



UNIVERSITAT  
POLITÈCNICA  
DE VALÈNCIA

  
ETSI Aeroespacial y Diseño Industrial

UNIVERSITAT POLITÈCNICA DE VALÈNCIA

Escuela Técnica Superior de Ingeniería Aeroespacial  
y Diseño Industrial

Análisis numérico y optimización aerodinámica de la punta  
de ala de un UAV de competición

Trabajo Fin de Grado

Grado en Ingeniería Aeroespacial

AUTOR/A: Silla Llopis, David

Tutor/a: Quintero Igeño, Pedro Manuel

CURSO ACADÉMICO: 2023/2024

# Agradecimientos

Antes de comenzar con el propio documento, me gustaría dedicar unas palabras de gratitud a todas las personas que me han ayudado y apoyado a llevar a cabo este proyecto.

En primer lugar, quiero agradecer al equipo Xtra2 UPV por darme la oportunidad de participar en el Air Cargo Challenge 2024 como jefe del diseño aerodinámico de nuestro prototipo Xtra25 «Chimuelo». En especial, dentro de este equipo quiero mostrar mi más sincera gratitud a las siguientes personas: a Jose Morcillo por enseñarme ya desde segundo de carrera las bases de la mecánica de vuelo de UAVs de competición, a pesar de su escepticismo en la utilidad de los winglets; a Marc Aragón por introducirme en el mundo de la mecánica de fluidos computacional CFD; a Hugo Pamies por ayudarme en el diseño CAD de los dispositivos de punta alar de este trabajo; y en último lugar y más importante, al team leader del equipo Alberto Ribera por confiar en mí para diseñar y optimizar el prototipo ganador de esta edición del Air Cargo Challenge.

Otra persona a la que quiero agradecer en especial es a mi tutor Pedro Quintero. He tenido el privilegio de tenerlo de profesor durante mi carrera universitaria en varias asignaturas relacionadas con la mecánica de fluidos computacional y la aerodinámica. Gracias a sus conocimientos y su calidad de docencia he conseguido adquirir las habilidades necesarias para llevar a cabo este proyecto.

Por último pero no menos importante, quiero agradecer a mi familia y amigos por el apoyo y la motivación que me han aportado. En especial a mi pareja Nuria por aguantar las turras que le he dado con mi TFG.

# Abstract

The Bachelor's Thesis focuses on the design and analysis of wingtip devices using CFD for the prototype presented by the Generación Espontánea Xtra2 UPV team, Xtra25 "Chimuelo" Mk.2, which participates in the UAVs competition Air Cargo Challenge 2024. In order to maximize the score, the design of the winglets aims to improve the aircraft's performance in climb, glide, and cruise. Thus, the variables to optimize are the maximum climb rate, cruise speed, crossover speed, and glide ratio, which are calculated from the polar curves obtained in CFD. The wingtip devices in the study are divided into a set of traditional winglets (Upswept, Raked, Drooped, and Whitcomb) and a type of winglet commonly used in gliders studied parametrically (Maughmer).

# Resumen

El Trabajo de fin de Grado trata el diseño y análisis de dispositivos de punta alar en CFD para el prototipo presentado por el equipo de Generación Espontánea Xtra2 UPV, Xtra25 «Chimuelo» Mk.2, que participa en la competición de UAVs Air Cargo Challenge 2024. Con fin de maximizar la puntuación, el diseño de los winglets tiene como objetivo mejorar las prestaciones de la aeronave en ascenso, planeo y crucero. Así, las variables a optimizar son la tasa de ascenso máxima, la velocidad de crucero, la velocidad crossover y el glide ratio, las cuales se calculan a partir de las curvas polares obtenidas en CFD. Los dispositivos de punta alar del estudio se dividen entre un conjunto de winglets tradicionales (Upswept, Raked, Drooped y Whitcomb) y un tipo de winglet común en planeadores estudiado paramétricamente (Maughmer).

# Resum

El Treball de fi de Grau tracta el disseny i l'anàlisi de dispositius de punta alar en CFD per al prototip presentat per l'equip de Generación Espontánea Xtra2 UPV, Xtra25 «Chimuelo» Mk.2, que participa en la competició de UAVs Air Cargo Challenge 2024. Amb l'objectiu de maximitzar la puntuació, el disseny dels winglets té com a objectiu millorar les prestacions de l'aeronau en ascens, planeig i creuer. Així, les variables a optimitzar són la taxa d'ascens màxima, la velocitat de creuer, la velocitat crossover i el glide ratio, les quals es calculen a partir de les corbes polars obtingudes en CFD. Els dispositius de punta alar de l'estudi es divideixen entre un conjunt de winglets tradicionals (Upswept, Raked, Drooped i Whitcomb) i un tipus de winglet comú en planadors estudiat paramètricament (Maughmer).

# Nomenclatura

Símbolo	Definición	Unidades (S.I.)
$\alpha$	Ángulo de ataque	$^{\circ}$
$AoA$	Ángulo de ataque	$^{\circ}$
$AR_w$	Alargamiento alar	-
$b_w$	Envergadura alar	-
$C_D$	Coficiente de resistencia aerodinámica	-
$C_d$	Coficiente de resistencia aerodinámica 2D	-
$C_{D0}$	Coficiente de resistencia aerodinámica a $0^{\circ}$	-
$C_{D0,f}$	Coficiente de resistencia aerodinámica a $0^{\circ}$ con flaps	-
$C_{Dmin}$	Coficiente de resistencia aerodinámica mínimo	-
$C_L$	Coficiente de sustentación	-
$C_l$	Coficiente de sustentación 2D	-
$C_{L0}$	Coficiente de sustentación a $0^{\circ}$	-
$C_{L0,f}$	Coficiente de sustentación a $0^{\circ}$ con flaps	-
$C_{L\alpha}$	Pendiente de sustentación	-
$C_{L,max}$	Coficiente de sustentación máximo	-
$C_{l,max}$	Coficiente de sustentación máximo 2D	-
$C_{L,max,f}$	Coficiente de sustentación máximo con flaps	-
$C_{L,minD}$	Coficiente de sustentación a $C_{Dmin}$	-
$C_M$	Coficiente de momento de cabeceo	-
$C_{M0}$	Coficiente de momento de cabeceo a $0^{\circ}$	-
$C_p$	Coficiente de presiones	-
$c_w$	Cuerda media aerodinámica	m
$c_{w,root}$	Cuerda en la raíz	m
$c_{w,tip}$	Cuerda en la punta	m
$D_{0,f}$	Resistencia aerodinámica a $0^{\circ}$ con flaps	N
$\delta_P$	Palanca de gases	-
$e$	Energía interna de un fluido	J
$e_{Oswald}$	Factor de Oswald	-
$\mathbf{f}$	Fuerzas externas sobre un fluido	N
$\Phi$	Función de disipación viscosa	W
$g$	Constante de gravedad	m/s <sup>2</sup>
$\Gamma_w$	Diedro	$^{\circ}$
$\gamma$	Pendiente de vuelo	$^{\circ}$
$I$	Corriente eléctrica	A
$K$	Factor de resistencia inducida	-
$k$	Coficiente de conductividad térmica	W/(mK)
$L/D$	Eficiencia aerodinámica / senda de planeo / Glide ratio	-

$(L/D)_0$	Eficiencia aerodinámica a $0^\circ$	-
$(L/D)_{eff}$	Eficiencia aerodinámica en la fase de eficiencia	-
$(L/D)_{max}$	Eficiencia aerodinámica máxima	-
$L_{0,f}$	Sustentación a $0^\circ$ con flaps	N
$\Lambda_{c/4}$	Flecha a 1/4 de cuerda	$^\circ$
$MTOW$	Maximum Take Off Weight	kg
$\mu$	Viscosidad dinámica	Pa-s
$\mu_{TO}$	Coefficiente de fricción durante el despegue	-
$\mathbf{n}$	Vector normal a la superficie	-
$OEW$	Operating Empty Weight	kg
$p$	Presión	Pa
$PL$	Payload	kg
$\rho$	Densidad del aire	$\text{kg/m}^3$
$S_w$	Superficie alar en planta	$\text{m}^2$
$T$	Empuje	N
$T_0$	Empuje estático	N
$\theta_{tip}$	Torsión en la punta alar	$^\circ$
$t_{Motor}$	Tiempo de vuelo a motor	s
$t_{Planeo}$	Tiempo de vuelo a planeo	s
$t_{TO,f}$	Tiempo de despegue con flaps	s
$T_V$	Caída de empuje respecto la velocidad	$\text{N}/(\text{m/s})$
$\tau$	Esfuerzo cortante	
$\text{Pa } \mathbf{u}$	Vector de velocidad de un fluido	$\text{m/s}$
$V$	Velocidad de vuelo	$\text{m/s}$
$V^*$	Velocidad de máxima eficiencia aerodinámica	$\text{m/s}$
$V_{CRP}$	Velocidad del punto cross-over	$\text{m/s}$
$V_{eff}$	Velocidad de vuelo en la fase de eficiencia	$\text{m/s}$
$V_{inf}$	Velocidad en flujo libre	$\text{m/s}$
$V_{max}$	Velocidad máxima	$\text{m/s}$
$Volt$	Tensión eléctrica	V
$V_{stall,f}$	Velocidad de entrada en pérdida con flaps	$\text{m/s}$
$V_{TO,f}$	Velocidad de despegue con flaps	$\text{m/s}$
$V_z$	Tasa de ascenso	$\text{m/s}$
$V_{z,max}$	Tasa de ascenso máxima	$\text{m/s}$
$w$	Componente vertical de la velocidad del flujo	$\text{m/s}$
$W$	Peso	N
$x_{Motor}$	Distancia recorrida a motor	m
$x_{Planeo}$	Distancia recorrida a planeo	m
$x_{TO,f}$	Distancia de despegue con flaps	m
$y$	Posición en el eje de la envergadura	m
$Y^+$	Distancia al centroide de la primera celda del <i>Boundary Layer</i>	-
$z_{Asc}$	Altitud alcanzada durante el ascenso	m

Tabla 0.1: Tabla de símbolos.

# Índice de tablas

0.1. Tabla de símbolos. . . . .	6
2.1. Parámetros geométricos del ala. . . . .	23
2.2. Variaciones del winglet Maughmer . . . . .	30
2.3. Parámetros de la Malla 1. . . . .	32
2.4. Parámetros de la capa límite. . . . .	36
2.5. Independencia de malla. . . . .	37
2.6. Sensibilidad de dominio. . . . .	38
2.7. Estrategias de planeo. . . . .	43
3.1. Coeficientes aerodinámicos linealizados del ala preliminar. . . . .	50
3.2. Coeficientes aerodinámicos linealizados del Upswept. . . . .	54
3.3. Coeficientes aerodinámicos linealizados del Raked. . . . .	56
3.4. Coeficientes aerodinámicos linealizados del Drooped. . . . .	59
3.5. Coeficientes aerodinámicos linealizados del Whitcomb. . . . .	62
3.6. Coeficientes aerodinámicos linealizados del Maughmer t1-s30-75. . . . .	65
3.7. Coeficientes aerodinámicos linealizados del Maughmer t5-s30-75. . . . .	67
3.8. Coeficientes aerodinámicos linealizados del Maughmer t1-s40-75. . . . .	68
3.9. Coeficientes aerodinámicos linealizados del Maughmer t1-s30-80. . . . .	69
3.10. Coeficientes aerodinámicos linealizados de las alas rectas. . . . .	72
3.11. Perfil de vuelo durante la fase de eficiencia. . . . .	76
7.1. Desglose de presupuesto destinado al personal involucrado en el proyecto. . . . .	95
7.2. Desglose de presupuesto destinado a <i>software</i> . . . . .	95
7.3. Presupuesto total del proyecto. . . . .	96

# Índice de figuras

1.1.	Diagrama de la resistencia inducida por torbellinos de punta alar [1]. . . . .	15
1.2.	Funcionamiento de un winglet [2]. . . . .	16
1.3.	Diagrama de fuerzas mecánica de vuelo longitudinal [3]. . . . .	19
1.4.	Xtra25 «Chimuelo» Mk.2. . . . .	19
1.5.	Polares 2D del perfil XT 3314_4. . . . .	20
1.6.	Polares 3D del Xtra25 Chimuelo. . . . .	21
2.1.	Plano del ala preliminar, cotas en mm. . . . .	22
2.2.	Geometrías tradicionales de punta alar [4]. . . . .	23
2.3.	Pipistrel Panthera [5]. . . . .	24
2.4.	Plano 3-vista Upswept, cotas en mm. . . . .	25
2.5.	Boeing 787 Dreamliner [6]. . . . .	25
2.6.	Plano 3-vista Raked, cotas en mm. . . . .	26
2.7.	Flight Design CT [7]. . . . .	26
2.8.	Plano 3-vista Drooped, diseñado por Hugo Pamies, cotas en mm. . . . .	27
2.9.	Ensayos en túnel de viento del winglet Whitcomb [8]. . . . .	27
2.10.	Plano 3-vista Whitcomb, cotas en mm. . . . .	28
2.11.	Schempp-Hirth Discus-2c [9]. . . . .	28
2.12.	Plano 3-vista Maughmer inicial, cotas en mm. . . . .	29
2.13.	Ángulos característicos del winglet Maughmer [10]. . . . .	29
2.14.	Diagrama de flujo de un estudio CFD [11]. . . . .	30
2.15.	Vista lateral del Dominio CFD, diagrama no a escala. . . . .	31
2.16.	Malla 1 - Dominio CFD. . . . .	33
2.17.	Malla 1 - Ala. . . . .	33
2.18.	Calidad de la Malla 1. . . . .	34
2.19.	Distribución $Y^+$ sobre el ala a $8^\circ$ . . . . .	36
2.20.	Independencia de malla. . . . .	37
2.21.	Independencia de malla. . . . .	38
2.22.	Ejemplo de aplicación del método Cross-Over. . . . .	41
3.1.	Distribución $C_p$ sobre el ala. . . . .	46
3.2.	Vorticidad aguas abajo del ala. . . . .	46
3.3.	Streamlines en punta alar. . . . .	47
3.4.	Convolución de vectores velocidad sobre el ala preliminar. . . . .	48
3.5.	Downwash adimensionalizado aguas abajo del ala. . . . .	48
3.6.	Distribución del coeficiente de sustentación sobre el ala preliminar. . . . .	49
3.7.	Polares del ala preliminar. . . . .	50
3.8.	Streamlines Upswept. . . . .	51
3.9.	Convolución de la velocidad Upswept. . . . .	52

3.10. Downwash Upswept. . . . .	52
3.11. Distribución de sustentación Upswept. . . . .	52
3.12. Polares del winglet Upswept. . . . .	53
3.13. Streamlines Raked. . . . .	54
3.14. Convolución de la velocidad Raked. . . . .	55
3.15. Downwash Raked. . . . .	55
3.16. Distribución de sustentación Raked. . . . .	55
3.17. Polares del winglet Raked. . . . .	56
3.18. Streamlines Drooped. . . . .	57
3.19. Convolución de la velocidad Drooped. . . . .	57
3.20. Downwash Drooped. . . . .	58
3.21. Distribución de sustentación Drooped. . . . .	58
3.22. Polares del winglet Drooped. . . . .	59
3.23. Streamlines Whitcomb. . . . .	60
3.24. Convolución de la velocidad Whitcomb. . . . .	60
3.25. Downwash Whitcomb. . . . .	61
3.26. Distribución de sustentación Whitcomb. . . . .	61
3.27. Polares del winglet Whitcomb. . . . .	62
3.28. Streamlines Maughmer t1-s30-c75. . . . .	63
3.29. Convolución de la velocidad Maughmer t1-s30-c75. . . . .	63
3.30. Downwash Maughmer t1-s30-c75. . . . .	64
3.31. Distribución de sustentación Maughmer t1-s30-c75. . . . .	64
3.32. Polares del winglet Maughmer t1-s30-c75. . . . .	65
3.33. Streamlines Maughmer t5-s30-c75. . . . .	66
3.34. Streamlines Maughmer t1-s40-c75. . . . .	67
3.35. Streamlines Maughmer t1-s30-c80. . . . .	68
3.36. Comparación de convolución de la velocidad entre ala preliminar y recta con el winglet Maughmer t1-s30-c75. . . . .	70
3.37. Comparación de downwash entre ala preliminar y recta con el winglet Maughmer t1-s30-c75. . . . .	70
3.38. Comparación de distribución de sustentación entre ala preliminar y recta con el winglet Maughmer t1-s30-c75. . . . .	71
3.39. Polares del ala recta. . . . .	71
3.40. Prestaciones a motor. . . . .	73
3.41. Prestaciones a vela. . . . .	74
3.42. Velocidades cross-over. . . . .	75
3.43. Puntuaciones en la fase de eficiencia. . . . .	77
3.44. Puntuaciones en la fase de distancia. . . . .	78
3.45. Puntuaciones en la ronda. . . . .	79
4.1. Winglet Maughmer t1-s40-c75. . . . .	82
5.1. Perfiles aerodinámicos empleados en el trabajo. . . . .	85
5.2. Plano 3-vista del ala preliminar, cotas en mm. . . . .	85
5.3. Plano 3-vista del ala recta, cotas en mm. . . . .	86
5.4. Plano 3-vista del winglet Upswept, cotas en mm. . . . .	86
5.5. Plano 3-vista del winglet Raked, cotas en mm. . . . .	86
5.6. Plano 3-vista del winglet Drooped, cotas en mm. . . . .	87
5.7. Plano 3-vista del winglet Whitcomb, cotas en mm. . . . .	87

---

5.8. Plano 3-vista del winglet Maughmer t1-s30-c75, cotas en mm. . . . .	88
5.9. Plano 3-vista del dominio CFD, cotas en mm. . . . .	88
8.1. Objetivos de Desarrollo Sostenible. . . . .	99

# Índice general

Agradecimientos	1
Abstract	2
Resumen	3
Resum	4
Nomenclatura	6
Índice de tablas	7
Índice de figuras	8
<b>I Memoria</b>	<b>13</b>
<b>1. Introducción</b>	<b>14</b>
1.1. Misión: Air Cargo Challenge 2024	14
1.2. Marco Teórico	15
1.2.1. Fenómenos de Punta Alar	15
1.2.2. Mecánica de Fluidos Computacional	17
1.2.3. Mecánica de Vuelo Longitudinal	18
1.3. Definición del Avión: Xtra25 «Chimuelo»	19
<b>2. Metodología</b>	<b>22</b>
2.1. Modelado CAD	22
2.1.1. Ala Preliminar	22
2.1.2. Winglets	23
2.2. Configuración del Estudio CFD	30
2.2.1. Pre-proceso	30
2.2.2. Resolución Capa Límite	35
2.2.3. Sensibilidad de Malla	36
2.2.4. Sensibilidad de Dominio	37
2.3. Método Punto Cross-Over	39
2.4. Simulador de Puntuaciones	41
<b>3. Resultados</b>	<b>45</b>
3.1. Ala Preliminar	45
3.2. Winglets Tradicionales	50

3.2.1. Upswept . . . . .	51
3.2.2. Raked . . . . .	54
3.2.3. Drooped . . . . .	57
3.2.4. Whitcomb . . . . .	59
3.3. Estudio Paramétrico del Winglet Maughmer . . . . .	62
3.3.1. Variación del Toe . . . . .	66
3.3.2. Variación del Sweep . . . . .	67
3.3.3. Variación del Cant . . . . .	68
3.4. Ala Recta . . . . .	69
3.5. Prestaciones . . . . .	72
3.6. Puntuaciones . . . . .	75
<b>4. Conclusiones</b>	<b>80</b>
4.1. Trabajo Futuro . . . . .	82
<b>II Planos</b>	<b>84</b>
5. Planos	85
<b>III Pliego de Condiciones</b>	<b>89</b>
6. Pliego de Condiciones	90
6.1. Objeto . . . . .	90
6.2. Condiciones de los materiales . . . . .	90
6.3. Condiciones de la ejecución . . . . .	91
<b>IV Presupuesto</b>	<b>93</b>
7. Presupuesto	94
7.1. Coste de Recursos Humanos . . . . .	94
7.2. Coste de Equipos Informáticos . . . . .	95
7.3. Coste Total . . . . .	96
<b>V Alineación con los ODS</b>	<b>97</b>
8. Alineación con los ODS	98
<b>VI Bibliografía</b>	<b>100</b>
Bibliografía	101

**I**

**Memoria**

# 1

## Introducción

### 1.1. Misión: Air Cargo Challenge 2024

El Air Cargo Challenge [12] es una competición europea estudiantil dedicada al diseño, fabricación y pilotaje de UAVs de carga. Se fundó en Lisboa, Portugal el año 2003 y se ha celebrado de forma bianual desde entonces. La organización y el reglamento de cada edición es realizada por el equipo ganador de la competición anterior. Aunque las normativas cambian de año en año, se ha mantenido la filosofía básica del campeonato: diseñar un UAV capaz de transportar una carga de pago durante un vuelo en el que se premia la distancia recorrida o el tiempo empleado.

La edición de 2024 se celebra en Aquisgrán, Alemania y ha sido organizada por Aachen Drone Development Initiative (ADDI). El reglamento técnico [13] de este año define una ronda de vuelo con las siguientes etapas: despegue y ascenso en 30 segundos, fase de vuelo de eficiencia durante 90 segundos, fase de vuelo de distancia durante 90 segundos, y finalmente aterrizaje. La carga de pago, distancia de despegue, la fase de eficiencia y la fase de distancia son los ítems que puntúan en cada ronda de vuelo.

La puntuación en carga de pago se basa en la cantidad de bolas de billar que la aeronave transporta durante el vuelo. En el despegue, se otorga una bonificación del 5 % por realizar una carrera inferior a 40 m. En la fase de distancia, como su nombre indica, se puntúa el recorrer la mayor distancia posible durante los 90 s. Mientras que en la fase de eficiencia se premia la mayor distancia recorrida ponderada con el consumo eléctrico del motor.

El análisis de la misión concluye, que para la fase de eficiencia interesa realizar un vuelo combinado con 2 etapas de planeo y el resto dedicada a virajes, ascensos y aceleraciones con máxima palanca de gases. De este modo, se consigue aumentar la distancia recorrida en los tramos a motor y de planeo, y también se consigue reducir el consumo al no consumir potencia en los tramos de planeo, maximizando la puntuación durante esta etapa del vuelo.

La carga, eficiencia y distancia tienen el mismo peso sobre la puntuación global y se cuantifican de forma relativa respecto al mejor equipo en cada categoría. Así, el UAV óptimo para la competición es uno que pueda sustentar mucho, para poder maximizar la carga de pago, y que a su vez tenga la menor resistencia aerodinámica posible, con fin de alcanzar mayores velocidades, y finalmente, debe disponer de una alta eficiencia

aerodinámica para tener buena capacidad de planeo.

A continuación se presenta el marco teórico sobre los fenómenos de punta alar y se introduce el diseño del UAV sobre el que se trabaja en este documento. El objetivo de este Trabajo de Fin de Grado es en definitiva, optimizar su rendimiento en ascenso, planeo y crucero mediante el diseño y análisis CFD de dispositivos de punta alar.

## 1.2. Marco Teórico

### 1.2.1. Fenómenos de Punta Alar

En primer lugar, hay que definir las fuerzas aerodinámicas principales que actúan sobre la aeronave: la sustentación y la resistencia aerodinámica. La primera es la fuerza que contrarresta el peso del avión y permite alzar el vuelo. La segunda, opuesta al sentido de avance de vuelo, se divide en una componente parásita y otra componente inducida a raíz de la sustentación generada.

Considerando un ala finita tridimensional, debido a la diferencia de presiones entre el extradós e intradós, se produce un flujo circulatorio, situado en la punta alar, de aire de alta presión desde el intradós hacia la zona de baja presión sobre el extradós. Este torbellino induce una velocidad vertical hacia abajo sobre el flujo libre, llamada downwash. El ángulo de ataque efectivo sobre el ala causa una desviación del vector de sustentación añadiendo una nueva componente horizontal: la resistencia inducida. El esquema de este fenómeno se describe mediante la teoría de línea sustentadora de Prandtl, mostrado en la figura 1.1.

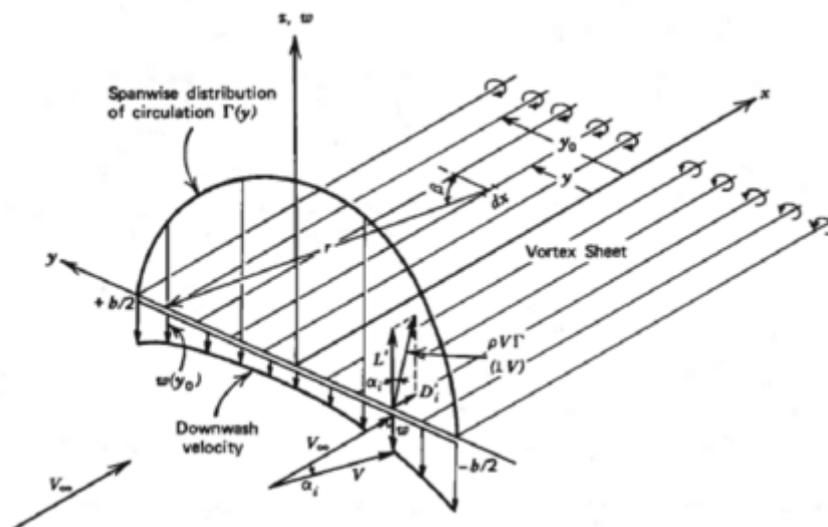


Figura 1.1: Diagrama de la resistencia inducida por torbellinos de punta alar [1].

Como ya se ha mencionado, la carga de pago, eficiencia y distancia tienen el mismo peso en las puntuaciones, pero tienen solicitaciones aerodinámicas opuestas. Una aeronave con mucha capacidad sustentadora tiende a tener un ala muy grande con mucha superficie mojada (alta resistencia parásita) y un perfil con mucha curvatura (alta resistencia inducida).

implementada en un ala finita). Por otra parte, se consigue una baja resistencia con un ala pequeña de poca superficie mojada (baja resistencia parásita) junto a un perfil de curvatura baja (baja resistencia inducida cuando se implementa en un ala finita). El compromiso entre ambas filosofías se encuentra en maximizar el ratio entre sustentación y resistencia, la eficiencia aerodinámica  $L/D$ .

Por suerte, esta componente se puede reducir mediante el diseño de la geometría alar 3D. La resistencia inducida está relacionada de forma inversa del factor de Oswald  $e_{oswald}$  y del alargamiento alar  $AR_w$ . El primer parámetro describe la similitud que tiene el ala con una distribución de sustentación elíptica, es decir, con sustentación nula en la punta alar. Esta distribución es la más eficiente al causar una distribución de downwash constante, minimizando  $C_{D_i}$ . El alargamiento es un parámetro geométrico que relaciona la envergadura respecto la cuerda del ala. Cuánto más alto sea este parámetro, más similar es el ala a un ala infinita o un perfil 2D, reduciendo así la importancia de la componente inducida de la resistencia.

El objetivo de este trabajo es mejorar las prestaciones de un UAV participante en el Air Cargo Challenge 2024 mediante el diseño de winglets. Estos son dispositivos de punta alar que actúan como una barrera al flujo circulatorio en la punta alar descrito anteriormente, reduciendo la magnitud del vórtice, teniendo como resultado un  $C_{D,i}$  inferior. Su principio de funcionamiento se ilustra en la figura 1.2.

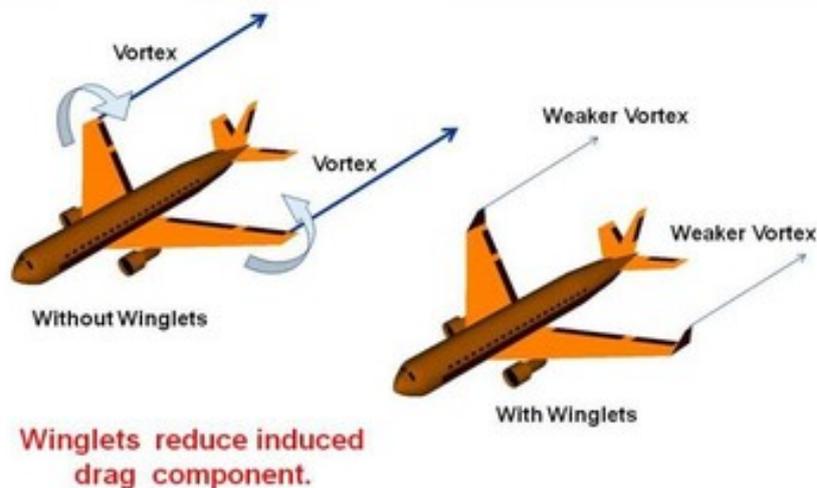


Figura 1.2: Funcionamiento de un winglet [2].

La necesidad de estos dispositivos surgió por el contexto histórico de la época en los que se inventaron. En junio de 1967 tuvo lugar la Guerra de los 6 días [14], conflicto bélico que involucró a la coalición árabe liderada por la República Árabe Unida (la actual Egipto), enfrentada al estado de Israel. Al finalizar la guerra, Egipto bloqueó el canal de Suez hasta 1975, dando lugar a la crisis energética de los 70. A raíz del bloqueo de la ruta comercial, el precio del petróleo proveniente de los países árabes se disparó al igual que el precio de los combustibles de aviación. Los winglets nacieron entonces como una herramienta para reducir el consumo en los vuelos comerciales gracias a su reducción de la componente inducida de la resistencia aerodinámica, y su consecuente inferior solicitud de empuje.

Las primeras iteraciones de estos dispositivos de punta alar se diseñaron en los años 70 por el ingeniero de la NASA Richard T. Whitcomb [8]. Una desventaja con la que cuentan los diseños de Whitcomb, es que añaden superficie mojada al avión, aumentando su resistencia parásita. En aviación comercial, en los cuales sus vuelos son a elevadas altitudes y a velocidades cercanas a la de máxima eficiencia aerodinámica, tener un aumento en  $C_{D,0}$  no es tan preocupante. En cambio, en aeronaves de menor tamaño como los UAVs o planeadores, la resistencia parásita añadida por los diseños de Whitcomb no compensaban el beneficio en resistencia inducida.

Mark D. Maughmer, catedrático en ingeniería aeronáutica dentro de la Universidad de Filadelfia, trató de solventar este conflicto al recibir una solicitud de un amigo que era piloto de planeadores de competición en la categoría de 18 m. En su paper *Winglet Design for low-speed Aircraft* [10] detalla un método de diseño iterativo de winglets para planeadores que maximiza la eficiencia aerodinámica sin sacrificar resistencia parásita. Se trata del *Crossover Point Method*.

Esta metodología se basa en conseguir la mayor reducción de resistencia inducida, y que esta coincida con la resistencia parásita añadida en una determinada velocidad. Esta se define como el punto crossover, velocidad en la que la polar de planeo del avión sin winglets cruza la polar del mismo con los winglets instalados. Cuánto mayor sea, mayor es el rango de velocidades en el que los winglets trabajan como una mejora de las prestaciones del avión y no como frenos por su adición de resistencia parásita. El objetivo es conseguir que la velocidad crossover sea superior a la velocidad de crucero del avión. Así, el winglet funciona como mejora durante todas las fases del vuelo y no solo a bajas velocidades donde toma mayor peso la resistencia inducida.

### 1.2.2. Mecánica de Fluidos Computacional

La herramienta empleada para el cálculo de los coeficientes aerodinámicos del ala con cada winglet es el CFD (computational fluid dynamics). Debido a la naturaleza no analítica de las ecuaciones de conservación de un fluido es necesario emplear métodos numéricos para resolver problemas complejos de aerodinámica externa alrededor de cuerpos con geometrías complejas.

Estas ecuaciones describen la conservación de la masa (continuidad), la conservación de cantidad de movimiento (Navier-Stokes) y la conservación de la energía de un fluido, expuestas en las ecuaciones 1.1, 1.2 y 1.3 respectivamente.

- **Ecuación de continuidad:** describe la conservación de la masa del fluido al obtener la derivada natural de su densidad. Existe el término acumulativo ( $\frac{\partial \rho}{\partial t}$ ) que se corresponde a la variación temporal de la masa, y el término convectivo ( $\nabla \cdot (\rho \mathbf{u})$ ) que describe la variación de masa por su transporte.

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \mathbf{u}) = 0 \quad (1.1)$$

- **Ecuaciones de Navier-Stokes:** describe el equilibrio de fuerzas en un fluido debido a gradientes de presión ( $-\nabla p$ ), esfuerzos viscosos ( $\mu\nabla^2\mathbf{u}$ ) y fuerzas externas ( $\mathbf{f}$ ). Estas fuerzas causan una aceleración del fluido representado por la derivada natural de la velocidad multiplicada por su densidad.

$$\rho \left( \frac{\partial \mathbf{u}}{\partial t} + (\mathbf{u} \cdot \nabla) \mathbf{u} \right) = -\nabla p + \mu \nabla^2 \mathbf{u} + \mathbf{f} \quad (1.2)$$

- **Conservación de la energía:** describe la variación de energía interna del fluido ( $\rho \left( \frac{\partial e}{\partial t} + \mathbf{u} \cdot \nabla e \right)$ ) debido a la presión ( $-p(\nabla \cdot \mathbf{u})$ ), disipación viscosa ( $\Phi$ ), gradientes de temperatura ( $\nabla \cdot (k\nabla T)$ ) y la transmisión de calor por fuentes externas  $q$ .

$$\rho \left( \frac{\partial e}{\partial t} + \mathbf{u} \cdot \nabla e \right) = -p(\nabla \cdot \mathbf{u}) + \Phi + \nabla \cdot (k\nabla T) + q \quad (1.3)$$

El principio de funcionamiento CFD se basa en discretizar el dominio del volumen de control en celdas, a las cuales se asignan condiciones iniciales o condiciones de contorno. Se aplican las ecuaciones de conservación de masa, movimiento y energía en cada celda, almacenando el estado del fluido en ese punto. Con las condiciones de contorno, iniciales, y las de las celdas adyacentes, se recalculan los valores de cada celda de forma iterativa hasta converger a la solución del problema.

Por otra parte, con fin de acelerar el cálculo, es posible realizar simplificaciones a estas ecuaciones. Las hipótesis tomadas para las simulaciones CFD se detallan más adelante en el documento en la sección 2.

### 1.2.3. Mecánica de Vuelo Longitudinal

A parte de los efectos aerodinámicos de los winglets, también se estudian las mejoras que aportan al comportamiento en vuelo. Para ello, se han elaborado simuladores de la mecánica de vuelo del Xtra25 de donde se extraen prestaciones y puntuaciones.

La mecánica de vuelo se puede dividir en 2 planos posibles de desacoplar: el longitudinal y el lateral-direccional. El primero comprende las maniobras contenidas en el plano de simetría del avión, es decir, incluye la descripción de actuaciones en el sentido de avance, ascenso y de cabeceo, como ilustra la figura 1.3. El plano lateral-direccional incluye el resto de grados de libertad de la aeronave, más relacionados con virajes y cambios de dirección.

Las prestaciones de interés en este trabajo (velocidad de vuelo máxima, tasa de ascenso máxima, senda de planeo máxima, etc.) se pueden extraer exclusivamente de la mecánica de vuelo longitudinal. Las ecuaciones de interés con las que se trabaja en el proyecto se muestran en el conjunto de ecuaciones 1.4.

