



Escuela Técnica Superior de Ingeniería del Diseño

GRADO EN INGENIERÍA AEROESPACIAL

## **Diseño de un dispositivo de control de flujo pasivo aplicado a la aerodinámica en alas**

Trabajo de Fin de Grado

**Autor:** Mateo Cárcel, Jaime

**Tutor:** Tiseira Izaguirre, Andrés



Junio 2021, Valencia

# Resumen

En este trabajo se persigue el diseño, el estudio y la optimización de un dispositivo hipersustentador, denominado slot, a fin de conseguir mejorar las características aerodinámicas de un ala de dimensiones reducidas, volando a bajo número de Reynolds.

De esta forma se estudia mediante CFD el comportamiento de la capa límite de un perfil NACA2412, para diseñar el slot, con el objetivo de retrasar la entrada en pérdida y mejorar el comportamiento a ángulos de ataque elevados.

Una vez diseñado el slot, se estudia en 3D para confirmar su buen funcionamiento. Se calculan las polares asociadas, y se comparan con las obtenidas del ala sin slot implementado. Por último, se trata de optimizar el slot para mejorar su comportamiento a ángulos de ataque moderados; y se plantea su aplicación a un ala biplano.

Para poder llevar esto a cabo, se emplean tanto herramientas de CFD como ensayos experimentales en túnel de viento, que permitirán la validación de los cálculos realizados, obteniendo así resultados con la mayor fiabilidad posible.

**Palabras clave:** ala, bajo número de Reynolds, CFD, capa límite, desprendimiento de capa límite, entrada en pérdida, NACA2412, perfil aerodinámico, slot, túnel de viento, 3D.

# Nomenclatura

## Símbolos:

Símbolo	Unidades	Descripción
$[J]$	$[-]$	Matriz de coeficientes
$[R_{ij}]$	$[m^2/s^2]$	Tensor de Reynolds
$\rightarrow$		Vector
$\Gamma_\phi$		Parámetro de difusión genérico
$\Sigma_C$	$[m^2]$	Superficie de control
$\hat{\phi}$		Promedio
$\phi'$		Fluctuación
$C_D$	$[-]$	Coefficiente de resistencia en 3D
$C_L$	$[-]$	Coefficiente de sustentación en 3D
$C_M$	$[-]$	Coefficiente de momento en 3D
$C_P$	$[-]$	Coefficiente de presión en 3D
$R^\phi$		Residual genérico
$S_\phi$		Término fuente genérico
$V_C$	$[m^3]$	Volumen de control
$a_\phi$	$[-]$	Factor de relajación genérico
$c_D$	$[-]$	Coefficiente de resistencia en 2D
$c_L$	$[-]$	Coefficiente de sustentación en 2D
$c_M$	$[-]$	Coefficiente de momento en 2D
$c_P$	$[-]$	Coefficiente de presión en 2D
$c_v$	$\left[ \frac{J}{kg \cdot K} \right]$	Calor específico a volumen constante
$\vec{i}$	$[-]$	Primer vector director unitario de la base algebraica canónica
$\vec{j}$	$[-]$	Segundo vector director unitario de la base algebraica canónica
$\vec{k}$	$[-]$	Tercer vector director unitario de la base algebraica canónica
$\vec{n}$	$[-]$	Vector unitario normal a una superficie
$u^+$	$[-]$	Velocidad adimensional de pared
$u_\tau$	$[m/s]$	Velocidad de fricción

$y^+$	$[-]$	Espesor adimensional de pared
$\mu_t$	$[Pa \cdot s]$	Viscosidad turbulenta
€		Euro
$\Delta$		Incremento
$\nabla$		Operador nabla
2D		Bidimensional
3D		Tridimensional
A	$[m^2]$	Área
a		Vector de coeficientes de un sistema algebraico lineal
b		Vector de términos independientes de un sistema algebraico lineal
c	$[m]$	Cuerda aerodinámica
CD	$[-]$	Coefficiente de resistencia
CL	$[-]$	Coefficiente de sustentación
D	$[N]$	Resistencia aerodinámica
div()		Divergencia
E	$[J]$	Energía
e	$[J]$	Energía interna
F	$[N]$	Fuerza
grad()		Gradiente
h		Horas
K		Constante de integración
kg		Kilogramos
L	$[N]$	Sustentación
M	$[N \cdot m]$	Momento de cabeceo
N	$[-]$	Número
p	$[Pa/m]$	Presión 2D
P	$[Pa]$	Presión 3D
q	$\left[ \frac{kg}{m \cdot s^2} \right]$	Presión dinámica
R	$\left[ \frac{J}{K \cdot kg} \right]$	Constante de los gases ideales

## Nomenclatura

---

R	[m]	Radio
S	[m <sup>2</sup> ]	Superficie
t	[s]	Tiempo
T	[K]	Temperatura
U	[m/s]	Módulo de la velocidad
u	[m/s]	Primera componente de la velocidad
v	[m/s]	Segunda componente de la velocidad
V	[m <sup>3</sup> ]	Volumen
w	[m/s]	Segunda componente de la velocidad
Φ		Variable genérica
Re	[-]	Número de Reynolds
dσ	[m <sup>2</sup> ]	Diferencial de superficie de control
dΩ	[m <sup>3</sup> ]	Diferencial de volumen de control
l	[m]	Longitud
x	[m]	Coordenada primera del sistema de referencia
y	[m]	Coordenada segunda del sistema de referencia
z	[m]	Coordenada tercera del sistema de referencia
α	[°]	Ángulo de ataque
δ	[m]	Espesor
μ	[Pa · s]	Viscosidad dinámica
ν	[m <sup>2</sup> /s]	Viscosidad cinemática
ρ	[kg/m <sup>3</sup> ]	Densidad
τ	[Pa]	Esfuerzo cortante
ω	[m/s <sup>2</sup> ]	Vorticidad

## Subíndices y superíndices:

<b>Índice</b>	<b>Descripción</b>
0	Inicial o determinado
$3 \times 3$	Dimensiones matriciales de 3 filas y 3 columnas
BL	Referente a la capa límite
CBL	Referente al punto de cambio de ratio de crecimiento de la capa límite
i	Primer índice de la notación de Einstein
in	Referente a la entrada
out	Referente a la salida
ref	De referencia
w	Referente a la pared
W	Referente al ala
x	Referente a la primera coordenada

## Siglas

<b>Sigla</b>	<b>Descripción</b>
AE	Eficiencia Aerodinámica
AMG	Método Algebraico Multi-Malla
AoA	Ángulo de Ataque
CAD	Diseño Asistido por Ordenador
CCA	Algoritmo Acelerador de Convergencia de la Continuidad
CFD	Dinámica de Fluidos Computacional
DNS	Simulaciones Numéricas Directas
FVM	Método de los Volúmenes Finitos
LSQ	Método de Mínimos Cuadrados
MEF	Método de los Elementos Finitos
NACA	Comité Asesor Nacional para la Aeronáutica
PISO	Método numérico predictor-corrector
RAM	Memoria de Acceso Aleatorio
RANS	Ecuaciones de Navier-Stokes con Promediado de Reynolds
SRS	Simulaciones de Resolución de Escala
TFG	Trabajo de Fin de Grado

## Nomenclatura

---

UA	Aeronave No Tripulada
VAWT	Aerogeneradores de Eje Vertical

# Índice de contenidos

Resumen .....	2
Nomenclatura .....	3
Índice de contenidos .....	8
Índice de figuras .....	10
Índice de tablas .....	14
Agradecimientos.....	15
1. Introducción.....	16
1.1 Justificación .....	16
1.2 Objetivos .....	17
2. Conceptos teóricos .....	18
2.1 Conceptos de aerodinámica .....	18
2.1.1 Fuerzas aerodinámicas.....	18
2.1.2 Capa límite.....	21
2.2 Ecuaciones de conservación .....	24
2.3 Conceptos de CFD .....	26
2.3.1 Discretización de las ecuaciones de conservación .....	27
2.3.2 Condiciones de contorno .....	29
2.3.3 Modelización de la turbulencia .....	29
3. Estado del arte .....	34
4. Metodología.....	36
4.1 Metodología experimental .....	36
4.2 Metodología CFD .....	39
4.2.1 Modelado conceptual y dominio computacional.....	40
4.2.2 Geometría y mallado .....	42
4.2.3 Propiedades del fluido y modelos empleados .....	49



4.2.4	Condiciones de contorno y condiciones iniciales.....	49
4.2.5	Solver.....	51
4.2.6	Estudio de sensibilidad de malla .....	52
4.2.7	Validación.....	54
5.	Limitaciones y condiciones .....	56
6.	Resultados.....	57
6.1	Estudio 2D .....	57
6.1.1	Perfil base .....	57
6.1.2	Perfil con slot. Diseño y estudio.....	61
6.2	Estudio 3D .....	69
6.2.1	Ala base .....	69
6.2.2	Ala con slot implementado .....	72
6.3	Optimización.....	76
6.3.1	Estudio paramétrico a bajos ángulos de ataque.....	77
6.3.2	Implementación en biplano .....	82
7.	Conclusiones .....	85
8.	Costes .....	87
9.	Pliego de condiciones.....	91
9.1	Condiciones del puesto de trabajo .....	91
9.2	Condiciones del equipo empleado .....	91
	Bibliografía.....	92
	Anexo I.....	94
	Cálculo de prism layers.....	94
	Parámetros de las mallas empleadas .....	95
	Diagnóstico de las mallas empleadas.....	98
	Anexo II.....	107
	Estudio de sensibilidad de los modelos de turbulencia.....	107

# Índice de figuras

<b>Figura 1:</b> Distribuciones de presión y esfuerzos cortantes, y sistema dinámico equivalente [4]. .....	19
<b>Figura 2:</b> Placa plana inmersa en una corriente perpendicular a la misma. Visualización del desprendimiento del flujo. [5]. .....	20
<b>Figura 3:</b> Generación de torbellinos en punta de ala. [4] .....	20
<b>Figura 4:</b> Representación de la capa límite bidimensional cinemática. [7]. .....	22
<b>Figura 5:</b> Estructura de la capa límite. [7]. .....	23
<b>Figura 6:</b> Secuencia de entrada en pérdida de un perfil de espesor fino. [8]. .....	24
<b>Figura 7:</b> Flujo laminar, en transición y turbulento [14]. .....	30
<b>Figura 8:</b> Gráfica explicativa de la estructura en escalas de la turbulencia [15]. .....	31
<b>Figura 9:</b> Resultados de método DNS (superior), SRS (intermedio), y RANS (inferior) [16]. .	31
<b>Figura 10:</b> Slot implementado en perfil NACA0018 [18]. .....	34
<b>Figura 11:</b> Geometría del perfil S809 [19]. .....	35
<b>Figura 12:</b> Túnel de viento de circuito abierto y sus partes [22]. .....	37
<b>Figura 13:</b> Túnel de viento empleado. ....	37
<b>Figura 14:</b> Montaje en túnel de viento. Modelo de perfil con slot, varilla de sujeción y balanza empleada. ....	38
<b>Figura 15:</b> Modelo de impresión 3D de la geometría de biplano con slot .....	38
<b>Figura 16:</b> Montaje en el túnel de viento .....	39
<b>Figura 17:</b> Proceso completo de CFD [10] .....	40
<b>Figura 18:</b> Dominio computacional 3D y posición del SR. ....	42
<b>Figura 19:</b> Dominio computacional 3D con volúmenes de control de mallado. Caso ala sin slot. .....	42
<b>Figura 20:</b> Volumen de control de mallado del slot. ....	43
<b>Figura 21:</b> Malla de los casos 2D. ....	44
<b>Figura 22:</b> Detalle de la malla 2D en la zona de interés. ....	44
<b>Figura 23:</b> Detalle del mallado del slot y de los prism layers. ....	45
<b>Figura 24:</b> y + caso 2D con slot .....	45
<b>Figura 25:</b> Malla de los casos 3D. ....	47
<b>Figura 26:</b> Detalle de la malla 3D en la zona de interés. Efecto del control de mallado volumétrico. ....	47
<b>Figura 27:</b> y + caso 3D con slot .....	48
<b>Figura 28:</b> Vistas de las fronteras del dominio computacional .....	50

<b>Figura 29:</b> Residuales del caso 3D con slot a 25°. Capa límite en desprendimiento. ....	51
<b>Figura 30:</b> Estudio de independencia de malla 2D. Variable global CP a 0°.....	52
<b>Figura 31:</b> Estudio de independencia de malla 3D. Variable global CP a 5°.....	53
<b>Figura 32:</b> Estudio del <i>CD</i> para la validación 3D.....	54
<b>Figura 33:</b> Estudio del <i>CL</i> para la validación 3D .....	55
<b>Figura 34:</b> Evolución del coeficiente de sustentación respecto del ángulo de ataque del perfil 2D NACA2412.....	57
<b>Figura 35:</b> Evolución del coeficiente de resistencia respecto del ángulo de ataque del perfil 2D NACA2412. ....	58
<b>Figura 36:</b> Evolución de la eficiencia aerodinámica respecto del ángulo de ataque del perfil 2D NACA2412. ....	58
<b>Figura 37:</b> Detalle de la recirculación a 15°. Localización cercana al borde de fuga de la burbuja de recirculación .....	59
<b>Figura 38:</b> Campo vectorial de la velocidad al rededor del perfil a 18°. Burbuja de recirculación ya explotada y capa límite desprendida.....	59
<b>Figura 39:</b> Distribución del espesor de la capa límite en el extradós del perfil NACA2412 para varios ángulos de ataque. ....	60
<b>Figura 40:</b> Punto de remanso a 7.5°.....	62
<b>Figura 41:</b> Detalle de la geometría interior del slot en metros.....	62
<b>Figura 42:</b> Comparación de la evolución del coeficiente de sustentación respecto del ángulo de ataque del perfil base y del perfil con slot implementado.....	63
<b>Figura 43:</b> Comparación de la evolución del coeficiente de resistencia respecto del ángulo de ataque del perfil base y del perfil con slot implementado.....	63
<b>Figura 44:</b> Comparación de la evolución de la eficiencia aerodinámica respecto del ángulo de ataque del perfil base y del perfil con slot implementado.....	64
<b>Figura 45:</b> Efecto del slot en el campo vectorial de la velocidad a 15°. Caso 2D.....	65
<b>Figura 46:</b> Efecto del slot en el campo vectorial de la velocidad a 18°. Caso 2D.....	65
<b>Figura 47:</b> Comparación de la distribución del espesor de la capa límite para altos ángulos de ataque. Caso slot frente a perfil base.....	66
<b>Figura 48:</b> Comparación del coeficiente de presiones a 18°. ....	67
<b>Figura 49:</b> Perturbación del flujo causada por la recirculación generada por el slot. Caso más desfavorable (0° ). ....	67
<b>Figura 50:</b> Comparación de la sustentación en régimen de elevado número de Reynolds. ....	68
<b>Figura 51:</b> Comparación de la resistencia en régimen de elevado número de Reynolds. ....	68
<b>Figura 52:</b> Comparación de la eficiencia aerodinámica en régimen de elevado número de Reynolds.....	69
<b>Figura 53:</b> Evolución del coeficiente de sustentación del ala base 3D respecto del ángulo de ataque. ....	70
<b>Figura 54:</b> Evolución del coeficiente de resistencia del ala base 3D respecto del ángulo de ataque. ....	70

<b>Figura 55:</b> Evolución de la eficiencia aerodinámica del ala base 3D respecto del ángulo de ataque. ....	70
<b>Figura 56:</b> Campo vectorial de la velocidad al rededor del ala base a 7.5 °, en planos de coordenada x, z constante.....	71
<b>Figura 57:</b> Representación de la capa límite en el perfil a 7.5°.....	71
<b>Figura 58:</b> Representación de la capa límite en el perfil a 20°.....	72
<b>Figura 59:</b> Modelo renderizado de la implementación del slot en el ala. ....	73
<b>Figura 60:</b> Evolución del coeficiente de sustentación del ala base 3D respecto del ángulo de ataque. Comparación ala base y ala con slot implementado. ....	73
<b>Figura 61:</b> Evolución de la eficiencia aerodinámica respecto del ángulo de ataque. Comparación del ala base y ala con slot implementado.....	74
<b>Figura 62:</b> Campo vectorial de la velocidad en el plano z=0. Caso 22°.....	74
<b>Figura 63:</b> Coeficiente de sustentación experimental. Comparación entre slot simple y doble slot. ....	75
<b>Figura 64:</b> Coeficiente de resistencia experimental. Comparación entre slot simple y doble slot. ....	75
<b>Figura 65:</b> Eficiencia aerodinámica experimental. Comparación entre slot simple y doble slot. ....	76
<b>Figura 66:</b> Ejemplo ilustrativo de la idea conceptual de la geometría del caso 1 del estudio paramétrico.....	77
<b>Figura 67:</b> Geometría 1.6. Ejemplo de geometría con entrada adelantada, pero radio de entrada base.....	78
<b>Figura 68:</b> Geometría 1.5. Ejemplo de geometría con entrada adelantada y radio de entrada aumentado .....	78
<b>Figura 69:</b> Comparación de la mejora de la eficiencia aerodinámica de las distintas geometrías del estudio paramétrico. ....	79
<b>Figura 70:</b> Contornos de velocidades y visualización del punto de remanso a 0°. Geometría 1.3 .....	79
<b>Figura 71:</b> Comparación de la mejora en el coeficiente de sustentación de las distintas geometrías del estudio paramétrico.....	80
<b>Figura 72:</b> Comparación de la mejora en el coeficiente de resistencia de las distintas geometrías del estudio paramétrico.....	80
<b>Figura 73:</b> Campo vectorial de la velocidad a 5°. Geometría 1.6. ....	81
<b>Figura 74:</b> Campo vectorial de la velocidad a 7.5°. Geometría 1.6.....	81
<b>Figura 75:</b> Diferencias de eficiencia aerodinámica con el biplano sin slot.....	82
<b>Figura 76:</b> Diferencias de eficiencia aerodinámica con el ala base. ....	83
<b>Figura 77:</b> Comparación de la evolución del CL respecto al ángulo de ataque para las distintas configuraciones de biplano.....	84
<b>Figura 78:</b> Comparación de la evolución del CD respecto al ángulo de ataque para las distintas configuraciones de biplano.....	84
<b>Figura 79:</b> Detalle de la capa prismática a la salida del slot .....	96
<b>Figura 80:</b> Detalle de la capa prismática a la entrada del slot.....	96

<b>Figura 81:</b> Detalle del refinamiento de la malla en el campo cercano .....	97
<b>Figura 82:</b> Indicador de mala calidad de celda. Malla 2D. ....	98
<b>Figura 83:</b> Indicador de mala calidad de celda. Malla 3D. ....	102

# Índice de tablas

<b>Tabla 1:</b> Principales coeficientes adimensionales de la aerodinámica externa .....	21
<b>Tabla 2:</b> Ecuaciones de transporte de la dinámica de fluidos. [9].....	25
<b>Tabla 3:</b> Dimensiones de los modelos fabricados .....	38
<b>Tabla 4:</b> Dimensionamiento del dominio computacional .....	41
<b>Tabla 5:</b> Geometría de los volúmenes de control de mallado 3D. ....	43
<b>Tabla 6:</b> Principales características de la malla 2D.....	46
<b>Tabla 7:</b> Principales características de la malla 3D.....	48
<b>Tabla 8:</b> Condiciones de contorno. Posición, tipo y magnitudes impuestas. ....	50
<b>Tabla 9:</b> Estudio de independencia de malla 2D, variables locales a 0°.....	52
<b>Tabla 10:</b> Estudio de independencia de malla 3D, variables locales a 5°.....	53
<b>Tabla 11:</b> Evolución del error de validación 3D respecto del ángulo de ataque. ....	55
<b>Tabla 12:</b> Espesor promedio de la capa límite para varios ángulos de ataque .....	60
<b>Tabla 13:</b> Posiciones adimensionales del cambio de ratio de crecimiento de la capa límite para diferentes ángulos de ataque. ....	61
<b>Tabla 14:</b> Reducción del espesor de la capa límite del slot para altos AoA.....	66
<b>Tabla 15:</b> Definición de las geometrías del caso 1 del estudio paramétrico. ....	77
<b>Tabla 16:</b> Costes asociados a la recopilación de información.....	87
<b>Tabla 17:</b> Costes asociados al diseño. ....	87
<b>Tabla 18:</b> Costes asociados al CFD.....	88
<b>Tabla 19:</b> Costes asociados a la fabricación de los modelos.....	88
<b>Tabla 20:</b> Costes asociados a la realización de los ensayos en túnel de viento.....	89
<b>Tabla 21:</b> Costes asociados al análisis de los resultados.....	89
<b>Tabla 22:</b> Costes asociados a la redacción de la memoria. ....	89
<b>Tabla 23:</b> Costes finales .....	90
<b>Tabla 24:</b> Resultados del estudio de sensibilidad del modelo de turbulencia. ....	107

# Agradecimientos

Me gustaría agradecer a todas las personas que me han apoyado y animado.

A mis padres por ser los artífices de mi formación.

A mis abuelos, por su sabiduría y apoyo.

A mis amigos, por disfrutarme, ayudarme y acompañarme en todos estos años.

A mis profesores, en especial a Antonio Ledesma, por inculcarme el valor de aprender y comprender.

A Andrés, por la oportunidad brindada, por su inmensa dedicación y por todas las horas de túnel de viento.

A Fátima, por soportarme, disfrutarme, alegrarme y hacerme mejorar cada día.

## Sección 1

# 1. Introducción

En este trabajo se desarrollan estudios aerodinámicos tanto experimentales como de cálculo numérico, que por su complejidad intrínseca suponen unos costes nada despreciables, tanto económicos como de tiempo dedicado. Por ello, a continuación, será realizada una justificación de estos, así como una breve exposición de los objetivos que se persiguen.

