



UNIVERSITAT
POLITÈCNICA
DE VALÈNCIA



UNIVERSITAT POLITÈCNICA DE VALÈNCIA

Escuela Técnica Superior de Ingeniería del Diseño

Análisis, diseño y fabricación de un flap fowler para un
aeromodelo de competición de Xtra2 UPV

Trabajo Fin de Grado

Grado en Ingeniería Aeroespacial

AUTOR/A: Aragó Cebolla, Marc

Tutor/a: Dolz Ruiz, Vicente

CURSO ACADÉMICO: 2022/2023



UNIVERSITAT
POLITÈCNICA
DE VALÈNCIA



Escuela Técnica Superior de Ingeniería del Diseño

Universitat Politècnica de València

ESCUELA TÉCNICA SUPERIOR DE INGENIERÍA DEL DISEÑO

Grado en Ingeniería Aeroespacial

**“ANÁLISIS, DISEÑO Y FABRICACIÓN DE
UN FLAP FOWLER PARA UN AEROMODELO
DE COMPETICIÓN DE XTRA2 UPV”**

Trabajo de Fin de Grado

Autor

Marc Aragó Cebolla

Tutor

Vicente Dolz Ruiz

- Julio 2023 -

Resumen

En este documento se estudia y diseña un flap tipo *Fowler* para su posterior fabricación e integración en el ala de una aeronave no tripulada de competición que cumple con la normativa de la *Air Cargo Challenge 2022*. En el trabajo se analiza en detalle la contribución a la sustentación de dicho dispositivo móvil en las fases más críticas del vuelo como el despegue y el aterrizaje.

En primer lugar, se realiza una consulta bibliográfica sobre los dispositivos hipersustentadores existentes para poder tomar una geometría como punto de partida acorde con las limitaciones que presenta la integración y la fabricación en este tipo de aeronaves. Seguidamente, a través de software CFD, en particular el *Star CCM+* de Siemens, se completa todo un proceso donde se obtienen y comparan resultados para distintas situaciones de vuelo, desde el ala en configuración limpia con el flap replegado hasta una configuración con el flap completamente desplegado.

Finalmente, la fabricación del dispositivo y su montaje en el ala permite obtener una validación al estudio CFD realizado mediante técnicas experimentales en túnel de viento y en pruebas de vuelo reales de la aeronave.

Palabras clave: Mecánica de fluidos computacional (CFD); Dispositivos hipersustentadores; Flap *Fowler*; Aeronave no tripulada (UAV); Coeficiente de sustentación.

Abstract

This paper studies and designs a Fowler flap for its fabrication and integration into the wing of a competition unmanned aircraft according to the *Air Cargo Challenge 2022* regulations. The contribution to lift of this surface is analyzed in detail for the most critical stages of flight, such as take off and landing.

First of all, a literature review is conducted in order to learn about the available high-lift devices in order to take as a starting point a preliminary geometrical design according to the limitations of integration and manufacturing that can be found in this type of aircraft. Then, through CFD software, particularly *Star CCM+* of Siemens, a whole process is completed where results are obtained and compared for different flight situations, from the wing in a clean configuration with the flap retracted to a configuration with the flap fully deployed.

Finally, the fabrication of the device and its assembly on the wing allows to obtain a validation to the CFD study carried out by means of experimental techniques in wind tunnel and in real flight tests of the aircraft.

Keywords: Computational fluid dynamics (CFD); High-lift devices; Fowler flap; Unmanned aerial vehicle (UAV); Lift coefficient.

Resum

En aquest document s'estudia i dissenya un flap tipus *Fowler* per a la seua posterior fabricació i integració en l'ala d'una aeronau no tripulada de competició que compleix amb la normativa de l'*Air Cargo Challenge 2022*. En el treball s'analitza en detall la contribució a la sustentació d'aquest dispositiu mòbil en les fases més crítiques del vol com l'enlairament i l'aterratge.

En primer lloc, es realitza una consulta bibliogràfica sobre els dispositius hipersustentadors existents per a poder prendre una geometria com a punt de partida d'acord amb les limitacions que presenta la integració i fabricació en aquesta classe d'aeronaus. Seguidament, a través de software CFD, en particular el *Star CCM+* de Siemens, es completa tot un procés on s'obtenen i comparen resultats per a diferents situacions de vol, des d'un ala en configuració neta amb el flap replegat fins a una configuració on el flap es troba totalment desplegat.

Finalment, la fabricació del dispositiu i el seu montatge en l'ala permet obtindre una validació a l'estudi CFD realitzat mitjançant tècniques experimentals en túnel de vent i en proves de vol reals de l'aeronau.

Paraules clau: Mecànica de fluids computacional (CFD); Dispositius hipersustentadors; Flap *Fowler*; Aeronau no tripulada (UAV); Coeficient de sustentació.

Índice

Índice de figuras	10
Índice de tablas	12
Nomenclatura	16
1. Introducción	18
1.1. Alcance	19
1.2. Air Cargo Challenge	19
1.3. Xtra2 UPV	20
1.4. Descripción del problema	22
1.5. Objetivos	22
2. Fundamentos Teóricos	24
2.1. Perfiles aerodinámicos y geometría alar	24
2.2. Fuerzas aerodinámicas y momento	26
2.3. Coeficientes aerodinámicos	28
2.3.1. Entrada en pérdida	30
2.4. Flujo alrededor de la aeronave	30
2.4.1. Flujo laminar y turbulento	31
2.4.2. Capa límite	31
2.5. Dispositivos hipersustentadores	34
2.6. Tipos de Flap	35
2.7. Dinámica de Fluidos Computacional (CFD)	37
2.7.1. Pre-proceso	38
2.7.2. Cálculo o <i>Solver</i>	38
2.7.3. Post-proceso	40
3. Geometrías	42
3.1. Ala del Xtra23	42
3.2. Extensiones de Flap	44
4. Modelo CFD	46
4.1. Introducción	46
4.1.1. Condiciones en vuelo	46
4.2. Geometría y dominio computacional	47
4.3. Mallado	47
4.3.1. Capa límite e y^+	48
4.3.2. Estudio de sensibilidad del dominio	50
4.3.3. Independencia de malla	53
4.4. Condiciones de contorno	56
4.5. Cálculo	56
4.5.1. Modelos de turbulencia	57
5. Análisis de Resultados	60
5.1. Ala en configuración limpia	60
5.1.1. Coeficientes de sustentación y resistencia aerodinámica	60
5.1.2. Distribución de presiones sobre el ala	61
5.1.3. Contornos de presión y velocidad	62
5.2. Flap Simple	63
5.2.1. Coeficientes de sustentación y resistencia aerodinámica	63
5.2.2. Distribución de presiones sobre el ala	64
5.2.3. Contornos de presión y velocidad	65

5.3. Flap Ranurado	66
5.3.1. Coeficientes de sustentación y resistencia aerodinámica	66
5.3.2. Distribución de presiones sobre el ala	67
5.3.3. Contornos de presión y velocidad	68
5.4. Flap Fowler	69
5.4.1. Coeficientes de sustentación y resistencia aerodinámica	69
5.4.2. Distribución de presiones sobre el ala	70
5.4.3. Contornos de presión y velocidad	71
5.5. Comparativa entre geometrías	72
5.5.1. Coeficientes de sustentación y resistencia aerodinámica	72
6. Validación Experimental	74
6.1. Túnel de viento	74
6.2. Pruebas de vuelo y vuelos de competición	76
7. Fabricación	80
7.1. Prototipo real	80
7.1.1. Mecanismo de despliegue: guía-riel curvo	80
7.1.2. Materiales y procesos de fabricación	81
7.1.3. Ensamblaje	82
7.2. Maqueta	82
8. Objetivos de desarrollo sostenible	84
9. Conclusiones	86
9.1. Trabajos futuros	86
10. Referencias	88
11. Presupuesto	90
11.1. Prototipo Xtra23	90
11.2. Maquetas	90
11.3. Recursos humanos	91
11.4. Equipos y software	91
11.5. Total	91
12. Anexos	94
12.1. Anexo I: Datos obtenidos de los estudios CFD	94
12.2. Anexo II: Medidas tomadas en túnel de viento	96
12.3. Anexo III: Cálculos para hallar carreras de despegue	96

Índice de figuras

1.1.	<i>Equipos universitarios con sus prototipos durante la Air Cargo Challenge 2022 en Múnich.</i> . . .	18
1.2.	<i>Cartel de la Air Cargo Challenge 2022 en Múnich.</i> [1]	20
1.3.	<i>Primer prototipo del Xtra2 UPV, el Xtra20.</i>	20
1.4.	<i>Prototipos Xtra21 y Xtra22 durante la prueba de vuelo del 14/03/2021.</i>	21
1.5.	<i>Prototipo Xtra23 durante la Air Cargo Challenge 2022 en Múnich.</i>	21
2.1.	<i>Nomenclatura de un perfil aerodinámico.</i> [2]	24
2.2.	<i>Esquema básico de las partes de una aeronave.</i> [4]	25
2.3.	<i>Representación de los esfuerzos sobre un perfil aerodinámico.</i> [5] $p(s)$ = esfuerzos de presión, $\tau(s)$ = esfuerzos de fricción	26
2.4.	<i>Descomposición de la resultante R generada por los esfuerzos de presión $p(s)$ y fricción $\tau(s)$ en las fuerzas de sustentación L y resistencia R.</i> [5]	27
2.5.	<i>Momento aerodinámico y resultante de fuerzas sobre el perfil.</i> [5]	28
2.6.	<i>Curva polar C_L-α.</i> [2]	29
2.7.	<i>Curva polar C_D-α.</i> [2]	29
2.8.	<i>Evolución de un flujo dentro de una tubería de sección circular. a: Flujo laminar, b: zona de transición laminar-turbulento, c: flujo turbulento.</i> [9]	31
2.9.	<i>Desarrollo de la capa límite sobre una superficie.</i> [5]	32
2.10.	<i>Regiones de una capa límite.</i> [11]	33
2.11.	<i>Efecto de los flaps sobre las curvas polares.</i> [2]	34
2.12.	<i>Tipologías principales de slat y su efecto sobre las curvas polares.</i> [2, 5]	35
2.13.	<i>Tipologías principales de flap y sus características aerodinámicas.</i> [6]	36
2.14.	<i>Proceso CFD completo.</i> [12]	41
3.1.	<i>Vista frontal del prototipo Xtra23.</i> [13]	43
3.2.	<i>Vista lateral del prototipo Xtra23.</i> [13]	43
3.3.	<i>Vista en planta del prototipo Xtra23.</i> [13]	43
4.1.	<i>Concepto de dominio computacional para el caso bidimensional.</i>	47
4.2.	<i>Topologías de mallado.</i> [12]	47
4.3.	<i>Mallado del problema con celdas hexaédricas.</i>	48
4.4.	<i>Construcción de la “Prism Layer”.</i> [17]	49
4.5.	<i>Detalle del mallado de la capa límite sobre el perfil aerodinámico.</i>	50
4.6.	<i>Estudio de sensibilidad de dominio aguas abajo del perfil aerodinámico.</i>	51
4.7.	<i>Variación de los parámetros de interés C_l y C_d.</i>	51
4.8.	<i>Estudio de sensibilidad de malla.</i>	53
4.9.	<i>Variación de los parámetros de interés C_l y C_d.</i>	54
4.10.	<i>Valores de y^+ sobre la superficie del perfil en el caso de malla independiente.</i>	55
5.1.	<i>Coefficiente de sustentación C_l y de resistencia aerodinámica C_d frente al ángulo de ataque en configuración limpia.</i>	60
5.2.	<i>Eficiencia aerodinámica del ala en configuración limpia.</i>	61
5.3.	<i>Coefficiente de presión C_p frente a posición en el perfil para varios ángulos de ataque.</i>	61
5.4.	<i>Contornos de velocidad [m/s] y coeficiente de presión [-].</i>	62
5.5.	<i>Coefficiente de sustentación C_l y de resistencia aerodinámica C_d frente al ángulo de ataque en el flap simple.</i>	63
5.6.	<i>Eficiencia aerodinámica del flap simple.</i>	64
5.7.	<i>Coefficiente de presión C_p frente a posición en el perfil para varios ángulos de ataque.</i>	64
5.8.	<i>Contornos de velocidad [m/s] y coeficiente de presión [-].</i>	65
5.9.	<i>Coefficiente de sustentación C_l y de resistencia aerodinámica C_d frente al ángulo de ataque en el flap ranurado.</i>	66
5.10.	<i>Eficiencia aerodinámica del flap simple.</i>	67
5.11.	<i>Coefficiente de presión C_p frente a posición en el perfil para varios ángulos de ataque.</i>	67
5.12.	<i>Contornos de velocidad [m/s] y coeficiente de presión [-].</i>	68
5.13.	<i>Coefficiente de sustentación C_l y de resistencia aerodinámica C_d frente al ángulo de ataque en el flap Fowler.</i>	69
5.14.	<i>Eficiencia aerodinámica del flap Fowler.</i>	70

5.15. Coeficiente de presión C_P frente a posición en el perfil para varios ángulos de ataque.	70
5.16. Contornos de velocidad [m/s] y coeficiente de presión [-].	71
5.17. Coeficiente de sustentación C_l para las distintas geometrías estudiadas.	72
5.18. Coeficiente de resistencia aerodinámica C_d para las distintas geometrías estudiadas.	72
5.19. Eficiencia aerodinámica para las distintas geometrías estudiadas.	73
6.1. Maqueta del ala con el flap desplegado del prototipo Xtra23 a escala 2/3 situada dentro del túnel de viento.	74
6.2. C_d en configuración limpia hallado en las mediciones en túnel de viento frente a C_d obtenido en simulaciones CFD.	75
6.3. Prototipo durante el vuelo N°6 despegando a altos ángulos de ataque con el flap desplegado en posición intermedia.	77
6.4. Prototipo reconstruido durante el vuelo N°11, el último vuelo antes de la competición.	77
6.5. Carreras de despegue obtenidas con los datos experimentales de las pruebas de vuelo y carreras de despegue teóricas calculadas con los coeficientes obtenidos en los estudios CFD	79
6.6. Resumen de las carreras de despegue.	79
7.1. Detalle del mecanismo de guía-riel curvo.	80
7.2. Maquetas del ala.	82

Índice de tablas

2.	<i>Parámetros característicos de una capa límite sobre una placa plana. [7]</i>	33
3.	<i>Valores típicos de la deflexión en despegues δ_D y aterrizajes δ_A de los dispositivos hipersustentadores y del parámetro $C_{L_{\Lambda_w}} = C_{L,max}/\cos(\Lambda_w)$. [6]</i>	37
4.	<i>Geometrías modeladas para el estudio en CFD.</i>	44
5.	<i>Principales dimensiones del ala objeto de estudio.</i>	44
6.	<i>Promedio histórico de los parámetros de diseño y estimación de la velocidad de referencia.</i>	46
7.	<i>Parámetros para la construcción de la capa límite en el caso de estudio.</i>	50
8.	<i>Parámetros analizados para realizar el estudio de sensibilidad de dominio.</i>	52
9.	<i>Parámetros analizados para realizar el estudio de sensibilidad de malla.</i>	55
10.	<i>Modelos para el cálculo.</i>	56
11.	<i>Parámetros calculados a partir de una correlación de las galgas extensiométricas.</i>	75
12.	<i>Resultados de pruebas de vuelo.</i>	76
13.	<i>Resultados en los vuelos de competición.</i>	78
14.	<i>Coefficientes aerodinámicos obtenidos para el caso de configuración limpia</i>	94
15.	<i>Coefficientes aerodinámicos obtenidos para el caso de flap simple a 15°</i>	94
16.	<i>Coefficientes aerodinámicos obtenidos para el caso de flap simple a 25°</i>	94
17.	<i>Coefficientes aerodinámicos obtenidos para el caso de flap ranurado a 15°</i>	95
18.	<i>Coefficientes aerodinámicos obtenidos para el caso de flap ranurado a 25°</i>	95
19.	<i>Coefficientes aerodinámicos obtenidos para el caso de flap Fowler a 15°</i>	95
20.	<i>Coefficientes aerodinámicos obtenidos para el caso de flap Fowler a 25°</i>	95
21.	<i>Parámetros medidos en el túnel de viento.</i>	96
22.	<i>Resultados del cálculo de distancias de despegue teóricas.</i>	97

Nomenclatura

Acrónimo	Descripción
2D	Dos Dimensiones
3D	Tres Dimensiones
AoA	Ángulo de Ataque
BA	Borde de Ataque
BS	Borde de Salida
CAD	Computer-Aided Design (diseño asistido por computador)
CFD	Mecánica de Fluidos Computacional
DNS	Direct Numerical Simulations (simulaciones numéricas directas)
ETSID	Escuela Técnica Superior de Ingeniería del Diseño
GE	Generación Espontánea
LE	Leading Edge (borde de ataque)
LES	Large Eddy Simulations (simulaciones de gran escala)
MAC	Mean Aerodynamic Chord (cuerda media aerodinámica)
MTOW	Maximum Take-Off Weight (masa máxima al despegue)
NACA	National Advisory Committee for Aeronautics
ODS	Objetivos de Desarrollo Sostenible
PLA	Polyactic Acid
RANS	Reynolds-Averaged Navier-Stokes
SST	Shear Stress Transport
TE	Trailing Edge (borde de salida)
UAV	Unmanned Aerial Vehicle (vehículo aéreo no tripulado)
UPV	Universitat Politècnica de València

Símbolo	Descripción	Unidades
AR_w	Alargamiento alar	[-]
α	Ángulo de ataque	[°]
Γ_w	Ángulo de diedro alar	[°]
$\alpha_{0,w}$	Ángulo de incidencia	[°]
A	Área	[m ²]
x_{cp}	Centro de presiones	[m]
C_f	Coficiente de fricción	[-]
C_M	Coficiente de momento	[-]
C_m	Coficiente de momento bidimensional	[-]
C_p	Coficiente de presiones	[-]
C_{Dmin}	Coficiente de resistencia mínimo	[-]
C_D	Coficiente de resistencia aerodinámica	[-]
C_d	Coficiente de resistencia bidimensional	[-]
C_{d_0}	Coficiente de resistencia bidimensional a 0° de ángulo de ataque	[-]
C_{dmin}	Coficiente de resistencia bidimensional mínimo	[-]
C_L	Coficiente de sustentación	[-]
C_{L_0}	Coficiente de sustentación a 0° de ángulo de ataque	[-]
C_l	Coficiente de sustentación bidimensional	[-]
C_{l_0}	Coficiente de sustentación bidimensional a 0° de ángulo de ataque	[-]
C_{lmax}	Coficiente de sustentación bidimensional máximo	[-]
C_{Lmax}	Coficiente de sustentación máximo	[-]
k	Conductividad térmica	[W/mK]
B	Constante	[-]
κ	Constante de Kármán	[-]
τ	Cortante	[Pa]
τ_w	Cortante en la pared	[Pa]
c	Cuerda	[m]
$c_{t,w}$	Cuerda en la punta del ala	[m]
$c_{r,w}$	Cuerda en la raíz del ala	[m]
ρ	Densidad del flujo libre	[kg/m ³]
ρ_∞	Densidad del flujo libre	[kg/m ³]
y^+	Distancia adimensional a la pared	[-]
D	Drag (resistencia aerodinámica)	[N]
EA	Eficiencia aerodinámica	[-]
EA_{max}	Eficiencia aerodinámica máxima	[-]
h_0	Energía interna específica del fluido	[J]
b_w	Envergadura del ala	[m]
δ	Espesor de capa límite	[m]
X	Espesor de la primera capa	[m]
λ_w	Estrechamiento alar	[-]
Λ_w	Flecha alar	[°]
L	Lift (fuerza de sustentación)	[N]
L	Longitud característica	[m]
M	Momento	[Nm]
M_a	Momento aerodinámico	[Nm]

Símbolo	Descripción	Unidades
m	Número de capas de la capa límite	[-]
Re	Número de Reynolds	[-]
X	Posición en el perfil	[m]
P	Presión	[Pa]
p	Presión	[Pa]
q_∞	Presión dinámica en el flujo libre	[Pa]
R	Resultante	[N]
Re_L	Reynolds de la longitud característica L	[-]
r	Stretching factor	[-]
S	Superficie alar	[m ²]
S_w	Superficie alar	[m ²]
T	Temperatura	[K]
S_M	Término fuente	[-]
S_{h_0}	Término fuente de energía interna	[-]
θ_w	Torsión alar	[°]
y_{obj}^+	Valor de y^+ objetivo	[-]
ϕ	Variable de flujo general	[-]
\vec{F}	Vector fuerza	[N]
\vec{n}	Vector normal	[-]
u^+	Velocidad adimensional	[-]
V_z	Velocidad de ascenso	[m/s]
U_∞	Velocidad de flujo libre	[m/s]
V_∞	Velocidad de flujo libre	[m/s]
u_τ	Velocidad de fricción	[m/s]
V_{ref}	Velocidad de referencia	[m/s]
ν	Viscosidad cinemática	[Pa-s]
μ	Viscosidad dinámica	[Ns/m ²]

1. Introducción

En la actualidad, los vehículos aéreos no tripulados (UAV, por sus siglas en inglés) han adquirido una creciente relevancia en diversos ámbitos. En la agricultura, por ejemplo, se utilizan para realizar la monitorización de cultivos y la aplicación precisa de fertilizantes o pesticidas. En el ámbito de la gestión medioambiental, son empleados para la detección de incendios forestales y el seguimiento de la biodiversidad. En la industria de la construcción, los drones de ala fija se utilizan para inspeccionar estructuras, supervisar el progreso de las obras y realizar levantamientos topográficos. Además, tienen aplicaciones en la seguridad y vigilancia, la fotografía y filmación aérea, la investigación científica y la cartografía, entre otros.

Estos dispositivos, comúnmente conocidos como drones, poseen una versatilidad notable y ofrecen la capacidad de llevar a cabo tareas que anteriormente resultaban inviables o demasiado costosas. Además, han demostrado ser capaces para mejorar la eficiencia en múltiples sectores. Sus reducidas dimensiones, su coste accesible y su destacada maniobrabilidad son algunas de las principales características que los han convertido en herramientas valiosas en el ámbito comercial, y se anticipa un aumento en su uso en los próximos años.

Dentro de la categoría de UAV, existen diversas tipologías de drones. Este trabajo se centra específicamente en los drones de ala fija. Estas aeronaves poseen una estructura similar a la de un avión convencional, lo que les permite volar a altitudes considerables y cubrir largas distancias. No obstante, los drones de ala fija también presentan ciertos desafíos, como su complejidad de operación y la necesidad despegar y aterrizar en pistas o áreas específicos. En este sentido, la incorporación de dispositivos hipersustentadores se vuelve esencial para maximizar el rendimiento de estas aeronaves durante las fases de despegue y aterrizaje, lo que amplía su capacidad operativa en entornos específicos.

Cabe destacar la popularidad de estas aeronaves en competiciones universitarias, donde se suelen diseñar con el propósito de alcanzar distintos objetivos, como la velocidad, la precisión o la capacidad de carga útil, entre otros. En estos eventos, los estudiantes tienen la oportunidad de aplicar sus conocimientos y habilidades en el diseño y construcción de los aviones, y de competir contra otros equipos universitarios de todo el mundo. Estas competiciones no solo fomentan la creatividad y el trabajo en equipo, sino que también constituyen una vía para impulsar la innovación y el desarrollo de nuevas tecnologías en el ámbito de los drones.



Figura 1.1: *Equipos universitarios con sus prototipos durante la Air Cargo Challenge 2022 en Múnich.*

En resumen, estas competiciones universitarias son una forma emocionante y desafiante de aplicar los conocimientos y habilidades aprendidos y tienen un impacto positivo en la carrera de los estudiantes.

1.1. Alcance

El presente estudio aborda una fase específica del proceso de desarrollo de un UAV de competición por parte del equipo Xtra2 UPV para su participación en la *Air Cargo Challenge 2022* en Múnich. En particular, se enfoca en el ámbito aerodinámico, con el objetivo de diseñar, caracterizar y fabricar los dispositivos hipersustentadores de la aeronave. Para lograr este propósito, se emplea una combinación de herramientas y técnicas, que incluyen el uso de software de Dinámica de Fluidos Computacional (CFD), pruebas en túnel de viento y evaluaciones de vuelo con el prototipo final.

En primer lugar, se emplea software CFD para realizar simulaciones detalladas del flujo de aire alrededor de la aeronave. Esto permite analizar y optimizar el diseño de los dispositivos hipersustentadores para obtener un rendimiento aerodinámico óptimo. Se exploran diferentes configuraciones y se evalúan sus efectos en la generación de sustentación de la aeronave. Esta etapa de simulación computacional proporciona una base sólida para la toma de decisiones en el diseño final.

Posteriormente, se llevan a cabo pruebas en un túnel de viento, donde se somete al prototipo de la aeronave a diversas condiciones de flujo y ángulos de ataque. Estas pruebas permiten validar los resultados obtenidos en las simulaciones.

Finalmente, se realizan pruebas de vuelo reales con el prototipo final de la aeronave. Estas pruebas permiten evaluar el comportamiento aerodinámico en condiciones reales de vuelo y validar la eficacia de los dispositivos hipersustentadores diseñados. Se recopilan datos de vuelo, como la velocidad y la altitud para analizar el desempeño.

1.2. Air Cargo Challenge

La *Air Cargo Challenge* es una competición de ingeniería aeronáutica que fue fundada por estudiantes portugueses en el año 2003. Desde su inicio, ha experimentado un crecimiento notable y, a partir de 2007, se ha convertido en un evento de alcance internacional que se celebra en Europa cada dos años. Cabe destacar que la responsabilidad de organizar el evento recae en el equipo ganador de la edición anterior, lo que crea una dinámica emocionante y fomenta la excelencia continua en el diseño y fabricación de aeronaves no tripuladas.

La edición más reciente de la *Air Cargo Challenge* tuvo lugar en Múnich, Alemania, entre el 5 y el 8 de julio de 2023, y contó con la participación de 29 equipos procedentes de distintas partes del mundo. Durante el evento, estos equipos compitieron en una serie de desafíos diseñados para poner a prueba las capacidades de sus aeronaves no tripuladas pilotadas por control remoto.

El objetivo principal de la competición consiste en diseñar y fabricar aviones no tripulados capaces de volar a altas velocidades y transportar la mayor carga de pago posible, todo ello operando en pistas de aterrizaje con restricciones de longitud. Además, los equipos deben cumplir con una normativa estricta que varía entre ediciones, lo que añade un desafío adicional a la tarea de diseñar las aeronaves. Algunas de las restricciones más destacadas se refieren al sistema propulsivo, que debe ser el mismo para todos los equipos, y a las dimensiones de una caja de transporte en la que el avión debe caber desmontado.

La competición se compone de pruebas estáticas y dinámicas, que permiten evaluar diferentes aspectos de los prototipos. En primer lugar, las pruebas estáticas implican la elaboración de documentos técnicos, planos y una presentación en video donde se detalla el desarrollo y características de la aeronave diseñada. Estos materiales son evaluados por profesionales de la industria aeronáutica, quienes analizan la calidad y la viabilidad de los enfoques adoptados. Por otro lado, las pruebas dinámicas son las pruebas de vuelo, donde los equipos tienen la oportunidad de demostrar las capacidades reales de sus prototipos. Durante estas pruebas, se evalúan aspectos como la capacidad de carga, la velocidad de vuelo, la maniobrabilidad y la capacidad de realizar despegues cortos. Los resultados obtenidos en estas pruebas son fundamentales para determinar el rendimiento general de los aviones y la posición final de los equipos en la clasificación.



Figura 1.2: Cartel de la Air Cargo Challenge 2022 en Múnich.[1]

En resumen, la *Air Cargo Challenge* es un evento en el ámbito de la ingeniería aeronáutica, que reúne a equipos de todo el mundo para competir en el diseño y fabricación de aeronaves no tripuladas de alto rendimiento. Esta competición no solo pone a prueba las habilidades técnicas y creativas de los participantes, sino que también impulsa la innovación y el avance en el campo de la aviación no tripulada, promoviendo el intercambio de conocimientos y el desarrollo de soluciones cada vez más eficientes y versátiles.

1.3. Xtra2 UPV

El equipo Xtra2 UPV es un grupo de aeromodelismo que fue establecido en 2018 como parte de la asociación Euroavia Valencia y el programa Generación Espontánea de la Universitat Politècnica de València. Su enfoque principal radica en el desarrollo práctico de los estudiantes de ingeniería a través de la investigación, el desarrollo teórico, el diseño ingenieril, la construcción propia y las pruebas de vuelo de aeronaves radiocontrol. A lo largo de su historia, el equipo ha construido cinco prototipos y ha participado en dos ediciones del Air Cargo Challenge, obteniendo un meritorio cuarto puesto en el año 2022, el cual representa hasta la fecha el mejor resultado alcanzado por una universidad española en esta competición.

El equipo Xtra2 está compuesto por estudiantes de la UPV, en su mayoría pertenecientes al Grado en Ingeniería Aeroespacial impartido en la Escuela Técnica Superior de Ingeniería del Diseño (ETSID). Surgió en 2018 como parte del programa Generación Espontánea de la UPV, cuando cinco miembros fundadores decidieron embarcarse en el desafío de diseñar, fabricar y volar un avión radiocontrol de transporte de carga con el objetivo de participar en la *Air Cargo Challenge 2019* en Stuttgart. Durante el evento se consiguieron unos resultados satisfactorios además de adquirir una valiosa experiencia y conocimientos.

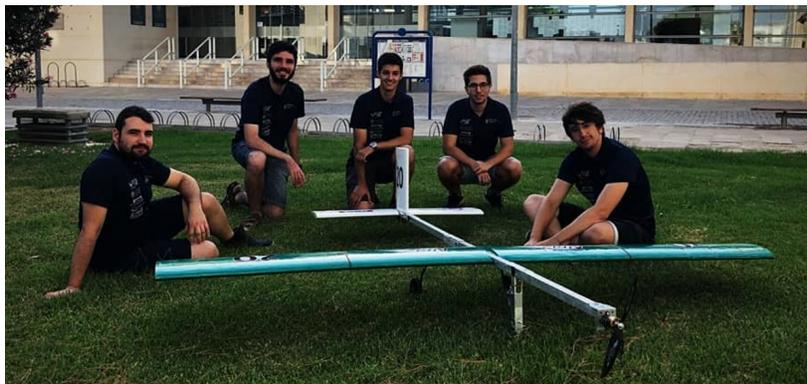


Figura 1.3: Primer prototipo del Xtra2 UPV, el Xtra20.