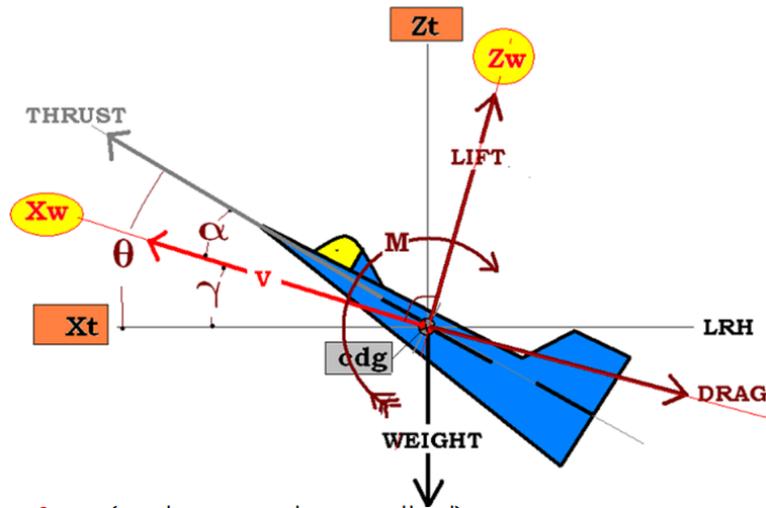


Figura 1.3: Diagrama de fuerzas mecánicas de vuelo longitudinal [3].

$$\begin{aligned}
 \text{Dinámica en avance (x):} \quad & m \frac{dV}{dt} = T(V, \delta_P) \cos \alpha - D(V) + W \sin \gamma \\
 \text{Dinámica en ascenso (z):} \quad & mV \frac{d\gamma}{dt} = T(V, \delta_P) \sin \alpha + L(V) - W \cos \gamma \\
 \text{Cinemática en avance (x):} \quad & \frac{dx}{dt} = V \\
 \text{Cinemática en ascenso (z):} \quad & \frac{dz}{dt} = V \sin \gamma
 \end{aligned} \tag{1.4}$$

### 1.3. Definición del Avión: Xtra25 «Chimuelo»

El equipo de Generación Espontánea Xtra2 UPV representa a la Universitat Politècnica de València en el Air Cargo Challenge 2024. Su prototipo para la competición es el Xtra25 «Chimuelo» Mk.2 (figura 1.4). Su filosofía de diseño es balanceada pero competitiva, con fuerte inspiración en planeadores y prototipos de ediciones anteriores.



Figura 1.4: Xtra25 «Chimuelo» Mk.2.

El perfil aerodinámico elegido por el equipo es un NACA 3314 modificado: XT 3314.4. Este perfil posee una curvatura moderada del 3 %, por lo que conserva suficiente capacidad sustentadora sin sacrificar resistencia aerodinámica. Por otra parte, debido a su espesor de 14 %, es capaz de retrasar la entrada en pérdida a ángulos de ataque más elevados, consiguiendo un valor de  $C_{l,max}$  muy elevado sin aumentar el  $C_d$  a bajos ángulos de ataque. La figura 1.5 muestra las polares 2D del perfil a un  $Re$  de 250000, obtenidas en Xfr5.

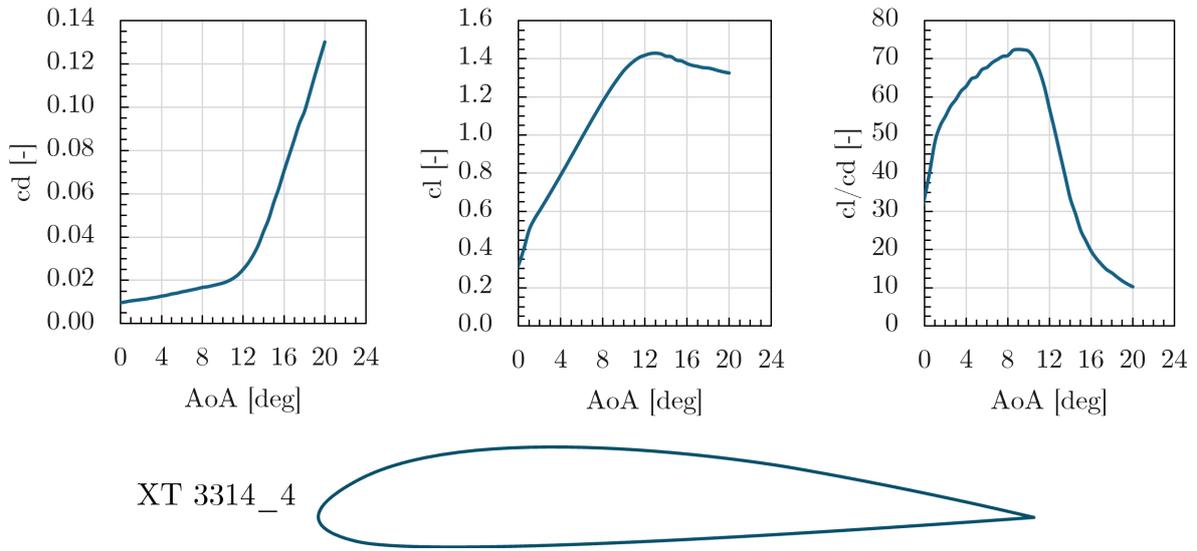


Figura 1.5: Polares 2D del perfil XT 3314.4.

El diseño del ala del Xtra25 Mk.2, como se aprecia en la figura 1.4, es de gran alargamiento y con una distribución de cuerda aproximadamente elíptica, llevada a cabo mediante estrechamientos distintos implementados en cada segmento del ala. Así se consigue reducir la resistencia aerodinámica al maximizar  $e_{oswald}$  y  $AR_w$ . Otra característica geométrica del ala es su moderada flecha negativa, la cual es comúnmente utilizada en planeadores, que tiene como objetivo el forzar la entrada en pérdida en la raíz del ala y así mantener control sobre los alerones a bajas velocidades.

En este documento también se estudia la mecánica de vuelo del UAV, por lo que es necesario definir el modelo propulsivo y el peso del avión. La planta propulsora del Xtra25 está formada por una hélice 14x8 fija motorizada por un T-Motor AM66A, limitado a 30 A suministrado por una batería LiPo de 12.6 V. Esta propulsión, junto a su flap Fowler, permite al UAV despegar en menos de 40 m con un  $MTOW$  de 7.3 kg, obtenido mediante el robot matemático descrito en *Análisis, diseño y fabricación de un aeromodelo orientado a la maximización de la carga de pago para la competición Air Cargo Challenge* de Jose Morcillo [15].

Finalmente, para resumir las características aerodinámicas del avión, se muestra en la figura 1.6 las curvas de los coeficientes aerodinámicos correspondientes al ala con winglets instalados, el ala con el flap Fowler desplegado y el avión completo, junto a la distribución de sustentación del ala preliminar. Estas curvas han sido extraídas del informe técnico [16] de la aeronave.

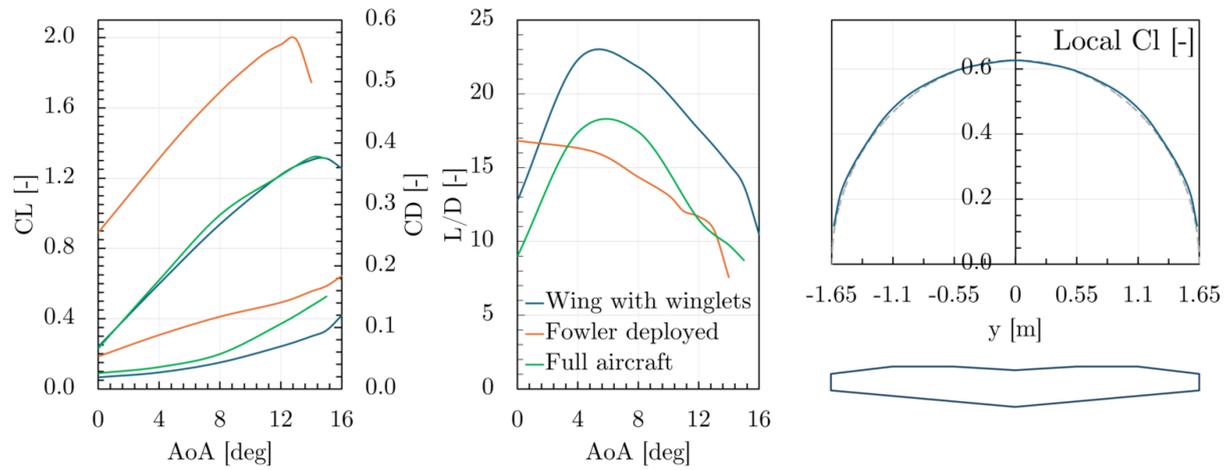


Figura 1.6: Polares 3D del Xtra25 Chimuelo.

# 2

## Metodología

Este capítulo detalla el proceso de diseño y análisis de los winglets del estudio. Primero se describe el método de diseño en el programa CAD Autodesk Fusion 360 de cada uno de los winglets. En segundo lugar, se definen los parámetros de la malla del caso CFD del ala preliminar mediante un estudio de independencia de malla. Los análisis CFD se llevan a cabo con el programa Siemens Star CCM+. Con los cálculos CFD realizados, se entra en mayor detalle en el método crossover-point con objetivo de evaluar la mejora en prestaciones sobre la aeronave y aumento de puntuaciones con la ayuda de códigos escritos en Matlab.

### 2.1. Modelado CAD

#### 2.1.1. Ala Preliminar

Aunque el enfoque de este trabajo de fin de grado sean los dispositivos de punta alar, estos son un elemento añadido al ala del Xtra25. Por tanto, es necesario conocer la geometría del ala preliminar. El ala se ha modelado a partir del boceto conceptual del avión, posicionando los perfiles XT 3314.4 en sus respectivas posiciones y uniendolos mediante operaciones de elevación. Los parámetros geométricos del ala se presentan en la tabla 2.1 y la forma en planta en la figura 2.1.

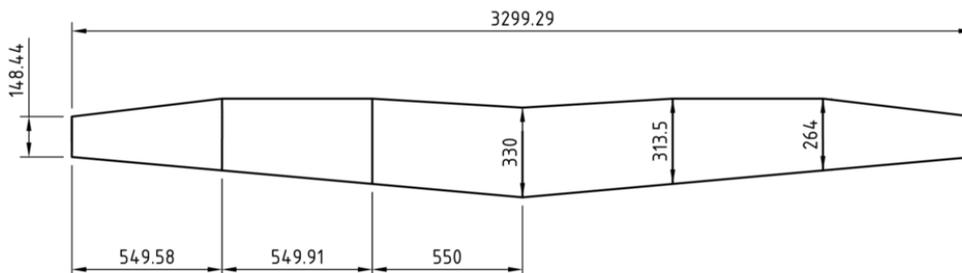


Figura 2.1: Plano del ala preliminar, cotas en mm.

Parámetro	Símbolo	Valor
Perfil alar	-	XT 3314_4
Cuerda en la raíz	$c_{w,root}$	0.33 m
Cuerda en la punta alar	$c_{w,tip}$	0.15 m
Cuerda media aerodinámica	$c_w$	0.28 m
Envergadura	$b_w$	3.30 m
Superficie alar	$S_w$	0.90 m <sup>2</sup>
Estrechamiento	$\lambda_w$	0.45
Alargamiento	$AR_w$	12.1
Flecha	$\Lambda_{c/4,w}$	-0.43°
diedro (segmentos 1-2-3)	$\Gamma_w$	[0.0, 0.5, 1.0]°
Torsión en punta alar	$\theta_{tip}$	-1.5°

Tabla 2.1: Parámetros geométricos del ala.

### 2.1.2. Winglets

Según la misión de la aeronave, interesa implementar una geometría u otra de punta alar. Por ello, existe una gran variedad de winglets. Las geometrías de dispositivos de punta tradicionales se muestran en la figura 2.2.

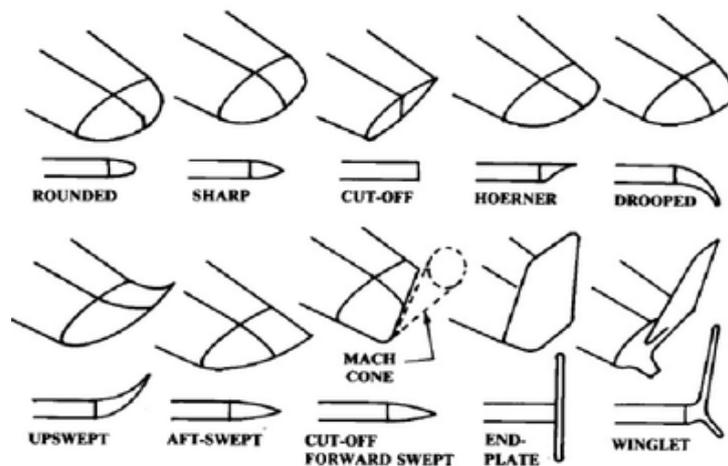


Figura 2.2: Geometrías tradicionales de punta alar [4].

Las geometrías de winglets elegidos para la optimización aerodinámica de la punta alar del Xtra25 son: Upswept, Raked, Drooped, y Whitcomb. Los otros dispositivos de punta alar ilustrados se han descartado ya que no se han considerado como candidatos competitivos (poco eficientes) o no aptos para la misión (diseños para números de Mach elevados).

Los winglets seleccionados en cambio, son candidatos a mejorar las prestaciones del avión al tratarse de dispositivos de punta alar de baja superficie mojada (Upswept, Raked, Drooped) o con una gran aleta vertical que reduzca en mayor medida los vórtices de punta alar (Whitcomb). A parte de estos dispositivos de punta alar, se realiza un estudio paramétrico de los ángulos característicos de un winglet descrito por Maughmer, el cual también entra dentro de la categoría de dispositivos de punta alar reductores de vórtices

como el Whitcomb. A continuación se describen los procesos de diseño CAD de los winglets seleccionados.

### ■ UPSWEPT

Como su nombre indica, se trata de una extensión del ala con una aleta deflectada hacia arriba. Se trata de una geometría de baja superficie mojada, por lo que es de esperar que mejore la eficiencia aerodinámica del ala mediante una ligera reducción de la resistencia inducida junto a un mínimo aumento en resistencia parásita. Este tipo de winglet es comúnmente empleado en aeromodelos de alta velocidad y en aviones ultraligeros como el Pipistrel Panthera (figura 2.3).



Figura 2.3: Pipistrel Panthera [5].

Su diseño se ha llevado a cabo mediante splines tridimensionales que conectan el borde de ataque y el borde de fuga con un punto situado en las coordenadas  $\{153, 50, 50\}$  mm respecto al vértice de borde de ataque de la punta alar. Esta línea describe el contorno del Upswept, dotándole de flecha, torsión y curvatura. Posteriormente, se han dibujado 4 costillas trasversales que interseccionan al raíl, las cuales definen la sección frontal del winglet. Realizando la operación de elevación con las costillas, utilizando la spline como raíl de guía, se consigue crear el volumen del winglet. Con fin de mejorar el comportamiento aerodinámico, se ha impuesto la condición de tangencia con el resto del ala para evitar pérdidas por discontinuidades de curvatura, convirtiéndolo en un blended winglet. Esta operación de tangencia también se ha realizado en el resto de dispositivos de punta alar estudiados. La geometría resultante se muestra en la figura 2.4.

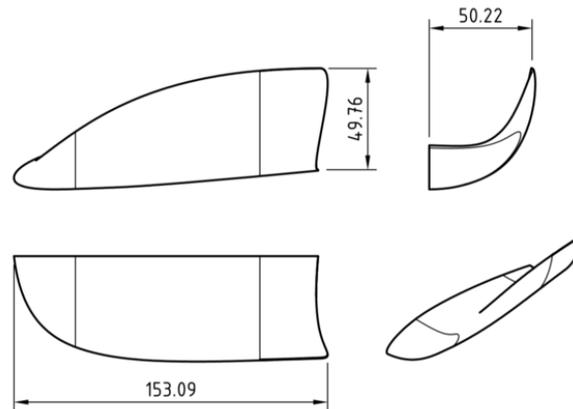


Figura 2.4: Plano 3-vista Upswept, cotas en mm.

### ■ RAKED

Este dispositivo de punta alar consiste en una continuación de la punta alar hasta un punto situado por detrás del borde de fuga. También se trata de una geometría de baja superficie mojada, por lo que es de esperar que mejore la eficiencia aerodinámica del ala mediante una ligera reducción de la resistencia inducida junto a un mínimo aumento en resistencia parásita. Este tipo de winglet es comúnmente empleado en aviones comerciales transónicos como el Boeing 787 (figura 2.5).



Figura 2.5: Boeing 787 Dreamliner [6].

Su diseño también se ha llevado a cabo mediante splines tridimensionales desde el borde de ataque y borde de fuga hasta las coordenadas  $\{158, 79, 11\}$  mm respecto al vértice de borde de ataque de la punta alar. Al contrario que el Upswept, este dispositivo de punta alar se encuentra medianamente contenido dentro del plano alar en vez de crear una barrera vertical al vórtice de punta alar. Realizando una operación de barrido del perfil de la punta alar con ambas splines como raíles, se extiende el ala hasta quedar con una geometría de punta alar ilustrada en la figura 2.6.

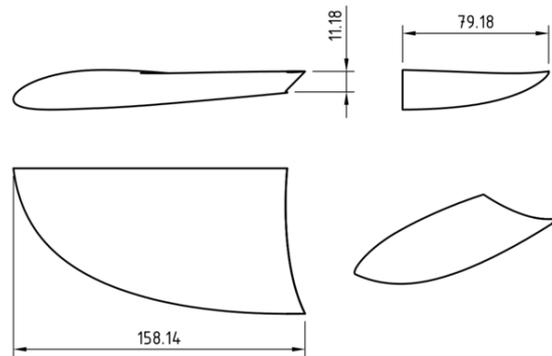


Figura 2.6: Plano 3-vista Raked, cotas en mm.

### ■ DROOPED

El concepto de este winglet es idéntico al Upswept, sólo que en sentido opuesto. También se trata de una geometría de baja superficie mojada, por lo que es de esperar que mejore la eficiencia aerodinámica del ala mediante una ligera reducción de la resistencia inducida junto a un mínimo aumento en resistencia parásita. Este tipo de winglet es comúnmente empleado en ultraligeros como el Flight Design CT (figura 2.7).



Figura 2.7: Flight Design CT [7].

Su diseño también se ha llevado a cabo mediante splines tridimensionales desde el borde de ataque y borde de fuga hasta las coordenadas  $\{174, -56, -27\}$  mm respecto al vértice de borde de ataque de la punta alar. Realizando una operación de barrido con ambas splines como raíles, se extiende el ala hasta quedar con una punta alar ilustrada en la figura 2.8.

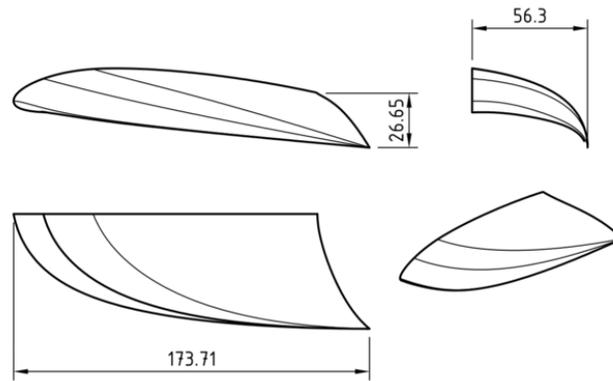


Figura 2.8: Plano 3-vista Drooped, diseñado por Hugo Pamies, cotas en mm.

### ■ WHITCOMB

Los siguientes 2 diseños de punta alar se han diseñado con estrategias diferentes a los anteriores. Aquí, en vez de extender la punta alar hasta que acabe en un punto determinado, se añaden superficies sustentadoras adicionales, con orientación adecuada y conectadas mediante operaciones de solevación con condición de tangencia, que se encargarán de reducir la intensidad del vórtice de punta alar.

La figura 2.9 muestra al ingeniero Richard T. Whitcomb junto a una maqueta de ensayos en túnel de viento con uno de sus winglets instalados.



Figura 2.9: Ensayos en túnel de viento del winglet Whitcomb [8].

El Whitcomb destaca por tener dos aletas en configuración de «pinza», una por delante de la otra e inclinadas en sentidos opuestos [8]. A parte, estas aletas tienen un perfil aerodinámico especial. El perfil en cuestión es un KC-135 (figura 5.1), un perfil de 8% de espesor y 2.7% de curvatura. Cada aleta, a parte de tener un diedro propio, posee también una torsión aerodinámica propia. Esta configuración geométrica tiene como objetivo, por un lado, reducir el vórtice de punta alar mediante la aleta superior, y por otro lado, impedir mediante la aleta inferior un reflujó del aire del intradós al extradós cerca del borde de ataque. La torsión y el perfil se encargan de generar una fuerza de sustentación con una componente en el sentido de avance, reduciendo la resistencia del ala, al igual que mantener la adherencia del flujo a elevados ángulos de ataque.

La geometría del whitcomb estudiado, basado en los parámetros descritos, se muestra en la figura 2.10.

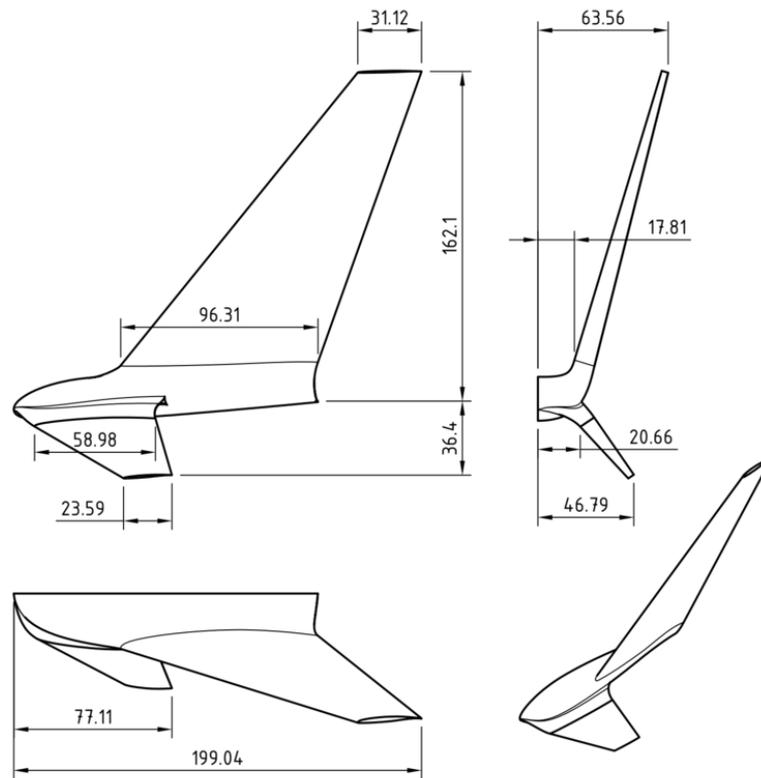


Figura 2.10: Plano 3-vista Whitcomb, cotas en mm.

#### ■ MAUGHMER

Este tipo de winglets es comúnmente empleado en planeadores de competición gracias a su aumento de la eficiencia aerodinámica sin sacrificar resistencia parásita. Su geometría consiste en una única aleta vertical de gran alargamiento y con una distribución de cuerda aproximadamente elíptica.

Esta geometría es ampliamente usada en planeadores de competición, como es el caso del Schempp-Hirth Discus-2c (figura 2.11).



Figura 2.11: Schempp-Hirth Discus-2c [9].

Al igual que el whitcomb, esta aleta no es una simple extensión del ala, sino su propia superficie sustentadora con un perfil aerodinámico propio. Este perfil en cuestión es el PSU 94-097 (figura 5.1), producto de los estudios iterativos de Maughmer empleando el método crossover-point. Su curvatura es del 4.1 % y posee un espesor del 9.7 %. A parte, también posee unos ángulos característicos de torsión (toe), flecha (sweep) e inclinación (cant), los cuales se muestran en la figura 2.13.

Junto al estudio comparativo de los winglets tradicionales expuestos, se realiza un estudio paramétrico de los 3 ángulos característicos del Maughmer con fin de determinar cómo afectan a las prestaciones del Xtra25. Se parte de un winglet Maughmer base (figura 2.12), y se varían cada uno de los ángulos según muestra la tabla 2.2. Para distinguir las variantes del Maughmer, se ha optado por nombrarlos según sus ángulos de toe-sweep-cant.

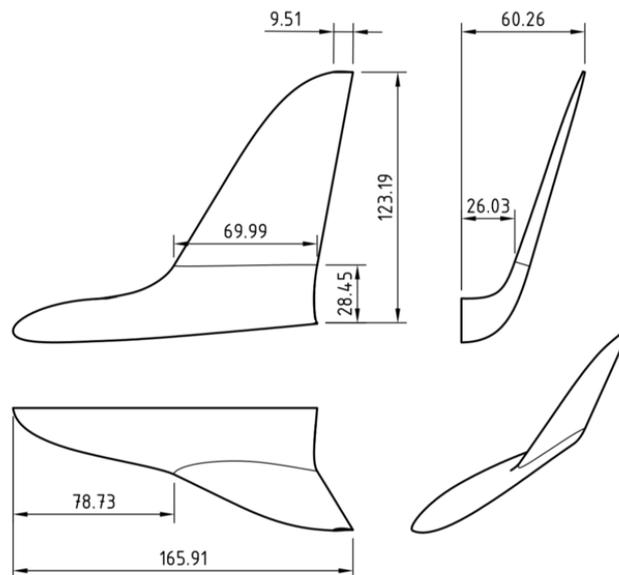


Figura 2.12: Plano 3-vista Maughmer inicial, cotas en mm.

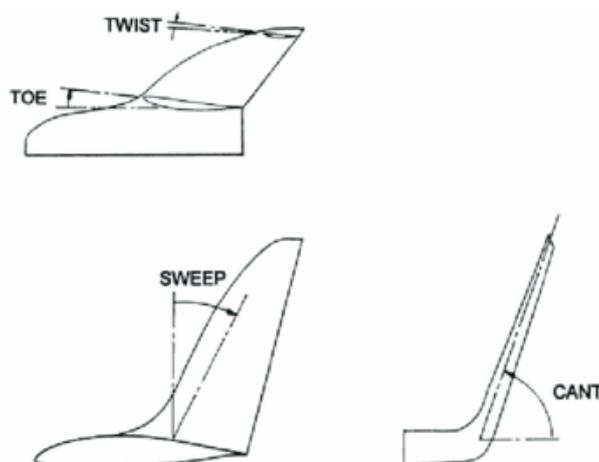


Figura 2.13: Ángulos característicos del winglet Maughmer [10].

Winglet	<i>toe</i> [°]	<i>sweep</i> [°]	<i>cant</i> [°]
Maughmer t1-s30-c75	1	30	75
Maughmer t4-s30-c75	5	30	75
Maughmer t1-s40-c75	1	40	75
Maughmer t1-s30-c80	1	30	80

Tabla 2.2: Variaciones del winglet Maughmer

## 2.2. Configuración del Estudio CFD

### 2.2.1. Pre-proceso

En esta subsección se entra en detalle en el pre-proceso, es decir, la configuración de los modelos físicos del estudio CFD y en el proceso de discretización del dominio, conocido como mallado. Se ha optado por emplear la geometría del ala preliminar como geometría base para el mallado.

Posteriormente, se ha de implementar los esquemas de cálculo (el *solver*) y finalmente una vez se ha convergido a la solución, esta se valida durante el post-procesado. La figura 2.14 muestra el diagrama de flujo de la configuración del estudio CFD.

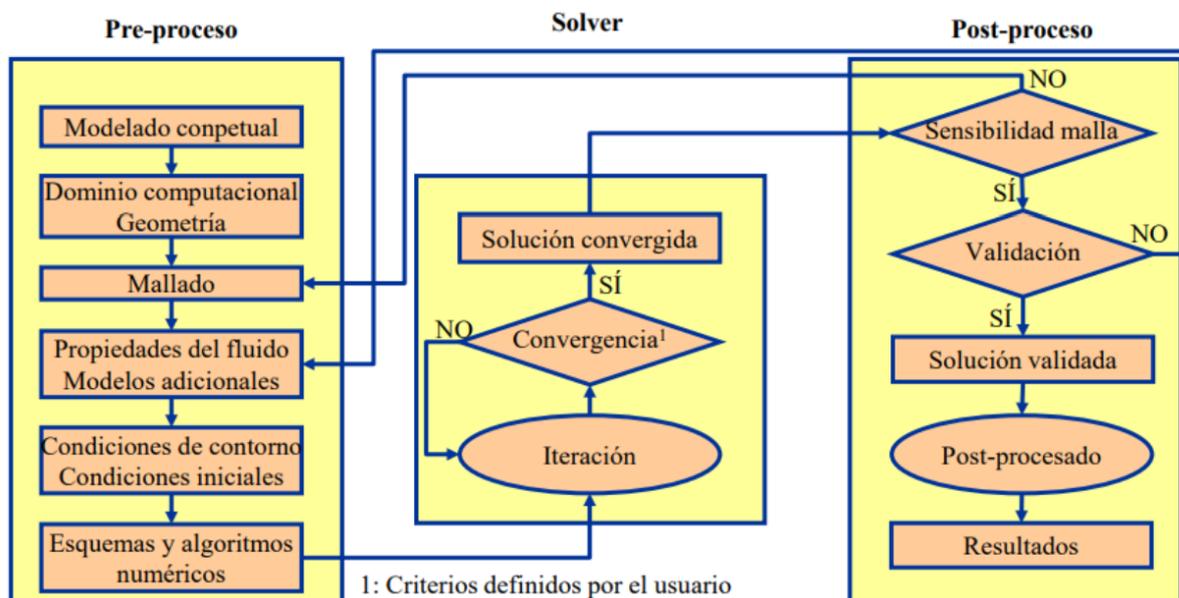


Figura 2.14: Diagrama de flujo de un estudio CFD [11].

Respecto a los modelos físicos, estos se han basado en las condiciones atmosféricas del campo de vuelo de la competición en Würselen durante el mes de julio. Las hipótesis sobre el flujo tomadas son:

- **Flujo estacionario** a 40 km/h. Esta velocidad de vuelo se encuentra cerca de la entrada en pérdida de la aeronave, permitiendo así un mejor entendimiento del ala a elevados ángulos de ataque.

- **Flujo incompresible** ya que el número de Mach en el estudio es muy inferior a 0.3, lo que resulta en una densidad del aire constante de  $1.172 \text{ kg/m}^3$  y una viscosidad dinámica de  $1.82\text{E-}05 \text{ Pa-s}$ .
- **Flujo segregado.** Esta hipótesis se corresponde al método de resolución de las ecuaciones de conservación. En flujo segregado, estas se resuelven por separado. Este método es comúnmente empleado en estudios de flujo incompresible.
- **Flujo turbulento** con el modelo de turbulencia RANS **Spalart-Allmaras**. Este modelo es comúnmente utilizado en el sector aeronáutico dado a su simplicidad, una única ecuación adicional junto a las ecuaciones de conservación, su robustez y rapidez de convergencia [17].

El resto de parámetros de los modelos físicos y propiedades del solver no se han modificado, dejando vigentes los parámetros de serie del Star CCM+.

Previo al mallado, es necesario definir las condiciones de contorno de las paredes del dominio. En Star CCM+ esto se realiza definiendo las *regions*. El volumen de control se ha dimensionado inicialmente siguiendo las pautas vistas en asignaturas del grado. En el caso de alas, es común definir un dominio con una entrada de velocidad (*velocity inlet* con flujo entrante a 40 km/h) semicircular con un radio de 10 cuerdas aguas arriba del perfil, mientras que la salida de presión (*pressure outlet* con presión relativa nula) se encuentra 40 cuerdas aguas abajo. La anchura del dominio es de 1.5 envergaduras, ya que al simular únicamente la mitad del ala por simetría, el espacio de 1 envergadura permite el desarrollo de los vórtices de punta alar sin que intervengan las paredes del dominio lejanas al ala.

A estas mismas paredes se les ha dado la condición de contorno de *velocity inlet* para facilitar la convergencia de los estudios. El plano longitudinal que divide el ala por su plano de simetría tiene la condición de contorno de *symmetry*. Finalmente, el ala en sí es una pared con condición de contorno *wall*, forzando que la velocidad del flujo sobre el cuerpo sea nula por la condición de no deslizamiento.

El diagrama del dominio de control junto a sus condiciones de contorno se muestra en la figura 2.15.

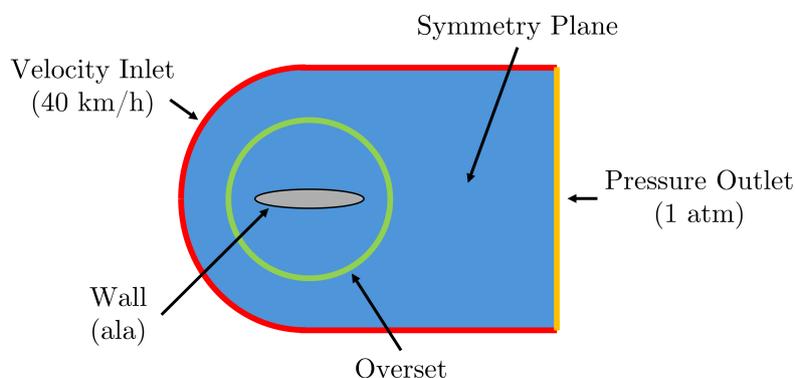


Figura 2.15: Vista lateral del Dominio CFD, diagrama no a escala.

Dado que el objetivo de los cálculos CFD es obtener las curvas de los coeficientes aerodinámicos frente al ángulo de ataque, se ha implementado un *overset mesh* para poder rotar el cuerpo del ala sin tener que remallar el dominio o cambiar de dirección el flujo de entrada. Este se ha dimensionado con un cilindro de 1m de radio y 2m de longitud, el cual contiene en su interior el ala.

El mallado base se ha realizado con un *trimmed mesher* y un *prism layer* para simular el comportamiento de la capa límite. El *trimmed mesher* consta de celdas hexédricas, las cuales al ser paralelas y estar alineadas entre sí, aceleran el cálculo al ya tener el flujo en la dirección adecuada en el flujo libre. El *prism layer* facilita la simulación de la capa límite, esto es, la región sobre la pared en el que el gradiente de velocidades se adapta desde la condición de no deslizamiento hasta la velocidad en flujo libre.

Respecto a los propios parámetros de la malla, estos han sido seleccionados a ojímetro con fin de refinar el tamaño de celda en los bordes de ataque y de fuga, sobre la superficie del *overset* para impedir discrepancias entre ambas mallas, y finalmente en la estela del ala aguas abajo. Este último refinamiento permite también simular con mayor precisión la estela turbulenta y los vórtices de punta alar en un amplio rango de ángulos de ataque, prioridad en este trabajo.

El tamaño base de celda (*base size*), es decir, el tamaño objetivo del mallado, es equivalente a la cuerda en la raíz: 330 mm. Los refinamientos de cada zona del dominio se han realizado manipulando el porcentaje del tamaño base de celda y empleando volúmenes para abordar las zonas del dominio de interés. La tabla 2.3 muestra los parámetros de la malla utilizados.

<b>Default Controls</b>		<b>Valor</b>
Base Size		0.33 m
Target Surface Size		100 % Base Size
Minimum Size		0.5 % Base Size
Surface Growth Rate		1.1
Volume Growth Rate		slow
Number of Prism Layers		10
Prism Layer Stretching		1.3
Prism layer Total Thickness		2.4 mm
<b>Custom Controls</b>		<b>Valor</b>
Ref. inlet (Surface Control)	Target Surface Size	40 % Base Size
Ref. overset (Surface Control)	Target Surface Size	10 % Base Size
Ref. estela y ala (Volumetric Control)	Custom Size	20 % Base Size
Ref. borde de fuga (Volumetric Control)	Custom Size	1 % Base Size
Ref. winglets (Surface Control)	Minimum Surface Size	0.5 mm

Tabla 2.3: Parámetros de la Malla 1.

