

Trabajo Fin de Grado

Análisis del rendimiento aerodinámico de
dispositivos de punta alar de aeronaves

Aerodynamic performance analysis of aircraft wingtip devices

Autor

Miguel Aguilar Marín

Directora

Pilar Brufau García

ÍNDICE

CAPÍTULO I.....	1
INTRODUCCIÓN.....	1
CAPÍTULO II.....	2
CONCEPTOS BÁSICOS Y DEFINICIONES.....	2
1. Geometría de un perfil alar.....	2
2. Fuerzas aerodinámicas sobre el perfil alar	3
3. Fuerzas de arrastre	4
3.1. Arrastre parásito.....	4
3.2. Arrastre inducido	6
4. Coeficientes de sustentación y arrastre.....	7
5. Sistemas de ecuaciones que gobiernan el flujo alrededor de un perfil alar	7
5.1. Ecuaciones de Euler	7
5.2. Ecuaciones de Navier-Stokes.....	8
6. Capa límite.....	9
7. Dispositivos de punta alar.	10
CAPÍTULO III.....	11
“ <i>STATE OF THE ART</i> ”.....	11
1. Historia y evolución del análisis aerodinámico.....	11
2. Dinámica de fluidos computacional. Presente y futuro.....	13
CAPÍTULO IV.....	15
Simulación computacional de perfiles alares con FoilSim	15
CAPÍTULO V.....	17
Simulación de dispositivos de punta alar sobre aeronaves con ANSYS	17
1. Geometría del ala base.....	17
2. Tipos de dispositivos de punta alar.	20
3. Simulación de puntas alares mediante ANSYS.....	22
3.1. Geometría.	23
3.2. Mallado.	24
3.3. Modelo físico.	26
3.4. Material.....	27

3.5. Condiciones de contorno.....	27
4. Parámetros de cálculo.....	27
5. Análisis de resultados	29
CAPÍTULO VI.....	36
CONCLUSIONES.....	36
BIBLIOGRAFÍA	38
ANEXOS.....	40
ANEXO I. Simulación y resultados numéricos sobre diferentes geometrías usando FoilSim	40
1. Placa plana.....	40
2. Placa curva.....	41
3. Perfil elíptico.	42
4. Perfil alar simple.....	43
5. Perfil alar con cámbler.....	45
6. Comparación conjunta de los resultados obtenidos con el programa FoilSim....	46
ANEXO II. Geometría de los dispositivos de punta alar utilizados en las simulaciones.	48
ANEXO III. Resultados numéricos de la simulación de dispositivos de punta alar realizada con ANSYS.....	51
1. Calibración ANSYS-FoilSim.....	52
2. Ala estándar.	54
3. <i>Blended winglet</i>	55
4. <i>Sharklet</i>	56
5. <i>Split-scimitar winglet</i>	57
6. <i>Wingtip fence</i>	58
7. Comparación de los coeficientes de resistencia y sustentación de diferentes dispositivos de punta alar	59

ÍNDICE DE FIGURAS

Figura 1. Parámetros geométricos de un perfil alar. [15].....	2
Figura 2. Fuerzas aerodinámicas sobre un perfil alar [3].....	3
Figura 3. Distribución de presiones sobre un perfil alar bajo la influencia del ángulo de ataque [3].....	4
Figura 4. Ejemplos de arrastre por presión y por fricción. [16].....	5
Figura 5. Generación de vórtices en torno a la aeronave [20].....	6
Figura 6. Efecto de la vorticidad en el ángulo de ataque [3].....	6
Figura 7. Característica de la capa límite [3].....	9
Figura 8. Efecto de las "blended wings" en la vorticidad [21].....	10
Figura 9. Modelo a escala en túnel de viento moderno. NASA.....	11
Figura 10. Ejemplo de software CFD actual. Flujo de aire en torno a un tren de aterrizaje. NASA Ames Research Center.....	12
Figura 11. Uso de CFD en distintas áreas de diseño de un avión [9].....	13
Figura 12. Potencial de expansión de la simulación numérica computacional [9].....	14
Figura 13. Ejemplo de interfaz de usuario de FoilSim.....	15
Figura 14. Paneles de configuración de geometría y condiciones de vuelo en FoilSim.....	16
Figura 15. Imagen renderizada de un Boeing 737-800 [17].....	17
Figura 16. Cuerdas características del ala [22].....	17
Figura 17. Perfil raíz del ala de un Boeing 737 [19].....	18
Figura 18. Perfil CAM del ala de un Boeing 737 [19].....	18
Figura 19. Perfil fueraborda del ala de un Boeing 737 [19].....	18
Figura 20. Dimensiones generales, en metros, del modelo de ala. Vista cenital.....	19
Figura 21. Dimensiones generales, en metros, del modelo de ala. Vista frontal.....	19
Figura 22. Ejemplo de "blended winglet" [23].....	20
Figura 23. Ejemplo de "Sharklet" [24].....	20
Figura 24. Ejemplo de "Split-Scimitar Winglet" [24].....	20
Figura 25. Ejemplo de "Wingtip fence" [24].....	21
Figura 26. Flujo de trabajo en ANSYS Workbench.....	23
Figura 27. Volumen de control alrededor del ala.....	24
Figura 28. Mallado del volumen en torno al ala estándar 2D y 3D (vista seccionada).....	25
Figura 29. Distribución del factor de asimetría en el mallado del ala estándar.....	25
Figura 30. Coeficiente de arrastre en función del ángulo de ataque en el ala estándar.....	29
Figura 31. Coeficiente de sustentación en función del ángulo de ataque en el ala estándar.....	29
Figura 32. Relación sustentación/arrastre en función del ángulo de ataque en el ala estándar.....	30
Figura 33. Helicidad 3D en líneas de corriente en la punta alar simple a 10°	30
Figura 34. Cambio en el coeficiente de arrastre respecto al ala de referencia.....	31
Figura 35. Cambio en el coeficiente de sustentación respecto al ala de referencia.....	32
Figura 36. Cambio en la eficiencia aerodinámica respecto al ala de referencia.....	33
Figura 37. Vorticidad en ala básica.....	34
Figura 38. Vorticidad en ala con blended winglet.....	34

Figura 39. Líneas de corriente para placa plana a 0° , 10° y 20°	40
Figura 40. Coeficientes de arrastre y sustentación en placa plana	41
Figura 41. Eficiencia aerodinámica en placa plana.....	41
Figura 42. Distribución de presiones en placa plana	41
Figura 43. Distribución de velocidades en placa plana.....	41
Figura 44. Líneas de corriente en placa curva a -9° , 0° y 20°	42
Figura 45. Coeficientes de arrastre y sustentación en placa curva	42
Figura 46. Eficiencia aerodinámica de placa curva.....	42
Figura 47. Distribución de presiones en placa curva	42
Figura 48. Distribución de velocidades en placa curva.....	42
Figura 49. Líneas de corriente en perfil elíptico a 0° y 20°	43
Figura 50. Coeficientes de arrastre y sustentación en perfil elíptico.....	43
Figura 51. Eficiencia aerodinámica del perfil elíptico	43
Figura 52. Distribución de presiones en perfil elíptico.....	43
Figura 53. Distribución de velocidades en perfil elíptico	43
Figura 54. Líneas de corriente en perfil alar simple a 0° y 20°	44
Figura 55. Coeficientes de arrastre y sustentación en perfil alar simple.....	44
Figura 56. Eficiencia aerodinámica en perfil alar simple	44
Figura 57. Distribución de presiones en perfil alar simple.....	44
Figura 58. Distribución de velocidades en perfil alar simple	44
Figura 59. Líneas de corriente en perfil alar con cámbler a -20° y 20°	45
Figura 60. Eficiencia aerodinámica en perfil alar con cámbler	45
Figura 61. Coeficientes de sustentación y arrastre en perfil alar con cámbler.....	45
Figura 62. Distribución de presiones en perfil alar con cámbler.....	45
Figura 63. Distribución de velocidades en perfil alar con cámbler	45
Figura 64. Comparación del arrastre en todos los perfiles simulados con FoilSim	46
Figura 65. Comparación de la sustentación en todos los perfiles simulados con FoilSim	47
Figura 66. Comparación de la eficiencia aerodinámica en todos los perfiles simulados con FoilSim	47
Figura 67. Boceto blended winglet con dimensiones en metros. Vista lateral (izda.) y vista frontal (dcha.).....	48
Figura 68. Vista isométrica del blended winglet.....	48
Figura 69. Boceto sharklet con dimensiones en metros. Vista lateral (izda.) y vista frontal (dcha.)	49
Figura 70. Vista isométrica del sharklet.....	49
Figura 71. Boceto Split-scimitar winglet con dimensiones en metros. Vista lateral (izda.) y vista frontal (dcha.).....	50
Figura 72. Vista isométrica del split-scimitar winglet	50
Figura 73. Boceto blended winglet con dimensiones en metros. Vista lateral (izda.) y vista frontal (dcha.).....	51
Figura 74. Vista isométrica del wingtip fence.....	51
Figura 75. Mallado 2D del perfil alar simple a 10°	52
Figura 76. Detalle de mallado	52
Figura 77. Distribución de presiones de perfil alar	52
Figura 78. Distribución de velocidades de perfil alar.....	52

Figura 79. Coeficiente de arrastre perfil alar FoilSim vs ANSYS	53
Figura 80. Coeficiente de sustentación perfil alar FoilSim vs ANSYS.....	53
Figura 81. Distribución de presiones en el perfil de fueraborda del ala estándar.....	54
Figura 82. Distribución de velocidades en el perfil de fueraborda del ala estándar	54
Figura 83. Helicidad en el ala estándar	54
Figura 84. Distribución de presiones en el perfil de fueraborda del ala con blended winglet	55
Figura 85. Distribución de velocidades en el perfil de fueraborda del ala con blended winglet	55
Figura 86. Helicidad en el ala con blended winglet	55
Figura 87. Distribución de presiones en el perfil de fueraborda del ala con sharklet.....	56
Figura 88. Distribución de velocidades en el perfil de fueraborda del ala con sharklet	56
Figura 89. Helicidad en el ala con sharklet.....	56
Figura 90. Distribución de presiones en el perfil de fueraborda en el ala con split winglet	57
Figura 91. Distribución de velocidades en el perfil de fueraborda en el ala con split winglet	57
Figura 92. Helicidad en el ala con split winglet.....	57
Figura 93. Distribución de presiones en el perfil de fueraborda en el ala con wingtip fence	58
Figura 94. Distribución de velocidades en el perfil de fueraborda en el ala con wingtip fence.....	58
Figura 95. Helicidad del ala con wingtip fence.....	58
Figura 96. Coeficientes de arrastre para todos los tipos de geometría y configuración.....	59
Figura 97. Coeficientes de sustentación para todos los tipos de geometría y configuración	60
Figura 98. Eficiencia aerodinámica de todas las geometrías y configuraciones.....	60

CAPÍTULO I

INTRODUCCIÓN

En el mundo globalizado actual, la única opción realmente viable para la conmutación y desplazamiento de pasajeros entre largas distancias es la vía aérea. Tan solo entre los años 2004 y 2020, el número de pasajeros que se desplazan por aire ha crecido de 1994 millones a 4723 millones de ellos [26]. Este intenso crecimiento en el tráfico aéreo ha conllevado un mayor consumo de combustible y emisiones de CO₂ a la atmósfera.

En el campo de la aviación comercial, se han producido cambios significativos a lo largo del s. XX en términos de diseño, fabricación y seguridad operacional. Sin embargo, ha sido durante las últimas décadas cuando la industria aeronáutica ha trasladado todos sus recursos hacia el desarrollo de la eficiencia energética.

De acuerdo con los datos que proporciona la Asociación Internacional del Transporte Aéreo (IATA) [1], tan solo los operadores de Estados Unidos consumieron un total de 68 Billones de litros de queroseno en el año 2019, lo que supone en torno a un 2% de las emisiones totales de CO₂. En perspectiva, dicho combustible incurrió en unos gastos para las aerolíneas de 36.457 \$ Millones de dólares estadounidenses [2]. Esta situación ha provocado que se desarrolle un mercado competitivo entre los principales fabricantes del sector aeronáutico para cumplir el objetivo fundamental de reducir tales consumos y emisiones y proporcionar a los operadores las herramientas económicamente más eficientes. Cualquier medida involucrada en alcanzar una aviación sostenible, en lo que a emisiones de CO₂ se refiere, estará bien valorada por la comunidad internacional.

Entre el amplio rango de medidas aplicables para abordar este problema, y restringiéndonos al aspecto de desarrollo tecnológico, el presente trabajo se centrará en el estudio aerodinámico, mediante simulación numérica, de diferentes geometrías para la punta alar de las aeronaves, evaluando su impacto en el flujo externo del avión y su potencial efecto en la eficiencia aerodinámica y el rendimiento del avión en cuestión, con la meta de reducir el consumo de combustible. Dado que solamente se han escogido geometrías generalistas y algunos casos en la operación de una aeronave, este proyecto sirve únicamente como punto de partida preliminar al estudio y desarrollo de este tipo de dispositivos en la ingeniería aeronáutica.

CAPÍTULO II

CONCEPTOS BÁSICOS Y DEFINICIONES

1. Geometría de un perfil alar

Antes de describir los fenómenos que intervienen en la dinámica de la aeronave, conviene determinar cuáles son los parámetros geométricos determinantes en el diseño de un perfil alar.

Se denomina cuerda, a la distancia que separa el borde de ataque y el borde de salida, siendo estos, la arista frontal y de cola, respectivamente.

El área superior del ala, se llamará extradós, mientras que la inferior se llamará intradós. Generalmente, el extradós siempre se corresponderá a una curvatura convexa, sin embargo, intradós adaptará formas convexas, cóncavas o planas, según la tipología de perfil en cuestión.

El cámbier se corresponde a la curvatura general del perfil. Viene definido por la línea de curvatura media, ver Figura 1, y se cuantifica en porcentaje de desviación respecto a la cuerda, en su punto más alejado.

La envergadura es la dimensión perpendicular al perfil, es decir, la longitud completa del ala, desde su raíz en el fuselaje hasta la punta.

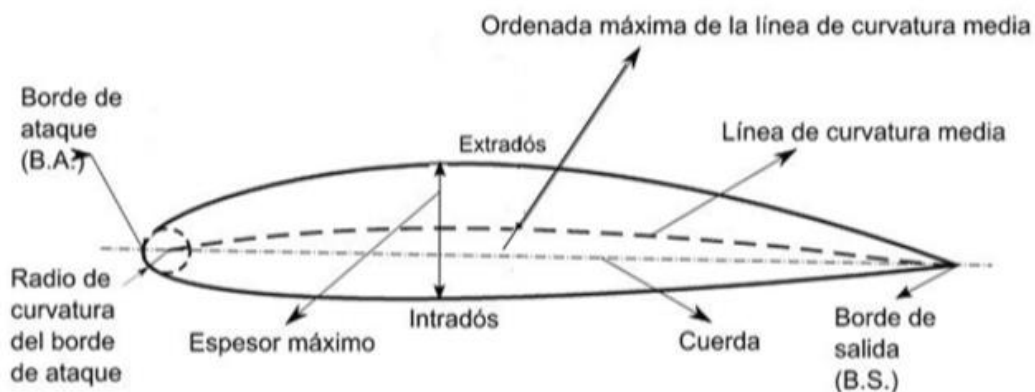


Figura 1. Parámetros geométricos de un perfil alar. [15]

2. Fuerzas aerodinámicas sobre el perfil alar

Un perfil alar sumergido en una corriente de aire en movimiento se ve sujeto a los efectos que la presión y el esfuerzo cortante ejercen sobre su superficie. Las fuerzas resultantes de esta interacción se denominan fuerzas aerodinámicas, de ahora en adelante, arrastre y sustentación, según genere una fuerza opuesta a la dirección de avance del perfil o provoque un empuje vertical ascendente sobre el mismo, respectivamente. Estas fuerzas también son comúnmente citadas en la bibliografía por su terminología inglesa como *lift* -sustentación- y *drag* -arrastre-.

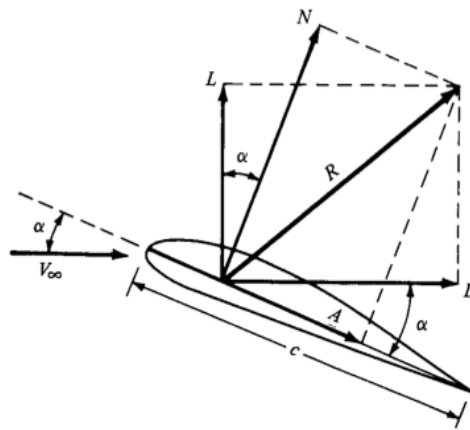


Figura 2. Fuerzas aerodinámicas sobre un perfil alar [3]

La geometría de un perfil alar se diseña para que, en movimiento, la fuerza de sustentación se genere debido a un gradiente de presiones entre las superficies superior e inferior del ala. Sobre la superficie superior del ala, la presión ha de ser lo suficientemente menor que en la región inferior, para que se contrarreste el peso del ala. En el caso de la fuerza de arrastre, en cambio, no se puede determinar un único efecto que la provoque, sino que responde a diversos fenómenos. La distribución de presiones que genera la sustentación cambia notablemente con el ángulo de ataque o incidencia del perfil del siguiente modo:

Debe existir continuidad en el campo de presiones, por lo que, en la región donde las líneas de corriente se dividen entre aquellas que se desplazan hacia extradós y aquellas que lo hacen hacia intradós, se puede determinar un punto de velocidad nula denominado punto de estancamiento. En la sección del ala, donde el espesor es máximo, tiende a formarse el mayor gradiente de presión y velocidad, siempre correlativas. Estas dos variables tienden a igualarse con sus alternas en la superficie opuesta del ala, hasta que en el borde de salida se unen ambas corrientes. El efecto del ángulo de ataque influirá tanto en la intensidad como en la distribución de la divergencia del campo vectorial en cuestión, como se representa en la Figura 3.

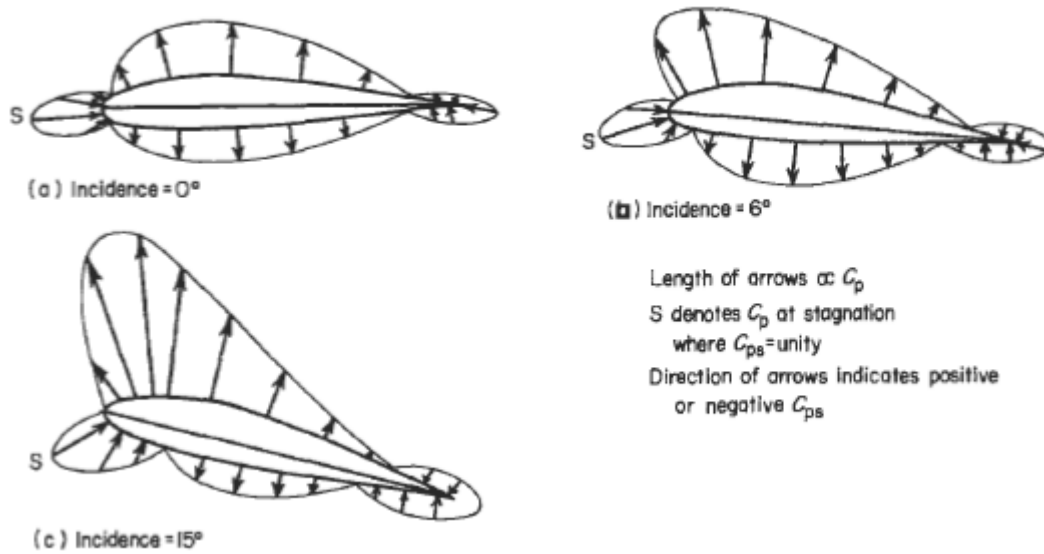


Figura 3. Distribución de presiones sobre un perfil alar bajo la influencia del ángulo de ataque [3]

A simple vista, se observa que un mayor ángulo de incidencia proporciona generalmente una mayor sustentación, sin embargo, como veremos en el Capítulo IV, existe un ángulo de incidencia máximo a partir del cual el perfil deja de generar sustentación, fenómeno conocido como entrada en pérdida.

3. Fuerzas de arrastre

Tal y como se menciona anteriormente, se ha determinado que existen diversas fuentes que contribuyen al arrastre sobre una aeronave. Estas fuerzas se categorizan en arrastre parásito, inducido y de ola. Este último es el causado por la presencia de ondas de choque en velocidades transónicas y supersónicas, por lo que no va a ser considerado en este análisis, ya que se rige estrictamente a flujos subsónicos. La influencia del *drag* parásito e inducido sí es en cambio muy relevante en este caso.

3.1. Arrastre parásito

El arrastre parásito es aquel provocado por toda aquella superficie sumergida en el flujo que dificulta de una u otra forma el avance del sólido. Así mismo, el arrastre parásito se subdivide en tres tipos:

- Arrastre por fricción de superficie: Involucra los esfuerzos que actúan tangencialmente a la superficie del cuerpo. Está estrechamente relacionado con la viscosidad del fluido. Su efecto sobre la aeronave se puede mitigar reduciendo la rugosidad de las superficies mediante tratamientos superficiales.

CAPÍTULO II. CONCEPTOS BÁSICOS Y DEFINICIONES

- Arrastre por forma-presión: Es el tipo de fuerza más común, dominante e inevitable, siempre que se ha de oponer una superficie cualquiera frontalmente a la dirección de la corriente del fluido. Es decir, el arrastre por presión es sucedáneo del desprendimiento de la capa límite en la superficie del sólido, con el consecuente desequilibrio y rotura del *efecto coanda*. Este fenómeno es principalmente dependiente de la geometría del objeto, siendo la adaptabilidad de la forma del sólido a las líneas de corriente naturales, la única forma de mitigarlo. En aviación, se corresponde con el *drag* que provocan las superficies no sustentadoras como el fuselaje y los elementos periféricos, así como la superficie frontal de las alas.

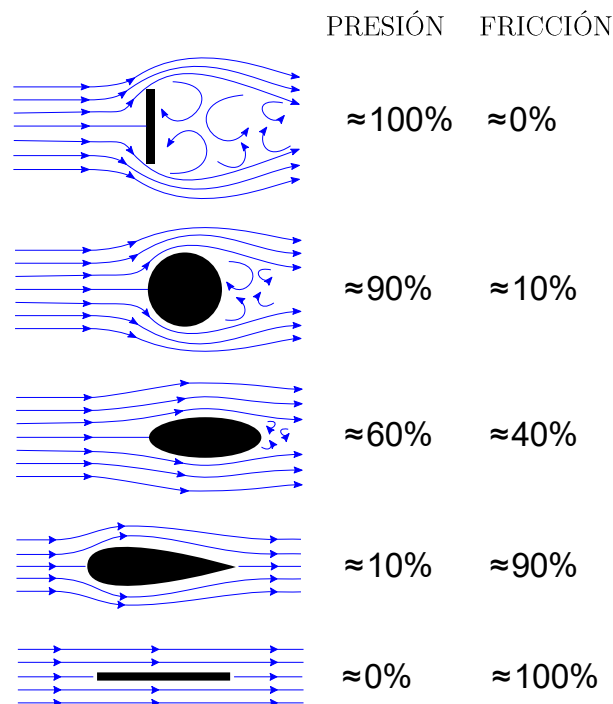


Figura 4. Ejemplos de arrastre por presión y por fricción. [16]

- Arrastre por interferencia: Esta forma de arrastre se da debido a la colisión de corrientes procedentes de distintas superficies de la aeronave, como en las uniones entre alas, fuselaje y superficies de cola, así como otras zonas potencialmente conflictivas.