## 1.1 Justificación

La demanda de aeronaves de reducidas dimensiones es cada vez más [1] debido al desarrollo de las tecnologías de control automático que aplicadas al pilotaje autónomo permiten la existencia de vehículos aéreos no tripulados, capaces de llevar a cabo un sinnúmero de misiones diversas. Por otro lado, el perfil alar estudiado, el NACA2412, cuenta con numerosos artículos [2], siendo posiblemente uno de los mejor caracterizados de la familia de perfiles de bajo espesor NACA. Debido al reducido peso de estas aeronaves, este perfil aerodinámico es óptimo, pues posee una reducida resistencia aerodinámica, y la relativamente baja sustentación que genera es más que suficiente para este tipo de aeronaves de bajo peso.

El dispositivo estudiado en este trabajo, conocido como slot, surge de la necesidad de conseguir vehículos aéreos capaces de maniobrar a mayores ángulos de ataque, aumentando así su margen de seguridad ante la entrada en pérdida, fenómeno que puede causar accidentes aéreos. Además, consigue una mejora en la eficiencia aerodinámica, que en el caso de las aeronaves objetivo hacia las que va dirigido se traduce en un aumento considerable del rango máximo de vuelo, en el caso de contar con propulsión eléctrica; o bien además en una reducción de costes operativos, en caso de que la propulsión sea fruto de un motor de combustión.

Para finalizar, cabe destacar el potencial de este dispositivo al ser combinado con otras configuraciones no convencionales, como la del ala biplano, como se verá posteriormente.



## 1.2 Objetivos

En este trabajo se persigue un triple objetivo.

Por un lado, se estudiará el comportamiento y el efecto del slot convergente en la aerodinámica tanto de un perfil 2D, como de un ala 3D, dimensionada para un UA de dimensiones reducidas.

Por otro lado, y atendiendo a los resultados del estudio a realizar, se diseñará completamente un slot base, para su posterior implementación en el ala de la aeronave.

Para finalizar, se tratará de optimizar el slot diseñado, con el fin de obtener los mayores beneficios posibles del mismo.

Para ello se emplean tanto métodos de la dinámica de fluidos computacional (CFD), como métodos experimentales basados en ensayos en túnel de viento.

## Sección 2

# 2. Conceptos teóricos

Debido a la complejidad de los temas tratados en este trabajo, es necesaria una explicación de aquellos conceptos más relevantes para la comprensión del estudio.

A continuación, se desarrolla una exposición de dichos conceptos, primero aquellos relacionados con la aerodinámica; y a continuación los concernientes a CFD.

## 2.1 Conceptos de aerodinámica

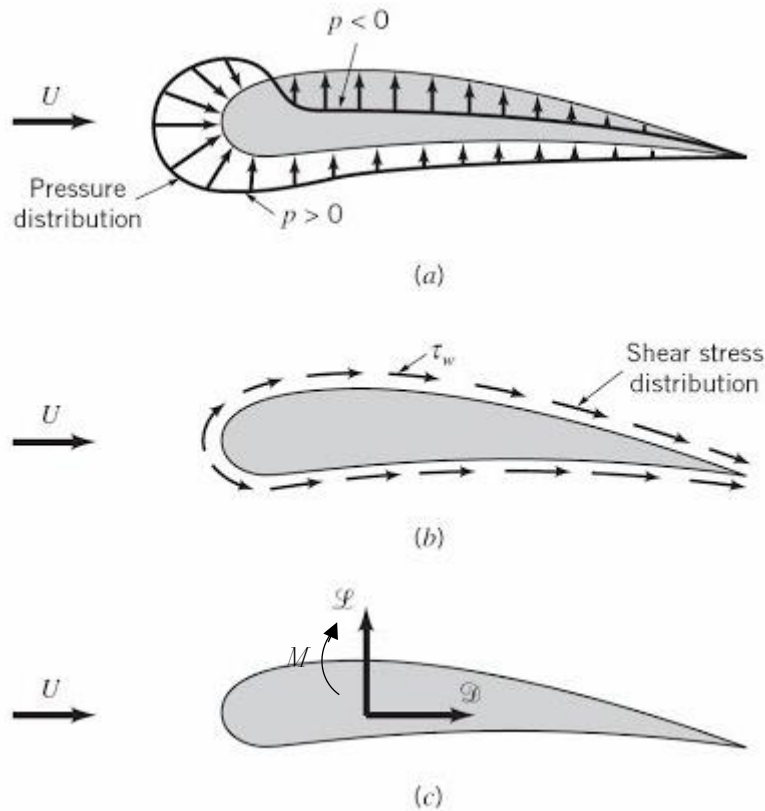
La aerodinámica es la rama de la mecánica de fluidos que estudia el comportamiento del aire que fluye o bien alrededor de cuerpos (aerodinámica externa); o bien en el interior de ellos (aerodinámica interna); principalmente la generación de fuerzas y momentos derivadas del comportamiento del fluido.

Se explicarán los conceptos básicos de la aerodinámica externa, debido a la naturaleza del trabajo realizado.

### 2.1.1 Fuerzas aerodinámicas

Las fuerzas aerodinámicas [3] aparecen como resultado de la distribución escalar de la presión del aire sobre la superficie del cuerpo considerado (ilustración (a) de la figura 2.1), y del campo vectorial del esfuerzo cortante generado por el fluido sobre la superficie del cuerpo considerado (ilustración (b) de la figura 2.1). Tras la integración del campo de presiones y de la distribución del esfuerzo cortante surgen como resultado una fuerza resultante aerodinámica, y un momento resultante aerodinámico (ilustración (c) de la figura 2.1). Dicha fuerza suele ser expresada mediante una componente perpendicular al flujo de aire sin perturbar, llamada lift o sustentación; y una componente tangencial al flujo, denominada drag o resistencia. Hay que aclarar que el flujo de aire sin perturbar hace referencia al estado del fluido sin ser afectado por la presencia del cuerpo,

matemáticamente hablando esto resultaría en el estado de la corriente en el infinito



**Figura 1:** Distribuciones de presión y esfuerzos cortantes, y sistema dinámico equivalente [4].

La sustentación es generada debido principalmente al gradiente de presiones existente entre el intradós del perfil o ala, zona en la cual el aire se mueve a una velocidad menor a la del flujo libre, lo cual se traduce en una zona de altas presiones; y el extradós, zona en la cual el aire se mueve a mayor velocidad que el flujo libre, siendo así una zona de bajas presiones o de succión, contribución que se obtiene de la integración del campo de presiones en dirección perpendicular al flujo libre. También existe una pequeña contribución de la fuerza resultante debido al esfuerzo cortante, que se obtiene al integrar el campo de esfuerzos cortantes en dirección perpendicular al flujo libre.

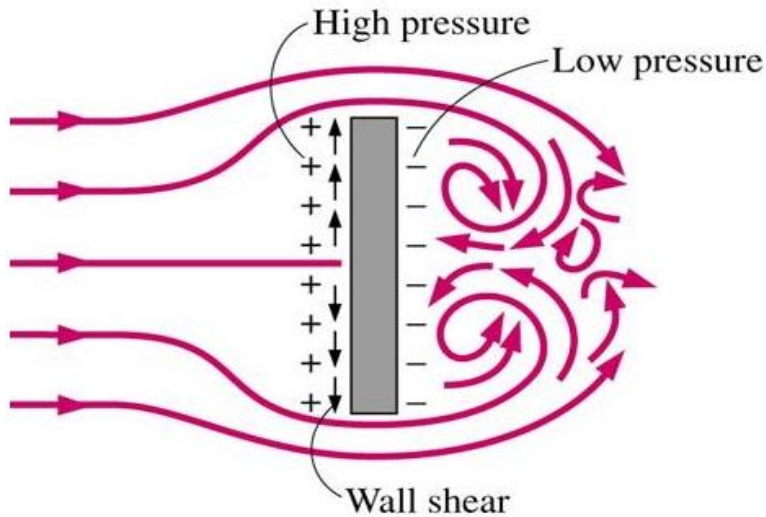
La resistencia es generada por cuatro mecanismos diferentes. [3]

En primer lugar, se explican las causas de la resistencia debidas a la viscosidad del aire, conocidas como resistencia parásita:

Por un lado, debido al rozamiento de las moléculas de aire con la superficie del objeto sólido, que se obtiene al integrar en todo el cuerpo el esfuerzo cortante en dirección del flujo libre

Por otro lado, se encuentra la resistencia por presión, debido al gradiente de presiones existente entre la estela de baja presión que se genera cuando el flujo se desprende del cuerpo, así como de la componente en dirección al flujo libre de la fuerza resultante del campo de presiones, que se obtienen mediante de la integración del campo de presiones en la dirección flujo libre.

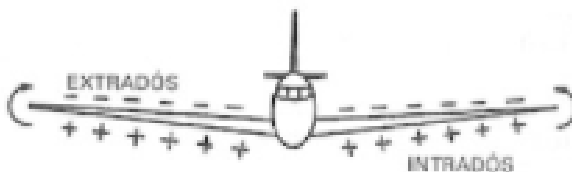
El desprendimiento del flujo es debido a que el mismo no cuenta con la suficiente cantidad de movimiento para hacer frente al gradiente adverso de presiones del extradós. El caso de la placa plana que se ilustra a continuación es muy ilustrativo de este concepto.



**Figura 2:** Placa plana inmersa en una corriente perpendicular a la misma. Visualización del desprendimiento del flujo. [5].

La resistencia aerodinámica también es generada debido a fenómenos que nada tienen que ver con la viscosidad:

Por una parte, la resistencia inducida, que es generada debido a los torbellinos de punta de ala, provocados por la diferencia de presión entre intradós y extradós, como se puede ver en la figura siguiente.



**Figura 3:** Generación de torbellinos en punta de ala. [4].

Faltaría mencionar un último fenómeno de generación de resistencia, la resistencia de onda, debido a la estela generada por los fenómenos de compresibilidad, concretamente por las ondas de choque, que aparecen en el fluido a velocidades cercanas a la del sonido. Esta contribución será despreciada generalmente en lo sucesivo, debido a las reducidas velocidades a las que se ha llevado a cabo este estudio.

Tanto la sustentación, como la resistencia y el momento aerodinámico se adimensionalizan dividiendo por la presión dinámica del flujo libre por motivos prácticos, para poder realizar comparaciones entre casos con condiciones diversas. De esta manera se obtienen las siguientes expresiones de coeficientes de fuerzas y momento adimensionales:

Coeficiente	3D	2D (por unidad de envergadura)
Sustentación	<sup>1)</sup> $C_L = \frac{L}{q_\infty S_w}$	<sup>2)</sup> $c_L = \frac{L}{q_\infty c}$
Resistencia	<sup>3)</sup> $C_D = \frac{D}{q_\infty S_w}$	<sup>4)</sup> $c_D = \frac{D}{q_\infty c}$
Momento	<sup>5)</sup> $C_M = \frac{M}{q_\infty S_w c}$	<sup>6)</sup> $c_M = \frac{M}{q_\infty c^2}$
Presión	<sup>7)</sup> $C_p = \frac{P - P_\infty}{q_\infty}$	<sup>8)</sup> $c_p = \frac{p - p_\infty}{q_\infty}$

**Tabla 1:** Principales coeficientes adimensionales de la aerodinámica externa

Donde la presión dinámica del flujo libre se define como:

9)

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

Por último, es necesario hablar del Número de Reynolds. Este valor adimensional establece una comparativa entre los términos inerciales (numerador) y los viscosos (denominador).

10)

$$Re = \frac{U_\infty \rho l_{ref}}{\mu}$$

De esta forma, a mayores números de Reynolds, los términos inerciales cobrarán mayor importancia.

### 2.1.2 Capa límite

La teoría de la capa límite fue desarrollada principalmente por Prandtl en 1928, y se recoge en el artículo NACA-TM-452. [6].

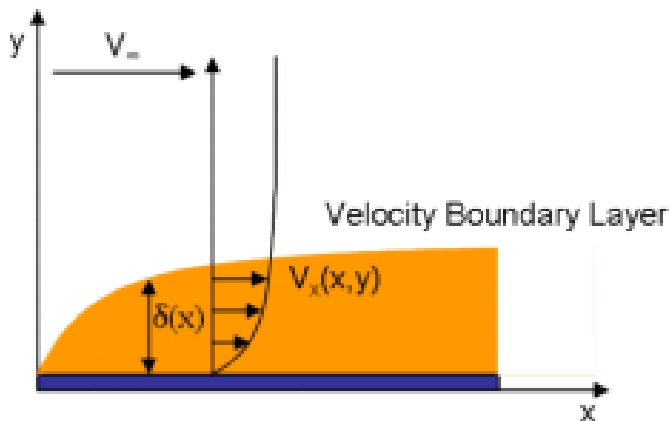
La capa límite es la zona cercana a una pared, región en la que el flujo tiene velocidad nula, de espesor relativamente fino, donde los efectos viscosos son importantes. Existen diversos tipos de capa límite atendiendo a la magnitud física a la que hacen referencia. En este trabajo, cuando se hable de capa límite, se hace referencia a la capa límite cinemática, es decir, la relacionada con la velocidad del fluido. A efectos prácticos, se define esta zona como aquella en la que la velocidad del aire es menor al 99% de la

velocidad del flujo sin perturbar. Por tanto, matemáticamente esta región queda definida como el dominio formado por

$\{x_{BL}, y_{BL}, z_{BL}\}$  tal que:

11)

$$U(x_{BL}, y_{BL}, z_{BL}) \leq 0.99 \cdot U_{\infty}$$



**Figura 4:** Representación de la capa límite bidimensional cinemática. [7].

Esta capa límite se encuentra dividida en tres regiones diferenciadas por el orden de magnitud de los términos que gobiernan su comportamiento [7].

Los términos viscosos son aquellos términos de la ecuación que gobierna el comportamiento del fluido relacionados con los esfuerzos cortantes. Tienen la forma matemática de la derivada parcial de una de las componentes de la velocidad respecto de la posición.

Los términos turbulentos son aquellos relacionados con la velocidad del flujo.

Estos serán explicados con mayor detalle en la subsección 2.3.3 *Modelización de la turbulencia*. La subcapa viscosa es aquella en la que los términos viscosos dominan.

La subcapa buffer es aquella zona en la que los términos viscosos son de igual orden de magnitud que los términos turbulentos.

La subcapa logarítmica es aquella región en la que los términos turbulentos dominan

Para poder definir estas regiones de forma independiente a las condiciones del flujo se definen las siguientes variables adimensionales:

12)

$$u_{\tau} = \sqrt{\frac{\tau_w}{\rho}}; \quad y^+ = y \frac{u_{\tau}}{\nu}; \quad u^+ = \frac{\hat{u}}{u_{\tau}}$$

De esta forma la estructura de la capa límite queda completamente definida tal y como se muestra en la siguiente figura.

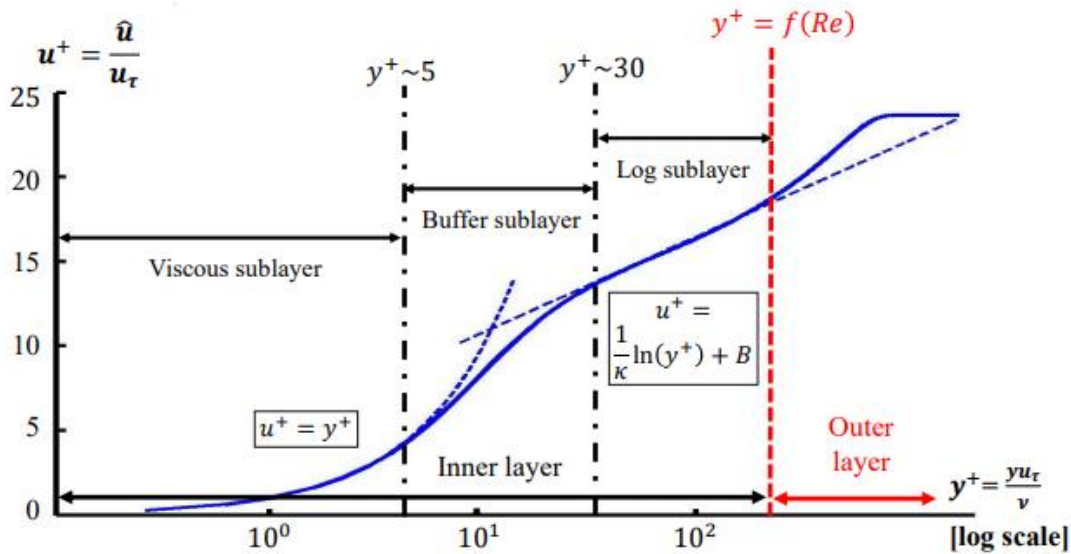


Figura 5: Estructura de la capa límite. [7].

Estos conceptos quedarán suficientemente explicados tras la subsección 2.2.2.

Se debe comprender que la completa explicación de estos abarcaría un TFG completo, sino más.

Cuando esta capa límite pierde su estructura básica, y su espesor aumenta considerablemente, en varios órdenes de magnitud, se dice que la capa límite se encuentra desprendida. Es un fenómeno no deseable, pues provoca una considerable reducción de la sustentación generada, que puede ser crítica si esta es inferior al peso de la aeronave; y un significativo aumento de la resistencia por presión, debido a que el flujo deja de comportarse como se desea. Además, esta situación puede ser difícilmente reversible, por lo que se ha de evitar a toda costa.

Principalmente este fenómeno tiene lugar en el extradós del ala. Se debe a que, en presencia de gradientes de presión adversos, las láminas de fluido cercanas a la pared se deceleran más, es decir, poseen menor cantidad de movimiento [8]. Estos gradientes de presión adversos aumentan conforme aumenta el ángulo de ataque, que es el ángulo formado por el perfil aerodinámico y el flujo de aire incidente. Para cierto ángulo de ataque ocurre que estos gradientes de presión son de tal magnitud que el fluido no puede hacerles frente, debido a no disponer la suficiente cantidad de movimiento para ello.

Este es un fenómeno muy complejo. Para perfiles finos, como el estudiado en este trabajo, y como el mostrado en la Figura 6, el desprendimiento comienza en el borde de ataque, ilustración (b), creándose una burbuja de recirculación. Cuando esta alcanza el borde de fuga, ilustración (d), explota, y el perfil, o ala en el caso 3D, se encuentra en pérdida.

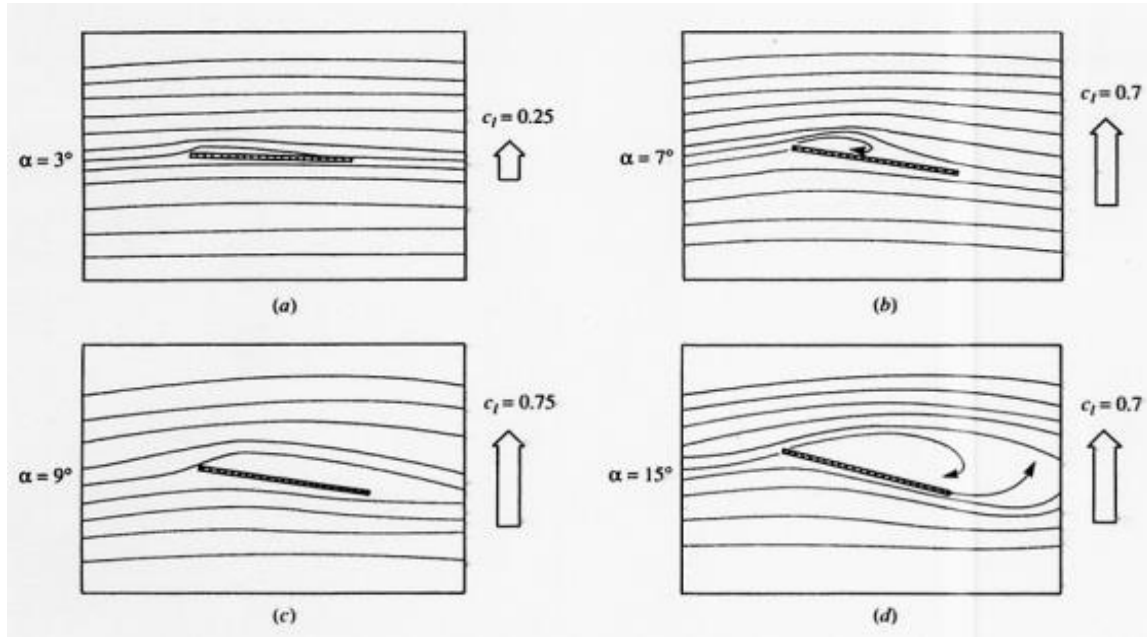


Figura 6: Secuencia de entrada en pérdida de un perfil de espesor fino. [8].

Como se puede deducir de lo explicado anteriormente, para evitar este fenómeno se debe inyectar cantidad de movimiento al flujo en el extradós. Este es el fin que persigue el dispositivo del que trata este trabajo. Mediante una tobera convergente se comunica el intradós, libre de gradiente de presiones y por tanto sin posibilidad de entrada en pérdida, con el extradós, de forma que el flujo que atraviese el slot desemboque en el extradós a una velocidad tal que permita esa transferencia de cantidad de movimiento, haciendo posible así que se pueda superar el gradiente adverso de presión, retrasando el momento de la entrada en pérdida. La geometría de tobera convergente queda así justificada, ya que esta presumiblemente acelera el flujo, debido a la conveniencia de disponer de una velocidad lo mayor posible a la salida del canal.

No obstante, lo comentado acerca del mecanismo de entrada en pérdida de los perfiles de espesor delgado complica sobremanera el diseño del slot, pues su salida no podrá situarse antes de la burbuja de recirculación, y el objetivo principal será que el slot reenergice el flujo, es decir, le aporte la cantidad de movimiento necesaria, tras la recirculación, para así retrasar el momento en el que la burbuja alcanza el borde de fuga.

## 2.2 Ecuaciones de conservación

Para lograr calcular las fuerzas aerodinámicas expuestas en la subsección anterior, se ha de conocer por completo el estado del campo fluido en todo el dominio; es decir, se ha de calcular el campo vectorial de velocidades, a partir del cual se obtendrá el campo de esfuerzos cortantes, mediante la definición de viscosidad; el campo escalar de presiones; y en caso de ser necesario, el campo de temperaturas.