El refinamiento volumétrico de la estela y del ala se han llevado a cabo mediante un prisma de dimensiones 2.2 x 0.71 x  $40c_{w,root}$  m y un cilindro del mismo ancho (2.2 m) con 1 m de radio que cubre toda la región del *overset*. Mientras que el borde de fuga se

ha refinado con un cilindro de radio 1 cm que cubre todo el borde de fuga del ala. Los winglets, debida a su compleja y delgada geometría, se refinan con una imposición de tamaño mínimo de celda de 0.5 mm.

Los parámetros de la capa límite de la tabla 2.3 se han calculado de forma analítica aplicando las fórmulas dadas en [18] para ajustar el valor de  $Y^+$  sobre la pared del ala. Este es un parámetro que representa una distancia adimensional del centroide de la primera celda hasta la pared y se utiliza para implementar el modelo de turbulencia en la capa límite de forma correcta. En aerodinámica externa, se desea que este valor sea 1.

La malla resultante, nombrada como Malla 1 con un total de 1.81 millones de celdas, se ilustra en las figuras 2.16 (visualización del dominio CFD) y 2.17 (mallado del ala en detalle).

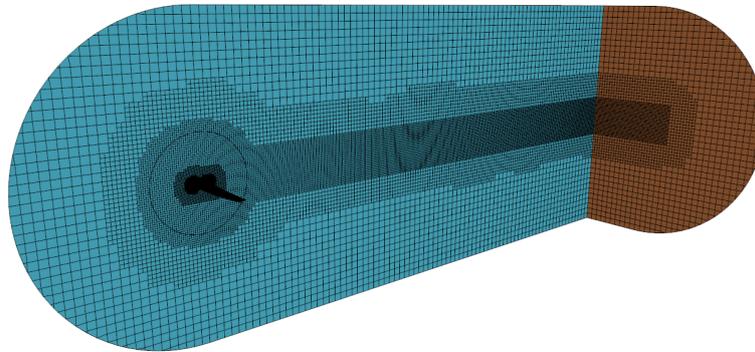


Figura 2.16: Malla 1 - Dominio CFD.

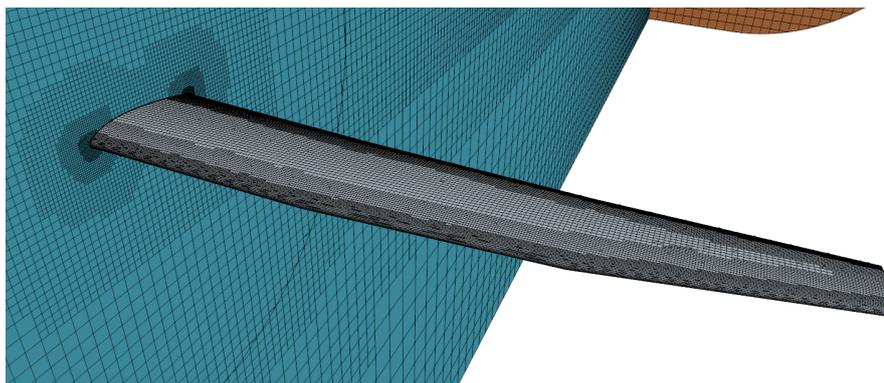


Figura 2.17: Malla 1 - Ala.

La validez y la calidad de malla se evalúa con ayuda de histogramas de los parámetros de calidad de celda (*Cell Quality*), ángulo de oblicuidad (*Skewness Angle*), proporción de cambio de volumen (*Volume Change*) y finalmente el parámetro de ortogonalidad *Chevron Quality*. El objetivo es alcanzar el mayor número de celdas con una *Cell Quality* cercana a 1, con un *Skewness Angle* bajo, con un *Volume Change* de 1, y finalmente un *Chevron Quality* nulo. La figura 2.18 muestra los histogramas de calidad de malla.

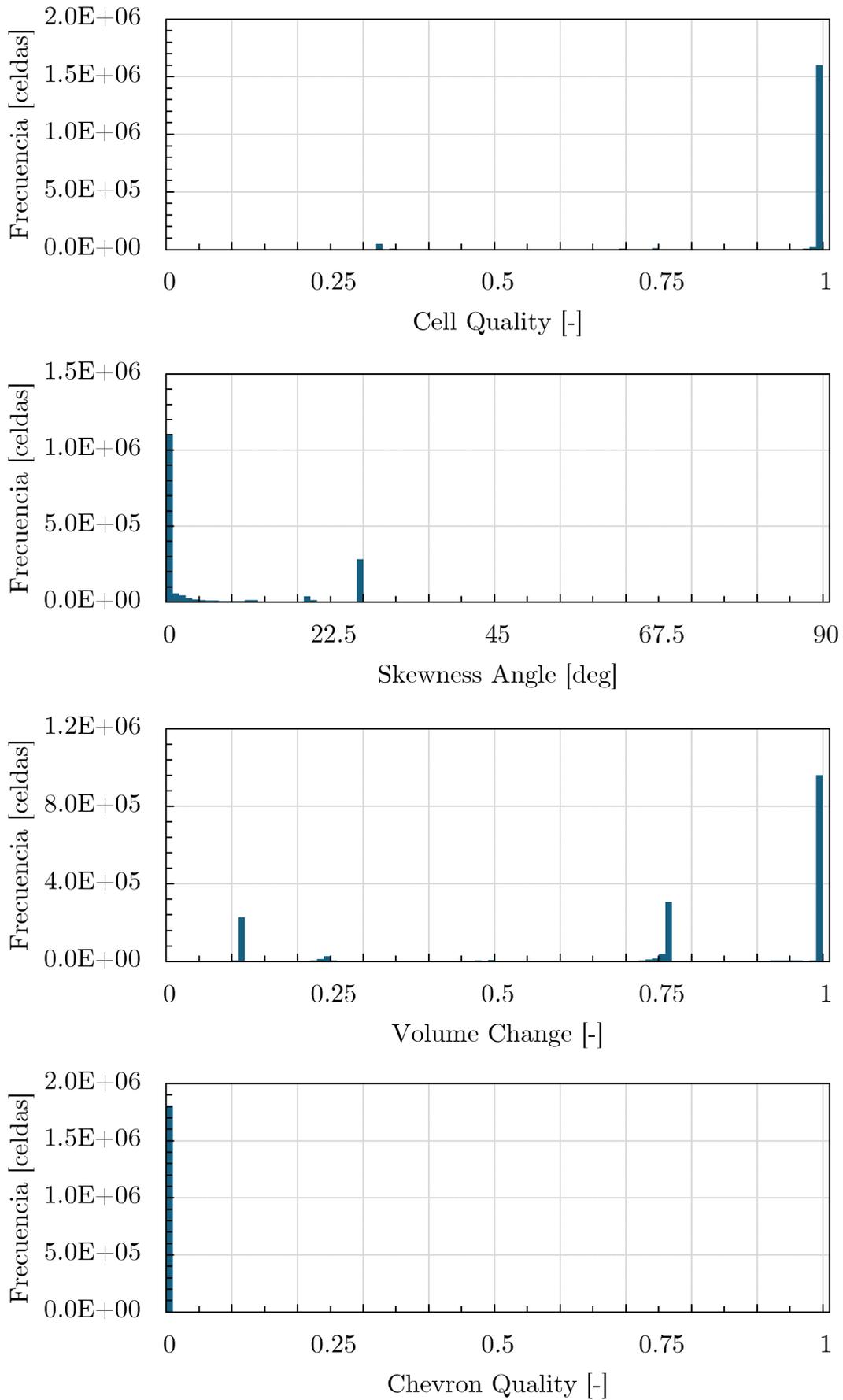


Figura 2.18: Calidad de la Malla 1.

Con los modelos físicos y la malla, se puede proceder a realizar el cálculo CFD. Durante el cálculo se puede realizar un seguimiento de las variables con fin de alcanzar los criterios de convergencia. Estos consisten en alcanzar residuales del orden de  $10^{-6}$  y la estabilización de los coeficientes aerodinámicos de interés.

El ala se somete a un rango definido de ángulos de ataque comprendido entre los  $0^\circ$  y  $15^\circ$ . Desde  $0^\circ$  a  $12^\circ$ , aproximadamente la zona lineal se relanza el cálculo cada  $4^\circ$ , mientras que para la zona cercana a la pérdida se simulan los ángulos de  $14^\circ$  y  $15^\circ$ .

La simulación se ejecuta tras haber inicializado los parámetros correspondientes a las condiciones iniciales. Esta inicialización se realiza para los ángulos de ataque de  $0^\circ$ ,  $14^\circ$  y  $15^\circ$ . No se han incluido en la inicialización el resto ya que pueden partir de las condiciones de flujo del ángulo de ataque anterior.

### 2.2.2. Resolución Capa Límite

La primera tarea en el post-proceso es la validación del cálculo convergido. Para ello, se procura verificar que se cumplen las hipótesis establecidas (flujo incompresible:  $C_p < 1$ , flujo irrotacional: vorticidad despreciable en flujo libre) junto a la verificación de la variable  $Y^+$

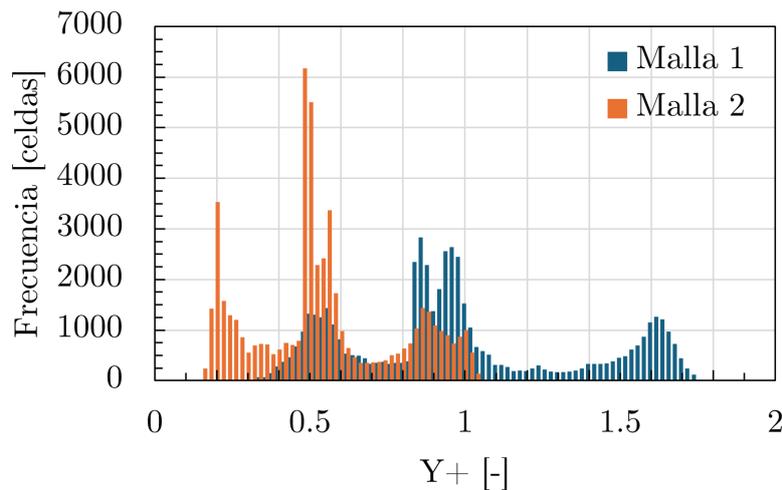
Tratando de verificar el  $Y^+$  de 1 en el mayor rango de ángulos de ataque posibles, se ha simulado el caso base con la Malla 1 a  $8^\circ$  de ángulo de ataque. Este es un valor intermedio, por lo que es de esperar que si se consigue un  $Y^+$  de 1 en ese caso, a menores ángulos de ataque el  $Y^+$  será menor, y a mayores ángulos de ataque serán valores más elevados pero cercanos a 1.

Esta simulación, al igual que el resto del trabajo, tiene como criterios de convergencia un orden de magnitud de residuales de  $10^{-6}$ , la no variación de los coeficientes aerodinámicos del estudio con el aumento de iteraciones, que el coeficiente de presiones  $C_p$  sea inferior a 1 (flujo incompresible), y finalmente que en el flujo libre no haya vorticidad (flujo irrotacional).

A pesar de tener una mayor densidad de celdas con un  $Y^+$  al rededor de 1, existe una cantidad no despreciable de celdas con valores muy superiores (véase la figura 2.19). Por lo que el mallado original no es válido. De forma iterativa, se llegó a los parámetros de capa límite que sí cumplen con unos valores de  $Y^+$  tolerables. Fijando el *stretching* de 1.3, se obtuvo que aumentar la capa límite a 5 mm y añadir 5 celdas a la capa límite era suficiente. Los parámetros del viejo y nuevo mallado de capa límite se encuentran en la tabla 2.4.

Parámetros de capa límite	Malla 1	Malla 2
Number of Prism Layers	10	15
Prism Layer Stretching	1.3	1.3
Prism layer Total Thickness	2.4 mm	5.0 mm
Iteraciones	600	600
Residual más alto	2.48E-05	9.83E-06
$Y^+$ más alto	1.8	1.0

Tabla 2.4: Parámetros de la capa límite.

Figura 2.19: Distribución  $Y^+$  sobre el ala a  $8^\circ$ .

### 2.2.3. Sensibilidad de Malla

Partiendo ahora de la Malla 2, se realiza un estudio de sensibilidad. Este estudio consiste en encontrar el tamaño de celda adecuado, para minimizar el coste computacional de operación manteniendo un mínimo margen de error de las variables de interés. El error admitido es del 5% en los coeficientes aerodinámicos  $C_L$ ,  $C_D$ ,  $C_M$  respecto al 1/4 de cuerda con 0.330 m como radio del momento, y finalmente  $L/D$  a incidencia nula.

El número de celdas debe duplicarse entre malla y malla. Las tablas 2.5 y la figura 2.20 exponen los resultados de la sensibilidad de malla.

Según los criterios seleccionados, la malla 3 es la malla con mejores resultados y la que se aplicará a futuros estudios. Al duplicar su número de celdas, el caudal másico y la cantidad de movimiento se conservan, y los coeficientes aerodinámicos no varían más de un 5%.

Cabe destacar también, que las variaciones drásticas sólo ocurren con tamaños de celdas grandes, dado que la geometría se distorsiona por baja calidad de discretización. Como es de esperar, la variación de estos coeficientes sigue decreciendo a medida que reduce el tamaño de celda. Esto quiere decir que las mallas con tanto número de celda son redundantemente finas.

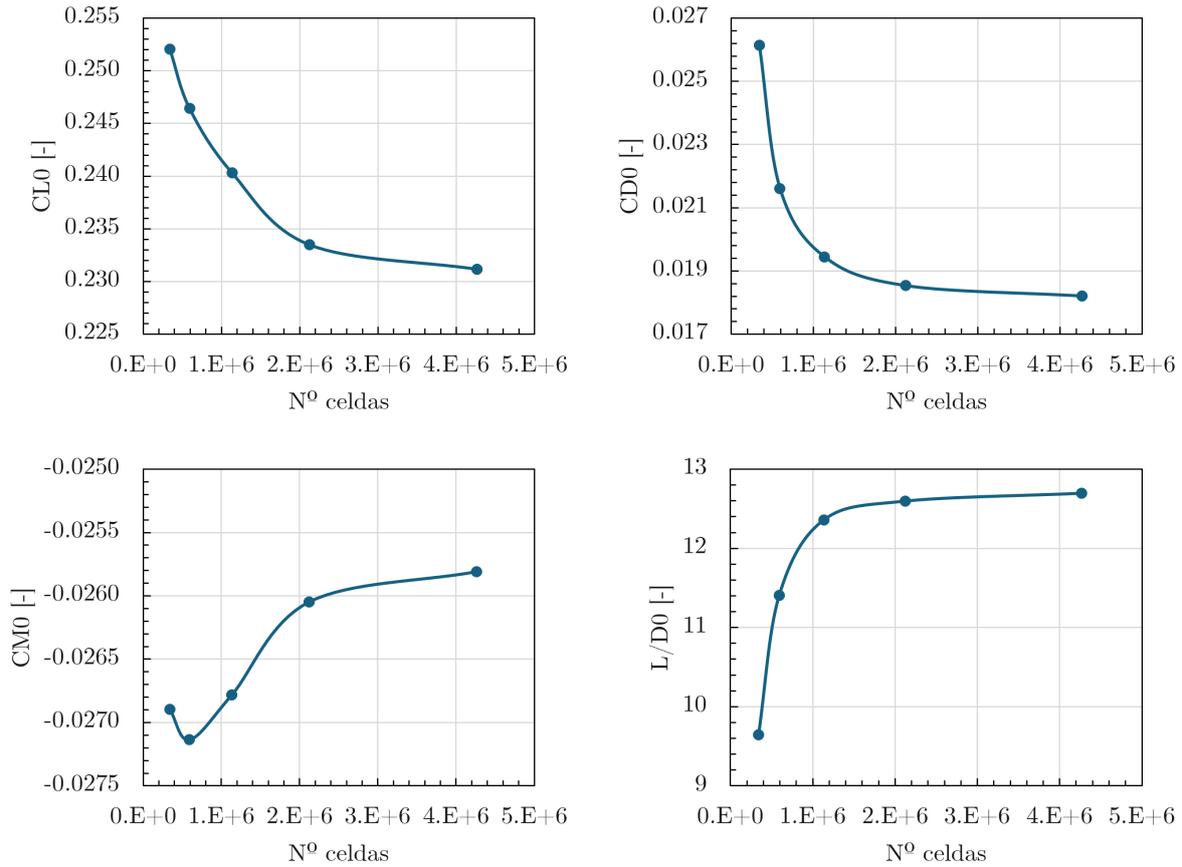


Figura 2.20: Independencia de malla.

Malla	5	4	3	2	6
Base Size	1.11 m	0.74 m	0.49 m	0.33 m	0.22 m
Celdas	3.41E+05	5.93E+05	1.13E+06	2.12E+06	4.26E+06
Iteraciones	400	400	400	400	400
Residual más alto	5.85E-05	9.76E-06	4.49E-05	4.56E-05	7.94E-06
$C_{L,0}$ [-]	0.25	0.25	0.24	0.23	0.23
Variación [%]	-	-2.24 %	-2.48 %	-2.85 %	-1.00 %
$C_{D,0}$ [-]	0.0261	0.0216	0.0194	0.0185	0.0182
Variación [%]	-	-17.34 %	-9.98 %	-4.68 %	-1.77 %
$C_{M,0}$ [-]	-0.0269	-0.0271	-0.0268	-0.0260	-0.0258
Variación [%]	-	0.89 %	-1.30 %	-2.74 %	-0.92 %
$(L/D)_0$ [-]	9.64	11.41	12.36	12.59	12.69
Variación [%]	-	18.28 %	8.33 %	1.92 %	0.79 %

Tabla 2.5: Independencia de malla.

## 2.2.4. Sensibilidad de Dominio

Al igual que se realiza un estudio de sensibilidad de malla, también se puede realizar un estudio de sensibilidad de dominio. Es posible que se tenga un tamaño de dominio

redundantemente grande. Si para la independencia de malla se hacía variar el *Base Size*, ahora se hace variar el número de cuerdas aguas abajo, partiendo de la Malla 3, restando cada vez 10 cuerdas. Los resultados se muestran en las gráficas de la figura 2.21 y la tabla 2.6.

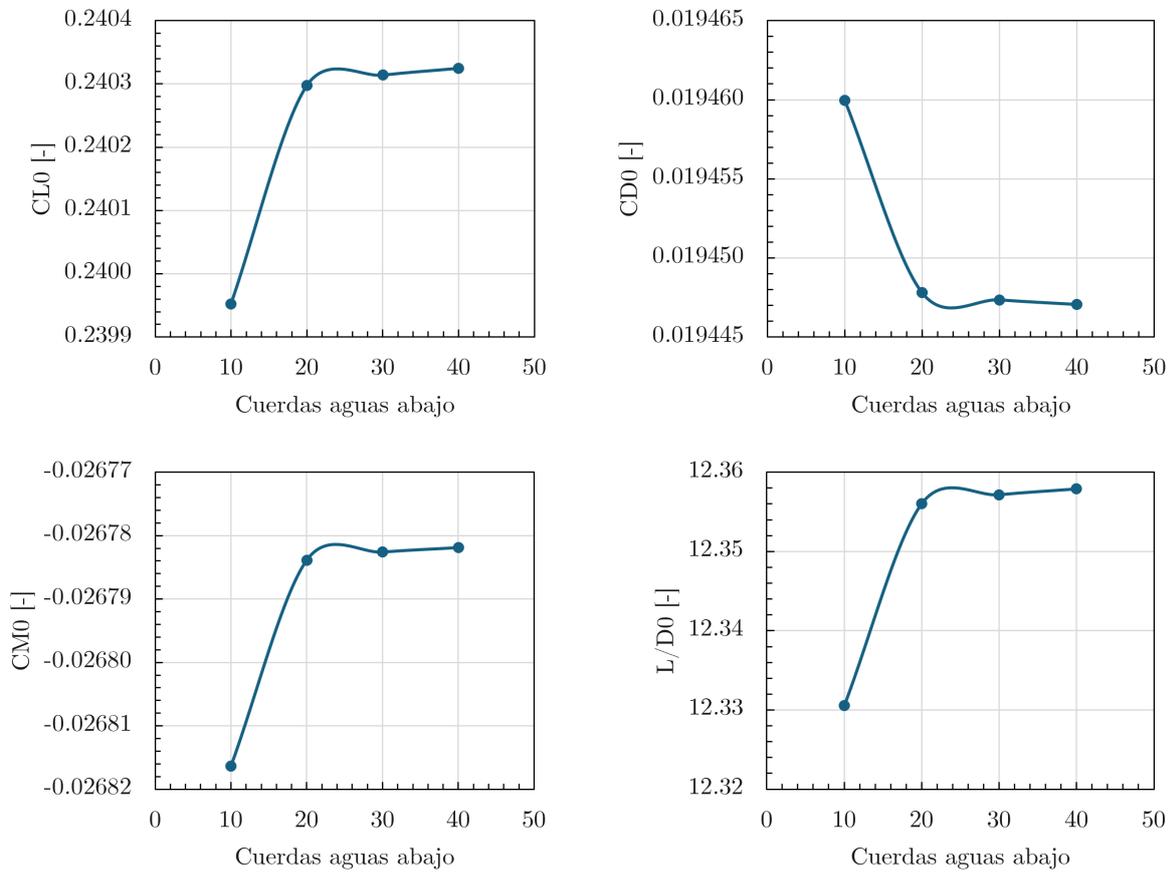


Figura 2.21: Independencia de malla.

<b>Malla</b>	<b>9</b>	<b>8</b>	<b>7</b>	<b>3</b>
Cuerdas aguas abajo	10	20	30	40
Celdas	1.00E+05	1.04E+05	1.09E+06	1.13E+06
Iteraciones	400	400	400	400
Residual más alto	4.10E-05	4.67E-06	6.10E-05	4.49E-05
$C_{L,0}$ [-]	0.24	0.24	0.24	0.24
Variación [%]	-	0.14 %	0.01 %	0.00 %
$C_{D,0}$ [-]	0.0195	0.0194	0.0194	0.0194
Variación [%]	-	-0.06 %	9.98 %	0.00 %
$C_{M,0}$ [-]	-0.0268	-0.0268	-0.0268	-0.0268
Variación [%]	-	-0.12 %	-0.00 %	-0.00 %
$(L/D)_0$ [-]	12.33	12.36	12.36	12.36
Variación [%]	-	0.21 %	0.01 %	0.01 %

Tabla 2.6: Sensibilidad de dominio.

Cabe destacar, que la variación de los coeficientes aerodinámicos es muy pequeña a incidencia nula a medida que se reduce el tamaño del dominio en comparación a la sensibilidad de malla. Se notaría mayor efecto a ángulos de ataque elevados. De todos modos, se ha elegido la Malla 7 de 1.09 millones de celdas con 30 cuerdas aguas abajo como la malla definitiva para realizar los cálculos en este trabajo ya que se ha visto que también funciona bien a ángulos de ataque más críticos y reduce ligeramente el tiempo de cálculo.

### 2.3. Método Punto Cross-Over

Como se ha explicado brevemente en la introducción, este método iterativo consiste en encontrar una geometría de punta alar que maximice la velocidad de corte entre la polar de planeo del avión sin y con los winglets instalados. Esta polar de planeo representa la velocidad aerodinámica frente a la velocidad de descenso. También es posible realizar este método para la polar de ascenso ya que el modelo de empuje es el mismo para cada configuración de punta alar. Se busca maximizar esta velocidad para conseguir que el winglet trabaje como una mejora en el mayor rango de velocidades del UAV posible.

El método del punto Cross-over, junto al simulador de puntuaciones, se va a utilizar como herramienta de selección del winglet óptimo para la misión. Las características a comparar son la mejora en tasa de ascenso máxima  $V_{z,max}$ , la mejora en senda de planeo máxima  $L/D_{max}$ , la mejora en velocidad de crucero durante la fase de distancia  $V_{max}$ , y la propia velocidad cross-over  $V_{CRP}$ .

Todos los coeficientes aerodinámicos están referenciados a la misma superficie alar,  $0.898 \text{ m}^2$ , a pesar de que los winglets añadan más superficie. Los cálculos en el método cross-over se realizan con el coeficiente de sustentación de trimado, es decir, el avión sustenta su propio peso, por lo que la variable pasa a ser la velocidad de vuelo. También se desprecia la variación del peso al añadir un dispositivo de punta alar ya que es muy bajo respecto al  $MTOW$  del UAV.

Finalmente, la propia linealización de los coeficientes aerodinámicos obtenidos en CFD se realiza en Excel aplicando mínimos cuadrados en el rango de ángulos de ataque entre  $0^\circ$  y  $8^\circ$ . Los parámetros de las curvas polares linealizadas se muestran en las ecuaciones 2.1. Para la curva polar, se ha descartado emplear el modelo parabólico ya que no describe con precisión los fenómenos aerodinámicos del ala con un perfil no simétrico.

$$\begin{aligned} C_{L,ala} &= C_{L\alpha} \cdot \alpha + C_{L0} \\ C_{D,ala} &= C_{D,min} + K(C_L - C_{L,minD})^2 \end{aligned} \quad (2.1)$$

Este procedimiento de mínimos cuadrados consiste en generar las curvas polares a partir de unos parámetros  $C_{D,min}$ ,  $K$ ,  $C_{L,minD}$  y  $C_{L\alpha}$  estimados. A partir de las curvas estimadas, se obtiene el error cuadrático respecto al tramo lineal de las curvas obtenidas en CFD. Utilizando la extensión de Excel *solver*, se minimiza la suma de los errores cuadráticos en  $C_L$ ,  $C_D$  y  $L/D$  iterando los parámetros de la polar estimados hasta converger en el error cuadrático total más bajo posible.

A partir de los parámetros linealizados, se obtiene la curva polar del propio Xtra25 completo añadiendo un  $C_{D0}$  adicional correspondiente al fuselaje, tren y empenaje. Como se parte del  $C_{D0}$  de 0.0245 del avión completo con el ala preliminar, este se corrige sumándole la diferencia entre el ala con y sin winglet. Para la componente inducida, se toma la expresión del  $C_{Di}$  del ala sin modificar. La aerodinámica del avión completo se modela con las ecuaciones 2.2, donde el subíndice «WL» corresponde a cada winglet o ala.

$$C_{L,avion} = \frac{2W}{\rho \cdot V^2 \cdot S_w} \quad (2.2)$$

$$C_{D,avion} = C_{D0,Chimuelo} + \Delta C_{D,min,WL} + K_{WL}(C_L - C_{L,minD,WL})^2$$

Con la aerodinámica del Xtra25 modelada, para poder realizar cálculos de la mecánica de vuelo, se necesita conocer el modelo de empuje de la hélice 14x8 (ecuación 2.3). Esta hélice a 6000 rpm da un empuje estático  $T_0$  de 19.98 N con una caída de empuje  $T_V$  de -0.56 N·s/m.

$$T(V, \delta_P) = (T_0 - T_V \cdot V)\delta_P \quad (2.3)$$

Tanto el ascenso como el planeo, se modelan a partir de las ecuaciones de la dinámica longitudinal del avión simplificadas a vuelo en equilibrio asumiendo ángulos pequeños y con perfil de ascenso a velocidad constante. El ascenso se realiza con la palanca de gases al 100 %, mientras que en el planeo se corta el motor. Una cosa a considerar del planeo es que a pesar de que el Xtra25 posea una hélice fija, su resistencia aerodinámica se desprecia para los cálculos de planeo. Para la velocidad máxima de crucero, se busca igualar el empuje a la resistencia del avión. La expresión matemática de cada actuación se muestra en el conjunto de ecuaciones 2.4.

$$\begin{aligned} \text{Ascenso:} \quad V_z &= \frac{T(V, 1) - D(V)}{W} V \quad \rightarrow V_{z,max} \\ \text{Planeo:} \quad V_z &= -\frac{D(V)}{W} V = -\frac{1}{L/D} V \quad \rightarrow (L/D)_{max} \\ \text{Velocidad punta:} \quad V_z &= 0 \rightarrow T(V, 1) = D(V) \quad \rightarrow V_{max} \end{aligned} \quad (2.4)$$

Cabe destacar, que con estas simplificaciones la senda de planeo coincide con la eficiencia aerodinámica del UAV. Por ello, el beneficio aerodinámico por la implementación de winglets en el coeficiente  $L/D$  se traduce en una mejora directa en las prestaciones.

Finalmente, para obtener la velocidad cross-over, se ha de igualar la expresión de la polar de planeo o de ascenso del avión sin winglets a la del avión con winglets, y despejar de ahí la velocidad cross-over. La ecuación resultante se desarrolla en el desarrollo 2.5. La expresión resultante se simplifica a igualar el incremento en resistencia parásita a la reducción de resistencia inducida, tal como se menciona en el paper *Winglet Design for Low-Speed Aircraft* [10]. Usando de ejemplo un winglet con variaciones en los coeficientes arbitrarios, se muestra en las polares de ascenso y planeo de la figura 2.22 la obtención del punto cross-over.

$$\begin{aligned}
V_{z,prelim}(V) = V_{z,WL}(V) &\rightarrow \frac{T - D_{prelim}}{W} = \frac{T - D_{WL}}{W} \\
C_{D,prelim}(V) = C_{D,WL}(V) &\rightarrow \Delta C_{D,min,WL} = -\Delta C_{D,i,WL}(V) \\
&\rightarrow V_{CRP}
\end{aligned} \tag{2.5}$$

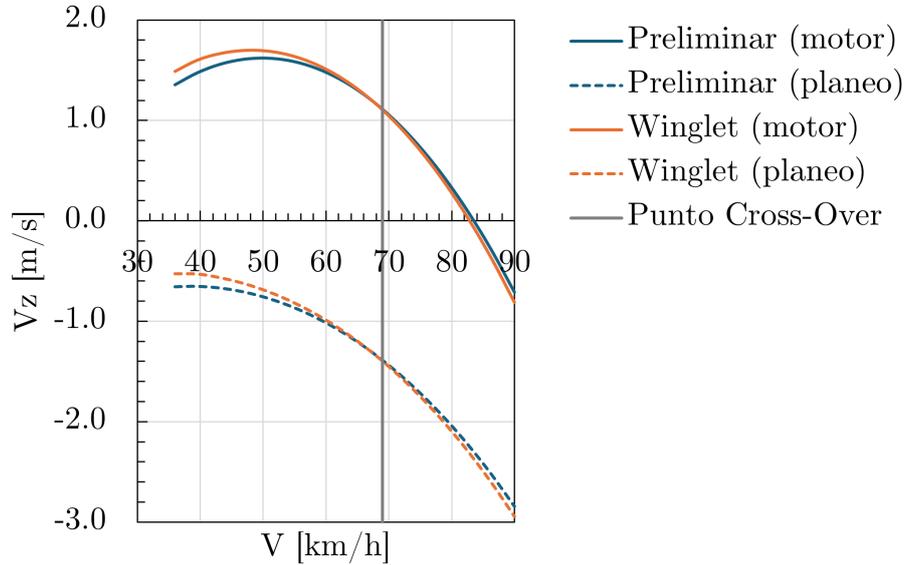


Figura 2.22: Ejemplo de aplicación del método Cross-Over.

## 2.4. Simulador de Puntuaciones

El otro criterio de selección de winglet es el sistema de puntuación de la propia competición. Se ha creado otro script que simula una ronda de competición, incluyendo las fases de despegue, ascenso, eficiencia y distancia, y obtiene las puntuaciones correspondientes a cada ala.

La obtención de los modelos aerodinámicos y de mecánica de vuelo es idéntica al visto en el método cross-over, con la adición del flap Fowler para el despegue. A partir de ellos se simulan las distintas fases de un vuelo de competición. El perfil de la misión se ha simplificado excluyendo virajes y tramos de aceleración. Seguidamente, se detallan las ecuaciones empleadas para cada actuación de la misión, empezando por el despegue.

### ■ DESPEGUE

El despegue se realiza en configuración no limpia, con los coeficientes expuestos en la introducción del documento en la figura 1.6. Para corregir el efecto del winglet sobre la polar con flaps se suma la diferencia entre el ala preliminar y ala con el winglet correspondiente de los coeficientes aerodinámicos en ángulo de ataque nulo (ecuación 2.6).

$$\begin{aligned}
C_{L0,f} &= 0.90 + \Delta C_{L0,WL} \\
C_{D0,f} &= 0.05 + \Delta C_{D0,WL} \\
C_{L,max,f} &= 2.00 + \Delta C_{L0,WL}
\end{aligned} \tag{2.6}$$

A partir del  $C_{L,max}$ , se calcula la velocidad de despegue a partir de la velocidad de entrada en pérdida multiplicada por un factor de seguridad de 1.2 (ecuación 2.7).

$$V_{stall,f} = \sqrt{\frac{2W}{\rho \cdot S_w \cdot C_{L,max,f}}} \rightarrow V_{TO,f} = 1.2V_{stall,f} \tag{2.7}$$

A partir del  $C_{L0,f}$ ,  $C_{D0,f}$ ,  $V_{TO,f}$ , e incluyendo el coeficiente de fricción para una pista de hierba baja 0.05, se obtiene la ecuación diferencial para el tiempo de despegue al igual que la distancia de despegue empleada. La distancia de despegue es necesaria para determinar si se aplica la bonificación del 5% de puntuación y el tiempo de despegue para conocer el tiempo exacto que dispone el UAV para ascender. Las ecuaciones para determinar estas cantidades se muestran en la ecuación 2.8.

$$\begin{aligned}
t_{TO,f} &= \int_0^{V_{TO,f}} \frac{-W/g}{T(V,1) - D_{0,f}(V) + \mu_{TO}(L_{0,f}(V) - W)} dV \\
x_{TO,f} &= \frac{W}{g \cdot \rho \cdot S_w (C_{D0,f} - \mu_{TO} \cdot C_{L0,f})} \ln \left( 1 - \frac{\rho \cdot S_w (C_{D0,f} - \mu_{TO} \cdot C_{L0,f}) V_{TO,f}^2}{2(T_0 - \mu_{TO} \cdot W)} \right)
\end{aligned} \tag{2.8}$$

#### ■ ASCENSO

El resto de tiempo de ascenso, es decir, los 30 segundos menos el  $t_{TO,f}$ , tras retraer los flaps y volver a la configuración aerodinámica limpia, se realiza a velocidad aerodinámica constante volando con la máxima tasa de ascenso posible  $V_{z,max}$ . Una vez se acaba el tiempo de ascenso, se almacena la altitud alcanzada y esta servirá de punto de partida para la fase de eficiencia (ecuación 2.9). Cabe destacar, que se desprecia el tramo de aceleración necesario para alcanzar la velocidad de máxima tasa de ascenso, tal como se ha mencionado previamente.

$$z_{Asc} = V_{z,max}(30 - t_{TO,f}) \tag{2.9}$$

#### ■ FASE DE EFICIENCIA

La fase de eficiencia, la más compleja debido a su definición, se resume en realizar la mayor distancia con el menor consumo eléctrico del motor posible. Por ello, si se consigue recorrer una gran distancia planeando sin consumir potencia de motor, se maximiza la puntuación. La ecuación 2.10 muestra su expresión, con la distancia en km y el consumo en Wh.

$$eficiencia = \frac{distancia^2}{2distancia + consumo} \tag{2.10}$$

La estrategia para esta fase seguida por el equipo consiste en virar 180° tras los 30 segundos de ascenso a altitud constante e iniciar un planeo con viento a favor. Como hay una altitud mínima de 10 m impuesta por la normativa y para mantener un margen de seguridad, se finaliza el planeo al alcanzar los 20 m de altitud. A partir de ahí, se realiza

otro viraje de  $180^\circ$  y se vuelve a ascender con la palanca de gases a tope hasta alcanzar una altitud similar a la alcanzada durante el ascenso. De ahí, se vuelve a repetir la misma maniobra descrita hasta que se acaben los 90 s.