3.2. Arrastre inducido

El denominado arrastre inducido aparece en flujos tridimensionales para alas finitas. Para producir sustentación, como ya se ha descrito en el apartado II.2, en el flujo alrededor del ala se ubican dos corrientes a distinta presión. Cuando este fenómeno se produce en la punta alar, el fluido tiene a desplazarse de forma brusca desde intradós hacia extradós, generando vórtices. Estos patrones helicoidales producen una velocidad de aire descendente sobre la superficie del ala - *downwash* -, alterando el flujo natural y provocando que la sustentación neta del avión disminuya. De este modo, el perfil alar ha de rotar hacia un ángulo de ataque superior, que permita mantener el balance de sustentación deseada, a costa de una mayor y perjudicial fuerza de arrastre.[3]

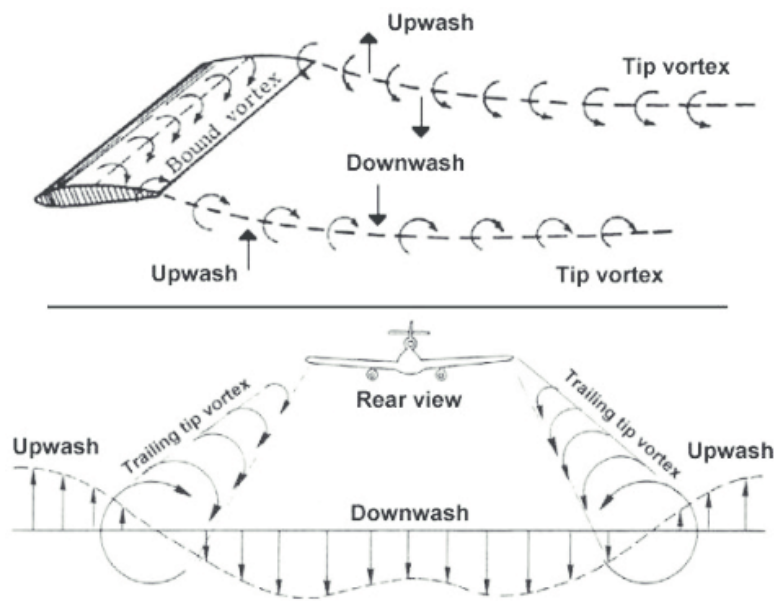


Figura 5. Generación de vórtices en torno a la aeronave [20]

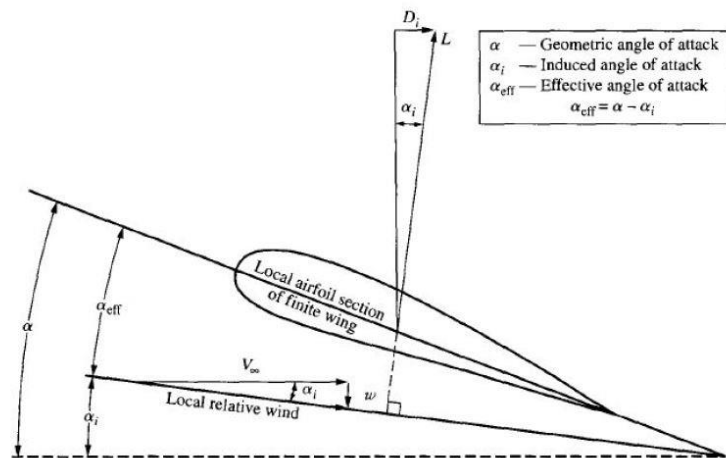


Figura 6. Efecto de la vorticidad en el ángulo de ataque [3]

4. Coeficientes de sustentación y arrastre.

Los coeficientes de sustentación y arrastre son parámetros adimensionales que indican el rendimiento aerodinámico de un cuerpo. Este indicador resulta especialmente útil para determinar la eficiencia de una determinada geometría. Dichos coeficientes se definen como:

$$C_L = \frac{L}{\frac{1}{2}\rho v^2 S_L} \quad (1)$$

$$C_D = \frac{D}{\frac{1}{2}\rho v^2 S_D} \quad (2)$$

donde L o D es la fuerza, de sustentación y arrastre, respectivamente, ejercida en la componente vertical u horizontal y S_i es la superficie máxima proyectada de referencia.

5. Sistemas de ecuaciones que gobiernan el flujo alrededor de un perfil alar.

5.1. Ecuaciones de Euler

Los primeros códigos CFD consideraban adecuado emplear las ecuaciones de Euler [3], ya que describen aproximadamente las características de un fluido en movimiento, incompresible y no viscoso. Dichas hipótesis son apropiadas para un análisis aerodinámico simplificado y, aplicadas a la ecuación de conservación de la cantidad de movimiento y a la de continuidad, toman las siguientes expresiones:

$$\rho \left(\frac{\partial u}{\partial t} + u \frac{\partial u}{\partial x} + v \frac{\partial u}{\partial y} + w \frac{\partial u}{\partial z} \right) = \rho g_x - \frac{\partial p}{\partial x} \quad (3)$$

$$\rho \left(\frac{\partial v}{\partial t} + u \frac{\partial v}{\partial x} + v \frac{\partial v}{\partial y} + w \frac{\partial v}{\partial z} \right) = \rho g_y - \frac{\partial p}{\partial y} \quad (4)$$

$$\rho \left(\frac{\partial w}{\partial t} + u \frac{\partial w}{\partial x} + v \frac{\partial w}{\partial y} + w \frac{\partial w}{\partial z} \right) = \rho g_z - \frac{\partial p}{\partial z} \quad (5)$$

$$\frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} + \frac{\partial w}{\partial z} = 0 \quad (6)$$

Donde (u, v, w) son las componentes del vector velocidad, expresadas en el sistema de ejes coordenado (x, y, z) , ρ es la densidad del fluido, p es la presión y (g_x, g_y, g_z) son las componentes gravitatorias. A la izquierda de la igualdad en (3), (4) y (5) se muestra la derivada sustancial de la cantidad de movimiento con el correspondiente término de aceleración local – derivada temporal – y la aceleración convectiva – derivadas espaciales.

Al otro lado de la igualdad figuran los términos correspondientes a fuerzas másicas y fuerzas superficiales de presión. Debido a que se ha asumido un flujo no viscoso, no se representan derivadas espaciales de segundo orden.

De este modo, para que las ecuaciones de Euler planteadas representen apropiadamente el movimiento de un fluido, se ha de permitir la existencia en el problema de superficies de discontinuidad como la capa límite (ver apartado II.6), en las cuales la velocidad puede sufrir saltos bruscos. Si la velocidad fuese constante e igual a la del flujo ideal lejos del cuerpo, no se podría determinar con exactitud las causas de por qué tal cuerpo presenta resistencia al movimiento. (Paradoja de *D'Alembert*)

5.2. Ecuaciones de Navier-Stokes

Por otro lado, los programas de simulación numérica actuales emplean, de forma mucho más completa, las ecuaciones de Navier-Stokes incluyendo la viscosidad y turbulencia. En la práctica, este sistema de ecuaciones diferenciales resulta muy complicado de resolver analíticamente, de ahí que se recurra a métodos numéricos en computación para su aplicación. Este es el caso de ANSYS-Fluent, el *software* que se va a emplear para simular numéricamente el flujo alrededor de perfiles alares en este trabajo (Capítulo VI).

Así pues, las ecuaciones de Navier-Stokes para cantidad de movimiento y continuidad en un flujo tridimensional son las siguientes [12]:

$$\frac{\partial(\rho u)}{\partial t} + \nabla(\rho u V) = -\frac{\partial p}{\partial x} + \frac{\partial(\tau_{xx})}{\partial x} + \frac{\partial(\tau_{xy})}{\partial y} + \frac{\partial(\tau_{xz})}{\partial z} + \rho f_x \quad (7)$$

$$\frac{\partial(\rho v)}{\partial t} + \nabla(\rho v V) = -\frac{\partial p}{\partial y} + \frac{\partial(\tau_{yx})}{\partial x} + \frac{\partial(\tau_{yy})}{\partial y} + \frac{\partial(\tau_{yz})}{\partial z} + \rho f_y \quad (8)$$

$$\frac{\partial(\rho w)}{\partial t} + \nabla(\rho w V) = -\frac{\partial p}{\partial z} + \frac{\partial(\tau_{zx})}{\partial x} + \frac{\partial(\tau_{zy})}{\partial y} + \frac{\partial(\tau_{zz})}{\partial z} + \rho f_z \quad (9)$$

$$\frac{\partial p}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho v)}{\partial y} + \frac{\partial(\rho w)}{\partial z} = 0 \quad (10)$$

Donde todas las variables son las mismas descritas en 5.1, a las que se añaden los componentes τ_{ij} correspondientes al tensor de esfuerzos viscosos. Los términos a la izquierda de la igualdad en (7), (8) y (9) se denominan términos convectivos, mientras que los términos a la derecha de la igualdad se asocian a la difusividad (derivadas segundas procedentes del tensor de esfuerzos viscosos). La turbulencia y la generación de capa límite están asociados a la difusión del flujo. Las ecuaciones de Euler (3), (4) y (5) solo incorporan los términos convectivos de Navier-Stokes, por lo tanto, no pueden modelizar la capa límite.

6. Capa límite.

Tal y como se menciona en el apartado previo, es preciso definir una superficie de discontinuidad en la cual, la velocidad ha de pasar de forma abrupta de su valor en la componente tangencial a ser nula en el contorno del cuerpo. En realidad, dicha superficie de discontinuidad no se trata de una superficie, sino de una delgada capa de espesor δ , a través de la cual, la velocidad evoluciona de forma continua desde el valor U de la corriente libre hasta la pared, donde es cero debido a la condición de no deslizamiento. El gradiente de velocidades que se forma en la dirección perpendicular al contorno condiciona el intercambio de energía entre partículas fluidas a diferente velocidad, originando vorticidad y turbulencia.

Así mismo en el interior de la capa límite [6], se dan las siguientes regiones principales; zona de flujo laminar, zona de flujo turbulento y una tercera zona de transición entre ambos flujos. (ver Figura 7).

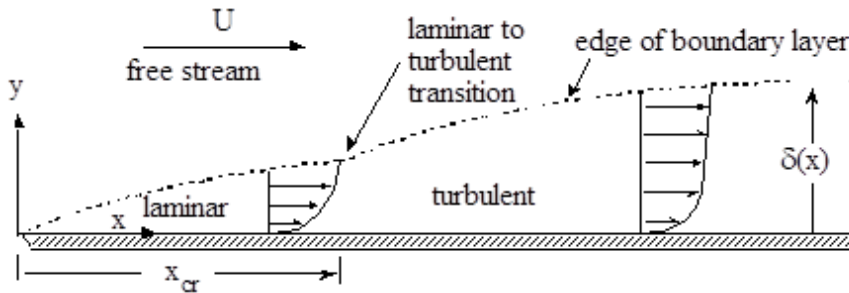


Figura 7. Característica de la capa límite [3]

Para caracterizar en qué estado se encuentra el flujo, se recurre al parámetro adimensional de Reynolds, el cual relaciona las fuerzas inerciales y viscosas del fluido. El valor crítico de Reynolds, que variará según las circunstancias, determina la barrera entre régimen laminar y turbulento para flujo interno, externo y de capa límite, como es el caso. La expresión para el número de Reynolds es la siguiente:

$$Re = \frac{\rho V L_c}{\mu} \quad (11)$$

Donde ρ es la densidad del fluido, μ es la viscosidad dinámica y L_c es una dimensión característica del problema.

7. Dispositivos de punta alar.

Dado que el presente trabajo se centra en el análisis aerodinámico de este tipo de dispositivos, conviene definir cuál es su función y características principales.

Aunque existen diversos tipos de ellos [Capítulo V], su función conceptual es universal; reducir el arrastre inducido asociado a los vórtices alares. La solución que se ha interpretado para la problemática descrita hasta ahora es la de interponer una superficie entre las corrientes superior e inferior del ala. De este modo, el aire ya no tiene la capacidad de ejercer el efecto *downwash* sobre el ala y los vórtices, aunque siguen apareciendo, lo hacen en un punto más alejado corriente abajo y con menor intensidad.

Se ha demostrado que la adición de estos elementos aerodinámicos relativamente simples tiene un impacto considerable y positivo, sin embargo, la gran cantidad de soluciones geoméricamente diferentes que existen indica la complejidad de su diseño, difícilmente adaptable a todas los requerimientos o circunstancias de vuelo de una aeronave.

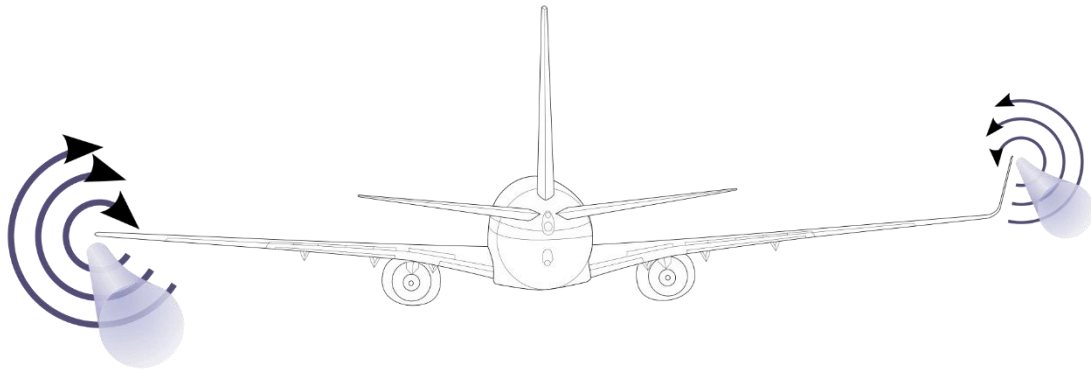


Figura 8. Efecto de las "blended wings" en la vorticidad [21]

CAPÍTULO III

“STATE OF THE ART”

1. Historia y evolución del análisis aerodinámico.

En los inicios del diseño aeronáutico en el s.XIX, toda predicción del comportamiento aerodinámico de una aeronave se realizaba mediante experimentación y ensayos. El sistema más común para deducir las capacidades de vuelo de cualquier artefacto era el uso de un rudimentario dispositivo que se componía de un brazo rotatorio. El modelo sujeto a análisis se situaba en el extremo de dicho brazo de tal manera que se podía evaluar el impacto del aire de forma indefinida, y en un lugar fijo.

Los numerosos inconvenientes de este sistema de experimentación dieron paso al desarrollo del primer túnel de viento en 1871. El túnel de viento ha continuado en perfeccionamiento hasta la actualidad, siendo una herramienta indispensable en el avance tecnológico de este sector industrial.



Figura 9. Modelo a escala en túnel de viento moderno. NASA

Tras el éxito inicial del túnel de viento y desarrollo del primer avión propulsado por los hermanos Wright, surgen multitud de métodos matemáticos para modelizar el comportamiento predecible del vuelo, aunque estos continúan teniendo una dependencia absoluta de la experimentación física.

El siguiente avance importante en este campo llega con la publicación del primer método computacional en 1966, para la resolución de superficies sustentadoras. El método en cuestión resolvía las ecuaciones de potencial linealizado mediante métodos de paneles, es decir, una versión muy simplificada de las ecuaciones de Navier-Stokes, bajo hipótesis de flujo no viscoso, irrotacional y estacionario, sobre una discretización de la superficie de interés en subdivisiones planas. Las ventajas que aporta este método, respecto a la experimentación disponible anteriormente, provocan que las principales compañías manufactureras del sector aeronáutico comiencen a desarrollar sus propias metodologías de

cálculo. No obstante, éstas no cubrían aún toda la complejidad del comportamiento de los fluidos y el túnel del viento se mantenía como la herramienta esencial de diseño.

Desde los años setenta hasta la actualidad se han desarrollado los códigos de dinámica de fluidos computacional, CFD por su acrónimo en inglés, que involucran métodos numéricos de distintas capacidades con el objetivo de adaptarse a la complejidad y requisitos del problema. Algunos de los *softwares* de uso común son *PowerFLOW*, *Ceasiom*, o incluso *OpenFOAM*, un *software* libre de código abierto. Entre los más potentes, empleados en la industria, ANSYS, que es el escogido para la realización del trabajo. (ver capítulo VI para más detalles técnicos de ANSYS y la CFD)

El diseño aerodinámico más vanguardista de alas comprende métodos de optimización, que ajustan las geometrías a la distribución de presiones objetivo. Para realizar esta ingeniería orientada al producto final, se emplean programas de diseño multidisciplinarios que combinan la CFD con la resistencia estructural del ala.



Figura 10. Ejemplo de software CFD actual. Flujo de aire en torno a un tren de aterrizaje. NASA Ames Research Center

2. Dinámica de fluidos computacional. Presente y futuro.

Si bien hasta el momento se ha recorrido la evolución histórica de la simulación aerodinámica en aviación, desde la experimentación física hasta el desarrollo de programas de simulación numérica, conviene hacer hincapié en este último, determinando cuáles son las tendencias en su uso y campos de aplicación específica.

La simulación mediante CFD es el instrumento de diseño y análisis por excelencia en la industria aeroespacial. Las principales compañías del sector han determinado en qué medida hacen un uso de estas herramientas en las distintas áreas de sus productos, diferenciando entre aquellas en las que la simulación numérica por ordenador está bien implementada y en funcionamiento, y entre otras en las que la CFD todavía se encuentra en fase de maduración o con expectativas de futuro limitadas. [9]

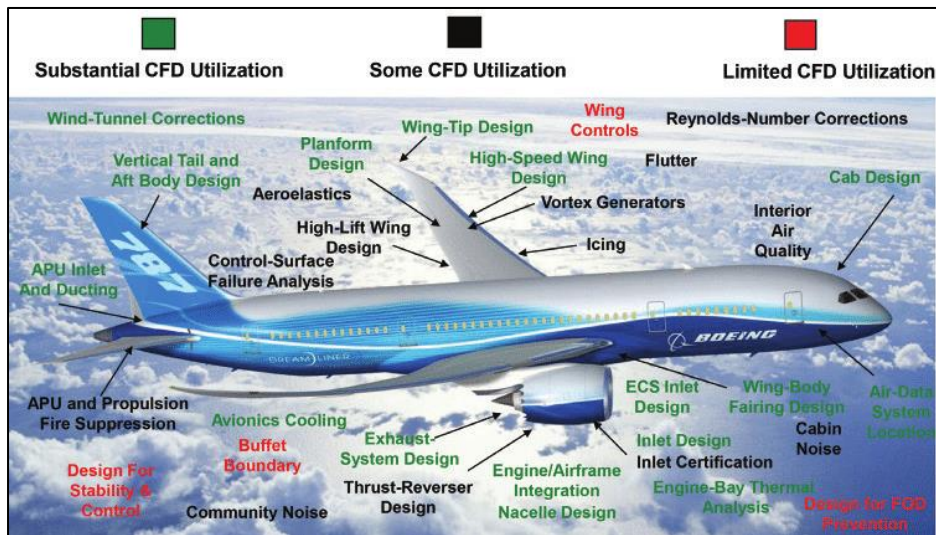


Figura 11. Uso de CFD en distintas áreas de diseño de un avión [9]

Sin embargo, la introducción de la simulación digitalizada en el desarrollo de nuevas aeronaves se viene realizando de forma prudente, ya que el masivo ahorro de costes que permite el uso de *software* frente a la experimentación en túnel de viento, no justifica que se pueda otorgar plena confianza en el diseño a este tipo de herramientas. Sobreconfiar el diseño íntegramente a la computación puede incurrir en problemas financieros graves, en caso de que surjan inconvenientes en las pruebas de vuelo real y sea necesario un rediseño.

Los principales desafíos que presenta el uso de la simulación numérica son, la calidad y fiabilidad de la propia simulación, así como las capacidades y formación del usuario del programa. Desde el punto de vista de la programación y utilización, se considerarán como fuentes de error, la precisión de la geometría, las características de la discretización, la posibilidad de soluciones múltiples y el ralentizado desarrollo de la computación, como la barrera física a la ejecución de simulaciones de alta complejidad y carga. [11]

Con todo lo expuesto anteriormente y, aunque se considere una herramienta imprescindible respecto a lo que era décadas atrás, la CFD se sigue considerando un instrumento en desarrollo. La parte computacional del diseño se mantiene altamente dependiente de contrastar resultados con ensayos en túnel de viento y pruebas de vuelo que recojan datos de turbulencias y un amplio rango de situaciones de vuelo.

Para evitar ese excesivo coste, los líderes en fabricación de aeronaves tienen programas en paralelo que unifican todos los conceptos y variables descritas anteriormente en una base de datos creada en torno a la CFD y conseguir su independencia como método de diseño. Aquí se contemplan todos los aspectos de la simulación, la adecuación al problema físico en sí, la interfaz con el usuario y el manejo de datos. Así mismo, dichos planes se ejecutan en colaboración con entidades externas, como empresas tecnológicas, agencias reguladoras de aviación y centros de investigación, especializados en la simulación numérica. El hecho de que grandes empresas como Airbus y Boeing hayan realizado grandes inversiones en programas de I+D enfocados en la CFD es un buen indicador del potencial de esta herramienta.

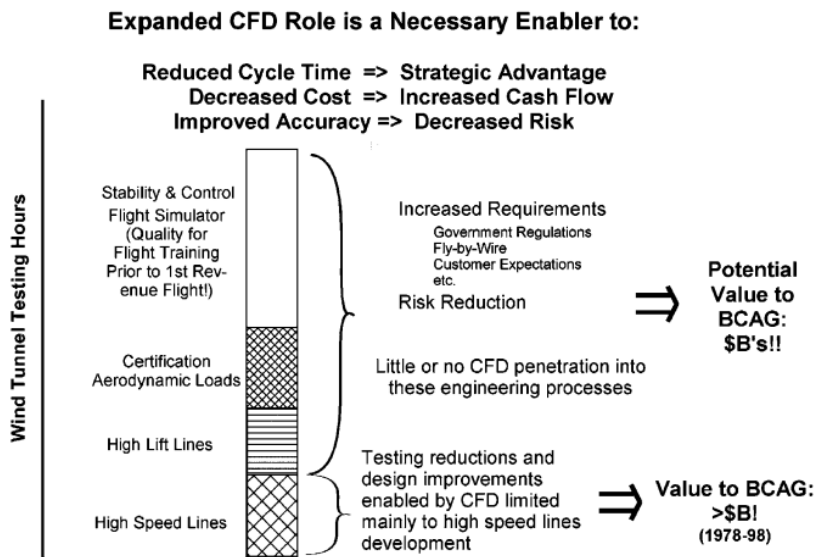


Figura 12. Potencial de expansión de la simulación numérica computacional [9]

En la Figura 12 se observa el potencial de la CFD de expandirse hacia nuevos procesos de ingeniería y por qué resulta de especial interés la inversión en su desarrollo, pues las recompensas en términos económicos de las décadas pasadas así lo reflejan.

Por último, cabe destacar que el uso de estas herramientas de simulación numérica no se restringe únicamente al ámbito de la aviación, sino que, en las últimas décadas, ha tomado gran relevancia en la industria del automóvil, donde juega un papel crucial en la eficiencia global y la comprensión del ruido generado en torno al vehículo. También se ha popularizado su uso en otras disciplinas industriales al margen de la aerodinámica, donde la mecánica de fluidos es relevante, como puede ser el flujo en tuberías, el llenado de motores de combustión interna y turbomáquinas, flujo en torno a edificaciones o incluso deportes de alto nivel.

CAPÍTULO IV

Simulación computacional de perfiles alares con FoilSim

Antes de comenzar a simular la complejidad que suponen diferentes geometrías en la punta de perfiles alares con ANSYS, conviene tomar unos valores de referencia que permitan calibrar el programa con configuraciones más sencillas. Para ello, se acude a *FoilSim Student JS* [14], un *software* desarrollado por la Administración Nacional de Aeronáutica y del Espacio (NASA) por su acrónimo en inglés. El programa en cuestión es de uso libre y gratuito. Ha sido construido con propósitos meramente académicos, para la simulación de perfiles alares en un entorno bidimensional y la comprensión de conceptos básicos en esta área, proporcionando la tendencia correcta de arrastre y sustentación, pero no sus valores exactos; ya que usa un análisis muy simplificado de cálculo para la sustentación e interpola medidas experimentales realizadas en un túnel de viento para obtener la resistencia. Se trata de un simulador que puede emplearse para averiguar el comportamiento de ambos parámetros, pero no para diseñar o construir perfiles alares reales.