Durante los años 2020 y 2021, el equipo experimentó un crecimiento significativo, llegando a contar con 30 miembros, y se enfocó en el diseño de nuevas aeronaves acorde a la normativa de Stuttgart a modo de

práctica. La división del trabajo en los departamentos de aerodinámica, electrónica, estructuras, fabricación e imagen, permitió tener listas en verano de 2020 dos aeronaves, el *Xtra21* y el *Xtra22*, aunque su fabricación sufrió diversos problemas debido a la pandemia por *COVID-19*. Las pruebas de vuelo de estos dos aviones fueron clave para el posterior diseño de nuevos aviones, pues la experiencia adquirida permitió explorar nuevas técnicas de diseño y fabricación.



Figura 1.4: Prototipos *Xtra21* y *Xtra22* durante la prueba de vuelo del 14/03/2021.

En verano de 2020, se publicó la normativa de la *Air Cargo Challenge 2021* de Múnich, pero, la organización del evento decidió posponer la competición a 2022. Ante esta situación, el equipo se dedicó al desarrollo de su nuevo prototipo, el *Xtra23*, de acuerdo con la nueva normativa establecida, el *Xtra23*. Estas nuevas regulaciones introdujeron algunos cambios significativos respecto a la normativa anterior, especialmente con el tamaño de las aeronaves. Por lo tanto, el enfoque de los diseños cambió a un concepto mucho más pequeño.



Figura 1.5: Prototipo *Xtra23* durante la *Air Cargo Challenge 2022* en Múnich.

El equipo logra posicionarse entre los mejores equipos en cuanto a los resultados de la parte técnica de la competición. Además, consigue transportar exitosamente una carga de pago de 1,2 kg en todos sus vuelos, obteniendo el mejor resultado en términos de optimización en la carga y descarga de la aeronave, así como en la precisión de la predicción de la carga transportable.

1.4. Descripción del problema

Uno de los aspectos fundamentales de la *Air Cargo Challenge* es la operación de los aviones en pistas relativamente pequeñas. Según la normativa establecida en 2022, la longitud máxima de la pista era de 60 metros, además, se otorgaba una bonificación del 10 % en la puntuación total del vuelo por realizar un despegue en una distancia inferior a 40 m. La puntuación de las pruebas de vuelo se determina en base a la capacidad de carga de la aeronave, el ascenso de la misma hasta los 100 metros de altura y la distancia recorrida en un período de tiempo, es decir, la velocidad.

Resulta evidente que maximizar ambos aspectos para obtener la máxima puntuación durante el vuelo sería lo ideal. Sin embargo, las configuraciones aerodinámicas que permiten maximizar la carga que el avión puede transportar en el despegue no son óptimas para alcanzar velocidades elevadas en el crucero, y a su vez, las configuraciones diseñadas para volar a alta velocidad no permiten cargar el avión con tanta capacidad.

Una posible solución a este problema es encontrar un compromiso en el diseño aerodinámico que ofrezca una velocidad máxima en el crucero relativamente alta sin descuidar la capacidad de carga. Es evidente que el avión diseñado no será el mejor en ninguno de los dos aspectos, pero se busca encontrar un equilibrio que permita obtener un rendimiento aceptable en ambas áreas.

Otra solución planteada consiste en adaptar la aerodinámica del avión a las necesidades de cada fase de vuelo. Esto se lograría mediante la incorporación de elementos hipersustentadores en el ala principal, los cuales se desplegarían durante las fases de despegue y aterrizaje para modificar las características aerodinámicas. De esta manera, el avión podría despegar con una configuración óptima para maximizar la carga y luego, durante el vuelo en crucero, retraer estas superficies auxiliares para alcanzar una mayor velocidad. Sin embargo, la incorporación de elementos hipersustentadores complica significativamente el desarrollo de la aeronave. El diseño y la fabricación de estos elementos requerirían un enfoque riguroso y preciso para garantizar un buen funcionamiento en vuelo.

1.5. Objetivos

Una vez identificados los fundamentos que respaldan la necesidad de llevar a cabo este estudio, se procede a establecer sus objetivos principales. El enfoque central de este trabajo es abordar el diseño, desarrollo e implementación de un dispositivo hipersustentador con el propósito de mejorar significativamente el rendimiento de una aeronave no tripulada durante las críticas fases del vuelo de despegue y aterrizaje, específicamente en el contexto de la competición *Air Cargo Challenge 2022*.

Con el fin de alcanzar este propósito, se formulan los siguientes objetivos:

- Proporcionar una visión teórica completa del funcionamiento de un ala, incluyendo sus diferentes partes y componentes relevantes. Explorar y analizar en detalle los diversos dispositivos hipersustentadores disponibles y sus respectivos rendimientos aerodinámicos.
- Crear un modelo CFD capaz de simular con precisión los fenómenos aerodinámicos presentes en las diferentes geometrías propuestas. La información obtenida de estas simulaciones permitirá realizar una comparación detallada de los diseños y determinar cuál de ellos exhibe el máximo rendimiento en términos de sustentación, resistencia y estabilidad durante las fases críticas del vuelo.
- Validar experimentalmente el rendimiento del dispositivo hipersustentador mediante pruebas en un prototipo real y utilizando un túnel de viento.

2. Fundamentos Teóricos

La comprensión de las fuerzas aerodinámicas y momentos que gobiernan el vuelo de un avión es esencial para el diseño, la operación y la mejora de las aeronaves. Estas fuerzas, generadas por la interacción entre el avión y el aire circundante, son cruciales para comprender y analizar el comportamiento y el rendimiento de las aeronaves durante el vuelo.

Además, el conocimiento de las geometrías adecuadas para redirigir y controlar el flujo de aire es necesario para mejorar tanto la maniobrabilidad como la estabilidad de un avión. El diseño cuidadoso de componentes aerodinámicos como el ala, los alerones y los estabilizadores se basa en la comprensión profunda de cómo estas superficies interactúan con el aire y generan las fuerzas necesarias para controlar la aeronave. La optimización a través de la geometría es fundamental para lograr vuelos eficientes, al minimizar la resistencia y maximizar la sustentación.

2.1. Perfiles aerodinámicos y geometría alar

Para abordar adecuadamente las fuerzas y momentos que actúan en el ala de una aeronave, es fundamental familiarizarse con las diferentes componentes que la conforman, en particular, aquellas relacionadas con su sección transversal. Un perfil aerodinámico, también conocido como perfil alar, se refiere a la sección transversal de un cuerpo que, al moverse a través de un medio fluido, genera una distribución de presiones y esfuerzos cortantes en su entorno. La *Figura 2.1* muestra las partes principales de un perfil aerodinámico.

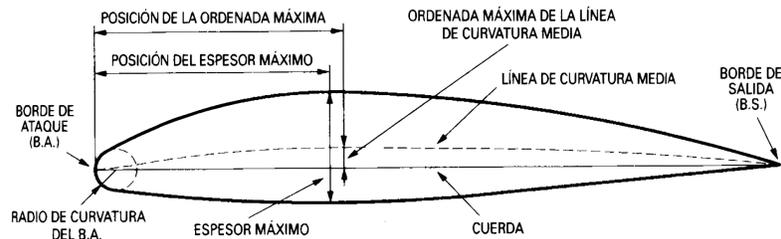


Figura 2.1: Nomenclatura de un perfil aerodinámico. [2]

- **Cuerda:** Línea recta que une el borde de ataque B.A. (*Leading Edge L.E.*) y el borde de salida B.S. (*Trailing Edge T.E.*).
- **Intradós:** Parte inferior del perfil aerodinámico.
- **Extradós:** Parte superior del perfil aerodinámico.
- **Curvatura media:** Línea equidistante entre el intradós y el extradós. Fija la curvatura del perfil. Si la línea de curvatura se sitúa por encima de la línea de la cuerda, se trata de una curvatura positiva. Por el contrario, se tratará de una curvatura negativa. En perfiles donde existen tramos por arriba y por abajo de la línea de cuerda, se trata de un perfil con doble curvatura.
- **Ordenada máxima:** Posición de la distancia máxima entre la línea de curvatura media y la línea de la cuerda.
- **Ángulo de ataque:** Es el ángulo que existe entre la cuerda y la dirección de la corriente de flujo libre V_∞ .

El ala de una aeronave, como un cuerpo tridimensional, se caracteriza por una serie de parámetros adicionales que van más allá de los elementos que componen su sección transversal. Estos parámetros adicionales son de gran importancia en el diseño y rendimiento aerodinámico del ala. [2, 3]

- Envergadura b_w : Es la distancia entre los extremos del ala.
- Superficie alar S_w : Es la superficie proyectada del contorno en planta del ala, independientemente de los elementos que ésta pueda tener o del diedro.
- Alargamiento AR_w : Es la relación entre la envergadura y la cuerda media:

$$AR_w = \frac{b_w}{c} = \frac{b_w^2}{S_w}$$

- Etrechamiento λ_w : Se define como el cociente de la cuerda del perfil en la punta y la cuerda del perfil en la raíz o encastre:

$$\lambda_w = \frac{c_{t,w}}{c_{r,w}}$$

- Flecha Λ_w : Es el ángulo que forma una línea situada al 25 % de la cuerda con el eje longitudinal del avión.
- Diedro Γ_w : Es el ángulo que forma el plano alar con un plano completamente horizontal.
- Cuerda media aerodinámica MAC : Longitud promedio de la sección transversal de un ala que tendría una configuración equivalente sin estrechamiento ni flecha, y que generaría el mismo momento y la misma sustentación.
- Torsión θ_w : Puede ser aerodinámica o geométrica:

La torsión geométrica se refiere a la variación del ángulo de ataque de los perfiles que conforman el ala a lo largo de su envergadura. Esta variación implica que el ángulo de ataque sea menor en la punta del ala en comparación con la raíz.

Por otro lado, la torsión aerodinámica se logra utilizando perfiles aerodinámicos diferentes a lo largo del ala. Cada perfil tiene características distintas, como curvatura o espesor, lo que provoca una variación en la posición de la sustentación nula a lo largo del ala.

- Ángulo de incidencia $\alpha_{0,w}$: Es el ángulo de calado del ala respecto al fuselaje tomando como referencia el eje longitudinal del avión.

Por último, se presenta la *Figura 2.2* que ilustra las diferentes componentes de una aeronave. Es importante destacar el enfoque en las superficies de control móviles que conforman el ala, las cuales constituirán el objeto de estudio principal de este trabajo.

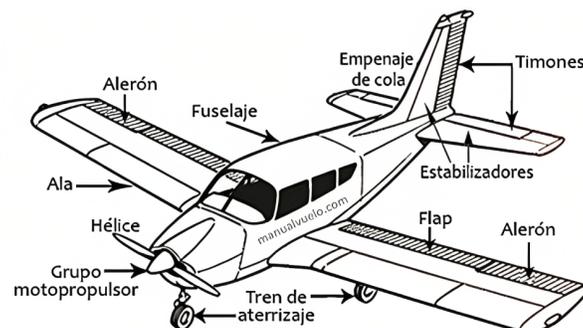


Figura 2.2: Esquema básico de las partes de una aeronave. [4]

2.2. Fuerzas aerodinámicas y momento

La interacción de un cuerpo en movimiento en un medio fluido conlleva la generación de fuerzas aerodinámicas. A pesar de la complejidad geométrica que pueda presentar el cuerpo que interactúa con el fluido, las fuerzas aerodinámicas experimentadas por éste pueden atribuirse a dos causas fundamentales [5]:

- La fuerza normal surge como consecuencia de la distribución de presiones sobre la superficie del cuerpo. Esta fuerza actúa perpendicularmente a la superficie del cuerpo y es generada por las variaciones de presión a lo largo de dicha superficie.
- El esfuerzo cortante se origina debido a la viscosidad del fluido en el que se encuentra inmerso el cuerpo. Este esfuerzo, también conocido como fricción superficial, actúa tangencialmente a la superficie del cuerpo y es el resultado de la interacción entre las capas de fluido adyacentes al cuerpo y las capas adyacentes a ellas.

$$\vec{F} = \underbrace{- \int_S p \vec{n} dA}_{\text{esfuerzos de presión}} + \underbrace{\int_S \vec{n} \tau' dA}_{\text{esfuerzos de fricción}}$$

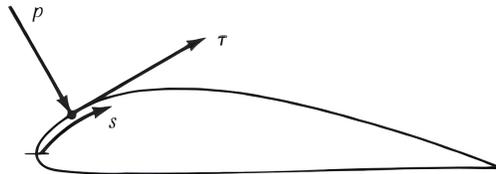


Figura 2.3: Representación de los esfuerzos sobre un perfil aerodinámico. [5]
 $p(s)$ = esfuerzos de presión, $\tau(s)$ = esfuerzos de fricción

El análisis del efecto de la distribución de presiones ($p(s)$) y la viscosidad del fluido ($\tau(s)$) sobre un cuerpo en movimiento en un medio fluido permite representar dicha interacción mediante la aparición de una fuerza resultante R y un momento M . A su vez, la fuerza resultante puede ser descompuesta en componentes vertical y horizontal, las cuales corresponden a la sustentación o *lift* L y a la resistencia aerodinámica o *drag* D , respectivamente.

La sustentación, representada por L , es la componente de la fuerza resultante R que actúa de manera perpendicular a la dirección del flujo de aire relativo al cuerpo. Esta fuerza juega un papel crucial en el soporte del cuerpo en el aire y es responsable de contrarrestar el peso del mismo durante el vuelo. La generación de sustentación es posible gracias a la distribución de presiones sobre la superficie del cuerpo, que produce una diferencia de presiones entre la parte superior y la inferior del mismo. Este fenómeno se aprovecha en el diseño de alas y perfiles aerodinámicos para generar sustentación de forma eficiente.

La expresión matemática de la sustentación es la mostrada en la *Ecuación 1*, donde ρ_∞ y V_∞ representan la densidad y la velocidad del flujo libre, es decir, las condiciones del flujo sin perturbar. S representa la superficie del cuerpo expuesto a la corriente incidente, en casos de estudio bidimensionales es común utilizar la cuerda del perfil aerodinámico. Finalmente, $C_L(\alpha)$ representa un coeficiente adimensional que depende de la geometría del cuerpo y del ángulo de ataque del mismo. [6]

$$L = \frac{1}{2} \cdot \rho_\infty \cdot S \cdot V_\infty^2 \cdot C_L(\alpha) \quad (1)$$

Por otro lado, la resistencia aerodinámica, denotada como D , es la componente de la fuerza resultante R que actúa en paralelo a la dirección del flujo de aire relativo al cuerpo. Esta fuerza se opone al avance del cuerpo y representa la resistencia que el cuerpo experimenta al moverse a través del medio fluido. La

resistencia aerodinámica es influenciada tanto por la distribución de presiones como por los efectos viscosos del fluido en la superficie del cuerpo. La reducción de la resistencia es un objetivo para mejorar la eficiencia del vuelo, ya que implica una menor necesidad de energía.

La expresión matemática es análoga a la de la sustentación, variando únicamente el coeficiente adimensional que multiplica el conjunto. En la *Ecuación 2* se trabaja con el coeficiente de resistencia aerodinámica o *drag*, C_D . [6]

$$D = \frac{1}{2} \cdot \rho_{\infty} \cdot S \cdot V_{\infty}^2 \cdot C_D(\alpha) \quad (2)$$

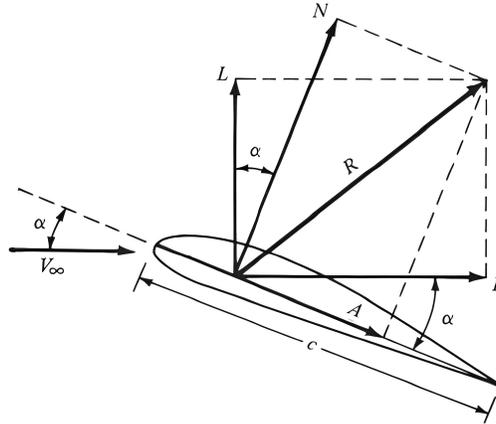


Figura 2.4: Descomposición de la resultante R generada por los esfuerzos de presión $p(s)$ y fricción $\tau(s)$ en las fuerzas de sustentación L y resistencia D . [5]

El centro de presiones, denotado como x_{cp} , es el punto en el perfil aerodinámico donde se concentra el efecto de la distribución de presiones sobre su superficie. Es el punto de aplicación de la fuerza resultante generada por las fuerzas aerodinámicas en el perfil. En este punto específico, se considera que el efecto de la distribución de presiones es equivalente a aplicar una fuerza única que representa la resultante de todas las fuerzas aerodinámicas actuantes sobre el perfil. La ubicación del centro de presiones puede variar con diferentes factores, como el ángulo de ataque, la geometría del perfil y las condiciones de flujo.

El momento aerodinámico es una magnitud fundamental en el estudio de la aerodinámica y se considera de gran importancia en el análisis de cuerpos expuestos a una corriente fluida. Este término se utiliza para describir la tendencia de un cuerpo en movimiento en un fluido a rotar alrededor de un eje específico.

Cuando un cuerpo se encuentra inmerso en un flujo de fluido, las fuerzas aerodinámicas resultantes pueden generar un momento que produce una tendencia a la rotación. Este momento aerodinámico es el resultado de las fuerzas distribuidas a lo largo de la superficie del cuerpo y su distancia con respecto a un punto de referencia.

La formulación matemática del momento aerodinámico presenta una estructura similar a la de la sustentación y la resistencia. Sin embargo, debido a que el momento se produce en relación a un punto específico, es necesario incorporar una distancia de referencia. Por lo tanto, se introduce el término l , que representa dicha distancia. C_{M_a} es el parámetro adimensional que depende de la geometría del cuerpo, la distribución de presiones en su superficie y otros factores que influyen en la generación de momento.

$$M_a = \frac{1}{2} \cdot \rho_{\infty} \cdot S \cdot l \cdot V_{\infty}^2 \cdot C_{M_a}(\alpha) \quad (3)$$

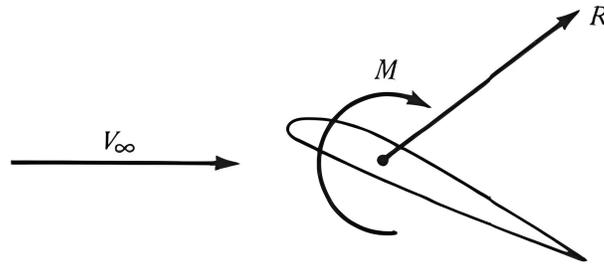


Figura 2.5: *Momento aerodinámico y resultante de fuerzas sobre el perfil.* [5]

El centro aerodinámico del perfil se define como aquel punto donde el momento aerodinámico se mantiene constante e independiente del ángulo de ataque. La ubicación del centro aerodinámico puede variar dependiendo de la forma del perfil y otros factores. La independencia del ángulo de ataque en el centro aerodinámico garantiza que los cambios en el ángulo de ataque no generen momentos indeseables que puedan afectar negativamente el control y la maniobrabilidad. [5, 6]

$$\left. \frac{dM_a}{d\alpha} \right|_{x=ca} = 0$$

En el contexto de vuelo incompresible con ángulos de ataque reducidos, el centro aerodinámico del perfil se encuentra aproximadamente a una distancia de un cuarto de la cuerda del perfil desde el borde de ataque, es decir, a $c/4$.

En perfiles aerodinámicos simétricos, el punto de un cuarto de cuerda también coincide con el centro de presiones cuando el ángulo de ataque es pequeño. Esta coincidencia se debe a que alrededor del centro de presiones, el momento generado es nulo. En perfiles no simétricos esto no ocurre. Para perfiles con curvatura positiva, donde la línea de curvatura se encuentra por encima de la línea de la cuerda, el momento tiende a aumentar el ángulo de ataque. Por el contrario, en perfiles con curvatura negativa, el momento tiende a reducir el ángulo de ataque. [3]

2.3. Coeficientes aerodinámicos

Los coeficientes adimensionales permiten la comparación y caracterización de cuerpos y geometrías diversos independientemente de sus dimensiones físicas. Estos coeficientes, expresados en valores adimensionales, proporcionan información fundamental sobre las fuerzas aerodinámicas que actúan sobre un cuerpo en movimiento en un fluido, lo cual resulta de gran utilidad en el análisis, interpretación y diseño de sistemas aerodinámicos.

Definiendo como presión dinámica q_∞ :

$$q_\infty = \frac{1}{2} \cdot \rho_\infty \cdot V_\infty^2$$

Se pueden expresar los coeficientes adimensionales para un cuerpo tridimensional como se muestra en las *Ecuaciones 4*: [5]

$$C_L = \frac{L}{q_\infty \cdot S}; \quad C_D = \frac{D}{q_\infty \cdot S}; \quad C_{M_a} = \frac{M_a}{q_\infty \cdot S \cdot l}; \quad (4)$$

Para un cuerpo bidimensional las fuerzas y momentos se representan por unidad de envergadura. La notación en este caso es ligeramente distinta, como muestran las *Ecuaciones 5*: [5]

$$C_l = \frac{L}{q_\infty \cdot c}; \quad C_d = \frac{D}{q_\infty \cdot c}; \quad C_{m_a} = \frac{M_a}{q_\infty \cdot c^2}; \quad (5)$$

Las curvas polares son una herramienta ampliamente utilizada en el campo de la aerodinámica para comparar y analizar las características geométricas de diferentes cuerpos expuestos al flujo de un fluido. Estas curvas se obtienen al graficar los coeficientes aerodinámicos en función del ángulo de ataque.

La curva polar de sustentación, $C_L-\alpha$, muestra cómo varía el coeficiente de sustentación a medida que se modifica el ángulo de ataque. Permite determinar el rango de ángulos de ataque en el cual el cuerpo genera sustentación y proporciona información valiosa sobre la sustentación máxima, C_{Lmax} , y el ángulo de ataque crítico.

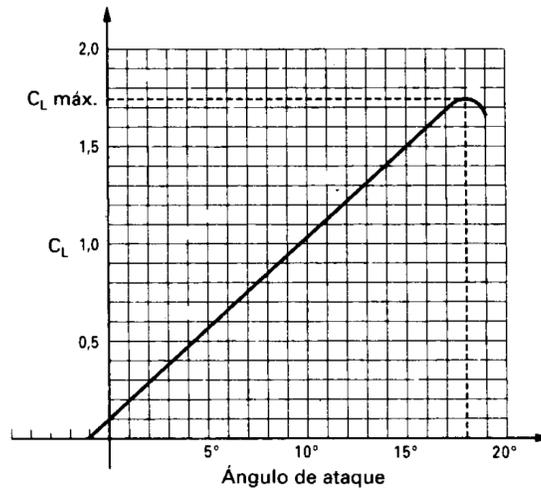


Figura 2.6: Curva polar $C_L-\alpha$. [2]

Por otro lado, la curva polar de resistencia, $C_D-\alpha$, representa la relación entre el coeficiente de resistencia y el ángulo de ataque. Permite evaluar el comportamiento de la resistencia aerodinámica en función del ángulo de ataque y ayuda a determinar los ángulos de ataque que generan una menor resistencia C_{Dmin} . La forma de la curva es importante para identificar las condiciones de vuelo que minimizan la resistencia.

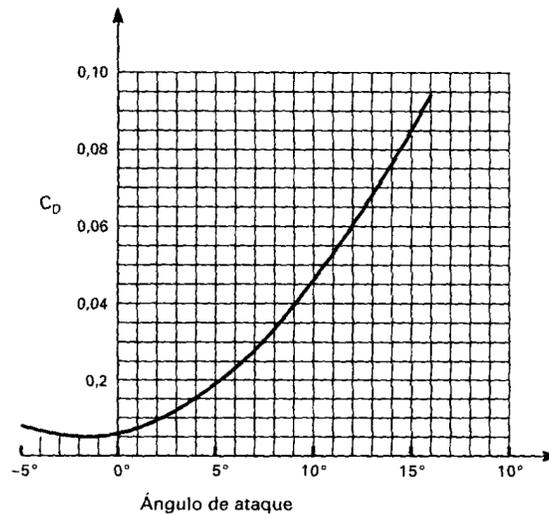


Figura 2.7: Curva polar $C_D-\alpha$. [2]

Adicionalmente a las curvas polares de sustentación y resistencia, existen otras curvas polares que representan diferentes coeficientes aerodinámicos, como el coeficiente de momento (C_M) o la eficiencia aerodinámica.

2.3.1. Entrada en pérdida

El coeficiente de sustentación C_L experimenta un aumento constante a medida que se incrementa el ángulo de ataque, tal como se ilustra en la Figura 2.7. Sin embargo, llega a un punto en el que experimenta una disminución abrupta. Este fenómeno ocurre cuando el ángulo de ataque alcanza un valor crítico, conocido como ángulo de ataque crítico o ángulo de pérdida. En este punto, una aeronave o cualquier cuerpo aerodinámico experimenta una pérdida significativa de sustentación.

La consideración de los efectos viscosos del flujo sobre el perfil se vuelve especialmente relevante cuando este se encuentra en la región de entrada en pérdida o en el ángulo de ataque crítico. En estas circunstancias, los gradientes de presión normales a la superficie del perfil no son suficientes para mantener el flujo adherido al cuerpo, e incluso pueden existir gradientes de presión adversos. Como resultado, la capa límite que se forma alrededor del perfil se desprende, lo que provoca la separación del flujo y, en consecuencia, la incapacidad del cuerpo para generar sustentación.

2.4. Flujo alrededor de la aeronave

Al trabajar con un cuerpo en movimiento inmerso en un fluido, como el aire, las propiedades intrínsecas del fluido desempeñan un papel fundamental en el comportamiento aerodinámico del cuerpo. Estas propiedades influyen en las fuerzas y momentos que actúan sobre el cuerpo, así como en la interacción entre el cuerpo y el fluido circundante. Por tanto, el comportamiento aerodinámico de un cuerpo está estrechamente relacionado con las características del flujo de aire, que incluyen la densidad, la viscosidad y la velocidad del fluido o velocidad relativa.

La densidad del aire representa la cantidad de masa contenida en un determinado volumen de aire y afecta a la cantidad de fuerza de sustentación y resistencia que se genera sobre el cuerpo. La velocidad relativa es la diferencia entre la velocidad del cuerpo y la velocidad del fluido circundante. Esta diferencia de velocidad crea una presión dinámica que genera las fuerzas aerodinámicas, como la sustentación y la resistencia. La viscosidad, por su parte, describe su resistencia a deformaciones graduales causadas por tensiones cortantes o de tracción. Se refiere a la capacidad del fluido para resistir el flujo. [7, 8]

Se introduce, a partir de estos parámetros, el número de Reynolds. El número de Reynolds es un coeficiente adimensional que indica la importancia relativa de los efectos inerciales y viscosos en un flujo. Caracteriza la relación entre dos velocidades de transporte: el transporte macroscópico (dinámico) y el transporte microscópico (difusivo): [8]

$$Re = \frac{\text{Fuerzas Inerciales}}{\text{Fuerzas Viscosas}} = \frac{L \cdot V_\infty \cdot \rho_\infty}{\mu_\infty} = \frac{L \cdot V_\infty}{\nu_\infty} \quad (6)$$

- L: Longitud característica del cuerpo objeto de estudio.
- V: Velocidad relativa.
- ρ : Densidad del fluido.
- μ y ν : Viscosidad dinámica y cinemática, respectivamente.

$$\nu = \frac{\mu}{\rho}$$

Si el número de Reynolds es bajo, los efectos viscosos son dominantes y el flujo tiende a ser laminar y ordenado. Por otro lado, si el número de Reynolds es alto, los efectos inerciales predominan y el flujo puede

volverse turbulento y caótico. En un flujo turbulento, los transportes de masa por difusión, calor y cantidad de movimiento son más significativos que en un flujo laminar. [7]

Además de las propiedades intrínsecas del fluido de trabajo, es importante considerar sus diferentes comportamientos, los cuales son de suma relevancia y utilidad en el desarrollo del estudio.

2.4.1. Flujo laminar y turbulento

El tipo de flujo, laminar o turbulento, depende de varios factores, como la velocidad del flujo, la viscosidad del fluido, las condiciones de contorno y la geometría del cuerpo. En resumen, del número de Reynolds.

En el flujo laminar, las partículas de fluido se desplazan de manera ordenada y suave a lo largo de líneas de corriente bien definidas. Las trayectorias individuales son regulares y predecibles, lo que resulta en un movimiento fluido y uniforme. Este tipo de flujo se caracteriza por su baja turbulencia y una interacción más suave entre las capas de fluido adyacentes. Es común encontrar flujos laminares en situaciones donde la viscosidad del fluido es alta y la velocidad de flujo es relativamente bajas. [5]

En contraste, el flujo turbulento es caracterizado por un movimiento caótico y desordenado de las partículas de fluido. Las líneas de corriente se rompen y se forman remolinos y vórtices en todas las direcciones. El flujo se vuelve impredecible y altamente irregular, con cambios rápidos y aleatorios en la velocidad y la dirección del fluido. El flujo turbulento se produce en situaciones donde la velocidad del fluido es alta y la viscosidad es baja, lo que promueve una mayor interacción entre las diferentes capas de fluido y la generación de turbulencia. [5]

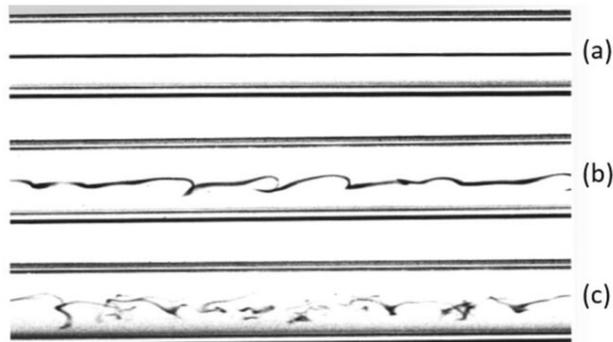


Figura 2.8: *Evolución de un flujo dentro de una tubería de sección circular. a: Flujo laminar, b: zona de transición laminar-turbulento, c: flujo turbulento.* [9]

2.4.2. Capa límite

La capa límite es una región delgada adyacente a la superficie de un cuerpo expuesto a un flujo de fluido, en la cual las propiedades del fluido experimentan cambios significativos.

La velocidad del fluido se ve alterada por la presencia de cuerpos o “paredes” a una distancia $y = \delta$ [7], donde y es la altura desde la capa límite y δ es el espesor de la propia capa límite. La velocidad media del flujo depende de la distancia y desde la pared, la densidad del fluido ρ , la viscosidad μ y la tensión de corte en la pared τ_w [10]. Se produce una distribución donde la velocidad del fluido en dirección perpendicular a la superficie aumenta gradualmente desde cero hasta alcanzar la velocidad de flujo libre $V = 0,99 \cdot V_\infty$.