Para ello se han de resolver las ecuaciones que gobiernan la dinámica de fluidos, las conocidas como ecuaciones de Navier-Stokes. Por simplicidad estas serán expuestas en



## Sección 2. Conceptos teóricos

---

forma de ecuaciones de transporte, que con la ecuación de estado formarán un sistema de 7 ecuaciones con 7 incógnitas.

Cualquiera que sea la variable asociada a la ecuación de transporte esta tendrá la siguiente forma genérica:

13) Ecuación de transporte general en forma diferencial

$$\frac{\partial(\rho \phi)}{\partial t} + \text{div}(\rho \phi \vec{u}) = \text{div}(\Gamma_{\phi} \text{grad}(\phi)) + S_{\phi}$$

Donde  $\phi, \Gamma_{\phi}, S_{\phi}$  representan funciones genéricas, que tomarán formas diversas dependiendo de la ecuación de transporte que se trate:

Magnitud de transporte	$\phi$	$\Gamma_{\phi}$	$S_{\phi}$
Masa	1	0	0
Momento (3 ecuaciones)	$u_i$	$\mu$	$-\frac{\partial p}{\partial x_i} + F_{Másicas} + \text{Términos Viscosos}$
Energía	$e$	$k$	$-p \nabla \cdot (\vec{u}) + E_{Másicas} + \text{Términos Viscosos}$

**Tabla 2:** Ecuaciones de transporte de la dinámica de fluidos. [9].

Para una correcta comprensión de estas ecuaciones, se realiza a continuación una breve explicación de los términos que la componen.

La derivada parcial temporal hace referencia a la variación con respecto del tiempo de la magnitud considerada.

El término contiguo, el término convectivo, modela la variación de la magnitud considerada por el hecho de estar inmersa en un campo fluido con cierta velocidad.

El término tras el igual, el término difusivo, modela el transporte de la magnitud considerada debido a la diferencia de concentraciones en el campo fluido, en el caso de la masa; debido a los esfuerzos viscosos en el caso de la cantidad de movimiento; y debido a la interacción molecular en el caso de la energía.

El último término, el término fuente, modela la generación o destrucción de la magnitud debido a diversas causas.

Desarrollando lo expuesto en la Tabla 2 se obtiene el un sistema de 5 ecuaciones y 7 incógnitas, por tanto, son necesarias dos ecuaciones extra, provenientes de la termodinámica, las conocidas como ecuaciones de estado, que tendrán la forma genérica:

14) Ecuaciones de estado generales

$$p = p(\rho, T); e = e(\rho, T)$$

En este caso, debido a las condiciones a las que se realizará el estudio, estas serán particularizadas para un gas perfecto:

15) Ecuaciones de estado para un gas perfecto

$$p = \rho R T; e = c_v T$$

De esta forma se obtiene un sistema en derivadas parciales de 7 ecuaciones y 7 incógnitas.

Conocidas las condiciones de contorno, que serán vistas en la subsección 2.3.2, y las condiciones iniciales, el sistema podría ser resuelto.

Si el lector presta atención en la forma de las ecuaciones obtenidas, podrá darse cuenta de su elevada complejidad: estas son ecuaciones diferenciales en derivadas parciales, que además poseen numerosas no linealidades. Por otro lado, aún faltaría por incluir la modelización de la turbulencia.

La resolución analítica de estas ecuaciones es inabordable, tal es así que constituye uno de los problemas del milenio en el campo de las matemáticas.

Recurrir a simplificaciones para poder realizar una resolución analítica, como por ejemplo acudir a la Teoría del Flujo Potencial, no sería práctico, pues de esta forma es imposible considerar efectos cruciales para este trabajo como son el desprendimiento de capa límite, la generación de resistencia debido a la estela, entre otros.

Por ello la única alternativa viable es resolver dichas ecuaciones mediante algún método numérico. Concretamente mediante el Método de los Volúmenes Finitos (FVM), implementado en el software CFD comercial *Star-CCM+*.

## 2.3 Conceptos de CFD

La dinámica de fluidos computacional es la ciencia que estudia el cálculo numérico de flujos de fluidos [10].

Esta ciencia se basa en la aplicación de un método numérico, generalmente el FVM, a la resolución de las ecuaciones diferenciales en derivadas parciales que gobiernan el comportamiento de los fluidos. De esta manera, el funcionamiento muy simplificado de un código CFD es el siguiente [10]:

1. Discretización del dominio en celdas (mallado)
2. Planteamiento de las ecuaciones de conservación de forma integral y conservativa (FVM) en cada celda, llamadas volúmenes de control.
3. Discretización del sistema de ecuaciones en derivadas parciales.
4. Resolución iterativa del sistema discretizado.

A continuación, se tratará de explicar de manera breve y concisa el planteamiento del FVM que permitirá obtener los resultados necesarios para la realización de este trabajo.

### 2.3.1 Discretización de las ecuaciones de conservación

El primer paso para poder aplicar el FVM es expresar las ecuaciones de transporte en forma integral:

16) Ecuación de transporte general en forma integral

$$\frac{d}{dt} \iiint_{V_c} \rho \phi \, d\Omega + \iint_{\Sigma_c} \phi (\rho \vec{u}) \cdot \vec{n} \, d\sigma = \iint_{\Sigma_c} \Gamma_\phi \nabla \phi \cdot \vec{n} \, d\sigma + \iiint_{V_c} S_\phi \, d\Omega$$

Discretizando la ecuación 4), aplicándola a cada celda [9]:

17) Ecuación de transporte discretizada para una celda genérica con  $N_f$  caras

$$\frac{d(\rho_p \phi_p)}{dt} V + \sum_1^{N_f} \overset{(5.2)}{\phi_f (\rho_f \vec{u}_f)} \vec{A}_f = \sum_1^{N_f} \overset{(5.1)}{\Gamma_{\phi,f}} \nabla \phi_f \vec{A}_f + S_{\phi,p} V$$

Los valores discretizados en las caras de la celda (subíndice f, *face*) se relacionan con los valores del centroide de la celda (subíndice p) y de sus vecinas (subíndice nb) mediante métodos de discretización [9], que se presentarán a continuación de manera conceptual y muy simplificada, con la intención de que el lector pueda hacerse una idea general de cm.

En primer lugar, el término temporal será nulo, debido a la consideración estacionaria del problema. Esto es debido a que la contribución de los elementos no estacionarios al resultado global es de varios órdenes de magnitud inferior a la contribución estacionaria en los casos tratados [11].

Para término difusivo, término (5.1), basta con una interpolación del coeficiente  $\Gamma_{\phi,f}$  mediante una media arnónica. [12]. El gradiente se discretiza mediante una reconstrucción empleando el método de mínimos cuadrados (LSQ):

18) Discretización del gradiente mediante LSQ

$$[J] \nabla \phi = \Delta \phi$$

Donde la matriz  $[J]$  es una matriz de coeficientes que es únicamente función de la geometría [12].

El término convectivo, término (5.2), se discretiza mediante un esquema de segundo orden aguas arriba (UD), en el cual  $\phi_f$  se toma a partir de valores de los nodos aguas arriba, despreciando los términos de tercer orden y superiores [12].

Aplicando lo anterior, y reordenando términos, se obtiene un sistema de ecuaciones algebraicas de tantas ecuaciones como celdas en las que se haya dividido el dominio, que permitirá expresión matricial:

19) Sistema de ecuaciones algebraicas resultado de la aplicación del FVM

$$a_p \phi_p + \sum_1^{N_{nb}} a_{nb} \phi_{nb} = b_p$$

En este trabajo, para resolver este sistema de ecuaciones se emplea el método iterativo AMG-Multigrid, implementado en el software *Star-CCM+*, el cual itera empleando cada vez una malla con más celdas hasta alcanzar la convergencia

Este es el algoritmo que permite despejar las variables del sistema, pero faltaría por determinar la forma en la que estas son tratadas, quedando así definido el tipo de *solver* que se emplea.

Para la mayoría de los casos 2D, concretamente aquellos en los que no se alcancen velocidades demasiado elevadas, se emplea el solver segregated. Este posee las siguientes características [9]:

1.  $p$  se obtiene a partir de la conservación de masa y momento
2.  $\rho$  se obtiene mediante la ecuación de estado.
3. Todas las variables se resuelven de forma secuencial, salvo  $p, \vec{u}$ , que se resuelven mediante un algoritmo predictor-corrector PISO, debido a que consume menores recursos de RAM.

La gran ventaja de esta operativa es que permite una formulación puramente estacionaria, pero para ser usada requiere que la densidad sea constante. Además, requiere de mayor número de iteraciones para alcanzar la convergencia.

Para los cálculos 3D, debido al menor número de iteraciones necesarias; y para aquellos casos a velocidades elevadas, debido a las condiciones de compresibilidad del fluido, se empleará el solver coupled, que tiene las siguientes características [9]:

1.  $p$  se obtiene a partir de la ecuación de estado
2.  $\rho$  se obtiene mediante la conservación de la masa.
3. Todas las ecuaciones se resuelven simultáneamente.

Para poder controlar las variaciones de cada variable  $\phi$  se emplean los factores de relajación,  $a_\phi$ . El objetivo de estos [9] es no considerar toda la variación calculada por la ecuación,  $\Delta\phi$ , sino considerar un porcentaje de esta:

20)Factor de relajación de la variable genérica  $\phi$

$$\phi_{n+1} = \phi_n + a_\phi \cdot \Delta\phi; a_\phi \in ]0,1]$$

A menor valor del factor de relajación, mayor robustez presentará el proceso de cálculo, pero más tardará en alcanzar la convergencia, por razones obvias.

Para poder controlar la convergencia del proceso, se definen los residuales:

21)Expresión del residual de la variable genérica  $\phi$

$$R^\phi = \sum_{\text{celdas}} \left| a_p \phi_p + \sum_1^{N_{nb}} a_{nb} \phi_{nb} - b_p \right|$$

Como puede observarse, el residual no sería más que la comprobación de cuanto no se está cumpliendo la continuidad en el transporte de la variable analizada.

En caso de cumplirse completamente, el sumatorio debería de ser nulo, lo que entra debería ser igual a lo que sale más lo que se genera y menos lo que se pierde en el interior, explicado de forma nada técnica.

### 2.3.2 Condiciones de contorno

Una vez aclarada la obtención e idiosincrasia del método empleado, para poder obtener una solución única es necesario definir las condiciones de contorno para cada una de las fronteras del dominio, es decir, definir de forma matemática su relación con el campo fluido.

En el caso de este estudio, se escogerán condiciones de contorno del siguiente tipo [13]:

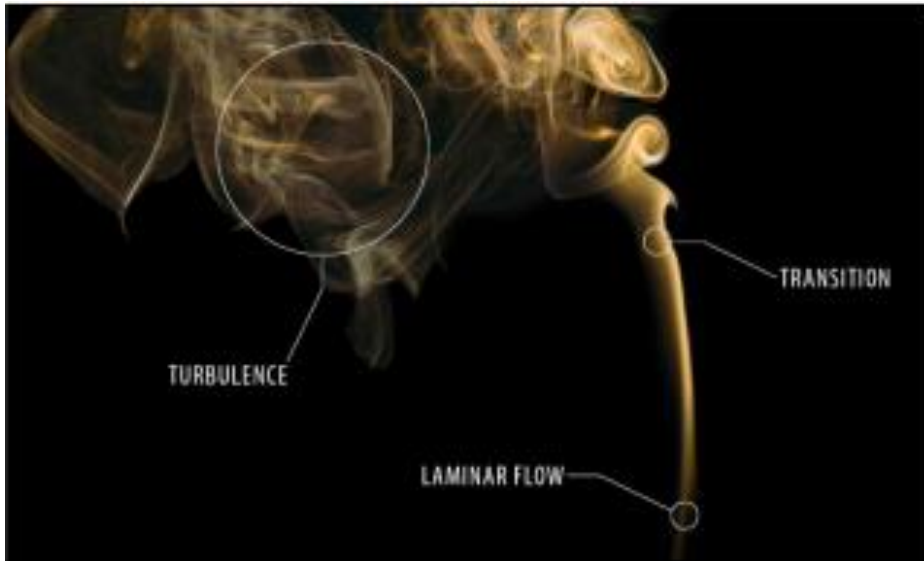
- *Velocity inlet*: se impone la magnitud de la velocidad, así como su dirección, la temperatura de parada, y las variables turbulentas. Se extrapola la presión del interior del dominio computacional.
- *Pressure outlet*: se impone la presión y se extrapolan el resto de las variables del interior del dominio.
- *Wall*: condición de contorno de no deslizamiento al ser el flujo viscoso, es decir, la velocidad tangencial es nula. La presión se extrapola del interior.
- *Symmetry*: la velocidad normal es nula, el resto de las variables se extrapolan del interior, siendo el gradiente normal a la frontera nulo.

### 2.3.3 Modelización de la turbulencia

El estudio de la turbulencia es altamente complejo. Aún hoy hay aspectos de esta que siguen sin comprenderse completamente. Tal es así que el premio Nobel de Física, Werner Heisenberg, según una historia apócrifa, se cuestionaba si Dios tendría una respuesta para este fenómeno [14].

La turbulencia es un estado del flujo, un patrón de movimiento del fluido caracterizado por variaciones caóticas de sus propiedades [14].

En la Figura 7 se aprecia claramente las diferencias entre un flujo laminar y turbulento.



**Figura 7:** Flujo laminar, en transición y turbulento [14].

Su complejidad radica en que en este régimen todos los términos de las ecuaciones de Navier-Stokes (ecuaciones de transporte de la cantidad de movimiento) son del mismo orden, por lo que no se puede despreciar ninguno de ellos [14].

El flujo turbulento tiene una serie de características [14]. Los flujos turbulentos son altamente no lineales y caóticos.

- La turbulencia acelera la homogeneización de los fluidos.
- Se tratan de flujos con vorticidad no nula, en los que se generan vórtices 3D. Se define la vorticidad como el rotacional del vector velocidad:

22) Expresión del rotacional del vector velocidad. Definición de vorticidad.

$$\vec{\omega} = \nabla \wedge \vec{u} = \left( \frac{\partial w}{\partial y} - \frac{\partial v}{\partial z} \right) \vec{i} + \left( \frac{\partial u}{\partial z} - \frac{\partial w}{\partial x} \right) \vec{j} + \left( \frac{\partial v}{\partial x} - \frac{\partial u}{\partial y} \right) \vec{k}$$

Si  $\vec{\omega} \neq 0$  se dice que el flujo es rotacional, lo que implica que los elementos fluidos tengan una velocidad angular finita.

- La turbulencia es siempre 3D
- El flujo turbulento está formado por un espectro continuo y coherente de escalas temporales y de longitud donde se intercambia energía cinética, que finalmente es disipada en forma de energía interna por torbellinos de tamaño cada vez más reducido, a causa de los esfuerzos viscosos.

Las escalas grandes vienen determinadas por la geometría

Las escalas pequeñas dependen de la viscosidad.

Entre ellas existe la conocida como cascada de energía.

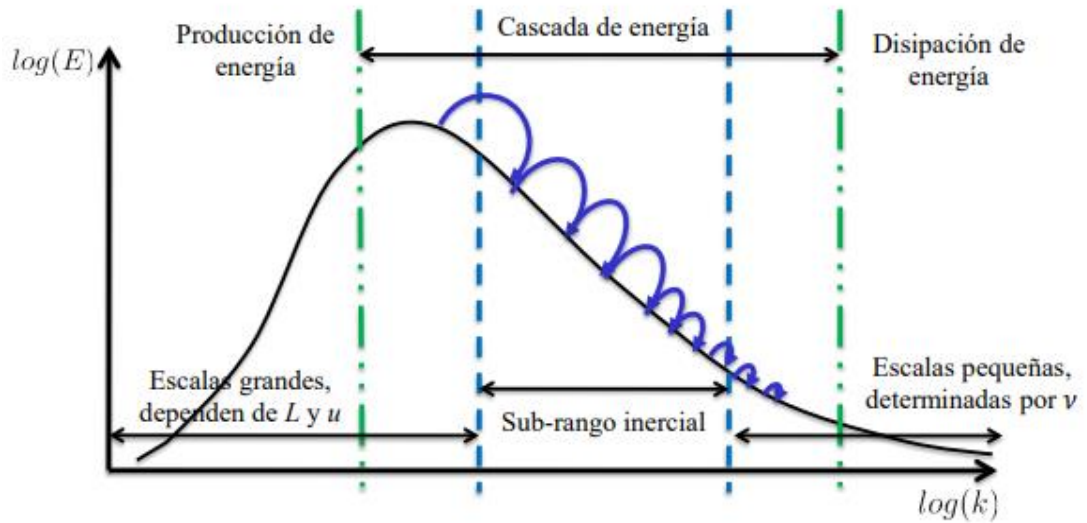


Figura 8: Gráfica explicativa de la estructura en escalas de la turbulencia [15].

Como se comentó anteriormente, ningún término de la ecuación de transporte puede ser despreciado. Existen varios enfoques para trabajar con flujos turbulentos.

Uno de ellos es el enfoque estadístico, muy útil para la realización de estudios experimentales.

Resolver las ecuaciones considerando todos los términos se conoce como métodos DNS, y su coste computacional es inasumible.

Otra opción sería resolver solo las escalas grandes, cuyos términos asociados son más sencillos, y modelar las pequeñas. Esto se conoce como método SRS.

Por otra parte, se podría optar por modelar todas las escalas. Esta será la opción escogida, pues es la que menor coste computacional implica, y para obtener resultados adecuados en este trabajo no se requiere de gran precisión en el cálculo de la turbulencia. Es conocido como modelo RANS.

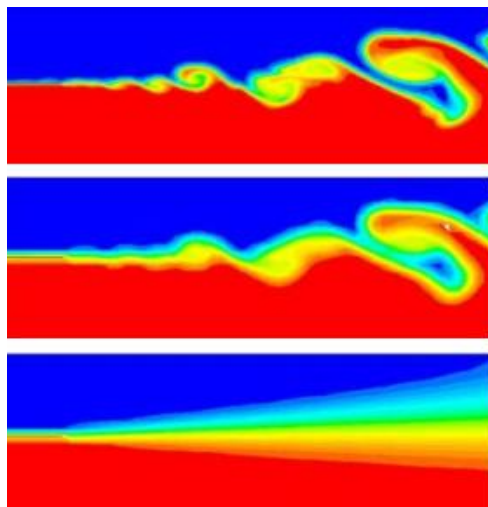


Figura 9: Resultados de método DNS (superior), SRS (intermedio), y RANS (inferior) [16].

Para modelar la turbulencia y así poder incluir sus efectos en el método numérico visto en la subsección anterior, se realizará al promediado de las ecuaciones de transporte empleando la descomposición de Reynolds, mediante la cual se descomponen todas las variables como suma del promedio y de la fluctuación:

23) Descomposición de Reynolds de la variable genérica  $\phi$

$$\phi = \widehat{\phi} + \phi'$$

Introduciendo la descomposición de Reynolds en todas las ecuaciones de transporte anteriormente comentadas, y tras unas cuantas manipulaciones algebraicas, se obtienen los modelos RANS para las ecuaciones de transporte de la cantidad de movimiento:

24) Ecuación de cantidad de movimiento promediada, expresada en notación de Einstein

$$\frac{\partial \widehat{u}_i}{\partial t} + \widehat{u}_j \frac{\partial \widehat{u}_i}{\partial x_j} = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial \widehat{p}}{\partial x_i} + \nu \frac{\partial}{\partial x_j} \left( \frac{\partial \widehat{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \widehat{u}_j}{\partial x_i} \right) - \frac{\partial}{\partial x_j} (\widehat{u'_i u'_j})$$

Comparando la Ecuación 12) con la Ecuación 1) particularizada para la cantidad de movimiento, se observa que son idénticas, salvo por un término, denominado tensor de esfuerzos de Reynolds [14]:

25) Expresión en notación de Einstein del tensor de Reynolds.

$$[R_{ij}]_{3 \times 3} = \widehat{u'_i u'_j}$$

Por tanto, ahora se tienen las 7 ecuaciones de transporte, con sus 7 incógnitas, pero al realizar el promediado de Reynolds para así poder modelar la turbulencia han aparecido 9 incógnitas extra, las 9 componentes del tensor de Reynolds.

Esto se conoce como el problema de cierre de RANS, y, por tanto, para conseguir un sistema de ecuaciones compatible determinado y así tener solución única será necesario conocer o modelar el tensor de Reynolds [14].

Para este trabajo, se empleará el modelo Spallart-Allmarast.

Para ello tras descomponer el tensor de Reynolds según el cálculo tensorial, y aplicar la conocida como hipótesis de Boussinesq [17], mediante la cual se expresa dicho tensor en función de una viscosidad turbulenta, el problema de cierre de RANS se reduce a determinar la viscosidad turbulenta.

El modelo de Spallart-Allmarast consiste en establecer una sola ecuación para modelar el transporte de esta nueva viscosidad turbulenta.

La elección de este modelo radica en su relativa sencillez, así como en que este da muy buenos resultados cuando se trata de flujo externo sometido a gradiente adverso de presiones [12], situación característica de un perfil alar o de un ala 3D.

No obstante, el resultado final es independientemente de la elección de este u otro modelo de turbulencia, como demuestra el análisis de sensibilidad del modelo de turbulencia.



De esta forma queda completamente definido el método numérico que se empleará para obtener los resultados de este estudio, con 8 ecuaciones y 8 incógnitas por cada celda del dominio computacional.

