia. Esta característica es ideal para vuelos de crucero, sin embargo pierde eficiencia conforme aumenta el ángulo de ataque debido al aumento de resistencia.

En cuanto a la resistencia, el ala con estrechamiento y mismo AR es más eficiente aerodinámicamente en vuelos con bajos ángulos de ataque, como durante el crucero, donde la resistencia aerodinámica debe mantenerse baja para optimizar el consumo de combustible y mejorar la autonomía. Esta reducción de resistencia en el ala con estrechamiento presenta una reducción en la resistencia de forma, lo que también puede ser una ventaja en vuelos largos y estables.

Por su parte, el *joined wing* posee una mayor resistencia en términos generales pero su comportamiento es más estable a ángulos altos donde es capaz de mantener su eficiencia aerodinámica. Esto lo hace adecuada para maniobras agresivas y situaciones donde se requiera mantener la sustentación a ángulos de ataque elevados evitando un aumento abrupto de la resistencia.

### ***Joined-wing* y biplano**

Por su parte, el *joined wing* genera de forma más eficiente la sustentación en el rango más útil de operación, entre 0 y 15°, lo que sugiere que se trata de una configuración más eficiente en condiciones normales de vuelo.

Por parte de la resistencia, ambas geometrías muestran un comportamiento muy similar en el rango de operación frecuente, entre -10° y 10°. Si bien, conforme aumenta el valor del ángulo de ataque, se muestra una diferencia notable en la generación de resistencia, siendo inferior la generada por el biplano teniendo en cuenta las condiciones del estudio. Esto tiene un impacto directo en la eficiencia aerodinámica, siendo esta mayor para ángulos bajos en el caso del *joined-wing*.

En cuanto a eficiencia, en el rango de baja resistencia, el biplano ofrece un mejor rendimiento aerodinámico, ya que genera mayor sustentación con menor resistencia. Esto lo hace más adecuado para vuelos de crucero. Por otro lado en el rango de alta sustentación, el *joined wing* tiene un mejor desempeño que el biplano, lo que sugiere que es más adecuado para maniobras que requieran elevada sustentación o condiciones de vuelo con ángulos de ataque elevados.

Teniendo en cuenta los puntos mencionados anteriormente cabe destacar que, es cierto que esta geometría ha mostrado en términos generales una resistencia notable bajo ciertas condiciones. Sin embargo, un punto a considerar es que con esta configuración suple la necesidad de un estabilizador horizontal, por lo que la resistencia obtenida en todos los cálculos ya considera este efecto. En el caso de las geometrías no convencionales, aunque a priori pueda parecer que generan menor resistencia, hay que tener en cuenta que en la aeronave final habría que añadirle la contribución a la resistencia de dicho estabilizador.

Como conclusión final, esta geometría posee características aerodinámicas interesantes, las cuales tal vez sean mas convenientes en el ámbito militar o para aeronaves como UAVs o drones, ya que ha demostrado tener bastante estabilidad en cuanto a generación de sustentación y una eficiencia considerable.

# Capítulo 6

## Relación del proyecto con los Objetivos De Desarrollo Sostenible de la Agenda 2030

Los Objetivos De Desarrollo Sostenible de la Agenda 2030 se componen de un conjunto de 17 metas a largo plazo establecidas por las Naciones Unidas en el año 2015. Estas forman parte de la Agenda 2030, la cual tiene el fin de alcanzar un desarrollo sostenible, buscando mejorar la calidad de vida, reducir las desigualdades y luchar contra el cambio climático entre otros [15].



Figura 6.0.1: Objetivos De Desarrollo Sostenible de la Agenda 2030

La tabla 6.0.1 resume estos 17 objetivos indicando el nivel de implicación con este

proyecto.

Objetivo de Desarrollo Sostenible	Alto	Medio	Bajo	No aplica
1. Fin de la pobreza				X
2. Hambre cero				X
3. Salud y bienestar			X	
4. Educación de calidad				X
5. Igualdad de género				X
6. Agua limpia y saneamiento				X
7. Energía asequible y no contaminante				X
8. Trabajo decente y crecimiento económico				X
9. Industria, innovación e infraestructura	X			
10. Reducción de las desigualdades				X
11. Ciudades y comunidades sostenibles				X
12. Producción y consumo responsables				X
13. Acción por el clima	X			
14. Vida submarina			X	
15. Vida de ecosistemas terrestres			X	
16. Paz, justicia e instituciones sólidas				X
17. Alianzas para lograr los objetivos				X