La interfaz de usuario del programa, permite definir las características geométricas de perfiles alares básicos, imponer unas condiciones de vuelo determinadas, como velocidad y altitud, y visualizar los resultados.

Los resultados más relevantes que arroja el programa son los básicos que permiten la interpretación del perfil, es decir, fuerzas de arrastre, de sustentación y sus respectivos coeficientes, así como la distribución de presiones y velocidades en el contorno del perfil.

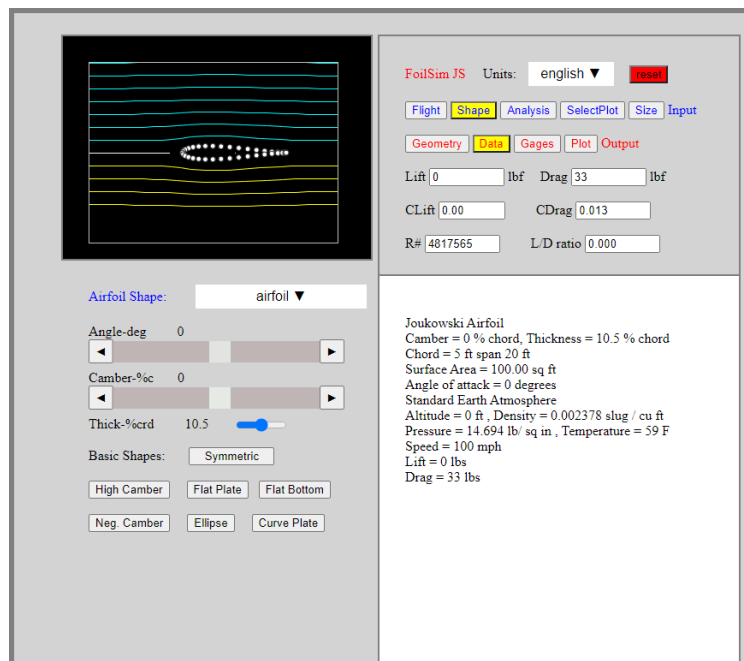


Figura 13. Ejemplo de interfaz de usuario de FoilSim

Para el cálculo de la sustentación del perfil que se haya configurado, *FoilSim* se vale de la resolución simplificada de las ecuaciones de Euler y continuidad [13]. En cambio, para determinar el arrastre en el perfil, el programa realiza la interpolación de datos experimentales [15] de medición del *drag* en diversas configuraciones. La obtención de dichos datos fue realizada por estudiantes, con un túnel de viento de reducidas dimensiones e instrumentación primaria, como se ha indicado al principio de este capítulo.

En vistas de los inconvenientes expuestos, se debe suponer cierta falta de precisión en los resultados, utilizándolos únicamente para comparar órdenes de magnitud, comprender como afecta la variación de diferentes parámetros al arrastre y a la sustentación, y extraer conclusiones generalizadas que faciliten la interpretación de lo que se obtenga posteriormente en ANSYS.

A continuación, se muestran los diferentes casos analizados con este programa. Las geometrías disponibles de origen son el perfil alar simétrico, placa plana y placa curva. Las condiciones de vuelo serán idénticas para todos los casos, siendo el cámben y el ángulo de incidencia los parámetros susceptibles de modificación. Debido a que el programa no permite establecer un régimen de vuelo estándar a gran altitud, se opta por emular condiciones de despegue, con una velocidad de 280 km/h y una altitud de 0m sobre el nivel del mar. Estableciendo una altitud deseada, *FoilSim* modifica de manera automática las propiedades del aire, en función de las características de la atmósfera a esas altitudes.

Para todos los perfiles que se van a evaluar, es necesario definir una longitud de cuerda y envergadura (ver apartado I.1). Se fijan una cuerda de 3.1 metros y una envergadura de 32 metros tomando como referencia, las dimensiones generales correspondientes a un avión de pasajeros de tamaño medio (ver capítulo V).

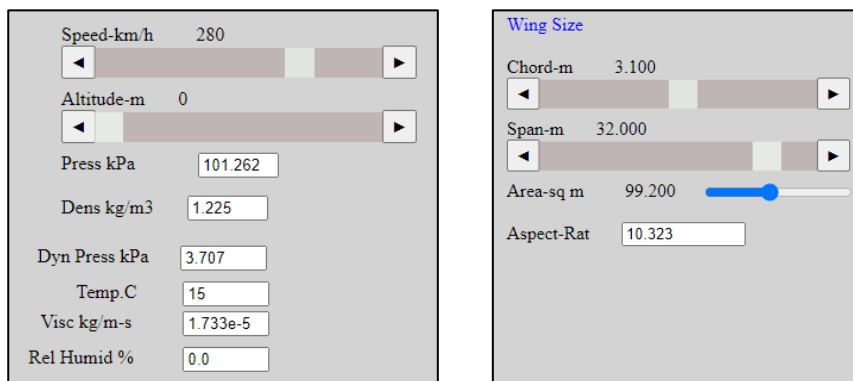


Figura 14. Paneles de configuración de geometría y condiciones de vuelo en *FoilSim*

El desarrollo completo, resultados numéricos y conclusiones de toda la batería de casos con esta herramienta se recoge en el Anexo I.

CAPÍTULO V.

Simulación de dispositivos de punta alar sobre aeronaves con ANSYS

1. Geometría del ala base.

Para el estudio que se propone como objetivo principal de este trabajo, que es la simulación numérica de dispositivos de punta alar de aeronaves, resulta imprescindible el uso de una superficie sustentadora de soporte. Para ello, se ha escogido como proveedor, un ala basada en las especificaciones del avión de pasajeros Boeing serie 737 NG (Figura 15.). Se trata de una aeronave popular en el espacio aéreo internacional, fletada por numerosas aerolíneas de todo el mundo. El 737 posee un alcance y capacidad medios, y se ha elegido para estos propósitos debido a sus características como un avión común de vuelo subsónico.



Figura 15. Imagen renderizada de un Boeing 737-800 [17]

Hasta el momento, en el trabajo previo, se han llevado a cabo simulaciones numéricas de perfiles alares con una única geometría, bien fuese esta plana, curva, simétrica, con o sin espesor; pero es ahora en un acercamiento a la realidad cuando se puede observar que un ala se compone en realidad de diferentes tipos de estos perfiles. En este caso, el ala se compone de 3 perfiles alares distintos [19], en su raíz, a media extensión y el de fueraborda. Para que esto sea posible, se realiza una transición suave entre perfiles, los cuales se colocan a una determinada distancia entre sí (Figura 16) con un ángulo diedro ¹ de $7,25^\circ$. Estos tres perfiles característicos de un ala se denominan, perfil de raíz, perfil de cuerda aerodinámica media y perfil de fueraborda. A partir de los planos que proporciona *Boeing* [18] se ha generado un modelo 3D CAD del ala cuyas características son las siguientes.

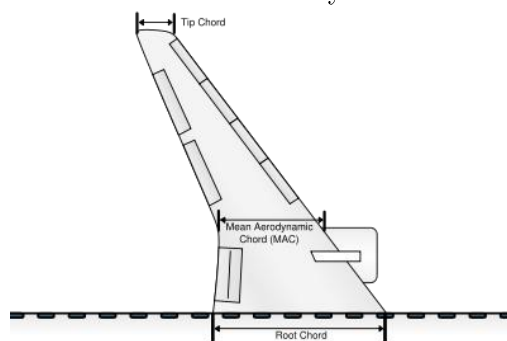


Figura 16. Cuerdas características del ala [22]

¹ Ángulo diedro: En aeronáutica, es el ángulo de elevación de las alas sobre la horizontal.

- Perfil raíz: Este es el perfil principal, que se ubica en la arista de intersección entre el fuselaje y el ala. El *B737 Root Airfoil* presenta un espesor máximo del 15.4 % de la cuerda, ubicado en el 19.4 % de ella y un cámben máximo del 0.2% de cuerda, situado en el 5%. La cuerda designada para esta sección es de 6.4 metros.

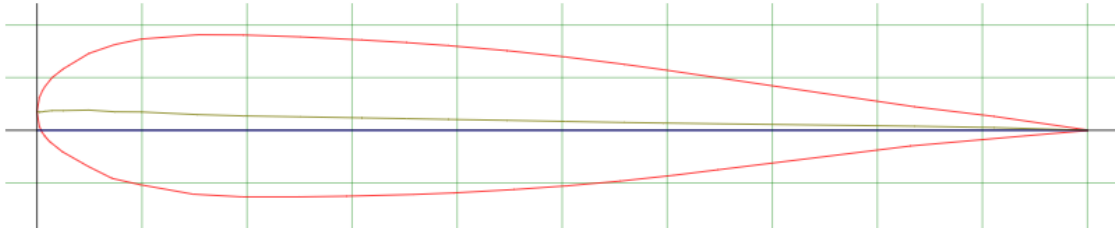


Figura 17. Perfil raíz del ala de un Boeing 737 [19]

- Perfil de CAM (Cuerda aerodinámica media): El perfil intermedio, se ubica en la sección del ala desde la cual quedan suspendidos los motores de la aeronave. El *B737 Midspan Airfoil* presenta un espesor máximo del 12.5 % de la cuerda, ubicado en el 29.7 % de ella y un cámben máximo del 0.8 % de cuerda en el 10 %. La cuerda designada para esta sección es de 4 metros.

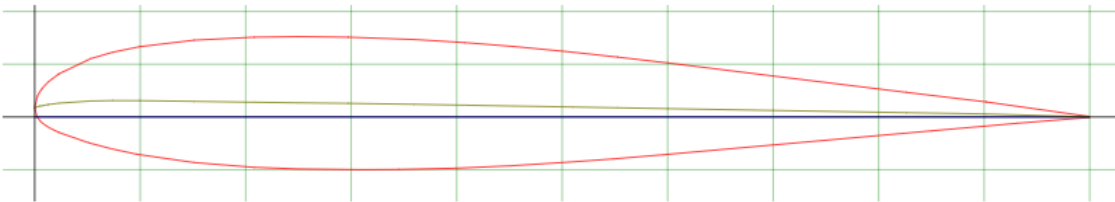


Figura 18. Perfil CAM del ala de un Boeing 737 [19]

- Perfil de fueraborda: El perfil de fueraborda, se ubica en la punta del ala, sirviendo como soporte, si existe, al elemento aerodinámico en cuestión. El *B737 Outboard Airfoil* presenta un espesor máximo del 10.8 % de la cuerda, ubicado en el 40 % de ella y un cámben máximo del 1.6 % de cuerda en el 20 %. La cuerda designada para esta sección es de 1.4 metros.

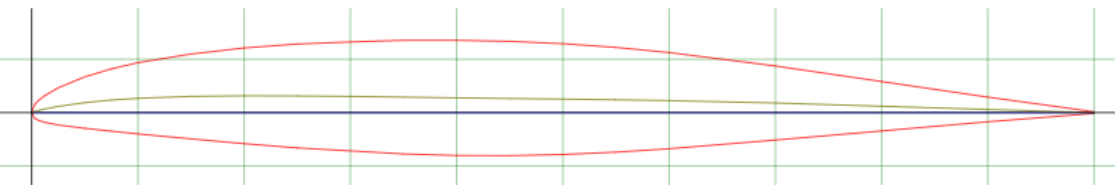


Figura 19. Perfil fueraborda del ala de un Boeing 737 [19]

Con todo lo expuesto anteriormente, las dimensiones generales del modelo 3D construido quedan de la siguiente manera:

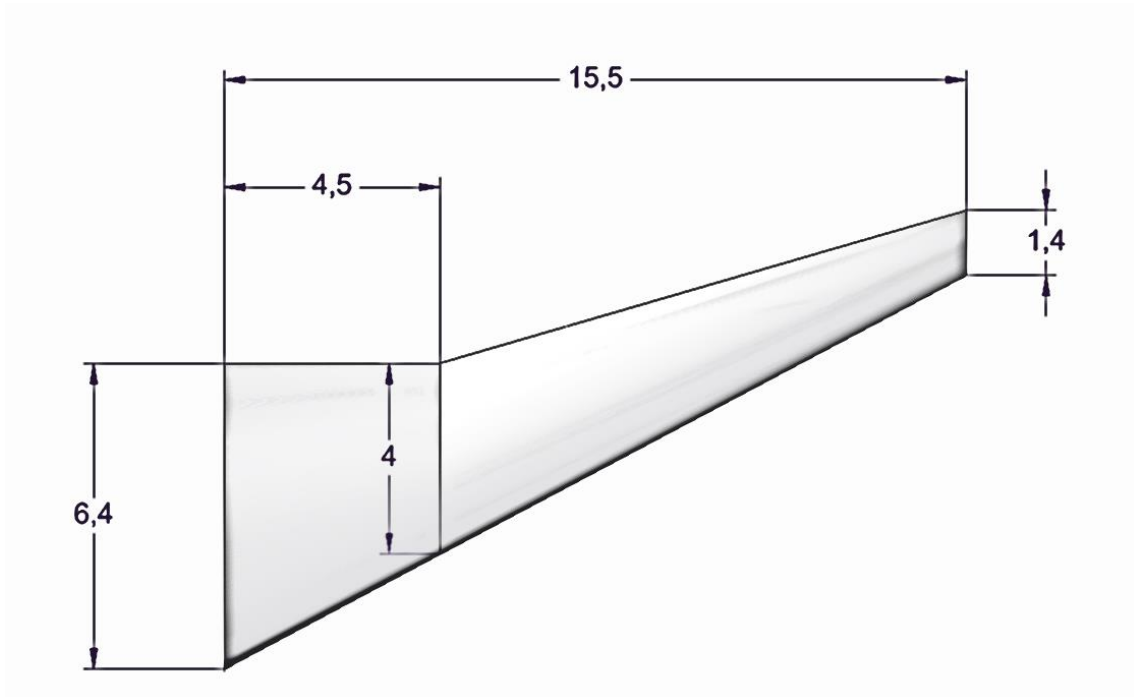


Figura 20. Dimensiones generales, en metros, del modelo de ala. Vista cenital

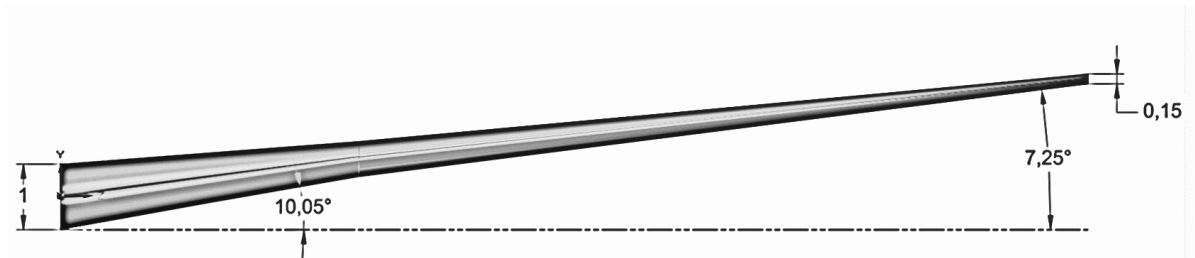


Figura 21. Dimensiones generales, en metros, del modelo de ala. Vista frontal

Cabe mencionar que el modelado del ala está simplificado, sin considerar superficies hipersustentadoras, superficies de control, servomecanismos u otros elementos periféricos como tubos de Pitot, iluminación o soportes de motor.

2. Tipos de dispositivos de punta alar.

Más allá de los primeros diseños preliminares de principios del s.XIX, así como otros prototipos modernos, este trabajo solo toma aquellas tipologías de dispositivo de punta alar que son comunes en la industria y, por lo tanto, han sido desarrolladas e instaladas por los grandes fabricantes en una gran cantidad de aeronaves. A continuación, se muestra un ejemplo escogido para cada concepto de ala. Para más detalles del modelo CAD de cada tipo, ver Anexo II.

2.1. *Blended winglets* (Ala recta).

Este formato de dispositivo se caracteriza por ser el más común y, a efectos prácticos, la geometría más sencilla. La superficie se coloca a un ángulo entre 50° y 80° respecto al ala, con una variación de cuerda suave desde la cuerda de fueraborda hasta aproximadamente un 50% de ella. Para el caso particular que se ha modelado, se ha escogido una altura de 2 metros sobre la altura del ala y un ángulo de 55° .



Figura 22. Ejemplo de "blended winglet" [23]

2.2. *Sharklet* (Ala curva).

El *Sharklet* es el término acuñado por Airbus para referirse a este tipo de geometría en la que ala presenta mayor continuidad. Se mantiene el mismo radio de curvatura para todo el dispositivo, sin la angulación que se da en el modelo anterior evitando, por tanto, la componente de arrastre por interferencia. La superficie gana una altura de 2 metros sobre el ala y tiene un radio de curvatura de 2.15 metros.



Figura 23. Ejemplo de "Sharklet" [24]

2.3. *Split-Scimitar Winglet* (Ala recta dividida).

Este modelo de alerón consta de dos superficies, una ascendente similar a la descrita en 2.1, y otra descendente, más pequeña. La superficie descendente parte con una raíz de cuerda de valor 0.6 metros y desciende con ángulo de 85° respecto a la directriz del ala.



Figura 24. Ejemplo de "Split-Scimitar Winglet" [24]

2.4. *Wingtip fence* (Ala delta).

Se trata del tipo con mayor antigüedad en la industria. Es un alerón con forma triangular, que comienza en una posición de la cuerda de fueraborda y se coloca perpendicular al ala, sus dimensiones y peso son mucho más reducidas que el del resto de ejemplos, ya que no requiere de apoyo estructural específico. El modelo CAD planteado sobresale 0.9 metros por encima del ala y 0.5 metros por debajo de ella.



Figura 25. Ejemplo de "*Wingtip fence*" [24]

3. Simulación de puntas alares mediante ANSYS.

Anteriormente, se ha explicado la importancia del uso de técnicas CFD en estudios aerodinámicos (III.2) y, a continuación, se van a exponer las líneas generales del método de cálculo que usa ANSYS aplicado al caso particular que nos ocupa

La Mecánica de Fluidos Computacional (CFD) resuelve las ecuaciones que gobiernan un fluido en movimiento (II.5), empleando para ello, métodos numéricos. Con este propósito, es preciso discretizar el dominio fluido que se desea analizar en subdivisiones, a las cuales se les aplican individualmente dichas ecuaciones. La discretización del fluido, para determinar el valor de las variables planteadas en cualquier punto, presenta tres métodos habituales:

- Método de diferencias finitas (MDF): Se basa en la resolución de series de Taylor, para lo que es requerido que las funciones sean continuas y derivables. Solo se puede emplear en geometrías muy simples.

- Método de elementos finitos (MEF): Se aproximan las ecuaciones con funciones de forma. Es ampliamente utilizado en análisis estructural debido a su gran flexibilidad en términos de geometría.

- Método de volúmenes finitos (MVF): Este es el método más común para abordar un problema de mecánica de fluidos de forma numérica. Se fundamenta en definir una serie de volúmenes que envuelven a los puntos escogidos en el fluido, en los que se calculan cada una de las variables del problema. Las leyes de conservación se aplican a cada uno de los volúmenes descritos.

Una vez planteadas las ecuaciones adecuadas que describen el problema a simular, en este caso, las de Navier-Stokes, de conservación de masa y cantidad de movimiento, y el método numérico a emplear que resuelve de forma aproximada estas ecuaciones, se avanza hacia la resolución del problema en tres fases principales:

- Pre-proceso: en la resolución de un ejercicio CFD, consta de la definición de la geometría, la generación del mallado, el establecimiento de las condiciones de contorno, la caracterización del fluido mediante sus propiedades físicas y la selección del fenómeno, o fenómenos, que influyen sobre el fluido, como los efectos viscosos, termodinámicos, etc.

- Resolución: es el proceso que se desea automatizar con el uso de la computación, aplicando las condiciones de contorno y obteniendo la solución del sistema de ecuaciones en cada nodo del dominio fluido.

- Post-proceso: una vez que se ha encontrado una solución numérica, el post-procesado comprende los factores humanos en la representación de los datos, su visualización e interpretación.

Aunque existen diversos programas de simulación numérica en el mercado que podrían cumplir con los propósitos establecidos, tanto *softwares* de uso libre como de pago, se ha optado por elegir la versión académica de ANSYS, por ser uno de los programas comúnmente utilizados. El uso de una versión académica influye únicamente en la disponibilidad limitada de algunas funciones del programa, las cuales no son requeridas en el presente proyecto, y un número máximo de celdas y nodos que el programa puede manejar, como se verá más adelante.

ANSYS tiene una estructura de funcionamiento modular, es decir, cada uno de los apartados o fases de resolución se dividen en módulos independientes, los cuales se unifican a través del panel ANSYS *Workbench* o banco de trabajo.

En primera instancia, la geometría, bien se genera o se importa y ajusta en el editor de geometría ANSYS *Design Modeller*. Seguidamente, se exporta la geometría al módulo de mallado ANSYS *Meshing*. Así mismo, el archivo de mallado se traspasa al módulo principal de set-up y cálculo, ANSYS *Fluent*. Para la visualización de resultados gráficos, el bloque predeterminado es el denominado ANSYS *CFD-Post*.

Se han realizado simulaciones en 5 casos diferentes en los que ha sido preciso interactuar con el programa de la forma que se describirá a continuación. Los 5 casos, suponen un total de 25 simulaciones debidas a la variación del ángulo de ataque del ala. El flujo de trabajo desde el árbol de operaciones principal en el menú *Workbench*, es el siguiente:

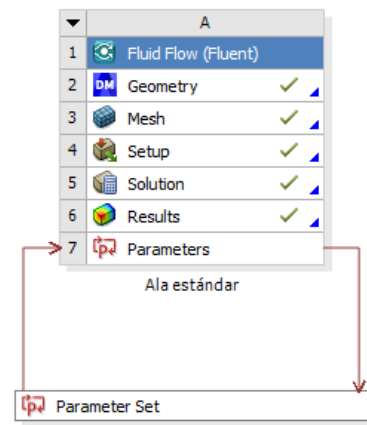


Figura 26. Flujo de trabajo en ANSYS *Workbench*

3.1. Geometría.

El modelado 3D ha sido íntegramente generado en el programa de Siemens, *Solid Edge*. A partir de ello, ANSYS admite algunos formatos estándar como *.step* o *.igs* en su módulo de geometría.

Si bien hasta ahora se ha hecho un modelado tridimensional del ala, el siguiente paso necesario es generar un volumen de contorno en torno al ala, en el que se moverá el fluido. Idealmente, este volumen ha de tener unas dimensiones muy superiores a la propia ala, para evitar las interferencias entre las paredes del contorno y la región que se quiere analizar. Sin embargo, se ha de tener en cuenta que a malla presenta un número límite de celdas, y no se puede generar un volumen excesivamente grande.

En este caso, se ha optado por generar un volumen de 50 x 50 metros, cuya cara frontal es una circunferencia (ver Figura 27), y la profundidad total es de 30 metros. Se consideran las caras delantera y trasera como superficies que el flujo puede atravesar (Entrada y salida), y las cuatro paredes restantes, como sólidos que el flujo no puede atravesar. La raíz del ala no se encuentra libre en el fluido, sino que se ha colocado en contacto con la pared, dado que la zona de interés está alejada.

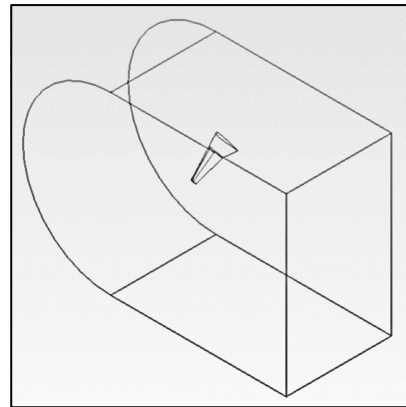


Figura 27. Volumen de control alrededor del ala

Como punto de interés para ejecutar las simulaciones de forma rápida, resulta conveniente parametrizar la rotación del ala en el fluido, es decir, dejar libre el ángulo de ataque del ala para que, en cada caso, ANSYS actúe sobre dicho ángulo y lo modifique según las instrucciones del usuario y lance una simulación diferente de forma automática.