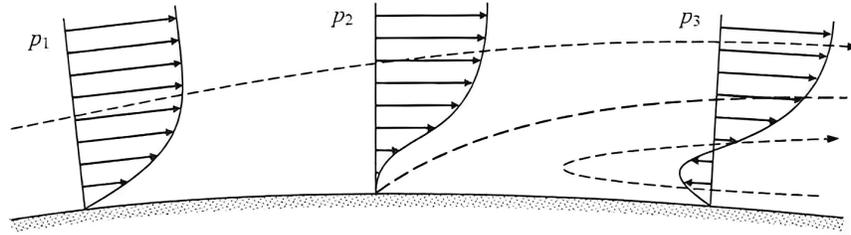


Figura 2.9: Desarrollo de la capa límite sobre una superficie.[5]

En la *Figura 2.9*, se ilustra la evolución de una capa límite en la cual se está produciendo un desprendimiento, siendo notable la región p_3 , donde se observa la presencia de flujo adverso debido a la separación del flujo. El fenómeno del flujo adverso provoca una desaceleración del flujo en proximidad a la superficie del cuerpo, ocasionando una disminución en la presión y un incremento en las fuerzas de resistencia aerodinámica.

Dentro de una capa límite se pueden identificar diferentes regiones que describen la distribución del flujo a lo largo de la superficie del cuerpo.

Se define la ley de pared en la *Ecuación 7*, un parámetro adimensional que sirve para comprender y caracterizar las distintas regiones: [10]

$$u^+ = \frac{V}{u_\tau} = f\left(\frac{\rho \cdot u_\tau \cdot y}{\mu}\right) = f(y^+) \quad (7)$$

donde u_τ representa la velocidad de fricción:

$$u_\tau = \sqrt{\frac{\tau_w}{\rho}}; \quad \tau_w = \frac{1}{2} \cdot \rho_\infty \cdot U_\infty^2 \cdot C_f; \quad (8)$$

Por último, se define el y^+ en la *Ecuación 9*, un parámetro que representa la distancia adimensional entre la pared y el primer punto de la capa límite, normalizada por la longitud característica del flujo.

$$y^+ = \frac{y \cdot \tau_w}{\nu} \quad (9)$$

Una vez definidos los parámetros adimensionales, se pueden estudiar las diferentes regiones que componen la capa límite.

Capa lineal o subcapa viscosa (viscous sub-layer): Es la región del flujo más próxima a la pared, donde la capa es extremadamente delgada, con $y^+ < 5$. El comportamiento del fluido está dominado por efectos viscosos. Se puede suponer la tensión de corte aproximadamente constante y equivalente a la tensión de corte en la pared (τ_w) a lo largo de toda la capa. La ley de velocidad lineal viene dada por la *Ecuación 10*. [10]

$$u^+ = y^+ \quad (10)$$

Buffer layer: Es la región intermedia entre la zona dominada por la viscosidad y la parte del flujo dominada por la turbulencia $5 < y^+ < 30$. Tanto las tensiones viscosas como las turbulentas tienen magnitudes similares en esta región, lo cual complica la definición precisa del perfil de velocidad. [10]

Área logarítmica (Log-law layer): En la zona logarítmica del flujo, que se encuentra más alejada de la pared sólida, los efectos de la turbulencia son predominantes. Aquí, el estrés turbulento tiene una influencia significativa en el comportamiento del flujo. A medida que nos desplazamos desde la pared hacia el centro del conducto, el perfil de velocidad experimenta cambios gradualmente a lo largo de la distancia y . Estos cambios son suaves y siguen la función logarítmica descrita en la *Ecuación 11*.

$$u^+ = \frac{1}{\kappa} \cdot \text{Ln}(y^+) + B \tag{11}$$

se utiliza el símbolo κ para representar la constante de Kármán, que tiene un valor de $\kappa = 0,4$. Además, se introduce la constante B , que se establece en $B = 5,5$. [10]

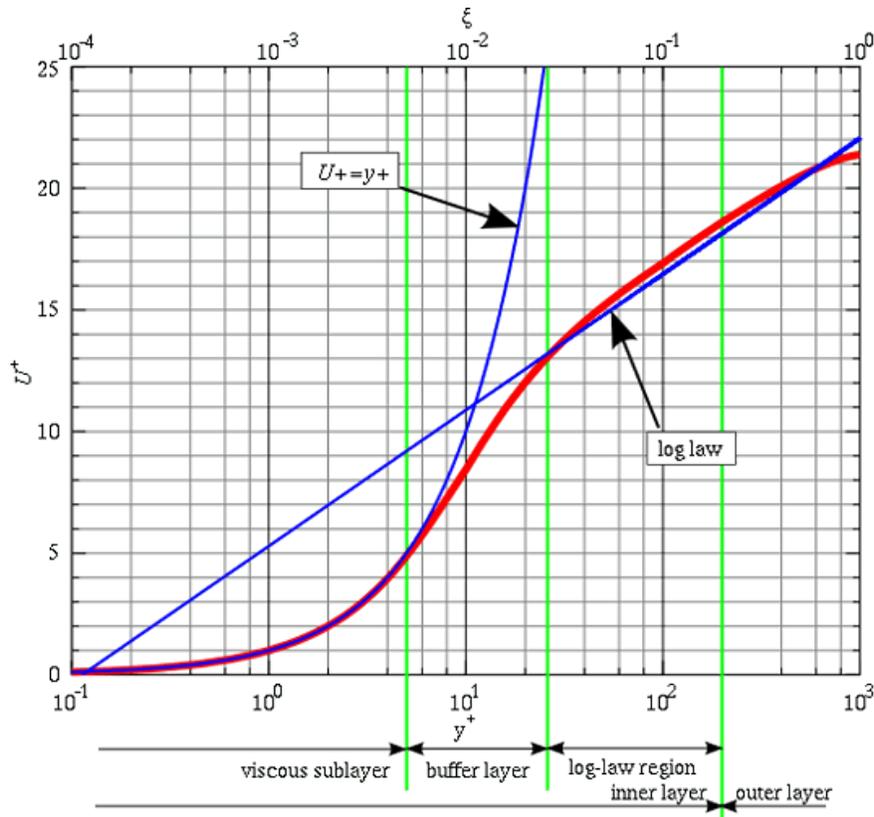


Figura 2.10: Regiones de una capa límite. [11]

Por último, cabe destacar que existen dos tipos principales de capa límite: la laminar y la turbulenta. La capa límite laminar se caracteriza por presentar una menor resistencia aerodinámica siempre que permanezca adherida al cuerpo. Por otro lado, las capas límite turbulentas tienen un mayor espesor y son más energéticas, por lo que pueden sobreponerse a gradientes de presión mayores que las laminares y permanecer adheridas a la superficie. La *Tabla 3* muestra algunas de las principales diferencias entre ambos tipos de capas sobre una placa plana.

	Laminar: $Re_x < 3,2 \cdot 10^5$	Turbulento: $5 \cdot 10^5 < Re_x < 10^7$
Espesor	$\frac{\delta_{99}}{x} = 4,92 \cdot Re_x^{-1/2}$	$\frac{\delta_{99}}{x} \cong 0,17 \cdot Re_x^{-1/7}$
Coefficiente de fricción	$C_f = 0,664 \cdot Re_x^{-1/2}$	$C_f \cong 0,059 \cdot Re_x^{-1/5}$

Tabla 2: Parámetros característicos de una capa límite sobre una placa plana. [7]

2.5. Dispositivos hipersustentadores

El despegue y el aterrizaje son dos etapas cruciales en el vuelo de una aeronave. Durante estas fases existe una interacción compleja entre la aeronave y el medio circundante, incluido el flujo de aire, las fuerzas aerodinámicas, la resistencia y la sustentación. El avión se enfrenta una serie de desafíos que requieren una cuidadosa consideración para lograr una operación exitosa.

Los dispositivos hipersustentadores, presentes en el ala de una aeronave, son elementos adicionales que pueden ser fijos o móviles. Su principal función es alterar y mejorar el flujo de aire alrededor del perfil aerodinámico. Estos dispositivos están diseñados específicamente para aumentar tanto la sustentación máxima como los ángulos de ataque máximos alcanzables, por tanto, son de vital importancia en aterrizajes y despegues.

El despegue es el momento en el que una aeronave inicia su ascenso desde la superficie terrestre hacia el vuelo en el aire. Durante esta fase, es necesario superar la resistencia al avance y generar suficiente sustentación para elevar la aeronave del suelo. Esto implica una combinación de factores, como el ángulo de ataque adecuado, la velocidad adecuada, la potencia del motor y la longitud de la pista de despegue disponible. Los dispositivos hipersustentadores son clave para lograr una rápida generación de sustentación. Generalmente, se despliegan en el ala para aumentar la curvatura y la superficie alar, lo que resulta en un aumento significativo de la sustentación. Esto permite a la aeronave alcanzar velocidades de despegue más bajas y distancias de despegue más cortas.

El aterrizaje, por otro lado, implica la fase de descenso y contacto de la aeronave con la pista de aterrizaje. Durante esta etapa, se busca reducir gradualmente la velocidad y el ángulo de descenso de la aeronave para lograr un aterrizaje suave y controlado. Al desplegar los dispositivos hipersustentadores, se logra un aumento adicional en la sustentación, lo que permite a la aeronave mantener una trayectoria de descenso controlada y una velocidad de aproximación adecuada, menor a la obtenida en configuración limpia, es decir, con estas superficies retraídas.

Se emplean diversas superficies hipersustentadoras, tanto de forma individual como en combinación, con el propósito de mejorar las características aerodinámicas del ala y aumentar la sustentación. Estas superficies pueden ser pasivas o activas, y realizan modificaciones en la geometría del ala o controlan la capa límite con el objetivo de prevenir desprendimientos del flujo y retrasar la pérdida. [2, 6]

Flap: Es una de las superficies hipersustentadoras pasivas más utilizadas. Se sitúa en el borde de salida del ala y se despliega hacia abajo o hacia atrás aumentando la curvatura del perfil y/o el área efectiva. Provoan un aumento de la sustentación en función de la deflexión del mismo. Se verán en detalle las tipologías de flap en la *Sección 2.6*.

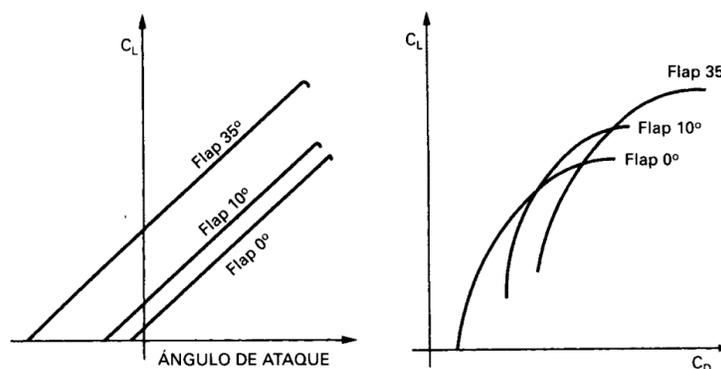


Figura 2.11: Efecto de los flaps sobre las curvas polares. [2]

Slat: Conocidos también como flap o ranura de borde de ataque, se trata de otra superficie hipersustentadora pasiva muy utilizada que se sitúa en el borde de ataque del ala. Su función es controlar el flujo en la región delantera, evitando el desprendimiento del flujo para retrasar la pérdida. Los slats permiten que el flujo de aire se acelere en la parte superior del ala, lo que genera una presión reducida y un incremento en la sustentación.

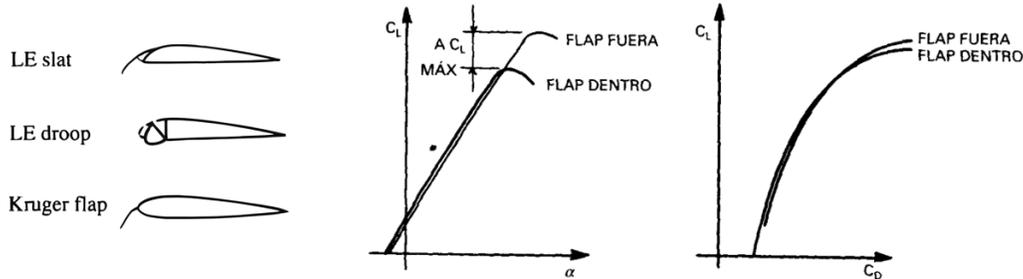


Figura 2.12: Tipologías principales de slat y su efecto sobre las curvas polares. [2, 5]

Aspiradores y sopladores de capa límite: Son dispositivos activos que funcionan introduciendo corrientes de aire o succionando la capa límite en zonas estratégicas donde se espera que se den desprendimientos del flujo. Estos dos dispositivos son interesantes en actuaciones de despegue, pues permiten obtener C_{Lmax} elevados a grandes ángulos de ataque con un coste bajo en resistencia aerodinámica. No obstante, no son tan comúnmente utilizados como los flaps o los slats debido a su complejidad.

Los dispositivos aspiradores tratan de evitar el desprendimiento de la capa límite reduciendo localmente la presión. Esto, a su vez, impide la formación de zonas de flujo adverso, ya que las partículas que tratan de invertirse son aspiradas de la capa límite.

Los dispositivos sopladores dotan de energía al flujo, aumentando su velocidad, para que permanezca adherido a la superficie del ala.

Dada la naturaleza de los aeromodelos y las limitaciones inherentes al trabajar en una escala reducida, resulta conveniente utilizar dispositivos hipersustentadores que sean prácticos y efectivos. En este contexto, el dispositivo hipersustentador más viable y ampliamente utilizado es el flap debido a su simplicidad de diseño y facilidad de implementación. Es por ello que se dedica la *Sección 2.6* al desarrollo, análisis y comparación de distintos tipos de flap.

2.6. Tipos de Flap

Los distintos tipos de flaps disponibles ofrecen diversas ventajas y aplicaciones en términos de rendimiento y maniobrabilidad. En esta sección, se exploran los diversos tipos de flaps más utilizados y se proporciona una visión general de sus características y ventajas.

Como punto de partida, es necesario tener en cuenta que las características del flap están estrechamente relacionadas con la geometría del perfil de base, es decir, sin la presencia de ningún dispositivo hipersustentador adicional.

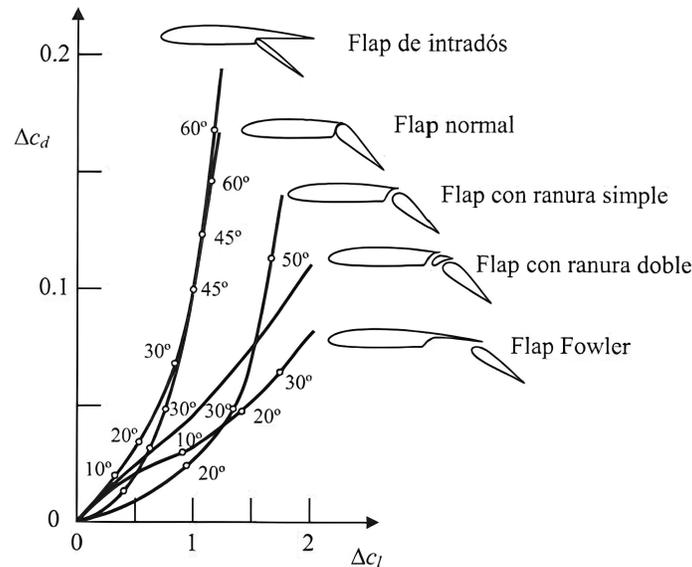


Figura 2.13: Tipologías principales de flap y sus características aerodinámicas. [6]

Flap de intradós: Modifica la curvatura del perfil solamente en la parte del intradós del ala. Al desplegarse, provoca un aumento significativo en la resistencia aerodinámica, incluso con pequeñas deflexiones. Además, genera un incremento sustancial en el momento de picada. Una de sus principales ventajas es la simplicidad de su mecanismo de despliegue, lo que facilita su integración en el diseño del ala.

Flap normal: Modifica la curvatura del perfil en ambas superficies, tanto el intradós como el extradós del ala. A medida que se deflecta, el flujo de aire se separa del extradós. Esto resulta en una disminución gradual de la sustentación y un incremento considerable de la resistencia aerodinámica. Cuando la deflexión del flap supera los 15°, se produce un desprendimiento completo del flujo, lo que limita aún más la generación de sustentación y aumenta significativamente la resistencia.

Flap con ranura simple: Se trata de una variante del flap convencional que presenta una mejora significativa en su rendimiento aerodinámico. A diferencia del flap normal, en este tipo de flap se incorpora una ranura en la unión entre el perfil del ala y el propio flap.

La presencia de la ranura permite que el flujo de aire de alta presión, presente en la parte inferior del perfil, pueda pasar hacia la parte superior y formar una capa límite sobre el flap. Esta capa límite actúa como una barrera protectora, evitando el desprendimiento del flujo y permitiendo que el flap pueda alcanzar mayores deflexiones sin perder sustentación.

Es importante destacar que las prestaciones de este tipo de flap dependen fuertemente de la geometría de la ranura diseñada.

Flap con ranura doble: El uso de dos ranuras en lugar de una proporciona varias ventajas adicionales. En primer lugar, permite un mayor flujo de aire controlado hacia el extradós, lo que resulta en un aumento aún mayor de la sustentación generada. Esto proporciona una mayor capacidad de carga y maniobrabilidad a la aeronave.

Además, el diseño de doble ranura permite una distribución más uniforme del flujo de aire a lo largo del perfil del ala, lo que contribuye a reducir la resistencia aerodinámica y mejorar la eficiencia en diferentes condiciones de vuelo.

No obstante, el diseño y fabricación de un flap con doble ranura requiere un mayor nivel de sofisticación y precisión en comparación con los flaps convencionales, pues aumenta la complejidad del mecanismo. La correcta alineación y ajuste de las ranuras para lograr un funcionamiento óptimo puede ser complicado.

Flap Fowler: Se caracteriza por su capacidad de deslizarse hacia atrás y hacia abajo al ser desplegado, aumentando tanto el área del ala como su curvatura, así como el flujo de aire a lo largo del perfil del ala. Es especialmente eficaz para generar coeficientes de sustentación elevados a bajas velocidades y altos ángulos de ataque. Esto se logra gracias a su amplio despliegue y su capacidad para modificar considerablemente la forma del perfil alar.

El inconveniente principal es su complejidad de diseño en comparación con el flap simple o ranurado. Además, debido a su desplazamiento hacia atrás y hacia abajo, requiere un mecanismo de accionamiento más sofisticado y robusto.

Tipo de flap	Deflexión δ_D	Deflexión δ_A	$C_{L_{\Lambda_w},D}$	$C_{L_{\Lambda_w},A}$
Normal	20°	60°	1,40-1,60	1,70-2,00
Con ranura simple	20°	60°	1,50-1,70	1,11-2,20
Fowler	15°	40°	2,00-2,20	2,50-2,90

Tabla 3: Valores típicos de la deflexión en despegues δ_D y aterrizajes δ_A de los dispositivos hipersustentadores y del parámetro $C_{L_{\Lambda_w}} = C_{L,max}/\cos(\Lambda_w)$. [6]

2.7. Dinámica de Fluidos Computacional (CFD)

El CFD es una herramienta de la ingeniería que utiliza métodos numéricos y algoritmos computacionales para resolver ecuaciones diferenciales que describen el comportamiento de sistemas en los que intervienen fluidos, transferencia de calor y fenómenos asociados, como las reacciones químicas. El uso del CFD ha revolucionado la forma en que se estudian y se diseñan sistemas y dispositivos, ya que proporciona información detallada y precisa sin la necesidad de realizar costosos y complejos experimentos en laboratorio o a escala real.

Aunque el CFD es una herramienta poderosa y ampliamente utilizada, también presenta algunos desafíos y limitaciones. Los resultados obtenidos mediante simulaciones de CFD dependen de la precisión de los modelos matemáticos utilizados y de las simplificaciones realizadas. A menudo, es necesario realizar suposiciones y aproximaciones para simplificar el problema. Se utilizan métodos numéricos para discretizar las ecuaciones y resolverlas y en ocasiones, la convergencia de los resultados puede ser lenta y requerir una cuidadosa selección de los parámetros de la simulación para obtener resultados estables y precisos.

Para garantizar la precisión y la confiabilidad de los resultados de la simulación, es importante validar los modelos de CFD con datos experimentales. Sin embargo, realizar experimentos para validar las simulaciones de CFD puede resultar costoso y complicado.

En el ámbito de la Mecánica de Fluidos Computacional (CFD), tanto en códigos comerciales como en aquellos de código abierto, es común encontrar una estructura común que guía el proceso de simulación.

2.7.1. Pre-proceso

La etapa de preparación para la simulación es una fase fundamental en el proceso de modelado CFD. Su importancia radica en la correcta definición de todos los elementos que conformarán el escenario virtual en el cual se llevará a cabo el análisis del flujo fluido.

En primer lugar, uno de los aspectos más significativos se centra en la creación de la geometría del dominio de estudio. Esto implica diseñar o importar la geometría en un formato digital, como un modelo CAD, que represente con precisión el sistema u objeto de análisis. Luego, se deben establecer las condiciones iniciales y de contorno para el fluido en el dominio. Además, se determinan las propiedades del fluido de trabajo.

Esta etapa también comprende el proceso de mallado o discretización del dominio. El mallado es un proceso mediante el cual se divide el dominio continuo en una malla o red de elementos más pequeños, como celdas o nodos, para representar de manera discreta la geometría y el flujo del fluido.

2.7.2. Cálculo o Solver

El cálculo CFD es el núcleo central del proceso de simulación, responsable de resolver las ecuaciones fundamentales que gobiernan el comportamiento del fluido en el dominio de estudio. Es el algoritmo matemático que realiza el cálculo numérico para obtener las soluciones aproximadas de las ecuaciones de flujo.

El objetivo principal del solver es calcular las propiedades del flujo, como la velocidad, la presión y otras variables relevantes, en cada punto del dominio discretizado (la malla). Es importante remarcar que el cálculo no se realiza de forma analítica, sino de forma discreta. Para ello, se basa en un conjunto de ecuaciones fundamentales, conocidas como las ecuaciones de Navier-Stokes, que describen el comportamiento del flujo de fluido, teniendo en cuenta factores como la conservación de la masa, la conservación del momento lineal y la conservación de la energía.

Ecuación de conservación de la masa: Es una de las ecuaciones fundamentales en la dinámica de fluidos. Describe el principio básico de conservación de la masa en un fluido, es decir, cómo la masa se conserva dentro de un dominio cerrado a medida que el fluido fluye a través de él. La variación temporal de la masa dentro del volumen es igual al flujo neto de masa que entra o sale del volumen a través de su frontera. La ecuación de conservación de la masa en su forma diferencial se expresa como se muestra en la *Ecuación 12*. [10]

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho V) = 0 \quad (12)$$

Donde:

- ρ es la densidad del fluido.
- V es el vector de velocidad del fluido.
- $\frac{\partial}{\partial t}$ es el operador de derivada parcial respecto al tiempo.
- ∇ es el operador de divergencia, que representa la tasa de variación de la magnitud de un campo vectorial en un punto dado.

Conservación del momento lineal: Es otro principio fundamental en la dinámica de fluidos y se basa en la ley de conservación de la cantidad de movimiento de un fluido en un sistema cerrado. Este principio establece que, en ausencia de fuerzas externas, el momento lineal total de un sistema de fluido permanece constante. [10]

$$\begin{aligned}\rho \frac{Du}{Dt} &= \frac{\partial(-p + \tau_{xx})}{\partial x} + \frac{\partial\tau_{yx}}{\partial y} + \frac{\partial\tau_{zx}}{\partial z} + S_{Mx} \\ \rho \frac{Dv}{Dt} &= \frac{\partial\tau_{xy}}{\partial x} + \frac{\partial(-p + \tau_{yy})}{\partial y} + \frac{\partial\tau_{zy}}{\partial z} + S_{My} \\ \rho \frac{Dw}{Dt} &= \frac{\partial\tau_{xz}}{\partial x} + \frac{\partial\tau_{yz}}{\partial y} + \frac{\partial(-p + \tau_{zz})}{\partial z} + S_{Mz}\end{aligned}$$

Donde: (se describen los términos en la componente x)

- $\rho \frac{Du}{Dt}$ representa la tasa de cambio material del momento lineal en la dirección x respecto al tiempo. Donde ρ es la densidad del fluido y u es la velocidad.
- $\frac{\partial(-p + \tau_{xx})}{\partial x}$ representa la variación de la presión y las fuerzas de corte en la dirección x a lo largo del dominio espacial. Donde p es la presión y τ_{xx} es la componente de tensión de corte en la dirección x .
- $\frac{\partial\tau_{yx}}{\partial y}$ y $\frac{\partial\tau_{zx}}{\partial z}$ describen la variación espacial de la componente de tensión de corte en sus respectivas direcciones. Representa las fuerzas de corte que el fluido ejerce sobre sí mismo.
- S_{Mx} representa las fuerzas que pueden surgir debido a la aplicación de fuerzas externas al sistema.

Conservación de la energía: Describe cómo la energía interna de un fluido cambia con respecto al tiempo y al flujo de calor.[12]

$$\frac{\partial(\rho \cdot h_0)}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \cdot h_0 \cdot \vec{u}) = -p\nabla \cdot (\vec{u}) + \nabla \cdot (k\nabla T) + S_{h_0} \quad (13)$$

Donde:

- $\frac{\partial(\rho \cdot h_0)}{\partial t}$ Representa la tasa de cambio temporal de la densidad de energía interna respecto al tiempo. La energía interna específica del fluido es representada por h_0 .
- $\nabla \cdot (\rho \cdot h_0 \cdot \vec{u})$ Representa el flujo de energía convectiva debido al transporte del fluido. La expresión $\rho \cdot h_0 \cdot \vec{u}$ representa la densidad de energía interna por unidad de volumen transportada por el flujo. La divergencia de este término indica cómo la energía se transporta a través del fluido.
- $-p\nabla \cdot (\vec{u})$ Representa el trabajo realizado por la presión sobre el fluido debido a cambios volumétricos.
- $\nabla \cdot (k\nabla T)$ Representa la conducción de calor dentro del fluido. k es la conductividad térmica del fluido y ∇T es el gradiente de temperatura. Este término describe cómo el calor se transfiere en el interior del fluido debido a diferencias de temperatura.
- S_{h_0} Representa las fuentes o sumideros de energía interna en el fluido.

Las ecuaciones presentadas mantienen una estructura común. Tomando la conservación de una variable de flujo general ϕ dentro de un volumen de control finito, se puede expresar como un equilibrio entre los diversos procesos que tienden a aumentar o disminuirla.[10]

$$\underbrace{\frac{\delta(\rho \cdot \phi)}{\delta t}}_{\text{Variación temporal}} + \underbrace{\nabla(\rho \cdot \phi \cdot \vec{u})}_{\text{Término convectivo}} = \underbrace{\nabla(\Gamma_\phi \cdot \text{grad}(\phi))}_{\text{Término difusivo}} + \underbrace{S_\phi}_{\text{Término fuente}}$$

En el contexto de la resolución de ecuaciones diferenciales, es necesario realizar una discretización de las mismas para poder abordar su solución de manera numérica. En este sentido, existen diversas herramientas matemáticas y numéricas que se emplean para llevar a cabo este proceso de discretización. Entre las más utilizadas se encuentran el método de los elementos finitos, el método de volúmenes finitos y el método de diferencias finitas. Cada uno de estos métodos presenta características distintas que los hacen adecuados para diferentes tipos de problemas y aplicaciones.

Método de los elementos finitos: Se fundamenta en la división del dominio en elementos finitos, generalmente triangulares o cuadrangulares en 2D, y tetraédricos o hexaédricos en 3D. Dentro de cada elemento, se aproxima la solución mediante funciones interpolantes que tienen valores conocidos en los nodos del elemento. Este método es ampliamente utilizado en problemas de análisis estructural.

Método de diferencias finitas: El dominio se discretiza mediante una malla de puntos equidistantes o no uniformes. Las derivadas espaciales y temporales en las ecuaciones se aproximan utilizando diferencias finitas, lo que convierte las ecuaciones diferenciales en un sistema de ecuaciones algebraicas. Este método es ampliamente empleado en la resolución de ecuaciones de transporte y problemas de conducción de calor.

Método de volúmenes finitos: Es el más extendido en el CFD. Es una técnica numérica para resolver ecuaciones de transporte que se basa en la integración de las ecuaciones sobre pequeños volúmenes finitos o celdas. El dominio se divide en una malla estructurada o no estructurada de celdas, y las ecuaciones de transporte se convierten en un conjunto de ecuaciones de balance para cada celda. El flujo neto de las propiedades se calcula a través de las caras de cada celda y se expresa en términos de flujos entrantes y salientes. Este método es conservativo y utiliza la ley de conservación de la masa y la cantidad física que se transporta (por ejemplo, cantidad de movimiento o energía) para discretizar las ecuaciones y resolver el sistema de ecuaciones resultante.

2.7.3. Post-proceso

La etapa de posprocesamiento en CFD es esencial para comprender a fondo los resultados obtenidos mediante la simulación numérica. Una vez que se ha resuelto el sistema de ecuaciones discretizadas y se han obtenido los campos de variables del flujo en el dominio discretizado, se procede a analizar y visualizar estos datos de manera significativa y comprensible.

En la visualización de los resultados, se emplean herramientas gráficas para representar los campos de flujo en diferentes formatos, como mapas de contorno, vectores de velocidad o imágenes tridimensionales. Estas representaciones visuales proporcionan una comprensión más intuitiva del comportamiento del flujo, lo que permite identificar patrones, zonas de alta o baja velocidad, áreas de recirculación y otros fenómenos relevantes.

Además de la visualización, el posprocesamiento incluye la extracción de datos específicos en puntos de interés, como en la superficie de un cuerpo o en una región crítica del dominio. Estos datos pueden ser utilizados para evaluar parámetros clave del flujo, como las fuerzas aerodinámicas, coeficientes de arrastre y sustentación, o cualquier otra variable de interés en el análisis del sistema.

La validación del código CFD es una etapa fundamental durante el posprocesamiento, en la cual se compara la solución numérica obtenida con datos experimentales o soluciones analíticas conocidas. Esta comparación busca asegurar que el modelo numérico utilizado sea capaz de reproducir con precisión el comportamiento del flujo y de capturar fenómenos físicos relevantes. La validación es un paso crítico para garantizar la confiabilidad de los resultados y proporcionar una base sólida para la toma de decisiones y el diseño de sistemas basados en CFD.