Cuadro 6.0.1: Grado de implicación de los Objetivos de Desarrollo Sostenible

Uno de los principales objetivos relacionados con el proyecto es el **13. Acción por el clima**. Tal y como se ha mencionado anteriormente, este objetivo es uno de los principales en este proyecto. Dada la importancia de la aviación en la actualidad, es crucial diseñar y desarrollar aeronaves cada vez más eficientes y sostenibles que ayuden a disminuir lo máximo posible su impacto negativo tanto en las personas como en el medio ambiente. En este caso, la mejora en la aerodinámica repercutirá de forma directa al consumo de combustible, viéndose este reducido debido a la disminución de la resistencia aerodinámica. Este hecho, además de mermar el consumo de combustibles fósiles, conocidos por su alto nivel perjudicial, tendrá un impacto directo en el medio ambiente, disminuyendo la cantidad de dióxido de carbono y otros gases de efecto invernadero en la atmósfera.

El segundo objetivo que más se relaciona con la temática es el **9. Industria, innovación e infraestructura**. En relación con lo mencionado en el punto anterior, otro de los objetivos de este proyecto es la búsqueda de una mejora aerodinámica mediante configuraciones poco convencionales para aeronaves, en este caso el ala *joined-wing*. Si bien es cierto que este concepto no es nuevo, puede que no haya sido considerado previamente debido a su complejidad de construcción. A pesar de ello, dadas las cir-

cunstancias en la actualidad, un pequeño aumento en la complejidad puede ser asumible si las mejoras son superiores.

Finalmente, en relación con el objetivo 13, se encuentran indirectamente la mejora de salud y bienestar, vida submarina y vida de ecosistemas terrestres (objetivos 3, 14 y 15 respectivamente). La disminución en las emisiones provocará una notable mejora tanto en la atmósfera como a nivel terrestre, evitando a las personas las enfermedades relacionadas con estos ambientes perjudiciales. Al reducir el consumo de petróleo, la oferta del mismo decaerá igualmente evitando la creación de nuevas estaciones petrolíferas y de posibles vertidos a los océanos.

# Capítulo 7

## Pliego de condiciones

El propósito de esta secciones explicar el correcto cumplimiento de los requisitos y criterios que conciernen a la materia de seguridad y salud durante el desarrollo de este proyecto.

### 7.1. Regulación general

A continuación, se expone la legislación que regula las disposiciones mínimas de seguridad y salud que deben adoptarse para una adecuada protección de los trabajadores. Estas se encuentran establecidas por el *Real Decreto 488/1997, de 14 de abril* [1].

**Artículo 1.** Objeto.

1. *El presente Real Decreto establece las disposiciones mínimas de seguridad y de salud para la utilización por los trabajadores de equipos que incluyan pantallas de visualización.*
2. *Las disposiciones de la Ley 31/1995, de 8 de noviembre, de Prevención de Riesgos Laborales, se aplicarán plenamente al conjunto del ámbito contemplado en el apartado anterior*
3. *Quedan excluidos del ámbito de aplicación de este Real Decreto:*
  - a) *Los puestos de conducción de vehículos o máquinas.*
  - b) *Los sistemas informáticos embarcados en un medio de transporte.*
  - c) *Los sistemas informáticos destinados prioritariamente a ser utilizados por el público.*
  - d) *Los sistemas llamados portátiles, siempre y cuando no se utilicen de modo continuado en un puesto de trabajo.*

- e) *Las calculadoras, cajas registradoras y todos aquellos equipos que tengan un pequeño dispositivo de visualización de datos o medidas necesario para la utilización directa de dichos equipos.*
- f) *Las calculadoras, cajas registradoras y todos aquellos equipos que tengan un pequeño dispositivo de visualización de datos o medidas necesario para la utilización directa de dichos equipos.*
- g) *Las máquinas de escribir de diseño clásico, conocidas como máquinas de ventanilla.*

**Artículo 2.** Definiciones.

1. *A efectos de este Real Decreto se entenderá por:*

- a) *Pantalla de visualización: una pantalla alfanumérica o gráfica, independientemente del método de representación visual utilizado.*
- b) *Puesto de trabajo: el constituido por un equipo con pantalla de visualización provisto, en su caso, de un teclado o dispositivo de adquisición de datos, de un programa para la interconexión persona/máquina, de accesorios ofimáticos y de un asiento y mesa o superficie de trabajo, así como el entorno laboral inmediato.*
- c) *Trabajador: cualquier trabajador que habitualmente y durante una parte relevante de su trabajo normal utilice un equipo con pantalla de visualización.*