Finalmente, para indicar la posición del ala en el fluido y que éste no atravesase el sólido, se ha realizado una operación booleana de sustracción entre el ala y el volumen, de modo que el volumen restante es únicamente la región por la que se le permite al aire desplazarse.

3.2.Mallado.

Como ya se ha descrito anteriormente, el mallado consiste en la discretización del volumen de control para realizar el análisis pertinente en cada una de esas divisiones.

ANSYS dispone diversas herramientas y opciones al usuario que le otorgan un gran poder de personalización sobre los parámetros generales de la malla. En esencia, los parámetros de una malla determinan la forma, tamaño y distribución de cada una de las celdas que la componen.

El ajuste particular de la malla ha consistido en los siguientes pasos:

En primer lugar, se elige el método de mallado, ya que ANSYS permite que el mallado se realice sobre el volumen de control de forma automática, por capas, por zonas, según ejes cartesianos, por barridos, etc. En este caso, se deja por defecto en método automático.

Se ha determinado que la forma óptima de celda han de ser tetraedros y, por lo tanto, la división de las superficies se verá como triángulos. Entre otras opciones, se encuentra la elección de poliedros rectangulares, hexagonales u octogonales.

El ajuste fino de la malla a la geometría que se está manejando viene con la determinación del tamaño de malla en las regiones de interés. Para ello, se va a determinar un tamaño de celda de 0.025 m en el perímetro del perfil de fueraborda, y un tamaño de

0.25 m en los bordes de ataque y salida del ala, provocando así, que el tamaño de malla sea el mínimo del problema en esas zonas.

Por último, se ajusta el valor de tasa de crecimiento de celdas al 8 %, lo que significa que cada celda es como máximo un 8% mayor a las celdas colindantes.

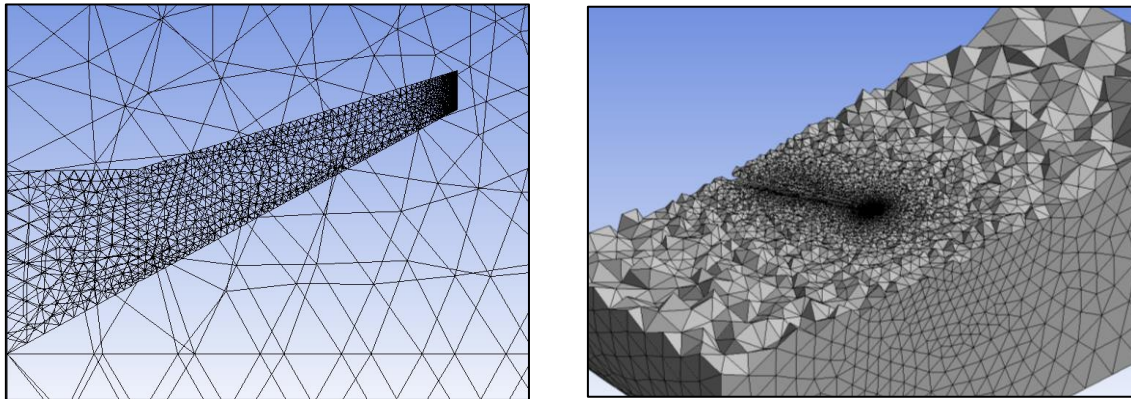


Figura 28. Mallado del volumen en torno al ala estándar 2D y 3D (vista seccionada)

Una vez que el programa ha generado la malla con las características descritas, conviene examinarla y obtener un análisis estadístico de ella para determinar su validez y adecuación al método.

El número de elementos creados es de 507457 celdas y 86007 nodos, por lo que está correctamente ajustado al número máximo de 512000 celdas que la versión educacional de ANSYS permite.

El parámetro principal con el que se puede identificar la calidad y homogeneidad de la malla es la asimetría espacial de celdas, es decir, la desviación que existe entre una celda dada y una celda de referencia cuyos lados son equiláteros y tiene el mismo volumen que la anterior. Un valor alto de asimetría espacial provoca distorsiones e inestabilidad en la solución final. En consecuencia, y según los estándares de ANSYS [25] (valores de entre 0 a 0.25 son calificados como excelentes y entre 0.25 y 0.50 como muy buenos) más del 95 % de los elementos se encuentran en un rango excelente o muy bueno de asimetría espacial. (Figura 29).

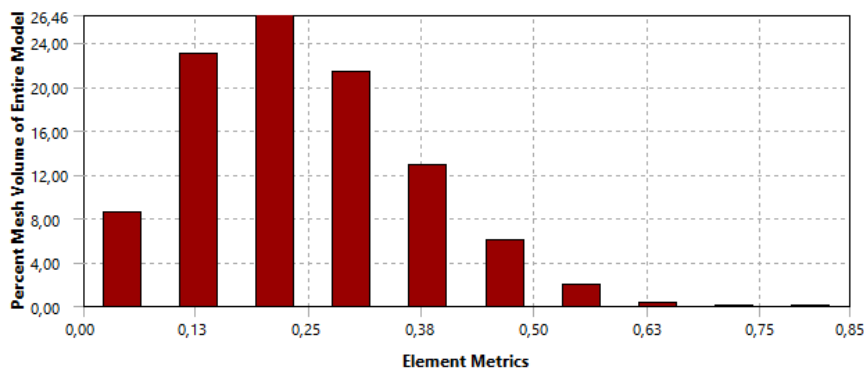


Figura 29. Distribución del factor de asimetría en el mallado del ala estándar

Tras haber elaborado una malla adecuada para cada ala, pues cada elemento aerodinámico distinto requiere una selección diferente de aristas en el proceso, se continúa en el módulo de cálculo.

En el panel de ajustes generales, se define un método de resolución basado en las presiones, en lugar de hacerlo con las densidades, formulación de velocidad absoluta y variables estacionarias. Así mismo, se fija la gravedad en el eje adecuado en -9.81 m/s^2 .

3.3. Modelo físico.

A continuación, se determina el modelo y fenómeno físico que se pretende simular, entre intercambiadores de calor, radiación, acústica, estructuras, etc. En este caso, lo propio es hacerlo con un modelo de flujo viscoso. El escogido es el modelo de turbulencia estándar k - ε con funciones de tratamiento próximas al contorno estándar.

Los modelos de turbulencia más sencillos, y a la vez completos, que hay disponibles son aquellos en los que la solución viene proporcionada por dos ecuaciones de transporte separadas. El modelo k - ε pertenece a esta clase de ellos que tienen una gran popularidad para la resolución de casos prácticos en ingeniería para flujo viscoso y termodinámica, debido en gran medida a que proporciona una solución razonablemente precisa con una carga de cálculo relativamente baja. El k - ε se trata de un modelo semi-empírico, cuyas consideraciones previas y constantes se basan en análisis estadísticos.

En este caso, las ecuaciones de Transporte del modelo que proporcionan la viscosidad de turbulencia μ_t , la energía cinética de turbulencia k , y el ritmo de disipación ε , son las siguientes:

$$\mu_t = \rho C_\mu \frac{k^2}{\varepsilon} \quad (12)$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho k u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + G_k + G_b - \rho \varepsilon - Y_M + S_K \quad (13)$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \varepsilon) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho \varepsilon u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\varepsilon} \right) \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_j} \right] + C_{1\varepsilon} \frac{\varepsilon}{k} (G_k + C_{3\varepsilon} G_b) - C_{2\varepsilon} \rho \frac{\varepsilon^2}{k} + S_\varepsilon \quad (14)$$

donde las constantes del modelo han sido determinadas experimentalmente y funcionan correctamente en un amplio rango de aplicaciones, pudiendo tomar los valores:

$$C_{1\varepsilon} = 1.44, \quad C_{2\varepsilon} = 1.92, \quad C_\mu = 0.09, \quad \sigma_k = 1, \quad \sigma_\varepsilon = 1.03$$

3.4. Material.

El material definido para el volumen de control en torno al ala es el aire, cuyas propiedades variarán en función del régimen de vuelo que se considere. Para las simulaciones iniciales, se determinan condiciones de vuelo a altitud de crucero y, por lo tanto, las propiedades del material serán las atmosféricas estándar a 41000 pies o 12500 metros.

$$\rho = 0.286 \text{ kg/m}^3, \quad \mu_t = 1.377 \cdot 10^{-5} \text{ kg/ms}$$

3.5. Condiciones de contorno.

Las superficies características del dominio se han distinguido mediante la imposición de las siguientes condiciones de contorno predeterminadas:

La superficie semicircular que queda por delante del borde de ataque en el ala se ha definido como la entrada o admisión del flujo. En este contorno es en el que se introduce la velocidad relativa de la aeronave respecto al aire, en módulo y dirección. El flujo es totalmente frontal siempre que no se estudien los efectos del viento y se evalúa una velocidad de 842 km/h o 234 m/s.

La superficie opuesta a la anterior, aguas abajo del flujo y por detrás del borde de salida del ala se ha determinado como la salida del flujo. Para ello, se fija la presión de dicho contorno a la presión atmosférica, así como una turbulencia media del 5%.

El resto de contornos del dominio, incluida la superficie correspondiente al ala, se han definido como superficies tipo pared estática, con condición de no deslizamiento del flujo sobre ellas.

4. Parámetros de cálculo.

Una vez quedan definidos todos los parámetros geométricos y físicos del problema, es el momento de establecer los parámetros numéricos usados en el cálculo para la resolución del método. Esto es indicar que la resolución de presiones y velocidades ha de realizarse de forma acoplada y, que la discretización espacial en la resolución de presión, momento y k - ϵ se debe resolver con un segundo orden de precisión.

Se fija un valor de 1000 iteraciones como máximo para cada simulación. ANSYS parará de realizar dichas iteraciones de forma automática cuando la solución numérica haya convergido. La convergencia de la solución se ha determinado en un valor residual para cada variable del orden 10^{-4} .

Así mismo, también se permite escoger la carga de cálculo que se desea derivar al ordenador, indicando el número de núcleos del procesador que se quieren destinar

exclusivamente a las operaciones de ANSYS, así como cuantas tarjetas gráficas se desean usar con el mismo propósito. Se permite incluso la posibilidad de trabajar en redes de trabajo entre varios dispositivos con el objetivo de reducir al mínimo los tiempos de computación. La baja densidad de elementos del problema que se contempla en este trabajo no requiere estas medidas de trabajo en paralelo, ya que el tiempo de computación de 1000 iteraciones no supera en ningún caso, los 20 minutos de cálculo.

5. Análisis de resultados

El objetivo principal del análisis va a ser determinar el rendimiento aerodinámico de los casos propuestos respecto al ángulo de ataque en la aeronave. El barrido de ángulos de ataque se ha realizado entre 0° y 20° , con una sensibilidad de 5° entre una simulación y otra.

Las gráficas comparativas más relevantes para poder realizar un análisis numérico de los resultados van a ser las que proporcionen los coeficientes aerodinámicos para cada geometría y, la relación entre ambos coeficientes, representando así la eficiencia aerodinámica general del ala conforme varía el ángulo de ataque. Para obtener otras conclusiones, se recurrirá a la representación gráfica de algunas variables como la vorticidad, las distribuciones de presiones y velocidades en el perfil (Anexo III).

Los valores de referencia del ala estándar (sin dispositivos de punta alar), que servirán como referencia son los que se presentan en las figuras 30 y 31, donde se observa que el coeficiente de arrastre aumenta desde 0.2 hasta 0.75 cuando el ángulo lo hace desde 0° hasta 20° . El coeficiente de sustentación por su parte, aumenta desde 0.2 hasta 0.9 para ángulos de ataque entre 0° y 15° , y a partir de este valor se mantiene constante con un valor de 0.9.

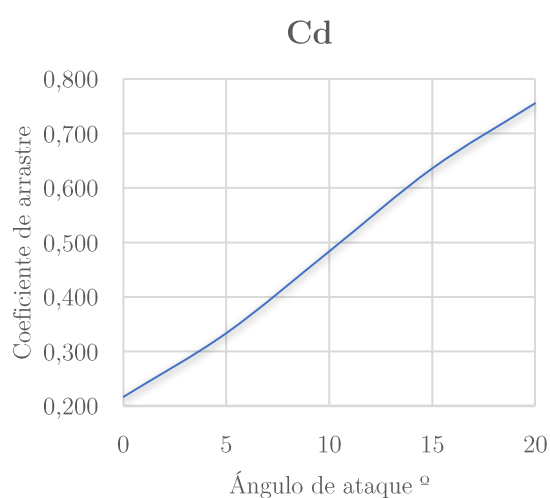


Figura 30. Coeficiente de arrastre en función del ángulo de ataque en el ala estándar

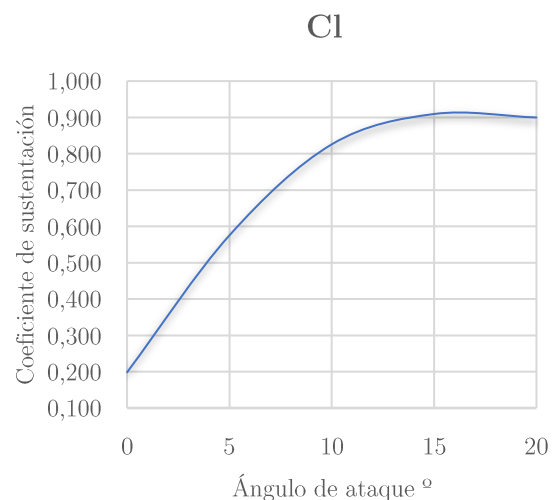


Figura 31. Coeficiente de sustentación en función del ángulo de ataque en el ala estándar

Los resultados de la simulación de rotación del ala indican el comportamiento esperado en un perfil alar, con un aumento de las fuerzas de arrastre y sustentación con un mayor ángulo de incidencia del ala. Al contrario que el arrastre, la sustentación tiende a decaer una vez superado el ángulo de entrada en pérdida que, según los resultados obtenidos, se puede establecer en aproximadamente 15° . A partir de los 20° se presume una caída mayor, sin embargo, se sale del rango de estudio

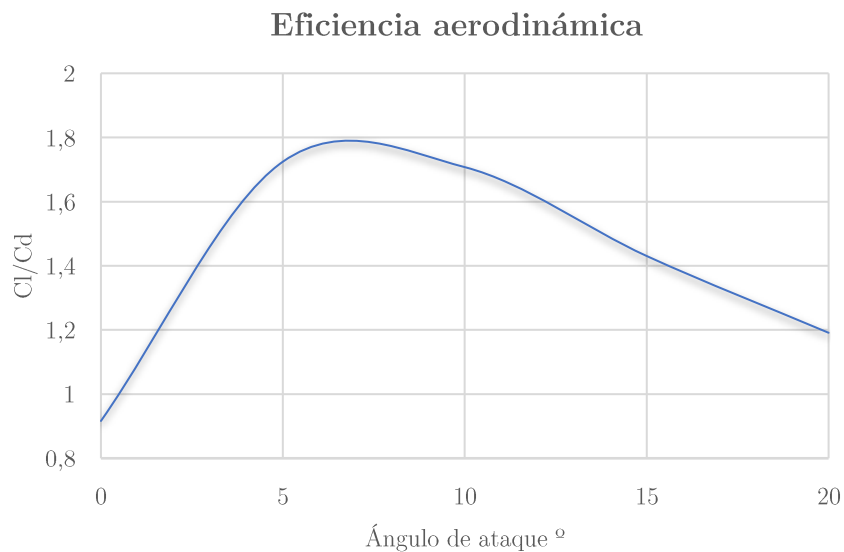


Figura 32. Relación sustentación/arrastre en función del ángulo de ataque en el ala estándar

La eficiencia aerodinámica representada en la Figura 32 es el resultado de dividir el coeficiente de sustentación entre el de arrastre para cada ángulo. De este modo se obtiene cuál es la respuesta de la aeronave en términos combinados de sustentación y arrastre. La curva obtenida se corresponde a un perfil alar convencional, dado que para ángulos próximos a 5-10° se obtiene la máxima eficiencia o planeo. En este caso, el ángulo óptimo para que el avión se desplace a velocidad de crucero es de aproximadamente 7°, lo cual se encuentra en correspondencia con la tendencia analizada en los perfiles alares simulados con el programa FoilSim previamente.

A continuación, se muestra gráficamente el parámetro de helicidad en las líneas de corriente próximas al ala para una configuración de 10°. La representación gráfica tridimensional de la helicidad es una forma muy útil para identificar visualmente el concepto de vorticidad en la punta alar (Cap. II. Ap. 3.2). La helicidad se define como el producto escalar de la vorticidad con el vector velocidad de la partícula fluida.

$$H = (\nabla \times V) \cdot V \quad (15)$$

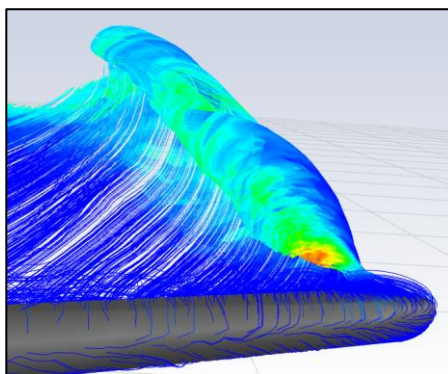


Figura 33. Helicidad 3D en líneas de corriente en la punta alar simple a 10°

Una vez obtenido el comportamiento del ala en su configuración estándar de forma independiente, se procede a introducir los dispositivos de punta alar descritos en el capítulo V.2 en la geometría del modelo, realizando las simulaciones del flujo alrededor de ellas con el programa ANSYS y analizando los resultados numéricos que se obtienen de estas simulaciones.

Los resultados de estas simulaciones se pueden encontrar en las Figuras 96, 97 y 98 (Anexo III) Sin embargo, no se aprecian adecuadamente las diferencias que hay entre los distintos casos, dado que el efecto del ala base, común a todos ellos, es muy dominante. Para visualizarlo mejor, aquí se representan en su lugar, las diferencias que existen entre cada caso y el ala base, en porcentaje, conforme aumenta el ángulo de ataque.

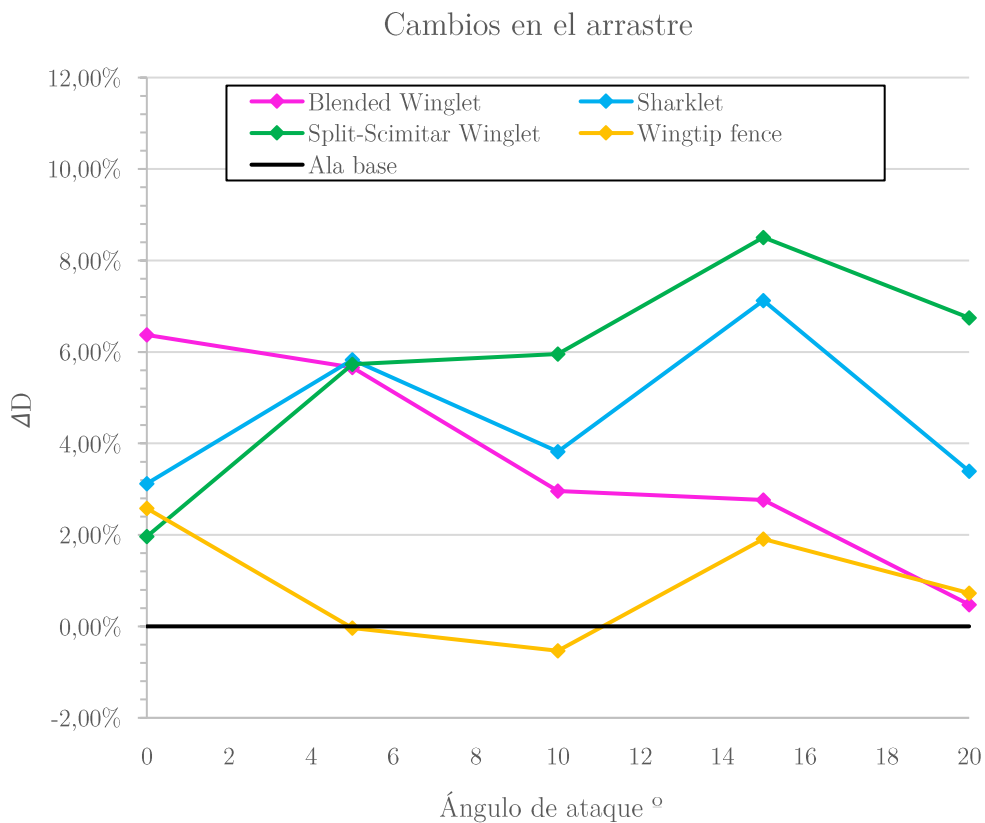


Figura 34. Cambio en el coeficiente de arrastre respecto al ala de referencia

En la Figura 34 se observa como todos los perfiles presentan, en prácticamente la totalidad de sus configuraciones, un coeficiente de arrastre superior al del ala estándar de referencia (línea negra). Este es un desenlace previsible y lógico para este parámetro, pues si bien las geometrías se introducen para conseguir una mejora en el rendimiento general, es inevitable que la adición de una superficie que confronte al fluido, donde antes no existía tal superficie, supone un incremento de las fuerzas de arrastre sobre el ala.

A continuación, se procede de la misma forma para comparar los coeficientes de sustentación con todos los dispositivos de punta alar, representando su variación respecto al caso base o de referencia en porcentaje conforme el ángulo de ataque aumenta.

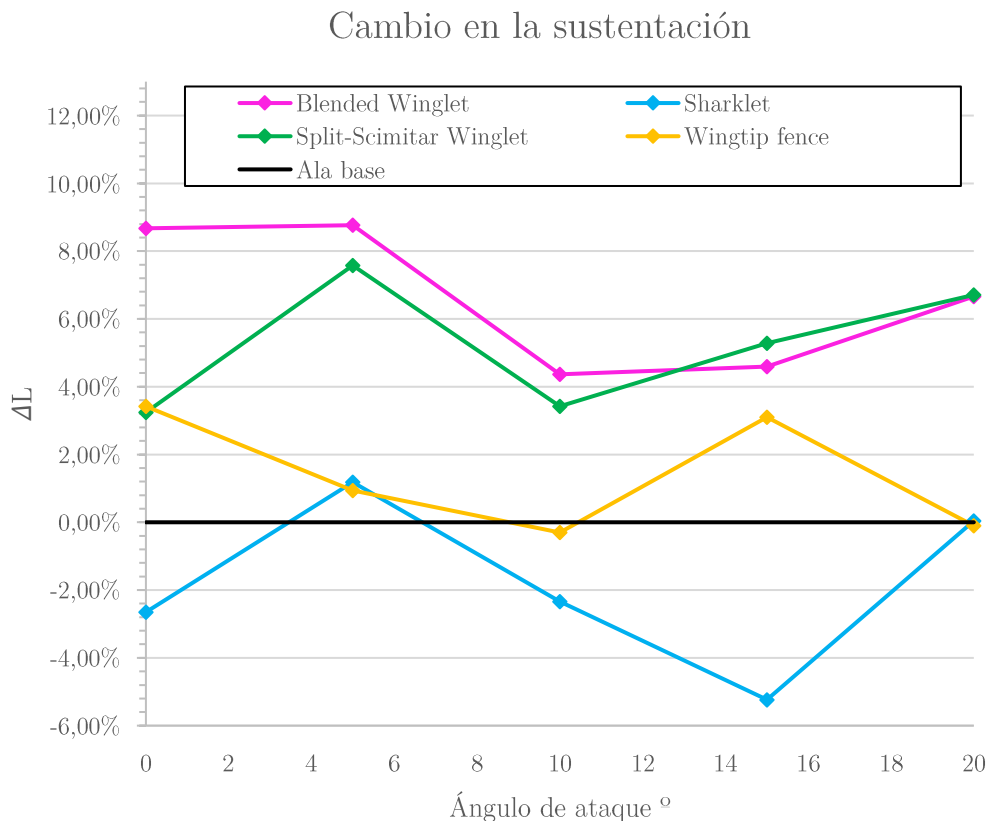


Figura 35. Cambio en el coeficiente de sustentación respecto al ala de referencia

De la Figura 35 se pueden extraer las primeras conclusiones relevantes acerca del funcionamiento de cada dispositivo.