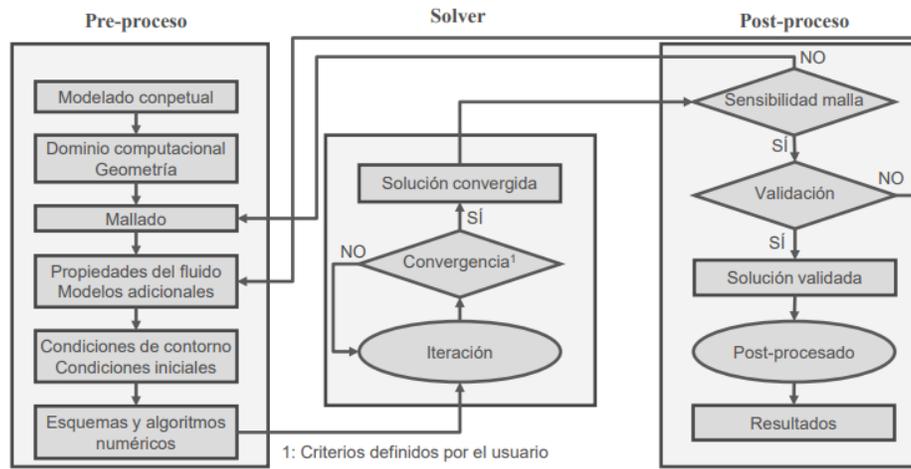


Figura 2.14: Proceso CFD completo. [12]

3. Geometrías

Dado que el motor estándar está predeterminado por la competición, gran parte del peso de diseño recae en la sección aerodinámica. Se busca asegurar una buena tasa de ascenso (V_z) a través de la reducción del coeficiente de resistencia (C_D), lo cual se logra mediante una cuidadosa selección del perfil aerodinámico y la optimización de las superficies de sustentación. Asimismo, se busca maximizar el peso máximo de despegue ($MTOW$) mediante el coeficiente de sustentación máximo ($C_{L,max}$), lo que permite aprovechar al máximo la capacidad de carga de la aeronave.

Además de los objetivos relacionados con la tasa de ascenso y la capacidad de carga, se buscan otras características aerodinámicas que contribuyan al rendimiento global de la aeronave. Se persigue alcanzar la máxima eficiencia aerodinámica (EA_{max}), que implica minimizar la resistencia al avance y maximizar la relación entre sustentación y resistencia. Para lograr esto, se considera la selección de un perfil aerodinámico que tenga un coeficiente de resistencia mínimo ($C_{D,min}$) en el rango de condiciones de vuelo esperadas.

El perfil aerodinámico NACA 4510 cumple con las especificaciones buscadas. Sin embargo, el coeficiente de sustentación máximo resulta insuficiente para cumplir con los requisitos de carga. Se considera, por tanto, la implementación de dispositivos de alta sustentación para aumentar la capacidad de generación de sustentación en bajas velocidades y altos ángulos de ataque.

Tras realizar un análisis de los diferentes tipos de flap, considerando cuidadosamente el equilibrio entre rendimiento y complejidad de implementación, se ha tomado la decisión de desarrollar un flap de tipo Fowler. No obstante, con fines comparativos, también se llevará a cabo un pequeño estudio de los flaps normales y los flaps simples con ranura.

3.1. Ala del Xtra23

El diseño del ala del Xtra23 se caracteriza por tener una configuración rectangular en planta, con una cuerda constante de 0,20 m y una semienvengadura de 1,00 m. La geometría aerodinámica del ala se mantiene uniforme con el perfil NACA 4510 a lo largo de su envengadura. Las superficies de control de la aeronave, que son esenciales para la maniobrabilidad y el control en vuelo, se encuentran ubicadas en el borde de salida del ala.

Se implementa un sistema de control compuesto por un flap y un alerón. El flap se sitúa en la región cercana a la raíz del ala, abarcando el 50% de la envengadura total, y puede desplegarse en varias posiciones para ajustar la geometría del ala y modificar las prestaciones aerodinámicas durante el despegue y el aterrizaje. Por otro lado, el alerón se encuentra en la parte exterior del ala, ocupando la otra mitad restante de la envengadura. Tanto el flap como el alerón tienen una cuerda de $0,25 \cdot c$, donde c representa la cuerda del ala, lo que permite una acción de control eficiente y proporciona la capacidad de generar momentos y fuerzas necesarias para maniobrar la aeronave en vuelo.

Para optimizar aún más la eficiencia aerodinámica, el ala del Xtra23 está equipada con dispositivos de punta alar conocidos como *Withcomb Winglets*. Estos elementos están diseñados para reducir la resistencia inducida y mejorar la estabilidad lateral de la aeronave, al minimizar la formación de vórtices en los extremos del ala. De esta manera, se logra una mejora en la eficiencia global del ala.

En las *Figuras 3.1*, *3.2* y *Figuras 3.3*, se presentan los planos completos de la aeronave objeto de estudio. Cabe resaltar que, para fines de las simulaciones CFD, únicamente se enfocará en el análisis del semiala.

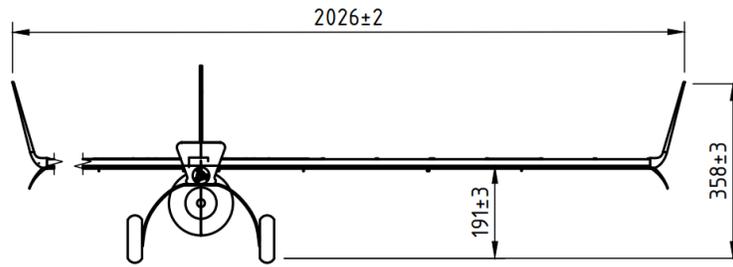


Figura 3.1: Vista frontal del prototipo Xtra23.[13]

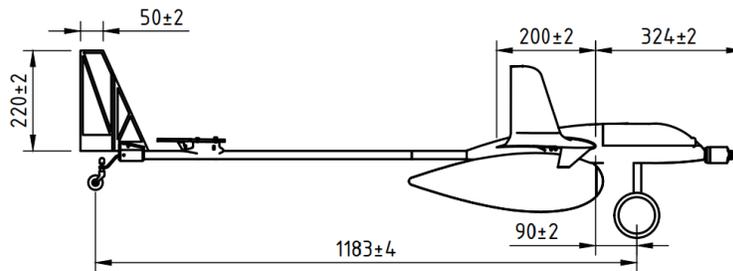


Figura 3.2: Vista lateral del prototipo Xtra23.[13]

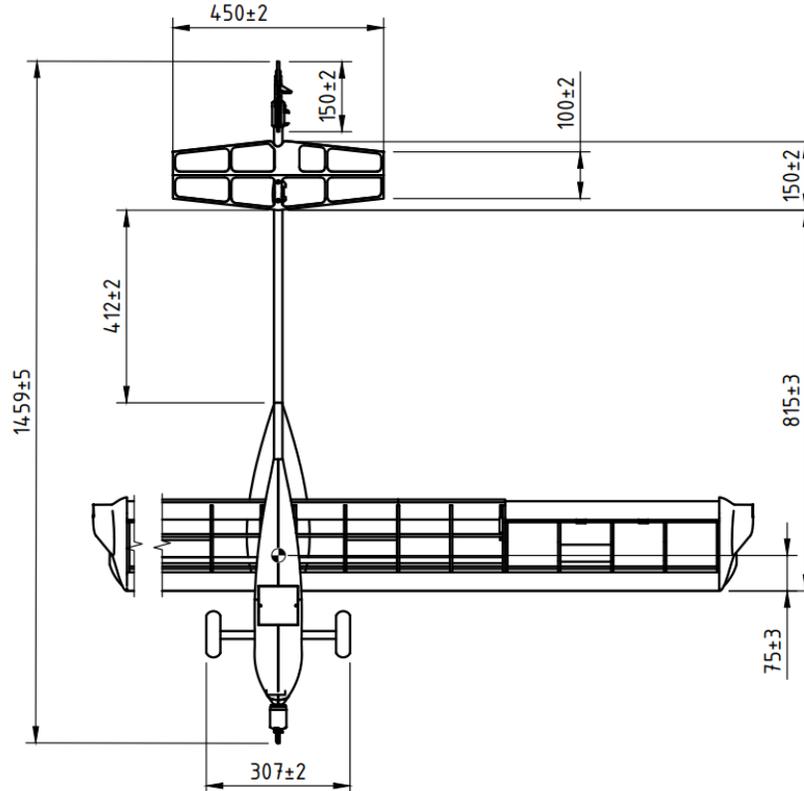


Figura 3.3: Vista en planta del prototipo Xtra23.[13]

3.2. Extensiones de Flap

La posibilidad de contar con dos posiciones de deflexión del flap brinda mayor versatilidad y adaptabilidad a las distintas condiciones de vuelo y las distintas configuraciones de carga que puede presentar la aeronave, contribuyendo así a optimizar la eficiencia y el rendimiento global de la aeronave.

En la primera posición, se ha establecido una deflexión del flap de 15° , lo que resulta, en el tipo Fowler, un aumento de la cuerda del ala de 15 mm. Esta configuración permite mejorar las características aerodinámicas y el rendimiento de la aeronave en situaciones específicas, especialmente el despegue, donde se requiere una menor resistencia aerodinámica. En la segunda posición, que corresponde a su máxima extensión, el flap se deflecta 25° . En el Fowler aumenta la cuerda en 30 mm adicionales. Esta configuración proporciona un mayor incremento en la sustentación y permite obtener un mejor rendimiento en maniobras críticas como el aterrizaje.

Casos 2D	
Tipo de flap	Geometría
Configuración limpia	
Flap Simple	
Flap Ranurado	
Flap Fowler	

Tabla 4: Geometrías modeladas para el estudio en CFD.

Las geometrías presentadas en la *Tabla 4* corresponden a una configuración en la cual los dispositivos hipersustentadores se encuentran en su máxima deflexión. Sin embargo, en los estudios CFD, también se considera una posición intermedia entre la configuración limpia y la máxima deflexión.

En la *Tabla 5* se detallan las dimensiones más importantes de la geometría.

Cuerda	c_w	0,20 m
Semienvergadura	b_w	1,00 m
Dimensión de referencia (Caso 2D)	$L_{ref} = c_w$	0,20 m

Tabla 5: Principales dimensiones del ala objeto de estudio.

4. Modelo CFD

En esta sección se llevará a cabo el seguimiento de las estrategias de mallado y la configuración del dominio computacional, así como las especificaciones relacionadas con los cálculos y los modelos de turbulencia utilizados. Para realizar todo el proceso CFD se utiliza *Star CCM+*, un *software* de *Siemens*.

Los modelos CAD que se van a emplear, presentados en la *Sección 3* se han creado previamente en *Fusion 360*, un *software* de modelado 3D de *Autodesk*. Los modelos reflejan con precisión la geometría del prototipo desarrollado para la competición.

4.1. Introducción

En el estudio, se usa el perfil alar NACA 4510, ya definido como geometría del ala del Xtra23. Se trabaja inicialmente con una geometría de partida o caso base bidimensional en configuración limpia, el perfil alar no presenta ninguna deflexión o movimiento en ninguna de sus superficies.

Se lleva a cabo un análisis de independencia de malla para evaluar cómo los resultados obtenidos varían en función de la resolución y estructura de la malla utilizada en el modelado del flujo alrededor del perfil. Este análisis se realiza con el objetivo de establecer la confiabilidad y robustez de los resultados obtenidos, así como identificar cualquier dependencia significativa de los resultados con respecto a la calidad de la malla. Además, se realiza un estudio de independencia de dominio para evaluar cómo los resultados se ven afectados por las dimensiones y límites del dominio computacional utilizado en el modelado. Esto implica realizar simulaciones con diferentes tamaños y configuraciones de dominio, con el fin de determinar si los resultados son consistentes y convergen hacia un comportamiento estable a medida que varía el dominio.

Una vez completados estos estudios preliminares de sensibilidad e independencia, se procede a introducir diferentes tipos de flap en la configuración del perfil alar.

4.1.1. Condiciones en vuelo

Para proceder con el análisis se definen las condiciones de vuelo típicas de la aeronave en las fases de operación, en este caso despegue y aterrizaje. El parámetro más relevante en este caso es la velocidad de despegue, la cual se tomará como velocidad de referencia para completar todos los análisis.

Dado que la competición se celebra en Múnich, Alemania, se realiza un estudio de seguimiento histórico de los parámetros de interés. La pista se ubica en 48° 08' 14" N, 11° 34' 31" E a una altitud de 524 m. Se toman los parámetros de diseño a una altura de 0 m.

Velocidad de referencia	$V_{ref} = 40 \text{ km/h}$
Temperatura	$T = 295,70 \text{ K}$
Presión:	$P = 1014,67 \text{ hPa}$
Densidad (0 m):	$\rho = 1,189 \text{ kg/m}^3$
Viscosidad dinámica (0 m)	$\mu = 1,825 \cdot 10^{-5} \text{ kg/m} \cdot \text{s}$
Viscosidad cinemática (0 m)	$\nu = 1,535 \cdot 10^{-5} \text{ m}^2/\text{s}$

Tabla 6: Promedio histórico de los parámetros de diseño y estimación de la velocidad de referencia.

4.2. Geometría y dominio computacional

Aunque los modelos presentados en la Sección 3 representan la forma física del ala de la aeronave, en las simulaciones CFD, el enfoque se centra en el análisis del flujo que rodea el ala. Por tanto, es necesario establecer un dominio computacional que englobe el área de interés y realizar una operación en la cual se extraiga la geometría específica que se desea analizar.

El modelo del dominio computacional utilizado es el presentado en la *Figura 4.4*, una geometría adaptada de las recomendaciones de la documentación propia de *Star-CCM+* [14]. Se varían las dimensiones del mismo aguas arriba y aguas abajo de la geometría para ver la influencia de la proximidad a las paredes sobre los resultados.

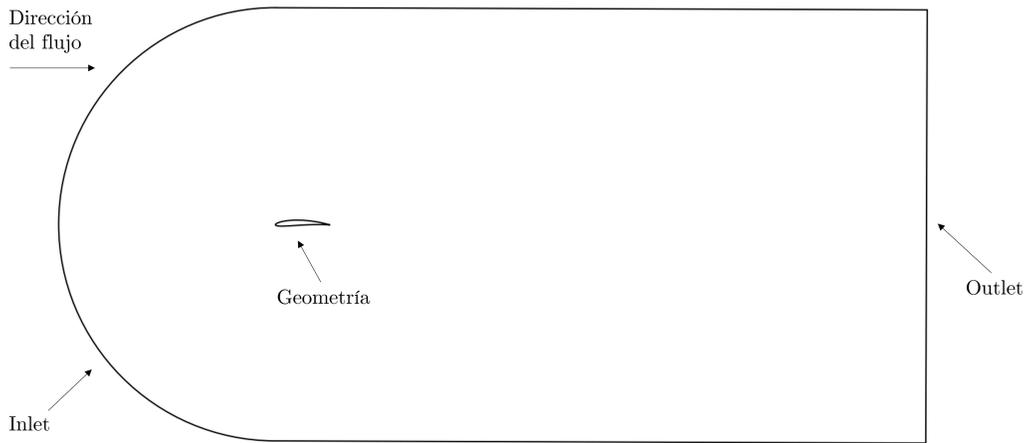


Figura 4.1: *Concepto de dominio computacional para el caso bidimensional.*

4.3. Mallado

El mallado desempeña un papel esencial en la simulación CFD, ya que proporciona una representación geométrica precisa, determina la resolución espacial, influye en la convergencia y precisión de los resultados, y afecta la eficiencia computacional. Existen diversas topologías de mallado, cada una con sus ventajas e inconvenientes.

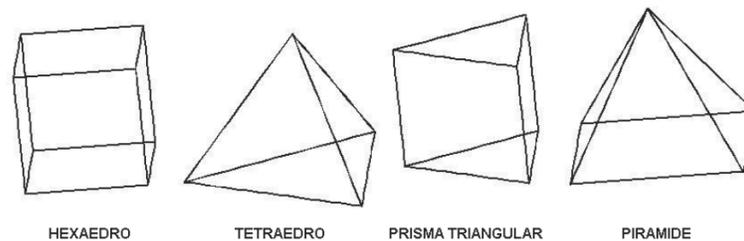


Figura 4.2: *Topologías de mallado.*[12]

La estrategia de mallado a seguir estructura la malla con elementos hexahédricos. La elección se debe a que este tipo de mallas presentan convergencias adecuadas y un mejor rendimiento que otras tipologías de malla. Un mallado hexaédrico puede alinearse con la dirección predominante del flujo, esto reduce los errores de difusión numérica. Además, los errores de discretización se cancelan parcialmente en las caras hexaédricas

opuestas. El hecho de que la malla hexaédrica utilice elementos de orden superior, hecho que implica un mayor número de nodos por cara, mejora la precisión en la predicción de los valores de flujo y el seguimiento de partículas.

Otras topologías de mallado no pueden alinearse de manera efectiva con la dirección del flujo, hecho que aumenta la posibilidad de errores de difusión numérica, por tanto, no proporcionan el mismo nivel de precisión en la resolución. [15]

No obstante, el trabajo con celdas hexaédricas implica una mayor inversión de tiempo en el mallado puesto que son más complejas de construir que otras topologías como por ejemplo las mallas poliédricas.

La proximidad de la geometría tiene un impacto significativo en los gradientes presentes en el flujo. Se espera que los gradientes en las variables termodinámicas sean mayores en comparación con las regiones de flujo libre poco influenciadas por la forma del objeto. Para capturar de manera precisa estos gradientes y asegurar una representación adecuada del flujo en estas zonas críticas, se opta por realizar refinamientos en el mallado.

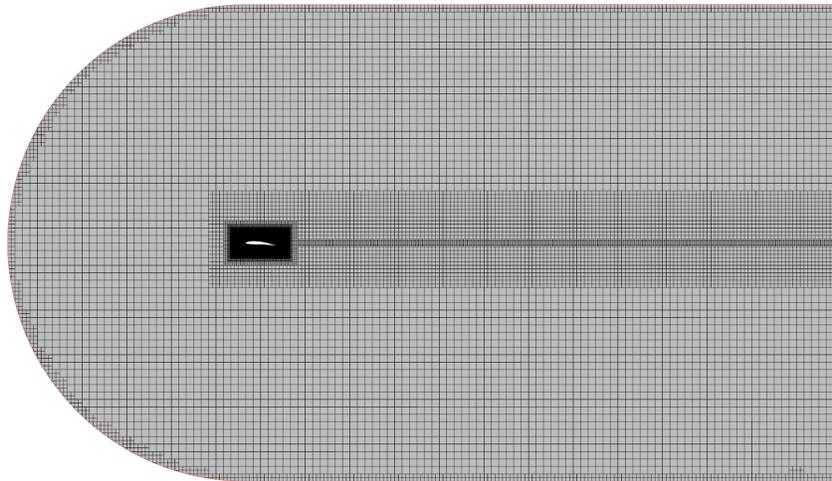


Figura 4.3: *Mallado del problema con celdas hexaédricas.*

El refinamiento de la malla consiste en aumentar la densidad de los elementos de la malla en las regiones cercanas a la geometría de interés. Esto implica una subdivisión más fina de la malla en esas áreas para capturar con mayor detalle los efectos del flujo alrededor del objeto. Al aumentar la densidad de la malla, se logra una mayor resolución espacial y se obtiene una representación más precisa de los fenómenos aerodinámicos locales, ya que proporciona una mayor precisión en la representación de los gradientes de presión, velocidad y otras propiedades relevantes del flujo. Además, la reducción del tamaño de celdas en la región de entrada de flujo o *inlet* tiene un impacto significativo en el análisis global del flujo, ya que contribuye a una mejor representación de las condiciones iniciales.

El caso que se presenta en la *Figura 4.3* contiene diversos refinamientos en áreas de significativa relevancia. Se han implementado reducciones en el tamaño de las celdas en las proximidades del perfil, abarcando la totalidad de su estela turbulenta, así como en la región de ingreso del flujo, conocida como *inlet*.

4.3.1. Capa límite e y^+

Para capturar correctamente los fenómenos que ocurren en una capa límite, es necesario tener un mallado adecuado que permita una resolución espacial suficiente. Esto implica tener una densidad de elementos finos cerca de la superficie sólida para capturar los gradientes rápidos de velocidad y presión que se producen en la

capa límite, las separaciones y recirculaciones del flujo así como para garantizar una correcta representación de los modelos de turbulencia utilizados y proporcionar resultados precisos en términos de los parámetros turbulentos, como la viscosidad turbulenta.

El mallado que se emplea para cubrir las regiones de la capa límite se caracteriza por estar formado de celdas prismáticas rectangulares y alargadas, que crecen conforme se alejan de la superficie de la geometría hasta englobar por completo el espesor de la capa límite δ . Esta topología de mallado se conoce como “*Prism Layer*”.

Durante el proceso de construcción de la capa límite existen diversos parámetros que deben tenerse en cuenta para asegurar una representación precisa de esta región crítica. Estos parámetros desempeñan un papel fundamental en la obtención de resultados confiables.

- Espesor de la capa límite δ : Teniendo en cuenta las ecuaciones presentadas en la *Tabla 3* y adaptándolas para las variables disponibles en el código CFD, queda la *Ecuación 14*. [16]

$$\delta = \frac{X(1-r^m)}{1-r} \quad (14)$$

- Espesor de la primera capa X : Se obtiene aislando el parámetro X de la *Ecuación 15*. [16]

$$\frac{y^{+}_{obj}}{X} = \frac{0,487}{\nu \cdot \text{Ln}(0,06 \cdot Re_L)} \cdot V_{ref} \quad (15)$$

donde Re_L representa el número de Reynolds en la dimensión característica de la geometría L y y^{+}_{obj} representa el parámetro y^{+} (9) que el usuario define como objetivo. Para la resolución de casos de aerodinámica externa de forma precisa, la bibliografía recomienda usar valores de $y^{+} = 1$. Es por ello que se establece un $y^{+}_{obj} \simeq 1$. [14]

- Número de capas m :

$$m = \frac{\text{Ln}\left(1 - (1-r) \frac{\delta}{X}\right)}{\text{Ln}(r)} \quad (16)$$

- *Stretching Factor* r : Es un parametro que define el crecimiento de la celda entre capas. La bibliografía recomienda valores comprendidos entre 1,05 y 1,2.[14].

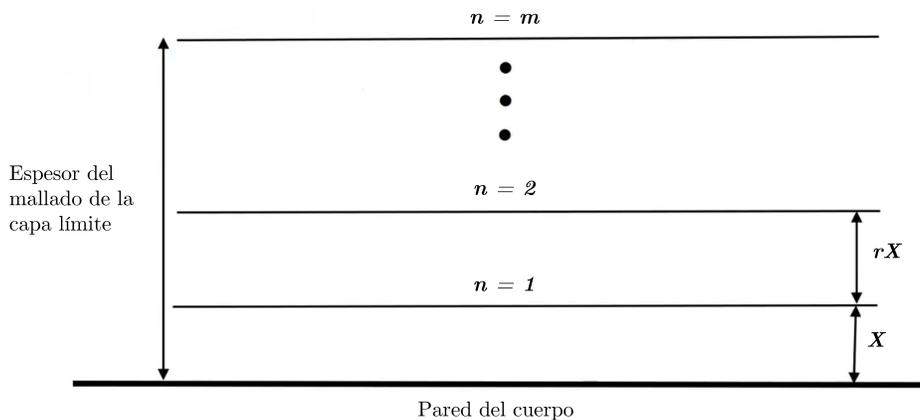


Figura 4.4: Construcción de la “*Prism Layer*”. [17]

Se resuelven las ecuaciones presentadas para el caso de estudio en la *Tabla 7*, donde es importante remarcar que se ha establecido un $y_{+obj} = 1,00$.

Número de Reynolds	$Re_L = 144\,767,82$ [-]
Espesor de la capa límite	$\delta = 0,005860$ m
<i>Prism Layer Stretching</i>	$r = 1,10$ [-]
y+ objetivo	$y_{+obj} = 1,00$ [-]
Espesor de la primera capa	$X = 0,00002573$ m
Número de capas	$m = 33$ [-]

Tabla 7: *Parámetros para la construcción de la capa límite en el caso de estudio.*

En la *Figura 4.5* se presenta el mallado de capa límite obtenido con la configuración expuesta en los parámetros de la *Tabla 7*. Revela con notable claridad las características distintivas del mallado en la región de la capa límite, donde se identifican celdas con una relación de aspecto > 100 , orientadas en la dirección del flujo.

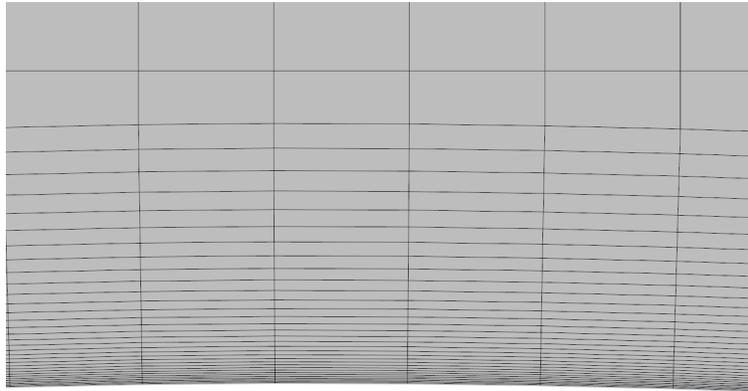


Figura 4.5: *Detalle del mallado de la capa límite sobre el perfil aerodinámico.*

4.3.2. Estudio de sensibilidad del dominio

Mediante el estudio de diversas configuraciones del dominio, se tiene la oportunidad de investigar con mayor profundidad y rigor la influencia de la proximidad de la pared en la región aguas abajo sobre los fenómenos fluidodinámicos que tienen lugar en la estela. Esta estela, generada por la interacción entre el flujo y el perfil aerodinámico, constituye un aspecto de suma relevancia y es considerada uno de los principales factores determinantes para determinar qué distancia de dominio es la más adecuada y obtener resultados precisos y consistentes.

Con el fin de realizar el estudio de sensibilidad, se establece un dominio que se extiende en dirección aguas arriba del perfil aerodinámico abarcando una distancia equivalente a 8 cuerdas, así como 8 cuerdas tanto por encima como por debajo del perfil. De igual manera, se aborda la evaluación del impacto de la proximidad de la pared aguas abajo, lo que involucra una variación del tamaño del dominio entre 4 y 24 cuerdas. La adopción de esta perspectiva de análisis permite una valoración de cómo las dimensiones del dominio en regiones específicas afectan significativamente los resultados obtenidos en la simulación.

Para una mejor apreciación y comprensión de la evolución de la estela en el contexto de este estudio, se opta por configurar el ángulo de ataque del perfil a 5° . Esta elección específica busca acentuar y visualizar claramente las características dinámicas de la estela en las simulaciones, lo que, a su vez, permite discernir las consecuencias y efectos derivados de las diferentes distancias de la pared aguas abajo en términos de precisión y consistencia de los resultados numéricos. Se toman como parámetros principales de interés el coeficiente de sustentación (C_l) y el de resistencia aerodinámica (C_d). Estos se usarán para evaluar la variación de los resultados así como la convergencia de las soluciones.

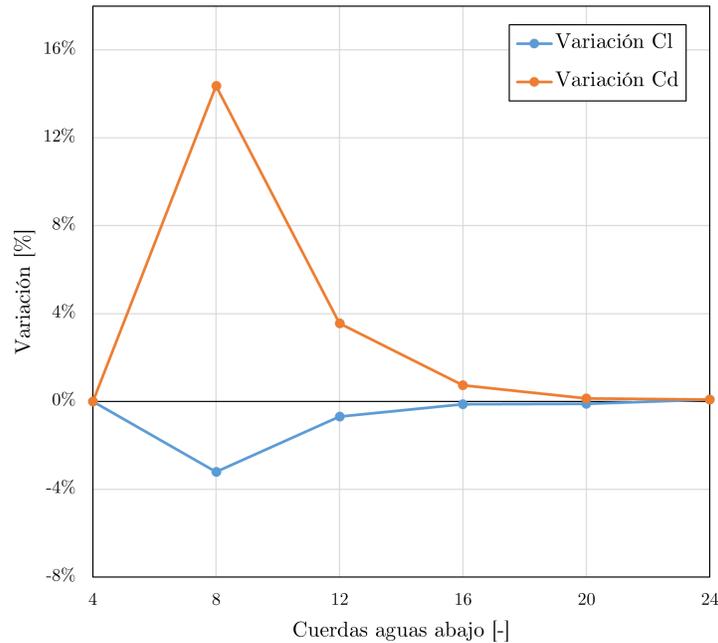


Figura 4.6: Estudio de sensibilidad de dominio aguas abajo del perfil aerodinámico.

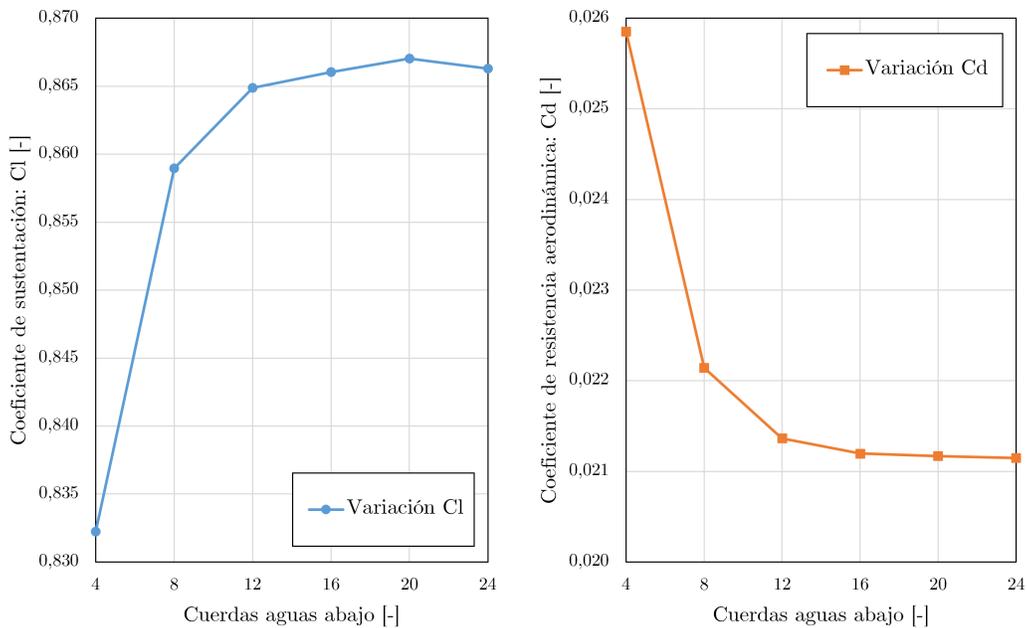


Figura 4.7: Variación de los parámetros de interés C_l y C_d .

Como se puede apreciar en las *Figuras 4.6 y 4.7*, los resultados de este análisis indican que a partir de una distancia de 20 cuerdas aguas abajo, se alcanza una estabilidad y consistencia adecuada en los resultados numéricos. La variación entre los valores obtenidos en estudios con un dominio de 20 cuerdas y dominios más extensos es mínima, siendo inferior al 0,2%. Esta reducida variación evidencia una convergencia satisfactoria de la solución al emplear un dominio de 20 cuerdas aguas abajo.