**Artículo 3.** Obligaciones generales del empresario.

1. *El empresario adoptará las medidas necesarias para que la utilización por los trabajadores de equipos con pantallas de visualización no suponga riesgos para su seguridad o salud o, si ello no fuera posible, para que tales riesgos se reduzcan al mínimo.*

*En cualquier caso, los puestos de trabajo a que se refiere el presente Real Decreto deberán cumplir las disposiciones mínimas establecidas en el anexo del mismo.*

2. *A efectos de lo dispuesto en el primer párrafo del apartado anterior, el empresario deberá evaluar los riesgos para la seguridad y salud de los trabajadores, teniendo en cuenta en particular los posibles riesgos para la vista y los problemas físicos y de carga mental, así como el posible efecto añadido o combinado de los mismos. La evaluación se realizará tomando en consideración las características propias del puesto de trabajo y las exigencias de la tarea y entre éstas, especialmente, las siguientes:*

- a) *El tiempo promedio de utilización diaria del equipo.*

- b) *El tiempo máximo de atención continua a la pantalla requerido por la tarea habitual.*
  - c) *El grado de atención que exija dicha tarea.*
3. *Si la evaluación pone de manifiesto que la utilización por los trabajadores de equipos con pantallas de visualización supone o puede suponer un riesgo para su seguridad o salud, el empresario adoptará las medidas técnicas u organizativas necesarias para eliminar o reducir el riesgo al mínimo posible. En particular, deberá reducir la duración máxima del trabajo continuado en pantalla, organizando la actividad diaria de forma que esta tarea se alterne con otras o estableciendo las pausas necesarias cuando la alternancia de tareas no sea posible o no baste para disminuir el riesgo suficientemente.*
4. *En los convenios colectivos podrá acordarse la periodicidad, duración y condiciones de organización de los cambios de actividad y pausas a que se refiere el apartado anterior.*

#### **Artículo 4.** Vigilancia de la salud.

1. *El empresario garantizará el derecho de los trabajadores a una vigilancia adecuada de su salud, teniendo en cuenta en particular los riesgos para la vista y los problemas físicos y de carga mental, el posible efecto añadido o combinado de los mismos, y la eventual patología acompañante. Tal vigilancia será realizada por personal sanitario competente y según determinen las autoridades sanitarias en las pautas y protocolos que se elaboren, de conformidad con lo dispuesto en el apartado 3 del artículo 37 del Real Decreto 39/1997, de 17 de enero, por el que se aprueba el Reglamento de los servicios de prevención. Dicha vigilancia deberá ofrecerse a los trabajadores en las siguientes ocasiones:*
- a) *Antes de comenzar a trabajar con una pantalla de visualización.*
  - b) *Posteriormente, con una periodicidad ajustada al nivel de riesgo a juicio del médico responsable.*
  - c) *Cuando aparezcan trastornos que pudieran deberse a este tipo de trabajo.*
2. *Cuando los resultados de la vigilancia de la salud a que se refiere el apartado 1 lo hiciese necesario, los trabajadores tendrán derecho a un reconocimiento oftalmológico.*
3. *El empresario proporcionará gratuitamente a los trabajadores dispositivos correctores especiales para la protección de la vista adecuados al trabajo con el equipo de que se trate, si los resultados de la vigilancia de la salud a que se refieren los apartados anteriores demuestran su necesidad y no pueden utilizarse dispositivos correctores normales.*

**Artículo 5.** Obligaciones en materia de información y formación.

1. *De conformidad con los artículos 18 y 19 de la Ley de Prevención de Riesgos Laborales, el empresario deberá garantizar que los trabajadores y los representantes de los trabajadores reciban una formación e información adecuadas sobre los riesgos derivados de la utilización de los equipos que incluyan pantallas de visualización, así como sobre las medidas de prevención y protección que hayan de adoptarse en aplicación del presente Real Decreto.*
2. *El empresario deberá informar a los trabajadores sobre todos los aspectos relacionados con la seguridad y la salud en su puesto de trabajo y sobre las medidas llevadas a cabo de conformidad con lo dispuesto en los artículos 3 y 4 de este Real Decreto.*
3. *El empresario deberá garantizar que cada trabajador reciba una formación adecuada sobre las modalidades de uso de los equipos con pantallas de visualización, antes de comenzar este tipo de trabajo y cada vez que la organización del puesto de trabajo se modifique de manera apreciable.*