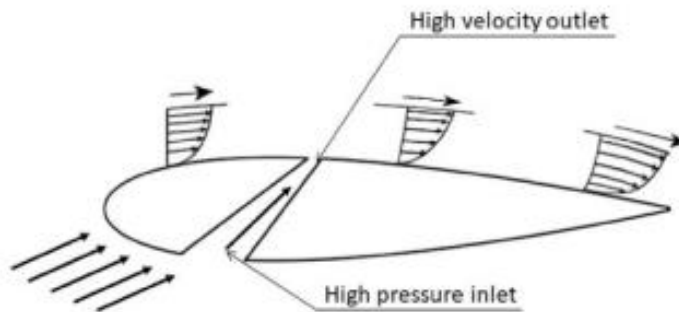
## Sección 3

### 3. Estado del arte

El dispositivo hipersustentador estudiado, diseñado y optimizado en este trabajo cuenta con amplios usos y aplicaciones, además ha sido también bastante estudiado.

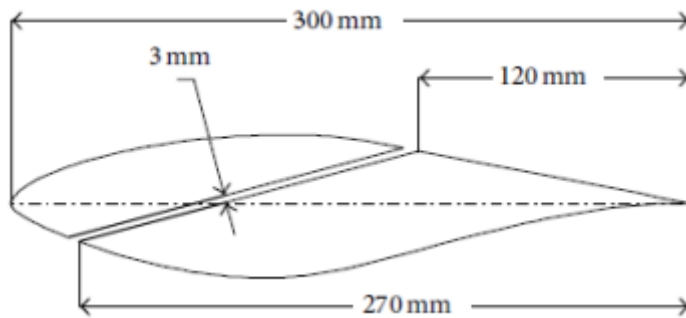
Donde más presencia de este se encuentra es en aerogeneradores de eje vertical, VAWT.

Una de sus aplicaciones más destacables es en turbinas de tipo Darrieus. Como se señala en los estudios realizados a este tipo de VAWT [18], uno de los principales problemas de este tipo de aerogeneradores es el par de arranque que el rotor ha de vencer para comenzar a generar electricidad. En dicho estudio se concluye en que la mejora que consigue el perfil NACA 0018 con el slot implementado en términos de eficiencia aerodinámica permiten la generación de un par más alto a velocidades de giro reducidas. Además, en él se comenta que esta mejora está asociada a retrasos en la separación del flujo a elevados ángulos de ataque.



**Figura 10:** Slot implementado en perfil NACA0018 [18].

Otro ejemplo de la aplicación del slot convergente en VAWT es el artículo referente a la implementación de este en un perfil S809 [19]. En este caso principalmente se comentan las virtudes de este dispositivo hipersustentador para ángulos de ataque iguales y mayores a 15°. Además, en este estudio se hace mención especial a la gran capacidad del CFD para el cálculo de las características aerodinámicas, consiguiendo un error entre el cálculo numérico y los ensayos en túnel de viento mínimos.



**Figura 11:** Geometría del perfil S809 [19].

Sin embargo, si se presta mínima atención a las figuras 10 y 11, se puede observar cómo en ambos casos se tratan de perfiles de espesor medio y alto, especialmente grueso en el caso del S809. En este trabajo la implementación del slot se realizará para un NACA2412, perfil de espesor considerablemente fino. De esta manera se espera que los beneficios del slot se den a ángulos de ataque más elevados que en el caso del S809, debido a que la entrada en pérdida de este tipo de perfiles es a mayores ángulos de ataque, y ocurre en posiciones mucho más cercanas al borde de ataque.

En [20] también se realiza un estudio exhaustivo de la implementación de una tobera convergente a perfiles alares de espesor medio y grueso, empleando una geometría de slot convergente muy sencilla, completamente recta. No obstante, el estudio de la relación de áreas que en él se realiza es muy completo, y ha servido de gran ayuda para la realización de este trabajo.

Para poder obtener información y antecedentes sobre el estudio de este dispositivo hipersustentador a un perfil de espesor fino, hay que acudir al estudio [21], en el cual, además de realizar un estudio 2D de una geometría de canal algo más compleja, se realiza un estudio preliminar de viabilidad estructural en la aplicación del slot en un ala, con resultados muy positivos.

En la industria aeroespacial, el slot se encuentra en multitud de aeronaves comerciales, frecuentemente en forma de slat, que no es más que una tobera convergente móvil. No obstante, el tamaño de estos suele ser bastante más reducido al que se propondrá en este trabajo.

## Sección 4

# 4. Metodología

El estudio ha consistido tanto en obtención y análisis de resultados mediante cálculo numérico CFD, como en la realización de determinados ensayos en túnel de viento.

Mediante CFD se han efectuado los análisis pertinentes que han permitido diseñar y optimizar el slot, mientras que la parte experimental, debido a las limitaciones del túnel de viento disponible, se ha empleado para validar los resultados de los cálculos numéricos.

De esta forma, en primer lugar, se calculó el comportamiento aerodinámico del perfil NACA2412. Una vez obtenidos resultados fiables del mismo, y tras la validación con datos experimentales, se procedió a realizar un estudio del comportamiento de la capa límite y de los coeficientes aerodinámicos en función del ángulo de ataque. Tras calcular la evolución del espesor de la capa límite en función del ángulo de ataque, se pudo determinar las posiciones de entrada y salida del slot, con el objetivo de retrasar el máximo posible la separación de esta. La forma interior fue diseñada con el objetivo de maximizar tanto la adherencia del fluido en el slot, como la velocidad de salida de este.

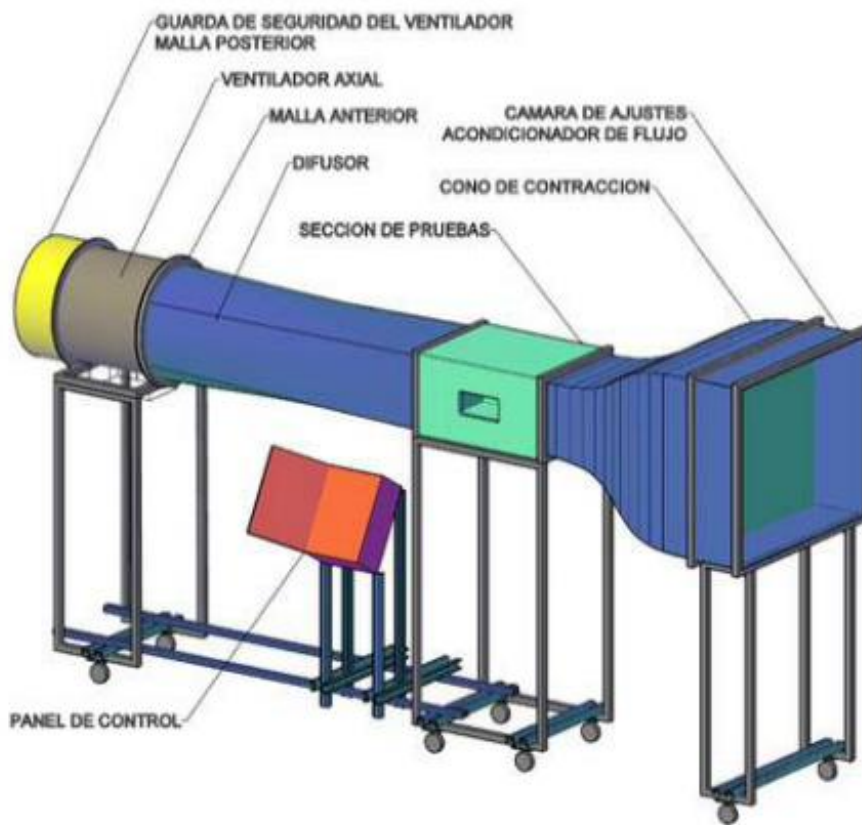
Por otro lado, los radios de entrada y salida fueron escogidos tras una revisión bibliográfica [20] & [21].

Tras calcular las características aerodinámicas pertinentes del nuevo perfil con slot, y validar los resultados experimentalmente, se estudió el comportamiento aerodinámico del mismo. De esta forma se pudieron plantear una serie de estudios paramétricos para su optimización, así como una aplicación al dispositivo estudiado por un compañero, un biplano, en el que, debido a los puntos débiles del mismo, se pensó que el slot supondría una gran mejora, como así se verá en la subsección 6.3.2 *Implementación en biplano*.

## 4.1 Metodología experimental

Debido a la ruptura de la balanza electrónica de alta precisión del túnel de viento que originalmente iba a ser usado, se tuvo que recurrir a otro de menores dimensiones y prestaciones, con una balanza analógica de considerablemente menor precisión.

El túnel de viento empleado es de circuito abierto, y consta de las partes que se pueden observar en la *Figura 12*.

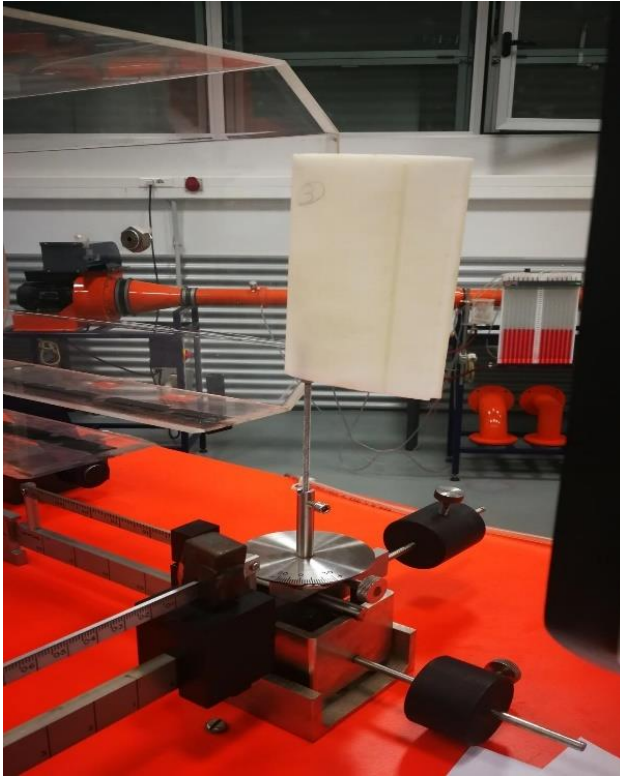


**Figura 12:** Túnel de viento de circuito abierto y sus partes [22].



**Figura 13:** Túnel de viento empleado.

Las mediciones de las fuerzas aerodinámicas se realizaron mediante una balanza, que debía ser calibrada en primer lugar. Para ello se movían los pesos colocados en los extremos hasta conseguir equilibrar la balanza, con la varilla de sujeción ya colocada y el túnel en funcionamiento, para así tener en consideración la resistencia aerodinámica generada por la varilla, procedimiento similar al de la tara en una báscula convencional.



**Figura 14:** Montaje en túnel de viento. Modelo de perfil con slot, varilla de sujeción y balanza empleada.

Los modelos empleados fueron fabricados mediante impresión 3D. Por motivos de eficiencia y reducción de costes, se imprimió la geometría base, necesaria para realizar las validaciones que permitían el diseño del slot; así como la geometría correspondiente al slot ya diseñado; y a la implementación de este en el biplano.

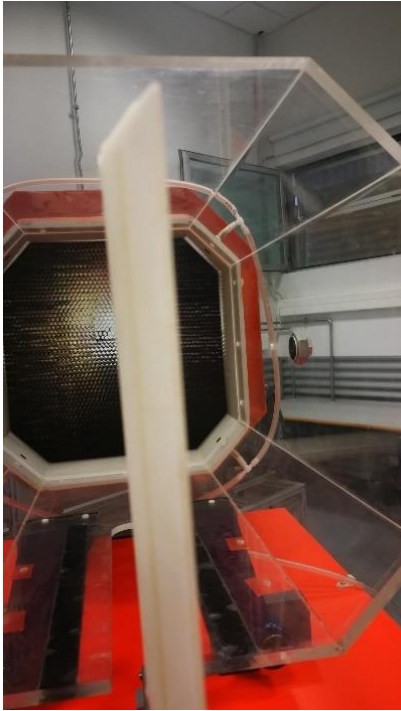


**Figura 15:** Modelo de impresión 3D de la geometría de biplano con slot

Cuerda	0.1 m
Envergadura	0.15 m
Altura (caso biplano)	0.2 m

**Tabla 3:** Dimensiones de los modelos fabricados

Se eligió una configuración del motor del túnel tal que proporcionase una velocidad de 15.5 m/s, debido a un compromiso entre velocidad y reducción de las vibraciones generadas.



**Figura 16:** Montaje en el túnel de viento

Debido a la no demasiada precisión de la balanza, con el objetivo de minimizar el error, se decidió realizar varias medidas para cada ángulo de ataque, y considerar la media de ellas, repitiendo el proceso tantas veces como fuera necesario a fin de disminuir todo lo posible la dispersión de los resultados

Debido a las vibraciones ya comentadas, el límite de ángulos de ataque de medidas admisibles fue de  $20^\circ$ . Es por ello por lo que se empleó el túnel de viento tan solo para validación, debido a que el rango de funcionamiento óptimo del slot es de  $[22^\circ, 30^\circ]$ .

## 4.2 Metodología CFD

Como ya se ha comentado, para la realización de los cálculos se empleará el método numérico expuesto en la sección 2.3, implementado en el software *Star-CCM+*. En esta subsección se explicará detalladamente el proceso seguido para la obtención de resultados fiables y lo más cercanos a la realidad física posible.

Para ello es imprescindible realizar un proceso completo y riguroso, definido mediante diagramas de bloques en la *Figura 17*.

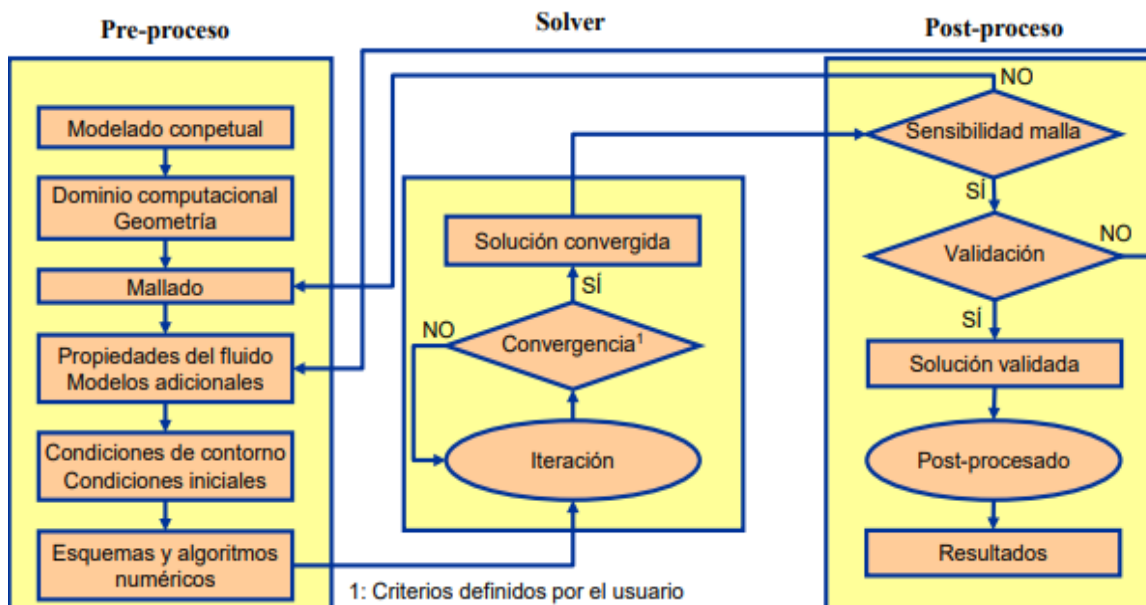


Figura 17: Proceso completo de CFD [10]

A continuación, se explicará detalladamente cada una de las partes de este proceso.

#### 4.2.1 Modelado conceptual y dominio computacional

El modelado conceptual tiene como principal misión [10] definir claramente los resultados a obtener, la precisión esperada en el cálculo, las posibles simplificaciones a realizar, y la definición de los medios disponibles y el tiempo requerido para lograr alcanzar los resultados.

De esta forma, los resultados que se persiguen obtener son, tanto en el caso del perfil base como en la geometría con slot implementado, los coeficientes de sustentación y resistencia, así como el comportamiento de la capa límite, tanto su espesor a lo largo del perfil como la posición y el ángulo de ataque en la que esta desprende en cada caso.

Se estima que una precisión de  $\pm 5\%$  será suficiente, teniendo en cuenta las limitaciones del túnel de viento, así como del hardware empleado.

En cuanto a las simplificaciones comentadas, en los casos de velocidades reducidas (casos a  $20\text{ m/s}$ ), se asumirá flujo incompresible, es decir, de densidad constante en todo el dominio.

En los casos 3D se asumirá un comportamiento de flujo simétrico, por lo que solamente será calculada la mitad del ala, reduciendo a la mitad el dominio computacional y ahorrando así gran cantidad de tiempo.

Además, como ya se comentó anteriormente, se asumirá flujo estacionario, debido a que el orden de magnitud de los términos no estacionarios es en varios órdenes inferior al de los términos estacionarios.

Los estudios exhaustivos de capa límite que se emplearán para el diseño de la geometría del slot serán realizados en 2D, debido al comportamiento quasi-bidimensional de la capa límite en los casos analizados.



Además, los cálculos realizados a bajas velocidades se limitarán a  $20 \text{ m/s}$ . Esto es debido a que conceptualmente el slot funciona de manera óptima para valores reducidos del número de Reynolds. Por ello se realizarán cálculos para  $Re \approx 10^5$ , régimen en el cual los términos viscosos son bastante influyentes. De estos casos en los que los términos viscosos son más importantes, se elige un  $Re = 1.5 \cdot 10^5$ ,  $U_\infty = 20 \text{ m/s}$ , debido a que es el caso más desfavorable.

Todas estas simplificaciones serán verificadas tanto mediante la parte de validación con datos experimentales, como mediante el análisis de los resultados numéricos obtenidos, buscando fenómenos espurios.

En cuanto al tiempo requerido, se estima que un tiempo de cálculo máximo aceptable será de aproximadamente de 120 minutos en 3D, y de 45 minutos en 2D, para los casos más complejos (casos a altos ángulos de ataque y Reynolds reducidos).

En cuanto al dominio computacional, este debe de ser lo suficientemente grande como para que las condiciones de contorno no incluyan en el área de interés (perfil y estela); pero lo más reducido posible para limitar el coste computacional.

De esta forma los conocimientos sobre aerodinámica y mecánica de fluidos, permiten realizar el siguiente dimensionamiento. Las distancias se miden desde el origen del SR, situado en la intersección del BA con el BF y el plano de simetría del centro del ala.

Dirección	Distancia
Aguas arriba {-1, 0, 0}	$5 \cdot c = 0.5 \text{ m}$
Aguas abajo {1, 0, 0}	$15 \cdot c = 1.5 \text{ m}$
Superior {0, 1, 0}	$10 \cdot c = 1 \text{ m}$
Inferior {0, -1, 0}	$5 \cdot c = 0.5 \text{ m}$
Profundidad (3D)	$5 \cdot c = 0.5 \text{ m}$

**Tabla 4:** Dimensionamiento del dominio computacional

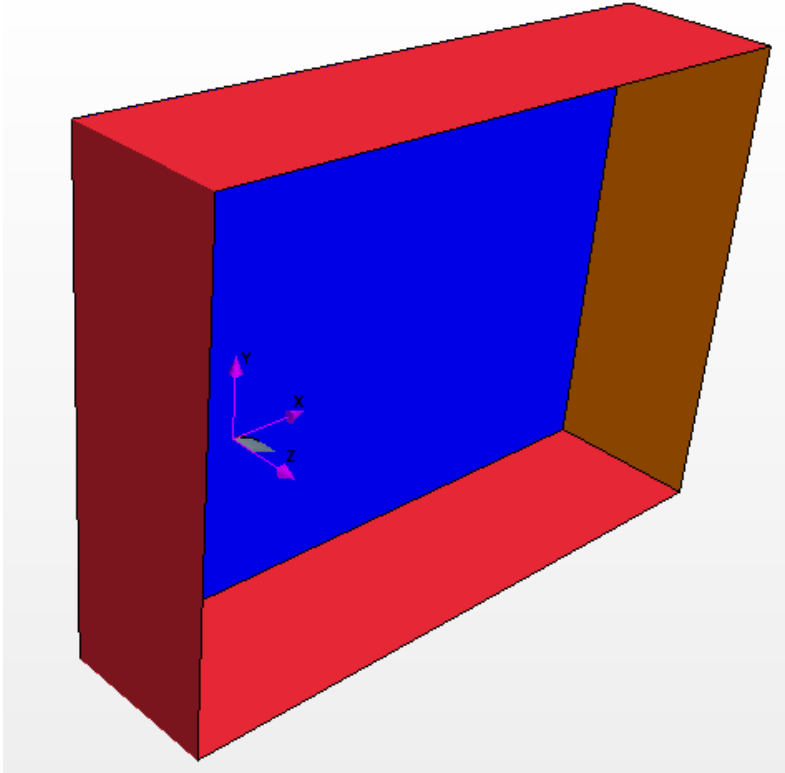
La geometría del dominio computacional se detallará en la siguiente subsección.

Se emplea el mismo dominio computacional para todos los casos calculados, por motivos de validación y ahorro de tiempo. Un solo dominio computacional y una malla suponen un solo estudio de sensibilidad y de validación.

El dominio computacional 2D es el resultado de una intersección de un plano transversal con el dominio computacional 3D.