En pruebas de vuelo se ha visto que es posible realizar 2 etapas de planeo con 4 virajes y un último tramo priorizando la velocidad máxima. Para simplificar la misión, como ya se ha mencionado, a parte de no incluir los virajes y tramos de aceleración, se asume que toda esta fase se realiza a velocidad aerodinámica constante. Esta velocidad corresponde a una aproximación de la velocidad de «penetración» a la que vuelan los planeadores de competición.

En vuelo sin propulsión, es común calcular las prestaciones de la aeronave para máxima autonomía (minimizar tasa de descenso) o máximo alcance (maximizar la senda de planeo). Pero ambas velocidades son relativamente bajas, por lo que en caso de volar a estas velocidades no se recorrería tanta distancia. La velocidad de vuelo para la fase de eficiencia elegida equivale a la que maximiza el producto de la senda de planeo  $L/D$  (mayor rango) y la velocidad de vuelo  $V$  simultáneamente. Para el modelo de polar parabólica, la tabla 2.7 compara las 3 estrategias de planeo. Se verifica que la estrategia de penetración consigue maximizar la velocidad manteniendo la misma senda de planeo que en vuelo de autonomía.

Estrategia	Ecuación diferencial	Velocidad	Senda de planeo
Alcance	$\frac{\partial(L/D)}{\partial V} = 0$	$V^*$	$(L/D)_{max}$
Autonomía	$\frac{\partial(V/(L/D))}{\partial V} = 0$	$0.76V^*$	$0.87(L/D)_{max}$
Penetración	$\frac{\partial(V \cdot L/D)}{\partial V} = 0$	$1.32V^*$	$0.87(L/D)_{max}$

Tabla 2.7: Estrategias de planeo.

Finalmente, tomando la velocidad y senda de planeo en la fase de eficiencia  $V_{eff}$  y  $(L/D)_{eff}$  como las correspondientes al vuelo de penetración, se calcula la distancia recorrida con 2 tramos de planeo idénticos desde la altitud alcanzada en la fase de ascenso. El resto de los 90 segundos se realiza a motor. En el tramo a motor, se contabiliza el tiempo correspondiente y se computa junto al amperaje de 30 amperios y el voltaje de 11 voltios para obtener el consumo de la fase de eficiencia. Los cálculos realizados por el script de matlab son los expuestos en las ecuaciones 2.11.

$$\begin{aligned}
 x_{Planeo} &= (L/D)_{eff}(z_{Asc} - 20) \\
 t_{Planeo} &= x_{Planeo}/V_{eff} \\
 t_{Motor} &= 90 - 2t_{Planeo} \\
 x_{Motor} &= V_{eff} \cdot t_{motor} \\
 \rightarrow distancia &= 2x_{Planeo} + x_{Motor} \\
 \rightarrow consumo &= I \cdot Volt \cdot t_{Motor}
 \end{aligned} \tag{2.11}$$

### ■ FASE DE DISTANCIA

Para la fase de distancia se supondrá que se vuela a  $V_{max}$  durante los 90 segundos de su duración, asumiendo también altitud de vuelo constante y pérdida de velocidad en virajes despreciable. La puntuación correspondiente será la distancia recorrida del winglet respecto a la máxima distancia lograda entre el resto de alas multiplicado posteriormente por 1000.

### ■ PUNTUACIÓN GLOBAL

La puntuación en carga no se ha mencionado en todo el trabajo, pues como se ha dicho en la introducción, se procura mejorar las prestaciones del Xtra25 para una misma cantidad de  $PL$ : 24 bolas de billar. De este modo, la puntuación en este ítem de cada winglet estudiado será la misma, unos 1000 puntos.

Respecto a la puntuación global, esta se computa con el promedio de la puntuación relativa en carga, eficiencia y distancia aplicando la bonificación de despegue corto. Como el despegue corto lo garantiza el flap Fowler y las propias variaciones del winglet no influyen mucho sobre la carrera de despegue, se incluye la bonificación para todos los winglets estudiados. La ecuación resultante se muestra a continuación (ecuación 2.12).

$$pts_{RONDA} = bonus \cdot \frac{pts_{PL} + pts_{EFICIENCIA} + pts_{DISTANCIA}}{3} \quad (2.12)$$

Una vez ya definida toda la metodología empleada en el trabajo (modelado CAD de los winglets, configuración del caso CFD, y códigos de selección de winglets), se procede a exponer los resultados de los winglets estudiados con sus características aerodinámicas y sus prestaciones.

# 3

## Resultados

En este capítulo se analiza el comportamiento aerodinámico y se comparan tanto el rendimiento como las puntuaciones de cada configuración de punta alar. Primero se estudian los winglets de uso más tradicional. Seguido, se realiza el estudio paramétrico del winglet Maughmer. Finalmente, se baraja la opción de implementar una geometría alar más simple, como es la de un ala recta, e instalar sobre ella un winglet y estudiar sus mejoras aerodinámicas.

### 3.1. Ala Preliminar

Antes de entrar en detalle en cada winglet, es necesario conocer el comportamiento aerodinámico del propio ala preliminar. Para ello, primero se validan y analizan los resultados CFD con ayuda de la distribución del coeficiente de presiones  $C_p$  sobre el ala y la vorticidad aguas abajo causada por la estela turbulenta. En flujo incompresible, el valor de  $C_p$  no debe exceder 1 y la vorticidad solo ha de ser relevante en el vórtice de punta alar, en la capa límite sobre el ala y en la estela turbulenta.

La distribución de presiones de la figura 3.1 confirma que el ala se encuentra en régimen incompresible al tener el máximo valor de  $C_p$  de 1 en el borde de ataque, lo que significa que ahí existe un punto de remanso con la presión de parada. También se aprecia que a medida que se aumenta el ángulo de ataque, la succión sobre el extradós aumenta, verificando que a mayor ángulo de ataque se genera mayor sustentación.

A  $14^\circ$ , cerca del ángulo de entrada en pérdida, el gradiente de presiones adverso aguas abajo no es suficientemente grande como para generar un desprendimiento sobre todo el ala. Para verificar si hay alguna parte del ala en pérdida, es necesario analizar la vorticidad al rededor de la misma.

La figura 3.2 muestra el módulo de la vorticidad aguas abajo del ala. Para cada ángulo de ataque se verifica que las regiones con mayor vorticidad son el vórtice de punta de ala, la estela turbulenta y al rededor de la superficie debido a la capa límite. Al igual que con el  $C_p$ , a medida que se incrementa el ángulo de ataque, la intensidad de la vorticidad también aumenta ya que el flujo en la punta alar sufre una mayor recirculación al extradós por una mayor diferencia de presiones.

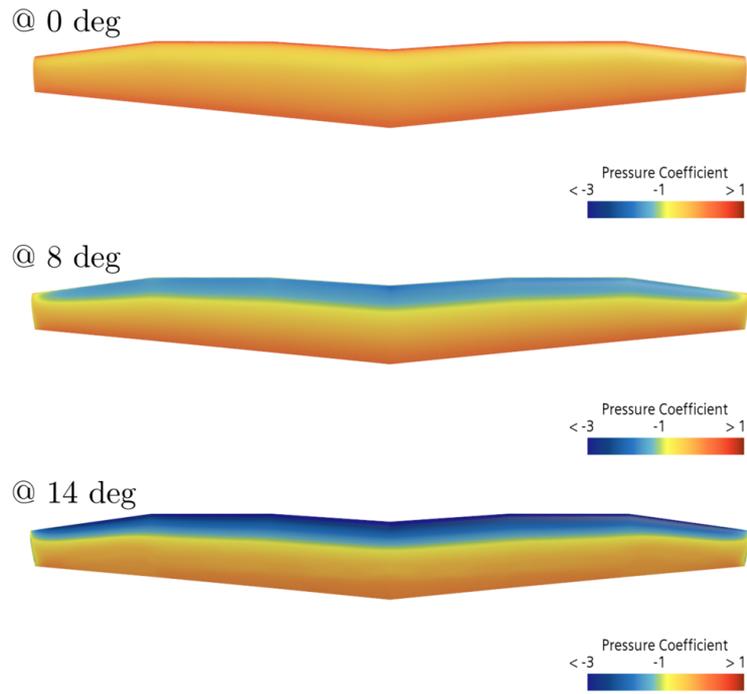


Figura 3.1: Distribución  $C_p$  sobre el ala.

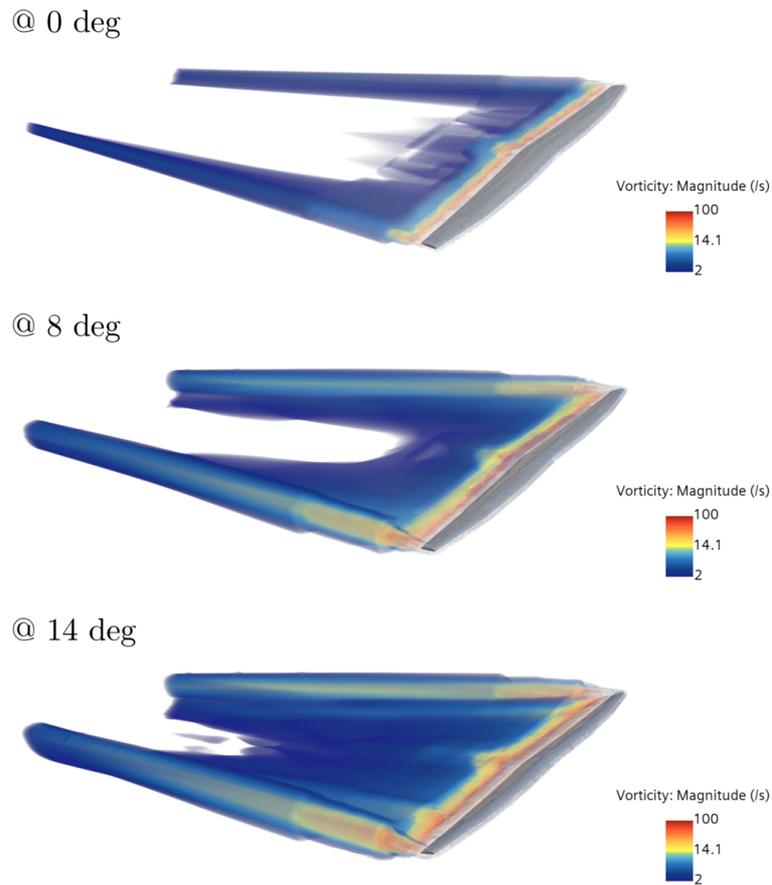


Figura 3.2: Vorticidad aguas abajo del ala.

Con la vorticidad sí que se puede apreciar un desprendimiento en forma de un vórtice originado entre paneles externo e intermedio a  $14^\circ$ . La razón de este vórtice es debido a la esquina del cambio de flecha entre ambos paneles. Esto facilita más el flujo de aire sobre el panel externo que sobre el intermedio, induciendo una diferencia en velocidades que causa un vórtice adicional que desprende el flujo sobre el ala en esa región.

El fenómeno aerodinámico de mayor de interés en este trabajo es el vórtice de punta alar, y como este afecta a las prestaciones de la aeronave. La figura 3.3 muestra al vórtice mediante líneas de corriente a diferentes ángulos de ataque.

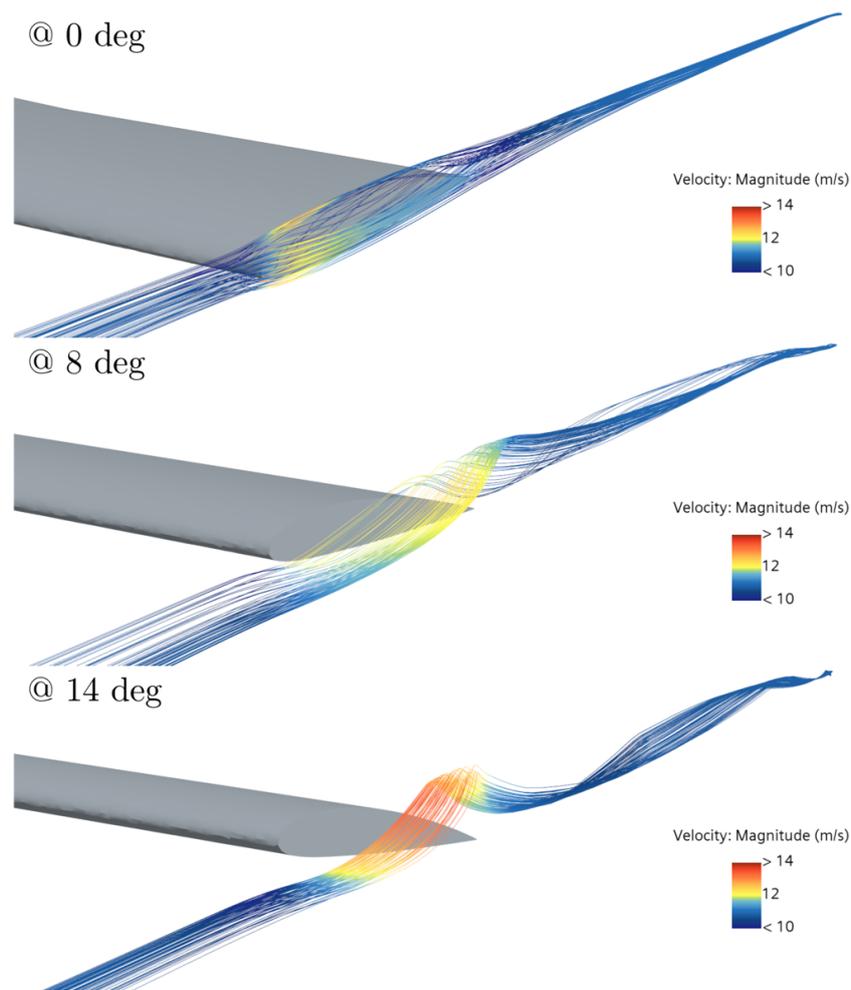


Figura 3.3: Streamlines en punta alar.

Lo primero que llama la atención es que a incidencia nula, el torbellino es prácticamente inexistente, mientras que cerca de la pérdida alcanza su máxima magnitud. Este es el conflicto que trata resolver el diseño de winglet: reducir la magnitud del vórtice de punta alar a elevados ángulos de ataque sin deteriorar el rendimiento a bajos ángulos de ataque.

Con fin de visualizar la deformación del flujo causada por el vórtice de punta alar, se han graficado en las figuras 3.4 Y 3.5 para visualizar la deformación del flujo causada por la generación de sustentación y su consecuente vórtice de punta alar.

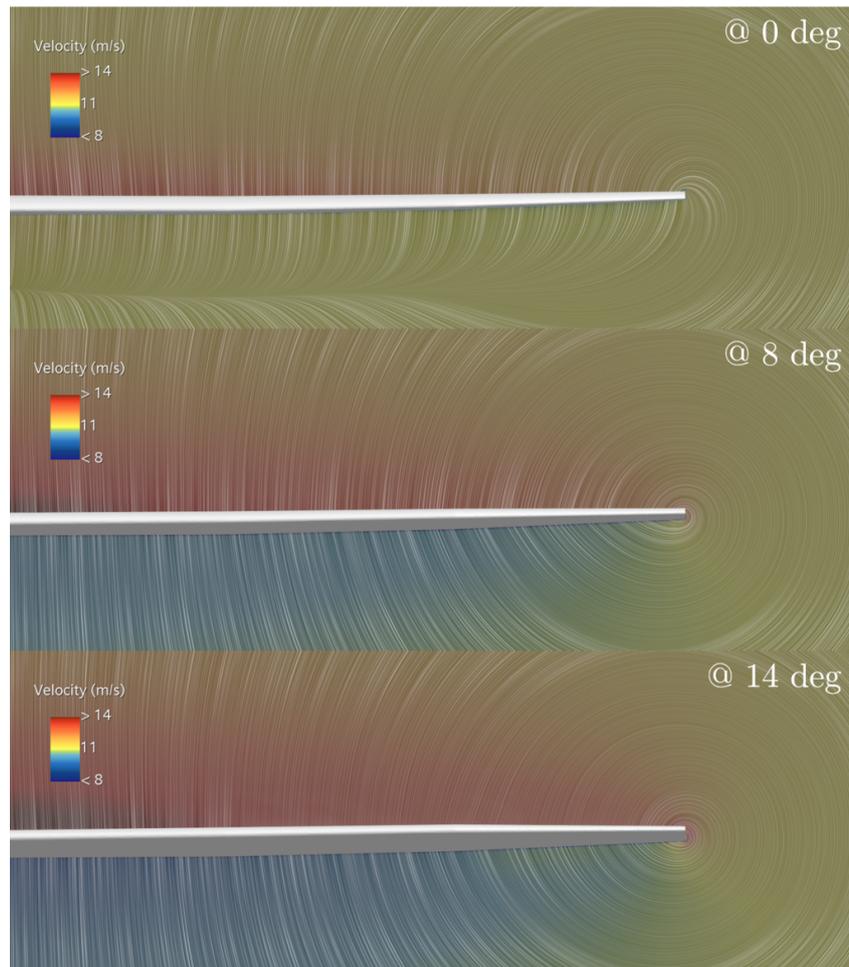


Figura 3.4: Convolución de vectores velocidad sobre el ala preliminar.

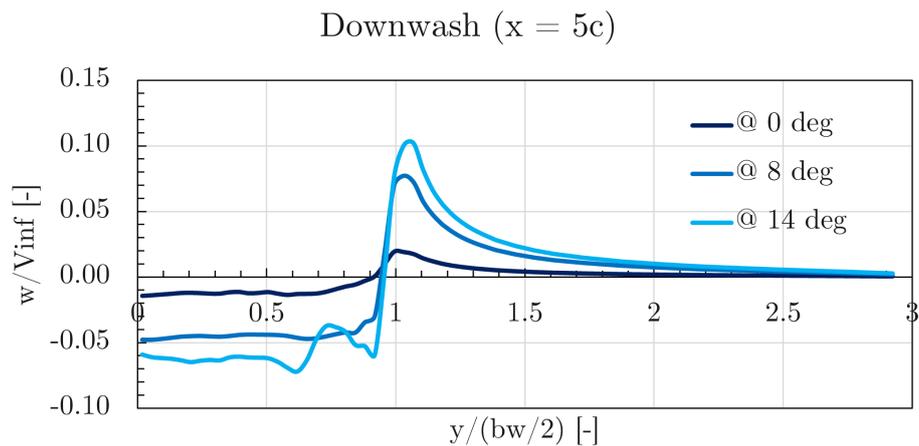


Figura 3.5: Downwash adimensionalizado aguas abajo del ala.

De la figura 3.4 se observa que el vórtice de punta alar deforma todo el flujo sobre el ala, siendo la deformación más exagerada a mayores ángulos de ataque. Se aprecia también que por las diferencias de velocidades y presiones entre extradós e intradós, estas «líneas de corriente» no están alineadas en el borde de fuga, la causa del aumento en

turbulencia o vorticidad observada en la figura 3.2.

Analizando la siguiente gráfica, la singularidad situada en  $y/(b_w/2) = 1$  corresponde con el vórtice de punta alar. Fuera del ala ( $y/(b_w/2) < 1$ ), la componente vertical es positiva y de menor magnitud a medida que se aleja del ala, ilustrando por un lado la mayor magnitud del torbellino justo en la punta alar, y como este se disipa a medida que se aleja del ala.

Mientras que aguas abajo del ala ( $y/(b_w/2) > 1$ ) la componente vertical es negativa y no se disipa. También se pueden observar otras perturbaciones al flujo. Volviendo al caso de  $14^\circ$ , se aprecia el mismo vórtice causado por la geometría de borde de ataque entre los paneles intermedios y externos.

Esta manipulación del flujo de aire sobre el ala, consigue generar la distribución de sustentación ilustrada en la gráfica de la figura 3.6. La gráfica se ha computado mediante una discretización del ala en secciones, sobre las que se ha hecho una integral de línea de los esfuerzos que actúan sobre el ala, como muestra la ecuación 3.1.

$$d\mathbf{f} = -p \cdot \mathbf{n} + \tau \quad (3.1)$$

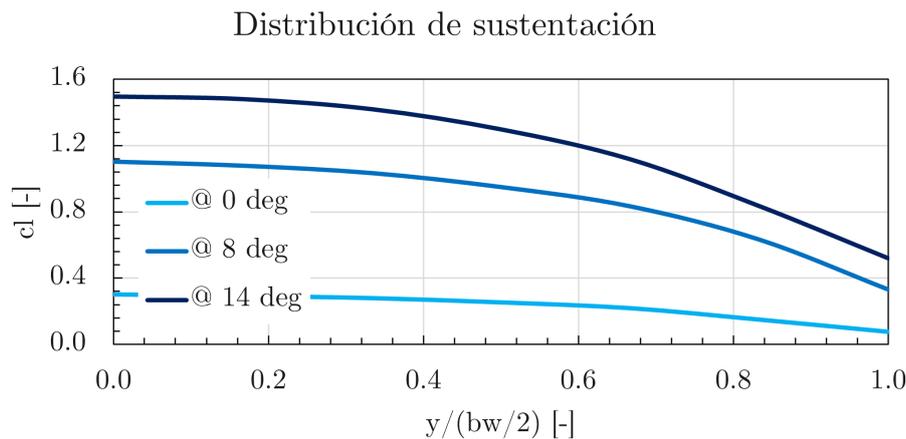


Figura 3.6: Distribución del coeficiente de sustentación sobre el ala preliminar.

Se aprecia que, a pesar de que no ser un ala elíptica, gracias a su distribución de cuerda con estrechamientos variables y una torsión geométrica en la punta de ala, la distribución de sustentación resultante a ángulos de ataque medios se asemeja a la de una elíptica, dotando al ala de gran eficiencia aerodinámica.

Integrando esta distribución de fuerzas sobre el ala se obtienen las fuerzas aerodinámicas de sustentación y resistencia. Para analizarlas, se han graficado las curvas polares del ala preliminar se muestran en la figura 3.7, seguidas de los parámetros de sus coeficientes aerodinámicos linealizados en la tabla 3.1.

Analizando la curva de sustentación, se ve reflejada la filosofía del perfil aerodinámico. El ala consigue compensar el déficit en sustentación a bajos ángulos de ataque mediante el retraso de la entrada en pérdida hasta los  $15^\circ$  gracias al gran espesor del perfil. También

consigue alcanzar eficiencias aerodinámicas elevadas en ángulos de ataques medios y bajos, alcanzando un  $(L/D)_{max}$  de 21.4.

A partir del coeficiente de resistencia inducida  $K$  se puede obtener el factor de Oswald. Para el ala preliminar este toma el valor de 0.6035. A pesar de tener una distribución de sustentación casi elíptica y un downwash casi constante, el factor de oswald no sólo se aleja de 1, sino del orden de magnitud en aviación comercial (0.7-0.8). La posible causa de esta discrepancia a pesar de una distribución de sustentación eficiente es la diferencia en la escala de Reynolds entre UAVs y aeronaves comerciales.

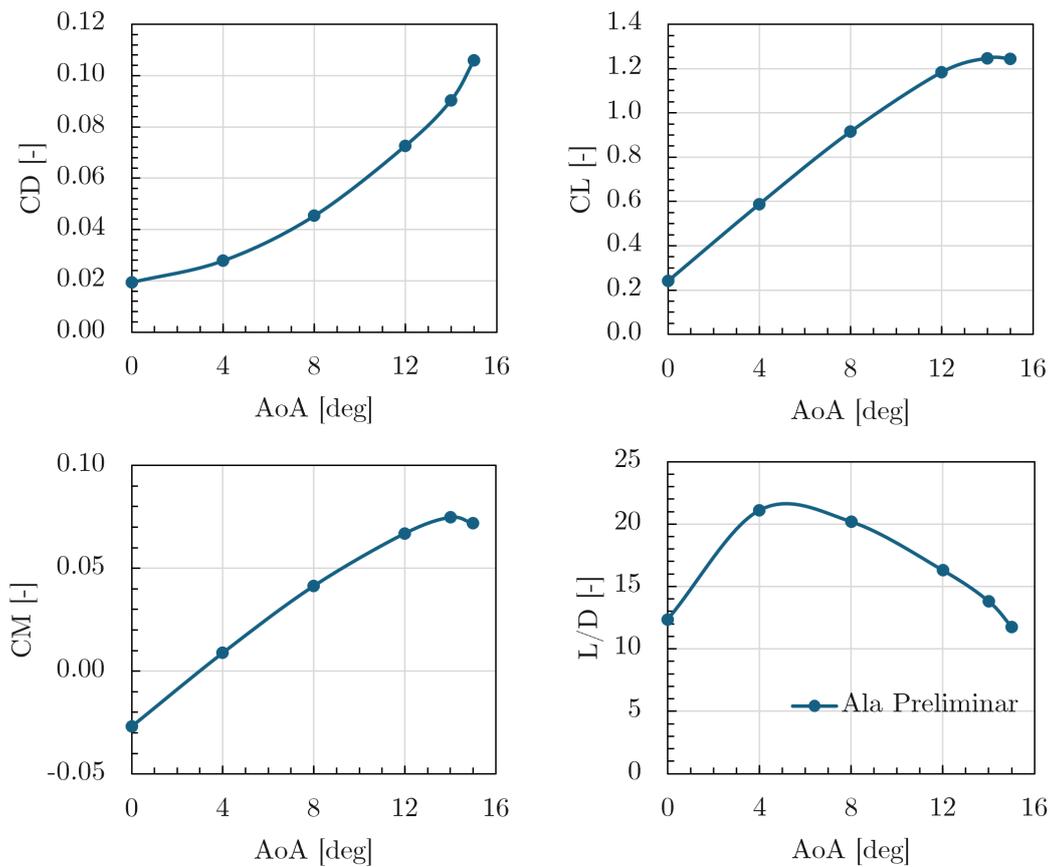


Figura 3.7: Polares del ala preliminar.

<b>Ala/Winglet</b>	$C_{L\alpha}$ [rad <sup>-1</sup> ]	$C_{L0}$ [-]	$C_{D,min}$ [-]	$K$ [-]	$C_{L,minD}$ [-]
Preliminar	4.86	0.24	0.0190	0.0436	0.14

Tabla 3.1: Coeficientes aerodinámicos linealizados del ala preliminar.

## 3.2. Winglets Tradicionales

De aquí en adelante, con fines cualitativos y comparativos, se van a mostrar las líneas de corriente al rededor de cada winglet, una *lineal integral convolution* del vector velocidad sobre el ala, el downwash resultante y la distribución de sustentación a lo largo de la

envergadura comparado al ala preliminar a  $4^\circ$ . Se ha elegido este ángulo de ataque ya que es cercano a la máxima eficiencia aerodinámica y al trimado de penetración entre los ángulos de ataque simulados. También se van a comparar las curvas polares respecto al ala preliminar.

En primer lugar, se analizan los resultados correspondientes a los winglets de uso tradicional: Upswept, Raked, Drooped y Whitcomb.

### 3.2.1. Upswept

Este winglet consta de una pequeña extensión del ala en forma de aleta curvada hacia arriba. Por tanto, es de esperar que actúe de barrera física al flujo proveniente del intradós cuando se aumenta el ángulo de ataque.

A  $4^\circ$ , el Upswept consigue reducir el radio del vórtice de punta alar (figura 3.8) al desplazar este a lo largo de su pared externa hasta el vértice de la punta, donde la diferencia de presiones es mucho más baja, dificultando así la formación de recirculaciones en punta de ala. También llama la atención la formación de una succión en la parte superior del borde de ataque del winglet, implicando la existencia de flujo acelerado en esa región.

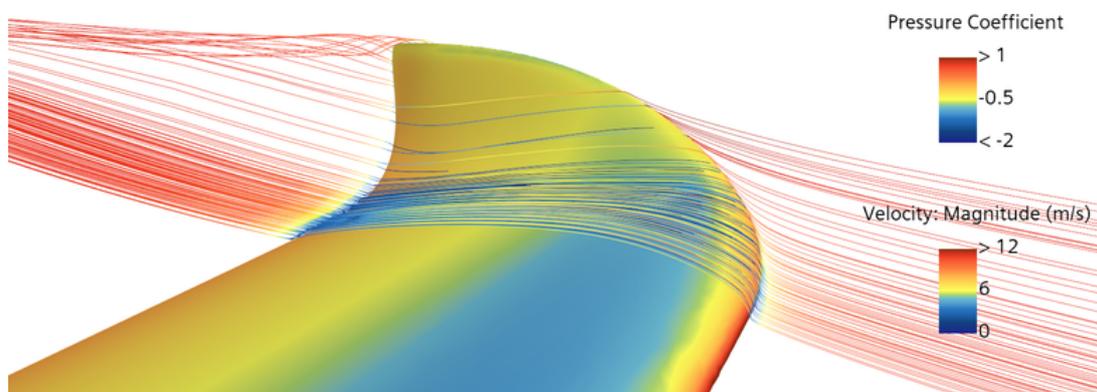


Figura 3.8: Streamlines Upswept.

El vórtice tiene una influencia sobre las líneas de corriente en el flujo sobre el ala ilustrada en la figura 3.9. La adición de un winglet Upswept aleja y reduce la circulación originada en la punta de ala. Como consecuencia, es de esperar que se consiga reducir la resistencia aerodinámica.

Comparando el downwash causado por el Upswept respecto al ala preliminar (figura 3.10), se observa que no llega a afectar demasiado sobre las velocidades verticales. La única diferencia se encuentra en el vórtice de punta alar, al rededor del cual las velocidades bajan respecto al ala preliminar. Esto significa una efectiva reducción del vórtice de punta alar, pero al conservar un downwash del ala casi idéntico, la diferencia en resistencia inducida no debería ser elevada.

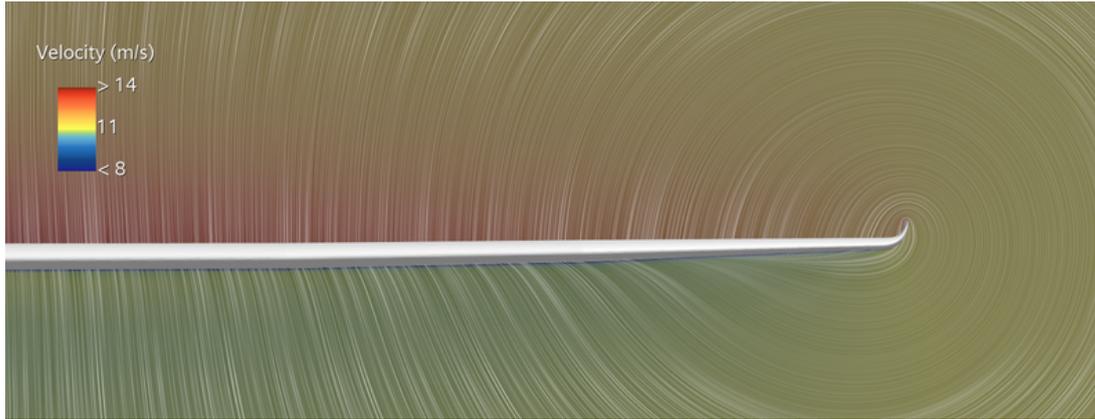


Figura 3.9: Convolución de la velocidad Upswept.

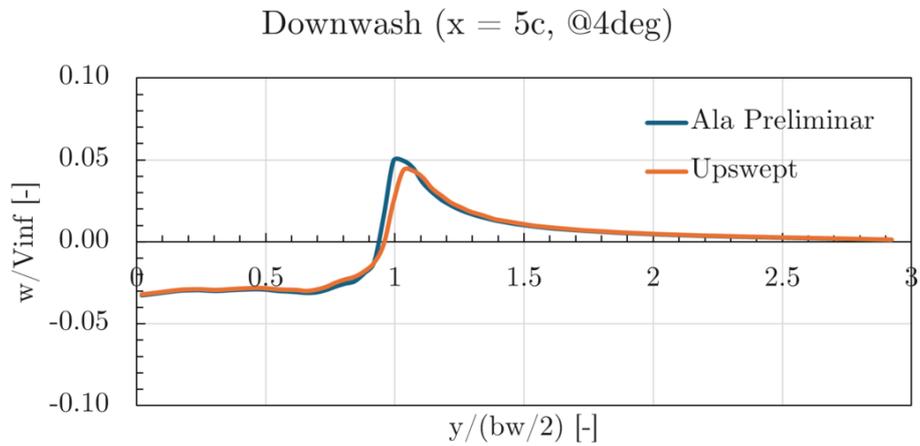


Figura 3.10: Downwash Upswept.

La distribución de sustentación del Upswept (figura 3.11), al igual que ocurría con el downwash, es casi idéntica a la del ala preliminar, con excepción de una ligera mejora en la sustentación en la punta de ala y la adición de sustentación sobre la superficie del winglet.

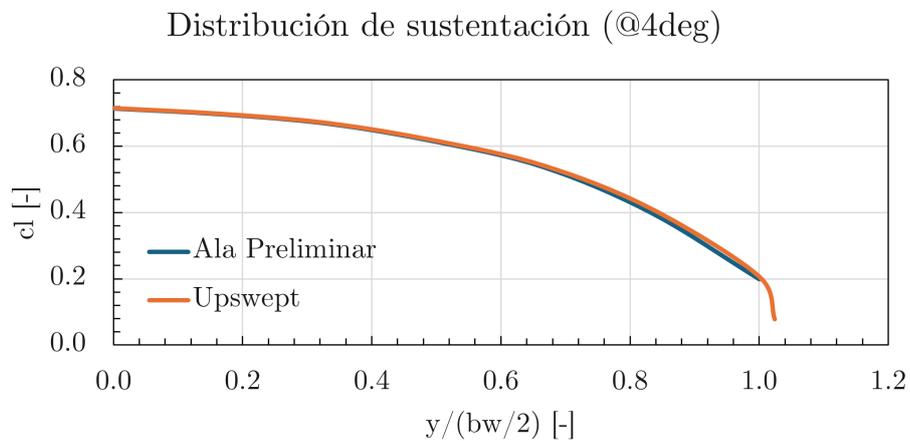


Figura 3.11: Distribución de sustentación Upswept.

Para verificar la poca diferencia en la componente inducida, basta con comparar las curvas polares de la figura 3.12. A primera vista, la curva de  $C_D$  es prácticamente idéntica a la del ala preliminar, mientras que la curva de  $C_L$  es bastante similar pero con valores ligeramente superiores. Esto resulta en un ligero aumento de la eficiencia aerodinámica debido a una generación de sustentación más eficiente (mayor sustentación para una misma resistencia aerodinámica).

En la zona lineal, representada por los coeficientes aerodinámicos linealizados de la tabla 3.2, se aprecia que la sustentación crece gracias a un aumento del 2.72% en la pendiente de sustentación y un aumento del 1.62% en  $C_{L0}$ . Respecto a la resistencia aerodinámica, ya se ilustra el conflicto que tienen los dispositivos de punta alar. Pues al añadir mayor superficie mojada, la constante de resistencia inducida  $K$  disminuye un -5.25% a costa de un crecimiento en resistencia parásita ( $C_{D,min}$ ) de un 1.31%.