**Artículo 6.** Consulta y participación de los trabajadores.

*La consulta y participación de los trabajadores o sus representantes sobre las cuestiones a que se refiere este Real Decreto se realizarán de conformidad con lo dispuesto en el apartado 2 del artículo 18 de la Ley de Prevención de Riesgos Laborales.*

## **Anexos.**

### 1. *Equipo.*

#### a) Observación general.

*La utilización en sí misma del equipo no debe ser una fuente de riesgo para los trabajadores.*

#### b) Pantalla.

*Los caracteres de la pantalla deberán estar bien definidos y configurados de forma clara, y tener una dimensión suficiente, disponiendo de un espacio adecuado entre los caracteres y los renglones.*

*La imagen de la pantalla deberá ser estable, sin fenómenos de destellos, centelleos u otras formas de inestabilidad.*

*El usuario de terminales con pantalla deberá poder ajustar fácilmente la luminosidad y el contraste entre los caracteres y el fondo de la pantalla, y adaptarlos fácilmente a las condiciones del entorno.*

*La pantalla deberá ser orientable e inclinable a voluntad, con facilidad para adaptarse a las necesidades del usuario.*

*Podrá utilizarse un pedestal independiente o una mesa regulable para la pantalla.*

*La pantalla no deberá tener reflejos ni reverberaciones que puedan molestar al usuario.*

#### c) Teclado.

*El teclado deberá ser inclinable e independiente de la pantalla para permitir que el trabajador adopte una postura cómoda que no provoque cansancio en los brazos o las manos.*

*Tendrá que haber espacio suficiente delante del teclado para que el usuario pueda apoyar los brazos y las manos.*

*La superficie del teclado deberá ser mate para evitar los reflejos.*

*La disposición del teclado y las características de las teclas deberán tender a facilitar su utilización.*

*Los símbolos de las teclas deberán resaltar suficientemente y ser legibles desde la posición normal de trabajo.*

#### d) Mesa o superficie de trabajo.

*La mesa o superficie de trabajo deberán ser poco reflectantes, tener dimensiones suficientes y permitir una colocación flexible de la pantalla, del teclado, de los documentos y del material accesorio.*

*El soporte de los documentos deberá ser estable y regulable y estará colocado de tal modo que se reduzcan al mínimo los movimientos incómodos de la cabeza y los ojos.*

*El espacio deberá ser suficiente para permitir a los trabajadores una posición cómoda.*

e) Asiento de trabajo.

*El asiento de trabajo deberá ser estable, proporcionando al usuario libertad de movimiento y procurándole una postura confortable.*

*La altura del mismo deberá ser regulable.*

*El respaldo deberá ser reclinable y su altura ajustable.*

*Se pondrá un reposapiés a disposición de quienes lo deseen.*

## 2. Entorno.

a) Espacio.

*El puesto de trabajo deberá tener una dimensión suficiente y estar acondicionado de tal manera que haya espacio suficiente para permitir los cambios de postura y movimientos de trabajo.*

b) Iluminación.

*La iluminación general y la iluminación especial (lámparas de trabajo), cuando sea necesaria, deberán garantizar unos niveles adecuados de iluminación y unas relaciones adecuadas de luminancias entre la pantalla y su entorno, habida cuenta del carácter del trabajo, de las necesidades visuales del usuario y del tipo de pantalla utilizado.*

*El acondicionamiento del lugar de trabajo y del puesto de trabajo, así como la situación y las características técnicas de las fuentes de luz artificial, deberán coordinarse de tal manera que se eviten los deslumbramientos y los reflejos molestos en la pantalla u otras partes del equipo.*

c) Reflejos y deslumbramientos.

*Los puestos de trabajo deberán instalarse de tal forma que las fuentes de luz, tales como ventanas y otras aberturas, los tabiques transparentes o translúcidos y los equipos o tabiques de color claro no provoquen deslumbramiento directo ni produzcan reflejos molestos en la pantalla.*

*Las ventanas deberán ir equipadas con un dispositivo de cobertura adecuado y regulable para atenuar la luz del día que ilumine el puesto de trabajo.*

d) Ruido.