### 4.2.2 Geometría y mallado

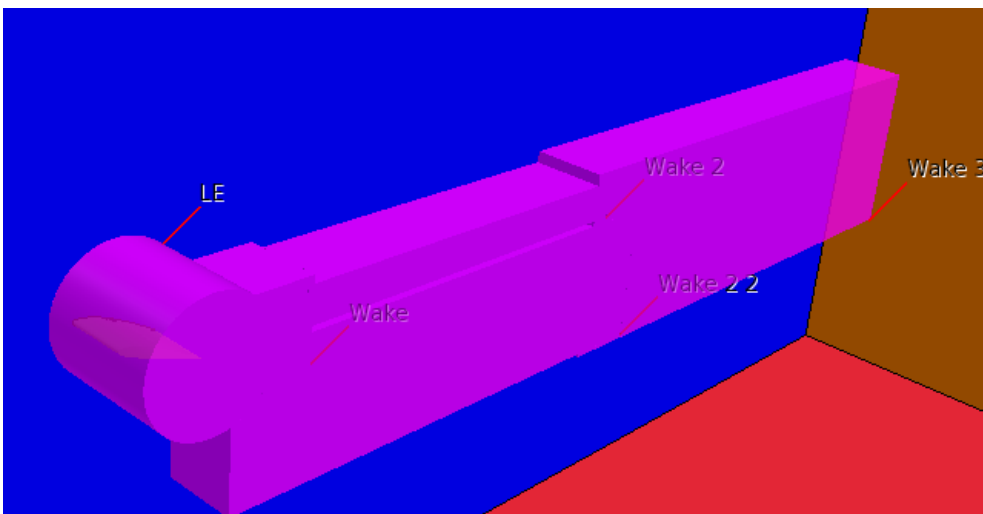
Para el dominio computacional se elige una geometría rectangular de dimensiones ya vistas anteriormente, para todos los casos calculados.



**Figura 18:** Dominio computacional 3D y posición del SR.

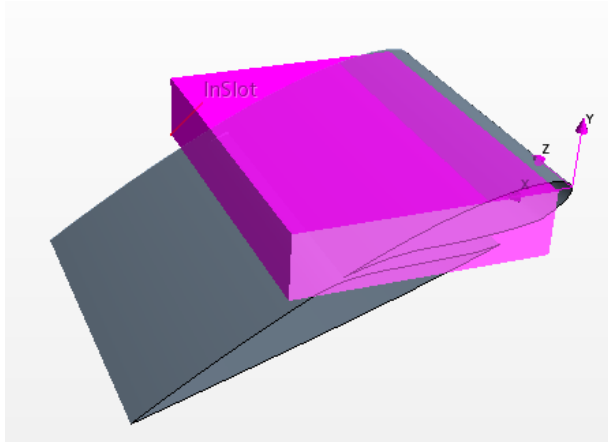
El dominio computacional 2D es el resultado de la intersección del plano azul de la *Figura 18* ( $z = 0$ ) con el resto del dominio.

Además, en el dominio computacional se incluyen varios volúmenes de control de mallado



**Figura 19:** Dominio computacional 3D con volúmenes de control de mallado. Caso ala sin slot.

En los casos de ala con slot, a estos volúmenes de control de mallado se le añadiría uno extra que abarcaría todo el slot, así como su entrada y salida.



**Figura 20:** Volumen de control de mallado del slot.

A continuación, se recoge la geometría de estos volúmenes de control.

Nombre	Forma geométrica	Coordenada 1 $\{x, y, z\}$	Coordenada 2 $\{x, y, z\}$
LE	Cono	<i>Centro cara superior:</i> $\{0.05, 0, 0.15\}$	<i>Centro cara inferior:</i> $\{0.05, 0, 0\}$
Wake	Paralelepípedo	<i>Vértice 1</i> $\{0.07, -0.075, 0\}$	<i>Vértice 2</i> $\{0.2, 0.02, 0.1\}$
Wake 2	Paralelepípedo	<i>Vértice 1</i> $\{0.2, -0.03, 0\}$	<i>Vértice 2</i> $\{0.7, 0.015, 0.1\}$
Wake 2.2	Paralelepípedo	<i>Vértice 1</i> $\{0.1, -0.2, 0\}$	<i>Vértice 2</i> $\{0.75, -0.03, 0.1\}$
Wake 3	Paralelepípedo	<i>Vértice 1</i> $\{0.7, -0.2, 0\}$	<i>Vértice 1</i> $\{1.45, 0.03, 0.1\}$

**Tabla 5:** Geometría de los volúmenes de control de mallado 3D.

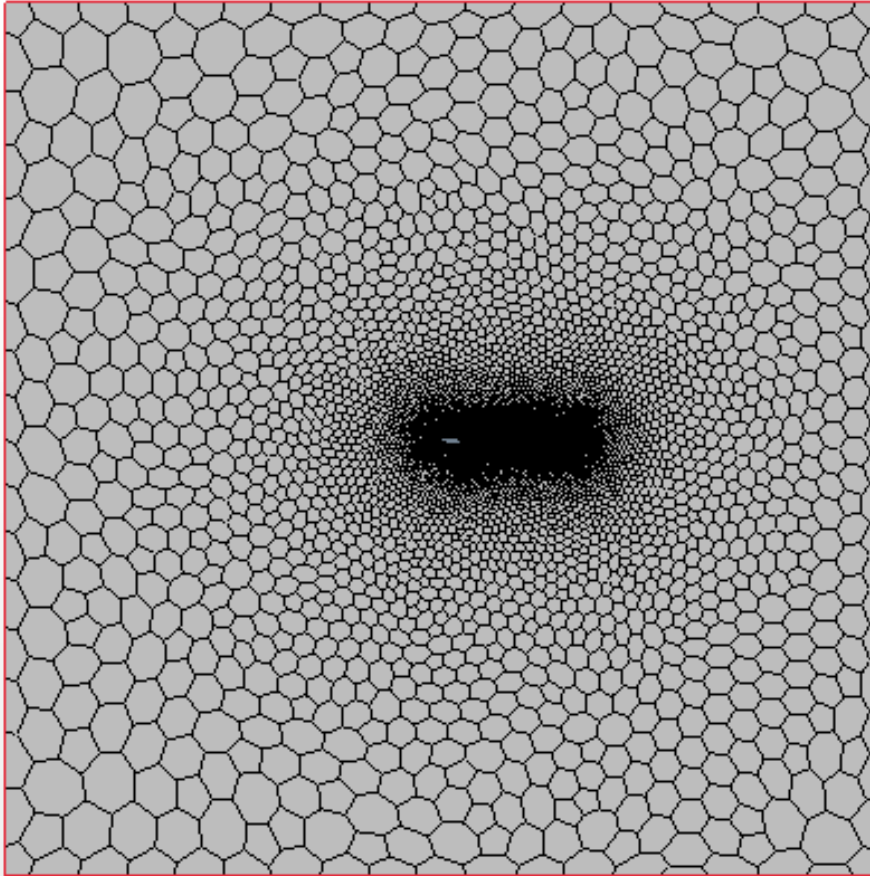
El objetivo de estos volúmenes es recubrir las zonas en las que se prevé que se necesitará mayor precisión de cálculo: el campo fluido cercano al perfil y la estela.

En los casos 2D se usarán superficies de control mucho más simples, debido a la mayor necesidad de limitar el número de celdas en el caso 3D, por los requerimientos computacionales que esto implica. Estas superficies se verán a continuación en la malla 2D.

Para todos los casos el perfil 2D cuenta con una cuerda de 0.1 m.

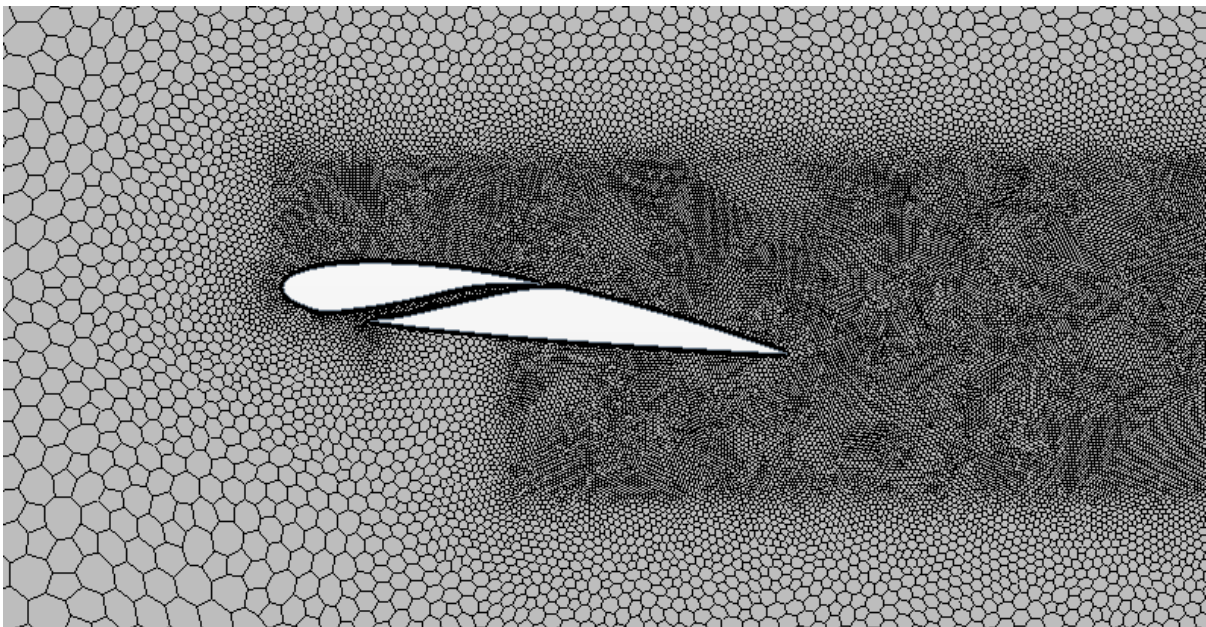
Para los casos 3D la cuerda será idéntica, y el ala contará con una envergadura de 0.15 m, aunque como ya se ha comentado, solo se calculará la mitad de la envergadura.

La geometría del slot será comentada en la sección 6.1, debido a que es una consecuencia directa de los resultados obtenidos.



**Figura 21:** Malla de los casos 2D.

En el caso 2D se elige geometría de celda poligonal. Se establece control de mallado en las fronteras del dominio para limitar el número de celdas finales. Además, se establece control de mallado en el campo fluido cercano y en la estela para conseguir una mayor precisión en esta zona, como se puede apreciar en la *Figura 21* y en la *Figura 22*.



**Figura 22:**Detalle de la malla 2D en la zona de interés.

La malla empleada en el perfil sin slot y en los casos con slot es idéntica, salvo por la zona del slot, donde la malla viene impuesta por un control de superficie como los ya mencionados.

Además, en todos los casos se emplea un mallado de capa límite conocido como *prism layers*, que es una serie de celdas rectangulares, cuya altura crece en progresión geométrica, que se establecen en las cercanías del perfil o ala para lograr mayor precisión en el cálculo de la capa límite.

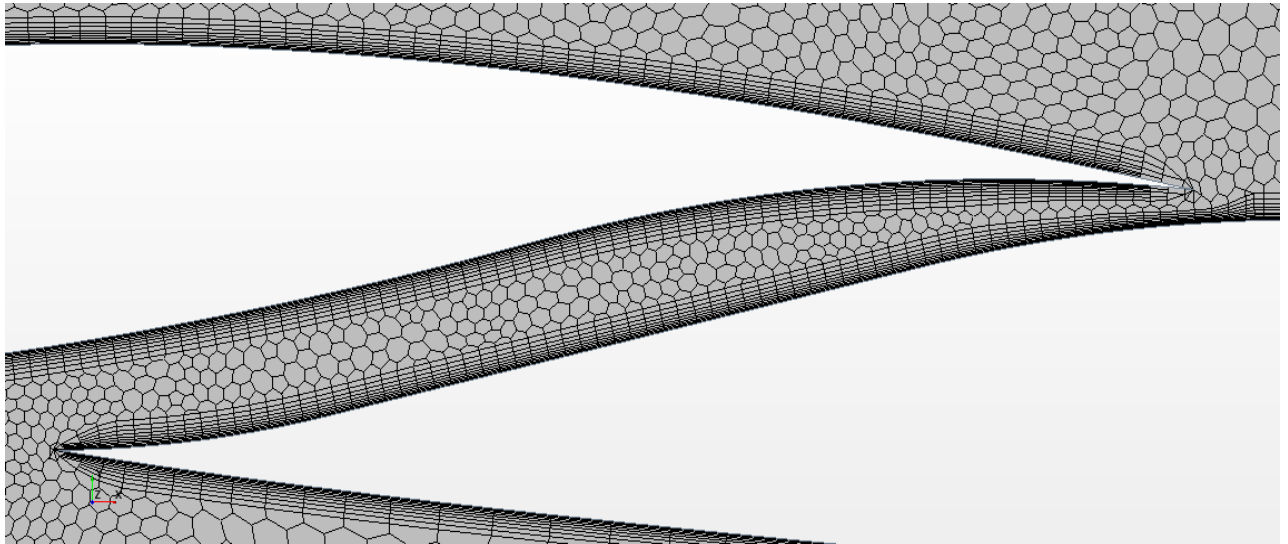


Figura 23: Detalle del mallado del slot y de los *prism layers*.

El objetivo de los *prism layers* es conseguir una gran precisión en la zona de capa límite que interesa conocer bien. Esta es la región viscosa, por ello se realiza el cálculo adecuado para conseguir que la distancia adimensional de capa límite sea de  $y^+ < 5$ .

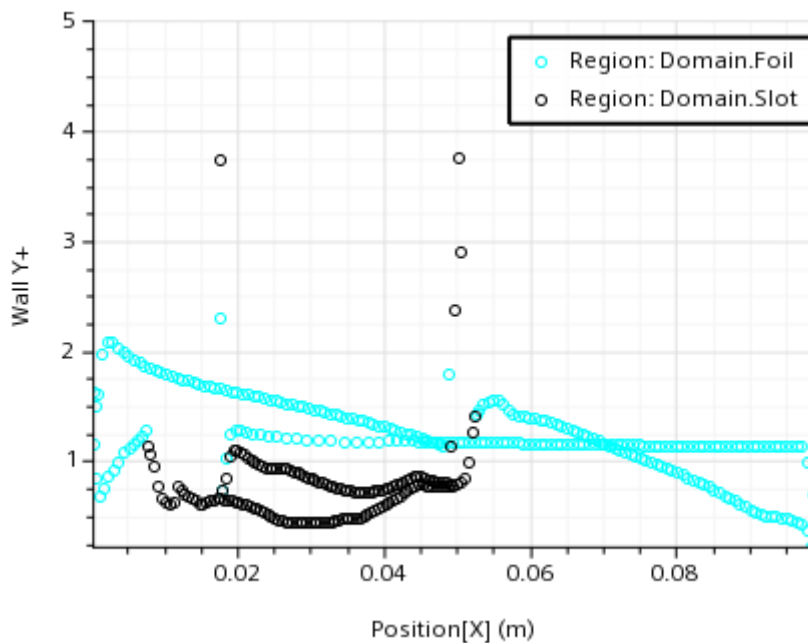


Figura 24:  $y^+$  caso 2D con slot

Se puede observar como a la entrada y salida del slot la distancia adimensional se dispara. Esto es debido a la pronunciada curvatura de la geometría en esta zona.

El caso sin slot es similar, pero sin la transición entre el perfil y el canal.

En la *Tabla 5* se recogen las principales características de la malla 2D empleada.

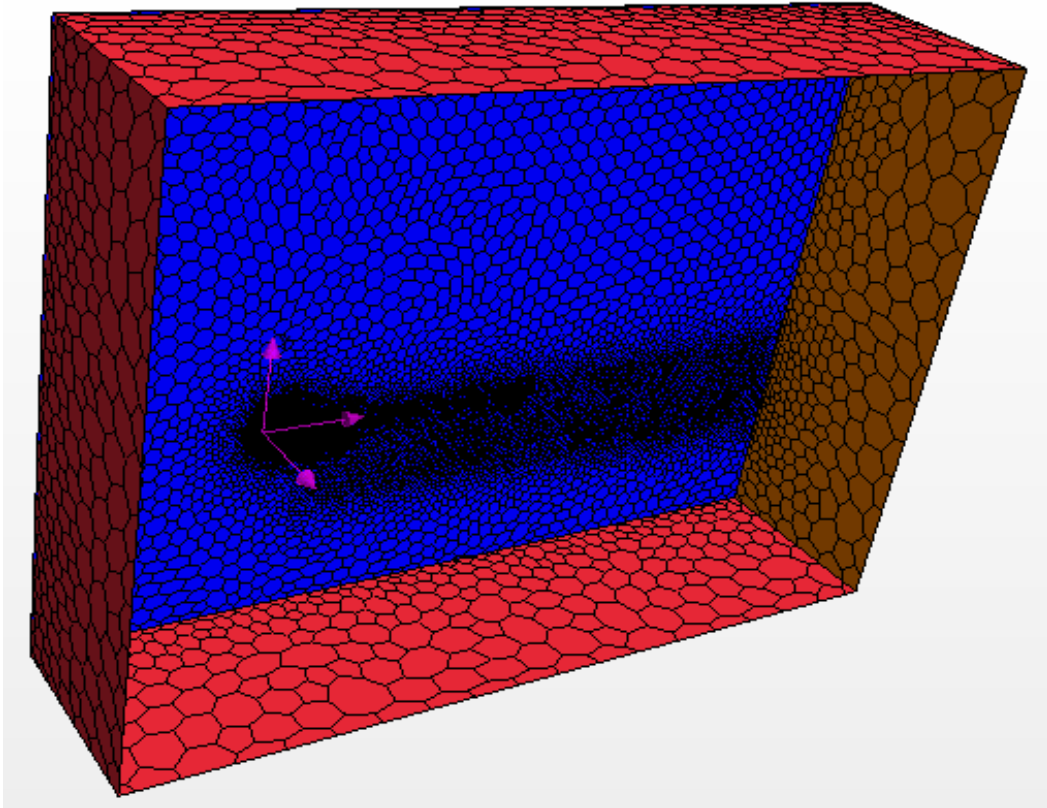
Nombre del parámetro de mallado	Valor
Tamaño base	0.005 m
Growth Rate	1.2
Minimum Face Quality	0.2
Control de superficie del campo cercano	75% (respecto del tamaño base)
Control de superficie de la estela	65% (respecto del tamaño base)
Control de superficie del slot	50% (respecto del tamaño base)
Control de superficie en las fronteras	0.4 m
Número de Prism Layers	10
Prism Layer Stretching	1.3
Prism Layer Total Thickness	1.5 E-3

**Tabla 6:** Principales características de la malla 2D

En el *Anexo I* se puede encontrar en mayor detalle tanto todos los parámetros empleados en el mallado como las características de calidad de la malla, así como el cálculo realizado para los *prisms layers*.

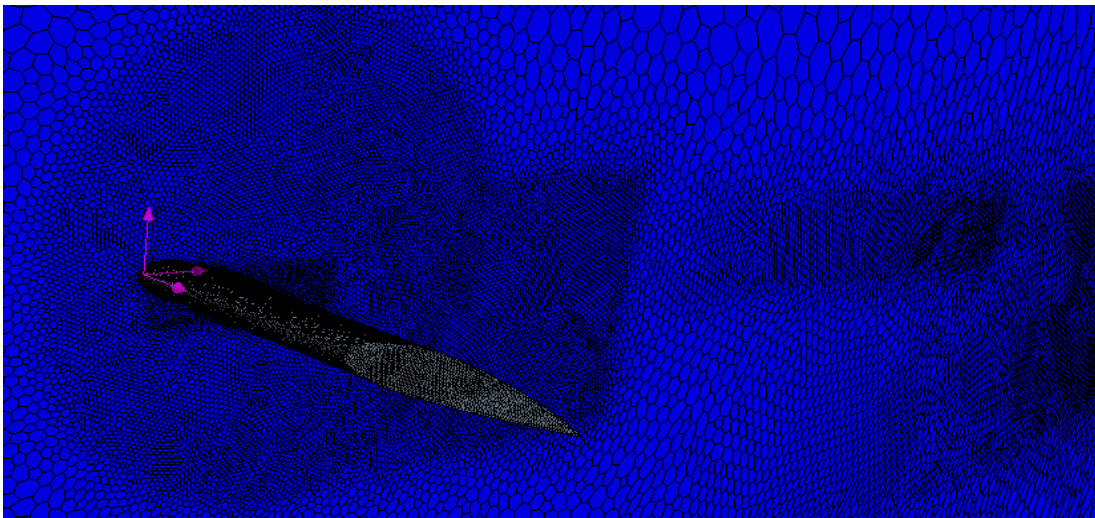
De esta manera, en el caso 2D se obtiene una malla con 137513 celdas para el caso del perfil sin slot, y de 138641 celdas para los casos con slot implementado. Debido a que la diferencia es menor al 5%, y sus parámetros de calidad son iguales, se pueden considerar como idénticas a efectos de cálculo.

En el caso 3D se elige geometría de celda poliédrica. Se establece control de mallado en las fronteras del dominio para limitar el número de celdas finales. Esto se observa claramente en la *Figura 24*. El control de mallado en la frontera correspondiente al plano de simetría  $z = 0$  es muy distinto debido a que en esta frontera también se encuentran zonas pertenecientes al campo fluido cercano que, como ya se comentó, debe de ser refinado.



**Figura 25:** Malla de los casos 3D.

Además, se establece control de mallado en los volúmenes ya mencionados, siguiendo el objetivo de mallar con más elementos las zonas más cercanas al ala y a la estela próxima a esta, e ir reduciendo todo lo posible el tamaño de elementos conforme se alejan del ala, no haciéndolo de manera brusca para no comprometer la calidad de la malla, y sin aumentar desorbitadamente el coste computacional.



**Figura 26:** Detalle de la malla 3D en la zona de interés. Efecto del control de mallado volumétrico.

En la malla 3D también se emplea el mallado de capa límite mediante *prisms layers*, que ahora serán celdas de geometría paralelepípeda.

El  $y^+$  objetivo es el mismo que en el caso 2D.