- Se han obtenido unos valores de sustentación superiores en 3 de los 4 dispositivos.
- Los tipos *blended winglet* y *split-scimitar winglet* han resultado tener un efecto muy positivo en la sustentación, con valores superiores de entre el 3% y el 9% de mejora en cualquier configuración.
- Por el contrario, el modelo *Sharklet*, arroja unos valores que son incluso un 5% inferiores respecto a la referencia.
- El modelo *wingtip fence* tiene un efecto ligeramente positivo en la mayoría de configuraciones de ataque.

Si bien el valor de sustentación es un buen indicador de la calidad del elemento aerodinámico, es preciso contrastarlo con el valor de arrastre asociado a cada configuración como un efecto colateral del problema. Para ello se recurre al indicador de rendimiento aerodinámico por excelencia, la eficiencia en términos de C_L/C_D .

Cambio en la eficiencia aerodinámica del ala

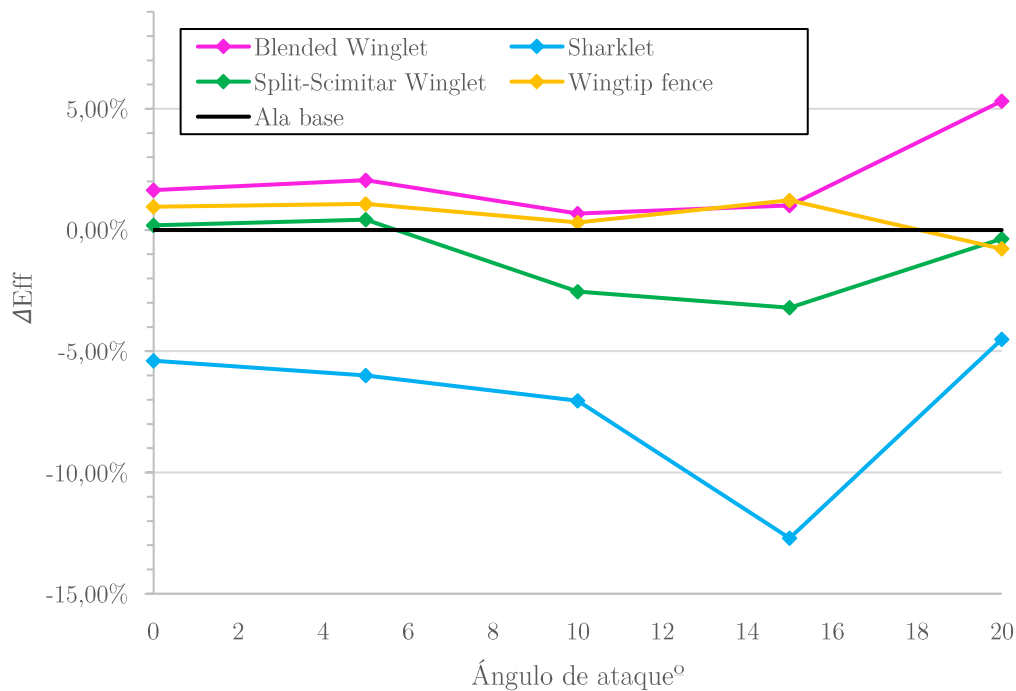


Figura 36. Cambio en la eficiencia aerodinámica respecto al ala de referencia

Ángulo de ataque	Winglet	Sharklet	Split-S. Winglet	Wingtip fence
0°	1,65%	-5,39%	0,20%	0,96%
5°	2,05%	-5,99%	0,43%	1,08%
10°	0,68%	-7,05%	-2,54%	0,31%
15°	1,02%	-12,71%	-3,20%	1,23%
20°	5,32%	-4,51%	-0,36%	-0,78%

Tabla 1. Mejora de la eficiencia aerodinámica en cada configuración

De la Figura 36 se pueden extraer las conclusiones más trascendentes de este proyecto.

– Para todos los casos, se observan unos resultados dispares al resto en la configuración de ataque a 20°, por lo que se debe estimar que ANSYS no esté simulando correctamente el problema en este punto, por diversos factores. Fundamentalmente, se puede considerar que la geometría provoca una transición en el flujo menos suave a mayor ángulo de incidencia, con la consecuente pérdida de precisión general.

- De forma inmediata, se puede descartar el *Sharklet* como opción válida, pues su rendimiento se muestra claramente inferior al diseño del ala no alterada. Esta situación se

podría deber en gran medida a un modelado impreciso de la geometría, pues los valores que presenta están muy alejados del resto de tipologías. Entre otros factores, también es posible que una geometría diseñada y patentada por una compañía no sea totalmente compatible con el perfil alar de otro fabricante distinto, aunque las simplificaciones asumidas en este ejercicio hacen difícil verificar que la fuente de error sea esta.

- El diseño de superficie dividida o *split-scimitar winglet*, muestra un gran parecido al rendimiento que proporciona el ala sin ser modificada ente 0 y 10° de incidencia. Sin embargo, a partir de esos 10°, este modelo decae en rendimiento.

- Para el caso de *wingtip fence*, se aprecia un rendimiento ligeramente mejorado del ala en su conjunto, de en torno al 1% entre 0-15°, lo cual lo convierte en una geometría válida para el propósito inicial.

- Finalmente, la tecnología *blended winglet* se muestra como la opción más sugerente, dado que ha tenido unos resultados significativos y muy positivos de cara a la eficiencia aerodinámica del ala. Para una configuración de 5°, una posición común en vuelo de gran altitud, se estaría optimizando el rendimiento del ala en un 2%, con todas las consecuencias positivas que ello conlleva.

A continuación, se muestra una comparación que ilustra las diferencias existentes entre el ala básica y la opción más prometedora, en términos de vorticidad en un plano ubicado 3 metros por detrás del último punto del ala.

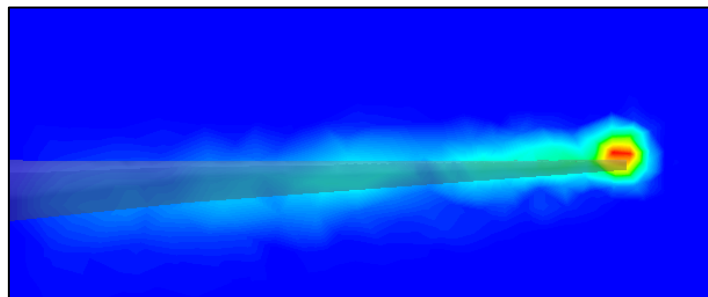


Figura 37. Vorticidad en ala básica

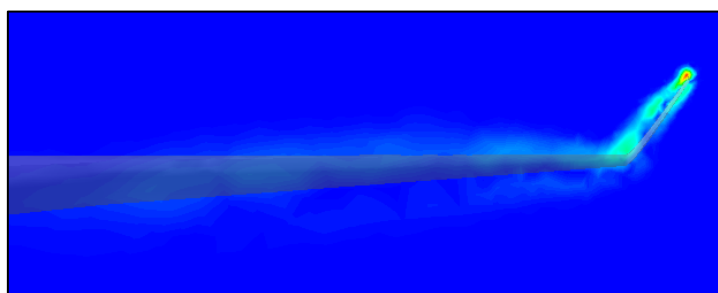


Figura 38. Vorticidad en ala con blended winglet

En estas figuras, el color rojo indica que en esa parte el fluido se acelera aumentando la velocidad y disminuyendo la presión. En la Figura 38 se aprecian con detalle una serie de ondas sinusoidales, fruto de la proyección lateral de las trayectorias helicoidales de las partículas fluidas. Al comparar ambas gráficas se observa que la curvatura de la punta alar en el borde de salida presenta una mejora en la intensidad de los vórtices. Esto se debe a que, al haber curvatura, cerca del borde de salida se produce un gradiente elevado de presiones, por lo que en la zona final se produce una mayor intensidad del vórtice.

Para un entendimiento más completo de los fenómenos que provocan estos resultados, ver Anexo III.

CAPÍTULO VI. CONCLUSIONES

A lo largo de este trabajo se han analizado, en primer lugar y con un programa de formación académica, las variables relevantes en aerodinámica como son los coeficientes de arrastre y sustentación, la eficiencia aerodinámica y las distribuciones de presión y velocidad sobre diferentes configuraciones geométricas: perfil plano, curvo, con y sin espesor, simétricos y asimétricos y de forma conjunta para profundizar en lo que representan estos parámetros y la influencia que cada detalle de esta geometría tiene sobre el conjunto evaluando todos los resultados para diferentes ángulos de ataque que toman valores entre 0° y 20° .

En segundo lugar, a la vista de las ecuaciones que gobiernan el flujo externo alrededor de perfiles alares y de los métodos numéricos existentes para resolverlas, se ha apostado por aprender el manejo del programa ANSYS-Fluent y de esta forma simular numéricamente el flujo alrededor de dispositivos de punta alar diferentes, variando el ángulo de ataque para acometer el objetivo propuesto en este TFG.

A la vista de los resultados numéricos, podemos concluir que el objetivo planteado en este trabajo, que es el estudio aerodinámico mediante simulación numérica de diferentes configuraciones de puntas de perfiles alares para establecer cuál de las geometrías estudiadas ofrece mejores perspectivas, ha sido satisfecho obteniendo que el modelo *blended winglet* mejora la eficiencia aerodinámica respecto a una punta alar clásica. De los cuatro dispositivos analizados en detalle, se consigue optimizar el rendimiento del ala en un 2% para un ángulo de ataque de 5° , que sería una posición de vuelo común a gran altitud, generando menos vorticidad, que no aumenta la resistencia frente a otras configuraciones y sí aumenta la sustentación.

Como objetivos secundarios y personales, se ha conseguido aprender el manejo de una herramienta de simulación numérica de uso profesional en el campo de la Mecánica de Fluidos, como es ANSYS-*Fluent*, partiendo desde una perspectiva como usuario sin experiencia. Así mismo, también se han asimilado nuevos conceptos de mecánica de fluidos y términos del campo de la aviación.

Se ha de poner en contexto la supuesta validez de los resultados obtenidos, ya que las simulaciones que se han llevado a cabo se encuentran con multitud de simplificaciones y posibles fuentes de error a lo largo de todo el proceso descrito.

- La fuente de error fundamental es, muy probablemente, procedente del modelado geométrico. Si bien las geometrías imitan correctamente modelos reales, en ningún caso se ha pretendido reproducir un modelo a través de sus planos de diseño.

CAPÍTULO VI. CONCLUSIONES

- Durante el tiempo de trabajo en ANSYS, se ha advertido como, el factor más influyente al margen de la geometría, es la calidad del mallado. La versión académica de ANSYS ha resultado ser el factor más limitante de este proyecto, dado que en pruebas de mallado muy refinado en regiones pequeñas, los resultados han sido excelentes. El mallado disponible de 512000 celdas resulta muy insuficiente para simular correctamente el flujo en un problema de estas características.
- Un usuario avanzado del software empleado podría considerar hipótesis y opciones de simulación más adecuadas, que proporcionen una solución más precisa.

Como aspectos de perfeccionamiento para futuros proyectos, con mayor tiempo disponible, presupuesto y requisitos más estrictos, se proponen las siguientes mejoras:

- Resultaría de especial interés acompañar las simulaciones numéricas de este trabajo, con una serie de ensayos experimentales en túnel de viento. De este modo, se podría realizar un análisis comparativo de ambas tecnologías, verificando la correlatividad de los resultados.
- La simulación mediante CFD podría incluir un análisis de sensibilidad geométrica, en los que se modifiquen parámetros relevantes como la angulación de los *winglets* las cuerdas máxima y mínima o la altura máxima que deben alcanzar.
- Aunque se haya concluido que el impacto del uso de este tipo de dispositivos es significativo en el ala, sería necesario estudiar un amplio rango de situaciones de vuelo para que las conclusiones se puedan extrapolar a un ciclo de vuelo convencional, con maniobras de despegue, aterrizaje y viraje.
- Más allá del análisis aerodinámico, el trabajo podría enfocarse de forma más extensiva en aspectos relacionados con el consumo de combustible de la aeronave con los nuevos dispositivos, las necesidades de refuerzo estructural del ala para soportarlos, o incluso el impacto en la acústica general de la aeronave.

BIBLIOGRAFÍA

- [1] *IATA Technology Roadmap*, International Air Transport Aviation, 2019
- [2] *Environmental impact of the aviation industry worldwide - statistics & facts*, Statista. E. Mazareanu, Jan 25, 2021
- [3] *Aerodynamics for Engineering Students*, E.L.Houghton - P.W.Carpenter, 2003
- [4] *Fundamentals of Theory-Aerodynamics of an Airfoil and a Wing*, N.F.Krasnov, 1985
- [5] *Fluid dynamics. Theory, computation and numerical simulation*, C.Pozrikidis, 2009
- [6] *Boundary-Layer Theory*, Hermann Schlichting 2017
- [7] *Fundamentals of Aerodynamics*, John D.Anderson, Jr., 1991
- [8] *Introduction to flight*, John D.Anderson, Jr., 1989
- [9] *Thirty years of development and application of CFD at Boeing Commercial Airplanes*, Seattle, USA, Comput Fluids, F.T.Jhonson, E.T.Tinoco, N.J Yu, Dec 2005
- [10] *An industrial view on numerical simulation for aircraft aerodynamics design*, A.Abbas-Bayoumi, K.Becker, 2011
- [11] *On the role and challenges of CFD in the aerospace industry*, The Aeronautical Journal, Jan 2016
- [12] *NASA's Guide to Aerodynamics*, NASA Glenn Research Center, 2021
- [13] <https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/eulereqs.html>
- [14] <https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/foil3.html>
- [15] Kadellardervative work: DavoO, CC BY-SA 3.0 via Wikimedia Commons
- [16] MikeRun, CC BY-SA 4.0 via Wikimedia Commons
- [17] *737NG*, Boeing Commercial Airplanes Gallery
- [18] *737 Airplane Characteristics for Airpot Planning*, Boeing Commercial Airplanes, Sept. 2020
- [19] <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=b737b-il>
- [20] <http://www.aerospaceweb.org/>
- [21] http://www.boeing.com/commercial/aeromagazine/aero_17/winglet_story.html
- [22] [https://www.skybrary.aero/index.php/Mean_Aerodynamic_Chord_\(MAC\)](https://www.skybrary.aero/index.php/Mean_Aerodynamic_Chord_(MAC))
- [23] Bene Riobó, CC BY-SA 4.0, via Wikimedia Commons
- [24] <https://www.shutterstock.com/es/>
- [25] *ANSYS Fluent User's Guide*, ANSYS Engineering Simulation Software, 2020
- [26] *Global air traffic – Scheduled passengers 2004-2021* E. Mazareanu May 11,2021

ANEXOS.

ANEXO I. Simulación y resultados numéricos sobre diferentes geometrías usando FoilSim

1. Placa plana.

En este primer caso, se simula una placa plana de grosor despreciable, sumergida en la corriente de aire según las condiciones descritas anteriormente. Se realiza un barrido del ángulo de ataque de la placa desde 0 hasta 20 grados, con saltos de 1 grado. No se examinan ángulos de ataque negativos debido a la simetría del problema, y porque no son relevantes en aviación.

Se presentan a continuación, de forma gráfica, los resultados numéricos obtenidos de la simulación. En la Figura 40 se muestra la variación del coeficiente de sustentación (en azul) y resistencia (en naranja) respecto al ángulo de ataque. El coeficiente de resistencia aumenta conforme el ángulo de ataque va aumentando, pero es en el coeficiente de sustentación en el que este aumento es más relevante hasta alcanzar los 15 grados de inclinación, en el que el coeficiente comienza a descender indicando que el perfil entra en pérdida.

En la Figura 41 se representa la eficiencia aerodinámica de esta geometría, como el cociente entre el coeficiente de sustentación y el de arrastre conforme el ángulo de ataque aumenta, pudiendo observarse que la eficiencia máxima se obtendría para un ángulo de 3° , que sería la condición óptima de despegue.

Por otro lado, en la Figura 42 se muestra la distribución de presiones a lo largo del perfil, en el extradós (en azul) y en el intradós (en naranja) respecto a la presión atmosférica (en verde) sobre la cuerda. Se comprueba que la presión máxima y mayor que la atmosférica se obtiene en el intradós que permite la sustentación; mientras que la presión es menor en el extradós, alcanzándose valores cercanos a la presión atmosférica hacia el final del perfil. Por último, en la Figura 43 se muestra también la distribución de velocidades a lo largo de la cuerda viendo el comportamiento inverso de esta variable respecto a la variable presión.

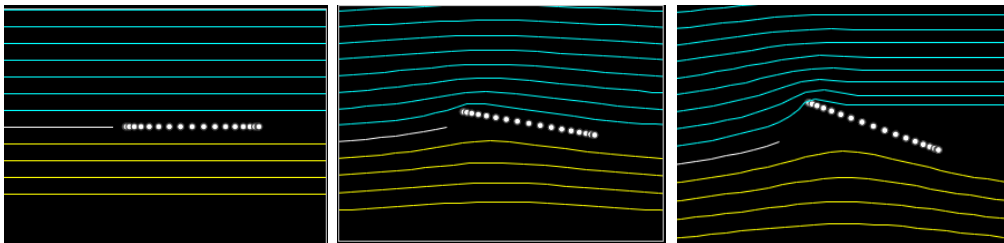


Figura 39. Líneas de corriente para placa plana a 0° , 10° y 20°

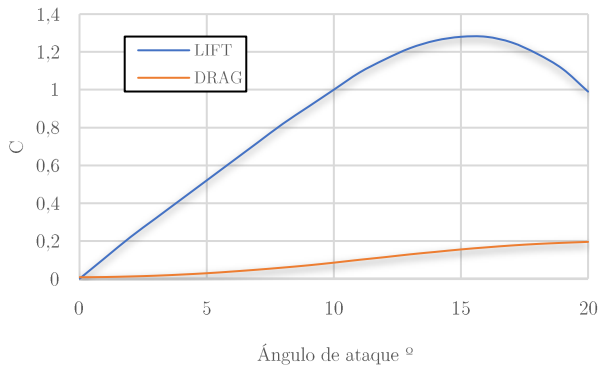


Figura 40. Coeficientes de arrastre y sustentación en placa plana

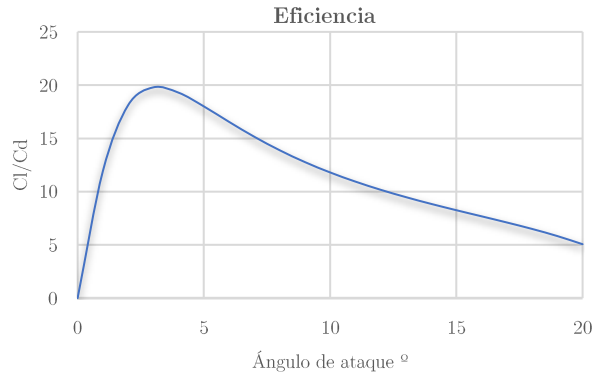


Figura 41. Eficiencia aerodinámica en placa plana

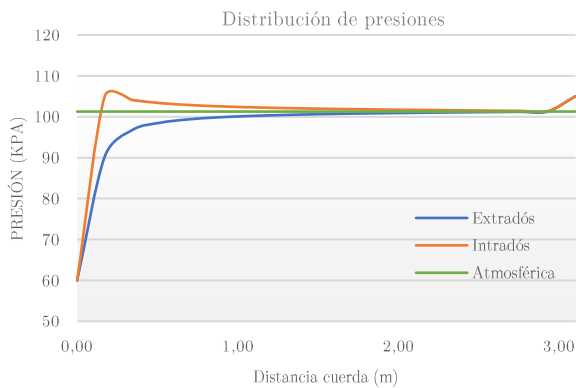


Figura 42. Distribución de presiones en placa plana

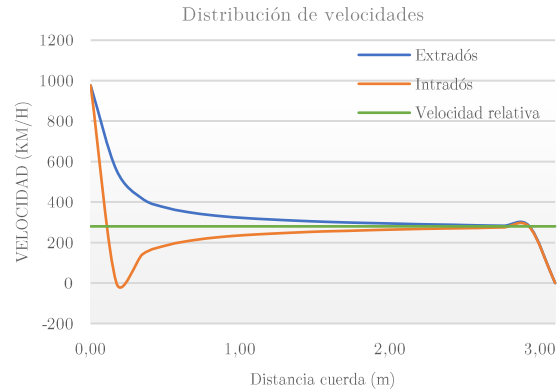


Figura 43. Distribución de velocidades en placa plana

2. Placa curva.

A continuación, se simula una placa de espesor despreciable, pero en esta ocasión, con una curvatura determinada con un cámbel de valor 5% de la cuerda. En esta ocasión se evalúan ángulos de incidencia negativos, dada la asimetría del perfil. En las líneas de corriente que se muestran en la Figura 44 se observa el desprendimiento de la capa límite y como estas se juntan o separan indicando velocidades más altas o más bajas.

Al igual que en el caso anterior, en las Figuras 45 y 46 se muestran los coeficientes de sustentación (azul), resistencia (naranja) y eficiencia respectivamente, para este perfil alar. La diferencia con el anterior es clara ya que la curvatura provoca que el coeficiente de sustentación aumente de valor, el de resistencia cambia su forma conforme el ángulo de ataque es mayor y la eficiencia aumenta el doble para un ángulo de ataque cercano a 0 grados.

En las figuras 47 y 48 se muestran también la distribución de presión (izquierda) y velocidad (derecha) a lo largo de la cuerda. En este caso vemos que las curvas se separan más debido a la curvatura del perfil.

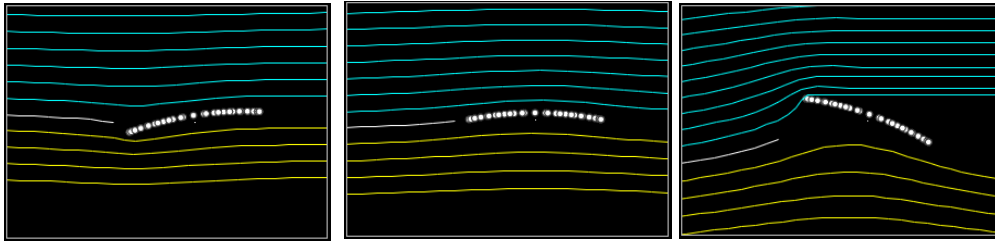


Figura 44. Líneas de corriente en placa curva a -9° , 0° y 20°

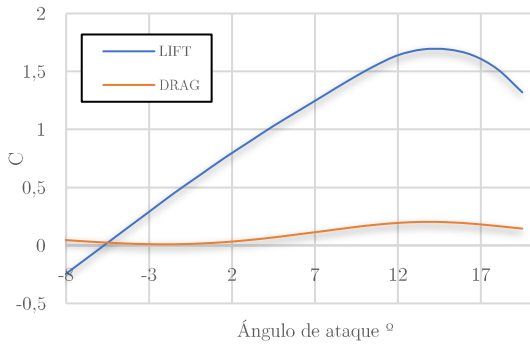


Figura 45. Coeficientes de arrastre y sustentación en placa curva

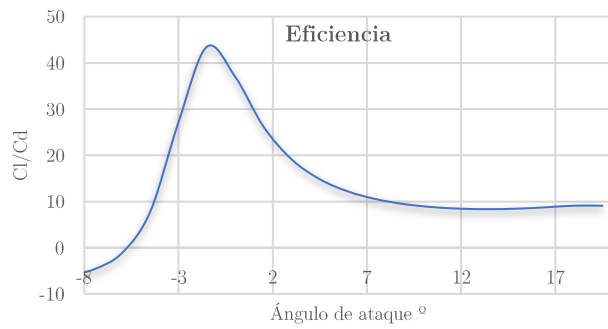


Figura 46. Eficiencia aerodinámica de placa curva

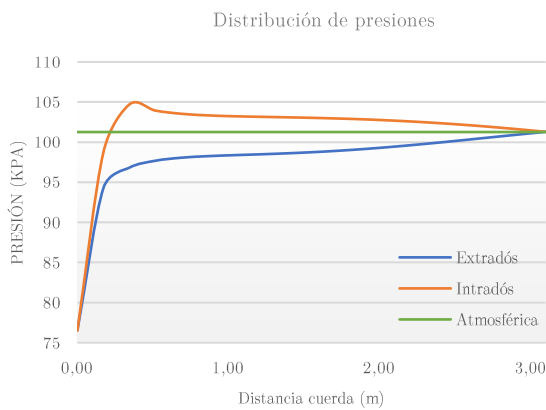


Figura 47. Distribución de presiones en placa curva

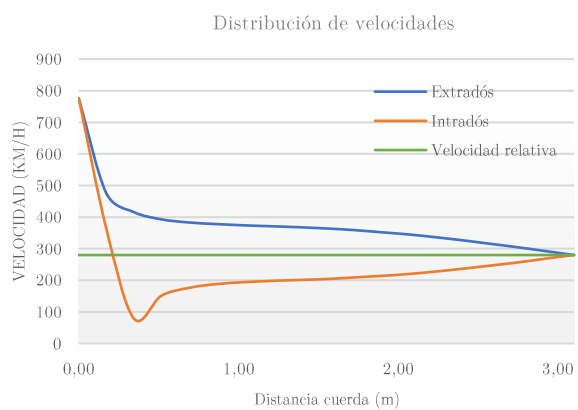


Figura 48. Distribución de velocidades en placa curva

3. Perfil elíptico.

El siguiente paso es considerar geometrías con un determinado espesor, no despreciable. Para ello se trabaja con un perfil elíptico cuyo espesor máximo es del 12.5 % de la longitud de la cuerda. Así como en el caso anterior se ha analizado el efecto de la curvatura sobre los coeficientes de sustentación y resistencia y las distribuciones de presión y velocidad; con este ejemplo se pretende analizar el efecto del espesor sobre las mismas variables.