*El ruido producido por los equipos instalados en el puesto de trabajo deberá tenerse en cuenta al diseñar el mismo, en especial para que no se perturbe la atención ni la palabra.*

e) Calor.

*Los equipos instalados en el puesto de trabajo no deberán producir un calor adicional que pueda ocasionar molestias a los trabajadores.*

f) Emisiones.

*Toda radiación, excepción hecha de la parte visible del espectro electromagnético, deberá reducirse a niveles insignificantes desde el punto de vista de la protección de la seguridad y de la salud de los trabajadores.*

g) Humedad.

*Deberá crearse y mantenerse una humedad aceptable.*

3. *Interconexión ordenador/persona.*

*Para la elaboración, la elección, la compra y la modificación de programas, así como para la definición de las tareas que requieran pantallas de visualización, el empresario tendrá en cuenta los siguientes factores:*

- a) *El programa habrá de estar adaptado a la tarea que deba realizarse.*
- b) *El programa habrá de ser fácil de utilizar y deberá, en su caso, poder adaptarse al nivel de conocimientos y de experiencia del usuario; no deberá utilizarse ningún dispositivo cuantitativo o cualitativo de control sin que los trabajadores hayan sido informados y previa consulta con sus representantes.*
- c) *Los sistemas deberán proporcionar a los trabajadores indicaciones sobre su desarrollo.*
- d) *Los sistemas deberán mostrar la información en un formato y a un ritmo adaptados a los operadores.*
- e) *Los principios de ergonomía deberán aplicarse en particular al tratamiento de la información por parte de la persona.*

## **7.2. Regulación específica**

El presente proyecto ha sido desarrollado en un entorno adecuado, el cual cumple con las estipulaciones indicadas anteriormente. Además, ha requerido personal capacitado, equipo, una oficina, papelería, conocimientos previos, habilidades informáticas y acceso a material bibliográfico. Cada punto anterior se desarrolla en los siguientes apartados.

### **7.2.1. Especificaciones de los recursos utilizados**

- **Personal**

El proyecto se ha llevado a cabo por la persona concerniente al mismo, además de personal adicional, como es el tutor. Este último posee los conocimientos y formación necesarios para guiar y supervisar el desarrollo del proyecto.

- **Hardware**

El desarrollo de este proyecto ha requerido de un ordenador de sobremesa y, eventualmente, un portátil para agilizar las simulaciones o realizar trabajos en paralelo. Además, herramientas básicas como un teclado y un ratón.

- **Software**

Los *softwares* de pago utilizados en este proyecto han sido íntegramente proporcionados por la *Universitat Politècnica de València*. En concreto, comprende los siguientes programas:

- Siemens Simcenter STAR CCM+ CFD Software
- Autodesk Inventor 2025
- Microsoft Office 365
- Overleaf

- **Oficina y entorno**

Este proyecto ha sido desarrollado en un ambiente adecuado, silencioso, correctamente iluminado y libre de distracciones. El mobiliario requerido fue un escritorio espacioso junto con una silla ergonómica dotada de reposabrazos para un mejor ajuste y comodidad. Adicionalmente, el suministro de electricidad, agua e internet fue indispensable para la realización del proyecto, debido a la necesidad de realizar numerosas simulaciones.

- **Conocimientos previos**

Al tratarse de un proyecto especializado, el conocimiento previo aprendido es crucial para la realización del proyecto. Haber cursado asignaturas como Aerodinámica [10], Aerodinámica II [9] o Ampliación de mecánica de fluidos [5] es de gran ayuda para elaborar y entender este proyecto. Además, se recomienda contar con nociones sobre los programas de diseño y simulación, ya que la inexperiencia puede inducir retrasos e inconvenientes.

- **Material adicional**

El acceso a material bibliográfico relacionado con el tema de estudio supone una gran ayuda ya sean libros, *papers* u otros trabajos final de grado.

### 7.2.2. Especificaciones de calidad

La empresa encargada de la realización del proyecto debe garantizar la calidad del producto final, estando en posesión del certificado de calidad ISO-9001. Se deberán de llevar a cabo test de calidad durante el desarrollo del proyecto con el fin de evitar errores, además de probar el correcto funcionamiento de la versión final del mismo.

Todo el proceso anterior deberá estar correcta y debidamente documentado, siendo necesaria la entrega de un registro en el que se recojan las pruebas llevadas a cabo con su correspondiente título de la prueba realizada, una descripción, entorno y fecha de finalización, resultados obtenidos y comentarios o valoraciones.