Se toma, por tanto, un dominio de 20 cuerdas aguas abajo en los estudios posteriores. Dicho dominio presenta un equilibrio adecuado entre precisión y eficiencia computacional. Asimismo, se asegura que la influencia de la longitud del dominio en los parámetros de interés sea prácticamente despreciable.

Para respaldar y justificar esta elección, se incluye la *Tabla 8*, que resume todos los parámetros de interés utilizados en el análisis de sensibilidad del dominio.

Estudio de sensibilidad de dominio						
Caso	1	2	3	4	5	6
Cuerdas	4	8	12	16	20	24
Iteraciones	1 500	1 500	1 500	1 500	1 500	1 500
Celdas	18 873	20 832	22 694	24 689	26 521	28 445
Residuales	1,23E-05	8,44E-06	1,94E-04	9,61E-06	1,03E-05	1,10E-05
Mass Flow [kg/s]						
Inlet	42,271	42,271	42,271	42,271	42,271	42,271
Outlet	42,271	42,271	42,271	42,271	42,271	42,271
Imbalance	0,000 %	0,000 %	0,000 %	0,000 %	0,000 %	0,000 %
X Momentum						
Pressure_inlet	0,514	0,419	0,401	0,400	0,402	0,403
Mom_inlet	469,634	469,634	469,634	469,634	469,634	469,634
Sum_inlet	470,149	470,053	470,035	470,034	470,037	470,037
Pressure_outlet	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000
Mom_outlet	469,661	469,674	469,677	469,678	469,678	469,677
Sum_outlet	469,661	469,674	469,677	469,678	469,678	469,677
Imbalance	0,104 %	0,081 %	0,076 %	0,076 %	0,076 %	0,077 %
Coefficients [-]						
Cl	0,8323	0,8590	0,8649	0,8660	0,8670	0,8663
Variación		-3,210 %	-0,687 %	-0,135 %	-0,114 %	0,085 %
Cd	0,0259	0,0221	0,0214	0,0212	0,0212	0,0211
Variación		14,360 %	3,509 %	0,786 %	0,137 %	0,089 %
Cm (c/4)	0,0177	0,0175	0,0174	0,0174	0,0175	0,0174
Variación		1,296 %	0,095 %	0,052 %	-0,157 %	0,170 %

Tabla 8: *Parámetros analizados para realizar el estudio de sensibilidad de dominio.*

4.3.3. Independencia de malla

Una simulación se considera independiente de la malla cuando los resultados obtenidos son consistentes y convergen hacia un valor determinado a medida que se incrementa la resolución de la malla. Es decir, se refiere a la capacidad de los resultados de una simulación numérica de flujo para ser insensibles a los cambios en la densidad o resolución de la malla utilizada en el dominio de simulación. Es una propiedad deseada en CFD, ya que garantiza que los resultados numéricos sean confiables y precisos, independientemente de la elección de la discretización espacial.

Para verificar la independencia de malla en una simulación de CFD, se debe realizar un estudio de sensibilidad, esto implica realizar simulaciones con diferentes densidades de malla y comparar los resultados obtenidos. Si los resultados obtenidos son consistentes y convergen hacia un valor estable a medida que se incrementa la resolución de la malla, entonces se puede afirmar que la simulación es independiente de malla y los resultados son confiables. La calidad y la forma de las celdas también juegan un papel importante en la independencia de malla. Celdas mal formadas o de mala calidad pueden generar inestabilidades numéricas y afectar la convergencia de la solución.

La malla debe ser suficientemente refinada como para capturar adecuadamente los detalles del flujo, pero no tan refinada que aumente innecesariamente los costos computacionales. Una malla extremadamente fina puede generar costos computacionales elevados sin mejorar significativamente la precisión de los resultados, mientras que una malla demasiado gruesa puede subrepresentar detalles críticos del flujo llevando a resultados inexactos. El proceso de alcanzar la independencia de malla requiere un esfuerzo significativo, ya que implica encontrar un equilibrio entre la resolución de la malla y los recursos computacionales disponibles.[15]

Para el caso objeto de este estudio se parte de un dominio de 11 723 celdas. En esta simulación, que se tomará como “Caso Base”, el perfil se encuentra con un ángulo de ataque de 5° , además presenta diversos refinamientos en sus inmediaciones, así como en la estela. De forma análoga al estudio de sensibilidad de dominio, se toman como parámetros principales de interés el C_l y el C_d .

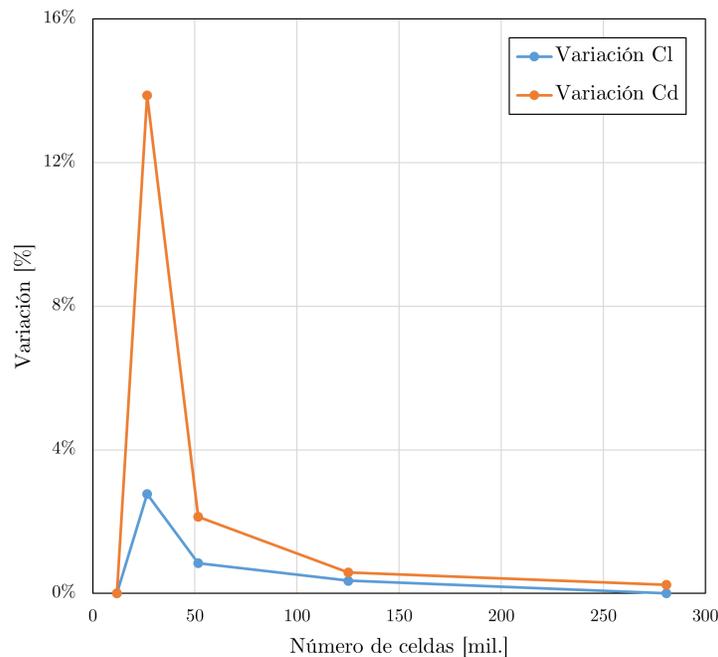


Figura 4.8: Estudio de sensibilidad de malla.

Para cada paso sucesivo de mallado se incrementa en $\approx 1,5$ veces el número de elementos en esa dirección. Es decir, para un dominio bidimensional, como el presentado, se incrementa el número de celdas en $\times 1,5^2 \approx 2,25$ veces.[12]

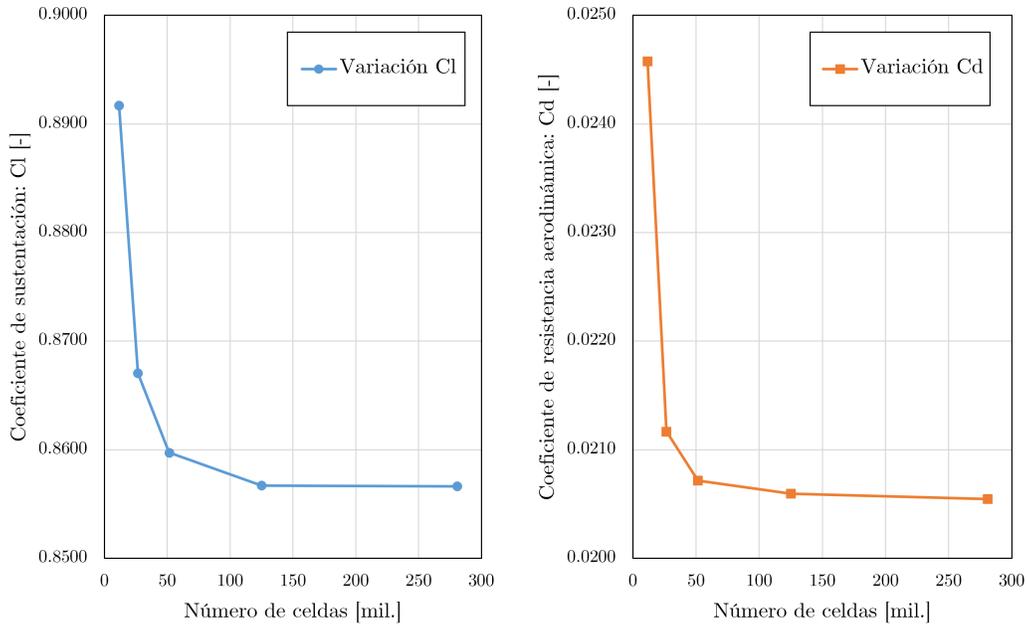


Figura 4.9: Variación de los parámetros de interés C_l y C_d .

En las Figuras 4.8 y 4.9 se puede observar que los resultados muestran una convergencia adecuada a partir de una densidad de elementos $\approx 125k$. Para determinar la malla independiente, se establece un criterio de convergencia ≈ 1 , lo que implica que la variación de los resultados es despreciable y se ha alcanzado una solución estable. [12]

Tras realizar un análisis detallado de los resultados obtenidos para diferentes densidades de malla, se concluye que el “Caso 4” (véase Tabla 9) con 125 133 celdas proporciona la convergencia requerida y, por tanto, se considera como la malla independiente para este estudio.

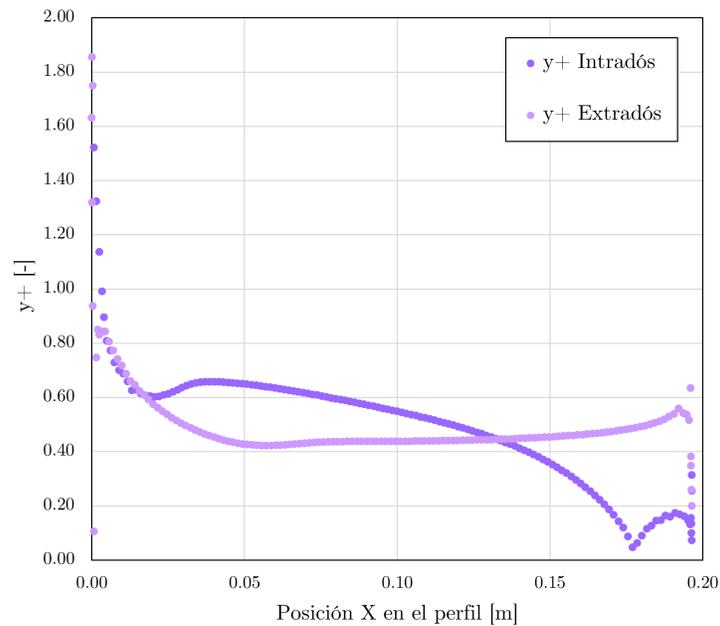
Estudio de sensibilidad de dominio					
Caso	1	2	3	4	5
Iteraciones	2 000	1 500	2 000	2 000	2 000
Celdas	11 723	26 521	51 566	125 133	280 800
Residuales	4,79E-08	1,03E-05	8,43E-07	1,08E-06	6,76E-06
Mass Flow [kg/s]					
Inlet	42,271	42,271	42,271	42,271	42,271
Outlet	42,271	42,271	42,271	42,271	42,271
Imbalance	0,000 %	0,000 %	0,000 %	0,000 %	0,000 %

X Momentum					
Pressure_inlet	0,499	0,402	0,381	0,374	0,368
Mom_inlet	469,634	469,634	469,634	469,634	469,634
Sum_inlet	470,133	470,037	470,015	470,009	470,003
Pressure_outlet	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000
Mom_outlet	469,681	469,678	469,678	469,678	469,678
Sum_outlet	469,681	469,678	469,678	469,678	469,678
Imbalance	0,096 %	0,076 %	0,072 %	0,070 %	0,069 %

Coefficients [-]					
Cl	0,8917	0,8670	0,8597	0,8567	0,8566
Variación		2,766 %	0,842 %	0,353 %	0,006 %
Cd	0,0246	0,0212	0,0207	0,0206	0,0205
Variación		13,869 %	2,130 %	0,588 %	0,239 %
Cm (c/4)	0,0190	0,0175	0,0172	0,0170	0,0171
Variación		8,139 %	1,772 %	0,790 %	-0,366 %

Tabla 9: Parámetros analizados para realizar el estudio de sensibilidad de malla.

En cuanto al rendimiento del mallado de la capa límite, en la *Figura 4.10* se puede observar un $y^+ < 1$ para toda la superficie del perfil, extradós e intradós, como bien se había definido en los objetivos de mallado de capa límite en la *Tabla 7*.

Figura 4.10: Valores de y^+ sobre la superficie del perfil en el caso de malla independiente.

4.4. Condiciones de contorno

Cuando se aborda un análisis de aerodinámica externa en CFD, es necesario construir un entorno virtual que encapsule y contenga la geometría objeto de estudio, similar a una instalación de “túnel de viento”. Este recinto computacional se denomina dominio, el cual delimita la región espacial en la que se desarrollará la simulación numérica.

El dominio en CFD se encuentra conformado por superficies límites, que actúan como las paredes de la simulación. A cada una de estas superficies límites se le asigna una condición de contorno específica, según el comportamiento físico que busca emular en esa frontera. Estas condiciones de contorno son esenciales para establecer adecuadamente las interacciones del flujo con los límites del dominio físicos donde se aplicarán las ecuaciones del flujo y, por ende, para obtener resultados precisos y realistas, garantizando que el flujo en las fronteras del dominio tenga un comportamiento físicamente razonable. [12]

En el estudio bidimensional se utilizan 3 condiciones de contorno:

Condición de contorno de velocidad de entrada o *Velocity Inlet*: Se especifica una velocidad de entrada del flujo en la frontera de 11,11 m/s y se asigna una componente de dirección i constante.

Condición de contorno de presión en salida o *Pressure Outlet*: Se define la presión del flujo en la frontera de salida como presión atmosférica.

Condición de contorno de pared o sin deslizamiento *No-slip Wall*: Se establece que la velocidad del fluido en la frontera es igual a cero, lo que implica que el fluido no se mueve a través de la pared. Esta condición es aplicable para modelar la interacción entre el fluido y las superficies sólidas.

4.5. Cálculo

Los modelos seleccionados para el cálculo de los casos son los presentados en la *Tabla 10*.

<i>Two Dimensional</i>	- Es un estudio bidimensional
<i>Steady</i>	- Se trata de un estudio estacionario
<i>Gas</i>	- El aire es el fluido de trabajo
<i>Coupled Flow - Pressure-based Solver</i>	
<i>Constant Density</i>	- El estudio se desarrolla en régimen incompresible
<i>Turbulent</i>	- Se quiere modelar la turbulencia
<i>K-Omega Turbulence</i>	- Modelo de turbulencia RANS

Tabla 10: Modelos para el cálculo.

En la *Tabla 10* se introduce el tipo de solver, en este caso *Segregated Flow* o *Pressure-Based Solver*. La otra opción a la hora de resolver los sistemas numéricos es el *Coupled Flow* o *Density-Based Solver*. Los casos en los que se utiliza un enfoque u otro en la simulación numérica de fluidos dependen de la naturaleza del flujo y los objetivos de la simulación.

Los *Segregated Flow Solvers* son adecuados para flujos incompresibles de baja velocidad, como flujos alrededor de objetos sólidos simples o en conductos, donde las variaciones de densidad y presión son pequeñas. Debido a que estos flujos no presentan cambios significativos en la densidad, el solucionador puede enfocarse en resolver las ecuaciones de conservación de la velocidad y la presión de manera más eficiente.[12]

Los *Coupled Flow Solvers* son de uso preferente para flujos turbulentos y complejos, donde las interacciones entre las variables, como velocidad, presión y temperatura son importantes. También para flujos

compresibles y de alta velocidad, donde las variaciones de densidad son significativas y los efectos de compresibilidad y choque son relevantes, se prefiere el uso de un coupled solver para capturar adecuadamente estos fenómenos. [12]

4.5.1. Modelos de turbulencia

Modelar la turbulencia en CFD es importante porque tiene un gran impacto en el comportamiento de muchos sistemas y procesos reales. No obstante, presenta desafíos significativos debido a su complejidad inherente. La turbulencia se caracteriza por la presencia de vórtices, remolinos y fluctuaciones caóticas en las velocidades y presiones del flujo, lo que resulta en una transferencia de energía cinética entre diferentes escalas espaciales y temporales. Estas características turbulentas hacen que los flujos sean altamente no lineales, lo que requiere un enfoque especializado para su representación numérica.

La resolución del problema de la turbulencia dispone de diversos enfoques. Entre los más destacados se encuentran las simulaciones Directas (DNS), las simulaciones *Large Eddy Simulation* (LES) y las simulaciones de *Reynolds-Averaged Navier-Stokes* (RANS). [10]

Las simulaciones Directas (DNS) son el enfoque más detallado para modelar la turbulencia. En estas simulaciones, se resuelven completamente las ecuaciones de conservación de masa, momento y energía para cada punto en la malla, sin necesidad de realizar suposiciones sobre la turbulencia. Esto significa que se capturan todas las escalas turbulentas, incluidas las más pequeñas, lo que proporciona resultados altamente precisos. Sin embargo, las simulaciones DNS son extremadamente costosas computacionalmente, ya que requieren una malla muy fina para resolver todas las escalas turbulentas, lo que limita su aplicación a problemas de baja resolución espacial y temporal.

Las simulaciones de Gran Escala (LES) son un enfoque intermedio entre las simulaciones DNS y las simulaciones de Reynolds-Averaged Navier-Stokes (RANS). En las simulaciones LES, se resuelven las escalas más grandes de la turbulencia, mientras que las escalas más pequeñas se modelan utilizando un modelo de submalla. Esto permite reducir significativamente los requisitos computacionales en comparación con las simulaciones DNS, lo que las hace más accesibles para una amplia gama de aplicaciones prácticas.

Las simulaciones de Reynolds-Averaged Navier-Stokes (RANS) son el enfoque más comúnmente utilizado en la industria para resolver problemas turbulentos. En estas simulaciones, se promedian las ecuaciones de conservación en el tiempo, lo que permite reducir considerablemente la complejidad del problema. Los modelos de turbulencia, como el modelo $k - \epsilon$ y $k - w$, se utilizan para representar los efectos turbulentos en el flujo. Aunque las simulaciones RANS son menos costosas computacionalmente en comparación con las DNS y LES, se basan en ciertas suposiciones y, por lo tanto, pueden resultar menos precisas en la predicción de flujos con estructuras turbulentas complejas.

En el presente estudio, tanto para los casos ya realizados en los análisis de sensibilidad, como para las resoluciones posteriores, con distintas geometrías, se hace uso de un modelo RANS, concretamente el $k - w$ SST. El modelo $k - w$ SST (*Shear Stress Transport*) es un modelo de turbulencia utilizado en la Mecánica de Fluidos Computacional (CFD) para resolver flujos turbulentos. Este modelo es una combinación de los modelos $k - \epsilon$ y $k - w$.

El modelo $k - \epsilon$ se utiliza para modelar flujo libre, alejado de paredes. Este modelo tiene dificultades para predecir flujos en regiones de alta deformación y en flujos separados. Por otro lado, el modelo $k - w$ es más adecuado para flujos en regiones de alta deformación y separación, es decir, cerca de paredes. El modelo $k - w$ SST combina lo mejor de ambos modelos y proporciona una solución más precisa y robusta para una amplia variedad de flujos. [18]

El modelo $k - w$ SST (*Shear Stress Transport*) utiliza dos ecuaciones de transporte para las variables k y w , que representan la energía cinética turbulenta (*Ecuación 17*) y la tasa de disipación turbulenta (*Ecuación 18*), respectivamente. [19]

$$\frac{\partial k}{\partial t} + U_j \frac{\partial k}{\partial x_j} = P_k - \beta^* \cdot k \cdot w + \frac{\partial}{\partial x_j} \cdot \left[(\nu + \sigma_k \cdot \nu_T) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] \quad (17)$$

$$\frac{\partial w}{\partial t} + U_j \frac{\partial w}{\partial x_j} = \alpha \cdot S^2 - \beta \cdot w^2 + \frac{\partial}{\partial x_j} \cdot \left[(\nu + \sigma_w \cdot \nu_T) \frac{\partial w}{\partial x_j} \right] + 2 \cdot (1 - F_1) \cdot \sigma_{w^2} \cdot \frac{1}{w} \frac{\partial k}{\partial x_i} \frac{\partial w}{\partial x_i} \quad (18)$$

A continuación se presentan coeficientes y relaciones auxiliares: [19]

$$\text{Kinematic Eddy Viscosity: } \nu_T = \frac{a_1 \cdot k}{\max(a_1 \cdot w, S \cdot F_2)}$$

$$F_1 = \tanh \left\{ \left\{ \min \left[\max \left(\frac{\sqrt{k}}{\beta^* \omega y}, \frac{500\nu}{y^2 \omega} \right), \frac{4\sigma_{\omega 2} k}{CD_{k\omega} y^2} \right] \right\}^4 \right\}$$

$$F_2 = \tanh \left[\left[\max \left(\frac{2\sqrt{k}}{\beta^* \omega y}, \frac{500\nu}{y^2 \omega} \right) \right]^2 \right]$$

$$P_k = \min \left(\tau_{ij} \frac{\partial U_i}{\partial x_j}, 10\beta^* k\omega \right)$$

$$CD_{k\omega} = \max \left(2\rho\sigma_{\omega 2} \frac{1}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x_i} \frac{\partial \omega}{\partial x_i}, 10^{-10} \right)$$

$$\phi = \phi_1 F_1 + \phi_2 (1 - F_1)$$

$$\alpha_1 = \frac{5}{9}; \quad \alpha_2 = 0,44;$$

$$\beta_1 = \frac{3}{40}; \quad \beta_2 = 0,0828;$$

$$\beta^* = \frac{9}{100}$$

$$\sigma_{k1} = 0,85; \quad \sigma_{k2} = 1;$$

$$\sigma_{\omega 1} = 0,5; \quad \sigma_{\omega 2} = 0,856;$$

5. Análisis de Resultados

Este apartado tiene como propósito exponer y analizar los resultados derivados de los estudios CFD llevados a cabo en *Star CCM+*, enfocados en diversas tipologías de flap y sus distintas configuraciones.

En la fase de post-procesamiento de los estudios, se hace uso de las herramientas incorporadas en *Star CCM+*, que permiten realizar análisis de los resultados obtenidos en las simulaciones CFD. Estas herramientas facilitan la generación de imágenes y visualizaciones que representan las distribuciones de variables relevantes sobre la geometría de interés, ya que, a través de mapas de contorno y animaciones, se puede examinar el comportamiento del flujo en diferentes regiones del dominio para entender mejor los fenómenos aerodinámicos involucrados. Además, se utiliza *Microsoft Excel* para llevar a cabo el análisis de los datos numéricos. En esta etapa se crean gráficos y se efectúan cálculos para obtener una visión más completa y precisa del rendimiento de las distintas configuraciones.

Para cada una de las configuraciones estudiadas se grafican las curvas de sustentación $C_l - \alpha$, resistencia $C_d - \alpha$ y eficiencia $EA - \alpha$. A su vez, se realiza un gráfico de contornos de coeficiente de presión sobre la superficie del perfil para los ángulos de ataque más relevantes. Finalmente, se representan los contornos de velocidad y presión para ángulos críticos.

5.1. Ala en configuración limpia

La caracterización del ala en configuración limpia, sin la introducción de superficies aerodinámicas móviles, es un paso fundamental para comprender la evolución de los parámetros cuando se deflecan los flaps posteriormente y evaluar el impacto de dichas modificaciones.

5.1.1. Coeficientes de sustentación y resistencia aerodinámica

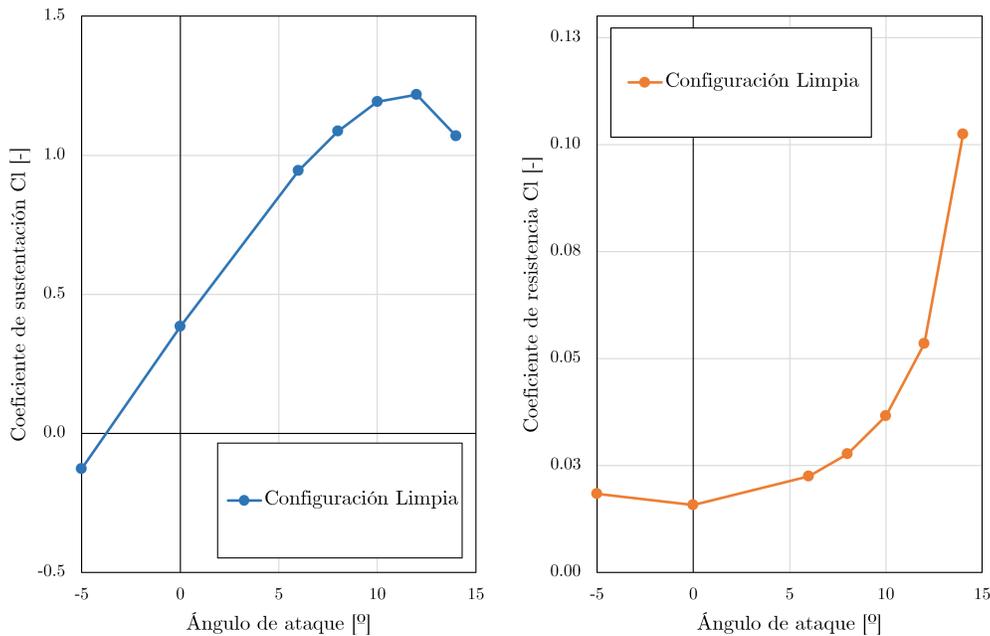


Figura 5.1: Coeficiente de sustentación C_l y de resistencia aerodinámica C_d frente al ángulo de ataque en configuración limpia.

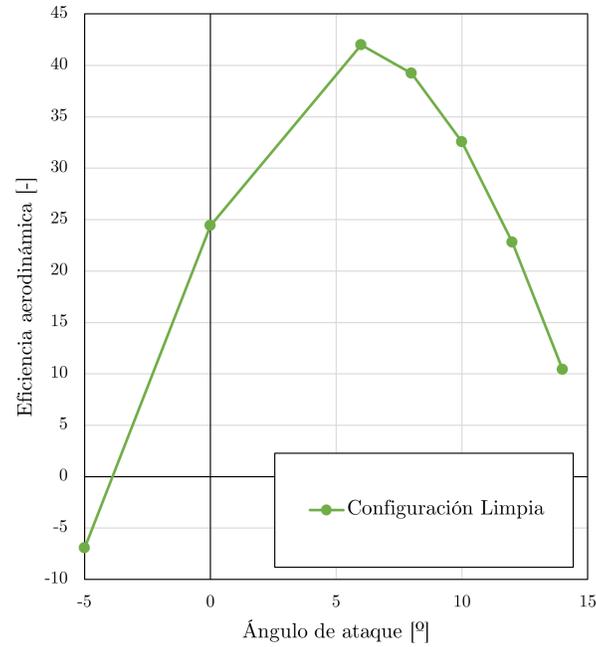


Figura 5.2: Eficiencia aerodinámica del ala en configuración limpia.

Los valores de eficiencia > 40 , se atribuyen a que las simulaciones efectuadas son bidimensionales. Un valor máximo más realista para la eficiencia de un ala con estas características sería ≈ 12 . Las simulaciones bidimensionales pueden sobreestimar la eficiencia debido a que no capturan completamente los efectos tridimensionales.

5.1.2. Distribución de presiones sobre el ala

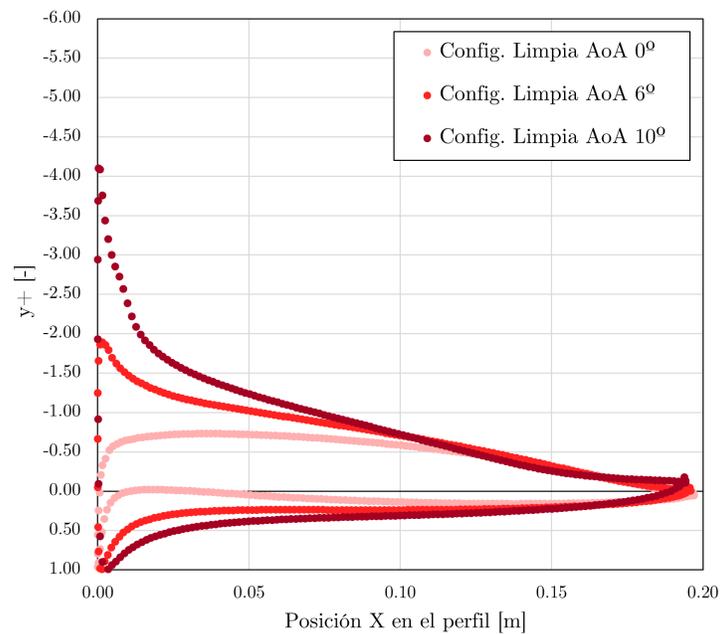


Figura 5.3: Coeficiente de presión C_P frente a posición en el perfil para varios ángulos de ataque.

En la *Figura 5.3*, se aprecia claramente cómo a medida que aumenta el ángulo de ataque del perfil, la distribución de presiones tiende a desplazarse hacia un valor de $X = 0,00$, es decir, hacia el borde de ataque. Además, el pico máximo de succión experimenta un notable incremento. Este fenómeno es también evidente en los contornos de presión que se observan en la *Figura 5.4*.

A medida que el ángulo de ataque aumenta, el flujo de aire se acelera sobre el perfil, generando una menor presión en la parte superior y una mayor presión en la parte inferior. Esto da lugar a un aumento en el gradiente de presión y al desplazamiento de la distribución de presiones hacia el borde de ataque. El crecimiento del pico máximo de succión es resultado del incremento de la fuerza de sustentación en el ala a mayores ángulos de ataque.