Tal y como venimos mostrando en los ejemplos anteriores, en primer lugar, se muestran los coeficientes de sustentación (azul), arrastre (naranja) en la figura de la izquierda y eficiencia a la derecha. Se puede observar que son muy parecidos a los de la placa plana presentada en primer lugar, lo cual nos induce a pensar que el espesor no cambia estos parámetros, sino que es la curvatura en sí el factor clave para que los parámetros varíen.

Sin embargo, sí que se aprecia una diferencia sustancial en la distribución de presión (izquierda) y en la de velocidad (derecha) mostrando diferencias de comportamiento sustanciales.

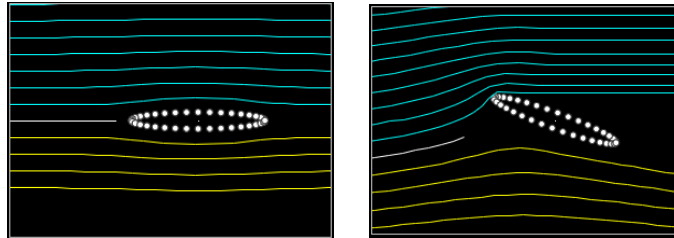


Figura 49. Líneas de corriente en perfil elíptico a 0° y 20°

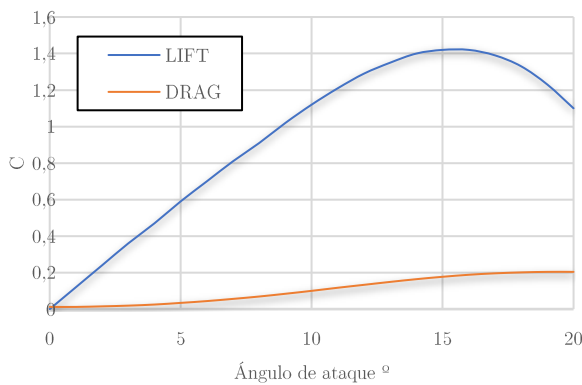


Figura 50. Coeficientes de arrastre y sustentación en perfil elíptico

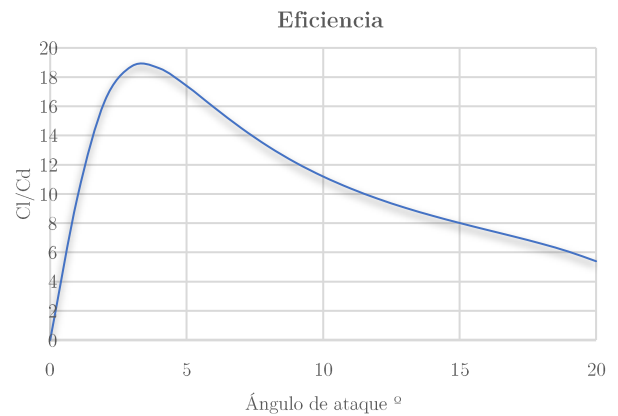


Figura 51. Eficiencia aerodinámica del perfil elíptico

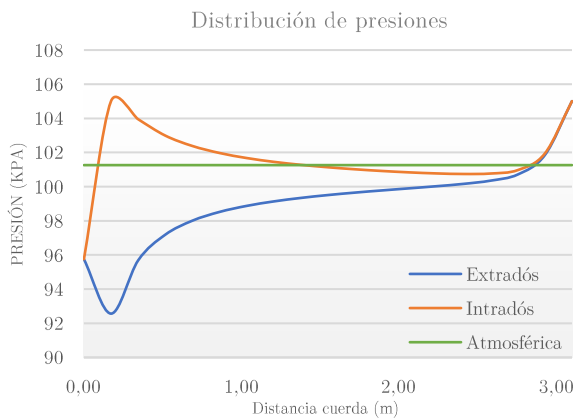


Figura 52. Distribución de presiones en perfil elíptico

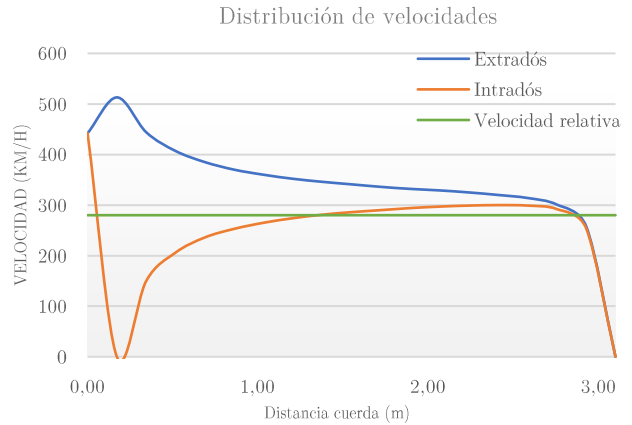


Figura 53. Distribución de velocidades en perfil elíptico

4. Perfil alar simple.

Esta simulación consiste en una versión de un perfil alar simétrico que combina dos de las características analizadas por separado en los apartados anteriores: perfil con curvatura y espesor. Las líneas de corriente mostradas en la Figura 54 representan lo habitual en estos casos y son similares a las mostradas en los casos anteriores.

Respecto a los coeficientes de sustentación y resistencia y eficiencia (Figuras 55 y 56) los resultados de la simulación son similares a los casos 1 y 3 (perfil plano y perfil con espesor), lo cual nos induce a pensar que la simetría del perfil produce el mismo efecto que el espesor sobre una placa plana también simétrica.

Sin embargo, los perfiles de presión y de velocidad mostrados en las Figuras 57 y 58 alrededor del perfil nos muestran una gran diferencia en cuanto a comportamiento y valores respecto a los casos simulados anteriormente.

Se observa como el desprendimiento de la capa límite provoca hacia el final del perfil unos gradientes altos de presión y un cambio brusco de la velocidad generando zonas de velocidad nula o puntos de remanso con presión máxima cercana a valores al inicio del perfil.

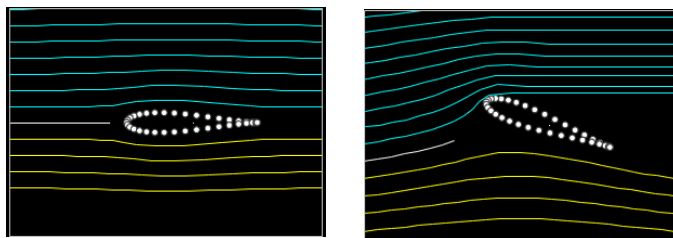


Figura 54. Líneas de corriente en perfil alar simple a 0° y 20°

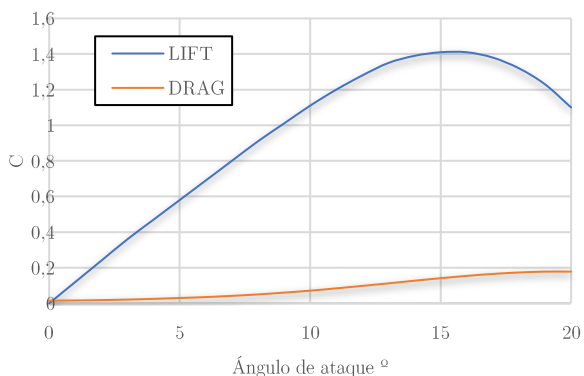


Figura 55. Coeficientes de arrastre y sustentación en perfil alar simple

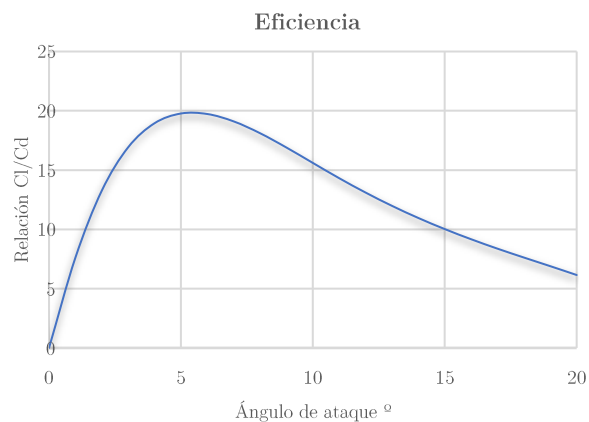


Figura 56. Eficiencia aerodinámica en perfil alar simple

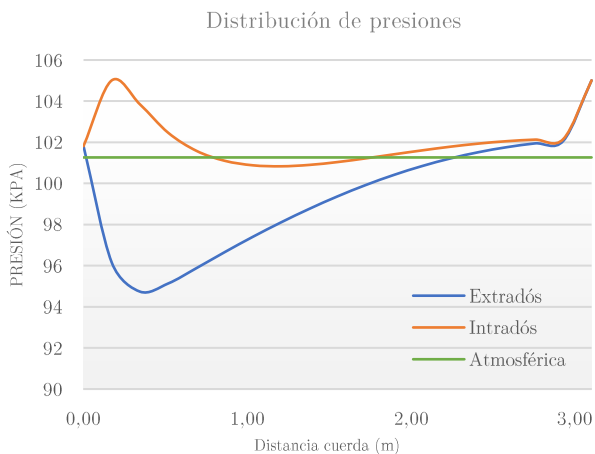


Figura 57. Distribución de presiones en perfil alar simple

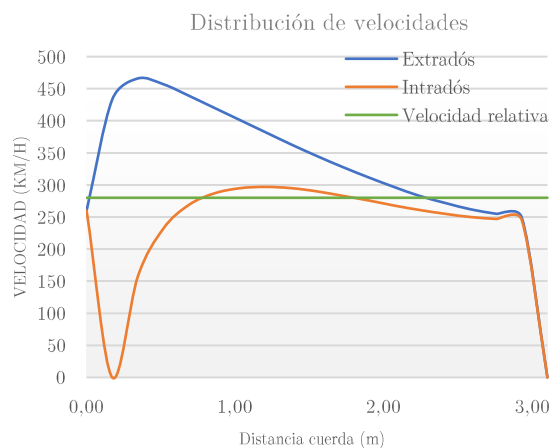


Figura 58. Distribución de velocidades en perfil alar simple

5. Perfil alar con cámbel.

Finalmente, en el último caso analizado, se incorporan todos los conceptos que regulan la geometría de un perfil alar, para generar un perfil alar con cámbel elevado (15% c.) asimétrico y con espesor.

En las Figuras 60 y 61 podemos observar cómo se reproduce el patrón seguido por los coeficientes de sustentación (azul) y resistencia (naranja) del perfil curvo en cuanto a comportamiento, alcanzado unos valores más altos que en el caso anterior. En cuanto a la eficiencia se produce el menor valor de todos los casos analizados hasta el momento y además para un ángulo de ataque negativo; siendo este valor muy bajo para ángulos de ataque positivos en situación de despegue.

Los perfiles de presión y velocidad también se alejan mucho de los obtenidos en las simulaciones anteriores, produciéndose en el primer tramo de la cuerda valores de presión por debajo de la presión atmosférica en el intradós.

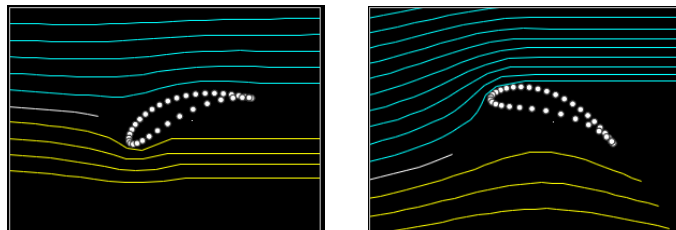


Figura 59. Líneas de corriente en perfil alar con cámbel a -20° y 20°

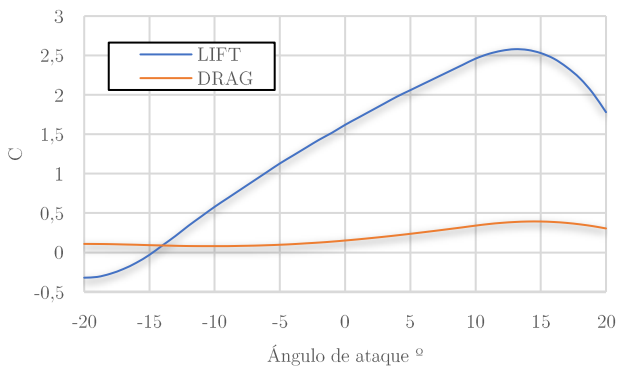


Figura 60. Eficiencia aerodinámica en perfil alar con cámbel

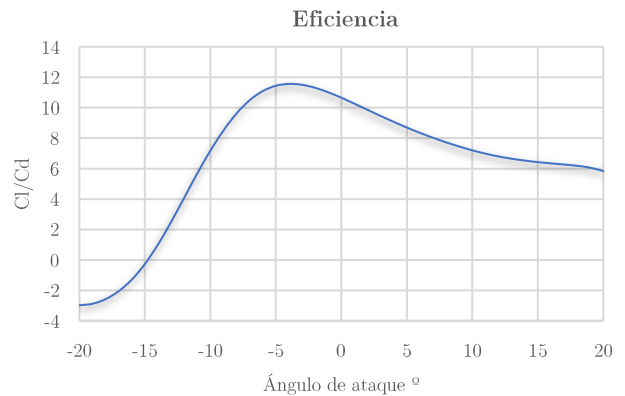


Figura 61. Coeficientes de sustentación y arrastre en perfil alar con cámbel

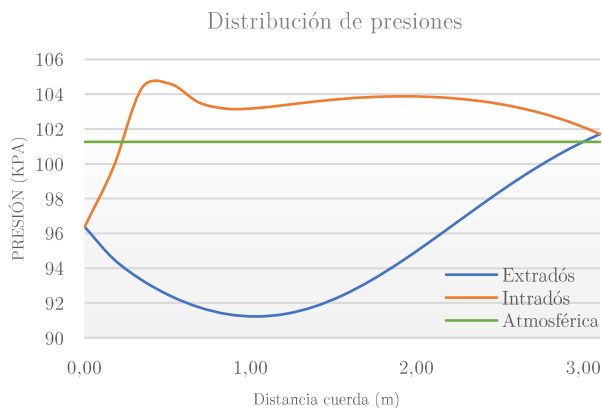


Figura 62. Distribución de presiones en perfil alar con cámbel

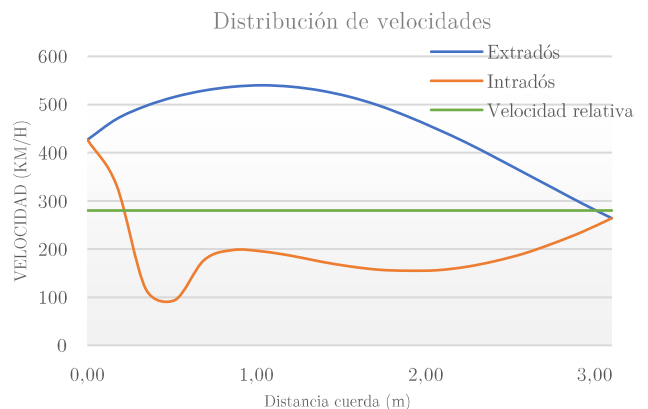


Figura 63. Distribución de velocidades en perfil alar con cámbel

6. Comparación conjunta de los resultados obtenidos con el programa FoilSim.

A continuación, en las Figuras 64, 65 y 66 se muestra la comparación de todos los resultados obtenidos con todas las opciones analizadas de forma de perfil alar con el programa Foilsim para el coeficiente de sustentación y arrastre y la eficiencia aerodinámica variando el ángulo de ataque, respectivamente.

A la vista de estos resultados podemos concluir que el perfil alar con cámbel, espesor, curvatura y asimétrico es el que obtiene peor rendimiento aerodinámico; y aunque pudiera parecer que la placa curva tiene el mejor parámetro de eficiencia (42 frente al resto que obtiene 20) este valor se produce para ángulos de ataque negativos que no favorecen el despegue. Por todo ello, podemos indicar que son los perfiles plano, elíptico y alar los que muestran el mejor comportamiento y; en particular, como era de esperar, es el perfil alar el que muestra los valores más adecuados. De esta forma hemos alcanzado un mejor conocimiento del significado de todos los parámetros geométricos y físicos implicados en la simulación y su relevancia en la eficiencia aerodinámica; y por tanto, podríamos decir que ya nos podemos enfrentar a la simulación de casos más complejos con programas más profesionales sabiendo lo que podemos esperar.

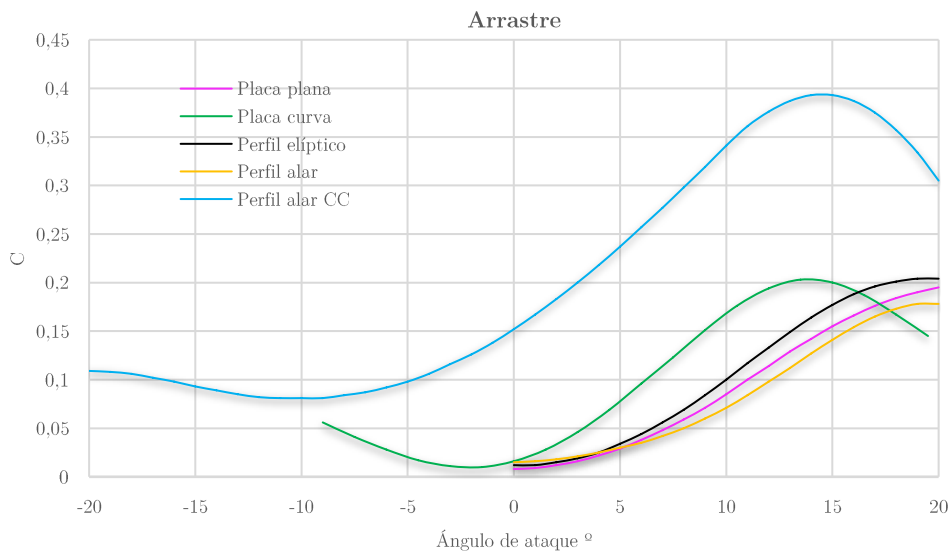


Figura 64. Comparación del arrastre en todos los perfiles simulados con FoilSim

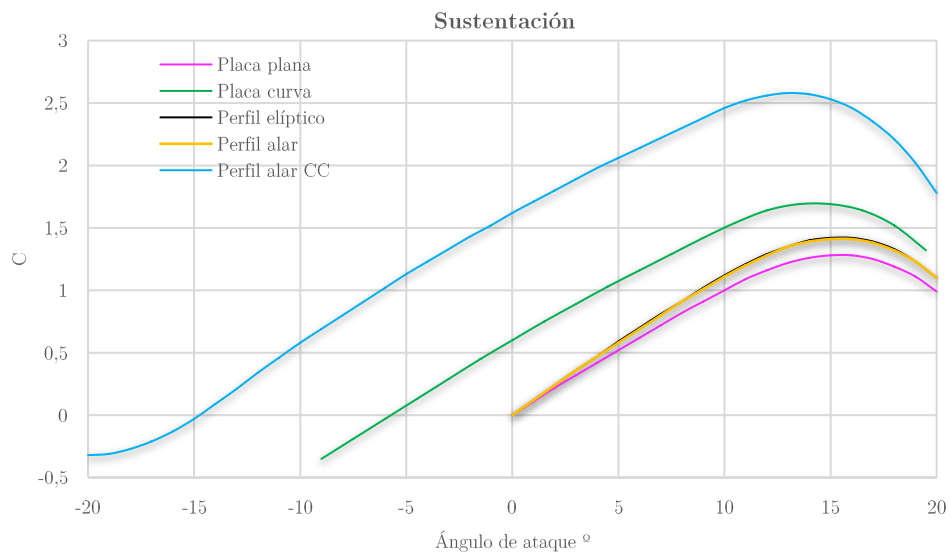


Figura 65. Comparación de la sustentación en todos los perfiles simulados con FoilSim

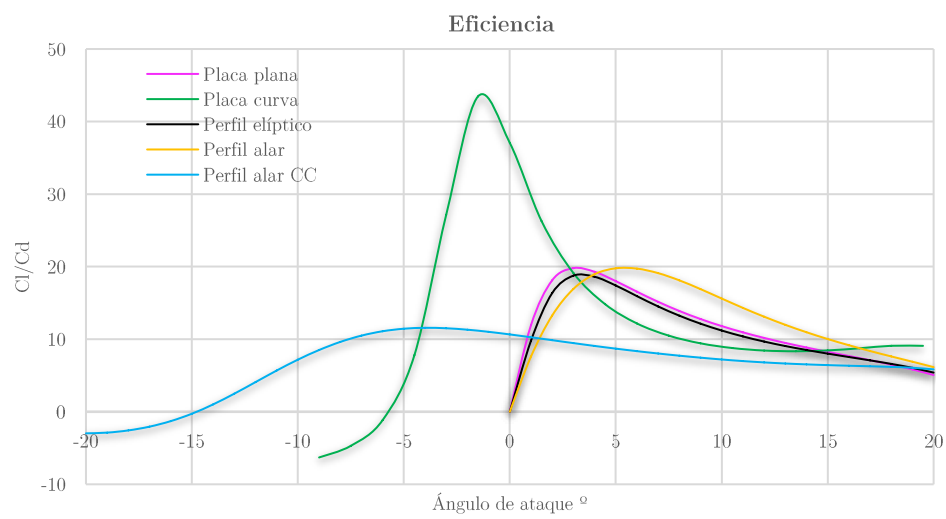


Figura 66. Comparación de la eficiencia aerodinámica en todos los perfiles simulados con FoilSim

ANEXO II. Geometría de los dispositivos de punta alar utilizados en las simulaciones.

En este anexo se van a mostrar las diferentes geometrías usadas como dispositivos de punta alar cuya simulación numérica se quiere analizar para conocer cuál presenta mejor eficiencia aerodinámica.

En las Figuras 67, 69, 71 y 73 se representan los bocetos de construcción simplificados de todos los dispositivos, con cotas en metros y grados. Se representa en todas ellas, a la izquierda, la vista lateral del cuerpo, y a la derecha, la vista frontal. Seguidamente, en las Figuras 68, 70, 72 y 74 se representa en perspectiva isométrica, una visión renderizada del dispositivo en cuestión

1.1. *Blended winglets* (Ala recta).