Este intercambio en resistencias, resulta en una eficiencia aerodinámica superior de 22.0, una mejora del 2.51%. La mejora en  $L/D$  también se ve reflejada en el factor de Oswald, el cual alcanza ya un valor más elevado de 0.6369, una mejora del 5.54%, acercándose ligeramente al orden de magnitud comercial.

Otra variable que contribuye en la mejora en eficiencia del ala es el parámetro  $C_{L,minD}$ . Este aumenta un 5.59% respecto al ala preliminar, ayudando también en la reducción de resistencia inducida del ala.

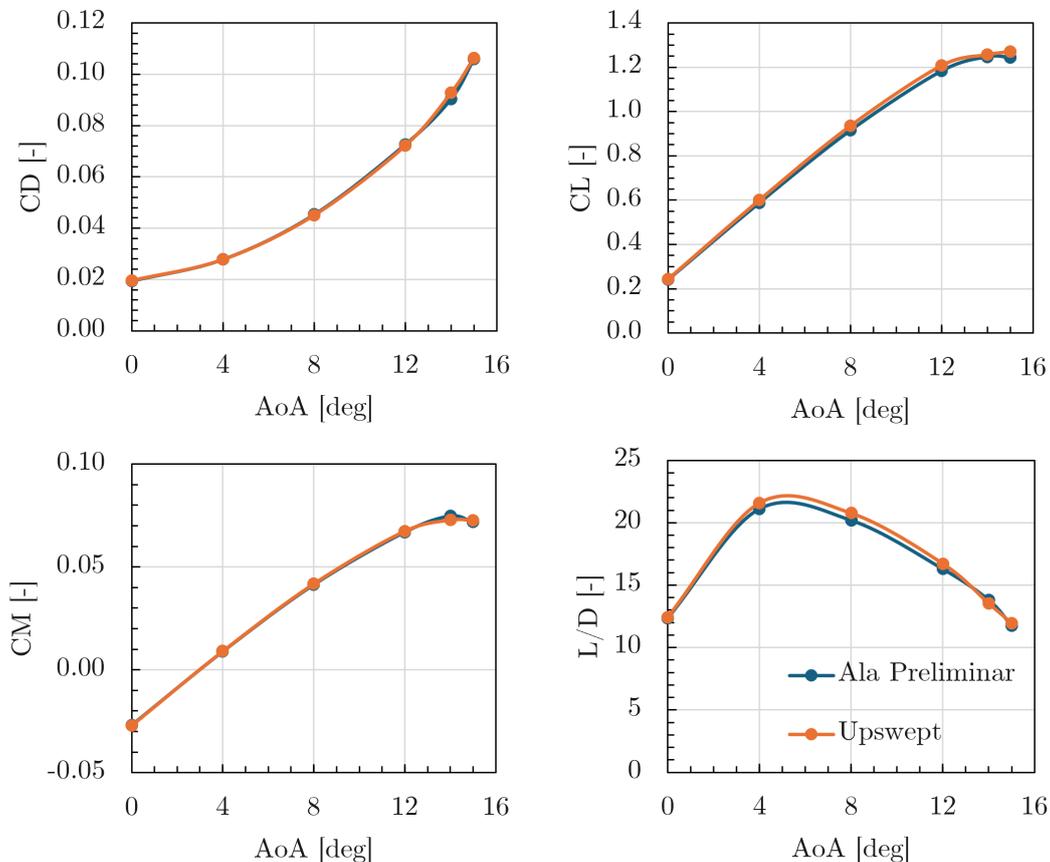


Figura 3.12: Polares del winglet Upswept.

<b>Ala/Winglet</b>	$C_{L\alpha}$ [rad <sup>-1</sup> ]	$C_{L0}$ [-]	$C_{D,min}$ [-]	$K$ [-]	$C_{L,minD}$ [-]
Preliminar	4.86	0.24	0.0190	0.0436	0.14
Upswept	4.99	0.24	0.0192	0.0413	0.15

Tabla 3.2: Coeficientes aerodinámicos linealizados del Upswept.

### 3.2.2. Raked

Este winglet pertenece a la misma categoría que el Upswept y el Drooped al ser extensiones cortas del ala acabadas en un vértice de poca superficie mojada. En cambio, este dispositivo de punta alar se mantiene dentro del plano horizontal del ala siendo como un ala delta con borde de ataque curvado y con flecha. Sus mejoras aerodinámicas vendrán dadas por un aumento del alargamiento del ala y reducción del vórtice en punta alar debido a una menor cuerda en el extremo.

Las líneas de corriente de la figura 3.13 muestran un comportamiento similar al Upswept. Se encuentra el mismo vórtice de punta alar de radio reducido originado en el vértice del winglet. También se encuentra la misma succión en el borde de ataque del mismo. En el caso del Raked, esta sustentación generada por el vórtice de punta alar es superior al ser su principio de funcionamiento. En alas delta y winglets raked, el vórtice de punta alar se encuentra a lo largo del borde de ataque, y al ser de elevada energía, genera una gran caída de presiones.

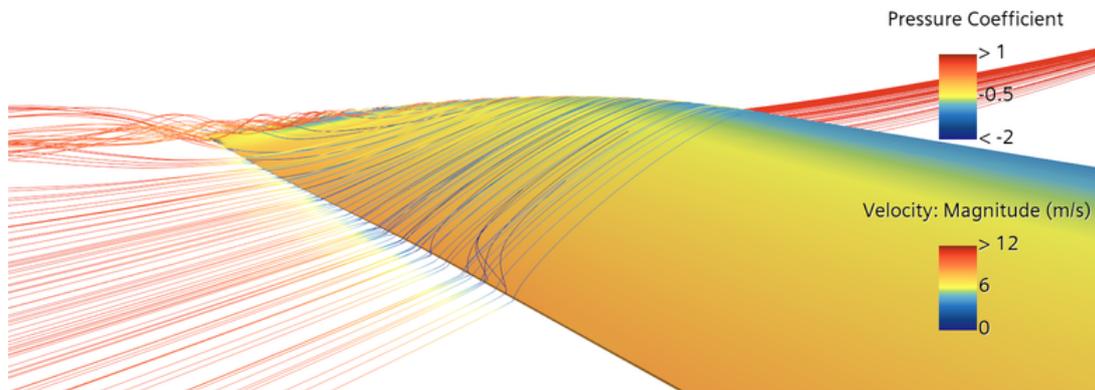


Figura 3.13: Streamlines Raked.

El raked también consigue un efecto similar al Upswept respecto a la ordenación de las líneas de corriente sobre el ala. En cambio, este lo consigue mediante una reducción y desplazamiento del vórtice en punta alar, tal como se muestra en la figura 3.14.

Por otro lado, la figura 3.15 muestra que no solo se reduce muy ligeramente el vórtice de punta de ala, sino que este se ha desplazado lejos de la semienvergadura original debido a la envergadura añadida por el Raked. Aunque el vórtice no se ha conseguido reducir tanto como con el Upswept, la adición en alargamiento compensa en la eficiencia aerodinámica.

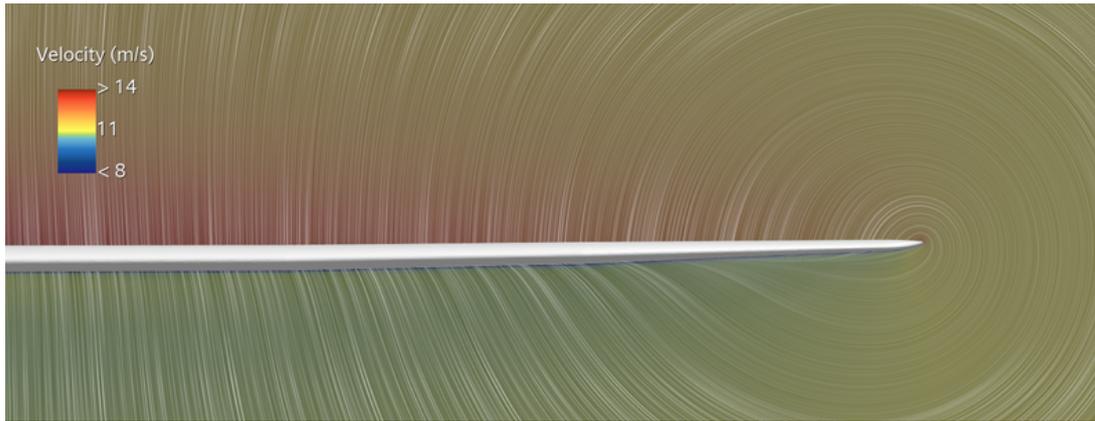


Figura 3.14: Convolución de la velocidad Raked.

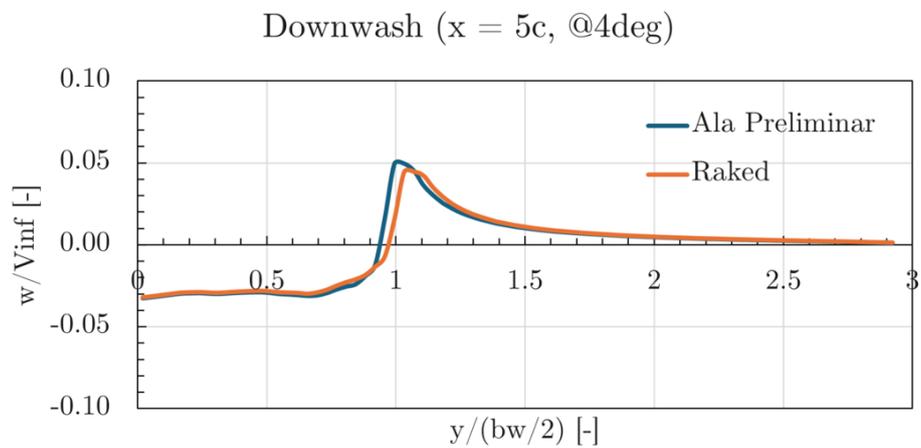


Figura 3.15: Downwash Raked.

Al final, esta deformación del flujo mediante una envergadura efectiva más elevada, resulta en la distribución de sustentación de la figura 3.16.

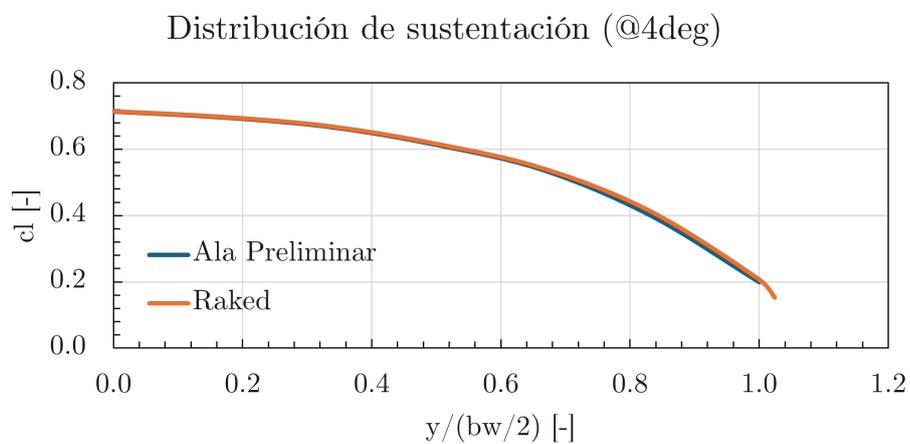


Figura 3.16: Distribución de sustentación Raked.

Las curvas polares correspondientes al winglet Raked de la figura 3.17 muestran de forma aproximada las mismas tendencias que con el winglet Upswept. Existe una mejora en eficiencia aerodinámica no por reducción en la resistencia aerodinámica, sino por un aumento de sustentación sin generar resistencia adicional.

Los coeficientes del Raked de la tabla 3.3 muestran las mejoras que presenta este winglet. La pendiente de sustentación aumenta más que con el Upswept, un 3.31%, mientras que los propios valores de  $C_{L0}$  y  $C_{L,minD}$  aumentan 1.47% y 7.09% respectivamente. Por otro lado, la resistencia aerodinámica tiene una mayor componente parásita que el Upswept (1.47% respecto al ala preliminar) y una  $K$  ligeramente menor (-5.56% respecto al ala preliminar).

El Raked consigue mejorar su eficiencia aerodinámica máxima hasta el valor de 22.1, una mejora del 3.02%. El factor de Oswald de este winglet es superior al del Upswept, con un valor de 0.6390, mejorando la distribución de sustentación del ala preliminar un 5.58%.

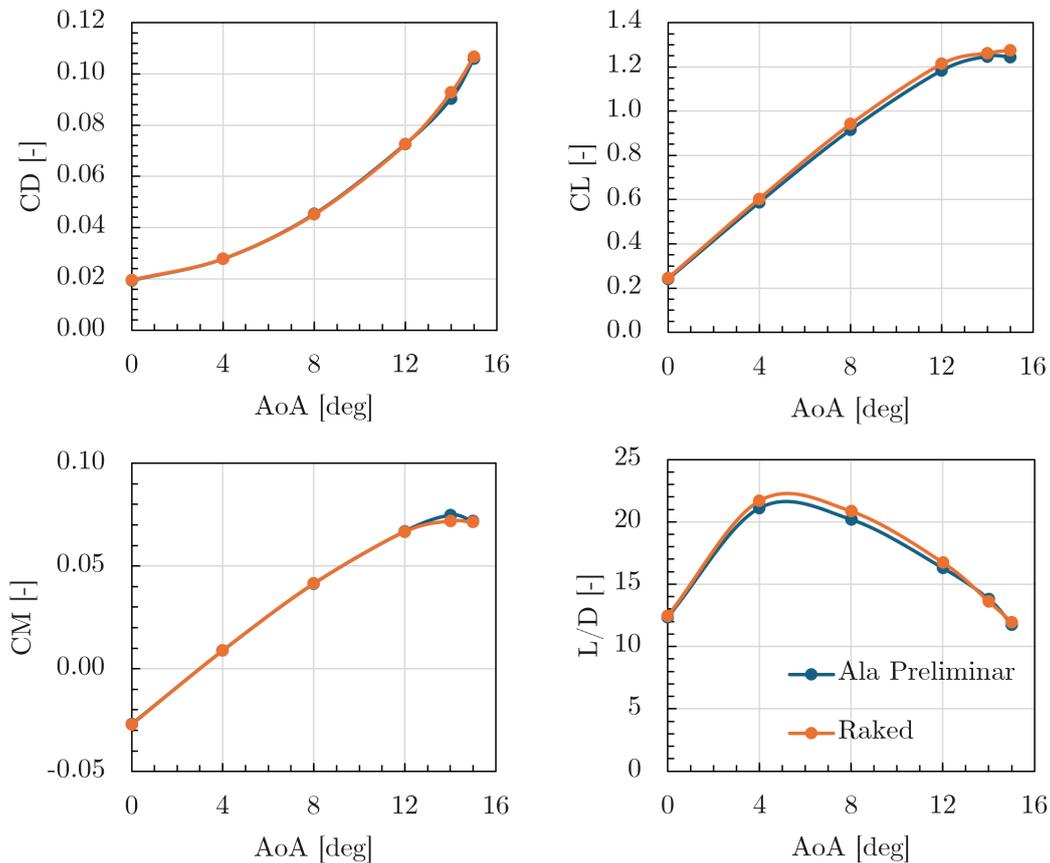


Figura 3.17: Polares del winglet Raked.

<b>Ala/Winglet</b>	$C_{L\alpha}$ [rad <sup>-1</sup> ]	$C_{L0}$ [-]	$C_{D,min}$ [-]	$K$ [-]	$C_{L,minD}$ [-]
Preliminar	4.86	0.24	0.0190	0.0436	0.14
Raked	5.02	0.24	0.0193	0.0412	0.15

Tabla 3.3: Coeficientes aerodinámicos linealizados del Raked.

### 3.2.3. Drooped

Este winglet es el último del grupo de baja superficie mojada. El Drooped es la idea opuesta al Upswept, en vez de tener la barrera física a la recirculación de intradós a extradós hacia arriba, esta se extiende hacia abajo de forma curvada y con flecha.

En el caso del Drooped, su principio de funcionamiento es similar al del Raked, como se muestra en las líneas de corriente de la figura 3.18. El vórtice de punta alar se desplaza al vértice del Drooped, pero como la pared ya no detiene de forma suave a la recirculación al extradós como el Upswept, la curvatura hacia abajo fuerza al vórtice a ser más energético. Esto también se aprecia al ver la misma región de bajas presiones en el borde de ataque cerca del vértice del winglet, que es más marcada en el Drooped que en los otros dispositivos de punta alar vistos.

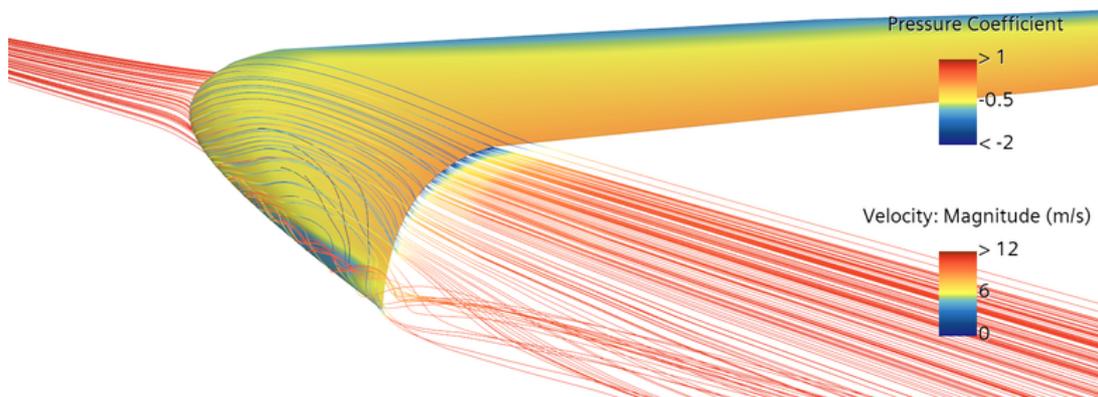


Figura 3.18: Streamlines Drooped.

Este fenómeno se ve mejor reflejado en la convolución de la velocidad en la figura 3.19 y la distribución de downwash de la figura 3.20. El Drooped no consigue reducir la magnitud del vórtice de punta alar, sino que lo desplaza más lejos de la punta alar preliminar ( $y/(b_w/2 = 1)$ ), mejorando la eficiencia del ala por aumento de envergadura efectiva y no por reducción del downwash.

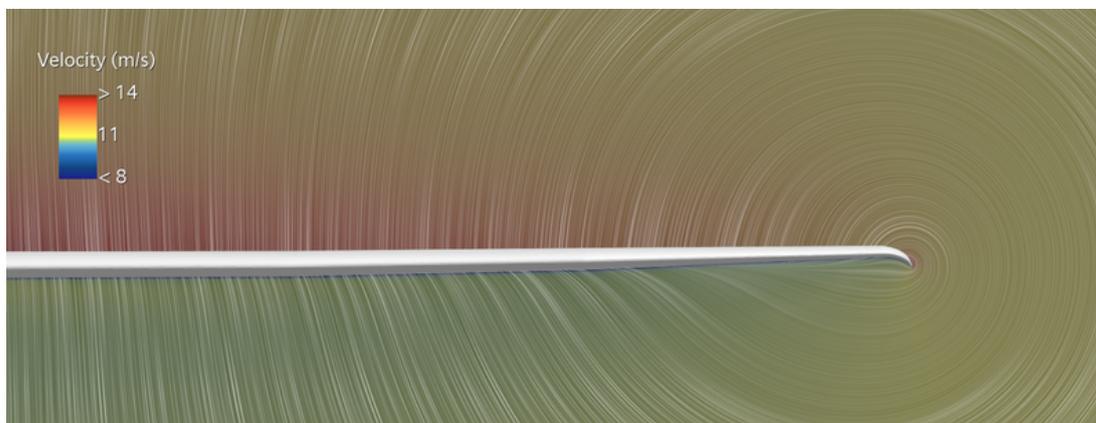


Figura 3.19: Convolución de la velocidad Drooped.

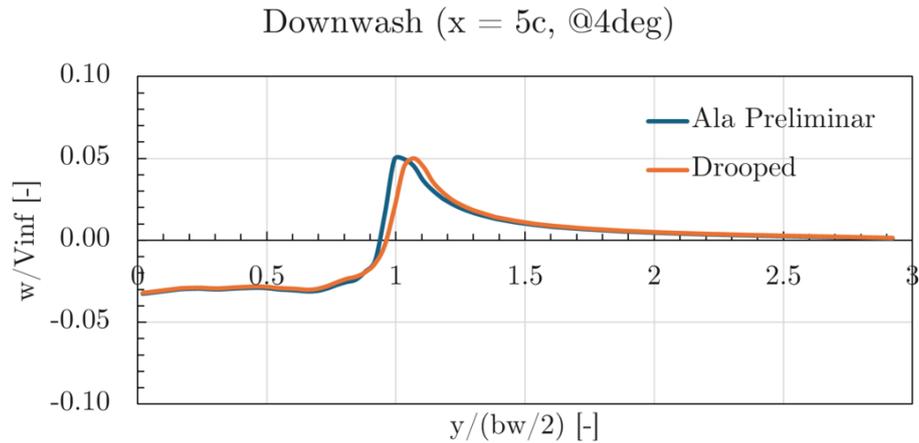


Figura 3.20: Downwash Drooped.

En comparación a los 2 winglets anteriores, el Drooped no aumenta la sustentación en la punta de ala, sino que la reduce (figura 3.21). Además, la implementación del drooped aparenta aproximar más esta distribución de sustentación a la de un ala elíptica.

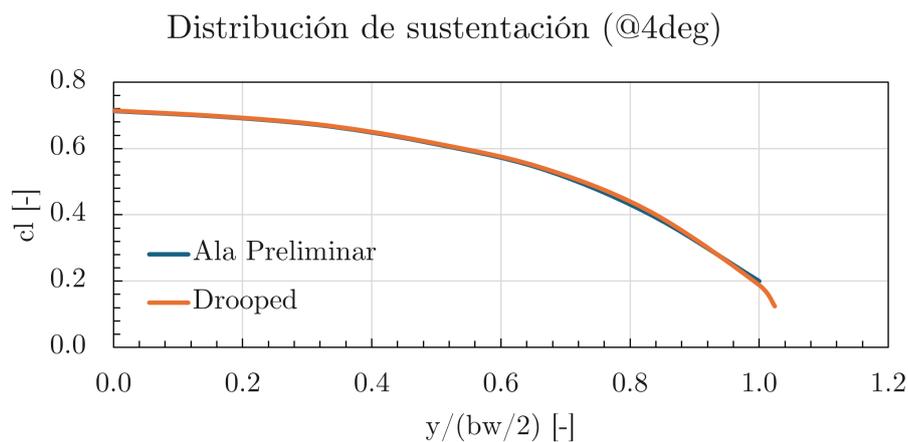


Figura 3.21: Distribución de sustentación Drooped.

En el caso del drooped, sus mejoras aerodinámicas son casi despreciables. En las curvas polares de la figura 3.22 no hay ninguna diferencia significativa respecto al ala preliminar, únicamente una ligera mejora en la eficiencia aerodinámica máxima.

La tabla 3.4 muestra que el Drooped es el que en menor medida afecta a los parámetros de los coeficientes aerodinámicos linealizados. Pues es el que menor aumento en sustentación genera (2.17% en  $C_{L\alpha}$ , 1.51% en  $C_{L0}$ ), con excepción del  $C_{L,minD}$  (7.09%), en el que supera al Upswept. También presenta la menor variación en resistencia parásita y en resistencia inducida (1.00% en  $C_{D,min}$  y -3.78% en  $K$ ). Pese a la baja mejora en  $C_L$  y  $C_D$ , el Drooped consigue aumentar la eficiencia aerodinámica máxima a 21.9 (mejora del 2.39%) y el factor de oswald a 0.6272 (mejora del 3.93%).

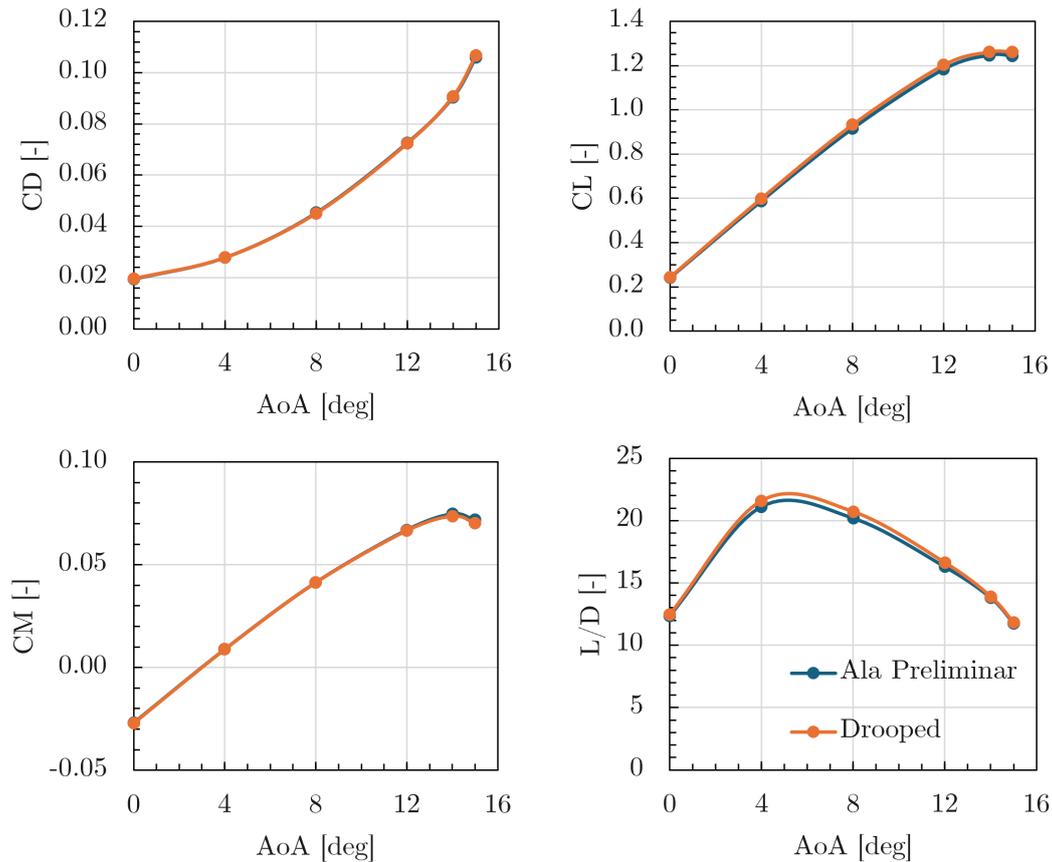


Figura 3.22: Polares del winglet Drooped.

<b>Ala/Winglet</b>	$C_{L\alpha}$ [rad <sup>-1</sup> ]	$C_{L0}$ [-]	$C_{D,min}$ [-]	$K$ [-]	$C_{L,minD}$ [-]
Preliminar	4.86	0.24	0.0190	0.0436	0.14
Drooped	4.97	0.24	0.0192	0.0419	0.15

Tabla 3.4: Coeficientes aerodinámicos linealizados del Drooped.

Contemplando los 3 winglets vistos hasta ahora, llama la atención en las distribuciones de downwash del Upswept, Raked y Drooped que a medida que el winglet se curva hacia arriba, la eficiencia aerodinámica mejora por reducción del vórtice de punta de ala, mientras que si se curva hacia abajo, la eficiencia aerodinámica mejora por aumento de la envergadura efectiva.

### 3.2.4. Whitcomb

El último winglet de los dispositivos de punta alar tradicionales se sale de la tendencia de los estudiados hasta el momento. En este, se implementan superficies sustentadoras adicionales con fin de controlar el flujo aguas abajo para maximizar la  $L/D$ . Cada aleta actúa como una barrera física a la formación de vórtices de punta alar.

Las líneas de corriente de la figura 3.23 muestran como el Whitcomb consigue ordenar el flujo aguas abajo del ala. La aleta inferior con su curvatura y torsión orientada fuera

del ala, consigue redirigir el flujo que originalmente querría recircular de intradós a extradós. Su nueva dirección sigue prácticamente la dirección original del flujo incidente, demostrando que ha impedido la formación de un vórtice de punta alar de gran magnitud.

La aleta superior actúa similar a un Upswept. Al tratarse de una barrera física al vórtice de punta alar, el flujo se ve obligado a seguir la geometría del intradós de esta aleta. En esta, se puede observar como la curvatura del perfil, orientada a la raíz del ala, deflecta el flujo hacia los lados del ala, convirtiendo del downwash en un «sidewash». Con ambas aletas actuando simultáneamente, el Whitcomb consigue tener un flujo ordenado aguas abajo del ala.

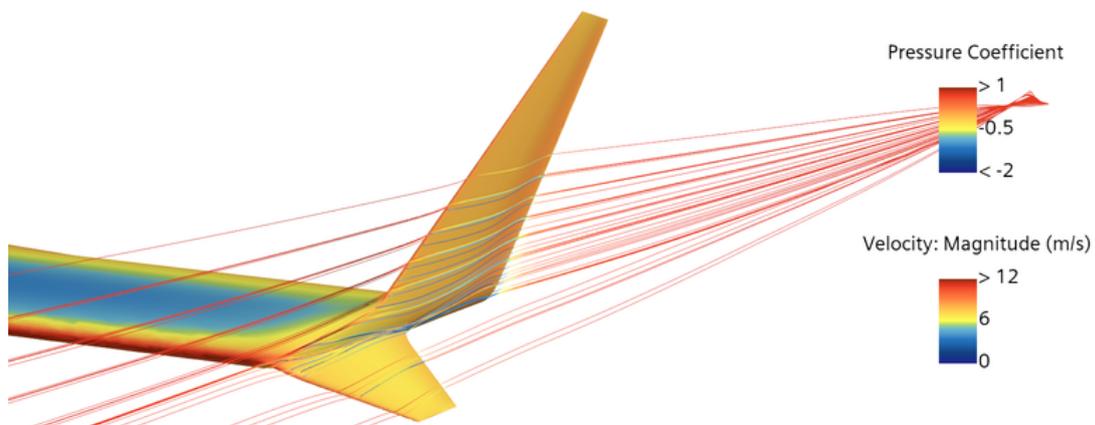


Figura 3.23: Streamlines Whitcomb.

La aleta adicional consigue ordenar más aún el flujo en la punta de ala, reduciendo la magnitud del vórtice de punta alar hasta el punto de casi eliminar su influencia en  $2/3$  del semiala, como se aprecia en la figura 3.24.

En el caso del whitcomb, sí que se empieza a apreciar una reducción en el downwash generado por el ala al igual que una significativa reducción del vórtice en punta alar. La figura 3.25 muestra como el whitcomb consigue no solo reducir la magnitud del vórtice de punta alar, sino también el downwash en casi  $1/3$  del semiala.

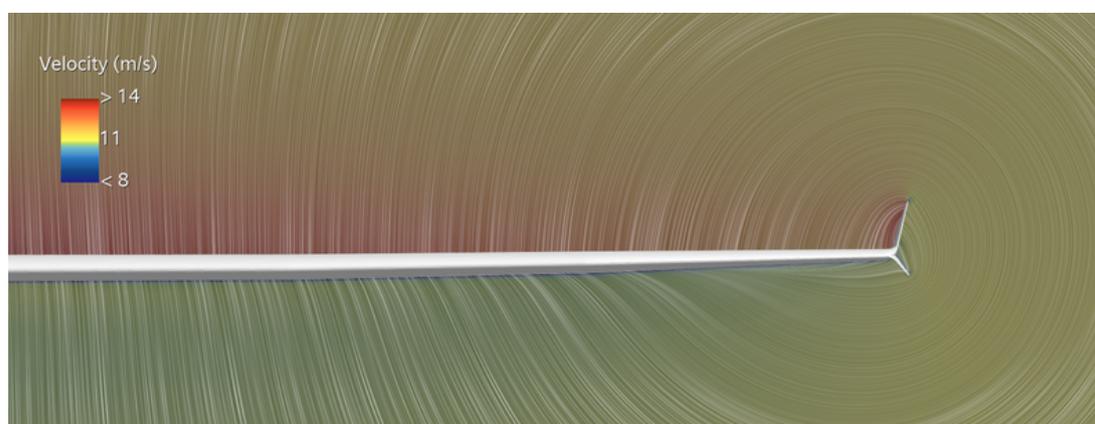


Figura 3.24: Convolución de la velocidad Whitcomb.

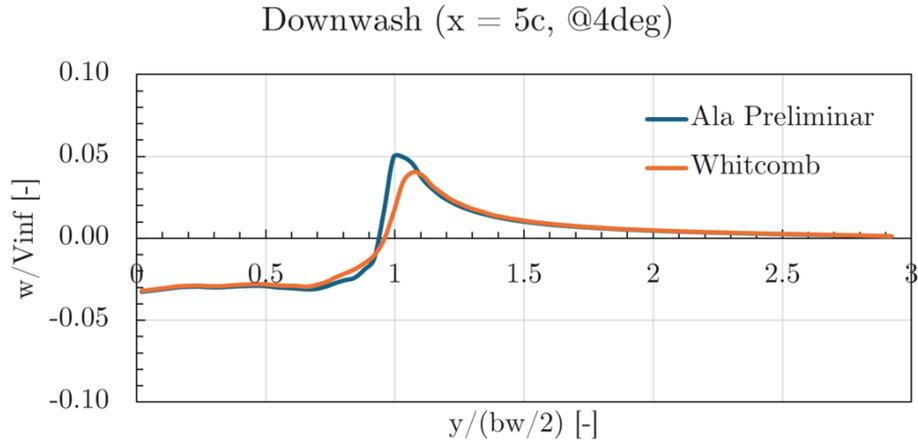


Figura 3.25: Downwash Whitcomb.

La distribución de sustentación resultante, expuesta en la figura 3.26, muestra que en la misma región del ala donde se consigue reducir el downwash aumenta la sustentación generada de forma muy notable. A medida que se acerca a las aletas del winglet, la fuerza sustentadora cae al dividir la superficie alar en 2 superficies nuevas más pequeñas.

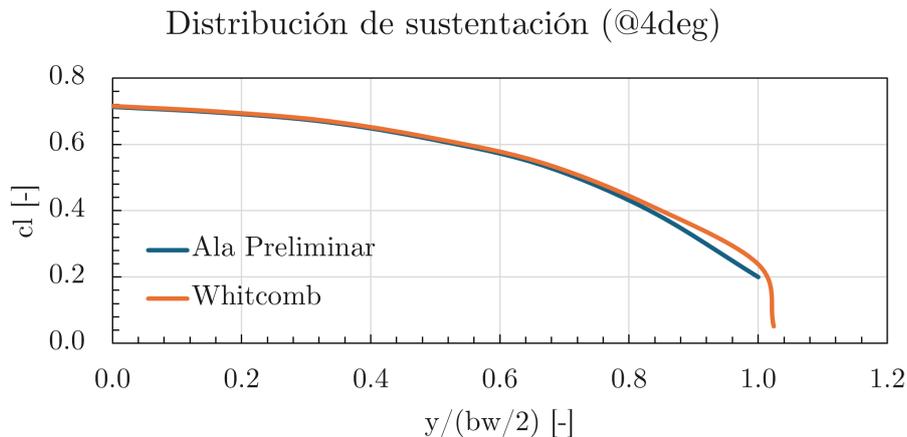


Figura 3.26: Distribución de sustentación Whitcomb.