### **7.2.3. Especificaciones de garantía y mantenimiento**

La empresa contratada para la realización del proyecto garantiza el producto final durante un periodo de dos años desde el momento de compra. En caso de aparición de cualquier problema con el producto, la empresa se compromete a solventarlo y a proporcionar un servicio de ayuda sobre el mismo. La garantía cesará en caso de incumplimiento de las instrucciones de uso del producto.

En cuanto al mantenimiento de este producto no hará falta ninguno mas que un uso adecuado del mismo, evitando los riesgos explicados en el tutorial de la garantía.

### **7.2.4. Requisitos legales y contractuales**

En caso de que el comprador desee extender el contrato a otros suministros, se elaborará un nuevo presupuesto para los mismos. En caso de modificación, variación u otra causa, se podrá solicitar una prórroga antes de que caduque este término del contrato.

### **7.2.5. Revisión de costes**

Los precios que se especifican son fijos e invariantes sea cual sean las variaciones del coste de materiales o mano de obra.

### **7.2.6. Fianza**

Con la finalidad de asegurar el cumplimiento de las obligaciones estipuladas en el contrato, el contratista se compromete a proporcionar un aval a favor del comprador, en concepto de fianza, por el 10% del valor total del contrato. Dicho aval deberá mantenerse desde el comienzo del proyecto hasta la finalización del periodo de garantía, siendo esta devuelta al contratista una vez firmada la recepción definitiva del proyecto.

# Capítulo 8

## Presupuesto

A continuación se detallan los costes del desarrollo de este Trabajo de Final de Grado. Los recursos utilizados se dividen en las diferentes naturalezas relacionadas con el personal, equipo (*software* y *hardware*), instalaciones y material adicional. En primer lugar se expondrán los costes unitarios considerados y posteriormente estos se utilizarán para elaborar el presupuesto final.

Previo al desglose de costes, a continuación se definen los costes de amortización y la amortización por hora.

1. Coste de amortización:

$$A = \frac{V_C - V_R}{n} \quad (8.1)$$

Donde las variables son:

A: amortización en euros por año.

$V_C$ : valor de compra en euros.

$V_R$ : valor residual al finalizar el periodo de amortización en euros.

n: tiempo de amortización en años.

2. Amortización por hora:

$$t_h = \frac{A}{H} \quad (8.2)$$

Donde las variables son:

$t_h$ : amortización de euros por hora.

H: tiempo trabajado en un año en horas.

## 8.1. Cálculo de costes

### Personal

A continuación se estima el coste de personal involucrado en el desarrollo del proyecto.

- Profesor de universidad

$$\begin{aligned}\text{Salario anual bruto} &= 33000 \text{ €/año} \\ \text{Coste por hora} &= \frac{33000}{1800} = 18,33 \text{ €/h}\end{aligned}\tag{8.3}$$

- Ingeniero *junior*

$$\begin{aligned}\text{Salario anual bruto} &= 21000 \text{ €/year} \\ \text{Coste por hora} &= \frac{21000}{1800} = 11,67 \text{ €/h}\end{aligned}\tag{8.4}$$

### Equipo

- *Hardware*

- Ordenadores personales: para este proyecto se han utilizado dos:

- HP Laptop 5GCVMKF

Con un coste de adquisición estimado de 690 € y, teniendo en cuenta sus 6 años antigüedad, se asume un coste de depreciación del 20 %.

$$\begin{aligned}a &= \frac{690 - 138}{6} = 92 \text{ €/año} \\ t_h &= \frac{92}{1800} = 0,051 \text{ €/h}\end{aligned}\tag{8.5}$$

- HP Pav 24-b113ns

Con un coste de adquisición estimado de 1200 € y, teniendo en cuenta sus 7 años antigüedad, se asume un coste de depreciación del 20 %.

$$\begin{aligned}a &= \frac{1200 - 240}{7} = 137,14 \text{ €/año} \\ t_h &= \frac{137,14}{1800} = 0,076 \text{ €/h}\end{aligned}\tag{8.6}$$

- Ratón: con un coste de adquisición de 8.90 €.

- *Software*

- Licencia Star-CCM+

El precio anual de la licencia es de 18000 €.

$$t_h = \frac{18000}{1800} = 10 \text{ €/h}\tag{8.7}$$

- Licencia Autodesk Inventor.