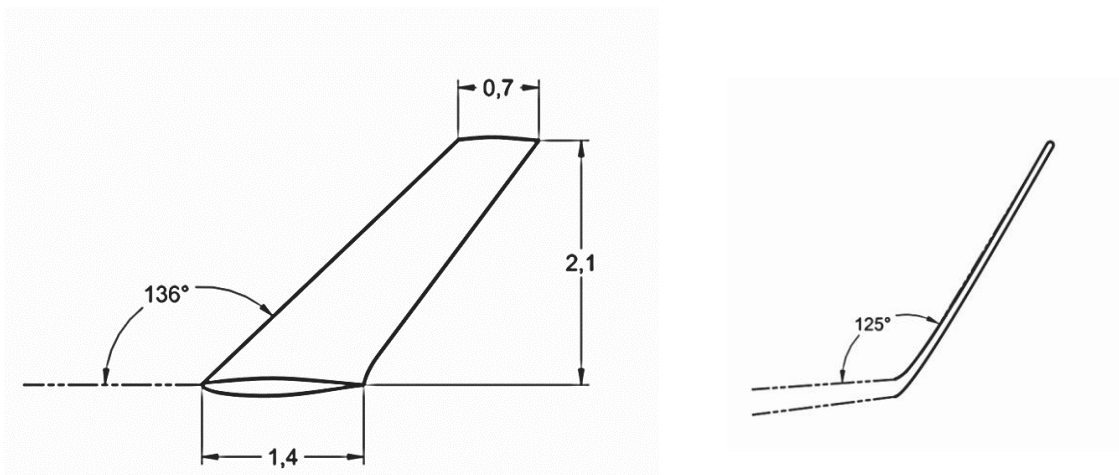


Figura 67. Boceto blended winglet con dimensiones en metros. Vista lateral (izda.) y vista frontal (dcha.)

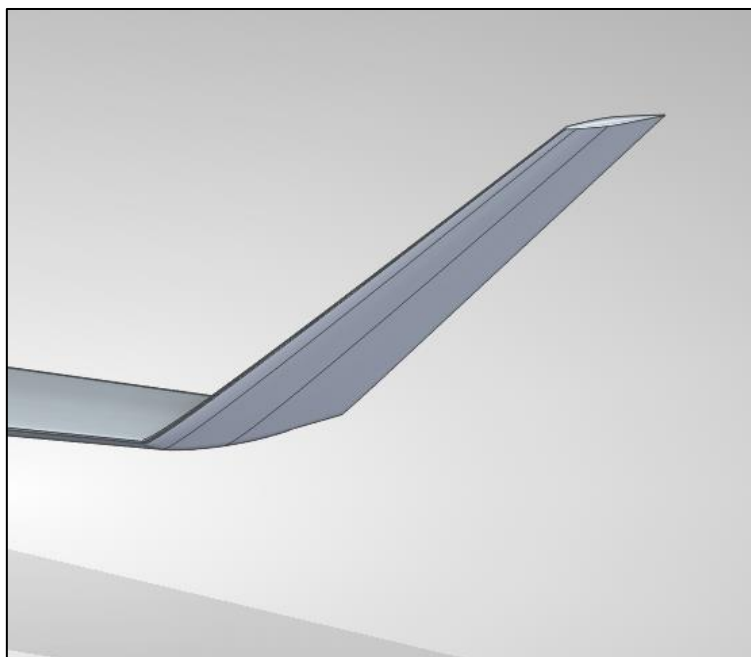


Figura 68. Vista isométrica del blended winglet

1.2. Sharklet (Ala curva).

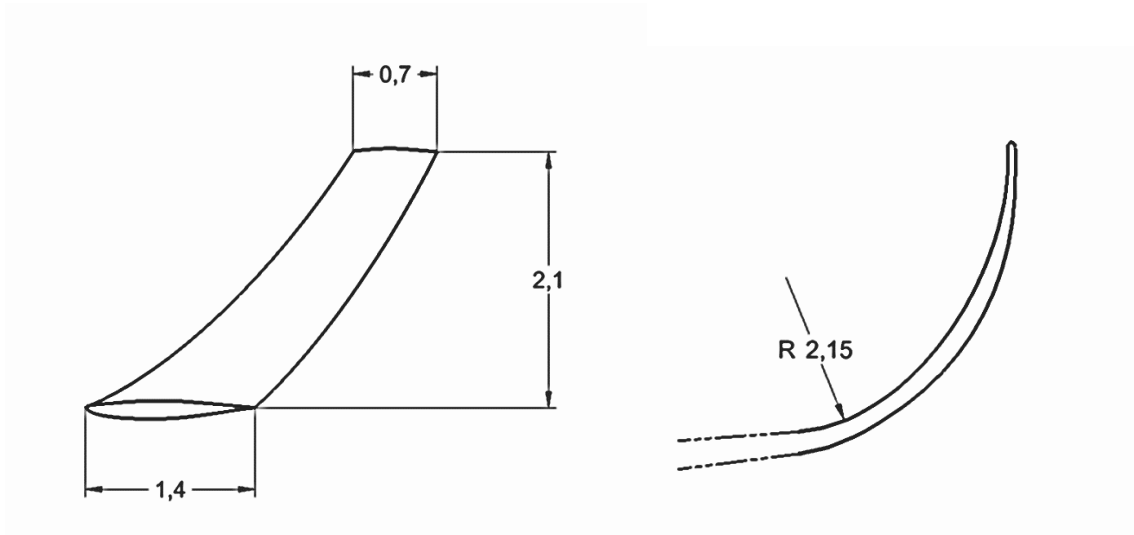


Figura 69. Boceto sharklet con dimensiones en metros. Vista lateral (izda.) y vista frontal (dcha.)

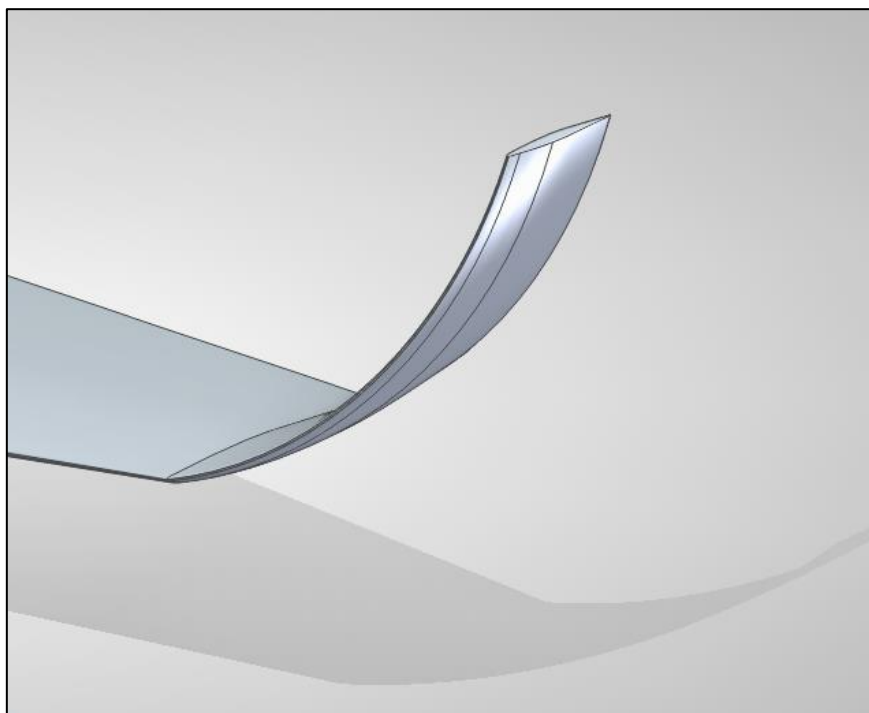


Figura 70. Vista isométrica del sharklet

1.3. *Split-Scimitar Winglet* (Ala recta dividida).

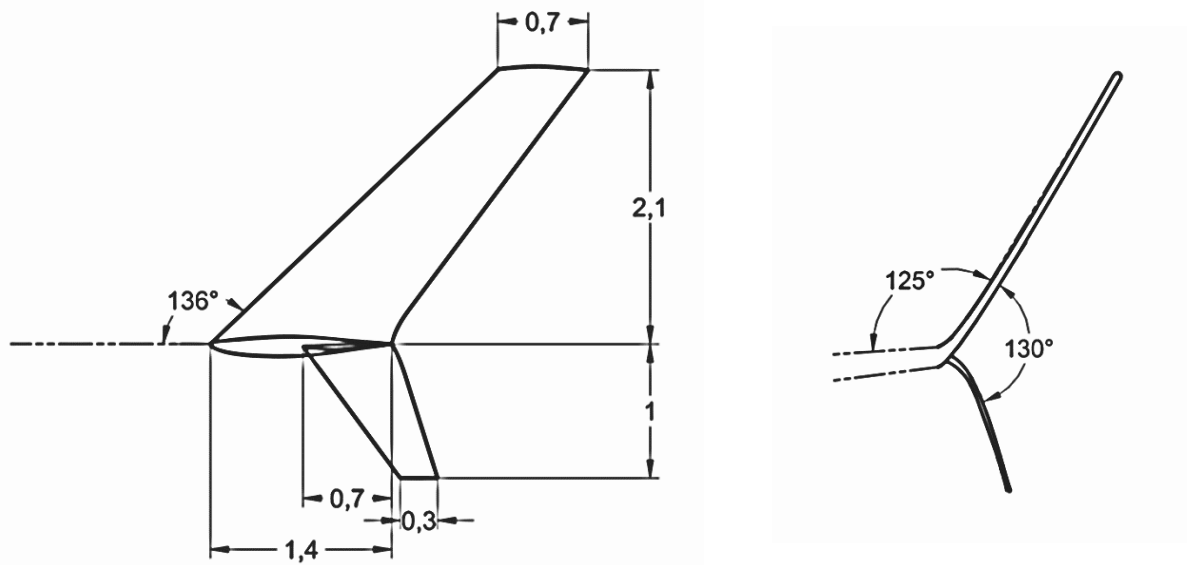


Figura 71. Boceto *Split-scimitar winglet* con dimensiones en metros. Vista lateral (izda.) y vista frontal (dcha.)

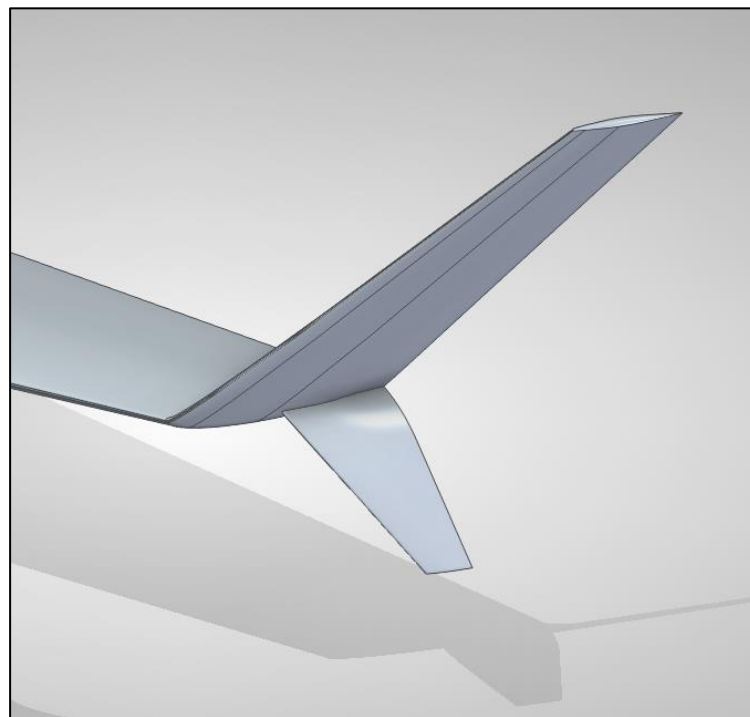


Figura 72. Vista isométrica del *split-scimitar winglet*

1.4. *Wingtip fence* (Ala delta).

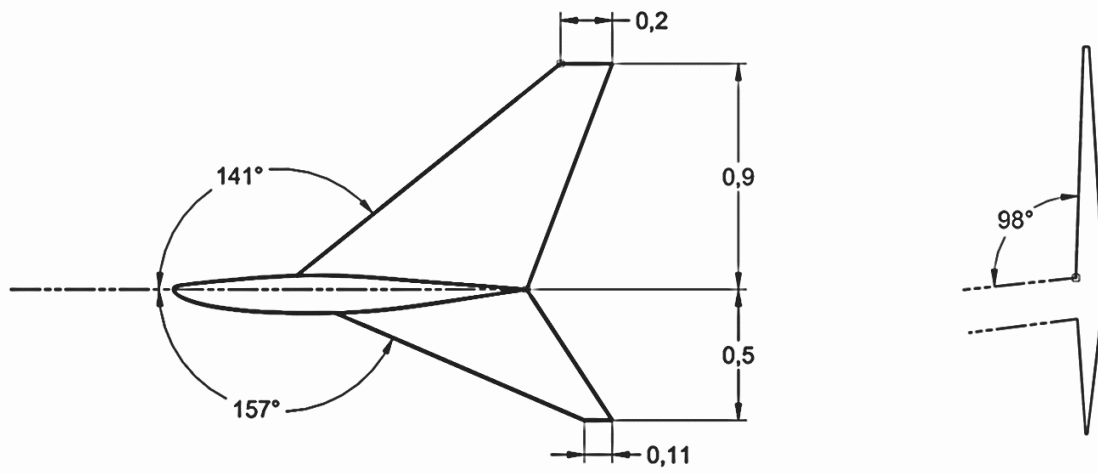


Figura 73. Boceto blended winglet con dimensiones en metros. Vista lateral (izda.) y vista frontal (dcha.)

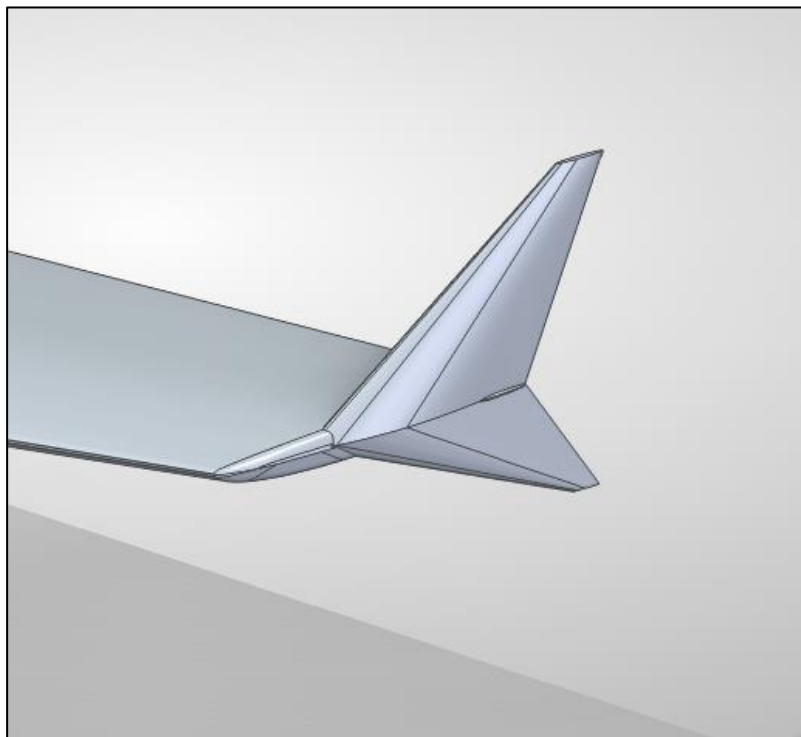


Figura 74. Vista isométrica del wingtip fence

ANEXO III. Resultados numéricos de la simulación de dispositivos de punta alar realizada con ANSYS

1. Calibración ANSYS-FoilSim.

Con objeto de entender de forma preliminar el funcionamiento de ANSYS y la validez de los resultados, se realiza la simulación de un caso bidimensional basado en el problema descrito anteriormente el FoilSim, con condiciones de vuelo idénticas, y se comparan los resultados entre ambos.

Para trasladar el problema de forma precisa desde FoilSim a ANSYS, se exporta la silueta del perfil como una nube de puntos y a partir de ello se sigue el flujo de procesos descrito en el capítulo V.

En la figura 75 se muestra el mallado bidimensional generado con ANSYS sobre la geometría de perfil alar simple que proporciona FoilSim, así como el volumen de contorno en el que se ha decidido introducir el perfil alar. En la figura 76 se representa en detalle el mallado en las regiones próximas al perfil, muy refinado en las zonas de interés donde se estima la ubicación de los puntos de estancamiento y salida.

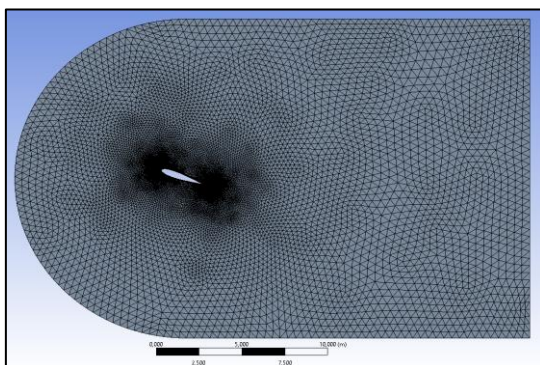


Figura 75. Mallado 2D del perfil alar simple a 10°

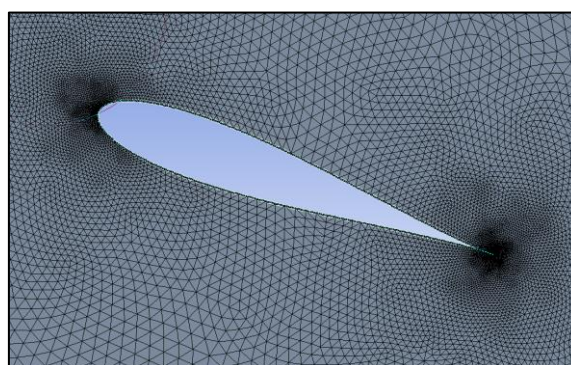


Figura 76. Detalle de mallado

A continuación, se representan las distribuciones de presiones y velocidades del perfil propuesto a 10° , las cuales han de presentar características similares a las que proporciona FoilSim. En la figura 77, con tonalidades más oscuras se aprecia un campo de presiones mayor en intradós. En la figura 78, en azul, vemos las regiones de menor velocidad

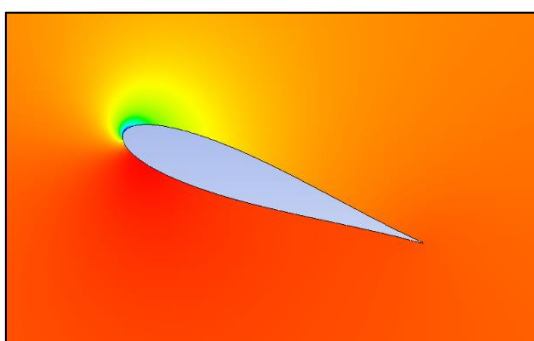


Figura 77. Distribución de presiones de perfil alar

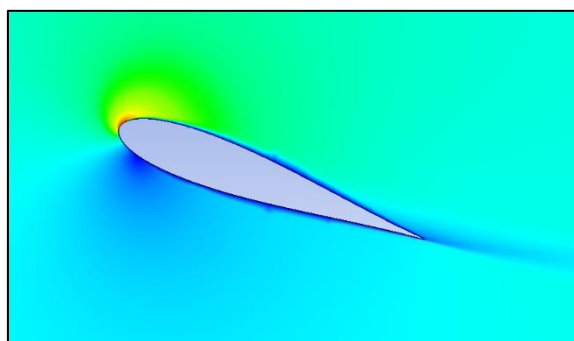


Figura 78. Distribución de velocidades de perfil alar

Aunque la distribución de las variables que rigen el problema es la esperada, conviene contrastar también la evolución de los coeficientes de arrastre y sustentación entre sendos programas. En las Figuras 79 y 80 se representan la resistencia y la sustentación, respectivamente. Si bien los valores son algo diferentes, es importante observar que la tendencia de los resultados numéricos obtenidos con ambos programas es similar.

Ya es conocido que FoilSim aporta resultados experimentales y no son del todo precisos y sin embargo ambos programas coinciden en un punto de entrada en pérdida de entre $15/16^\circ$ y evolución similar del arrastre.

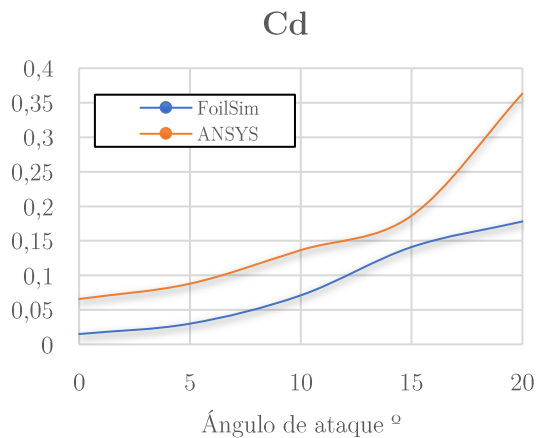


Figura 79. Coeficiente de arrastre perfil alar FoilSim vs ANSYS

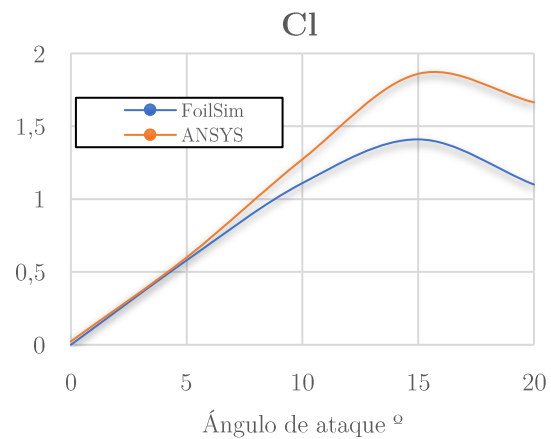


Figura 80. Coeficiente de sustentación perfil alar FoilSim vs ANSYS

Visto todo lo anterior, se puede determinar que la configuración y uso de ANSYS establecida para llegar a estos resultados es adecuada y, por lo tanto, se puede proceder a analizar el flujo tridimensional en torno al ala con sus correspondientes dispositivos de punta alar.

A continuación, se representan las distribuciones de velocidades y presiones en el extremo final del ala, para el caso del ala estándar y para cada uno de los dispositivos de punta alar simulados

2. Ala estándar.

En la figura 81 se representa la distribución de presiones manométricas, en Pascales, sobre el perfil de fueraborda. Se visualiza el efecto obvio de la presión para generar sustentación con un gradiente de entre -16.1 kPa y 2.7 kPa. Esta distribución es correlativa con la de velocidades, mostrada en la figura 82 en m/s, en la que además se visualiza el efecto de difusión en la retaguardia del ala. En ambas se puede observar como, aquellos puntos más alejados del perfil alar se colorean según las condiciones de presión atmosférica y $V_{rel}=243$ m/s.

En la Figura 83 se representa el efecto de la helicidad $[m/s^2]$ que se da en el plano 1 metro posterior al ala. El indicador de intensidad de los vórtices de punta alar facilita ver como el ala sin un dispositivo que los controle, genera vórtices de gran intensidad.