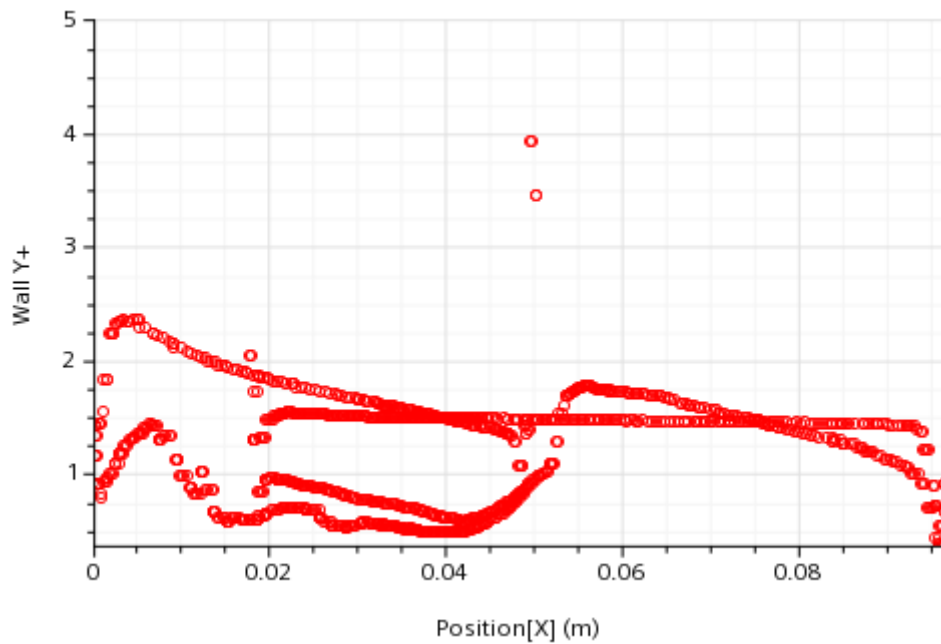


Figura 27:  $y^+$  caso 3D con slot

La similitud con el caso 2D hace pensar que el estudio de la capa límite solo en 2D para el diseño del slot será una decisión correcta, aunque esto se confirmará posteriormente.

En la *Tabla 6* se recogen las principales características de la malla 3D empleada.

Nombre del parámetro de mado	Valor
Tamaño base	0.001 m
Surface Growth Rate	1.3
Minimum Face Quality	0.2
Control de volumen del campo cercano	30% (respecto del tamaño base)
Control de volumen de la estela cercana	40% (respecto del tamaño base)
Control de volumen de la estela 2	100% (respecto del tamaño base)
Control de volumen de la estela 3	200% (respecto del tamaño base)
Control de volumen del slot	15% (respecto del tamaño base)
Control de volumen en las fronteras	2000% (respecto del tamaño base)
Control de volumen en simetría $z = 0$	750% (respecto del tamaño base)
Número de Prism Layers	10
Prism Layer Stretching	1.3
Prism Layer Total Thickness	1.5 E-3

Tabla 7: Principales características de la malla 3D

Además, en la malla 3D se realiza una optimización de post mado, con el objetivo de aumentar la calidad de la malla y así reducir los costes computacionales.



De esta manera, en el caso 3D se obtiene una malla con 514709 celdas para el caso del perfil sin slot, y de 526268 celdas para los casos con slot implementado. Debido a que la diferencia es menor al 5%, y sus parámetros de calidad son iguales, se pueden considerar como idénticas a efectos de cálculo.

La filosofía de mallado seguida ha sido la de imponer un tamaño de malla grande en el dominio, para minimizar el coste computacional; y mediante los controles volumétricos y de superficie reducir lo deseado el tamaño de las celdas allá donde fuera necesario para conseguir una correcta precisión y evitar así que el cálculo no converja. Además, se ha priorizado en todo momento conseguir mallas de buena calidad.

### 4.2.3 Propiedades del fluido y modelos empleados

Para el correcto comportamiento del flujo es indispensable escoger los modelos de fluido más adecuados a las condiciones del cálculo.

El fluido se modela como gas ideal incompresible, con las propiedades del aire según el modelo de la Atmósfera Estándar Internacional, en condiciones normales, a nivel del mar.

Esto supone un valor constante de densidad de  $1.225 \text{ kg/m}^3$ , y un valor también constante de viscosidad dinámica de  $1.4607 \cdot 10^{-5} \text{ Pa} \cdot \text{s}$ .

Se considera flujo turbulento, con modelo de turbulencia de Spalart-Allmaras, explicado en la subsección 2.3.3. Además, se realiza un estudio de sensibilidad que garantiza que este modelo es independiente ([Anexo II](#)).

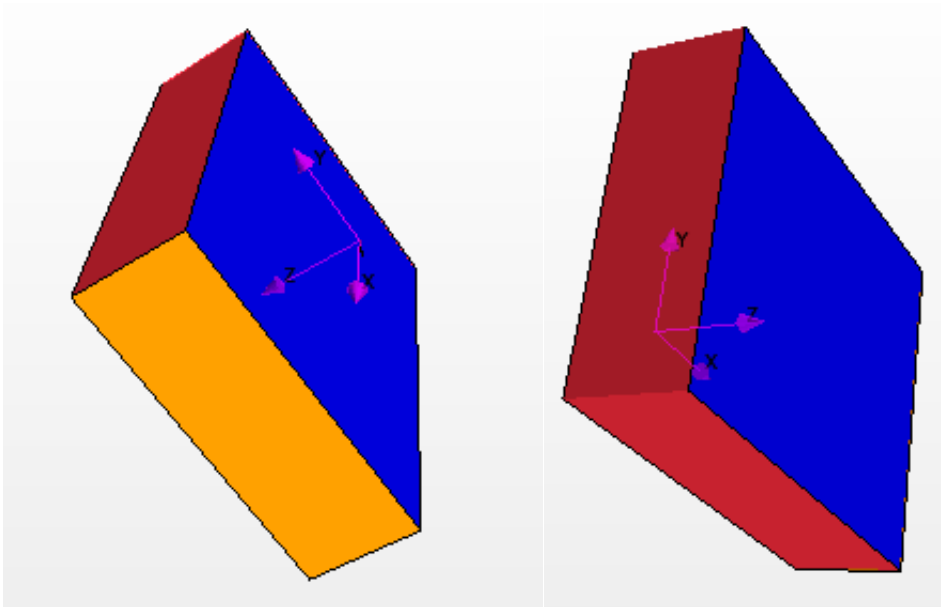
Además, se emplea el modelo *Cell Quality Remediation* para poder obtener información acerca de la calidad de la malla. Este modelo solo se puede usar cuando se emplee un enfoque acoplado de resolución de las ecuaciones.

Por otra parte, como ya se comentó, se considerará el caso estacionario.

### 4.2.4 Condiciones de contorno y condiciones iniciales

Las condiciones de contorno son esenciales para la correcta definición del sistema de ecuaciones diferenciales en derivadas parciales. Escogerlas correctamente puede marcar la diferencia entre la convergencia o no convergencia del cálculo.

De esta manera se empleará un *Velocity Inlet* (planos rojos en *la Figura 28*), un *Pressure Outlet* (plano naranja de la misma figura), y planos de simetría, tanto para simular la mitad del dominio computacional como para modelar el flujo libre en la dimensión de profundidad (planos azules).



**Figura 28:** Vistas de las fronteras del dominio computacional

En la *Tabla 7* detallan las condiciones de contorno impuestas.

Posición	Tipo	Valor
Plano $z = 0$	Plano de simetría	-
Plano $z = 0.5 \text{ m}$	Plano de simetría	-
Planos $x = -0.5 \text{ m}, y = 1 \text{ m}, y = -0.5 \text{ m}$	<i>Velocity Inlet</i>	Dirección: $\{1, 0, 0\}$ $ \vec{U}  = 20 \text{ m/s}$ $\frac{\mu_t}{\mu} = 10$
Plano $x = 1.5 \text{ m}$	<i>Pressure Outlet</i>	$P = 101325 \text{ Pa}$ $\frac{\mu_t}{\mu} = 10$

**Tabla 8:** Condiciones de contorno. Posición, tipo y magnitudes impuestas.

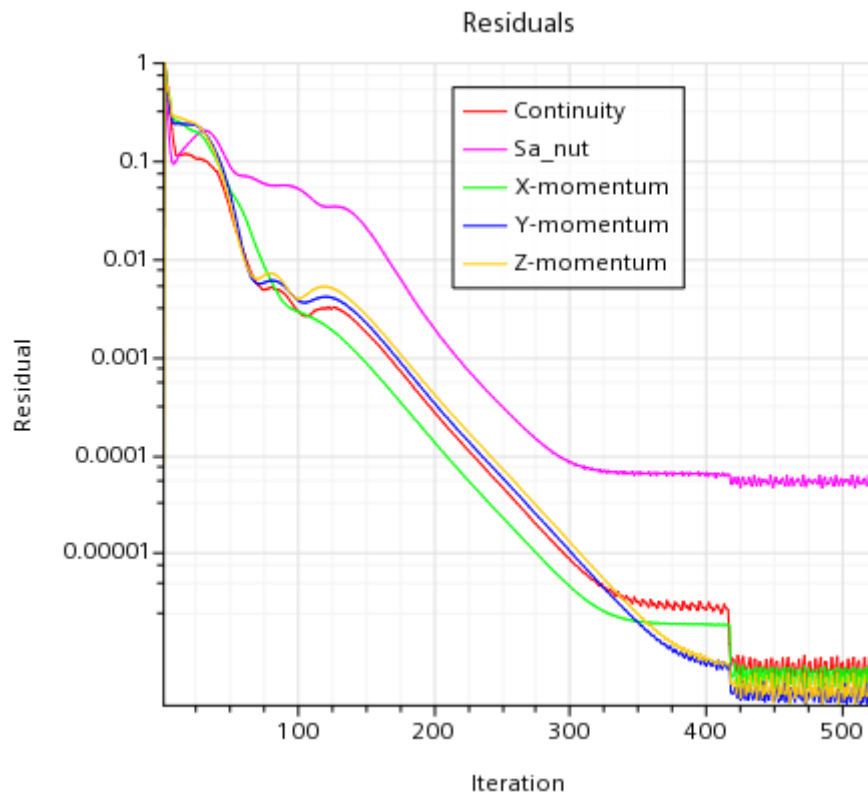
En cuanto a las condiciones iniciales, debido a los relativamente reducidos tiempos de cálculo que se prevén, se escogen valores similares a los de las condiciones de contorno.

### 4.2.5 Solver

Los esquemas y algoritmos numéricos empleados para la resolución del sistema de ecuaciones discretizadas ya se comentaron en detalle en la subsección 2.3.1.

El proceso de cálculo iterativo se considera convergido cuando se cumplan todos los criterios de convergencia establecidos. Estos son los siguientes:

- No aparición de fenómenos espurios.
- Tasa de variación de coeficientes aerodinámicos menor al 1%
- Residual de continuidad menor a  $10^{-3}$
- Residual de turbulencia, en casos de capa límite desprendida, menor a  $10^{-4}$
- Residuales de momentos, energía y resto de ecuaciones menores a  $10^{-6}$



**Figura 29:** Residuales del caso 3D con slot a 25°. Capa límite en desprendimiento.

Tras el cumplimiento de todos y cada uno de estos criterios, se considerará el cálculo convergido.

De esta forma, el criterio de parada del cálculo en cuanto a iteraciones máximas permitidas es flexible.

En cuanto a los factores de relajación, es importante señalar que han desarrollado un papel clave en la optimización de los costes computacionales. El cálculo se inicia con valores de factores de relajación agresivos, y tras alcanzar unos residuales de aproximadamente tres cuartas partes de los criterios impuestos, se disminuían a valores conservadores para asegurar la robustez del proceso iterativo.

Por último, hay que destacar que en los casos 3D se ha empleado un algoritmo Acelerador de Convergencia de la Continuidad (CCA). Este algoritmo realiza una iteración extra por cada iteración del método resolutor, introduciendo una ecuación de corrección de la presión, reduciendo así el número de iteraciones necesarias. De esta forma se ha podido sacar el máximo partido posible al limitado hardware disponible.

### 4.2.6 Estudio de sensibilidad de malla

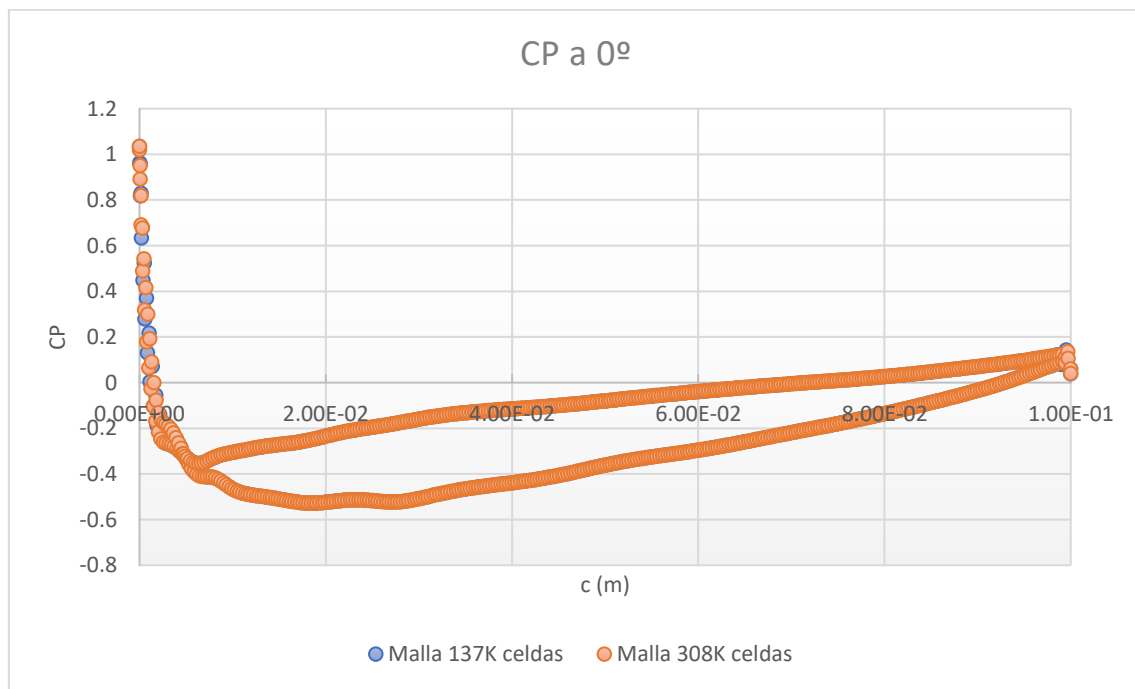
Se realizan dos estudios de sensibilidad de malla, uno para la malla 2D y otro para la malla 3D.

Estos estudios consisten en incrementar en 1.5 veces el número de elementos en cada dirección. Así, en el caso 2D supone un aumento de número de elementos de

$$2D \cdot 1.5^2 = 2.25. \text{ En el caso 3D: } 3D \cdot 1.5^3 = 3.375.$$

En cada malla se comprueban los resultados de la distribución del coeficiente de presión (variable global), y de los coeficientes aerodinámicos (variables locales). Se selecciona como criterio de convergencia de malla una variación igual o inferior al 1% en estas variables globales y locales, entre dos mallas sucesivas. Aquella malla de menor tamaño de elementos que cumpla este criterio habrá alcanzado la independencia de malla.

Para el caso 2D, aplicando lo expuesto anteriormente, se obtienen los siguientes resultados:



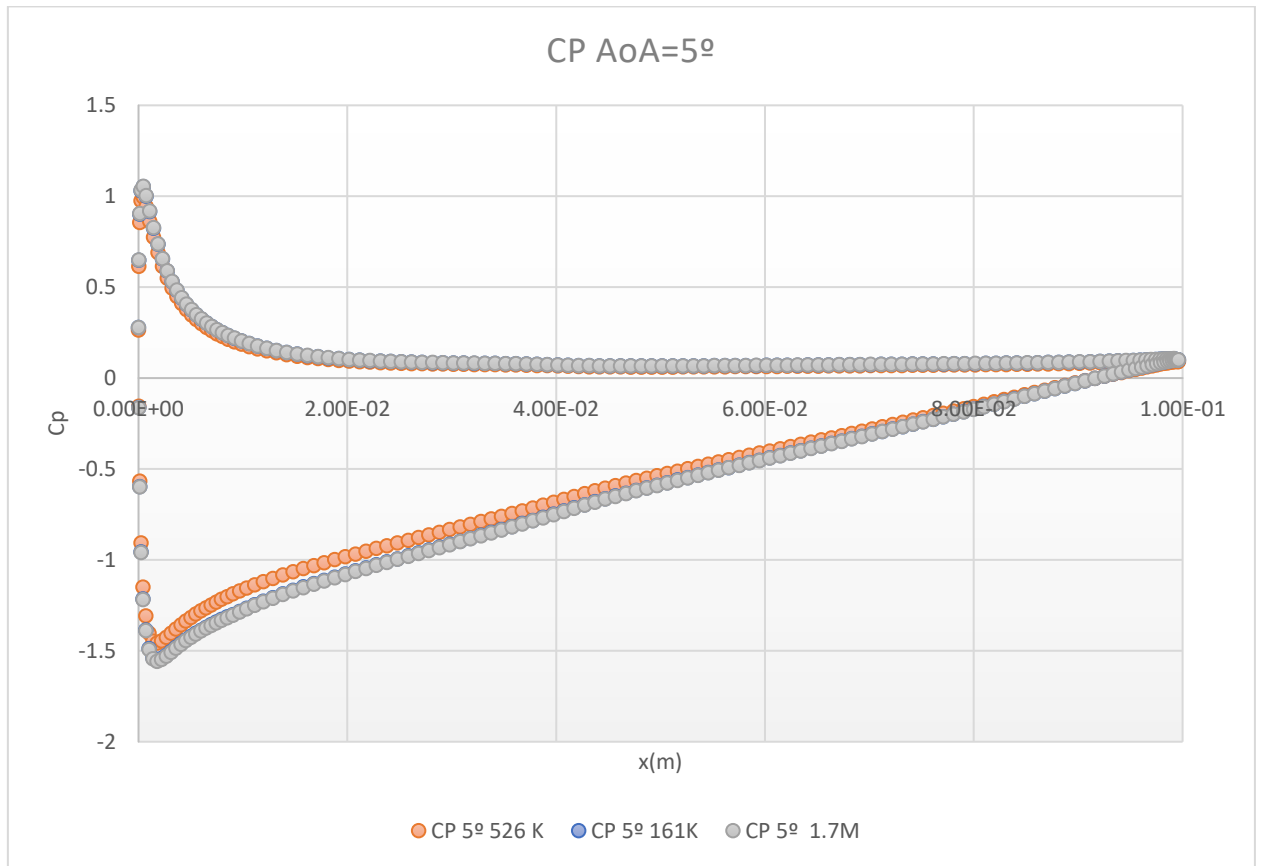
**Figura 30:** Estudio de independencia de malla 2D. Variable global CP a 0°.

Malla	$c_L$	Diferencia	$c_D$	Diferencia
137K	0.1982743		0.01611789	
308K	0.1987699	$ -0.25\%  < 1\%$	0.01617752	$ -0.37\%  < 1\%$

**Tabla 9:** Estudio de independencia de malla 2D, variables locales a 0°.

A la vista de los resultados, se considera que la malla en cuestión (malla 137K) ha alcanzado la independencia de malla, y será la empleada.

De forma análoga, para el caso 3D:



**Figura 31:** Estudio de independencia de malla 3D. Variable global CP a 5°

Malla	$C_L$	Diferencia	$C_D$	Diferencia
161K	0.2819233		0.035083905	
526K	0.2795749	$ -0.84\%  < 1\%$	0.034298470	$ -2.29\%  > 1\%$
1.7M	0.2788200	$ -0.27\%  < 1\%$	3.451455036	$ 0.63\%  < 1\%$

**Tabla 10:** Estudio de independencia de malla 3D, variables locales a 5°.

Se empezó con una malla de muy pocas celdas, previendo que la independencia de malla no sería tan inmediata. En el estudio de la variable global, la diferencia máxima entre la malla 161K y la malla 526K es del 9.6%. Además, tampoco cumple los criterios de variables locales. Por tanto, la malla 161K no es independiente.

Continuando con el proceso, se observa como las distribuciones de la variable global de las mallas 526K y 1.7M se superponen, siendo su error máximo de 0.32%. Además, las variables locales cumplen perfectamente los criterios establecidos.

Por tanto, la malla 3D 256K ha alcanzado la independencia de malla, y será la empleada.

### 4.2.7 Validación

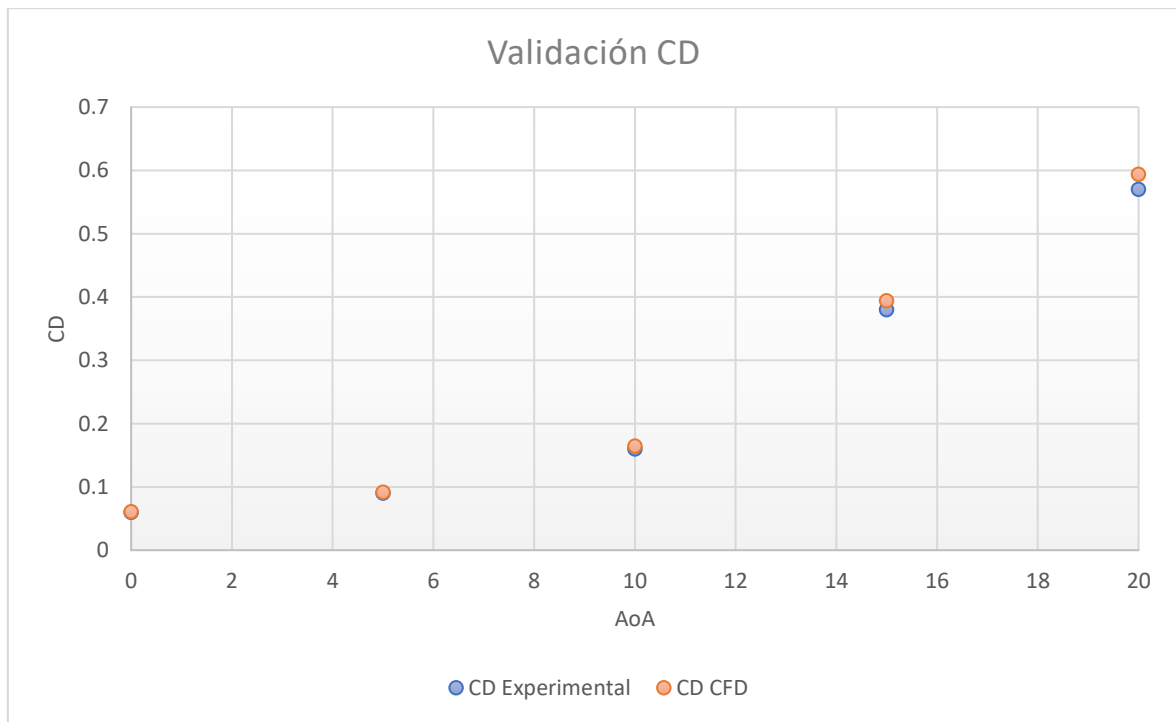
La incertidumbre de los datos y del modelado físico, del cual el ejemplo más claro es el modelo de turbulencia seleccionado, puede hacer que el resultado no sea fiel al comportamiento físico real. Por ello hay que validar el modelo [23].