5.1.3. Contornos de presión y velocidad

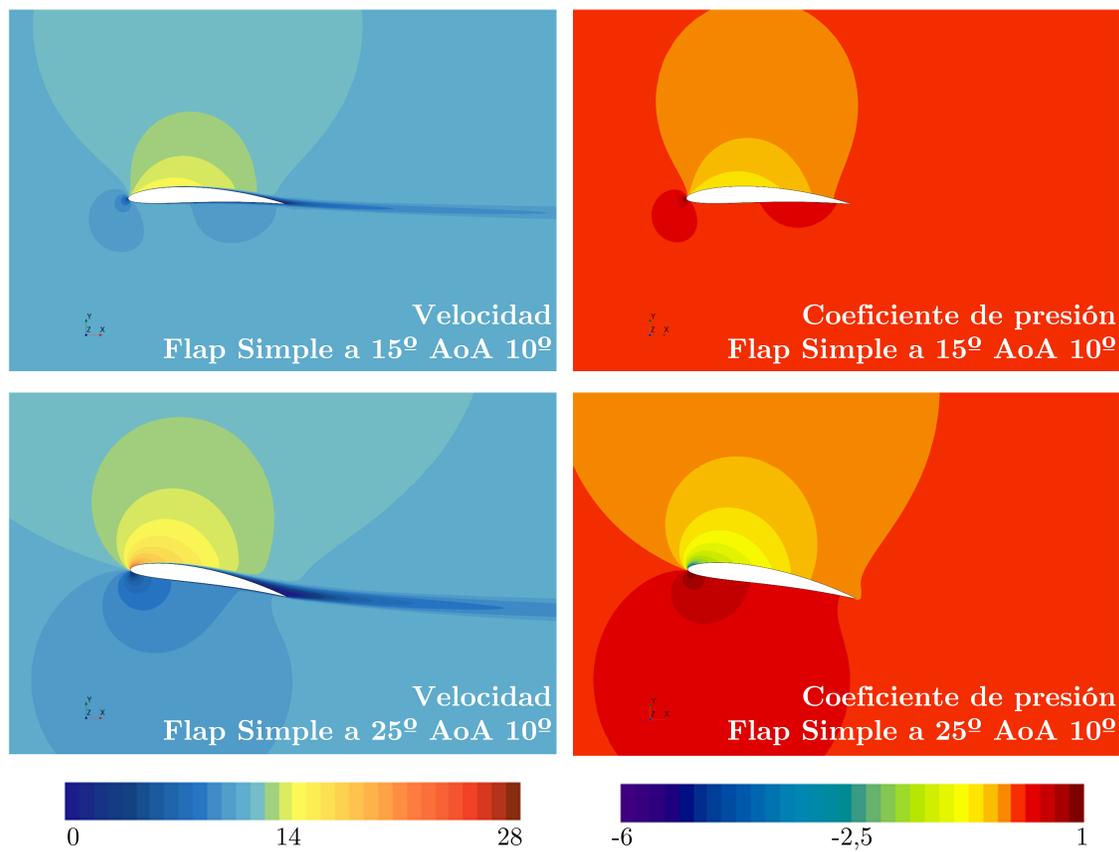


Figura 5.4: Contornos de velocidad [m/s] y coeficiente de presión [-].

El perfil NACA 4510 se caracteriza por tener un espesor reducido, representando tan solo el 10% de la cuerda total. Esta característica se refleja en una estela mínima, como se puede apreciar en los contornos de velocidad que se muestran en la *Figura 5.3*.

Además, este perfil aerodinámico permite que el flujo de aire se mantenga adherido a su superficie incluso a altos ángulos de ataque. Esta propiedad es esencial para lograr una resistencia aerodinámica baja, ya que reduce la separación del flujo.

5.2. Flap Simple

El flap simple se presenta en dos configuraciones de deflexión 15° y 25° . Es la tipología de flap más sencilla, pues consiste simplemente en deflectar la parte del borde de salida del perfil. No obstante, presenta algunos problemas adicionales que se han podido ver en los resultados de los estudios.

5.2.1. Coeficientes de sustentación y resistencia aerodinámica

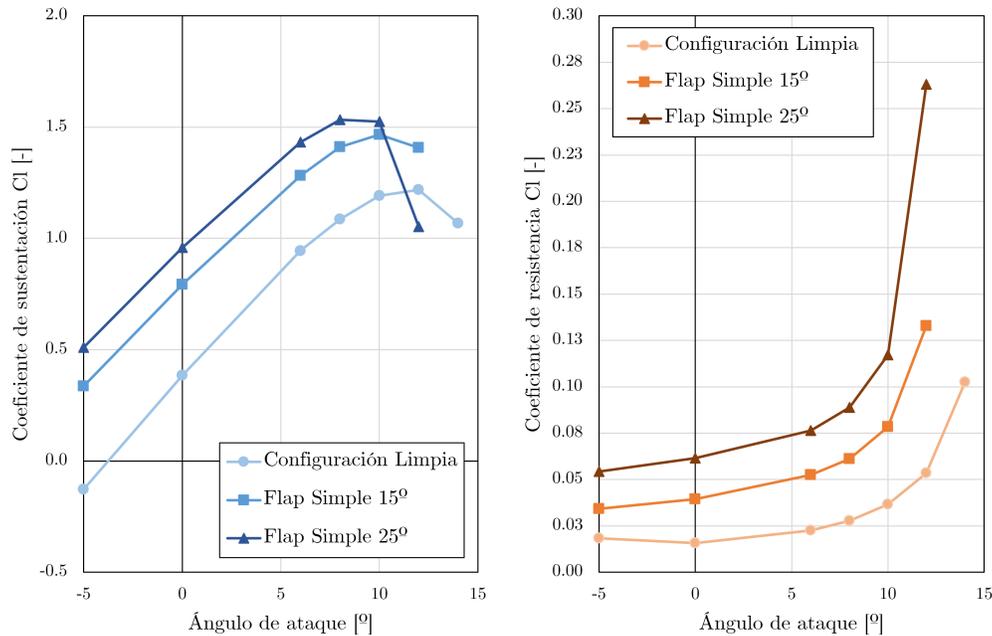


Figura 5.5: Coeficiente de sustentación C_l y de resistencia aerodinámica C_d frente al ángulo de ataque en el flap simple.

La representación del coeficiente de sustentación en la *Figura 5.5* muestra que la introducción de una deflexión en el perfil aerodinámico en el borde de salida aumenta significativamente la capacidad de sustentación del ala. El valor de C_{l_0} pasa de ser de 0,39 en configuración limpia a 0,79 para la deflexión a 15° y 0,96 para la deflexión a 25° .

Sin embargo, se observa que a altos ángulos de ataque, mayores a 10° , las prestaciones del ala se ven perjudicadas. La máxima capacidad de sustentación se presenta alrededor de los $8^\circ - 10^\circ$, lo que representa una reducción de 2° en comparación con la configuración limpia. Este adelanto en la entrada en pérdida del perfil es un fenómeno esperado, ya que la teoría advierte sobre este problema.

En la representación del coeficiente de resistencia en la *Figura 5.5*, se puede apreciar un aumento considerable en el valor de C_{d_0} . Este valor se incrementa en 0,015 para la deflexión a 15° y en 0,035 para la deflexión a 25° en comparación con la configuración limpia.

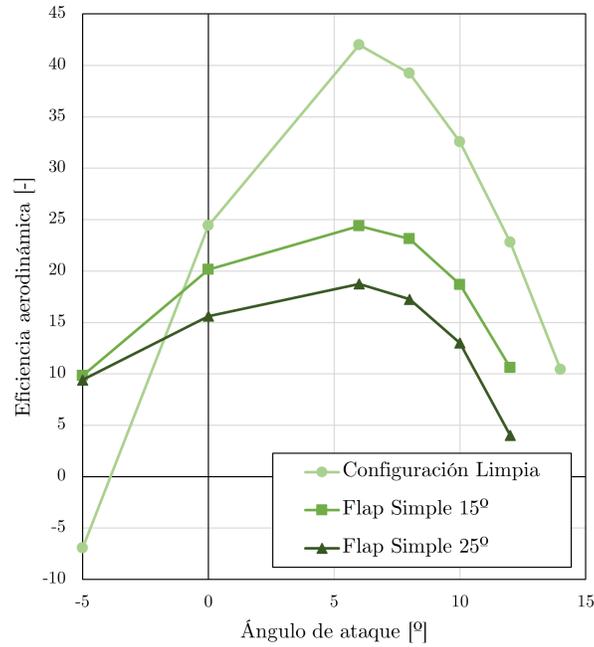


Figura 5.6: Eficiencia aerodinámica del flap simple.

La introducción del flap tiene un impacto significativo en la eficiencia aerodinámica del ala, ya que disminuye a la mitad en comparación con la configuración limpia. Esta disminución puede ser atribuida al aumento notable de la resistencia aerodinámica que se genera como consecuencia de la deflexión de la superficie hipersustentadora. Los resultados obtenidos sugieren que la deflexión del flap, aunque permite incrementar la sustentación, conlleva una mayor generación de resistencia aerodinámica que contrarresta en gran medida los beneficios obtenidos en términos de sustentación adicional.

5.2.2. Distribución de presiones sobre el ala

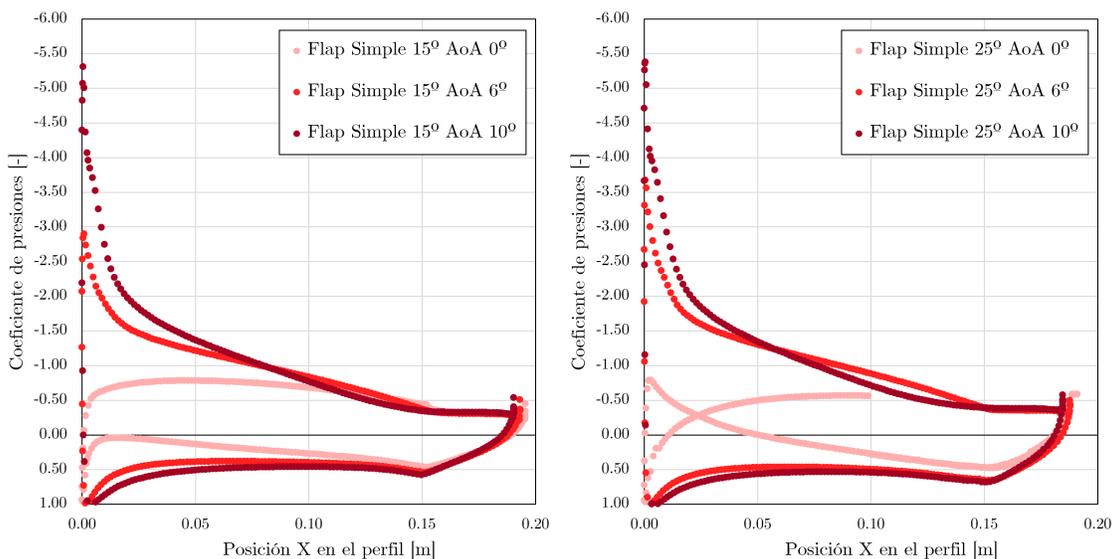


Figura 5.7: Coeficiente de presión C_P frente a posición en el perfil para varios ángulos de ataque.

En cuanto a la distribución de presiones sobre el perfil aerodinámico, en la *Figura 5.7* se puede apreciar un resultado con una tendencia similar al de la *Figura 5.3*. Los picos de succión que se generan en este caso son mayores, llegando hasta un $C_p = -5,50$.

Además, la curva del contorno de presiones deja de ser suave como en el caso del perfil en configuración limpia y pasa a presentar un quiebro en $X = 0,15$ m, que corresponde con la posición de inicio del flap.

5.2.3. Contornos de presión y velocidad

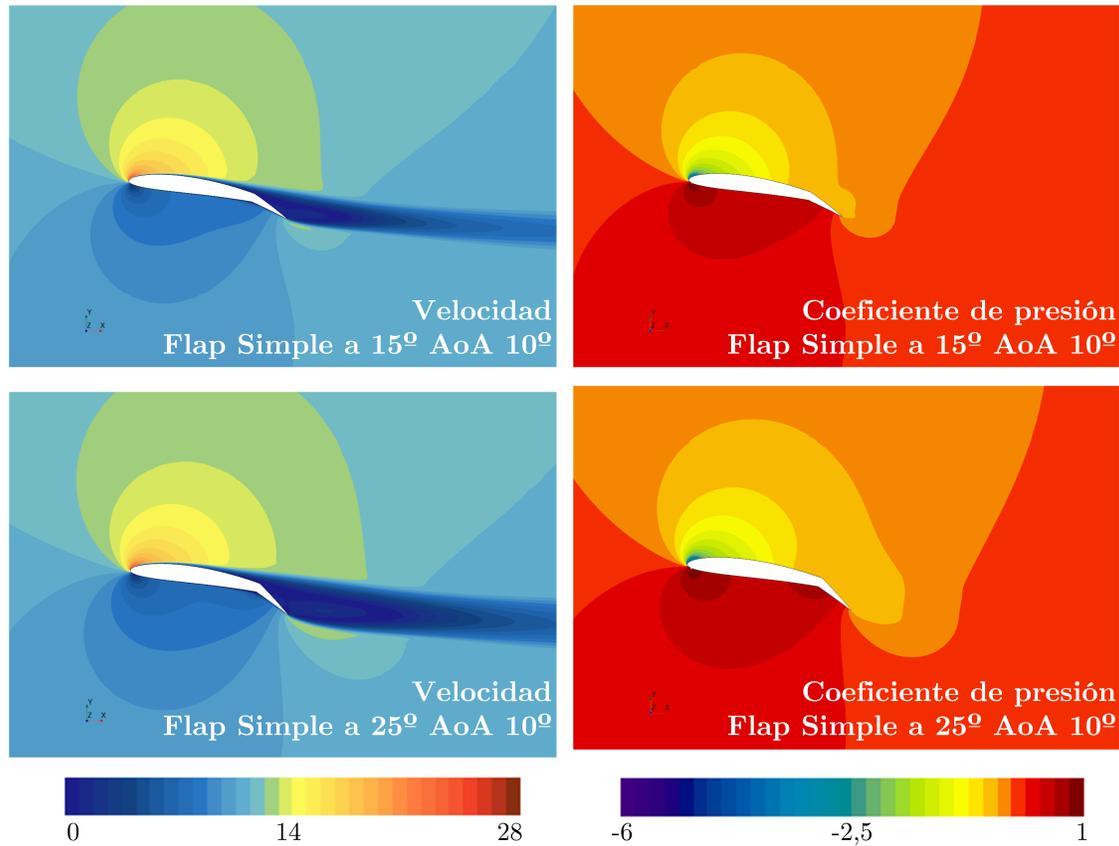


Figura 5.8: Contornos de velocidad [m/s] y coeficiente de presión [-].

Los contornos de velocidad en la *Figura 5.8* muestran una estela considerable, lo cual se debe a los desprendimientos del flujo generados por la deflexión del flap. Esta separación del flujo en ciertas áreas del ala justifica los altos valores de resistencia aerodinámica medidos.

En los contornos de presión de la *Figura 5.8* la zona de succión sobre el perfil se extiende hacia el borde de salida del ala, lo cual es una consecuencia directa de la acción del flap. La deflexión del flap crea una mayor curvatura en la superficie superior del perfil, lo que acelera el flujo de aire en esta región. Como resultado, se genera una disminución de la presión en la parte superior del perfil, creando una zona de succión que contribuye a la generación de sustentación adicional.

5.3. Flap Ranurado

El flap ranurado comparte una construcción similar con el flap simple, con la diferencia de que, en su deflexión, crea una pequeña ranura que conecta el extradós y el intradós del perfil aerodinámico, permitiendo el paso del flujo de aire.

Lograr que este mecanismo funcione correctamente, asegurando el espaciado adecuado de la ranura, representa un desafío más complejo en comparación con las bisagras simples del flap simple. La precisión en el diseño y fabricación de la ranura es fundamental para garantizar un flujo de aire adecuado y un comportamiento aerodinámico óptimo del ala.

5.3.1. Coeficientes de sustentación y resistencia aerodinámica

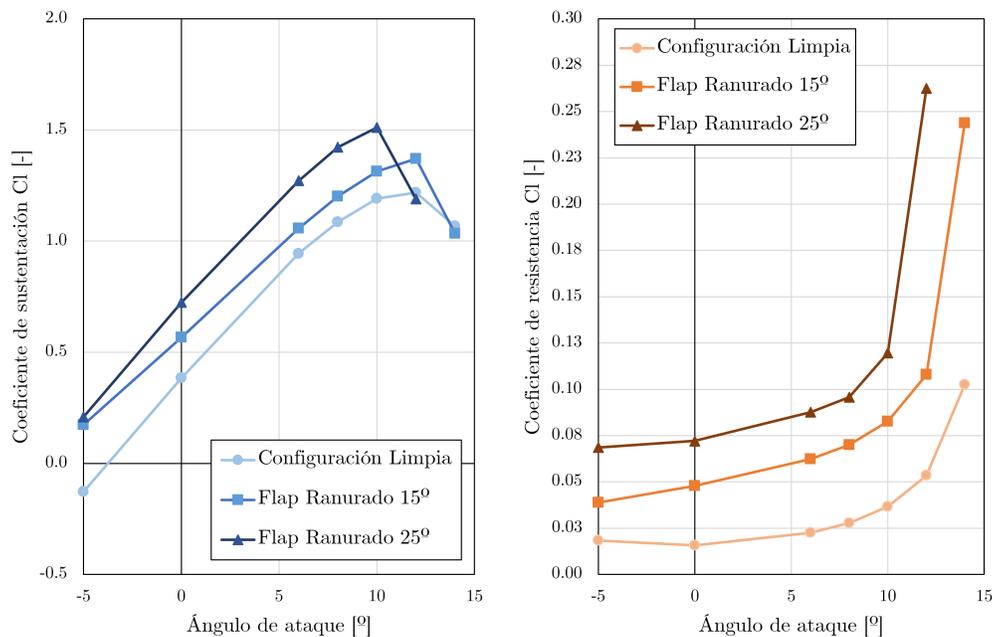


Figura 5.9: Coeficiente de sustentación C_l y de resistencia aerodinámica C_d frente al ángulo de ataque en el flap ranurado.

El rendimiento del flap ranurado resulta más bajo de lo esperado, incluso por debajo del flap simple. La *Figura 5.9* muestra un pequeño incremento en el coeficiente de sustentación. El coeficiente de resistencia aerodinámica se eleva considerablemente, alcanzando el doble del valor C_D de la configuración limpia. La única ventaja notable del flap ranurado es que la entrada en pérdida ocurre en condiciones similares a la configuración limpia e incluso se retrasa ligeramente en el caso de la deflexión a 15°, lo que demuestra el efecto positivo de la ranura en este aspecto.

El bajo rendimiento de esta configuración podría atribuirse a varios factores. El dimensionamiento de la ranura es crucial para garantizar el rendimiento óptimo del conjunto. Es probable que en la fase de modelado CAD no se haya seleccionado un espaciado adecuado entre el ala y el flap, lo que puede haber afectado negativamente al flujo de aire. La orientación del canal que se crea una vez que se despliega el flap es un aspecto a considerar. Una orientación paralela al flujo cuando se despliega el flap sería ideal, pero el ala puede presentar ciertas restricciones que deben ser tomadas en cuenta, ya que el diseño no solo se enfoca en una posición de flap desplegado.

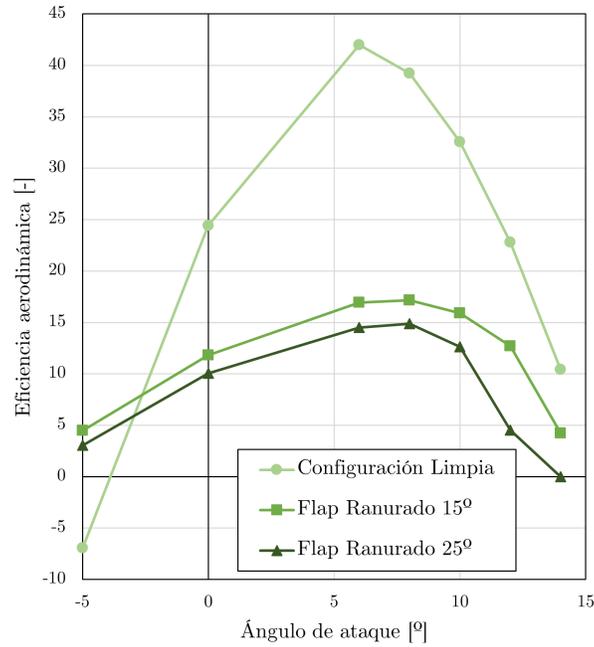


Figura 5.10: Eficiencia aerodinámica del flap simple.

Sobre la eficiencia aerodinámica, como cabe esperar después de ver los resultados de sustentación y resistencia, cae a menos de la mitad de la presente en configuración limpia y su máximo se encuentra 5 puntos por debajo de la eficiencia máxima obtenida con el flap simple.

5.3.2. Distribución de presiones sobre el ala

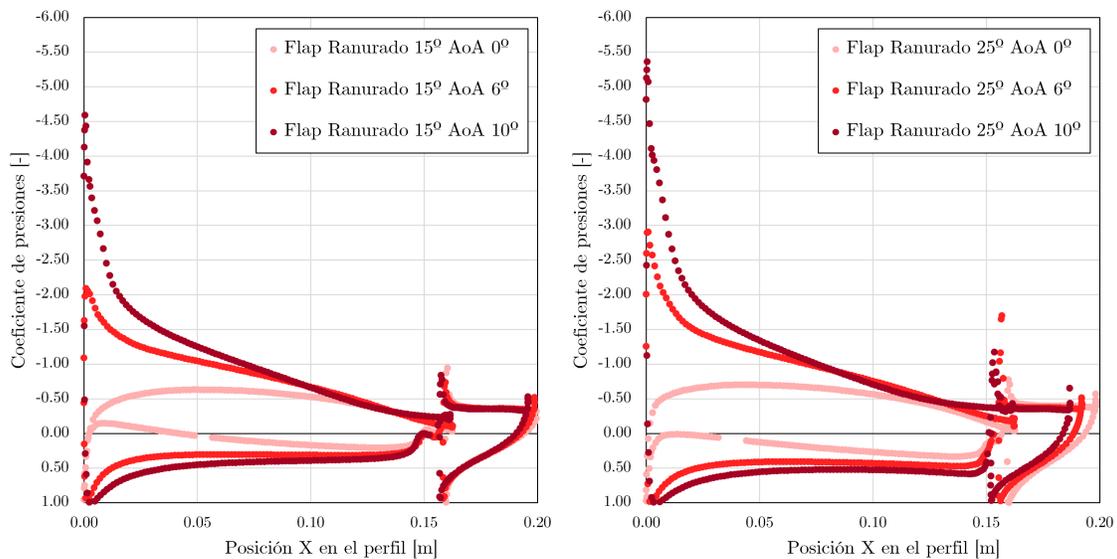


Figura 5.11: Coeficiente de presión C_p frente a posición en el perfil para varios ángulos de ataque.

La distribución de presiones sobre el perfil presenta un notable cambio en la zona del flap, a partir de $X = 0,15$. En la *Figura 5.11* se puede apreciar el claro efecto de la ranura, provocando un aumento de la succión en esta zona.

5.3.3. Contornos de presión y velocidad

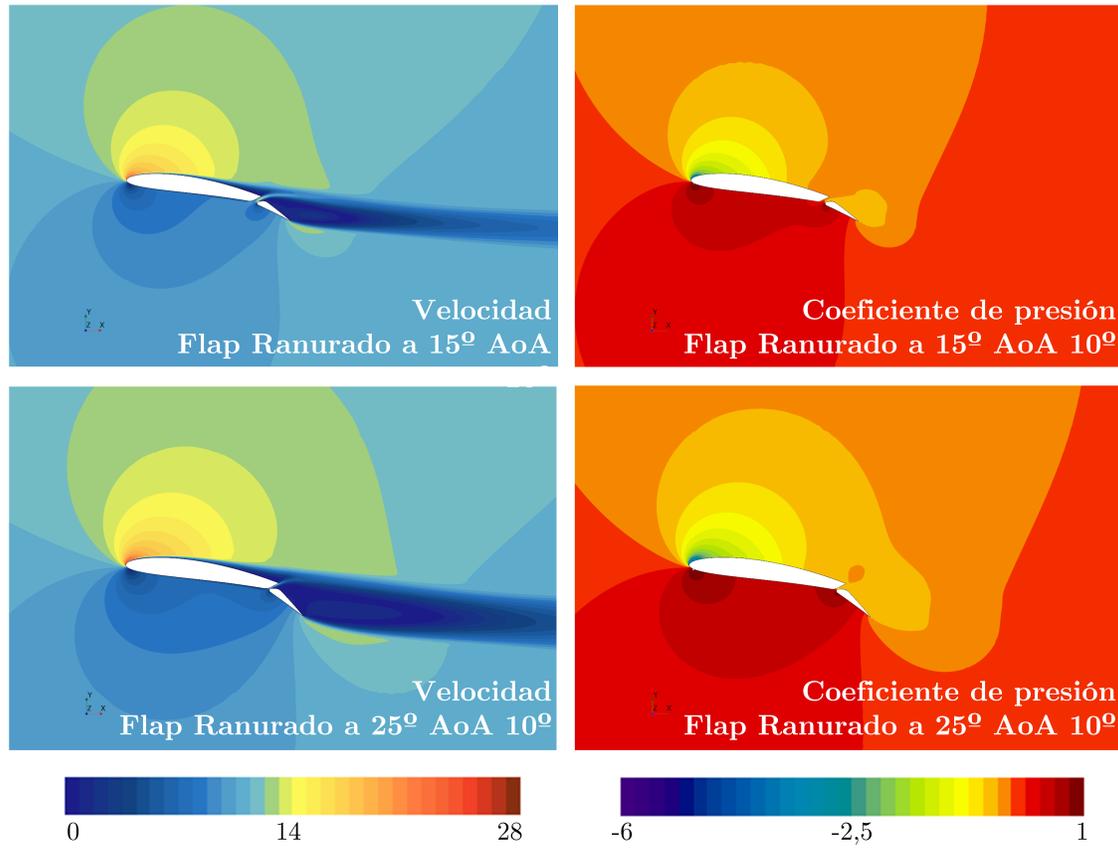


Figura 5.12: Contornos de velocidad [m/s] y coeficiente de presión [-].

Los contornos de velocidad de la *Figura 5.12* muestran estelas muy grandes, especialmente detrás de la región del flap. Se puede observar como a través de la ranura circula una pequeña cantidad de flujo proveniente del intradós, pero como ya se ha comentado, es insuficiente para mejorar el rendimiento del conjunto.

De forma análoga al flap simple, el flap ranurado extiende la distribución de presión sobre el ala hacia el borde de salida, región donde se encuentra el flap. No obstante, el pico de succión sigue estando en el borde de ataque del perfil.

5.4. Flap Fowler

El flap tipo Fowler es, indudablemente, la tipología más compleja entre todas las propuestas realizadas. El hecho de que esta superficie requiera dos tipos de movimiento, es decir, deflexión y desplazamiento, introduce una notable complejidad en el mecanismo de despliegue. Coordinar la deflexión hacia abajo del flap y su posterior desplazamiento hacia atrás a lo largo del borde de salida del ala es importante para situar la superficie hipersustentadora en las posiciones adecuadas que aseguren el mejor rendimiento. La interacción entre ambos movimientos demanda una ingeniería cuidadosa y precisa para asegurar un funcionamiento adecuado del flap tipo Fowler.

5.4.1. Coeficientes de sustentación y resistencia aerodinámica

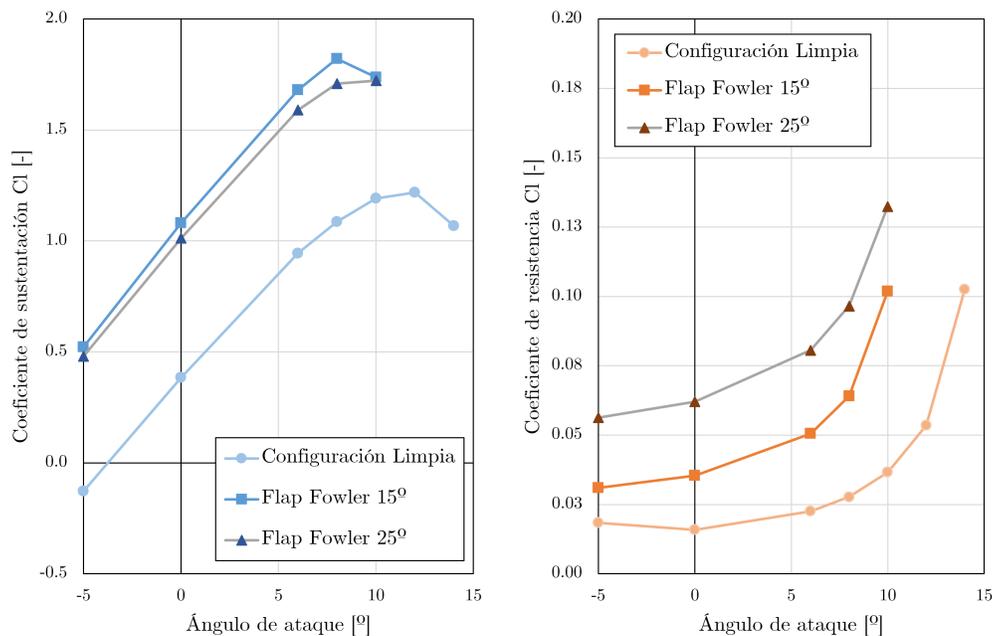


Figura 5.13: Coeficiente de sustentación C_l y de resistencia aerodinámica C_d frente al ángulo de ataque en el flap Fowler.

Los resultados obtenidos en términos del coeficiente de sustentación se encuentran dentro de las expectativas previstas. El valor del C_{l_0} obtenido con la deflexión del flap es más del doble que en la configuración limpia, y el $C_{l_{max}}$ es el más alto entre todas las tipologías estudiadas. Es evidente que la introducción de la deflexión del flap tiene un impacto significativo en la capacidad de sustentación del ala, lo cual es coherente con la teoría aerodinámica.

Resulta interesante observar que la configuración de deflexión del flap a 25° presenta una curva de coeficiente de sustentación inferior a la configuración de 15°. A primera vista, esto podría parecer contraintuitivo en comparación con los resultados de los otros flaps. Sin embargo, es importante tener en cuenta que la teoría aerodinámica sugiere que los valores máximos de deflexión para el flap tipo Fowler en configuraciones de despegue son típicamente de alrededor de 15°.

Los resultados muestran que la resistencia aerodinámica obtenida con la deflexión del flap presenta valores inusualmente elevados, similares a los del caso del flap simple.

Es relevante comentar que se adelanta notablemente la entrada en pérdida a ángulos de ataque de entre 8° y 10°.

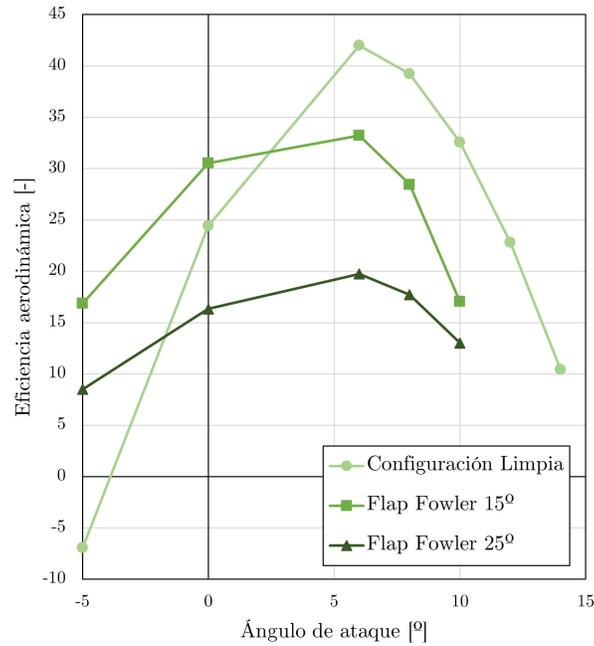


Figura 5.14: Eficiencia aerodinámica del flap Fowler.