Esta eficaz reducción del downwash y a su vez aumento en la sustentación se ve reflejada en las curvas polares de la figura 3.27. En el caso del Whitcomb, hay una notable mejora aerodinámica a elevados ángulos de ataque, teniendo mayor eficiencia aerodinámica y mayor sustentación. En cambio, por debajo del punto de  $(L/D)_{max}$ , los valores de  $L/D$  son más bajos que con el ala preliminar. Esto significa, que el ala preliminar funciona mejor en los ángulos de ataque predominantes durante la misión (velocidad punta y planeo) que con un winglet Whitcomb.

La tabla 3.5 muestra que con un ligero aumento en el  $C_{D,min}$  del 2.01%, la  $K$  se consigue reducir en un -11.03%. En la sustentación, existe un aumento notable en  $C_{L\alpha}$  del 4.47%, mientras que el  $C_{L0}$  y el  $C_{L,minD}$  aumentan un 1.77% y 2.35% respectivamente. La  $(L/D)_{max}$  sube casi 1 punto respecto al ala preliminar, tomando el valor de 22.3 (mejora

del 4.02%). Con el Whitcomb, el  $e_{Oswald}$  ya toma un valor más aproximado al orden de magnitud comercial, situándose en 0.6783 (una mejora del 12.40%).

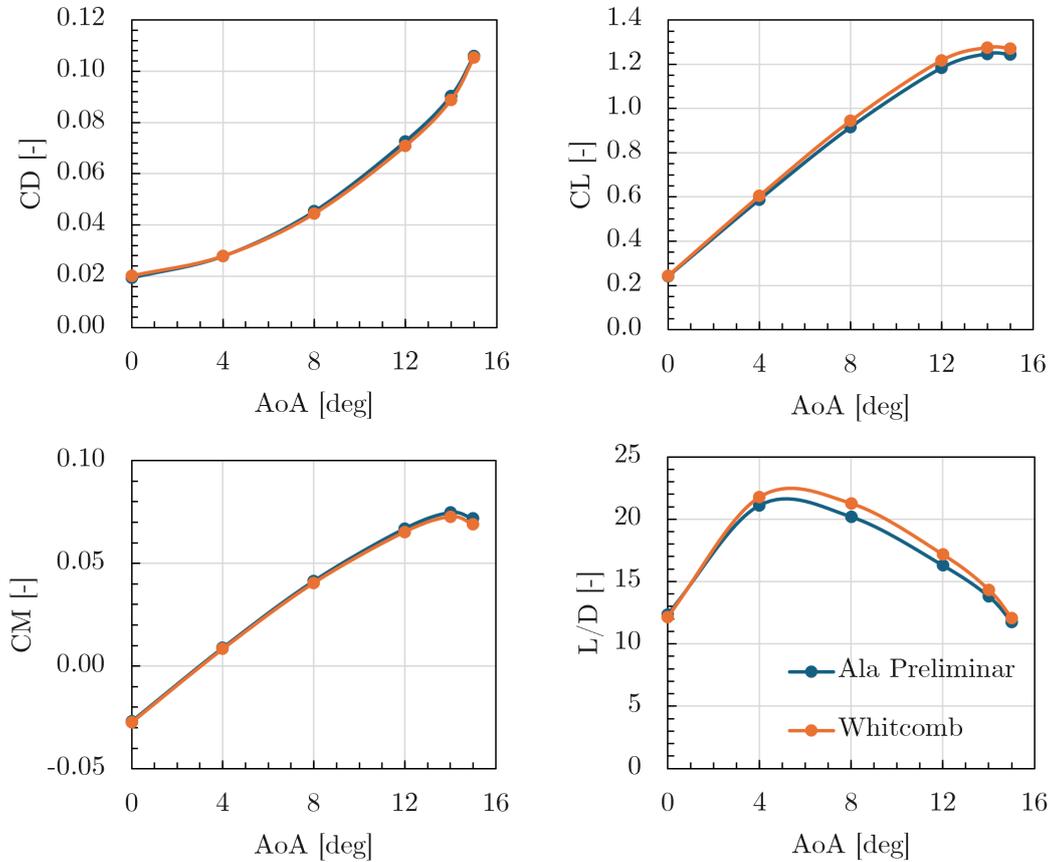


Figura 3.27: Polares del winglet Whitcomb.

Ala/Winglet	$C_{L\alpha}$ [rad <sup>-1</sup> ]	$C_{L0}$ [-]	$C_{D,min}$ [-]	$K$ [-]	$C_{L,minD}$ [-]
Preliminar	4.86	0.24	0.0190	0.0436	0.14
Whitcomb	5.08	0.24	0.0194	0.0388	0.14

Tabla 3.5: Coeficientes aerodinámicos linealizados del Whitcomb.

### 3.3. Estudio Paramétrico del Winglet Maughmer

A continuación se presentan los resultados del winglet Maughmer base (t1-s30-c75). Este winglet es de similar naturaleza que el Whitcomb, solo que es más simple al no tener una aleta inferior, y en consecuencia, posee una menor superficie mojada.

Al igual que el Upswept, este winglet también es una barrera vertical a la recirculación en la punta de ala. En cambio, al disponer de una superficie sustentadora como barrera, con curvatura y toe orientadas fuera del ala, consigue ordenar el flujo aguas abajo como se ve en la figura 3.28.

Por otra parte, al tratarse de una superficie sustentadora, se genera una gran succión en el borde de ataque que causa una fuerza perpendicular al winglet con una componente horizontal opuesta a la resistencia aerodinámica. También se observa que no es necesario implementar una aleta inferior como en el Whitcomb a  $4^\circ$  de ángulo de ataque, pues el flujo se mantiene bien adherido a lo largo de la raíz del winglet sin generar desprendimientos.

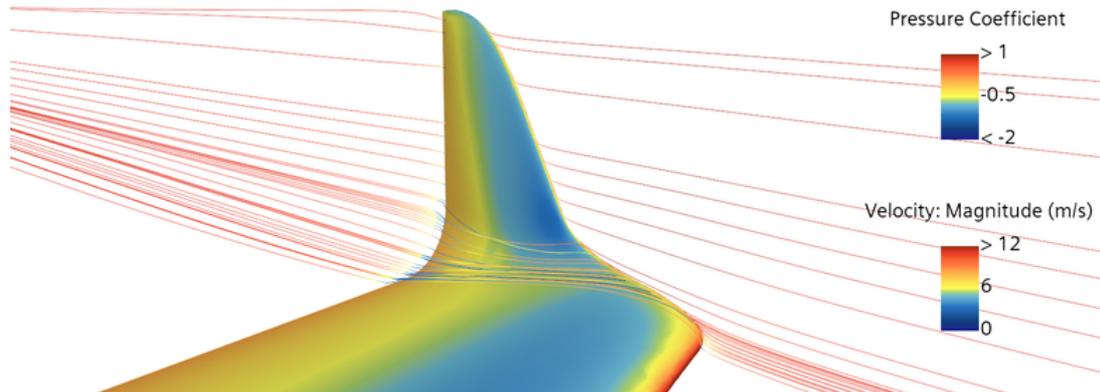


Figura 3.28: Streamlines Maughmer t1-s30-c75.

Este mismo fenómeno de succión de borde de ataque del winglet también ocurre en el Whitcomb, pero como su perfil aerodinámico es de menor curvatura, no se llega a apreciar este efecto tanto como en el Maughmer.

La influencia que tiene el Maughmer sobre el resto del flujo sobre el ala es similar al del Upswept, solo que más eficiente. La figura 3.29 muestra como este winglet consigue reducir en una medida similar al Whitcomb la influencia del vórtice de punta alar.

Analizando su downwash (figura 3.30), ocurre lo mismo que con el Whitcomb: se reduce el tamaño del vórtice de punta alar y el downwash en el panel externo del ala. A pesar de que se aprecia poco, la reducción del downwash en esta región es más efectiva con el Maughmer que con el Whitcomb, ya que este último induce un campo de velocidades hacia abajo por su aleta inferior.

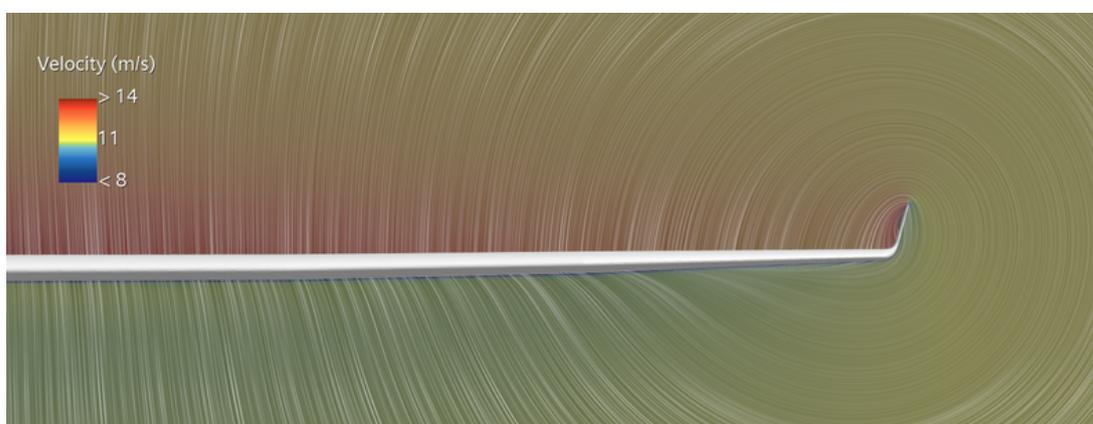


Figura 3.29: Convolución de la velocidad Maughmer t1-s30-c75.

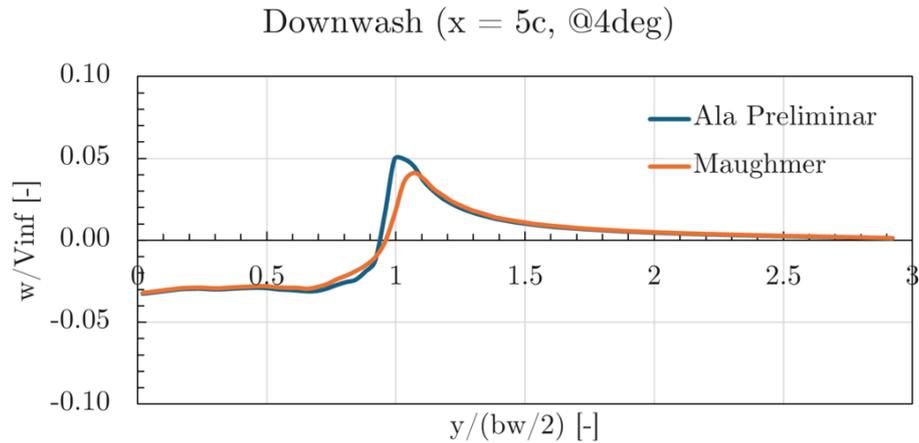


Figura 3.30: Downwash Maughmer t1-s30-c75.

La distribución de sustentación resultante (figura 3.31) sigue las mismas tendencias observadas que con el Whitcomb: existe una mejora en sustentación notable junto a una simultánea reducción del downwash, mejorando la eficiencia del ala en la región del panel externo.

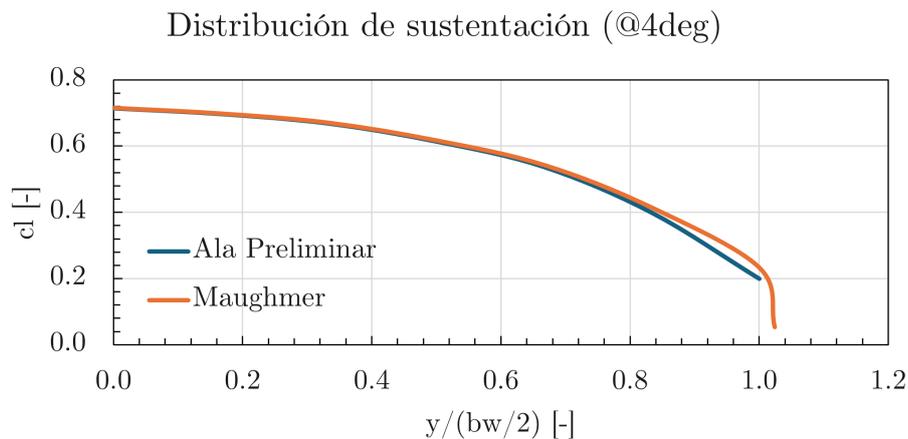


Figura 3.31: Distribución de sustentación Maughmer t1-s30-c75.

Las polares del Maughmer de la figura 3.32 muestran la eficacia de esta geometría de punta alar. Pues al igual que el resto de winglets vistos hasta ahora, consigue mejorar la eficiencia aerodinámica mediante una adición en sustentación sin prácticamente añadir resistencia al ala preliminar. El caso especial del Maughmer es que también consigue aumentar  $L/D$  a bajos ángulos de ataque.

De la polar completa llama la atención también, que a partir de  $12^\circ$  el  $L/D$  deja de ser superior al ala preliminar. Esto se debe a una burbuja generada en la raíz del winglet a altos ángulos de ataque. El Whitcomb opera bien a elevados ángulos de ataque gracias a su aleta inferior por impedir esa recirculación de intradós a extradós. De todos modos, como durante la misión no se suelen alcanzar los  $12^\circ$ , este defecto del Maughmer es tolerable.

Los coeficientes linealizados de la tabla 3.6 muestran como el Maughmer mejora la aerodinámica del ala preliminar. A pesar de añadir bastante resistencia parásita (2.08 % más de  $C_{D,min}$ , gracias a su baja  $K$  (mejora del -5.88 %) y sobre todo su elevado valor de  $C_{L,minD}$  (mejora del 12.23 %), consigue tener incluso a bajos ángulos de ataque una resistencia menor y eficiencia aerodinámica mayor que el Whitcomb.

De este modo, consigue una eficiencia aerodinámica máxima de 22.2, posicionándose en 2º lugar tras el Whitcomb, representando una mejora de 3.66 %. Su factor de Oswald también se encuentra por detrás del Whitcomb con un valor de 0.6411 (mejora del 6.24 %).

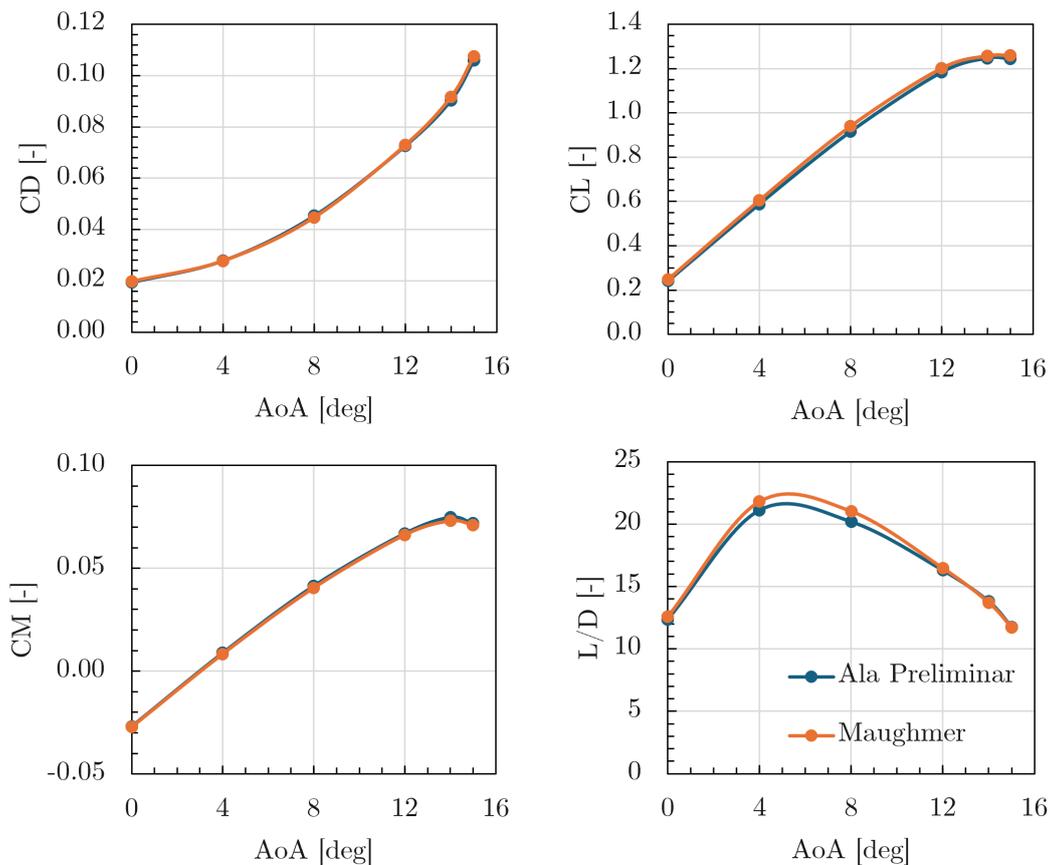


Figura 3.32: Polares del winglet Maughmer t1-s30-c75.

<b>Ala/Winglet</b>	$C_{L\alpha}$ [rad $^{-1}$ ]	$C_{L0}$ [-]	$C_{D,min}$ [-]	$K$ [-]	$C_{L,minD}$ [-]
Preliminar	4.86	0.24	0.0190	0.0436	0.14
Maughmer t1-s30-c75	4.99	0.25	0.0194	0.0410	0.16

Tabla 3.6: Coeficientes aerodinámicos linealizados del Maughmer t1-s30-75.

El Maughmer acaba siendo implementado en aeronaves de menor escala como los planeadores por su balance entre mejora en eficiencia aerodinámica (el 2º mejor entre los winglets estudiados) sin sacrificar su rendimiento a bajos ángulos de ataque (posee mayor eficiencia aerodinámica a incidencia nula que el ala preliminar).

Hasta ahora, se han comparado el downwash y las curvas polares respecto al ala preliminar. Para el estudio paramétrico del Maughmer, únicamente se van a comparar frente a la geometría base del winglet las líneas de corriente y los coeficientes aerodinámicos linealizados.

### 3.3.1. Variación del Toe

Empezando por el ángulo de torsión en la raíz de la aleta, el toe, se ha optado por aumentar este de  $1^\circ$  en el caso base a  $5^\circ$ .

Comparando la distribución de presiones entre el t1-s30-c75 y t5-s30-c75 en la figura 3.33, se ve a primera vista que el winglet ya no genera esa fuerza de succión tan intensa. Por tanto, es de esperar que a bajos ángulos de ataque aumentar el ángulo de toe se refleje en una menor eficiencia aerodinámica.

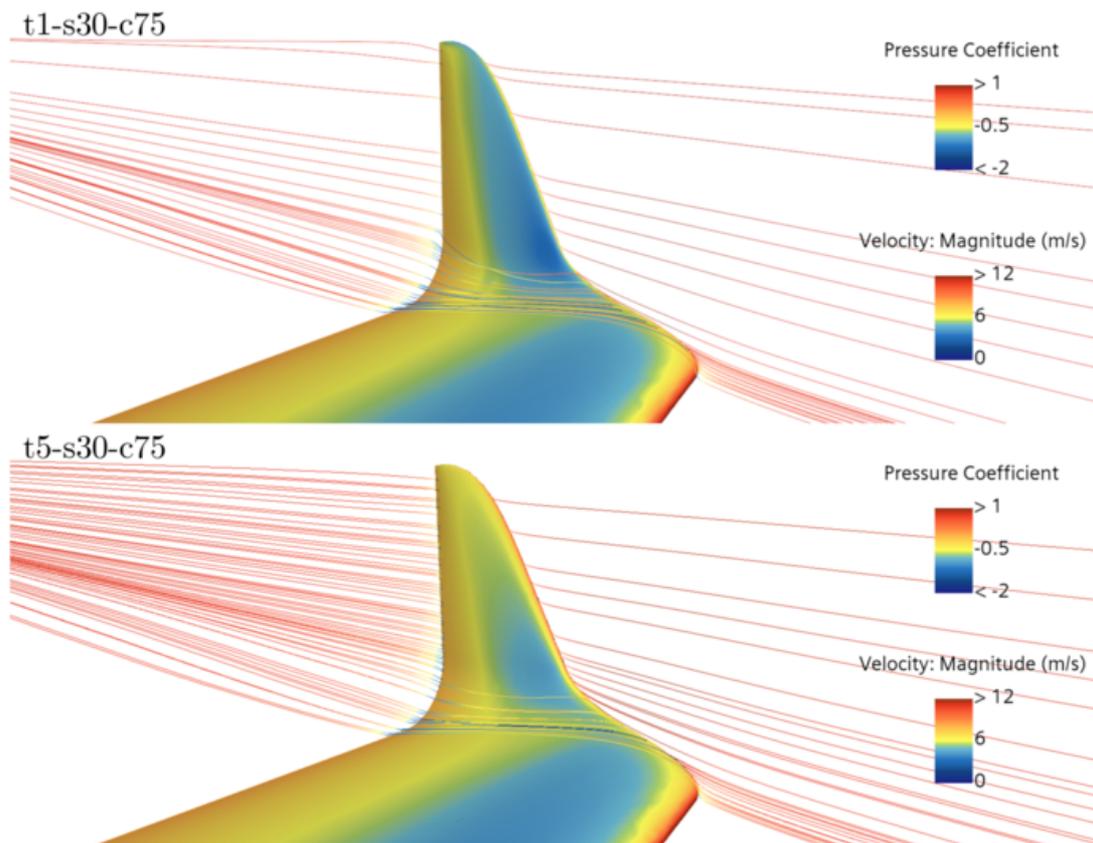


Figura 3.33: Streamlines Maughmer t5-s30-c75.

La influencia que tiene aumentar el ángulo de toe sobre las curvas polares se muestra en la tabla 3.7. A pesar de que son variaciones pequeñas, destaca que hay un ligero aumento en la pendiente de sustentación, a costa de menores valores de  $C_{L0}$  y  $C_{L,minD}$ . Respecto a la resistencia, la componente parásita aumenta poco en comparación a la reducción de la constante de resistencia inducida de un  $-1.28\%$ . La  $(L/D)_{max}$  baja un  $-0.13\%$  a pesar de un aumento en el factor de Oswald del  $1.30\%$  respecto al Maughmer base.

Ala/Winglet	$C_{L\alpha}$ [ $\text{rad}^{-1}$ ]	$C_{L0}$ [-]	$C_{D,min}$ [-]	$K$ [-]	$C_{L,minD}$ [-]
Maughmer t1-s30-c75	4.99	0.25	0.0194	0.0410	0.16
Maughmer t5-s30-c75	5.00	0.24	0.0194	0.0405	0.15
Variación	0.21 %	-1.38 %	0.20 %	-1.28 %	-2.33 %

Tabla 3.7: Coeficientes aerodinámicos linealizados del Maughmer t5-s30-75.

### 3.3.2. Variación del Sweep

El siguiente ángulo paramétrico del Maughmer es la flecha, sweep en inglés, el cual se ha incrementado de  $30^\circ$  del caso base hasta los  $40^\circ$ .

Ni sobre la distribución de presiones ni sobre las líneas de corrientes de la figura 3.34 se aprecia la influencia de la flecha sobre la aerodinámica del winglet a  $4^\circ$  de ángulo de ataque. Pero por norma general, las superficies con mayor flecha tienden a tener una resistencia aerodinámica menor, aunque es más notable en régimen compresible.

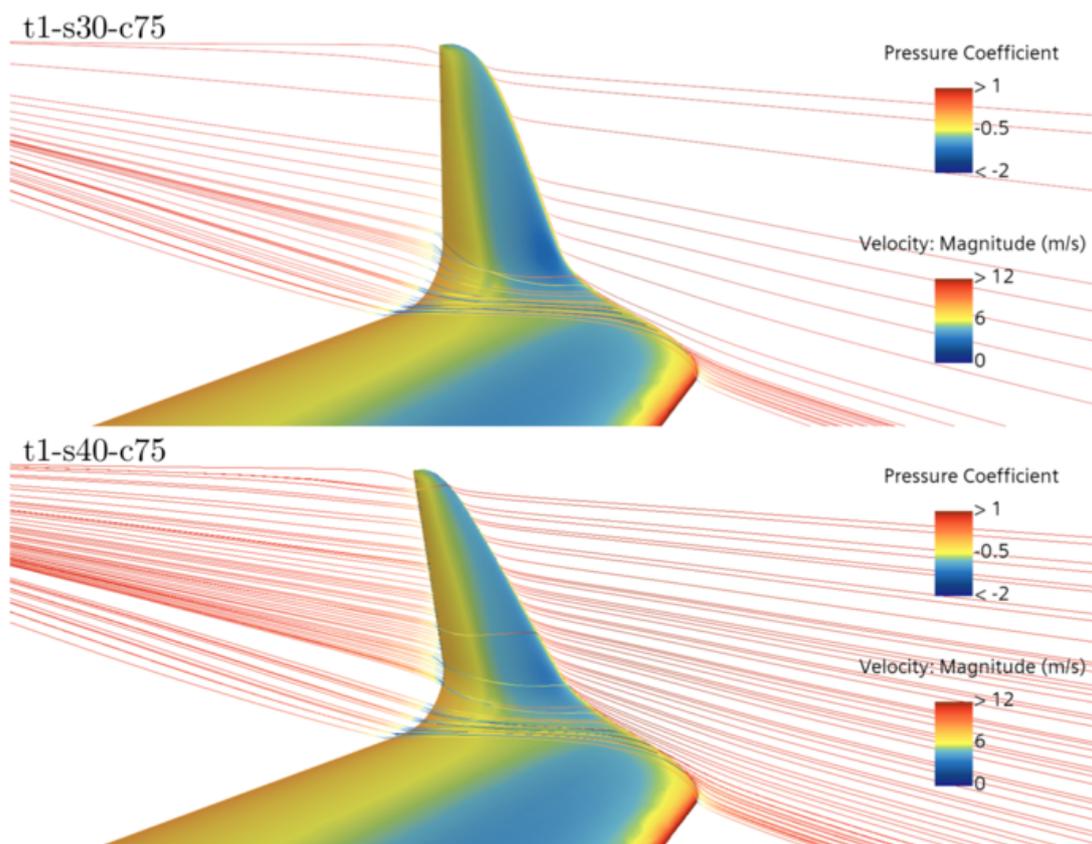


Figura 3.34: Streamlines Maughmer t1-s40-c75.

La última afirmación se confirma al analizar las variaciones en los coeficientes de la tabla 3.8. A pesar de que no hayan cambios significativos en sus valores, la flecha consigue reducir mínimamente la resistencia parásita a costa de también aumentar poco la componente inducida. La eficiencia aerodinámica máxima es prácticamente idéntica (-0.09 % de variación) mientras que el factor de Oswald disminuye un -0.26 %.

Ala/Winglet	$C_{L\alpha}$ [rad <sup>-1</sup> ]	$C_{L0}$ [-]	$C_{D,min}$ [-]	$K$ [-]	$C_{L,minD}$ [-]
Maughmer t1-s30-c75	4.99	0.25	0.0194	0.0410	0.16
Maughmer t1-s40-c75	4.99	0.25	0.0194	0.0411	0.16
Variación	-0.07 %	-0.17 %	-0.06 %	0.26 %	-0.11 %

Tabla 3.8: Coeficientes aerodinámicos linealizados del Maughmer t1-s40-75.

### 3.3.3. Variación del Cant

En esta parte del estudio paramétrico del winglet Maughmer, se ha optado por aumentar su ángulo de «diedro» (cant) desde 75° hasta los 80°.

Una vez más, esta variación paramétrica no influye sobre la distribución de presiones ni sobre las líneas de corriente observadas en la figura 3.35 de forma significativa. A mayores ángulos de ataque en cambio, aunque no se hayan ilustrado, el mayor diedro deja más espacio para la formación de vórtices de punta alar, perdiendo eficiencia aerodinámica respecto al Maughmer base.

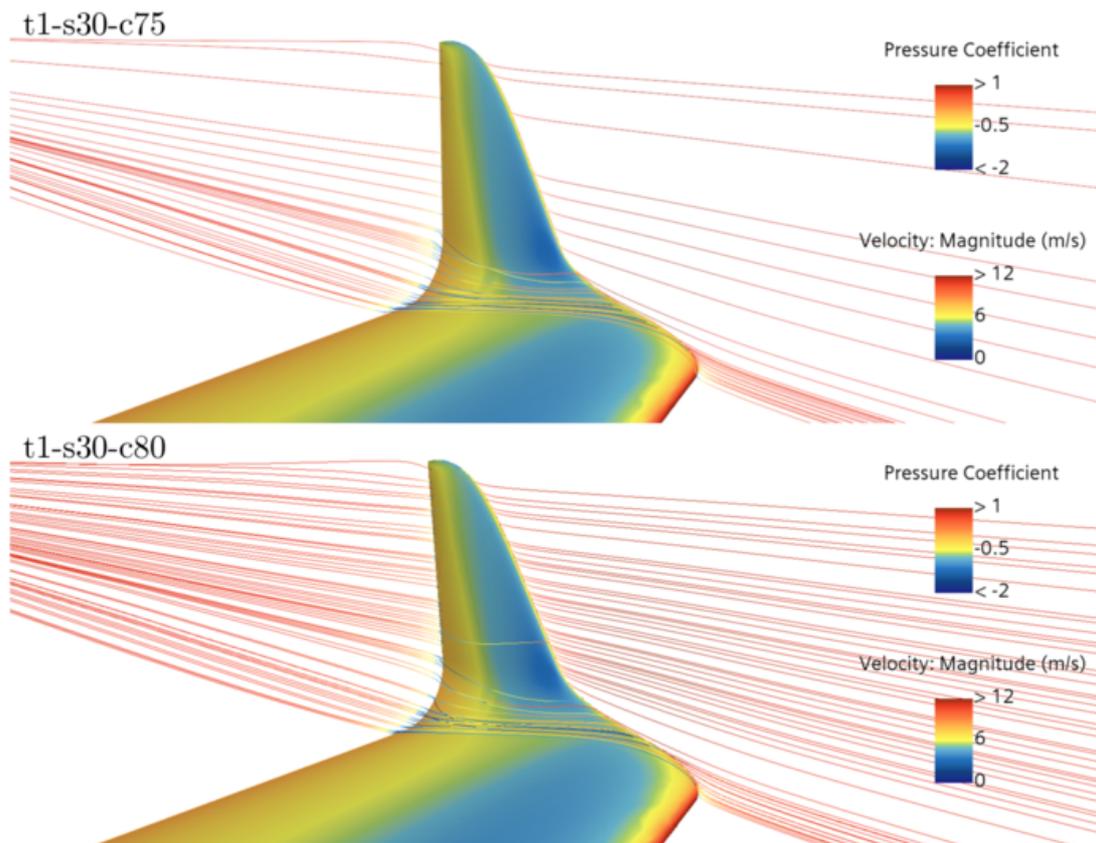


Figura 3.35: Streamlines Maughmer t1-s30-c80.

Los coeficientes aerodinámicos de la tabla 3.9 reflejan justamente eso. No solo empeora la curva de sustentación con menor  $C_{L\alpha}$  y  $C_{L0}$ , si no que la resistencia aerodinámica crece por ambas partes: tanto la componente parásita como la inducida. La eficiencia aerodinámica máxima decrece un -0.21 %, la mayor reducción vista dentro del estudio

paramétrico, y el factor de Oswald también disminuye un -0.42 %.

<b>Ala/Winglet</b>	$C_{L\alpha}$ [rad <sup>-1</sup> ]	$C_{L0}$ [-]	$C_{D,min}$ [-]	$K$ [-]	$C_{L,minD}$ [-]
Maughmer t1-s30-c75	4.99	0.25	0.0194	0.0410	0.16
Maughmer t1-s30-c80	4.98	0.25	0.0194	0.0412	0.16
Variación	-0.11 %	-0.09 %	0.17 %	0.42 %	0.24 %

Tabla 3.9: Coeficientes aerodinámicos linealizados del Maughmer t1-s30-80.

Tras este estudio paramétrico, se concluye que las mejores iteraciones del Maughmer son el base y el de 40° de flecha. Las otras variaciones paramétricas realizadas, de torsión e inclinación, no consiguen mejorar el comportamiento aerodinámico del Maughmer t1-s30-c75 en los ángulos seleccionados para el estudio.

### 3.4. Ala Recta

Con los winglets analizados hasta ahora, se ha visto que es difícil mejorar el ala preliminar ya que esta fue diseñada con fin de ser muy aerodinámicamente eficiente. En esta subsección se estudia la posibilidad de partir de un ala recta en vez de un ala compleja, y tratar de mejorarla mediante el uso de winglets.

De los 8 dispositivos de punta alar hasta ahora, el más prometedor al equilibrar el beneficio en eficiencia aerodinámica frente al aumento en resistencia es el winglet Maughmer. En específico, la iteración con una flecha de 40°.

La nueva geometría alar conserva la misma superficie en planta que el ala preliminar al igual que su alargamiento y envergadura. De ahí, la incógnita pasa a ser la cuerda, cuyo valor se ha calculado obteniendo 0.272 m. Las dimensiones del ala recta quedan en una forma rectangular de 3.3x0.272 m con una  $S_w$  de 0.898 m<sup>2</sup> y  $AR_w$  de 12.1.

Primero se simula el ala recta sin la adición del winglet Maughmer t1-s40-c75. Para la implementación de este último winglet, como la cuerda en la punta alar ha aumentado, se conserva la geometría del winglet original y se escala por un factor de 1.83 en las 3 dimensiones para adaptarse a la cuerda en la punta de ala.

Comparando la distorsión del flujo para el caso del ala preliminar y ala recta de la figura 3.36, destaca que esta segunda posee una recirculación de punta alar muy superior. La implementación del winglet Maughmer alivia en ambos casos el vórtice de punta alar, pero sigue siendo relevante en el ala recta.

El downwash generado por el ala sin winglet frente al ala con winglet. La figura 3.37 muestra 2 casos a la vez: por una parte el ala preliminar frente a la misma con el Maughmer t1-s40-c75, y por otra parte el ala recta frente a la misma con el Maughmer t1-s40-c75.

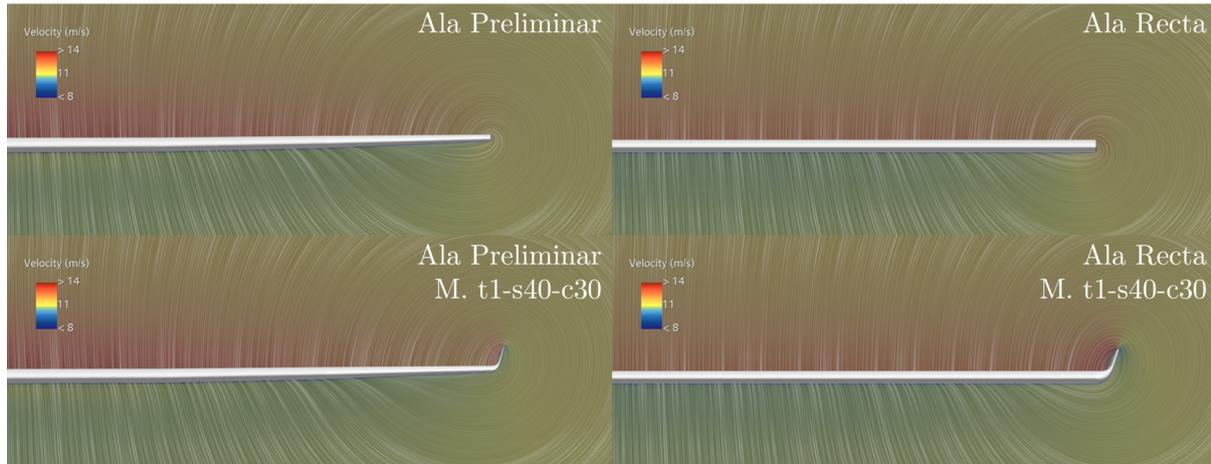


Figura 3.36: Comparación de convolución de la velocidad entre ala preliminar y recta con el winglet Maughmer t1-s30-c75.