El precio anual de la licencia es de 2278,46 €.

$$t_h = \frac{2278,46}{1800} = 1,27 \text{ €/h} \quad (8.8)$$

- Microsoft Office 365 licence.

El precio anual de la licencia personal es de 69 €.

$$t_h = \frac{69}{1800} = 0,038 \text{ €/h} \quad (8.9)$$

- Licencia Overleaf

Se ha utilizado la versión gratuita, por lo que el coste es de 0 €.

## 8.2. Presupuesto final

Finalmente, teniendo en cuenta los costes unitarios presentados anteriormente, estos se contabilizan para elaborar el presupuesto final mostrado en la tabla 8.2.1.

Especificación	Horas	Coste por horas	Coste total
<b>Personal</b>			
Profesor	25	18.33	458.25
Graduado	400	11.67	4668
		<b>Total</b>	<b>5126.25 €</b>
<b>Hardware</b>			
Ordenadores	400	0.127	50.8
Ratón	1	8.90	8.90
		<b>Total</b>	<b>59.7 €</b>
<b>Software</b>			
Star-CCM+	310	10	3100
Autodesk Inventor	20	1.27	25.4
Microsoft Office	70	0.038	2.66
Overleaf	100	0.00	0.00
		<b>Total</b>	<b>3128.06 €</b>
		<b>Suma</b>	<b>8314.01 €</b>
Beneficio industrial 6 %			498.84
21 % I.V.A			1745.94
			<b>Suma total 10558.79 €</b>

Cuadro 8.2.1: Presupuesto final

El coste total del proyecto asciende a:

**DIEZ MIL QUINIENTOS CINCUENTA Y OCHO EUROS CON  
SETENTA Y NUEVE CENTIMOS**

# Bibliografía

- [1] Arenas Bocanegra, J. (1997). Real decreto 488/1997 de 14 de abril sobre disposiciones mínimas de seguridad y salud para la utilización por los trabajadores de equipos que incluyan pantallas de visualización. <https://www.boe.es/buscar/act.php?id=BOE-A-1997-8671>.
- [2] Cheng, H. E. y Fengjiang, Z. y. L. M. A. y. G. C. y. J. M. A. (2023). Aero-structural design of joined-wing aircraft based on high-fidelity model.
- [3] Ferziger, J. H. y Milovan, P. y. S. R. L. (2020). *Computational Methods for Fluid Dynamics*. Springer, Switzerland, 4th edition.
- [4] Jousefm (2020). What is y+ (yplus)? <https://www.simscale.com/forum/t/what-is-y-yplus/82394>.
- [5] Martí Gómez-Aldaraví, P. y Navarro García, R. (2021). Ampliación de Mecánica de Fluidos.
- [6] Nangia, R. y Palmer, M. y. T. C. (2003). Unconventional high aspect ratio joined-wing aircraft incorporating laminar flow.
- [7] Online, C. (2017). CFD Online. <https://www.cfd-online.com/Wiki>.
- [8] Pérez, J. y Cuerno, C. y. M. J. (2015). Aerodynamic parametric analysis of an unconventional joined-wing aircraft configuration.
- [9] Quintero Igeño, P. M. y Gómez Soriano, J. (2022a). Apuntes de Aerodinámica II.
- [10] Quintero Igeño, P. M. (2022b). Apuntes de Aerodinámica I.
- [11] Rasmussen, C. C. y Canfield, R. A. y. B. M. (2006). Experimental aerodynamic characteristics of a joined-wing research aircraft configuration.
- [12] Semenov, Vladimir. y Phone, T. y. V. V. y. H. Z. (2018). The Development of the Ideas and Perspectives of the Joined Wing Aircraft.
- [13] Smith, S y Stonum, R. (1989). Experimental aerodynamic characteristics of a joined-wing research aircraft configuration.

- [14] Star-CCM+ (2020). Tutorials Star-CCM+. STAR-CCM+17.06.007-R8/doc/en/online/index.htmlpage/STARCCMP
- [15] Unidas, N. (2015). Objetivos y metas de desarrollo sostenible. <https://www.un.org/sustainabledevelopment/es/objetivos-de-desarrollo-sostenible/>.
- [16] Versteeg, H. K. y Malalasekera, W. (2007). *An Introduction to Computational Fluid Dynamics*. Pearson Prentice Hall, England, 2nd edition.
- [17] Wolkovitch, J. (1986). The Development of the Ideas and Perspectives of the Joined Wing Aircraft.