En términos de eficiencia, esta tipología de flap es la mejor, pues apenas disminuye la eficiencia máxima en 10 puntos.

5.4.2. Distribución de presiones sobre el ala

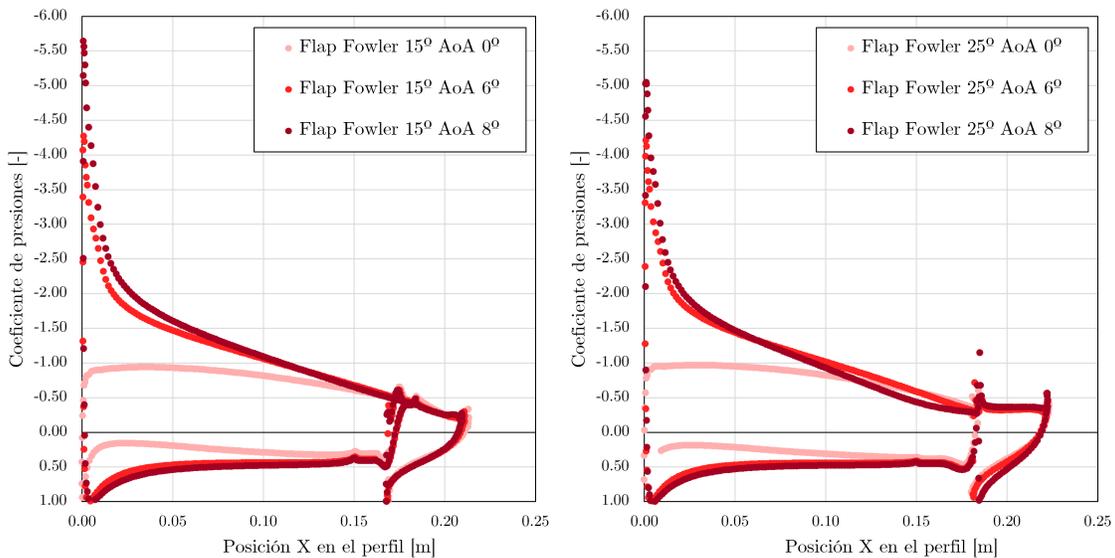


Figura 5.15: Coeficiente de presión C_P frente a posición en el perfil para varios ángulos de ataque.

La distribución de presiones que presenta el flap tipo Fowler es similar a la del flap ranurado. En la *Figura 5.15*, se puede observar cómo, a partir de $X \approx 0,15$, el flap, ayudado por la ranura que permite el paso de flujo entre el intradós y el extradós, crea una nueva zona de succión cerca del borde de salida del perfil aerodinámico. Es notable cómo en este estudio la distribución de presiones se extiende más allá de $X = 0,20$, que es el área que ocupa el perfil en configuración limpia, debido a que el flap se extiende hacia atrás varios centímetros.

5.4.3. Contornos de presión y velocidad

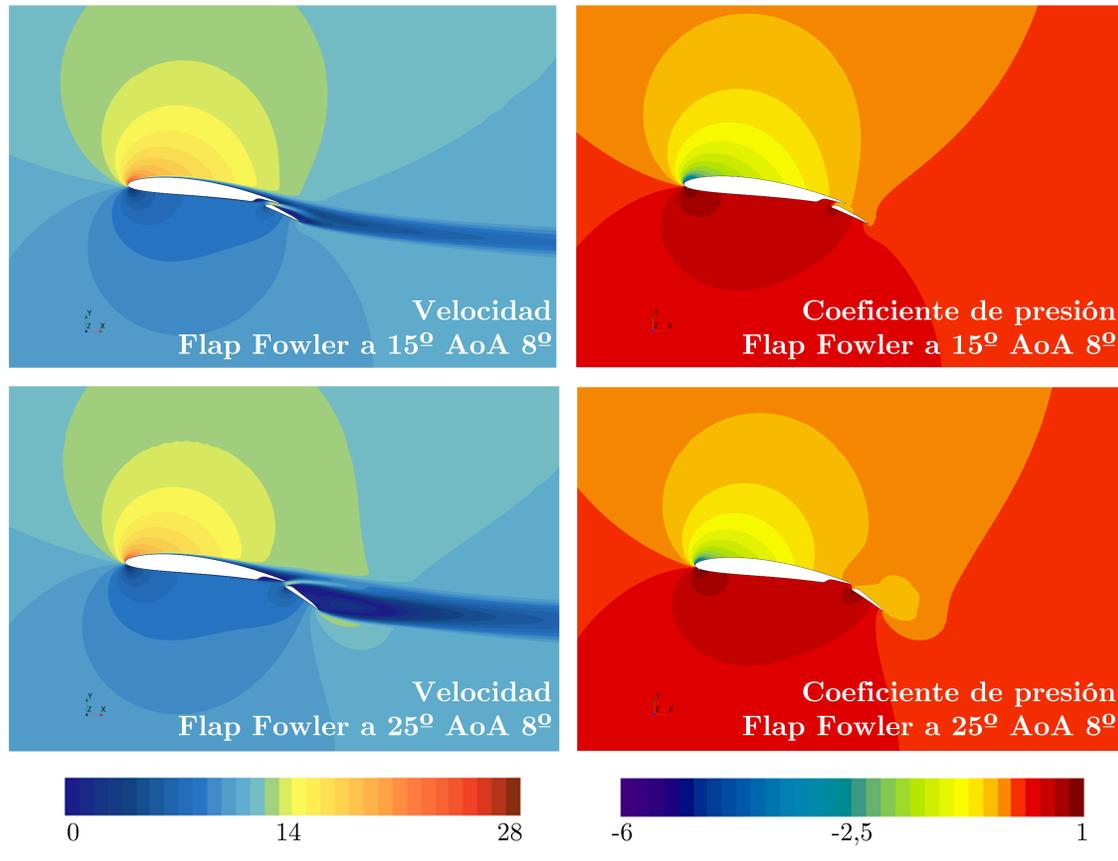


Figura 5.16: Contornos de velocidad [m/s] y coeficiente de presión [-].

Aunque las representaciones de la *Figura 5.16* están hechas para un ángulo de ataque de 8° , las estelas que se pueden observar son menores que para las otras tipologías de flap. Además, de forma análoga al flap ranurado, en el Fowler también se observa como la ranura entre el ala y el flap permite el paso de flujo que trata de adherirse al extradós del flap.

En cuanto a las presiones, en el área del flap se crea un nuevo pico de succión que contribuye a la sustentación elevada que muestra esta configuración.

5.5. Comparativa entre geometrías

Pese a que ya se han comentado los resultados obtenidos, en este apartado se muestra una recopilación de todas las curvas obtenidas para las distintas tipologías de flap con la finalidad de proporcionar una visión conjunta.

5.5.1. Coeficientes de sustentación y resistencia aerodinámica

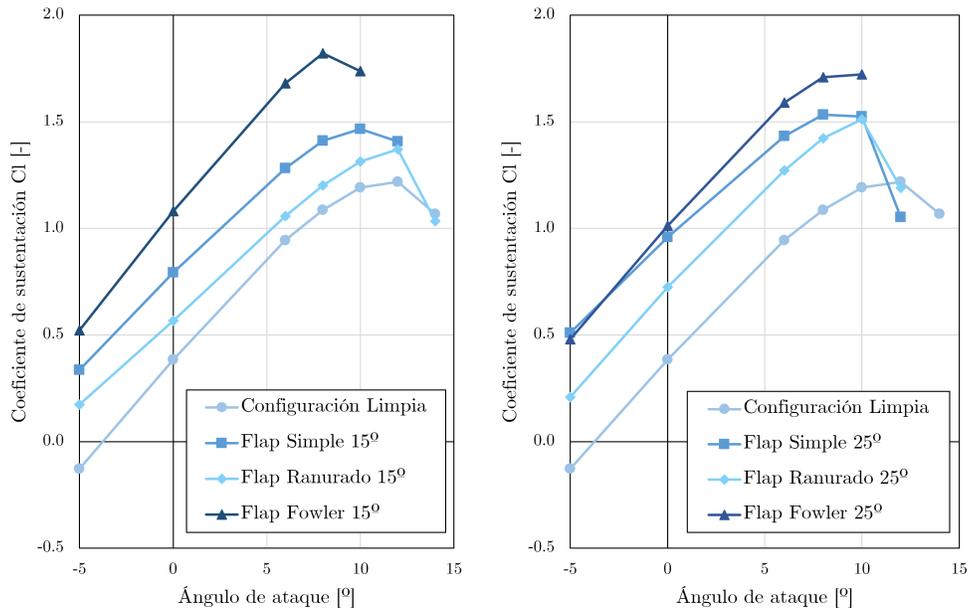


Figura 5.17: Coeficiente de sustentación C_l para las distintas geometrías estudiadas.

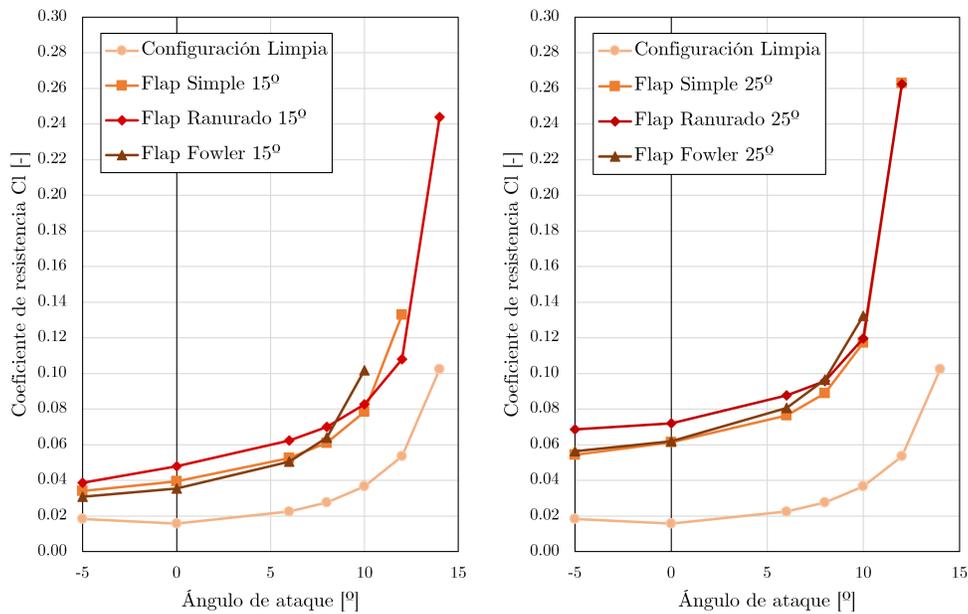


Figura 5.18: Coeficiente de resistencia aerodinámica C_d para las distintas geometrías estudiadas.

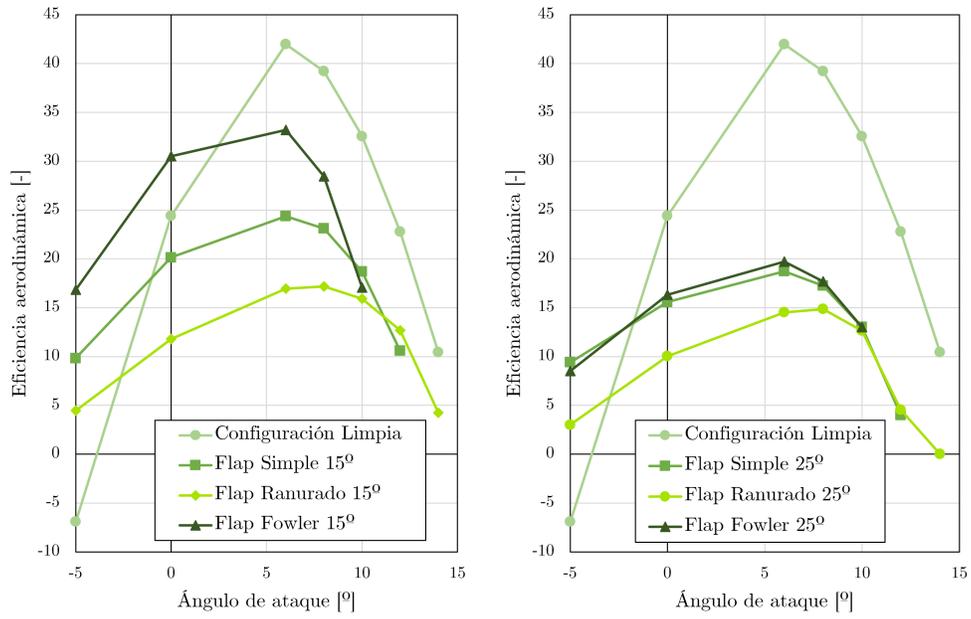


Figura 5.19: Eficiencia aerodinámica para las distintas geometrías estudiadas.

6. Validación Experimental

La validación de los modelos CFD mediante la comparación con datos experimentales es importante para asegurar la confiabilidad y aplicabilidad de estas herramientas en el diseño y la optimización de sistemas.

6.1. Túnel de viento

La realización de medidas en túnel de viento utilizando una maqueta a escala 2/3 del ala en distintas configuraciones, con y sin flap, ha sido un proceso desafiante y complejo. El objetivo principal de estas mediciones es evaluar el comportamiento aerodinámico del ala en diferentes etapas del vuelo para obtener una comprensión más profunda de su rendimiento y características. Sin embargo, a lo largo del proceso de montaje y ejecución de las pruebas, han surgido diversos problemas que han dificultado la obtención de datos en todas las configuraciones deseadas.

El principal problema que se ha encontrado con el ala sin flap es la vibración del perfil debido a las fuerzas aerodinámicas generadas por el flujo de aire en el túnel. Estas fuerzas provocan una inestabilidad en la maqueta, lo que resulta en vibraciones no controladas del perfil. La vibración del perfil afecta la precisión de las mediciones y dificulta obtener datos confiables sobre el comportamiento aerodinámico del ala. Para solucionar este problema, se requiere un diseño y construcción más robustos de la maqueta, capaces de resistir las fuerzas aerodinámicas.

En el caso de la maqueta con flap, uno de los principales inconvenientes ha sido el excesivo momento de cabeceo generado por el flujo de aire. Las fuerzas aerodinámicas han resultado ser demasiado grandes para el diseño y la capacidad de sujeción de la maqueta, lo que ha ocasionado que esta rotara debido al momento producido. Esto ha impedido tomar medidas en esta configuración.



Figura 6.1: Maqueta del ala con el flap desplegado del prototipo Xtra23 a escala 2/3 situada dentro del túnel de viento.

Además de los problemas comentados, la mala orientación del perfil frente a la balanza de medida en el túnel de viento ha generado limitaciones en la capacidad de obtener mediciones y correlaciones de las fuerzas aerodinámicas. Únicamente se han podido obtener mediciones para la resistencia aerodinámica. Por otro lado, la fuerza de sustentación, que se encuentra en sentido perpendicular al flujo, no ha podido ser medida por la inadecuada alineación del perfil con respecto a las galgas extensiométricas.

De todos modos, se presentan los resultados obtenidos y procesados en la *Figura 6.2* y en la *Tabla 11*. A su vez, en *12.2 Anexo II* se muestran los parámetros tomados directamente de las galgas extensiométricas y los dispositivos de medición del túnel de viento en la *Tabla 21*.

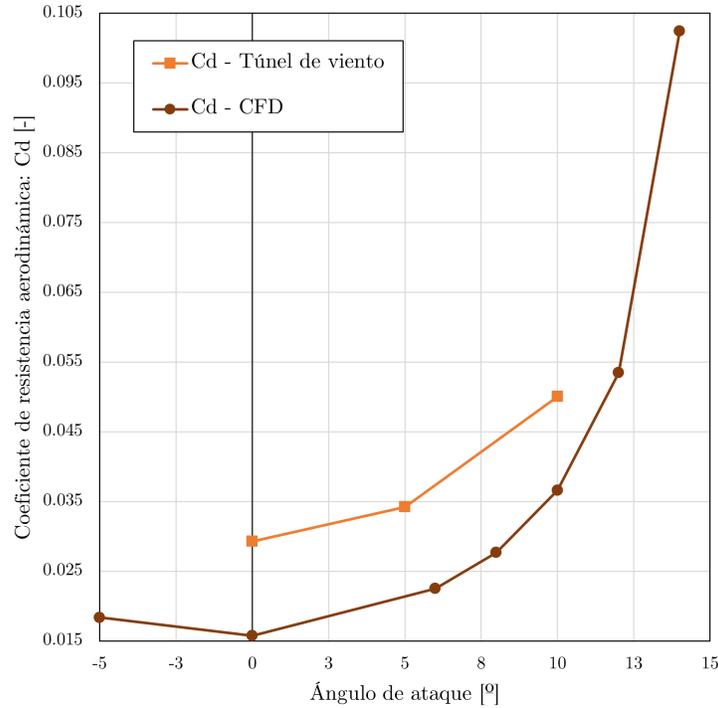


Figura 6.2: C_d en configuración limpia hallado en las mediciones en túnel de viento frente a C_d obtenido en simulaciones CFD.

Ángulo de ataque [°]	Resistencia aerodinámica [N]	Coeficiente de resistencia C_d [-]
0	0,2935	0,0299
5	0,3375	0,0344
10	0,5870	0,0598

Tabla 11: Parámetros calculados a partir de una correlación de las galgas extensiométricas.

En la *Figura 6.2*, se puede apreciar que los valores de resistencia aerodinámica del ala en configuración limpia, obtenidos mediante mediciones en el túnel de viento, son superiores a los resultados obtenidos a través del estudio CFD de la geometría correspondiente.

Diversos factores pueden contribuir a estas diferencias. Por un lado, las vibraciones y la deformación del perfil del ala durante las pruebas en el túnel de viento pueden afectar las mediciones y conducir a resultados no confiables. Además, la presencia de torbellinos en la punta del ala, causados por la falta de ajuste perfecto de la sección al túnel de viento, también puede influir en las mediciones y generar inexactitudes.

6.2. Pruebas de vuelo y vuelos de competición

Este apartado de validación experimental se enfoca en un conjunto de pruebas de vuelo ejecutadas con el propósito de evaluar el comportamiento aerodinámico del prototipo diseñado y fabricado. Estas pruebas tienen como objetivo primordial investigar y analizar cómo diversos elementos aerodinámicos del ala influyen en la distancia de despegue de la aeronave en distintas configuraciones de carga.

Ante la inminente participación en la Air Cargo Challenge 2022, es necesario someter el prototipo a pruebas exhaustivas para comprender en profundidad su rendimiento aerodinámico. Estos vuelos previos de ensayo se convierten en una etapa esencial del proceso de preparación para la competición, ya que permiten adquirir un conocimiento profundo del comportamiento del prototipo en condiciones reales de vuelo.

Durante las pruebas, se evalúan los efectos de diversos elementos aerodinámicos del ala, como flaps, alerones y otros dispositivos de control, en la distancia de despegue de la aeronave. La variación de la masa al despegue y las condiciones ambientales, como la velocidad y dirección del viento, son tenidas en cuenta para comprender mejor las interacciones entre los elementos aerodinámicos y su influencia en el rendimiento de despegue.

Los resultados y conclusiones obtenidos a partir de estas pruebas de vuelo brindarán información valiosa y crítica para optimizar el diseño y las estrategias de vuelo en la competición.

Prueba de Vuelo	N° Vuelo	Masa al despegue [kg]	Carga [kg]	Posición flaps en despegue	Viento	Distancia de despegue [m]	Posición flaps en aterrizaje
14/04/22	1	2,271	0,000	0	Moderado	≈ 20	0
	2	2,271	0,000	0	Nulo	≈ 20	-
	3	2,571	0,300	0	Leve	≈ 25	0
	4	2,871	0,600	1	Leve	≈ 25	2
	5	3,471	1,200	1	Moderado	≈ 35	2
07/05/22	6	2,571	0,300	1	Leve	≈ 20	1
	7	3,171	0,900	2	Leve	≈ 30	1
	8	3,771	1,500	2	Moderado	≈ 40	2
	9	3,771	1,500	2	Moderado	≈ 45	-
11/06/22	10	2,860	0,600	0	Nulo	≈ 30	0
	11	3,160	0,900	0	Nulo	≈ 45	1
	12	3,460	1,200	1	Leve	≈ 35	2

Tabla 12: Resultados de pruebas de vuelo.

Observaciones:

- Durante el vuelo N°2 se experimentan varios problemas con el recubrimiento del ala, se despegó y provoca aumentos de resistencia repentinos. Es necesario realizar un aterrizaje de emergencia fuera de pista.
- Durante los vuelos N°7 y N°8 el despegue con el flap completamente desplegado dificulta el control, teniendo que compensar manualmente un fuerte momento de cabeceo.

- Durante el vuelo $N^{\circ}9$ el ala sufre fenómenos aeroelásticos de inversión de mando dejando el avión sin control. La aeronave sufre un accidente aparatoso quedando completamente inutilizable.



Figura 6.3: Prototipo durante el vuelo $N^{\circ}6$ despegando a altos ángulos de ataque con el flap desplegado en posición intermedia.



Figura 6.4: Prototipo reconstruido durante el vuelo $N^{\circ}11$, el último vuelo antes de la competición.

Durante los vuelos de competición en la Air Cargo Challenge, el rendimiento de la aeronave fue el esperado acorde a las pruebas previas de vuelo realizadas con distintas configuraciones aerodinámicas y cargas. Sin embargo, en el vuelo $N^{\circ}2$ de la competición (*Tabla 13*), el equipo experimentó una situación inesperada al superar la altura máxima permitida, lo que resultó en un vuelo nulo para ese intento específico. Esta situación llevó al equipo a replantear su estrategia para el resto de la competición.

Considerando los resultados obtenidos previamente en los vuelos de ensayo, el equipo optó por una estrategia conservadora para los vuelos restantes, manteniendo una carga fija de 1,2 kg en todos los intentos. Esta decisión se basó en el análisis detallado de las capacidades y limitaciones del prototipo, teniendo en cuenta las condiciones de viento y la distancia de despegue. Además, el equipo evaluó que el tercer lugar en la competición era inalcanzable incluso si exprimían al máximo la capacidad del avión. Por lo tanto, la estrategia conservadora con una carga fija se presentó como la opción más acertada para asegurar un sólido cuarto puesto en la clasificación final.

Esta decisión demostró ser efectiva. La aeronave exhibió un rendimiento consistente y predecible durante los vuelos de competición, asegurando una distancia de despegue confiable y un manejo estable en todas las pruebas. La estrategia conservadora permitió al equipo mantener una posición competitiva en la tabla de clasificación y asegurar un lugar destacado en el ranking general de la Air Cargo Challenge.

Vuelo de competición	N° Vuelo	Masa al despegue [kg]	Carga [kg]	Posición flaps en despegue	Viento	Distancia de despegue [m]	Posición flaps en aterrizaje
06/07/22	1	3,460	1,200	1	Moderado	≈ 30	1
	2	3,460	1,200	1	Fuerte	≈ 35	2
07/07/22	3	3,460	1,200	1	Leve	≈ 35	1
	4	3,460	1,200	1	Moderado	≈ 30	1
08/07/22	5	3,460	1,200	1	Fuerte	≈ 40	2

Tabla 13: *Resultados en los vuelos de competición.*

Observaciones:

- Durante los vuelos N°2 y N°5 el fuerte viento cruzado impide realizar una carrera de despegue limpia, por ello, se incrementa la distancia de despegue.

Los datos extraídos de las pruebas de vuelo proporcionan información valiosa para determinar la distancia de despegue requerida en relación con la masa del avión para cada configuración de despegue. Estos datos permiten construir una representación gráfica y analítica que muestra cómo varía la distancia de despegue en función del peso de la aeronave.

A su vez, mediante los estudios CFD, se obtienen los coeficientes aerodinámicos necesarios para realizar simulaciones numéricas y calcular la distancia de despegue para las mismas configuraciones. De esta manera, se obtiene una representación similar que permite comparar los resultados obtenidos a través de los datos experimentales y los análisis numéricos.

Las *Figuras 6.5* y *6.6* presentan una comparativa entre las carreras de despegue obtenidas mediante la interpretación de los datos recopilados en las pruebas de vuelo y las carreras de despegue teóricas derivadas de los análisis CFD. Las carreras de despegue teóricas son calculadas utilizando los coeficientes correspondientes al flap Fowler, y se aplica un factor de seguridad del 10 % para garantizar resultados más confiables. Se pueden consultar las fórmulas empleadas para el cálculo de distancias de despegue en *12.3 Anexo III*.

Los resultados son satisfactorios, las carreras de despegue se ajustan con un error inferior al 10 % en todos los casos. Esta precisión en la coincidencia entre los datos experimentales y las predicciones teóricas refuerza la validez y confiabilidad del estudio realizado.

La concordancia entre los datos medidos y los resultados teóricos validados por CFD brinda una sólida base para la utilización de simulaciones numéricas en la evaluación del despegue de la aeronave con la configuración del flap Fowler.

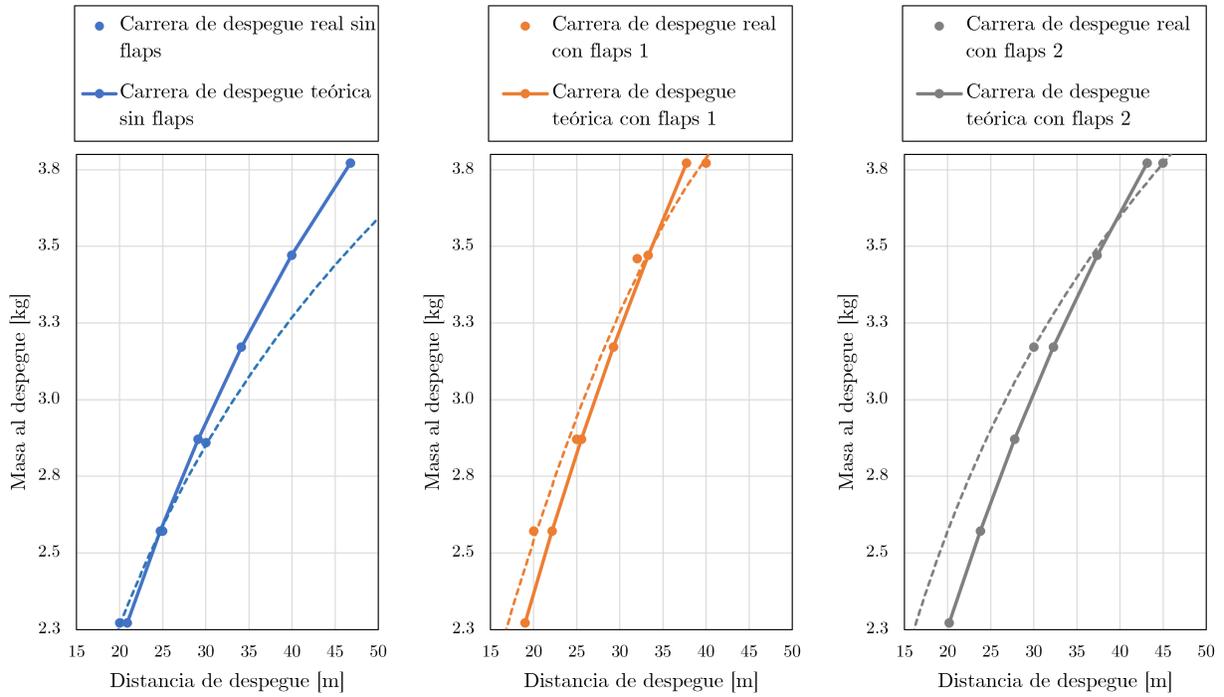


Figura 6.5: Carreras de despegue obtenidas con los datos experimentales de las pruebas de vuelo y carreras de despegue teóricas calculadas con los coeficientes obtenidos en los estudios CFD

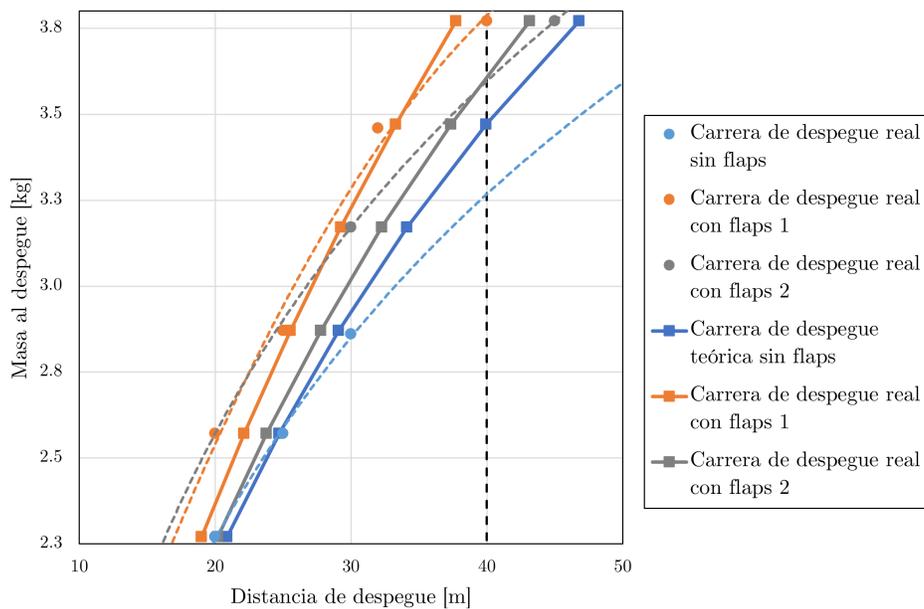


Figura 6.6: Resumen de las carreras de despegue.

7. Fabricación

En esta sección se detallan los procesos de fabricación así como los materiales empleados en la construcción del prototipo Xtra23 y las maquetas a escala del ala utilizadas para realizar mediciones en túnel de viento.

7.1. Prototipo real

La fabricación de los sistemas de una aeronave radiocontrol es un proceso de vital importancia que tiene un impacto directo en su desempeño y fiabilidad. Lograr un buen acabado y una construcción precisa es un objetivo primordial, considerando que los sistemas con los que se trabaja son intrincados y requieren un nivel de detalle minucioso, ya que incluso una pequeña desviación puede tener un impacto significativo en el funcionamiento y la eficiencia del sistema. Además, debido a las limitaciones de espacio en la aeronave, es necesario realizar un trabajo que garantice que los componentes se ajustan adecuadamente y aprovechen el volumen contenido por la geometría de la aeronave con eficacia. Pero quizá el requisito más relevante es lograr la máxima simplicidad posible del mecanismo, mejorando así su fiabilidad y la sencillez de su mantenimiento cuando este sea necesario.

Como se detallará a lo largo de la sección, en el proceso de fabricación del flap tipo fowler del Xtra23 se han empleado una serie de técnicas y métodos avanzados para garantizar su calidad y rendimiento óptimos. Entre estas técnicas destacan la impresión 3D, el trabajo con piezas de madera y la manufactura de elementos utilizando materiales compuestos. Técnicas que se adaptan a los requisitos previos, tanto por coste económico como por viabilidad en términos de materiales, utillaje y experiencia del usuario.