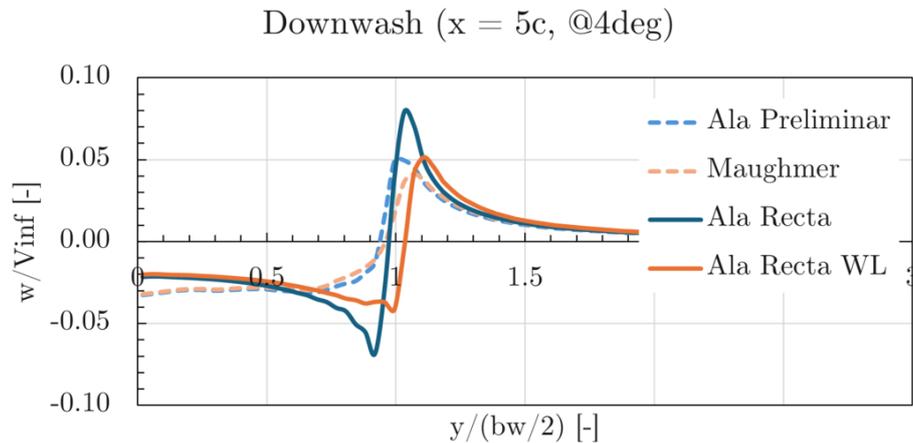


Figura 3.37: Comparación de downwash entre ala preliminar y recta con el winglet Maughmer t1-s30-c75.

Al contrario que con los winglets analizados hasta ahora, su implementación en un ala recta tiene un efecto muy notable. Esto se debe en parte a que el propio vórtice de punta alar en un ala recta es mucho más intenso, aproximándose a divergencias tanto fuera del ala como aguas abajo de la misma. El Maughmer sobre el ala recta consigue reducir a lo largo de toda la semienvigadura el downwash al igual que disminuir el tamaño del vórtice.

Aún así, el ala recta con el Maughmer no llega a tener una distribución de downwash tan eficiente como el ala preliminar a secas. A su vez, el vórtice de punta alar reducido por el winglet en el ala recta sigue siendo superior al del ala preliminar.

Estas diferencias entre el ala recta y el ala preliminar también se reflejan en la distribución de sustentación expuestas en la figura 3.38. Como es de esperar, un ala recta mantiene un nivel de sustentación constante a lo largo de su envergadura hasta que pierde eficacia a medida que se acerca a la punta alar. En cambio, el ala preliminar mantiene una sustentación más efectiva a lo largo de su envergadura, dotándola de mayor eficiencia

aerodinámica.

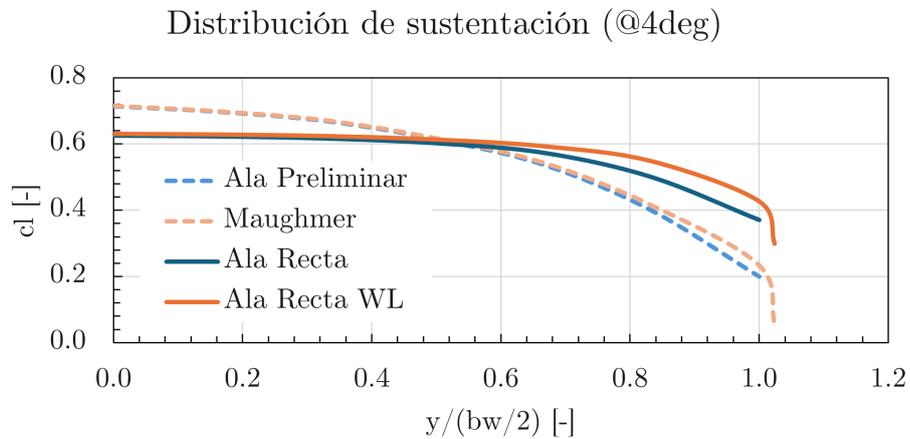


Figura 3.38: Comparación de distribución de sustentación entre ala preliminar y recta con el winglet Maughmer t1-s30-c75.

Si se comparan las curvas polares del ala preliminar con las del ala recta con y sin winglet (figura 3.39), se observa que implementar el Maughmer sobre el ala recta genera diferencias mucho más marcadas.

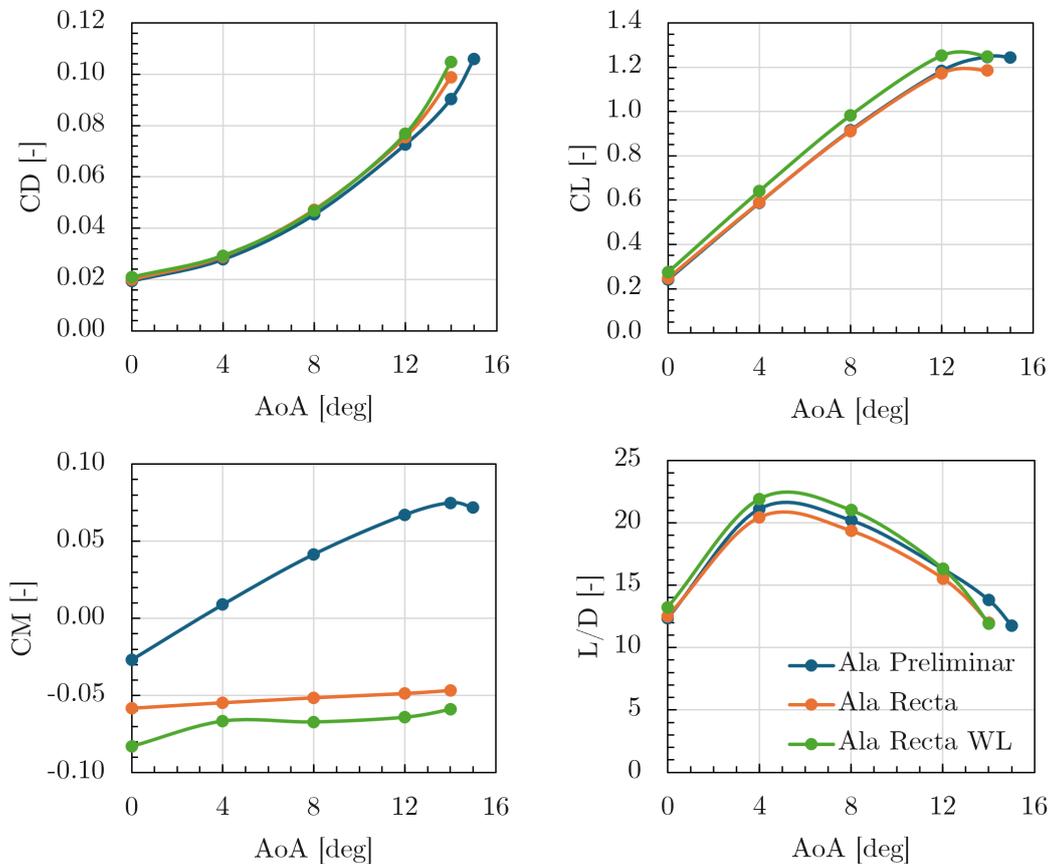


Figura 3.39: Polares del ala recta.

<b>Ala/Winglet</b>	$C_{L\alpha}$ [rad <sup>-1</sup> ]	$C_{L0}$ [-]	$C_{D,min}$ [-]	$K$ [-]	$C_{L,minD}$ [-]
Preliminar	4.86	0.24	0.0190	0.0436	0.14
Recta	4.78	0.25	0.0193	0.0458	0.13
Recta WL	5.10	0.28	0.0204	0.0402	0.17

Tabla 3.10: Coeficientes aerodinámicos linealizados de las alas rectas.

Empezando por el ala recta, esta no sólo posee una menor eficiencia aerodinámica que el ala preliminar, sino que alcanza un valor inferior de  $C_{L,max}$  y entra en pérdida antes. Este suceso llama la atención porque un ala recta comparte el patrón de entrada en pérdida de un ala con flecha negativa, como es la del ala preliminar. Durante la pérdida, el flujo se desprende en ambas alas desde la raíz hacia el resto del ala. Una posible razón es que el ala preliminar también posee torsión geométrica en la punta, resultando en una pérdida más tardía.

Considerando únicamente las mejoras aerodinámicas del winglet sobre el ala recta a partir de la tabla 3.10, destaca el hecho que todos los parámetros de la polar aumentan de forma significativa. El beneficio en  $C_{L\alpha}$  es del 6.71 % con valores de  $C_{L0}$  y  $C_{L,minD}$  un 10.88 % y 31.37 % superiores respectivamente. La resistencia aerodinámica sufre una gran mejora en resistencia inducida, representada por una reducción del -12.22 % en  $K$ , a costa de un aumento significativo en la resistencia parásita de un 6.06 %.

En cambio, no cabe olvidar que se parte de un ala recta menos eficiente, con un  $(L/D)_{max}$  de 20.6 con un  $e_{Oswald}$  de 0.5740. Al implementar el winglet, estos valores suben un 7.77 % y 13.93 % respectivamente, hasta alcanzar una eficiencia máxima de 22.2 y un factor de Oswald de 0.6539. Estos incrementos son superiores en comparación al ala preliminar frente al ala preliminar con winglet.

### 3.5. Prestaciones

Utilizando el script del *Cross-Over Point Method* se obtienen las prestaciones de cada configuración de punta alar estudiada. Primero se comparan los parámetros de rendimiento correspondientes a las etapas de vuelo a motor: tasa de ascenso máxima y velocidad punta. Acto seguido se comparan las prestaciones durante los vuelos de planeo, es decir, la senda de planeo máxima y la velocidad de vuelo en la fase de eficiencia.

Como ya se ha explicado, a parte de calcular las prestaciones del Xtra25 con cada winglet, este código también obtiene el punto cross-over. Este parámetro ayuda a interpretar el rango de velocidades en el que el winglet actúa como una mejora.

Durante la mayor parte de la misión, el UAV vuela con el motor activo. Entre las actuaciones de mayor interés se encuentran la fase de ascenso, la cual permite alcanzar la altitud inicial de planeo para la fase de eficiencia, y la fase de distancia en la cual se procura volar a velocidad máxima. El mapa de la figura 3.40 muestra las tasas de ascenso máximas respecto a la velocidad punta de cada dispositivo de punta alar instalado en el ala preliminar.

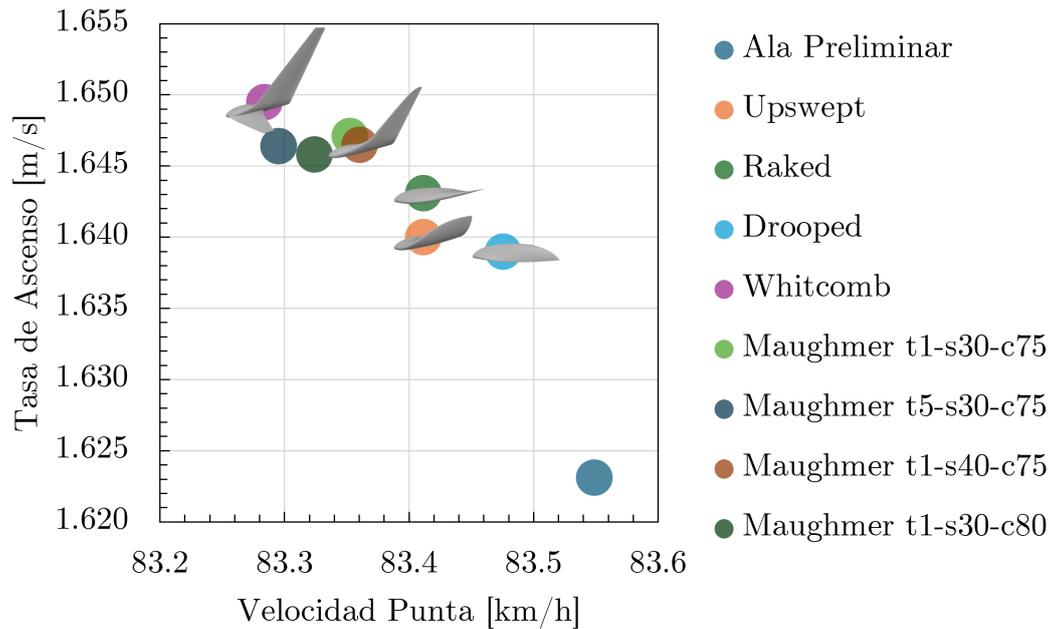


Figura 3.40: Prestaciones a motor.

Como se ha ido comentando a lo largo de este trabajo, este gráfico ilustra en parte el conflicto entre la reducción en resistencia inducida y su consecuente aumento en resistencia parásita. Todos los winglets reducen de forma poco significativa la velocidad punta del Xtra25 a cambio de añadir pocos cm/s a la capacidad de ascenso.

En el mismo gráfico también se distinguen 2 grupos de winglets. Por un lado están los de baja superficie mojada situados en el centro de la gráfica, correspondientes al Upswept, Raked y Drooped. Como se ha visto en sus coeficientes aerodinámicos, son los que menos afectan a las prestaciones del ala preliminar. El más veloz entre ellos es el Drooped al ser el que menor resistencia parásita añade. Mientras que el que mayor capacidad de ascenso posee es el Raked al ser más aerodinámicamente eficiente. El Upswept en comparación, parece que es el que menos mejora las prestaciones a motor dentro de este grupo.

El otro grupo de winglets situado en la esquina izquierda superior corresponde al Whitcomb y a la familia Maughmer. Estos son dispositivos de punta alar constituidos por una o más superficies sustentadoras en vez de una extensión del ala. Estos destacaban por mejorar notablemente la eficiencia aerodinámica a cambio de añadir más resistencia parásita. En el caso del Whitcomb, como era de esperar, es el winglet más lento y a su vez el que mayor capacidad de ascenso tiene.

Respecto los Maughmer, las iteraciones t1-s30-c75 y t1-s40-c75 son los que más mejoran la capacidad ascensorial sin sacrificar tanto la velocidad máxima del UAV. El Maughmer base destaca más por su tasa de ascenso mientras que el de flecha de  $40^\circ$  alcanza la mayor velocidad dentro de los winglets del estudio paramétrico.

Las variaciones en las prestaciones a motor son casi despreciables, a pesar de mostrar las tendencias discutidas en el documento. Por ello, para determinar que dispositivo de punta alar instalar sobre el Xtra25 es necesario analizar la etapa de planeo de la misión

y así tener mayor criterio.

Las prestaciones a motor correspondientes al ala recta y al ala recta con winglet no se han incluido en el gráfico. El ala recta alcanza una tasa de ascenso máxima inferior a las del ala preliminar y el ala recta con winglet alcanza una velocidad punta también inferior a la del resto de alas preliminares.

En el de planeo durante la fase de eficiencia interesa la senda de planeo del UAV al igual que su velocidad de planeo. A pesar de que esta fase se realiza con el trimado correspondiente a  $(V \cdot L/D)_{max}$  (penetración), se comparan la velocidad de penetración respecto a la senda de planeo máxima (eficiencia aerodinámica máxima del UAV) en la gráfica de la figura 3.41.

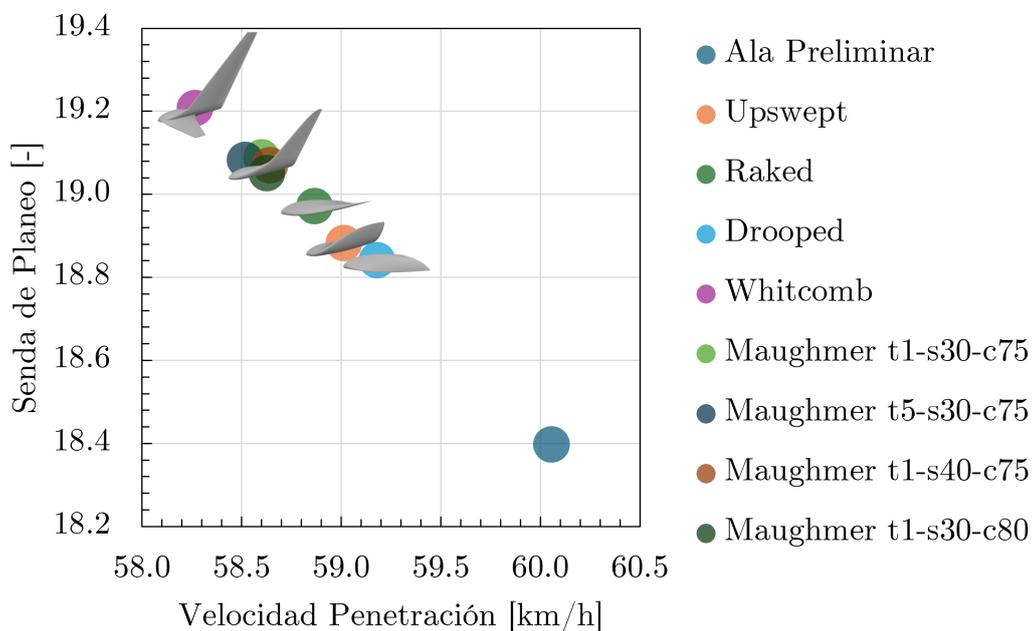


Figura 3.41: Prestaciones a vela.

En este mapa se aprecian los mismos grupos de winglets comentados en las prestaciones a motor. En cambio, aquí las diferencias son más notables. Pues a pesar de que todos los winglets empeoran la velocidad de planeo en un orden de magnitud de 1-2 km/h, consiguen compensarlo mediante un aumento en senda de planeo de hasta 1 punto. La relación entre senda de planeo y la velocidad de penetración es prácticamente lineal con pendiente negativa, lo que significa que a mayor eficiencia aerodinámica, menor velocidad de planeo.

Los winglets de menor superficie mojada son los menos eficientes, mientras que el Whitcomb destaca por alcanzar la mayor senda de planeo. Los winglets Maughmer se encuentran entre el Whitcomb y los winglets de baja superficie mojada. Los Maughmer son también los que consiguen maximizar el producto  $(V \cdot L/D)_{max}$ .

Al igual que con las prestaciones a motor, el ala recta con y sin winglet no consiguen estar a la altura del ala preliminar. Pues a pesar de alcanzar mayor velocidad de planeo el

ala recta, su senda de planeo baja hasta 1 punto respecto al ala preliminar. En el caso del ala recta con winglet, ocurre lo contrario: la velocidad de planeo se reduce drásticamente a cambio de poseer la mayor eficiencia aerodinámica.

Estos parámetros no son los únicos que interesan a la hora de evaluar la rentabilidad de un winglet. El último parámetro a analizar es el punto cross-over expuesto en el gráfico de barras de la figura 3.42.

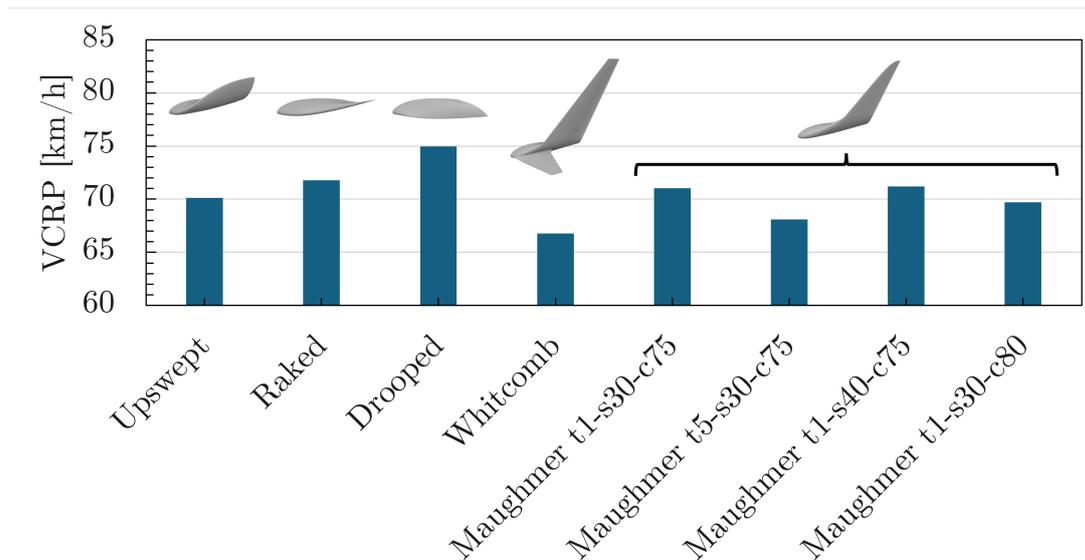


Figura 3.42: Velocidades cross-over.

Las tendencias vistas hasta ahora desaparecen y destacan 4 winglets: Raked, Drooped, y los Maughmer base y con flecha de  $40^\circ$ . Una alta velocidad de corte no implica una gran mejora en las prestaciones, como en el caso del Drooped, pero sí un mayor rango de velocidades en el que el winglet no empeora el ala preliminar. En cambio, los Maughmer destacan por poseer elevadas velocidades cross-over al igual que mejorar en mayor medida las prestaciones del UAV.

Por lo visto en esta subsección, los winglets más prometedores son los de baja superficie mojada, al no empeorar prácticamente nada del ala preliminar y mejorarla ligeramente, y los 2 Maughmer destacados continuamente al conseguir resultados similares al Whitcomb sin sacrificar las velocidades de vuelo. Aún así, el veredicto final del winglet ganador es la propia misión del Air Cargo Challenge 2024. La siguiente subsección resume las puntuaciones alcanzadas por cada configuración alar vista hasta el momento.

## 3.6. Puntuaciones

### ■ FASE EFICIENCIA

Antes de entrar en detalle en las propias puntuaciones, primero se analiza el propio perfil de la misión en una ronda de vuelo de competición. En específico, el perfil de misión

durante la fase de eficiencia al ser el más complejo entre las etapas de vuelo. La tabla 3.11 muestra las altitudes alcanzadas durante el ascenso, la distancia de planeo, la distancia a motor y el consumo durante la fase de eficiencia logrados por cada configuración alar.

<b>Ala/Winglet</b>	$z_{Asc}$ [m]	$x_{Planeo}$ [m]	$x_{Motor}$ [m]	$x_{Total}$ [km]	$consumo$ [Wh]
Ala Preliminar	39.92	652	849	1.50	4.66
Upswept	40.34	685	791	1.48	4.42
Raked	40.42	691	781	1.47	4.38
Drooped	40.32	683	797	1.48	4.44
Whitcomb	40.57	703	753	1.46	4.27
Maughmer t1-s30-c75	40.53	700	765	1.47	4.31
Maughmer t5-s30-c75	40.50	698	765	1.46	4.32
Maughmer t1-s40-c75	40.51	698	768	1.47	4.32
Maughmer t1-s30-c80	40.50	697	768	1.47	4.33
Ala Recta	39.31	611	908	1.52	4.93
Ala Recta WL	40.64	710	724	1.43	4.17

Tabla 3.11: Perfil de vuelo durante la fase de eficiencia.

Como se ha visto, al tener tasas de ascenso muy similares, las altitudes alcanzadas son del mismo orden de magnitud al rededor de los 40 m. En las distancias recorridas a motor y a vela así como los consumos difieren significativamente. La implementación de winglets, ya sea sobre el ala preliminar o un ala recta, resulta en un aumento en la distancia de planeo a cambio de una reducción en la distancia recorrida a motor. La distancia neta acaba siendo más baja, pero debido a que hay un mayor porcentaje del vuelo sin el motor operativo el consumo final en la fase de eficiencia es menor.

El ala recta sin winglet es la que mayor distancia recorre y a su vez más consume, mientras que su variante con winglets se sitúa en el extremo opuesto consumiendo un 15.4% menos recorriendo 90 m. El ala preliminar y sus variantes se encuentran entre las 2 alas anteriores con consumos y distancias más similares.

A partir de la distancia total  $x_{Total}$  y el consumo eléctrico del motor, se calculan los valores de eficiencia correspondientes a cada configuración de punta alar, expuestos en el gráfico de barras de la figura 3.43.

Al contrario que en lo visto hasta el momento, el propio parámetro de eficiencia no muestra unas tendencias de winglets claras. Lo único que se puede extraer es que la implementación de dispositivos de punta alar sobre un ala ya eficiente ayuda mínimamente a aumentar la puntuación en eficiencia. Por otro lado, el ala recta se sitúa última en la clasificación con su versión con winglet superándola posicionándose en penúltima posición.

El winglet más eficaz en la fase de eficiencia es el Maughmer t1-s30-c75, seguido muy estrechamente por sus variantes de mayor flecha y mayor inclinación. En cambio, la variante de mayor torsión se posiciona 6<sup>o</sup>, dado que a pesar de tener una buena eficiencia aerodinámica no alcanza velocidades de vuelo suficientemente competitivas.

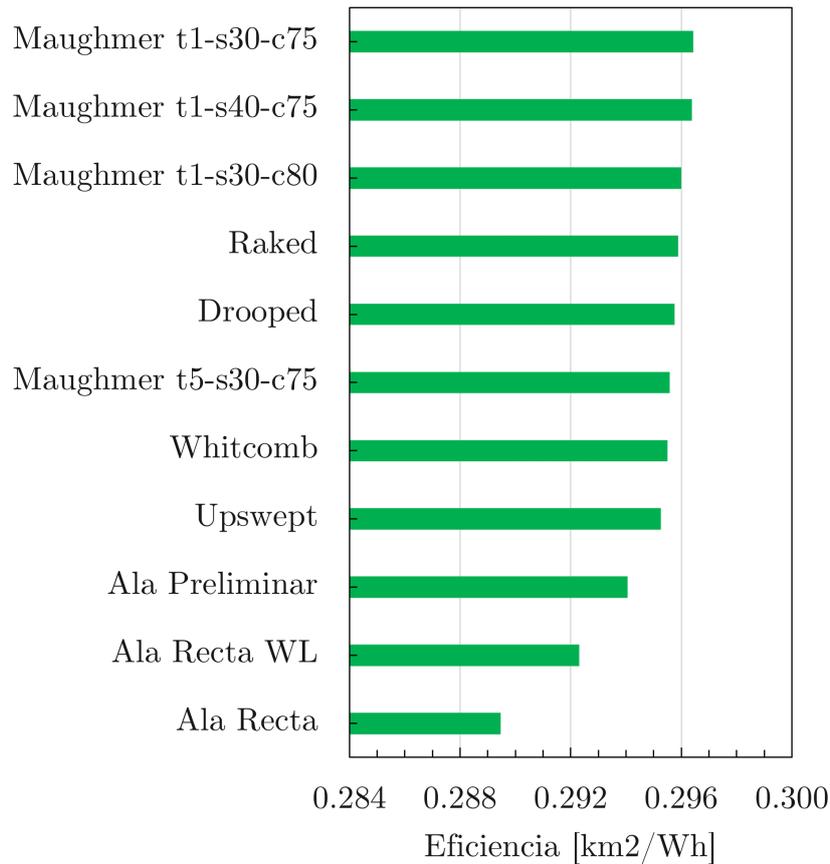


Figura 3.43: Puntuaciones en la fase de eficiencia.

#### ■ FASE DISTANCIA

La fase de distancia se ha simplificado con un vuelo a velocidad máxima. Por lo que es de esperar observar las mismas tendencias vistas en las prestaciones a motor. Las distancias alcanzadas durante esta fase se muestran en la figura 3.44.

Al tener todas las alas velocidades punta muy similares, las distancias alcanzadas tras 90 segundos se diferencian dentro de un rango inferior a 30 m.

El ala preliminar sin winglets acaba siendo la más veloz al disponer de mayor velocidad punta. Es seguida por los winglets de baja superficie mojada, los Maughmer y finalmente el Whitcomb. Las alas rectas son las que menor distancia recorren al ser las de mayor resistencia aerodinámica, siendo el ala recta con winglet la más lenta de todas con una diferencia de distancia respecto al ala preliminar de 25 m.

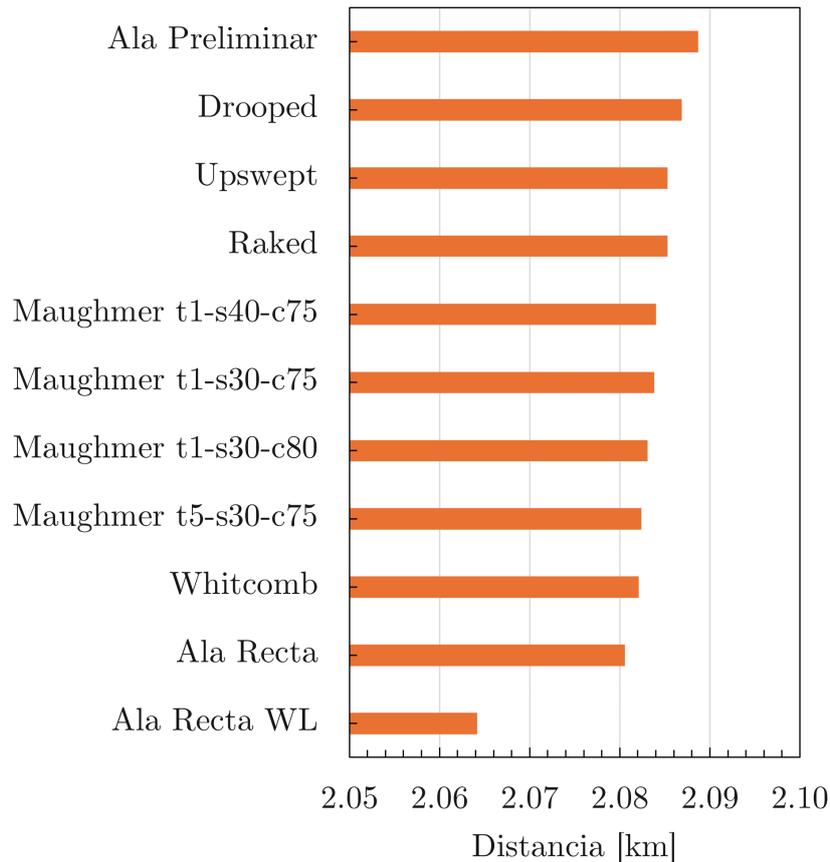


Figura 3.44: Puntuaciones en la fase de distancia.

### ■ PUNTUACIÓN RONDA

Con las puntuaciones en carga junto a las puntuaciones de eficiencia y distancia, ya se puede computar la puntuación global de la ronda.

A continuación se muestra la clasificación final de una ronda de vuelo en la figura 3.45. El podio está formado por los 2 Maughmer de mejores prestaciones, liderando la versión base t1-s30-c75, seguidos en 3<sup>a</sup> posición por el Drooped. El podio inverso lo componen ambas versiones del ala recta con el ala preliminar sin dispositivos de punta alar instalados en antepenúltima posición.

Lo que más llama la atención es el hecho que solo se consigue mejorar 8 puntos sobre 1000 desde un ala recta con misma superficie en planta y alargamiento implementando un ala más eficiente con winglets. Esta diferencia en puntuación es muy minúscula y susceptible a factores externos como el piloto, viento, fiabilidad estructural, calidad de fabricación, etc.

Aún así, considerando igualdad de condiciones y rondas ideales como se ha hecho en este trabajo, se llega al resultado que el mejor ala a implementar en el Xtra25 es el ala preliminar con un winglet para añadir algo más de eficiencia al avión y mejorar ligeramente sus prestaciones. A pesar de que distan poco en puntuaciones, el winglet Maughmer es el dispositivo de punta alar más adecuado para el Air Cargo Challenge 2024.

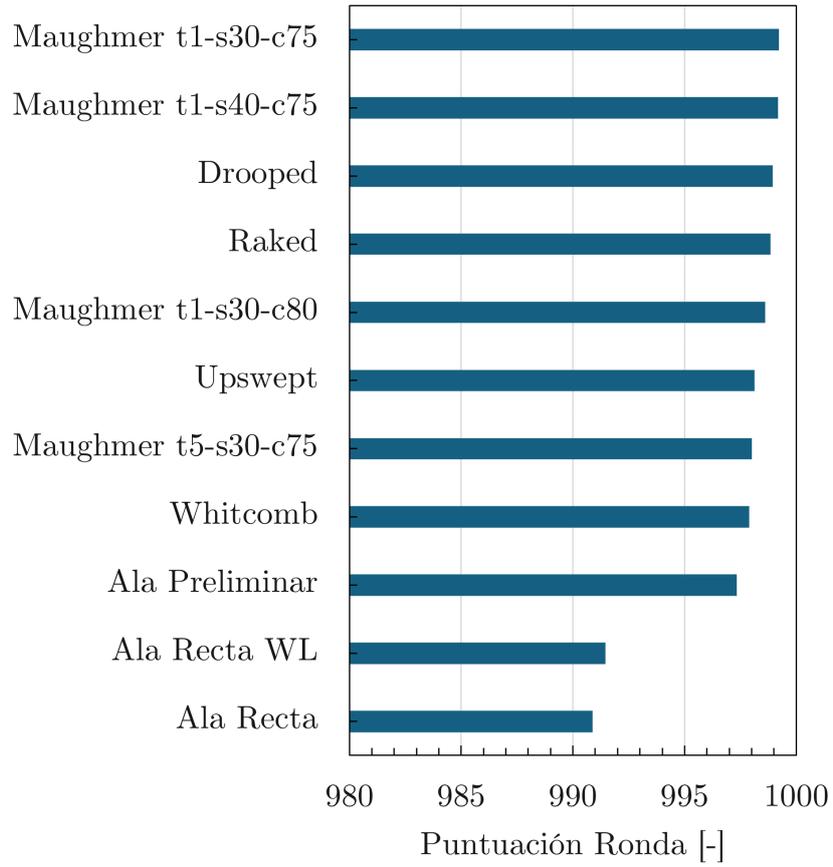


Figura 3.45: Puntuaciones en la ronda.

# 4

## Conclusiones

Los resultados finales son algo inesperados al haber concluido que verdaderamente no afecta tanto la implementación de winglets sobre la competitividad del Xtra25 en el Air Cargo Challenge 2024. En esta sección se discuten posibles fuentes de error o de baja fiabilidad en el análisis presentado en el documento junto a una recapitulación de los resultados obtenidos.

Los cálculos realizados en este trabajo de fin de grado con fin de optimizar la punta de ala de un UAV de competición se han basado en simulaciones CFD. Estas se han implementado con el modelo de turbulencia *Spalart-Allmaras*, comúnmente empleado en el sector aeronáutico por su robustez y rapidez de cálculo. En cambio, es posible que no sea el modelo más adecuado para estudiar fenómenos de los torbellinos en punta de ala, en los cuales modelos de turbulencia como el *k-omega* [17] que sobre-estima los desprendimientos habría sido más preciso para el objeto de estudio.

También otra fuente de errores dentro de los casos CFD es el criterio empleado en la independencia de malla. Se han aceptado unos criterios de invariación de las variables de interés que supera a los propios cambios en parámetros aerodinámicos al implementar diferentes dispositivos de punta alar. Por ejemplo, se ha aceptado en la independencia de malla una variación en el  $C_{D0}$  del 4 %, mientras que la instalación de un winglet Upswept aumenta este parámetro un 1.31 %.