Además, como ya se comentó, también se realiza un estudio de sensibilidad de modelos turbulentos, que confirma la independencia del resultado final de la elección de uno u otro ([Anexo II](#)).

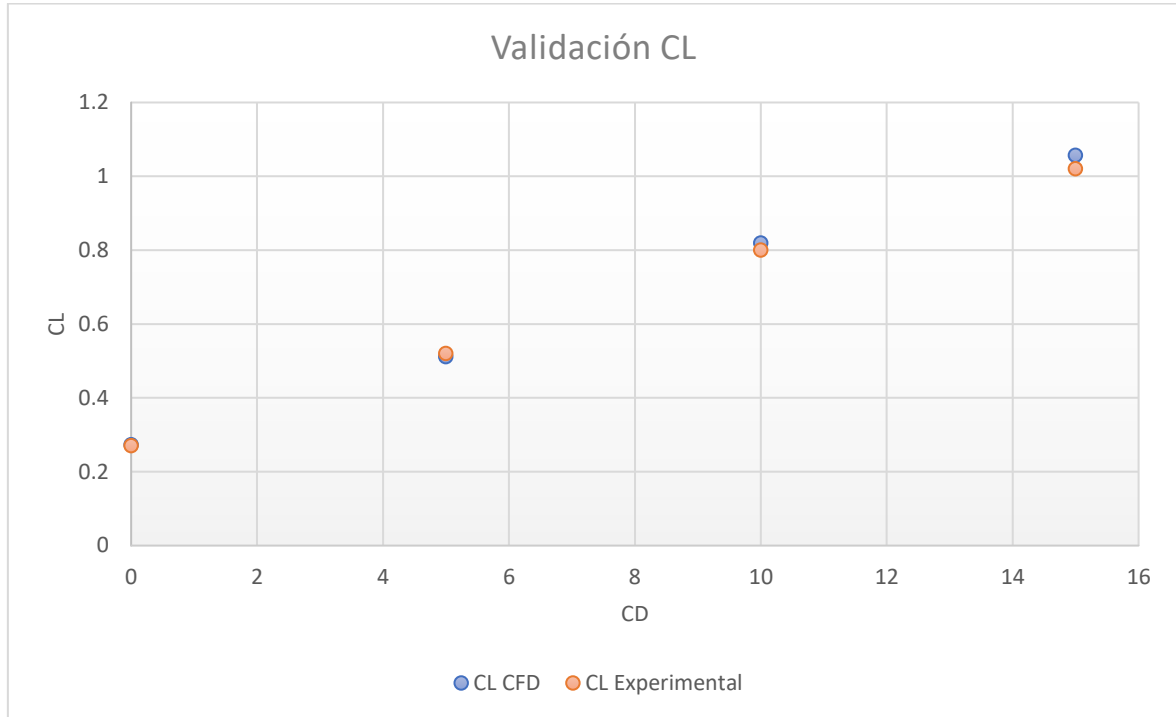
Como ya se mencionó, en este trabajo se emplean ensayos experimentales en túnel de viento para realizar la validación.

En el caso 3D la validación es directa.

A continuación, se presentan los resultados de la comparación de los datos obtenidos mediante el método experimental ya comentado, y los datos obtenidos mediante el cálculo numérico CFD 3D, para el caso del ala sin slot, con una velocidad de flujo libre de 15.5 m/s.



**Figura 32:** Estudio del  $C_D$  para la validación 3D



**Figura 33:** Estudio del  $C_L$  para la validación 3D

Como se puede observar, la similitud es relativamente alta. El error aumenta conforme aumenta el ángulo de ataque.

Ángulo de ataque	Error $C_L$	Error $C_D$
0°	1.08 %	1.68 %
5°	1.6 %	1.94%
10°	2.37 %	2.756 %
15°	3.58 %	3.68 %
20°	-	4.2 %

**Tabla 11:** Evolución del error de validación 3D respecto del ángulo de ataque.

Este aumento del error con el ángulo de ataque era esperable, debido a lo ya comentado sobre la metodología experimental. El error máximo es de 4.2%, inferior al establecido en el modelado conceptual (5%). Además, teniendo en cuenta las limitaciones del túnel de viento, así como del hardware empleado, se considera un error más que asumible.

## Sección 5

# 5. Limitaciones y condiciones

Las limitaciones y condicionantes de la metodología y materiales empleados se han ido comentando conforme se exponían los conceptos asociados a estas.

En esta sección se agruparán y expondrán para una mayor claridad.

En primer lugar, el estudio ha sido realizado para un ala fija convencional. Para realizar una extrapolación al caso de ala rotatoria, que es el caso de los aerogeneradores, habría que repetir el estudio imponiendo una velocidad de rotación al perfil o ala.

Por otra parte, las limitaciones del estudio experimental son evidentes. Una mayor toma de datos, a mayores ángulos de ataque, aunque no imprescindible, habría sido lo óptimo.

El modelo de turbulencia empleado, aunque muy pragmático, es también muy simple. Pese a ofrecer buenos resultados en cuanto a las variables estudiadas, en el caso de variables globales asociadas a la turbulencia, como por ejemplo la vorticidad, puede no arrojar resultados correctos. El desarrollo de la estela turbillonaria, así como los vórtices producidos en la entrada del slot y en la recirculación de capa límite pueden no ser en forma y dimensiones fieles a la realidad física.

Además, el diseño de la forma interior del slot es quizá un poco precario. Lo ideal hubiera sido realizar una optimización topológica de la misma, no obstante, no se requería de la potencia computacional necesaria.

La simplificación respecto a la consideración del flujo como estacionario provoca que no se pueda adquirir información sobre fenómenos de adherencia y readherencia del flujo, así como su adaptación al slot en los cambios bruscos de condiciones, como podría ser el caso del despegue, actuación que se vería muy beneficiada de la implementación del slot.

Por último, la viabilidad estructural ha sido confirmada en trabajos anteriores [21], pero el estudio se limitaba al caso 2D. Faltaría realizar un estudio 3D exhaustivo de viabilidad estructural y de comportamiento aeroelástico, mediante métodos numéricos MEF, así como ensayos experimentales de cargas.



## Sección 6

# 6. Resultados

Tras la correspondiente explicación del marco teórico en el que se desarrolla este estudio, así como de la metodología empleada para la obtención de los resultados, estos se exponen en esta sección.

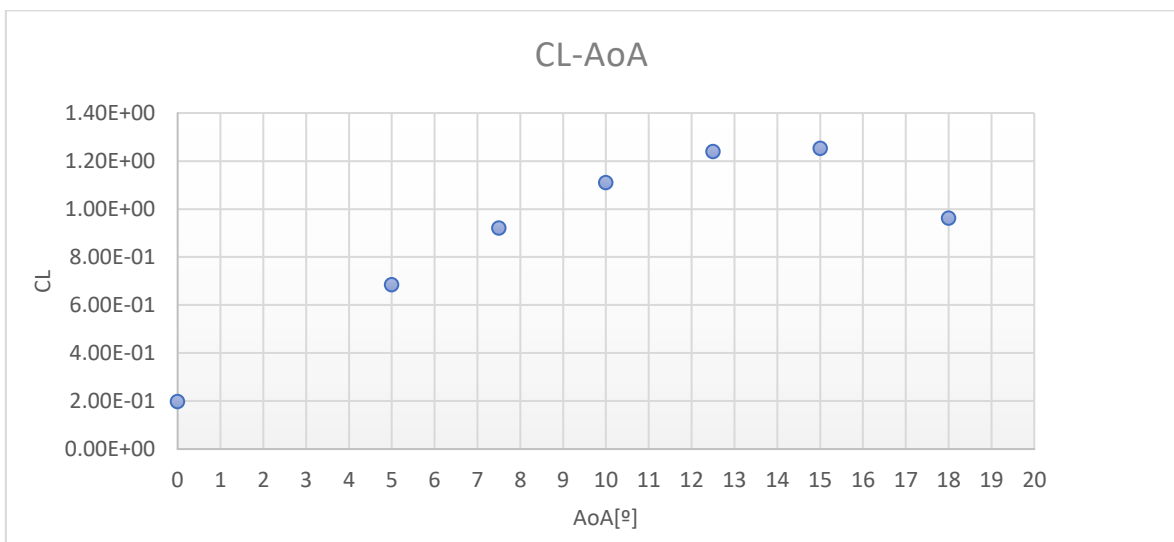
## 6.1 Estudio 2D

Pese a que pudiera parecer que la simplificación a 2D dista mucho de la realidad física estudiada, el estudio bidimensional que a continuación se desarrolla es de extrema importancia, pues con él se realiza el diseño del dispositivo protagonista de este trabajo, el slot convergente. Además, se demostrará que la simplificación 2D proporciona resultados correctos para aquellos fenómenos físicos que marcarán las actuaciones del slot, relacionados con el desprendimiento de la capa límite y la reenergización de esta.

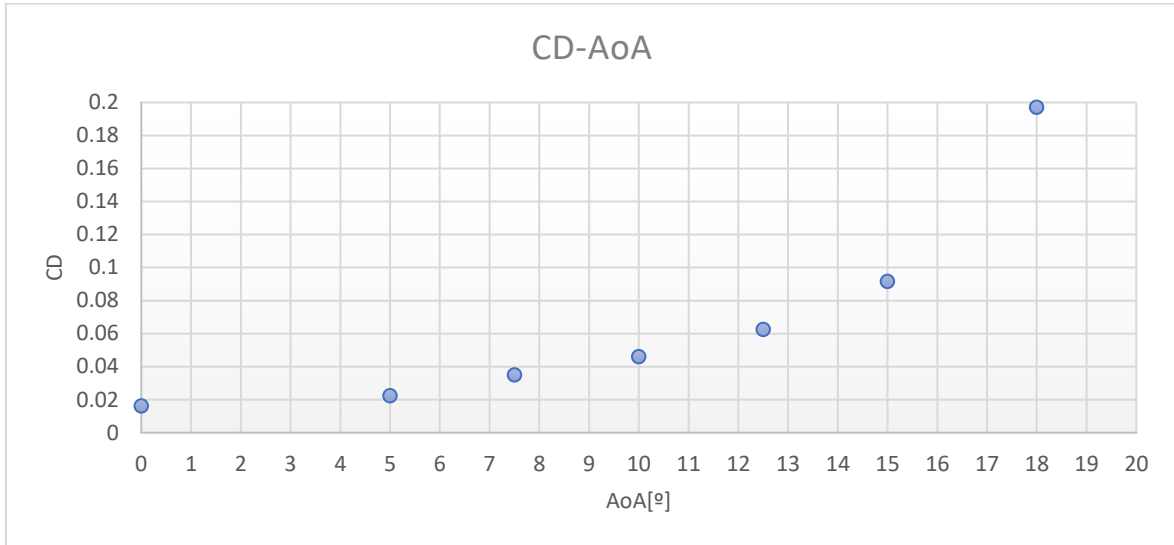
### 6.1.1 Perfil base

El cálculo se realiza a  $20\text{ m/s}$ , con las condiciones de contorno ya definidas anteriormente.

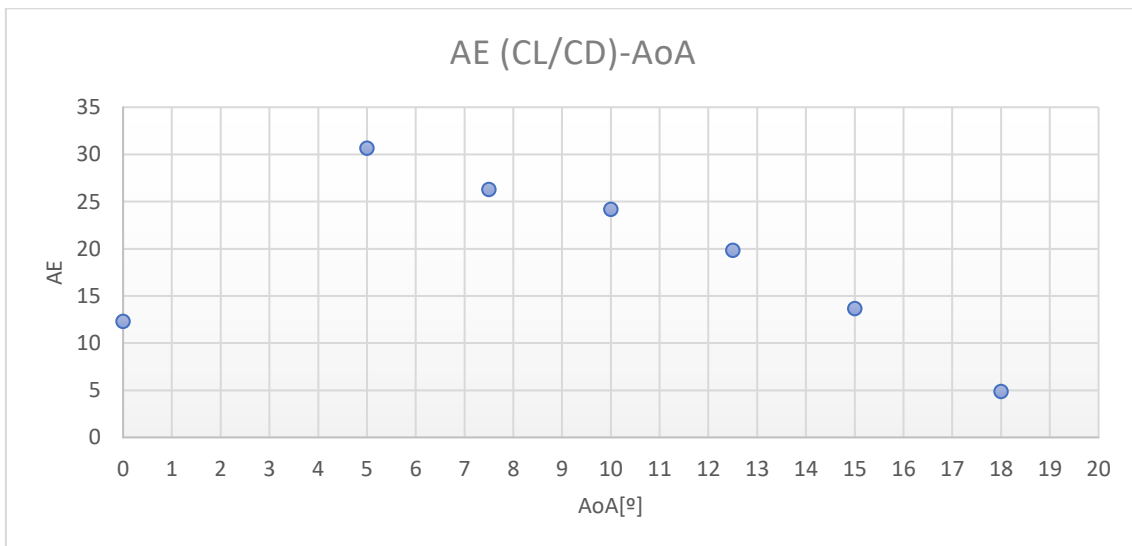
Las curvas polares obtenidas mediante el cálculo numérico son las que se muestran a continuación. Se puede observar como el perfil entra en pérdida a partir de un ángulo de ataque de  $12.5^\circ$ . Por ello se calcula hasta los  $18^\circ$  de ángulo de ataque, más que suficiente para poder caracterizar el comportamiento de la entrada en pérdida y así diseñar el slot.



**Figura 34:** Evolución del coeficiente de sustentación respecto del ángulo de ataque del perfil 2D NACA2412.



**Figura 35:** Evolución del coeficiente de resistencia respecto del ángulo de ataque del perfil 2D NACA2412.



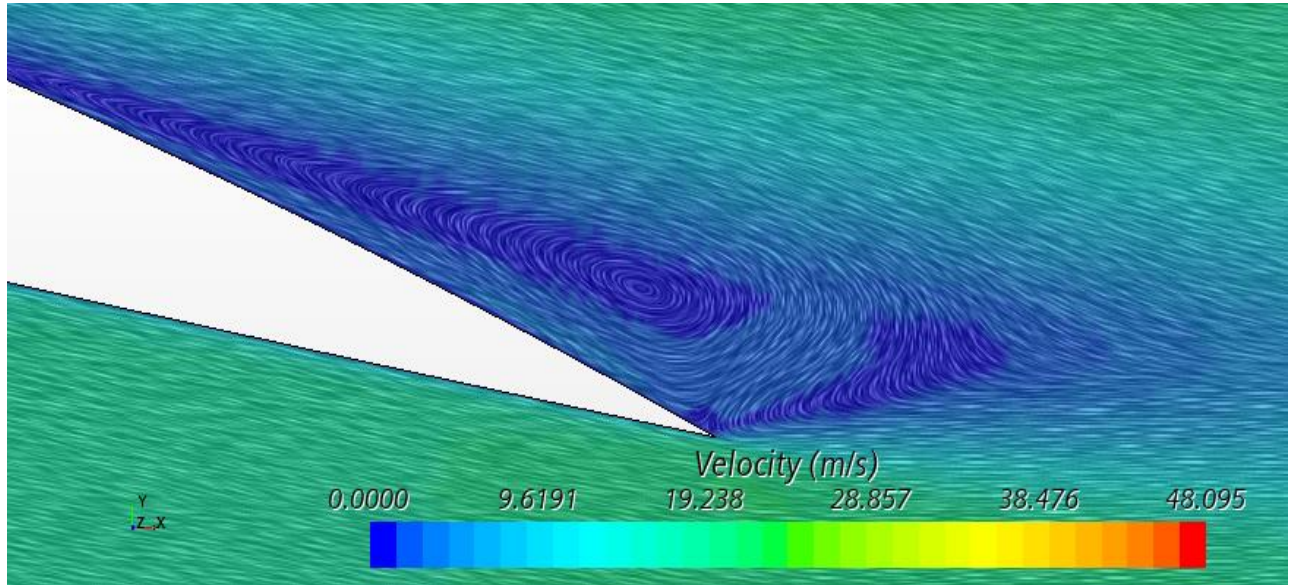
**Figura 36:** Evolución de la eficiencia aerodinámica respecto del ángulo de ataque del perfil 2D NACA2412.

Atendiendo a la eficiencia aerodinámica, el dominio de uso óptimo, ángulos de ataque con eficiencia aerodinámica superior a la del caso a  $0^\circ$ , del perfil NACA2412 sería

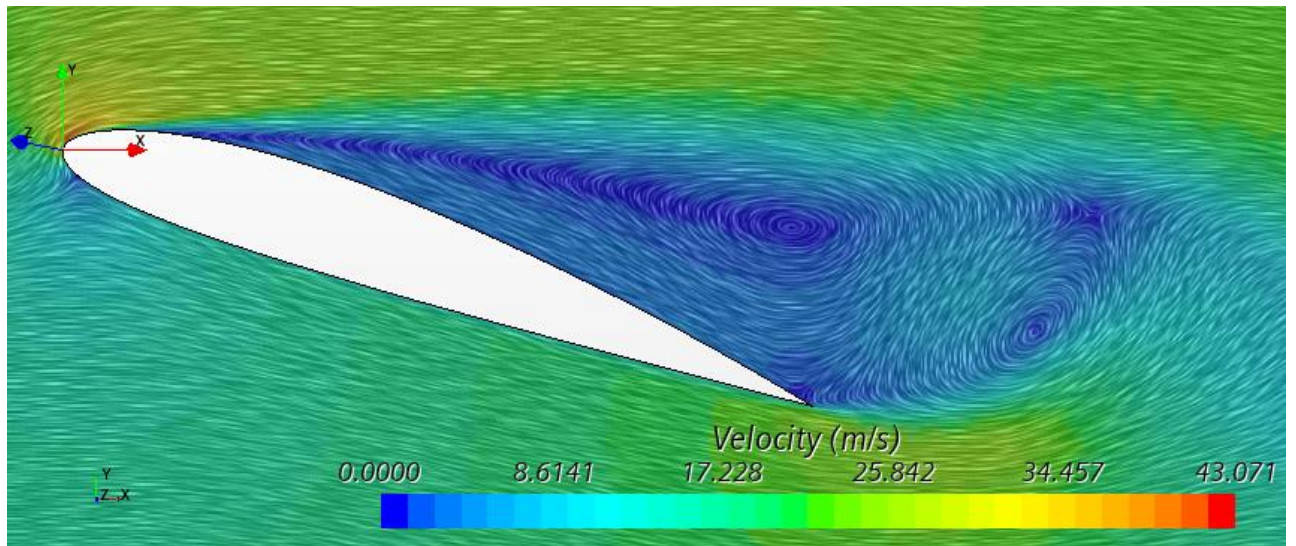
$\alpha \in [3^\circ, 12.5^\circ]$ , con un óptimo en la eficiencia aerodinámica en  $4^\circ$ .

A partir de los  $12.5^\circ$ , comienza a no generarse más sustentación, y la resistencia cambia de curvatura, a una tendencia creciente mucho más acuciada; y a partir de  $15^\circ$ , donde la burbuja de recirculación se encuentra casi en el borde de fuga, el perfil entra en pérdida, destruyéndose la sustentación y disparándose la resistencia. Así a  $18^\circ$  la capa límite se encuentra completamente desprendida.

Esto se puede apreciar muy bien visualizando el campo vectorial de la velocidad alrededor del perfil (*Figura 37* y *Figura 38*).