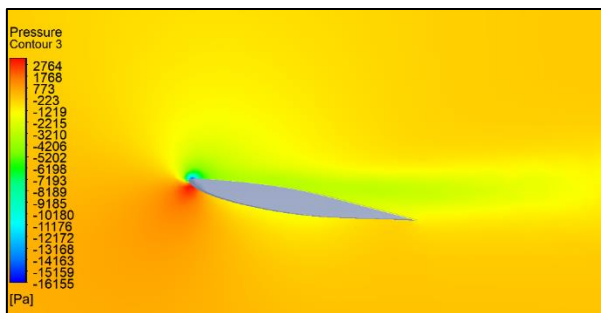


Figura 81. Distribución de presiones en el perfil de fueraborda del ala estándar

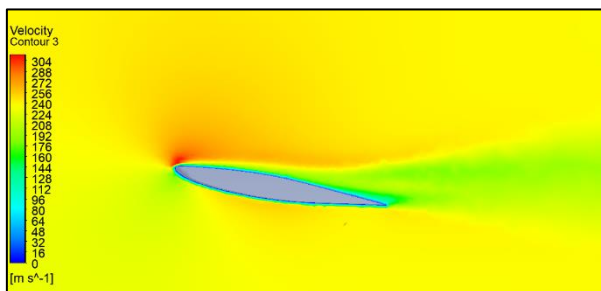


Figura 82. Distribución de velocidades en el perfil de fueraborda del ala estándar

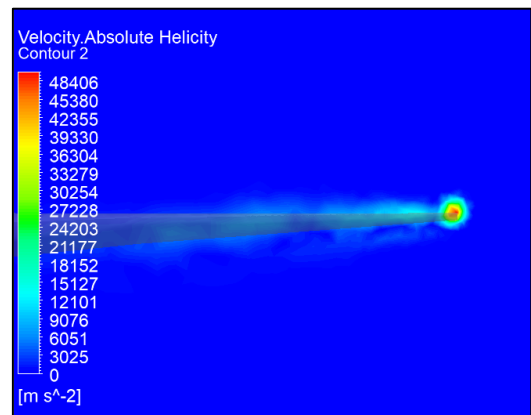


Figura 83. Helicidad en el ala estándar

3. Blended winglet.

En la figura 84 se representa la distribución de presiones manométricas, en Pascales, sobre el perfil de fueraborda, en el punto de nacimiento del *winglet*. Se visualiza el efecto obvio de la presión para generar sustentación con un gradiente de entre -11.9 kPa y 3 kPa. Esta distribución es correlativa con la de velocidades, mostrada en la figura 85 en m/s, en la que además se visualiza el efecto del desprendimiento de capa límite. Para esta sección en concreto se está dando un efecto de arrastre por interferencia derivado de las corrientes del *winglet*, representado por la zona sombreada. En ambas figuras se puede observar como, aquellos puntos más alejados del perfil alar se colorean según las condiciones de presión atmosférica y $V_{rel}=243$ m/s.

En la Figura 86 se representa el efecto de la helicidad [m/s²] que se da en el plano 1 metro posterior al ala. El indicador de intensidad de los vórtices de punta alar facilita ver como el ala, en esta ocasión, presenta un vórtice que se ha desplazado claramente al extremo superior del dispositivo, y ahora es de dimensiones mucho más reducidas y algo inferior en intensidad. El resto de zonas marcadas con helicidad están derivadas del efecto de interferencia previamente mencionado.

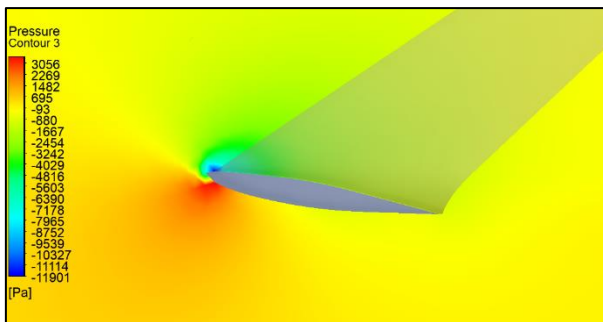


Figura 84. Distribución de presiones en el perfil de fueraborda del ala con blended winglet

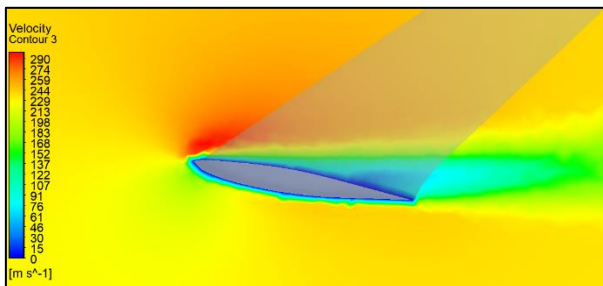


Figura 85. Distribución de velocidades en el perfil de fueraborda del ala con blended winglet

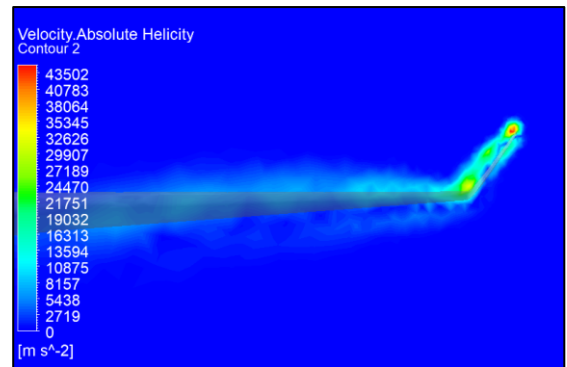


Figura 86. Helicidad en el ala con blended winglet

4. Sharklet.

En la figura 87 se representa la distribución de presiones manométricas, en Pascales, sobre el perfil de fueraborda, en el punto de nacimiento del *winglet*. Se visualiza el efecto obvio de la presión para generar sustentación con un gradiente de entre -19 kPa y 4.5 kPa. Esta distribución es correlativa con la de velocidades, mostrada en la figura 88 en m/s, en la que además se visualiza el efecto del desprendimiento de capa límite. Para esta sección en concreto se está dando un efecto de arrastre por interferencia derivado de las corrientes del *winglet*, representado por la zona sombreada. En ambas figuras se puede observar como, aquellos puntos más alejados del perfil alar se colorean según las condiciones de presión atmosférica y $V_{rel}=243$ m/s.

En la Figura 89 se representa el efecto de la helicidad [m/s²] que se da en el plano 1 metro posterior al ala. El indicador de intensidad de los vórtices de punta alar facilita ver como el ala, en esta ocasión, presenta un vórtice que se ha desplazado claramente al extremo superior del dispositivo, y al igual que en el *blended winglet*, es de dimensiones mucho más reducidas y algo inferior en intensidad. Sin embargo, a diferencia del dispositivo anterior, el efecto de la interferencia ahora es masivo y la turbulencia en el ala no se ha corregido apropiadamente. Esta es una posible fuente que justifique los malos resultados que se han visto en este dispositivo en cuanto a la eficiencia aerodinámica.

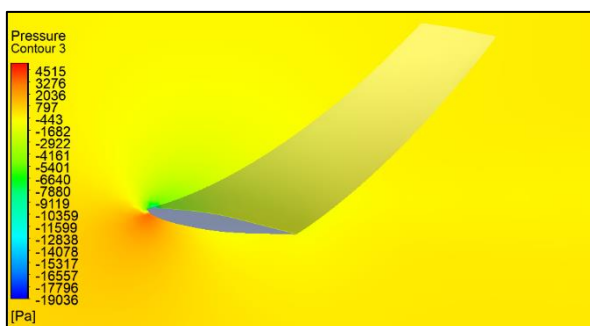


Figura 87. Distribución de presiones en el perfil de fueraborda del ala con sharklet

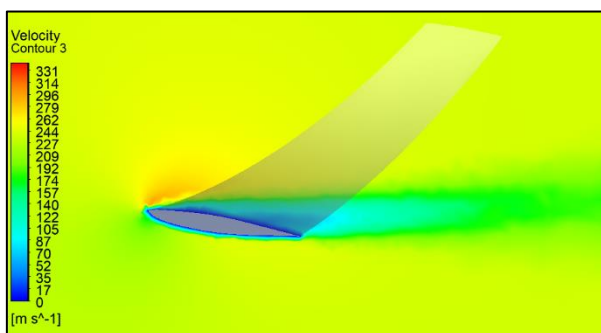


Figura 88. Distribución de velocidades en el perfil de fueraborda del ala con sharklet

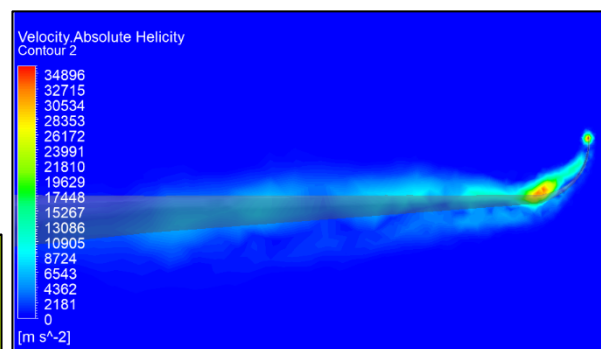


Figura 89. Helicidad en el ala con sharklet

5. Split-scimitar winglet.

En la figura 90 se representa la distribución de presiones manométricas, en Pascales, sobre el perfil de fueraborda, en el punto de nacimiento del winglet. Se visualiza el efecto obvio de la presión para generar sustentación con un gradiente de entre -19.3 kPa y 4.6 kPa. Esta distribución es correlativa con la de velocidades, mostrada en la figura 91 en m/s, en la que además se visualiza el efecto del desprendimiento de capa límite. Para esta sección en concreto se está dando un efecto de arrastre por interferencia derivado de las corrientes del winglet, representado por la zona sombreada. En ambas figuras se puede observar como, aquellos puntos más alejados del perfil alar se colorean según las condiciones de presión atmosférica y $V_{rel}=243$ m/s.

En la Figura 92 se representa el efecto de la helicidad [m/s²] que se da en el plano 1 metro posterior al ala. El indicador de intensidad de los vórtices de punta alar facilita ver como el ala, en esta ocasión, presenta un vórtice que se ha desplazado claramente al extremo superior del dispositivo, y al igual que en el *blended winglet*, es de dimensiones mucho más reducidas y algo inferior en intensidad. Se observa como la adición de una segunda superficie descendente, a pesar de disminuir ligeramente la intensidad de la turbulencia en esta zona, no ha provocado ningún efecto positivo notable.

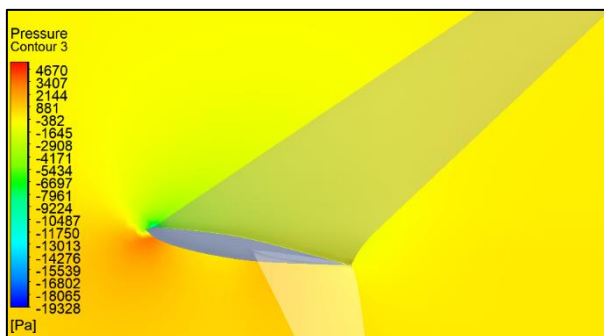


Figura 90. Distribución de presiones en el perfil de fueraborda en el ala con split winglet

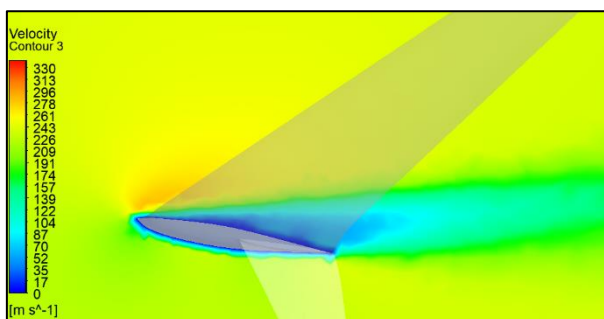


Figura 91. Distribución de velocidades en el perfil de fueraborda en el ala con split winglet

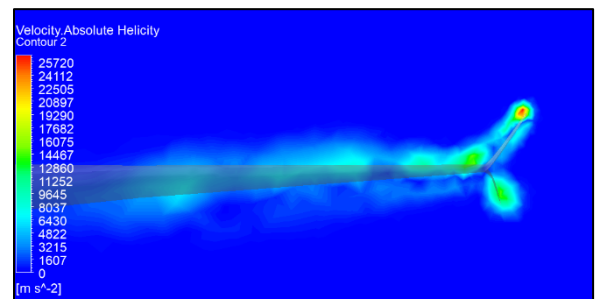


Figura 92. Helicidad en el ala con split winglet

6. Wingtip fence.

En la figura 93 se representa la distribución de presiones manométricas, en Pascales, sobre el perfil de fueraborda, en el punto de nacimiento del *winglet*. Se visualiza el efecto obvio de la presión para generar sustentación con un gradiente de entre -19.5 kPa y 4.6 kPa. Esta distribución es correlativa con la de velocidades, mostrada en la figura 94 en m/s, en la que además se visualiza el efecto del desprendimiento de capa límite, más acusado en esta ocasión y con mayor desarrollo turbulento. Para esta sección en concreto se está dando un efecto de arrastre por interferencia derivado de las corrientes del *winglet*, representado por la zona sombreada. En ambas figuras se puede observar como, aquellos puntos más alejados del perfil alar se colorean según las condiciones de presión atmosférica y $V_{rel}=243$ m/s.

En la Figura 95 se representa el efecto de la helicidad [m/s²] que se da en el plano 1 metro posterior al ala. El indicador de intensidad de los vórtices de punta alar facilita ver como el ala, en esta ocasión, presenta una generación de vórtices más uniforme. Debido a la angulación más marcada de este dispositivo, la interferencia crece, disminuyendo el rendimiento general del ala

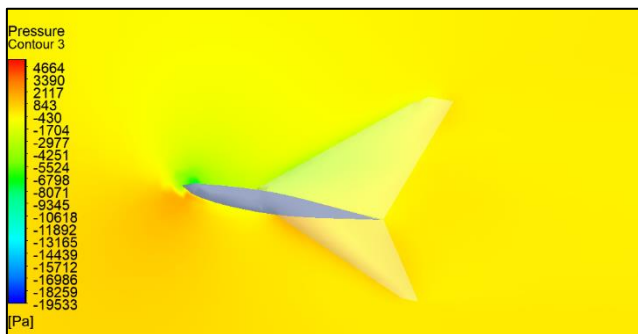


Figura 93. Distribución de presiones en el perfil de fueraborda en el ala con wingtip fence

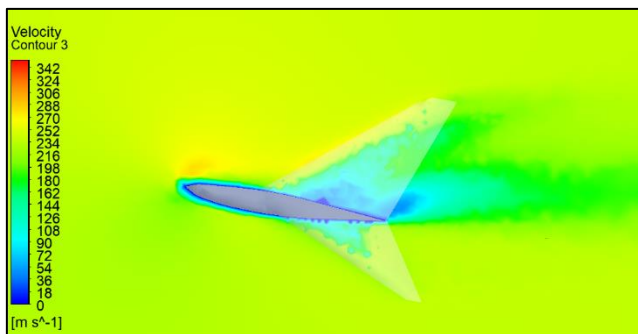


Figura 94. Distribución de velocidades en el perfil de fueraborda en el ala con wingtip fence

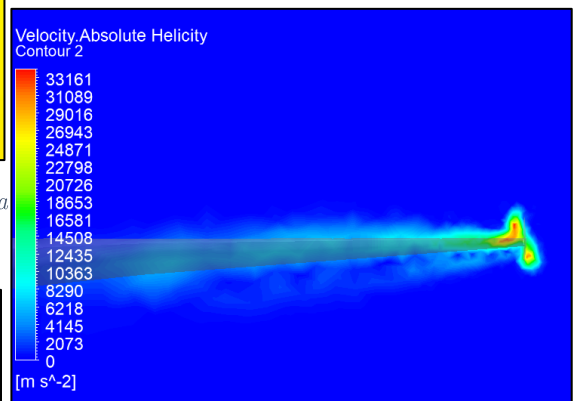


Figura 95. Helicidad del ala con wingtip fence

7. Comparación de los coeficientes de resistencia y sustentación de diferentes dispositivos de punta alar

Finalmente, se representan las curvas de sustentación, resistencia y eficiencia aerodinámica de cada una de los dispositivos de punta alar evaluados en el rango de operación de entre 0° y 20° de incidencia.

Por lo tanto, las figuras a continuación reflejan los valores absolutos que toman estos indicadores aerodinámicos en conjunto con el efecto del ala. Dado que, en proporción, las fuerzas que genera el ala son dominantes respecto a las de la punta alar, las diferencias aquí representadas, aunque mínimas, sí que muestran conclusiones relevantes que ya han sido descritas en el capítulo V.

En la Figura 96, se visualiza que todas las configuraciones generan una resistencia al aire de entre 0.2 y 0.8 para los ángulos de operación estándar. Así mismo, se aprecia como las curvas de *drag* quedan en todo caso por encima de la curva del ala base de referencia.

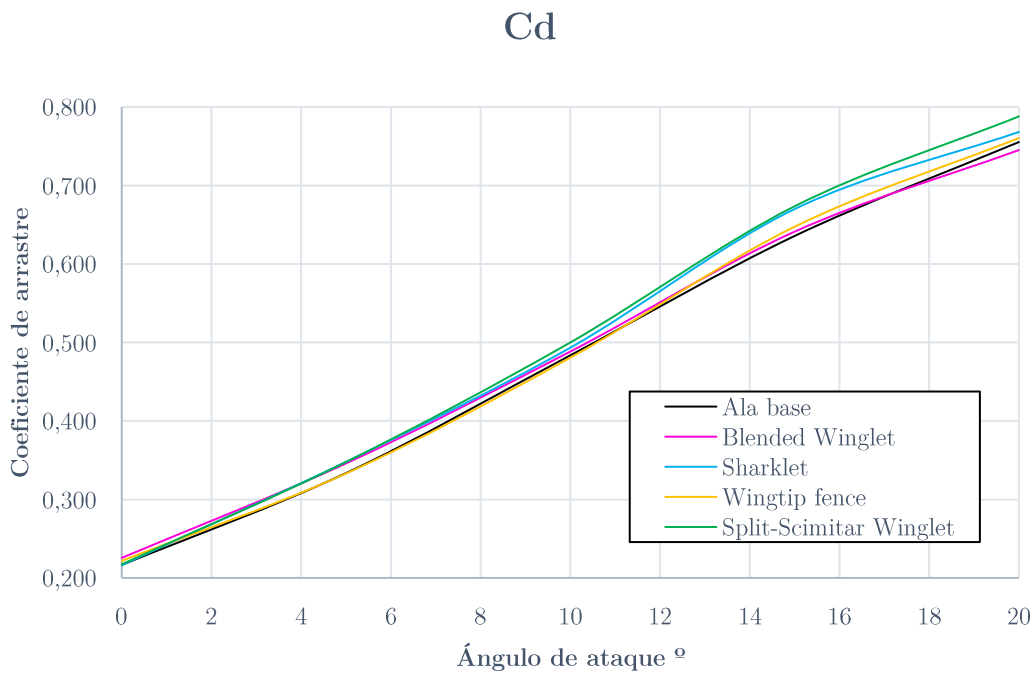


Figura 96. Coeficientes de arrastre para todos los tipos de geometría y configuración

En la Figura 97 en cambio, sí se observan unas diferencias en cuanto a sustentación ligeramente mayores. En especial, se distingue el negativo impacto del *sharklet* (línea azul) para ángulos de ataque superiores a 8° . Todos los tipos de dispositivo en el ala proporcionan el mismo comportamiento de sustentación entre 0.2 y 0.9.

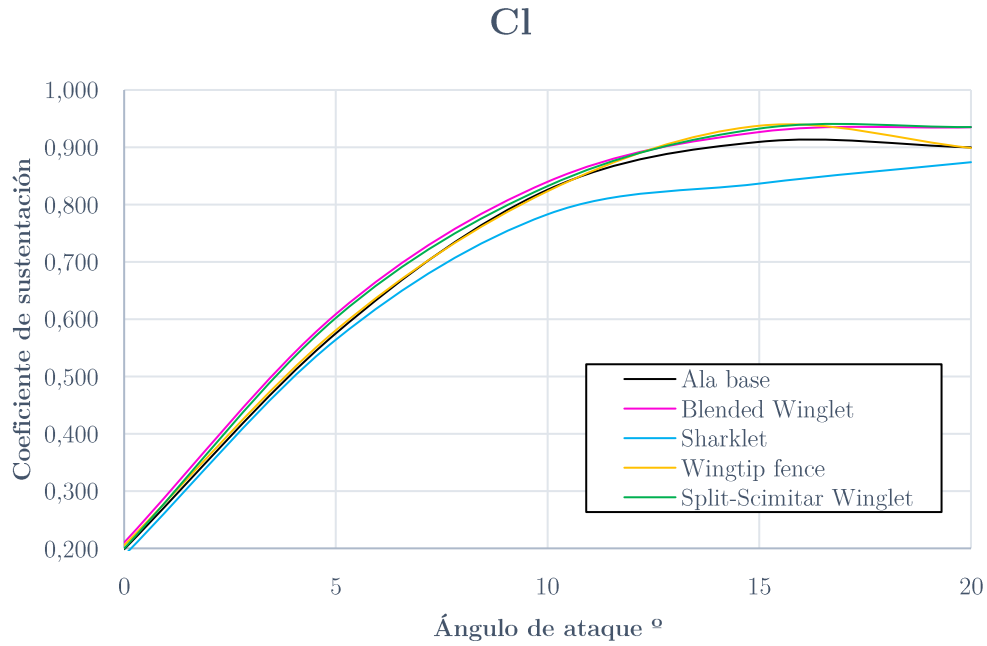


Figura 97. Coeficientes de sustentación para todos los tipos de geometría y configuración

La eficiencia aerodinámica del perfil, representada en la Figura 98, indica qué tipologías de punta alar presentan un rendimiento óptimo y cuáles son ineficaces para los propósitos iniciales. Aquí se aprecia como la línea rosa correspondiente al *blended winglet* está por encima de todas las demás, indicando que se trata de la geometría idónea de entre las simuladas.

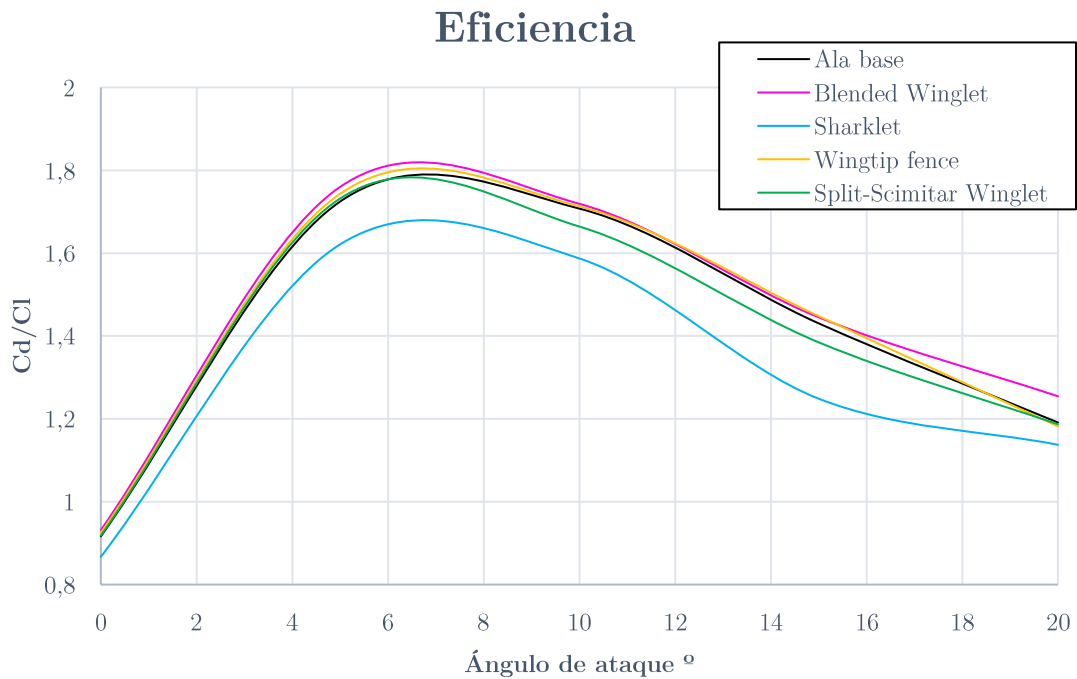


Figura 98. Eficiencia aerodinámica de todas las geometrías y configuraciones