Fuera de los estudios aerodinámicos, la otra parte del trabajo ha constado en la elaboración de códigos que simulen la mecánica de vuelo del Xtra25 con cada dispositivo de punta alar. En estos se han realizado varias hipótesis y simplificaciones que pueden distar de la realidad. Es el caso por ejemplo de la omisión de tramos de aceleración y virajes. Al ignorar la aceleración, no se contabiliza como los winglets ayudan a ganar velocidad más rápido que sin ellos, en vez de fijarse únicamente en velocidades estáticas en las que apenas no se aprecian diferencias. Los virajes por otra parte, son vitales ya que son maniobras en las que se suele perder altitud, y si los winglets consiguen compensar esta pérdida, es una ventaja adicional de los mismos no contemplada por el simulador.

Otro de los handycaps de los códigos en Matlab es la hipótesis de que no varía la carga de peso. Otro enfoque del diseño de los winglets podría haber sido maximizar el *MTOW* en vez de la eficiencia aerodinámica del avión. En ese caso, manteniendo el supuesto de que los dispositivos de punta alar no añaden peso al UAV, el winglet

Whitcomb habría salido ganador gracias al ser el que mayor  $C_L$  sumaba al ala preliminar. Descartando esta hipótesis en la que no se añade peso estructural, las puntuaciones finales obtenidas también podrían haber cambiado notablemente. Podría haber salido premiado un winglet de baja superficie mojada o directamente haber sido descartada la idea de instalar cualquier winglet al no poder compensar el peso añadido.

El efecto suelo durante la actuación de despegue tampoco se ha considerado. A pesar de que este beneficiaría a todas las alas estudiadas por igual al tener una misma configuración de ala baja, geometrías de winglets como el Drooped podrían haber beneficiado mucho al cerrar el aire debajo del ala contribuyendo más al efecto suelo.

Obviando todas estas fuentes de posibles discrepancias en los resultados, se procede a comentar las implicaciones de los mismos.

Los resultados CFD muestran minúsculas variaciones en los coeficientes aerodinámicos del ala. La adición de dispositivos de punta alar consiguen disminuir la magnitud del vórtice de punta alar sin afectar al propio downwash del ala en mayor medida. Esto se refleja sobre las curvas polares con un aumento en la eficiencia aerodinámica gracias a una ligera mejora en el coeficiente de sustentación sin aumentar el coeficiente de resistencia aerodinámica sustancialmente. Las variaciones sobre los parámetros aerodinámicos es una mejora en resistencia inducida a cambio de un ligero aumento en resistencia parásita, el motivo común en este análisis.

Los winglets de baja superficie mojada consiguen mejorar las prestaciones del Xtra25 al sumarle poca eficiencia aerodinámica a cambio de no afectar en la resistencia parásita. El Whitcomb consigue lo contrario, es decir, empeora en menor medida a la resistencia parásita a cambio de mejorar mucho más la eficiencia aerodinámica. La familia de los Maughmer se encuentra entre ambos grupos de winglets.

Se ha visto que los dispositivos de punta alar únicamente logran afectar de forma significativa y positiva en el régimen de alta eficiencia aerodinámica (planeo y ascenso), mientras que a elevadas velocidades prácticamente no mejoran el comportamiento de la aeronave, pero tampoco lo deterioran de forma muy significativa. Esta pérdida en velocidad punta a causa de la superficie mojada añadida no es tan preocupante o decisiva como comenta Maughmer.

De todas formas, dentro de los pequeños rangos de mejoras vistos en el documento, entre los winglets de baja superficie mojada, geometrías Whitcomb y los Maughmer, el diseño de punta de ala más óptima para la misión son los Maughmer. Estos ya han demostrado su validez para bajos números de reynolds al verse instalados en la gran mayoría de planeadores de competición. El Air Cargo Challenge 2024 y las competiciones de planeadores coinciden en las solicitudes para el vuelo a vela, donde las geometrías Maughmer destacan por su balance entre resistencia inducida y parásita.

Dentro del propio estudio paramétrico de los Maughmer, también es posible que no se haya descubierto una combinación de parámetros que consiguiesen maximizar las prestaciones del Xtra25 mucho más, ya que solo se ha realizado una variación en cada uno de los 3 ángulos característicos del winglet. Además, tampoco se ha cambiado la forma

en planta de la aleta jugando con su distribución de cuerda o altura.

Como ya se ha planteado en el trabajo, existía la opción de implementar sobre el Xtra25 un ala más simple, como es un ala recta, y tratar de optimizar esta con dispositivos de punta alar. El resultado obtenido es que a pesar de que mejorar un ala poco eficiente con winglets, los cuales sí provocan un cambio perceptible en sus prestaciones a mejor, estas mejoras no son suficientes para superar a un ala ya eficiente con el pequeño bonus que aporta un winglet.

Otro aspecto no contemplado ha sido el hecho que las alas estudiadas se han comparado entre sí, sin incluir UAVs de diferentes filosofías dentro del simulador de puntuaciones para comparar si verdaderamente merece la pena mejorar el ala con winglets o si es mejor cambiar el diseño del ala en sí. Ya sea con la implementación de otros perfiles aerodinámicos, alas más pequeñas o más grandes, geometrías de punta alar no estudiadas (punta elíptica, fences, etc.), aviones con mayor o menor carga, etc.

En resumen, el análisis numérico y optimización aerodinámica de la punta de ala de un UAV de competición concluye que la instalación de dispositivos de punta alar no afectan de forma drástica a las puntuaciones dentro de una ronda de vuelo en el Air Cargo Challenge 2024. Por otra parte, se descarta la idea que un ala recta de misma superficie alar y alargamiento pueda superar al ala preliminar en la competición. Aún así, entre las geometrías de winglets estudiadas la más adecuada para el Xtra25 «Chimuelo» Mk.2 es el winglet Maughmer con un ángulo de toe de  $1^\circ$ , una flecha de  $30^\circ$  o  $40^\circ$  y un cant de  $75^\circ$  (figura 4.1).

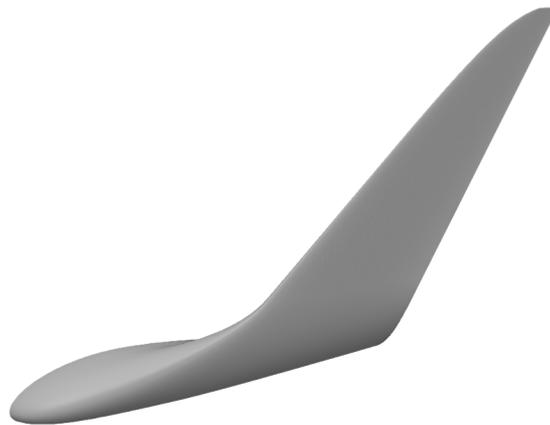


Figura 4.1: Winglet Maughmer t1-s40-c75.

## 4.1. Trabajo Futuro

A continuación, se proponen posibles estudios futuros tomando este proyecto como punto de partida:

- Estudio comparativo de los modelos de turbulencia *Spalart-Allmaras*, *k-omega*, etc.
- Estudio de la influencia del alargamiento sobre los efectos de un dispositivo de punta alar.

- Estudio de la influencia del perfil aerodinámico sobre los efectos de un dispositivo de punta alar.
- Diseño de winglets con el enfoque de maximización del *MTOW* de la aeronave.
- Ampliación del estudio paramétrico del winglet Maughmer.
- Ampliación del estudio paramétrico a los otros winglets tradicionales.
- Caracterización del factor de Oswald de UAVs con CFD.

# II

## Planos

# 5

## Planos

Este capítulo del documento está dedicado a mostrar los planos de las geometrías empleadas en este Trabajo de Fin de Grado. Entre ellos se incluyen los perfiles alares, las geometrías del ala preliminar y recta junto a los dispositivos de punta alar estudiados, y finalmente el dominio empleado para los estudios CFD.



Figura 5.1: Perfiles aerodinámicos empleados en el trabajo.

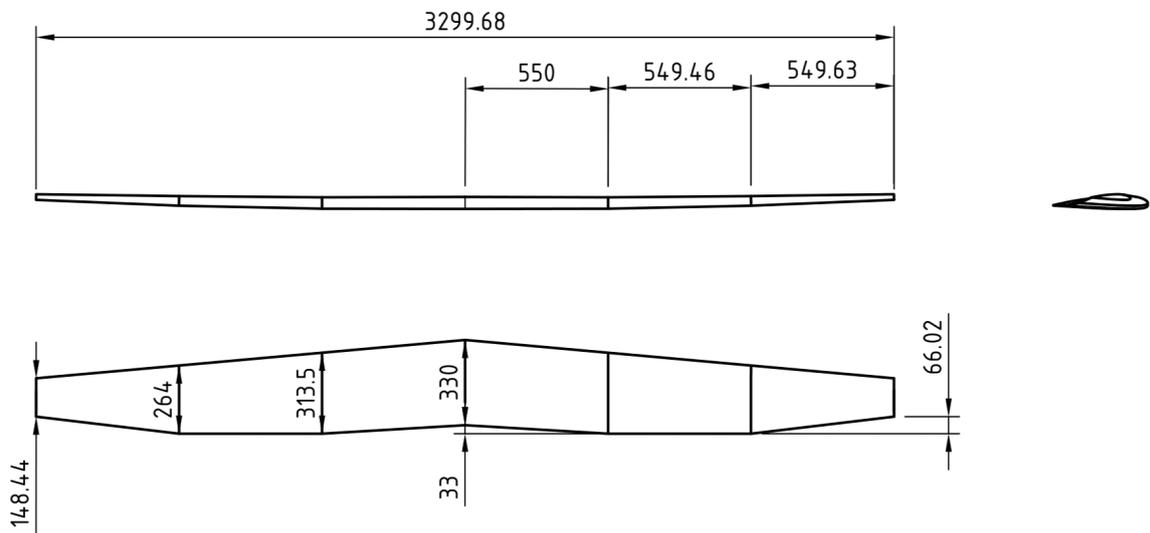


Figura 5.2: Plano 3-vista del ala preliminar, cotas en mm.

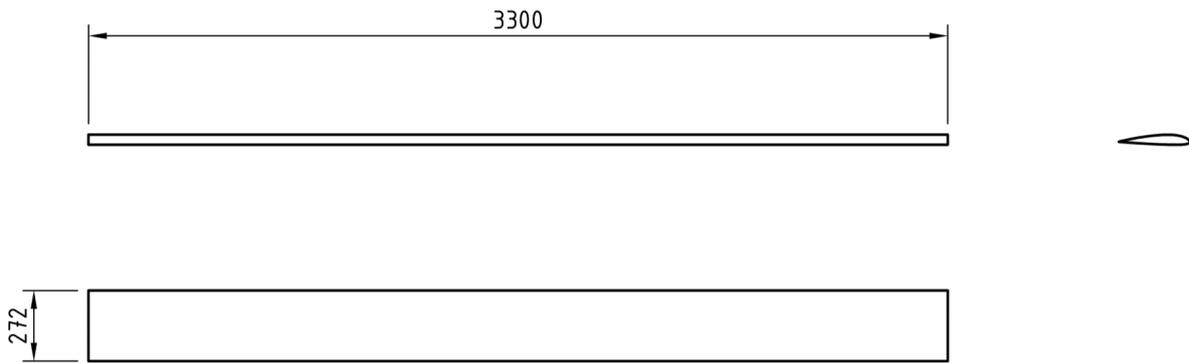


Figura 5.3: Plano 3-vista del ala recta, cotas en mm.

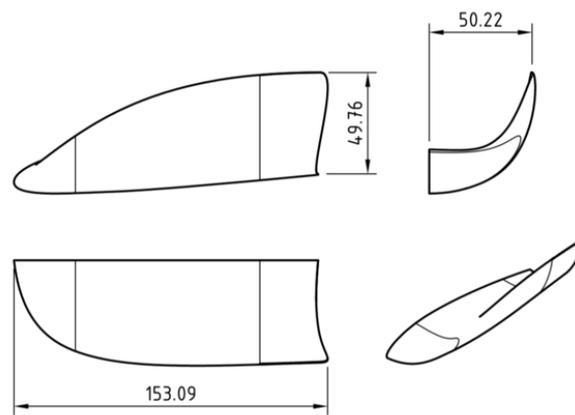


Figura 5.4: Plano 3-vista del winglet Upswept, cotas en mm.

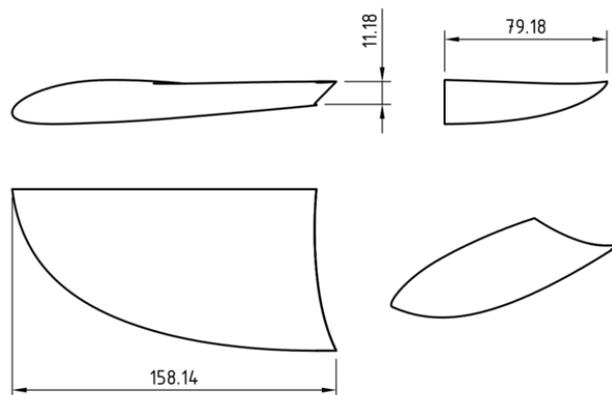


Figura 5.5: Plano 3-vista del winglet Raked, cotas en mm.

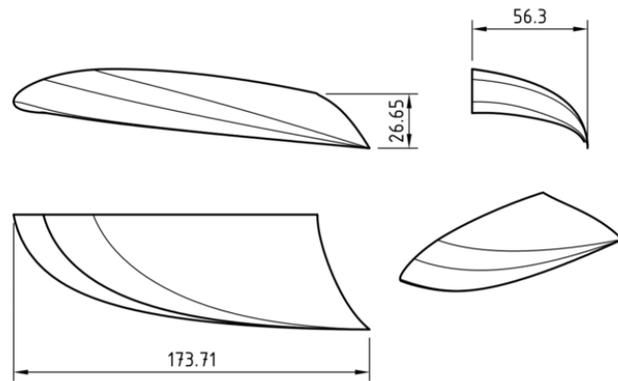


Figura 5.6: Plano 3-vista del winglet Drooped, cotas en mm.

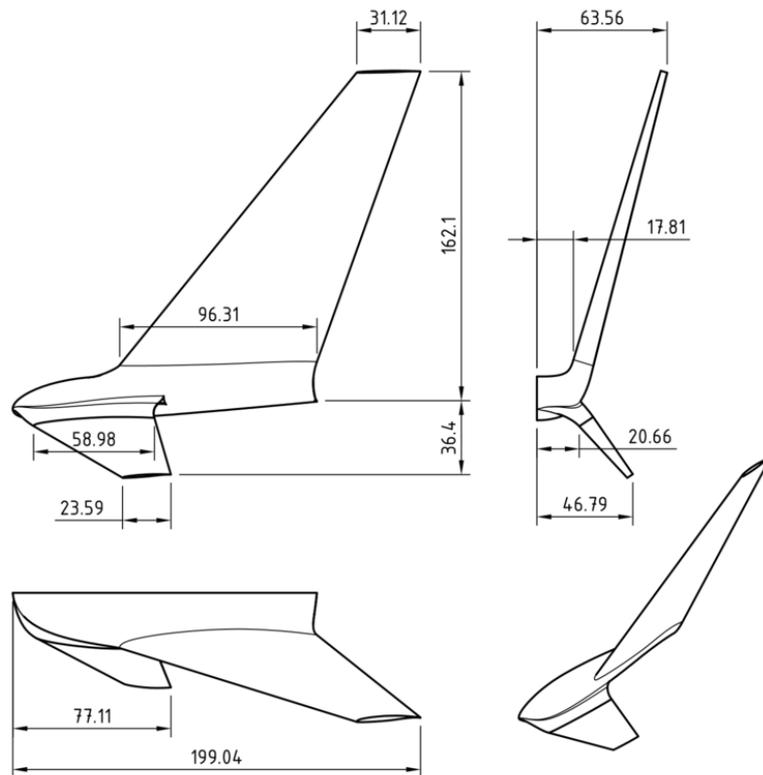


Figura 5.7: Plano 3-vista del winglet Whitcomb, cotas en mm.

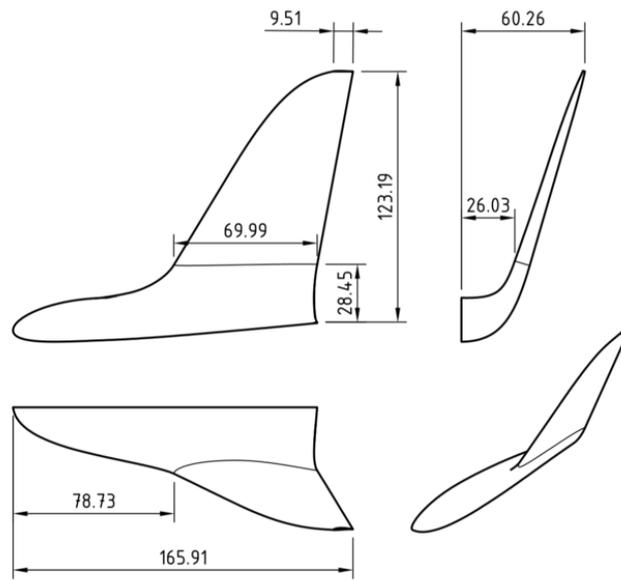


Figura 5.8: Plano 3-vista del winglet Maughmer t1-s30-c75, cotas en mm.

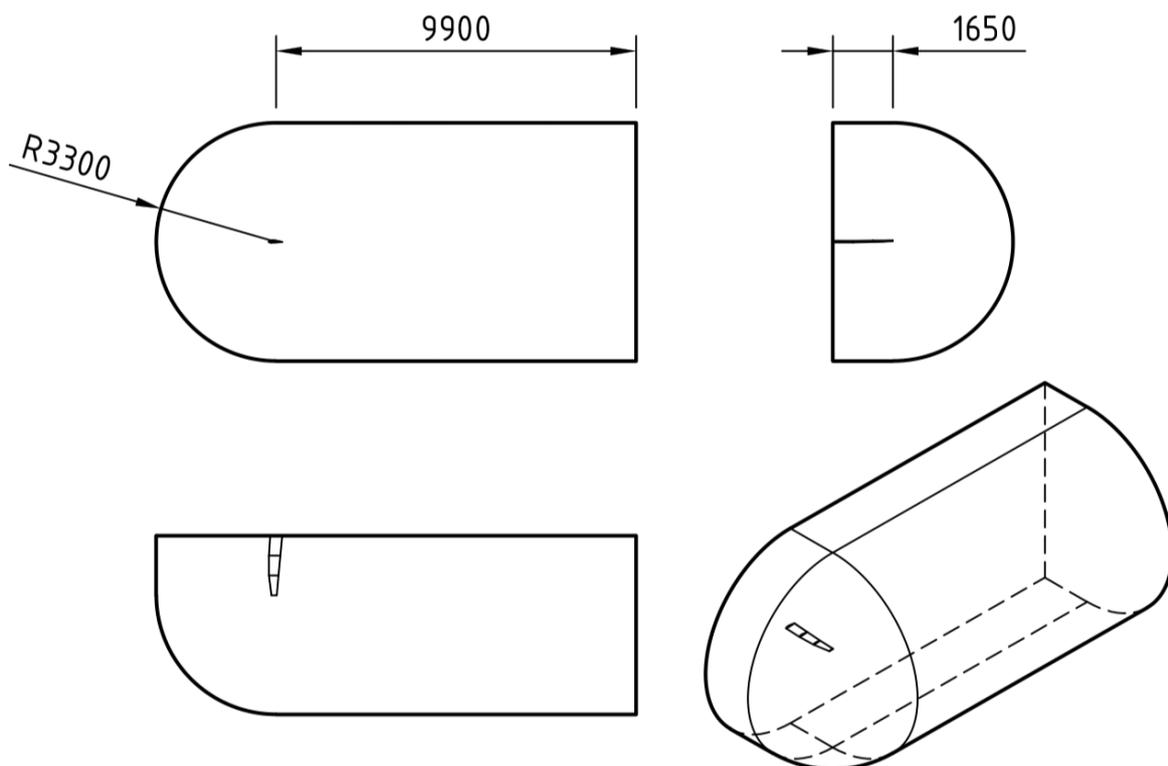


Figura 5.9: Plano 3-vista del dominio CFD, cotas en mm.

# **III**

## **Pliego de Condiciones**

# 6

## Pliego de Condiciones

### 6.1. Objeto

Los contenidos de este capítulo consisten en las condiciones materiales (técnicas) y de ejecución (laborales) durante la realización del trabajo. Para ello, es necesario considerada la normativa en un puesto de trabajo regulada por la Ley 31/1995, del 8 de noviembre [19] donde se pueden encontrar las normas a seguir para proteger la salud y seguridad de los trabajadores, así como sus derechos y obligaciones.

### 6.2. Condiciones de los materiales

El *hardware* empleados en la realización del proyecto ha sido:

- **Terminal fija (PC):**
  - Fabricante del sistema: Gigabyte Technology Co., Ltd.
  - Modelo del sistema: AX370-Gaming 3
  - Procesador: AMD Ryzen 5 3600 6-Core Processor (12 CPUs), 3.6 GHz
  - Gráfica: Powercolor RX 580 Red Devil/Dragon
  - Pantalla: Radeon RX 580 Series 22; 1920 x 1080 (32 bit) (75 Hz)
  - Almacenamiento: Fujitsu F500s 256G [256 GB] + ST1000DM010-2EP 102 [1 TB]
  - Ratón: Logitech M185 Ratón Inalámbrico
  - Teclado: Teclado mecánico Amazon Basics
  - Sistema operativo: Windows 10

El *software* empleado en la realización del proyecto ha sido:

- **Autodesk Fusion 360:** programa CAD usado para el diseño a ordenador de las alas y los winglets. Las licencias de su uso han sido aportadas por la Universitat Politècnica de València.

- **Simcenter STAR-CCM+ 2210.0001 (17.06.008-R8)**: programa CFD elaborado por SIEMENS usado para la simulación aerodinámica al rededor de las geometrías de estudio. Las licencias de su uso han sido aportadas por la Universitat Politècnica de València.
- **MATLAB R2023a**: programa de programación en lenguaje matemático usado para la elaboración de códigos de obtención de prestaciones y puntuaciones. Las licencias de su uso han sido aportadas por la Universitat Politècnica de València.
- **Microsoft Office 365**:
  - **Excel**: programa de hojas de cálculo empleado para la elaboración de gráficas y linealización de los resultados CFD.
  - **Powerpoint**: programa de presentaciones en diapositivas empleado para la elaboración de gráficas y figuras compuestas.
- **Overleaf**: editor de texto en formato LATEX usado para la redacción y generación del documento.

### 6.3. Condiciones de la ejecución

Es importante considerar las condiciones a las que se expone el autor durante la realización del proyecto, ya que pueden influir tanto en el desarrollo de la actividad como en su salud. Es esencial prestar atención a los posibles riesgos que pueden surgir, entre ellos:

- **Seguridad**: Es necesario tener cuidado con los contactos eléctricos, evitar caídas y manejar adecuadamente el equipo durante el traslado.
- **Higiene industrial**: Se debe considerar la iluminación adecuada, controlar los niveles de ruido y asegurar condiciones de temperatura adecuadas, entre otros aspectos relacionados.
- **Ergonomía**: Es importante mantener una postura de trabajo adecuada para evitar lesiones o problemas físicos, además de prevenir la fatiga visual, mental o física.

Atender a estos aspectos de seguridad, higiene industrial y ergonomía garantiza un entorno de trabajo seguro y saludable. Las disposiciones mínimas de seguridad y salud para asegurar la seguridad del autor con equipos provistos de pantallas de visualización se encuentran en el Real Decreto 488/1997, de 14 de abril [20].

Las disposiciones expuestas en el Real Decreto se resumen a continuación:

- **Equipo**: Su utilización no debe ser una fuente de riesgo para la persona. Asimismo, la pantalla debe contar con caracteres bien definidos y configurados y tener una dimensión suficiente, dando imágenes estables en todo momento, orientable y ajustable. El teclado debe ser adaptable con el fin de que el trabajador pueda adoptar una postura cómoda, además debe soportarse en una mesa estable que tenga dimensiones suficientes y contar con un asiento que otorgue estabilidad y libertad de movimiento.

- **Entorno:** Debe tener las dimensiones suficientes para permitir los movimientos del trabajo y sus cambios de postura. Además, se deben garantizar unos adecuados niveles de iluminación y correctas relaciones de luminancia entre pantalla y entorno. El acondicionamiento del lugar de trabajo, así como la situación y las características técnicas de las fuentes de luz artificial, siendo preferible la luz natural, pero instalándose los puestos de tal forma que las fuentes de luz no provoquen deslumbramientos. Por otra parte, debe tenerse en cuenta el nivel de ruido y calor desprendidos por los equipos y mantenerse un nivel de humedad adecuado.
- **Interconexión ordenador/persona:** El programa utilizado ha de estar adaptado a la tarea que deba realizarse, debe ser fácil de utilizar y se deberá adaptar a los conocimientos del trabajador. Todos los sistemas tendrán que dar indicaciones a los trabajadores sobre el desarrollo y mostrar en el formato adecuado la información.

# IV

## Presupuesto

# 7

## Presupuesto

En este capítulo se desglosa el coste total que ha implicado la realización del proyecto. Esto incluye tanto el coste correspondiente a la mano de obra como el coste de las herramientas informáticas incluyendo *software* y *hardware*. A partir de estos, se asignan los gastos generales, los beneficios obtenidos para la empresa y el impuesto de valor añadido (IVA).

### 7.1. Coste de Recursos Humanos

Se entiende como recursos humanos las personas físicas involucradas en el proyecto. Para este caso, se aplica al tutor y al autor del trabajo.

El salario correspondiente al alumno se estima a un salario de ingeniero aeronáutico recién salido al mercado laboral, en valor de 12.82 €/hora. La extensión del proyecto se ha extendido desde noviembre 2023 de forma discontinua, resultando en una duración neta de cuatro meses. Realizando un desglose de tiempo invertido en el proyecto, se llega a la siguiente distribución de horas:

- **Aprendizaje e investigación de bibliografía:** 20 horas
- **Diseño CAD de las alas y winglets:** 40 horas
- **Pre-proceso:** 100 horas
- **Post-proceso:** 100 horas
- **Elaboración códigos:** 40 horas
- **Redacción de memoria:** 100 horas

Respecto al tutor, su salario se corresponde con la retribución recibida por un doctor de la UPV con actividades docentes y de investigación. En este caso, equivale a un trabajo de 40 horas semanales a 30.82 €/hora en el CMT.

El coste destinado al total de recursos humanos se resume en la tabla 7.1.

Persona Física	Sueldo [€/h]	Dedicación [h]	Subtotal [€]
Alumno	12.82	380	5128.0
Tutor	30.82	35	1078.7
<b>TOTAL</b>			<b>6206.7</b>

Tabla 7.1: Desglose de presupuesto destinado al personal involucrado en el proyecto.

## 7.2. Coste de Equipos Informáticos

En la realización de este proyecto se ha utilizado un ordenador de torre adquirido desde 2020, con un coste total de 1300€. Debido al paso del tiempo, el coste de amortización aumenta con el paso de los años según la siguiente expresión:

$$C.A. = \frac{100\% - \textit{amortizacion}}{n_{\textit{anyos}}} \cdot \textit{Precio}_{PC} \quad (7.1)$$

Suponiendo una tasa de amortización anual de 20% y asumiendo que únicamente se ha utilizado durante el proyecto, el coste de amortización sube hasta los 3466.67 €. Debido al uso durante un tercio del año, se asume una pérdida del 10% respecto su valor actual. De forma neta, el coste del *hardware* es de 346.67€.

El resto de programas han sido utilizados mediante las licencias aportadas por la UPV. Estas licencias se encuentran en costes anuales de 1400€ para Fusion 360, 20000€ para Star-CCM+, 69€ para productos de Microsoft Office y 800€ para Matlab. El uso anual de estos programas se estima al rededor de 4000 horas, el coste por hora de las licencias resultan en 0.35€/h, 5€/h, 0.02€/h y 0.2€/h respectivamente.

Es importante destacar que las licencias del software Star-CCM+ son del tipo PoD (pago por uso). Esto significa que incluyen un numero determinado de horas en su compra anual. Cuando se abre una simulación (ya sea para pre-procesamiento, post-procesamiento o ejecución), el sistema comienza a contar las horas hasta que se cierra la simulación. El presupuesto destinado a *software* desglosado en la tabla 7.2 corresponden a 40 horas de uso de Fusion 360, 200 horas de uso de Star-CCM+, 25 horas de uso de Excel y 40 horas de uso de Matlab.

Programa	Coste [€/h]	Dedicación [h]	Subtotal [€]
Fusion 360	0.35	40	14.0
Star-CCM+	5	200	1000.0
Excel	0.02	25	0.5
Matlab	0.2	40	8.0
<b>TOTAL</b>			<b>1022.5</b>

Tabla 7.2: Desglose de presupuesto destinado a *software*.

### 7.3. Coste Total

Componente	Coste [€]
<b>Coste Personal</b>	6206.70
<b>Coste Software</b>	1022.50
<b>Coste Hardware</b>	346.67
<hr/>	
Subtotal gastos generales	7575.87
IVA (21 %)	1590.93
<hr/>	
<b>TOTAL</b>	<b>9166.80</b>

Tabla 7.3: Presupuesto total del proyecto.

**V**

## **Alineación con los ODS**

# 8

## Alineación con los ODS

Este último capítulo trata sobre como este proyecto contribuye a cumplir los Objetivos de Desarrollo Sostenible (ODS) de la Agenda 2030 [21]. Estos objetivos, mostrados en la figura 8.1, tienen como meta erradicar la pobreza, proteger el planeta y asegurar la prosperidad a nivel global.

En relación al trabajo de fin de grado, los ODS que más se alinean con su contenido y naturaleza se desarrollan a continuación:

- **ODS4 - Educación de calidad:** Como todo trabajo académico, este proyecto también tiene una labor educativa. En específico, sus resultados sobre la aerodinámica de dispositivos de punta alar permite a alumnos, ingenieros e investigadores a comprender mejor la influencia de la geometría en esta región del ala sobre las prestaciones de una aeronave.
- **ODS8 - Trabajo decente y crecimiento económico:** Como ya se ha mencionado en la introducción del documento, los winglets nacieron a raíz de una crisis económica. Por ello, una optimización en los mismos supone una innovación que ayudará a las empresas a sacar mayor rentabilidad de sus aeronaves al conseguir volar de forma más eficiente, y en consecuencia, más económica.
- **ODS9 - Industria, innovación e infraestructuras:** Los dispositivos de punta alar diseñados y analizados en este proyecto han sido fruto del deseo en innovar dentro de una competición internacional de UAVs. Las innovaciones que se obtienen en este mundo se pueden extrapolar al resto de la industria aeronáutica y contribuir a aeronaves más eficientes e innovadoras.
- **ODS13 - Acción por el clima:** Siguiendo la temática del trabajo, la eficiencia aerodinámica de los winglets resulta en un menor consumo. Este menor consumo, a parte de poseer un beneficio económico, simultáneamente contribuye a la reducción de emisiones protegiendo de forma efectiva el clima.

Para finalizar, este proyecto sobre la optimización aerodinámica de la punta de ala de un UAV de competición aborda los ODS4, ODS8, ODS9 y ODS13 al proporcionar conocimientos, promocionar la innovación y proteger al medio ambiente en el sector aeronáutico.



Figura 8.1: Objetivos de Desarrollo Sostenible.

# VI

## Bibliografía

# Bibliografía

- [1] A.M. Kuethe y C.Y. Chow. *Foundations of Aerodynamics: Bases of Aerodynamic Design (4th Ed.)*. John Wiley and Sons, 1986.
- [2] Glenn Research Center. Winglets. <https://www1.grc.nasa.gov/beginners-guide-to-aeronautics/winglets/>.
- [3] Pedro Martí Gómez-Aldavari. *11889 2023 Tema 04 (diapositivas) - Vuelo cuasiestacionario en un plano vertical*. Recursos PoliformaT - 11889 Mecánica del Vuelo, 2023.
- [4] Daniel P. Raymer. *Aircraft Design: a Conceptual Approach (6th Ed.)*. AIAA Education Series, 2018.
- [5] Erick Cerqueira. El pipistrel panthera será la nueva apuesta de textron eaviation. *Transponder 1200*, 2022.
- [6] Wikipedia Commons. Boeing 787 dreamliner. [https://en.wikipedia.org/wiki/Boeing\\_787\\_Dreamliner](https://en.wikipedia.org/wiki/Boeing_787_Dreamliner).
- [7] Wikipedia Commons. Flight design ct. [https://en.wikipedia.org/wiki/Flight\\_Design\\_CT](https://en.wikipedia.org/wiki/Flight_Design_CT).
- [8] Richard T. Whitcomb. *A Design Approach and Selected Wing-Tunnel Results at High Subsonic Speeds for Wing-tip Mounted Winglets*. NASA, 1976.
- [9] Schempp-Hirth. Discus-2c. <https://www.schempp-hirth.com/en/sailplanes/discus/discus-2c>.
- [10] Mark D. Maughmer. *The Design of Winglets for Low-speed Aircraft*. Pennsylvania State University, 2005.
- [11] Roberto Navarro García Pedro Martí Gómez Aldavari. *Tema 06-Introduccion al CFD*. Recursos PoliformaT - 11948 Ampliación de Mecánica de Fluidos, 2022.
- [12] Wikipedia Commons. Air cargo challenge. [https://en.wikipedia.org/wiki/Air\\_Cargo\\_Challenge#cite\\_note-acc2013-1](https://en.wikipedia.org/wiki/Air_Cargo_Challenge#cite_note-acc2013-1).
- [13] Aachen Drone Development Initiative. Air cargo challenge 2024 participation handbook. [https://aachen-drone.com/zb\\_acc2024/](https://aachen-drone.com/zb_acc2024/).
- [14] Wikipedia Commons. Guerra de los 6 días. [https://es.wikipedia.org/wiki/Guerra\\_de\\_los\\_Seis\\_D%C3%ADas](https://es.wikipedia.org/wiki/Guerra_de_los_Seis_D%C3%ADas).

- 
- [15] Jose Carlos Morcillo Morcillo. *Análisis, Diseño y Fabricación de un Aeromodelo Orientado a la Maximización de la Carga de Pago para la Competición Air Cargo Challenge*. Universitat Politècnica de València, 2021.
- [16] Xtra2 UPV. *Technical Report Air Cargo Challenge 2024 Xtra2 UPV*. Universitat Politècnica de València, 2024.
- [17] Xceed Engineering and Consulting P.C. Which turbulence model should you use for your cfd analysis? <https://www.xceed-eng.com/which-cfd-turbulence-model/>.
- [18] CFD Online. Y plus wall distance estimation. [https://www.cfd-online.com/Wiki/Y\\_plus\\_wall\\_distance\\_estimation](https://www.cfd-online.com/Wiki/Y_plus_wall_distance_estimation).
- [19] Boletín oficial del Estado. *Ley 31/1995, de 8 de noviembre, de Prevención de Riesgos Laborales*. Boletín oficial del Estado, 1995.
- [20] Boletín oficial del Estado. *Real Decreto 48/1997, de 14 de abril, de Prevención de Riesgos Laborales*. Boletín oficial del Estado, 1997.
- [21] Organización de las Naciones Unidas (ONU). Objetivos y metas de desarrollo sostenible. <https://www.un.org/sustainabledevelopment/es/objetivos-de-desarrollo-sostenible/>.