7.1.1. Mecanismo de despliegue: guía-riel curvo

El mecanismo de despliegue del flap en el Xtra23 consiste en dos rieles ubicados en los extremos de la superficie hipersustentadora, que se despliegan mediante unas guías especialmente diseñadas. Estas guías y rieles se han configurado con una curvatura específica que ha sido cuidadosamente estudiada y calculada para asegurar la colocación precisa del flap en las posiciones deseadas, tanto de cuerda como de ángulo de ataque.

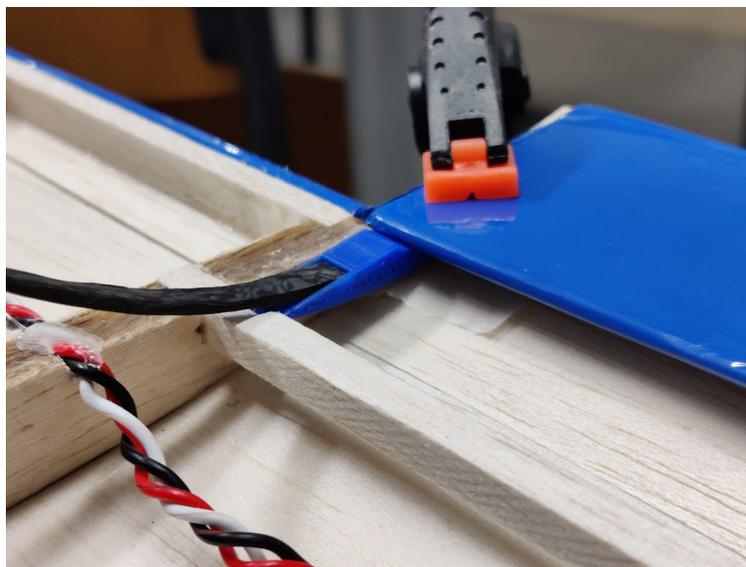


Figura 7.1: *Detalle del mecanismo de guía-riel curvo.*

La decisión de utilizar rieles y guías en el mecanismo de despliegue se basa en su capacidad para proporcionar un movimiento suave y controlado del flap. Los rieles, que están ubicados en los bordes del flap, sirven

como elementos que permiten un deslizamiento fluido a lo largo de las guías. Se trata de un diseño inteligente que aprovecha la oportunidad de actuar la superficie hipersustentadora mediante un único servomotor digital, cuyo brazo está conectado a la misma a través de un alambre rígido y una bisagra que le confiere el grado de libertad adicional necesario para no aplicar torsión al componente durante el movimiento de extensión.

Este sistema se conoce como “*Push Rod*”, se compone de una barra rígida que transmite la fuerza generada por el servomotor al flap. Es un sistema ampliamente utilizado para el control de superficies móviles en aeromodelos.

La fuerza infligida por el servomotor es a compresión en el caso del despliegue del flap, y a tensión durante el movimiento de retracción, y se aplica en el centro de masas del flap (en el eje de la envergadura) con el objetivo de extenderlo por igual desde ambos extremos y asegurar un deslizamiento sin tensiones indeseadas en las guías, que están ancladas al ala.

7.1.2. Materiales y procesos de fabricación

El flap del Xtra23 está compuesto íntegramente por madera de balsa. La selección de la madera de balsa se caracteriza por su ligereza, que la convierte en un material ideal para la fabricación de componentes estructurales en aeronaves de esta tipología.

El proceso de fabricación del flap implica dar forma a la pieza de madera de balsa de acuerdo con el diseño previamente estudiado y optimizado. Se comienza encolando dos tablas de balsa de 5 y 3mm de espesor dispuestas en paralelo, obteniendo así un bloque de grosor suficiente para dar cabida a la geometría de la pieza. Para dar forma al flap se emplean técnicas de desbastado utilizando lijas específicas para madera. El arranque de material se realiza de manera artesanal y meticulosa, teniendo en cuenta las tolerancias y dimensiones requeridas para el correcto funcionamiento del flap.

Una vez que la forma deseada se ha logrado mediante el desbaste, la pieza de madera de balsa se somete a un proceso adicional de acabado y protección que incluye la aplicación de recubrimientos especiales para garantizar la resistencia al desgaste, la protección contra la humedad y la prevención de posibles daños causados por la exposición al entorno. Se trata de un recubrimiento plástico autoadhesivo que se comercializa bajo nombres como Oracover o Monokote, y además de proteger y dar un mejor acabado a la pieza, le confiere una superficie lisa fácil de limpiar y con menor resistencia parásita.

La guía del mecanismo de despliegue se compone de dos piezas muy ligeras impresas en 3D con plástico PLA. Un polímero económico y fácil de trabajar que resiste holgadamente todos los esfuerzos a los que el riel lo somete. Esta pieza guía se ancla a una costilla doble mediante adhesivo instantáneo de cianoacrilato.

La pieza del mecanismo que más labor requiere es el riel curvo. Para fabricarlo primero se imprime en 3D (de forma similar a las guías) un molde con la geometría exterior de la pieza, en forma de media luna. La cara del molde que va a estar en contacto con la pieza es lijada para eliminar la rugosidad intrínseca al acabado de la impresión 3D. Por último se procede al laminado.

Al tratarse de un riel de fibra de carbono, se requiere de un trabajo de laminado, que dada la baja complejidad y las bajas sollicitaciones del componente, se verá simplificado con respecto al proceso completo que se emplea en la industria. El laminado en este caso consiste primero en la fijación de una lámina de acetato sobre la cara del molde en contacto con la pieza; esta le dará un acabado liso y pulido, además de facilitar su extracción del molde. A continuación se aplican hasta 5 rectángulos de 100x20mm de tejido de fibra de carbono de tipo sarga, intercaladas por capas de resina epoxi bicomponente específica para laminación. Finalmente se coloca un rectángulo de tejido pelable, conocido como *peelply* a través del cual la resina excedente se filtrará al exterior de la pieza. Aplicando presión uniforme al laminado, solo resta dejarlo curar a temperatura y presión ambiente durante 24h, hasta que alcanza su máxima rigidez. En este punto se puede extraer la pieza del molde, retirar la capa de peelply con el sobrante de resina, y perfilar las dimensiones y el espesor del riel por medio de una multiherramienta de tipo Dremel.

7.1.3. Ensamblaje

El montaje del mecanismo implica una serie de pasos precisos para garantizar su funcionamiento adecuado. Inicialmente, se fijan el riel al flap y la guía a la costilla doble utilizando adhesivo instantáneo de cianoacrilato, asegurando que ambas piezas queden perfectamente alineadas. Este alineamiento es esencial para evitar posibles desviaciones en el movimiento del flap.

Una vez que las piezas se encuentran fijadas, se procede a ensamblar el flap en sus guías, conectándolo al mecanismo de “push-rod”, que, a su vez, está vinculado al servo. Esta conexión permite que el servo controle el movimiento del flap en función de las señales recibidas. Para asegurar una correcta correspondencia entre las posiciones del servo y las posiciones deseadas del flap, se realiza un proceso de trimado del servo. Esto garantiza que las posiciones de 0 y 100 del servo coincidan con las posiciones límite del flap y también se programa una posición intermedia para un mejor control en condiciones específicas de vuelo.

Finalmente, se añaden dos bandas elásticas en los extremos del flap para facilitar su retracción. Estas bandas aseguran que el flap se retraiga de manera alineada con las guías y contribuyen a mejorar la estabilidad y precisión del mecanismo en su funcionamiento general.

7.2. Maqueta

Con el propósito de analizar el comportamiento del ala de la aeronave en un túnel de viento, se ha diseñado y construido una maqueta a escala. Dado que las dimensiones del túnel de viento no permiten montar el ala a tamaño real para llevar a cabo el análisis, se ha optado por una maqueta que presenta una escala reducida de 2/3 respecto a la configuración real del ala. Esta maqueta consta de dos piezas: una representa el ala con el flap retraído, es decir, en su configuración limpia, mientras que la otra muestra el flap completamente desplegado.

Para la fabricación de la maqueta, se emplea la tecnología de impresión 3D. El modelado de las piezas se realiza en *Fusion 360*, permitiendo obtener el sólido 3D de la maqueta. Posteriormente, se realiza un postprocesado utilizando el software *Ultimaker Cura*. Este software permite realizar ajustes y optimizaciones específicas para la impresora *Creativity Ender 3 NEO*, que se utiliza para el proceso de impresión.

Debido a que la envergadura de la maqueta es considerable y el volumen de impresión de la máquina es limitado, se toma la decisión de dividir cada maqueta en tres piezas distintas. Esta subdivisión permite que cada componente de la maqueta se imprima de manera independiente. Para la fabricación de las piezas, se hace uso de plástico PLA debido a su versatilidad y facilidad de uso en impresiones 3D. Una vez impresas todas las piezas, se procede al ensamblaje utilizando un adhesivo adecuado para lograr una unión sólida y estable entre las partes.



Figura 7.2: Maquetas del ala.

8. Objetivos de desarrollo sostenible

Los ODS, o Objetivos de Desarrollo Sostenible, son una serie de metas y compromisos globales adoptados por los Estados miembros de las Naciones Unidas en septiembre de 2015. Estos objetivos forman parte de la Agenda 2030 para el Desarrollo Sostenible, un plan de acción ambicioso y universal destinado a abordar los principales desafíos que enfrenta el mundo en términos de pobreza, desigualdad, cambio climático, degradación ambiental, paz y justicia, entre otros.

La Agenda 2030 consta de 17 Objetivos de Desarrollo Sostenible, cada uno con metas específicas y medibles a alcanzar para el año 2030. Los ODS abarcan una amplia gama de temas interconectados, incluyendo la erradicación de la pobreza, el acceso a la educación de calidad, la igualdad de género, el acceso a la salud, el agua limpia y el saneamiento, el trabajo decente y crecimiento económico, la acción climática, la protección de los ecosistemas, y la promoción de la paz y la justicia, entre otros.

Los ODS son un llamado a la acción para que todos los países, instituciones, empresas y ciudadanos trabajen en conjunto para lograr un futuro más sostenible, inclusivo y equitativo para las generaciones presentes y futuras. Su implementación requiere de la colaboración y el compromiso de todos los actores, a nivel global, regional y local, para abordar los desafíos globales y crear un mundo más próspero, justo y respetuoso con el medio ambiente.

En este apartado, se vincula el proyecto desarrollado en el presente trabajo con los Objetivos de Desarrollo Sostenible establecidos por las Naciones Unidas.

ODS 7 - Energía asequible y no contaminante: Este objetivo busca garantizar el acceso a fuentes de energía asequibles, fiables, sostenibles y modernas para todos. Los UAV eléctricos reducen el consumo de energía, fomentan el uso de energía renovable, disminuyen las emisiones de gases de efecto invernadero, impulsan la innovación tecnológica y potencian el acceso a tecnologías sostenibles. El CFD puede evaluar diferentes configuraciones de superficies hipersustentadoras, como flaps y alerones, para lograr una mayor capacidad de sustentación y eficiencia en vuelo, lo que contribuye al uso más eficiente de la energía. Además, el uso del CFD permite reducir los costos asociados con pruebas físicas y prototipado, al mismo tiempo que proporciona resultados detallados y precisos para optimizar el rendimiento. Esto contribuye a un proceso de fabricación más económico y eficiente.

ODS 9 - Industria, Innovación e Infraestructura: Este objetivo busca fomentar la construcción de infraestructuras resilientes, promover la industrialización inclusiva y sostenible, y fomentar la innovación. El trabajo realizado en el desarrollo de un UAV de competición aborda directamente este ODS al trabajar en el diseño y fabricación de una aeronave innovadora, que requiere infraestructuras especializadas. Además, la participación en competiciones internacionales como la Air Cargo Challenge impulsa la colaboración con otros equipos y el intercambio de conocimientos, lo que promueve la innovación y la transferencia de tecnología en el ámbito aeronáutico.

ODS 12 - Producción y consumo responsables: Este objetivo busca promover patrones de producción y consumo más sostenibles. El proyecto puede contribuir a este ODS al enfocarse en el diseño optimizado de los dispositivos hipersustentadores a través del uso de herramientas CFD, lo que podría conducir a una producción más responsable al reducir la necesidad de materiales y recursos innecesarios. Además, se está promoviendo un consumo responsable al utilizar tecnologías más eficientes y reducir el impacto ambiental en comparación con aeronaves menos aerodinámicas.

ODS 17 - Alianzas para lograr los objetivos: El objetivo ODS 17 busca fortalecer los medios de implementación y revitalizar la Alianza Mundial para el Desarrollo Sostenible. La participación del equipo Xtra2 UPV en la Air Cargo Challenge y la colaboración con otros equipos y universidades ejemplifica el espíritu de colaboración y trabajo conjunto necesario para alcanzar los ODS. Mediante la cooperación y la formación de alianzas, el equipo puede ampliar el impacto de su proyecto y compartir conocimientos y mejores prácticas para abordar los desafíos globales.

9. Conclusiones

El diseño de una aeronave no tripulada es un desafío complejo que involucra múltiples disciplinas y aspectos. La aerodinámica, en conjunto con otras áreas de conocimiento, desempeña un papel fundamental ya que influye directamente en el rendimiento y la eficiencia de la aeronave durante todas sus fases de vuelo. El análisis de las superficies hipersustentadoras, como los flaps, es de especial relevancia para lograr el máximo rendimiento en todas las fases del vuelo.

El CFD ha sido una herramienta fundamental en este estudio, permitiendo realizar análisis detallados y obtener resultados precisos de una amplia gama de configuraciones alares.

Los resultados obtenidos constituyen una base sólida para el diseño de un dispositivo hipersustentador que demuestre un rendimiento favorable en vuelo.

Es importante destacar que los estudios de sensibilidad de dominio y de independencia de malla han sido fundamentales para garantizar la precisión y confiabilidad de los resultados en los estudios de distintas configuraciones. La representación gráfica de todos los resultados numéricos, así como la visualización de contornos de velocidad y presión alrededor de la geometría de interés, ha sido de gran utilidad para comprender en detalle el comportamiento aerodinámico del conjunto.

En relación a los resultados obtenidos, se ha observado que la incorporación de elementos hipersustentadores efectivamente incrementa el coeficiente de sustentación. No obstante, este aumento también se ve acompañado de un incremento en la resistencia aerodinámica. Entre las distintas tipologías de flap estudiadas, el diseño tipo Fowler ha demostrado ser el de mejor desempeño en términos de rendimiento aerodinámico.

9.1. Trabajos futuros

En el transcurso de este estudio, se han abordado diversos aspectos relacionados con la comparación del rendimiento entre superficies hipersustentadoras. Se ha llevado a cabo una primera investigación que ha proporcionado resultados sólidos. Estos resultados sientan las bases para ampliar el estudio mediante la incorporación de nuevas simulaciones y la realización de iteraciones adicionales a las presentadas.

En primer lugar, resulta de especial interés complementar el estudio 2D realizado para cada tipología de flap con un análisis 3D más detallado. Los fenómenos de flujo tridimensionales que se desarrollan alrededor de la geometría compleja de un ala son de gran relevancia, ya que pueden influir significativamente en su rendimiento aerodinámico. Al considerar la dimensión adicional, se pueden observar con mayor claridad fenómenos como la formación de vórtices tridimensionales, la variación de la distribución de presiones y la influencia de la estela generada por el ala en el flujo. Estos aspectos son fundamentales para una comprensión más completa de la aerodinámica y pueden proporcionar información valiosa para mejorar el diseño y la eficiencia de las superficies hipersustentadoras.

Además, llevar a cabo más iteraciones en los modelos simulados, con variaciones en las posiciones del flap y las características de la ranura, en caso de tenerla, resulta altamente útil para determinar el punto óptimo tanto en términos de posiciones de despliegue como de espaciado de la ranura. Mediante la variación de las posiciones de despliegue del flap, es posible identificar aquellas que generan la máxima capacidad de sustentación y minimizan la resistencia aerodinámica en distintas condiciones de vuelo. Asimismo, ajustar las características de la ranura, en caso de estar presente, puede influir en la generación de succión y en la eficiencia global del ala, lo que ofrece oportunidades para optimizar el diseño.

Finalmente, aunque la validación mediante pruebas de vuelo del prototipo real proporciona información valiosa, la realización de más ensayos experimentales en túnel de viento puede resultar beneficioso para optimizar el diseño sin necesidad de implementar diversas iteraciones en el prototipo real. Este enfoque experimental permite explorar y evaluar diferentes configuraciones de manera más rápida y económica. La utilización de túneles de viento ofrece un ambiente controlado y reproducible que permite estudiar el com-

portamiento aerodinámico del ala en condiciones cercanas a la realidad. Al realizar pruebas en un entorno simulado, es posible obtener resultados confiables y precisos que contribuyen a la toma de decisiones informadas en la etapa de diseño. Además de reducir los costos de fabricación al enfocarse en la construcción del mejor diseño analizado, el uso de túneles de viento también disminuye el riesgo de posibles accidentes del prototipo causados por configuraciones que puedan empeorar significativamente la aerodinámica y que no se hayan reflejado adecuadamente en los estudios CFD.

10. Referencias

- [1] Team Akamodell Munchen. “Air Cargo Challenge 2022. Participation Handbook”. Technische Universität München, sep. de 2022. URL: <https://akamodell-muenchen.de/air-cargo-challenge-2022/regulations/> (vid. pág. 20).
- [2] Anibal ISIDORO CARMONA. *Aerodinámica y actuaciones del avión*. 10^a edición. ISBN: 84-243-2640-1. Editorial Paraninfo, 2000 (vid. págs. 24, 29, 34, 35).
- [3] Luis Miguel GARCÍA-CUEVAS, Marcos CARRERES y Andrés O. TISEIRA. “Centro de presiones, centro aerodinámico y cuerda media aerodinámica”. Centro de Motores Térmicos, Universitat Politècnica de València (vid. págs. 24, 28).
- [4] Miguel Ángel MUÑOZ. *Manual de vuelo*. 2020. URL: https://manualvuelo.es/1pbav/14_avion.html (vid. pág. 25).
- [5] John D. ANDERSON Jr. *Fundamentals of aerodynamics*. 6th edition. ISBN: 978-1-259-12991-9. McGraw-Hill Education, 2017 (vid. págs. 26-28, 31, 32, 35).
- [6] José MESEGUER y Ángel SANZ. *Aerodinámica básica*. 2^a edición. ISBN: 978-84-9281-2714. Garceta, 2010 (vid. págs. 26-28, 34, 36, 37).
- [7] Salvador DE LAS HERAS. *Mecánica de fluidos en ingeniería*. 1^a edición. ISBN: 978-84-7653-936-1. Publicacions Acadèmiques Digitals de la UPC, 2012 (vid. págs. 30, 31, 33).
- [8] Michel RIEUTORD. *Fluid Dynamics, An Introduction*. 1st edition. ISBN: 978-3-319-09350-5. Springer Cham, 2015 (vid. pág. 30).
- [9] Milton VAN DYKE. *An Album of Fluid Motion*. 4th printing. Parabolic Press, 1988 (vid. pág. 31).
- [10] H. K. VERSTEEG y W. MALALASEKERA. *An Introduction to Computational Fluid Dynamics*. 2nd Edition. ISBN: 978-0-13-127498-3. Pearson Education, 2007 (vid. págs. 31-33, 38, 39, 57).
- [11] Jousef MURAD. *What is $y+$ ($yplus$)?* Nov. de 2020. URL: <https://www.simscale.com/forum/t/what-is-y-yplus/82394> (vid. pág. 33).
- [12] Pedro MARTÍ. *Tema 6: Introducción al CFD. Ampliación de Mecánica de Fluidos, Grado en Ingeniería Aeroespacial*. 2021 (vid. págs. 39, 41, 47, 54, 56, 57).
- [13] Xtra2 UPV. “Air Cargo Challenge 2022 Technical Report”. En: (mayo de 2022). URL: https://akamodell-muenchen.de/wp-content/uploads/2022/05/ACC2022_technical_report_team_19.pdf (vid. pág. 43).
- [14] Siemens. *Simcenter STAR-CCM+ Documentation*. Version 2021.1. 2021 Siemens Digital Industries Software, 2021 (vid. págs. 47, 49).
- [15] Ideen SADREHAGHIGHI. *Mesh generation in CFD*. Patch 1.86.7. Annapolis, MD, 2020 (vid. págs. 48, 53).
- [16] Frank M. WHITE y Joseph MAJDALANI. *Viscous Fluid Flow*. Fourth Edition. ISBN 978-1-260-59780-6. McGraw Hill, 2006 (vid. pág. 49).
- [17] Mojtaba Maali AMIRI. *Setting up an External Aerodynamics Simulation*. Feb. de 2022. URL: https://www.youtube.com/watch?v=NB1KKPbS2aY&t=943s&ab_channel=AppliedComputationalFluidDynamics (vid. pág. 49).
- [18] Jiyuan TU, Guan-Heng YEOH y Chaoqun LIU. *Computational Fluid Dynamics: A Practical Approach*. Third Edition. ISBN 978-0-08-101127-0. Elsevier Science, 2018 (vid. pág. 57).
- [19] F.R. MENTER. “Two-Equation Eddy-Viscosity Turbulence Models for Engineering Applications”. En: *AIAA Journal* Vol. 32 No. 8 (ago. de 1994) (vid. págs. 57, 58).

11. Presupuesto

El presupuesto presente en esta sección se debe abordar desde una perspectiva particular. Además de todo el esfuerzo personal invertido en este documento, el diseño y la construcción del prototipo real, que es el objetivo final del estudio, recae sobre varios miembros del equipo Xtra2 UPV. Por tanto, se deben considerar las horas invertidas por estos miembros.

Además, para la elaboración de los estudios CFD y los cálculos se han usado herramientas con licencia proporcionada por la Universitat Politècnica de València y el Xtra2 UPV. Este *software* es *Star CCM+*, *Wolfram Mathematica* y *Microsoft Office*. La redacción del documento se ha llevado a cabo en código LaTeX, una herramienta de código abierto.

11.1. Prototipo Xtra23

Electrónica	Coste	Consumibles	Coste
Motor	98,00€	Pegamento	57,52€
Variador	43,15€	Tornillería	6,49€
Baterías	46,99€	Soldadura	6,68€
Receptor	74,98€	Cinta adhesiva	11,97€
Servomotores	81,00€	Material de laminación	64,48€
Subtotal	344,12€	Subtotal	147,14€

Material	Coste	Accesorios	Coste
Madera de balsa	23,50€	Hélice	9,05€
Fibra de Carbono	259,07€	Tren de aterrizaje	63,40€
Plástico PLA	19,44€	Oracover	46,10€
Aluminio	16,08€	Varios	74,60€
Subtotal	318,09€	Subtotal	193,15€

Coste del prototipo Xtra23	1 002,50 €
----------------------------	------------

11.2. Maquetas

Material	Coste
Plástico PLA	15,55€
Varillas de acero	1,20€
Coste de las maquetas	16,75 €

11.3. Recursos humanos

Concepto	Cantidad [h]	Coste [€/h]	Total
Personal del equipo Xtra2 UPV	3500	15	52 000,00€
Autor	450	15	6 750,00€
Tutor	15	15	450,00€
Coste de personal			59 700,00 €

11.4. Equipos y software

Para el cálculo de amortización de equipos y *software* se asume un tiempo de trabajo anual de 1 820 horas.

Concepto	Precio [€]	Vida útil [años]	Coste [€/h]	Horas	Total
Licencias Star CCM+	30 000,00	1	16,48	200	3 296,00€
Licencias Microsoft Office	99,99	1	0,06	150	9,00€
Licencias Wolfram Mathematica	226,00	1	0,13	10	1,30€
Ordenador de sobremesa	800,00	5	0,09	440	39,60€
Monitores	300,00	5	0,04	440	17,60€
Impresora 3D	239,00	5	0,03	48	1,44€
Coste de equipos y software					3 364,94 €

11.5. Total

COSTE TOTAL	64 084,44 €
--------------------	--------------------

El coste total del proyecto asciende a **SESENTA Y CUATRO MIL OCHENTA Y CUATRO EUROS CON CUARENTA Y CUATRO CÉNTIMOS**.

GASTO TOTAL	4 384,44 €
--------------------	-------------------

El gasto total del proyecto asciende a **CUATRO MIL TRESCIENTOS OCHENTA Y CUATRO CON CUARENTA Y CUATRO CÉNTIMOS**.

Se destaca la diferencia entre coste total y gasto total, ya que los recursos humanos empleados en la fabricación del prototipo no han supuesto un coste real.

12. Anexos

12.1. Anexo I: Datos obtenidos de los estudios CFD

AoA	Cl	Cd	Cm (c/4)	EA
-5	-0,127	0,0184	0,0200	-6,9187
0	0,385	0,0158	0,0193	24,4018
6	0,945	0,0225	0,0165	41,9875
8	1,086	0,0277	0,0144	39,2237
10	1,192	0,0366	0,0122	32,5705
12	1,218	0,0535	0,0098	22,7893
14	1,069	0,1025	0,0112	10,4292

Tabla 14: *Coefficientes aerodinámicos obtenidos para el caso de configuración limpia*

AoA	Cl	Cd	Cm (c/4)	EA
-5	0,3355	0,0341	0,0350	9,8343
0	0,7938	0,0394	0,0333	20,1418
6	1,2815	0,0526	0,0291	24,3760
8	1,4116	0,0611	0,0272	23,1156
10	1,4661	0,0785	0,0247	18,6869
12	1,4085	0,1329	0,0234	10,5960

Tabla 15: *Coefficientes aerodinámicos obtenidos para el caso de flap simple a 15°*

AoA	Cl	Cd	Cm (c/4)	EA
-5	0,5104	0,0543	0,0391	9,4050
0	0,9588	0,0615	0,0374	15,6030
6	1,4328	0,0765	0,0334	18,7325
8	1,5336	0,0889	0,0312	17,2521
10	1,5244	0,1172	0,0287	13,0100
12	1,0532	0,2630	0,0391	4,00455

Tabla 16: *Coefficientes aerodinámicos obtenidos para el caso de flap simple a 25°*

AoA	Cl	Cd	Cm (c/4)	EA
-5	0,1733	0,0388	0,0344	4,4715
0	0,5663	0,0479	0,3056	11,8117
6	1,0579	0,0624	0,0260	16,9488
8	1,2019	0,0700	0,0246	17,1674
10	1,3143	0,0826	0,0232	15,9131
12	1,3708	0,1080	0,0231	12,6907
14	1,0340	0,2438	0,0353	4,2415

Tabla 17: *Coefficientes aerodinámicos obtenidos para el caso de flap ranurado a 15°*

AoA	Cl	Cd	Cm (c/4)	EA
-5	0,2085	0,0685	0,0363	3,0427
0	0,7239	0,0721	0,0350	10,0436
6	1,2717	0,0876	0,0316	14,5147
8	1,4222	0,0957	0,0302	14,8650
10	1,5120	0,1197	0,0293	12,6317
12	1,1900	0,2624	0,0398	4,5351

Tabla 18: *Coefficientes aerodinámicos obtenidos para el caso de flap ranurado a 25°*

AoA	Cl	Cd	Cm (c/4)	EA
-5	0,5211	0,0309	0,0499	16,85039545
0	1,0813	0,0354	0,0517	30,5225018
6	1,6800	0,0506	0,0514	33,208319
8	1,8213	0,0640	0,0500	28,44959981
10	1,7371	0,1019	0,0463	17,05386838

Tabla 19: *Coefficientes aerodinámicos obtenidos para el caso de flap Fowler a 15°*

AoA	Cl	Cd	Cm (c/4)	EA
-5	0,4795	0,0563	0,0534	8,5121
0	1,0130	0,0620	0,0546	16,3299
6	1,5900	0,0806	0,0549	19,7241
8	1,7089	0,0966	0,0536	17,6993
10	1,7219	0,1323	0,0530	13,0124

Tabla 20: *Coefficientes aerodinámicos obtenidos para el caso de flap Fowler a 25°*

12.2. Anexo II: Medidas tomadas en túnel de viento

Giro en plataforma [°]	Ángulo de ataque [°]	Velocidad [m/s]	Galga 1	Galga 1	Galga 1
85	0	16,80	0,49	-0,17	-0,20
80	5	16,70	0,24	-0,26	-0,31
75	10	16,70	-0,03	-0,29	-0,37

Tabla 21: *Parámetros medidos en el túnel de viento.*

Se presenta también la matriz con la que se ha realizado la correlación de los datos obtenidos a partir de las galgas para hallar las fuerzas aerodinámicas. La matriz de correlación se ha obtenido de la Práctica 3 - Aerodinámica 3D, de la asignatura de Aerodinámica.

$$\begin{pmatrix} -0,782295953 & 0,051435375 & 0,100801776 \\ 0,023226609 & 0,982549484 & -0,880302277 \\ 0,22620193 & 0,137676845 & 0,125890554 \end{pmatrix} \quad (19)$$

12.3. Anexo III: Cálculos para hallar carreras de despegue

Distancia de despegue x_{TO} :

$$x_{TO} = m \cdot \int_0^{V_{TO}} \frac{V}{(T_s - D - \mu_d \cdot (W - L))} dV$$

donde:

- V es la velocidad.
- m es la masa de la aeronave.
- T_s representa el modelo propulsivo:

$$T_s = \begin{cases} 10,79 \cdot \delta_p & V < 11,38 \\ (10,79 - 0,56 \cdot (V - 11,38)) \cdot \delta_p & V \geq 11,38 \end{cases}.$$

- D es el *drag* o resistencia aerodinámica y L el *lift* o sustentación.
- W representa el peso $m \cdot g$.
- μ_d es el coeficiente de rozamiento del avión con la pista. Para una pista de césped corto toma un valor de $\approx 0,1$.

Sin flaps		
Masa al despegue [kg]	Distancia de despegue [m]	Distancia de despegue x1.1 [m]
2.271	18.97	20.87
2.571	22.47	24.72
2.871	26.45	29.10
3.171	31.02	34.12
3.471	36.31	39.94
3.771	42.54	46.79

Con flaps 1		
Masa al despegue [kg]	Distancia de despegue [m]	Distancia de despegue x1.1 [m]
2.271	17.28	19.01
2.571	20.13	22.14
2.871	23.22	25.54
3.171	26.59	29.25
3.471	30.27	33.30
3.771	34.31	37.74

Con flaps 2		
Masa al despegue [kg]	Distancia de despegue [m]	Distancia de despegue x1.1 [m]
2.271	18.36	20.20
2.571	21.62	23.78
2.871	25.25	27.78
3.171	29.33	32.26
3.471	33.96	37.36
3.771	39.23	43.15

Tabla 22: Resultados del cálculo de distancias de despegue teóricas.