**Figura 37:** Detalle de la recirculación a 15°. Localización cercana al borde de fuga de la burbuja de recirculación

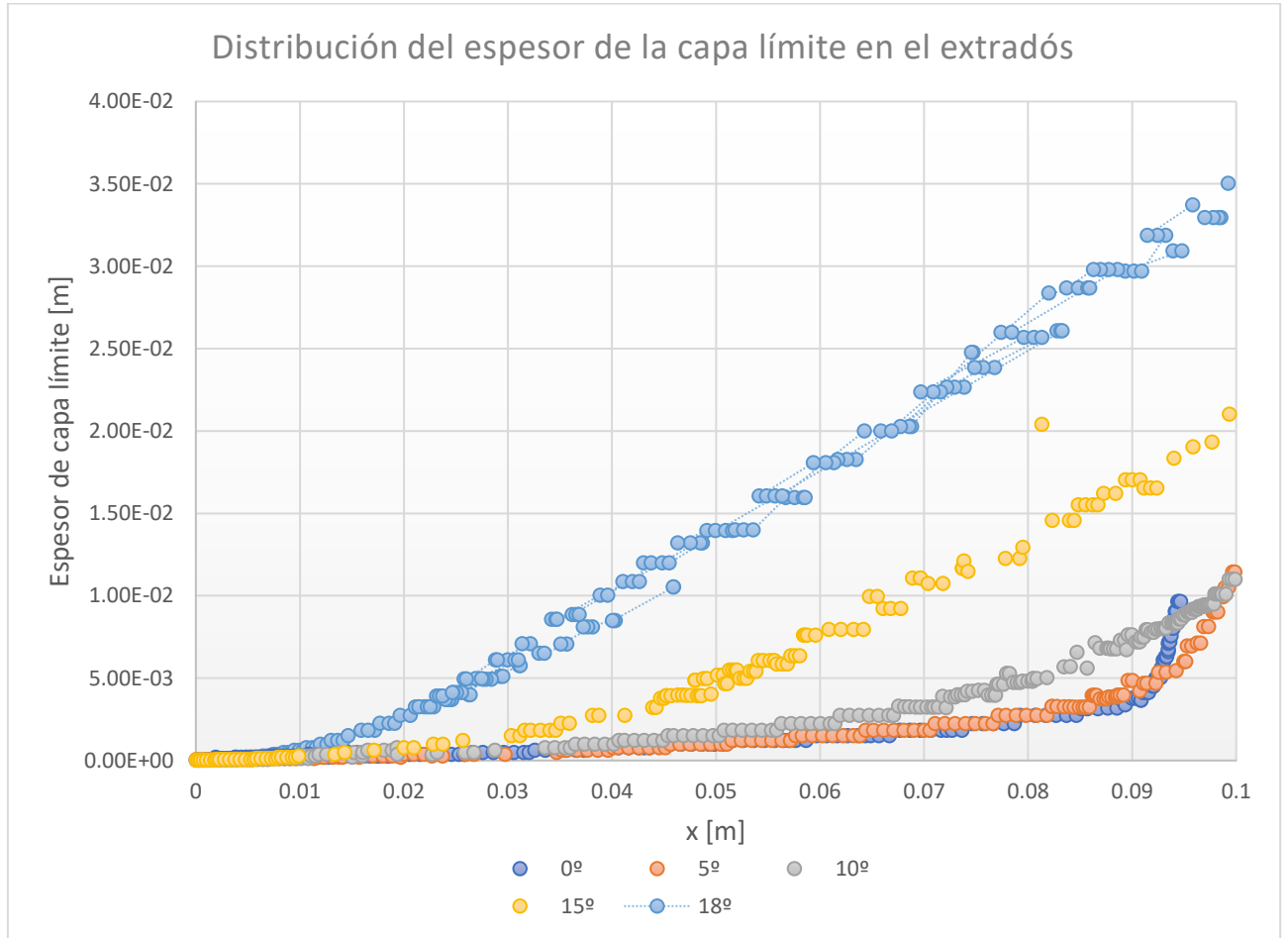


**Figura 38:** Campo vectorial de la velocidad al rededor del perfil a 18°. Burbuja de recirculación ya explotada y capa límite desprendida.

El estudio de este fenómeno aerodinámico en el extradós del perfil que provoca esto permitirá realizar el diseño del slot.

Se define un nuevo SR, de forma que el nuevo eje longitudinal tenga la dirección de la línea media del perfil, y el eje vertical sea perpendicular a la misma, para facilitar las mediciones de las características de la capa límite. A continuación, cada referencia a ejes  $x$ , y se referirán a estos nuevos ejes.

$$SR2: \quad x = x_2 = \{ \vec{i} \cdot \cos(\alpha), -\vec{j} \cdot \sin(\alpha) \}, \quad y = y_2 = \{ \vec{i} \cdot \sin(\alpha), \vec{j} \cdot \cos(\alpha) \}$$



**Figura 39:** Distribución del espesor de la capa límite en el extradós del perfil NACA2412 para varios ángulos de ataque.

Ángulo de ataque	Espesor promedio de capa límite	Espesor promedio adimensionalizado con la cuerda
0°	0.003008 m	3.01 %
5°	0.002491 m	2.49 %
10°	0.004250 m	4.25 %
15°	0.006148 m	6.15 %
18°	0.0115500 m	11.55%

**Tabla 12:** Espesor promedio de la capa límite para varios ángulos de ataque

El caso de 0° es curioso. Cabe esperar que, a menor ángulo de ataque, menor sea la altura promedio de la capa límite. No obstante, debido a la alta importancia de los términos viscosos, así como a la reducida aceleración que el perfil induce al flujo debido a su bajo espesor, a 0° el flujo cuenta con una cantidad de movimiento tal que superar el gradiente de presión adverso le cuesta más que a 5°.

Con estos datos se procederá a realizar el diseño del slot, con el objetivo de disminuir el espesor de capa límite, y así conseguir una mayor sustentación y una menor resistencia.

### 6.1.2 Perfil con slot. Diseño y estudio.

En la Figura 39 se puede observar cómo, para todos los casos, a partir de cierta posición la distribución del espesor de capa límite cambia de curvatura, comenzando a crecer a un ritmo mayor.

El objetivo del slot será retrasar lo máximo posible la posición de este fenómeno, sobre todo a ángulos de ataque superiores a 10°, para así lograr un mejor comportamiento del perfil a mayores ángulos de ataque y, sobre todo, retrasar el ángulo de entrada en pérdida.

Se define esta posición de cambio de ritmo de crecimiento como aquella a partir de la cual la diferencia entre el espesor de la capa límite y el espesor de la capa límite en el 10% de la cuerda siguiente es superior al 30% del espesor medio. Matemáticamente:

26)

$$X_{CBL}(\alpha_o): 1 - \frac{\delta_{BL}(X_{CBL})}{\delta_{BL}(X_{CBL} + 0.1 \cdot c)} = 0.3 \cdot \int_0^c x \cdot \delta_{BL}(x) dx$$

De esta forma se obtienen los siguientes resultados:

$X_{CBL}/c$	Ángulo de ataque
90%	0°
95%	5°
70%	10°
50 %	15°
20 %	18°

**Tabla 13:** Posiciones adimensionales del cambio de ratio de crecimiento de la capa límite para diferentes ángulos de ataque.

Como se desea retrasar la entrada en pérdida, lo ideal sería ubicar la salida del slot al 40% de la cuerda, para que el flujo pudiera adaptarse al salir del slot, y reenergizar la capa límite de forma óptima a 15°. No obstante, como también se desea mejorar el comportamiento del perfil antes de la entrada en pérdida, se decidirá acercar la salida del slot a  $X_{CBL}$  de 10°. Por tanto, la posición de la salida del slot se ubicará en el 50% de la cuerda.

La posición de la entrada del slot se ubica con el objetivo de distanciarla lo suficiente del punto de remanso (punto de velocidad nula) con el objetivo de perturbar lo mínimo posible el comportamiento del perfil.

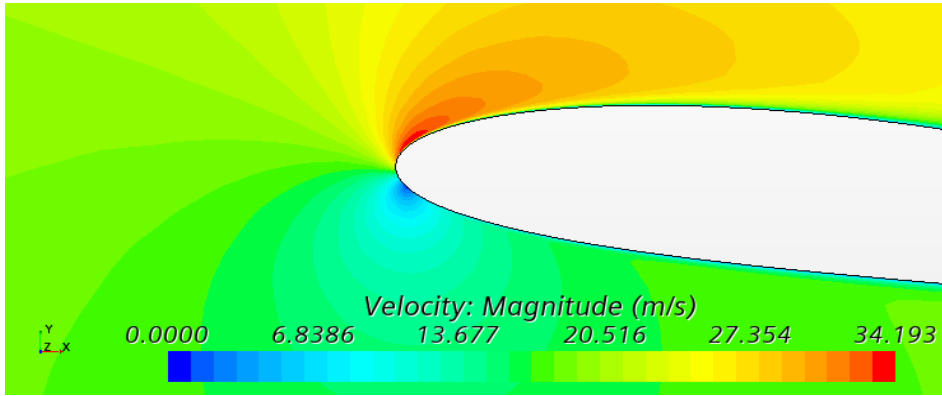


Figura 40: Punto de remanso a 7.5°.

A 18 °, el punto de remanso se localiza al 4% de la cuerda, por lo que la entrada del slot se localizará al 9% de la cuerda, para así dejar al flujo adaptarse al intradós. Esta posición posteriormente se revisará en la sección de optimización.

La relación de radios de entrada y salida se escoge del trabajo realizado en [20] y [21]. Esta será de  $R_{in}/R_{out} = 5$ .

Con el objetivo de no perturbar demasiado el flujo en el extradós, se fija el radio de salida en el 2 % de la cuerda, y por tanto el de entrada será, según la relación de radios escogida, del 10 % de la cuerda.

La forma interna se diseña con dos objetivos. El primero de ellos maximizar la velocidad del flujo a la salida del slot. El segundo de ellos maximizar la adherencia del flujo, así como minimizar las perturbaciones causadas tanto en la entrada como en la salida.

De esta forma se consigue la siguiente forma interior, que posteriormente se intentará optimizar mediante métodos numéricos de optimización topológica.

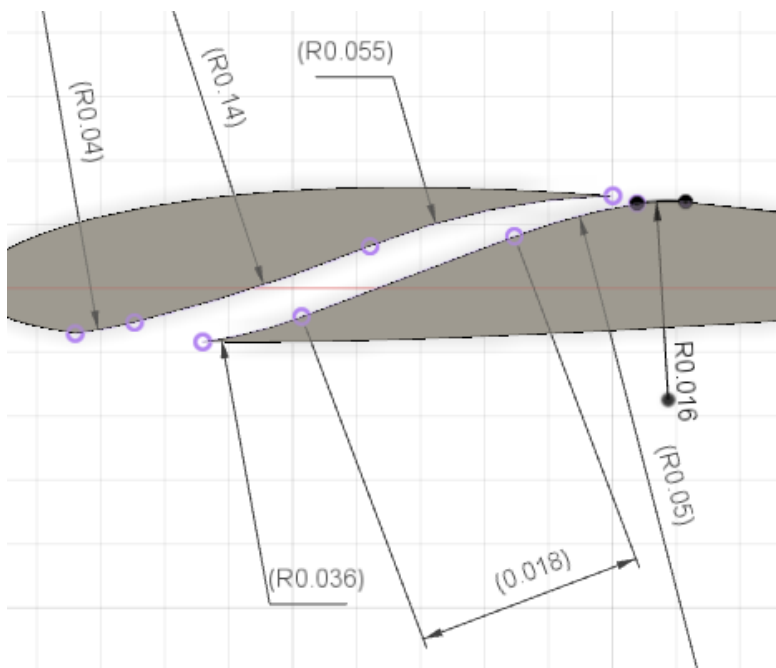


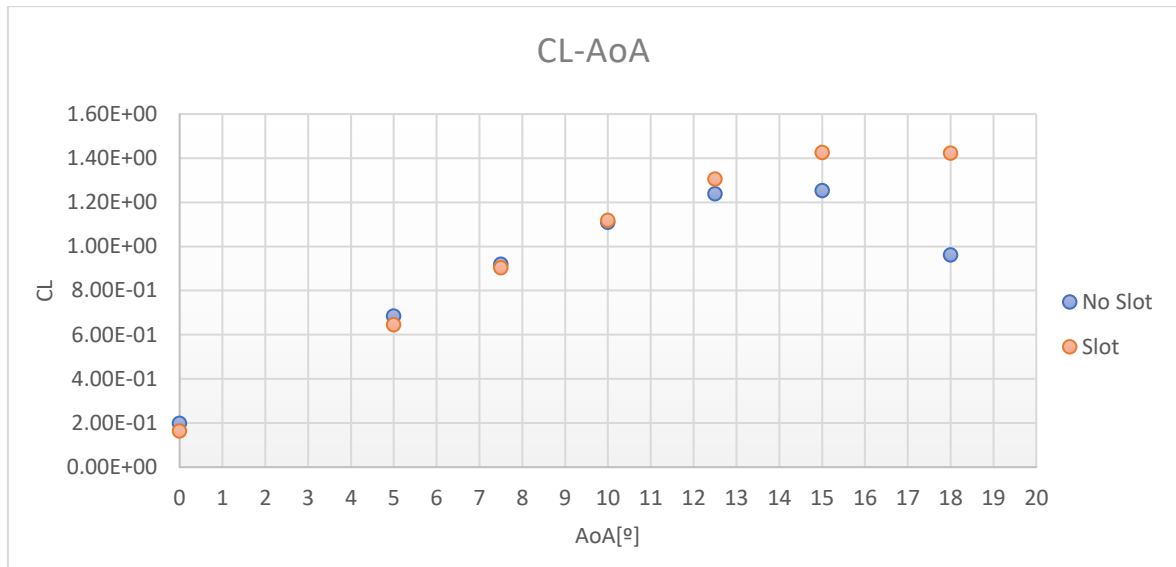
Figura 41: Detalle de la geometría interior del slot en metros.

## Sección 6. Resultados

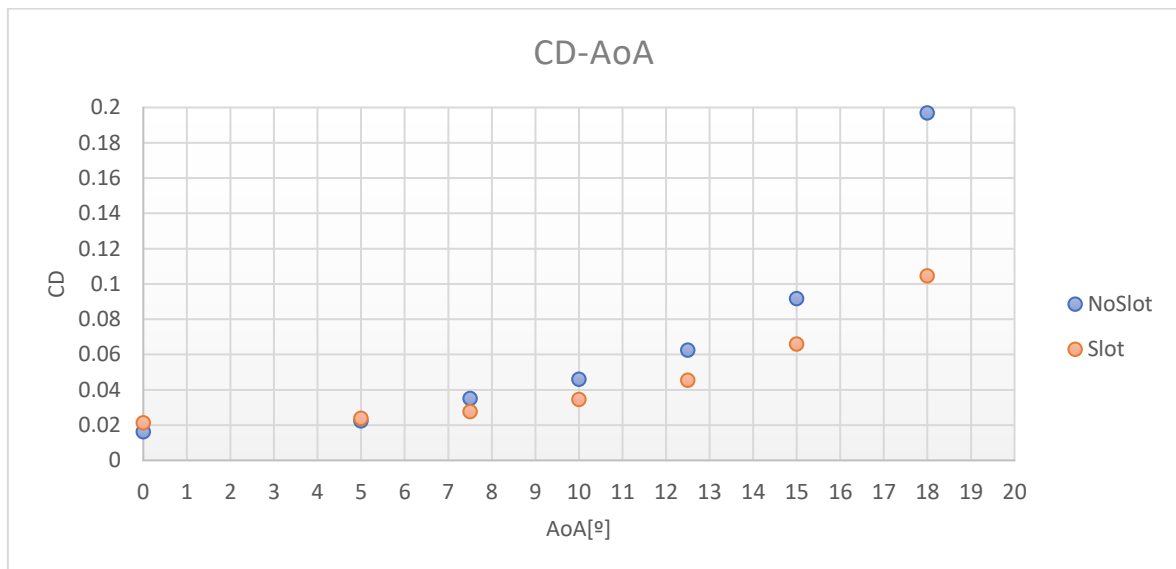
Todo el diseño de este se realiza mediante el software de CAD Autodesk Fusion 360.

Una vez definida la geometría del slot mediante el estudio del comportamiento del perfil base, se calcula el perfil con slot implementada.

Las curvas polares obtenidas mediante el cálculo numérico son las que se muestran a continuación, junto a las del perfil base, para así observar la mejora conseguida.

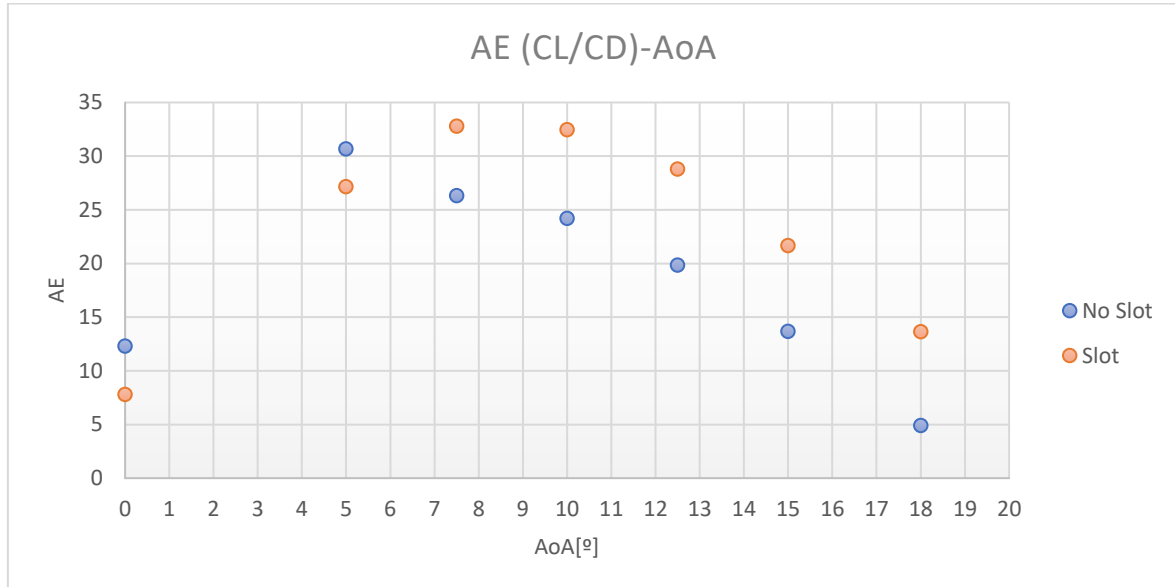


**Figura 42:** Comparación de la evolución del coeficiente de sustentación respecto del ángulo de ataque del perfil base y del perfil con slot implementado



**Figura 43:** Comparación de la evolución del coeficiente de resistencia respecto del ángulo de ataque del perfil base y del perfil con slot implementado

Como se puede observar la mejora es evidente. No solo se retrasa la entrada en pérdida hasta los  $18^\circ$ , sino que además mejora el comportamiento a ángulos de ataque elevados, consiguiendo una mayor generación de sustentación, pero, sobre todo, reduciendo la resistencia aerodinámica hasta en un 89 %.



**Figura 44:** Comparación de la evolución de la eficiencia aerodinámica respecto del ángulo de ataque del perfil base y del perfil con slot implementado

El caso de la eficiencia aerodinámica refleja claramente la mejoría que supone la implementación del slot a ángulos de ataque moderados y altos. El rango de ángulos de ataque óptimo se incrementa hasta los 18°, y se consigue una mejora de hasta el 64.18%.

Pese a esto, a bajos ángulos de ataque el slot empeora el comportamiento. No obstante, esto puede ser solventado mediante una torsión geométrica determinada, o mediante la creación de un slot móvil, cuya entrada y salida permanezcan cerradas a bajos ángulos de ataque, y se abra a partir de los 7.5°.

A pesar de esto, se intentará evitar este empeoramiento a bajos ángulos de ataque en la sección 6.3 *Optimización*.

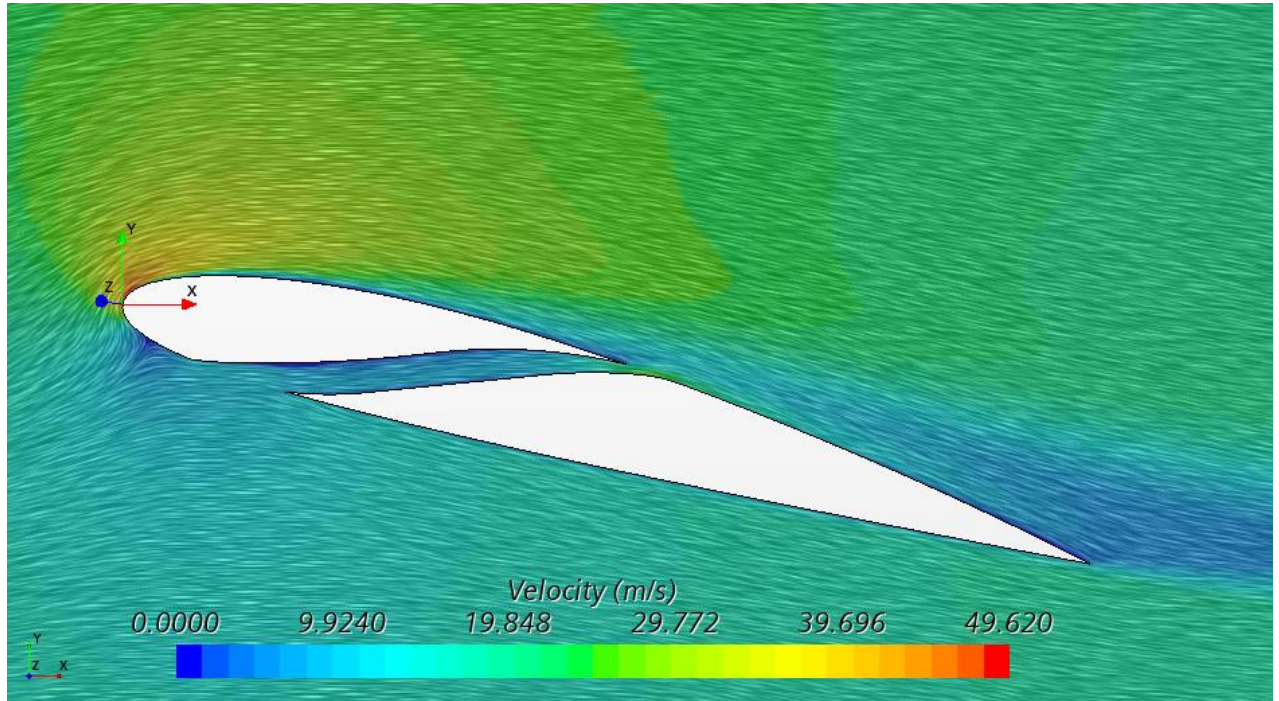
El diseño se considera como exitoso al haberse cumplido con creces los dos objetivos marcados, la mejora a ángulos de ataque moderados y altos; y el retraso de la entrada en pérdida.

La mejora notable vista proviene de la reenergización de la capa límite que se obtiene mediante el slot.

Al observar el campo vectorial de velocidades a ángulos de ataque elevados, se observa el buen resultado del slot en el retraso de la entrada en pérdida.

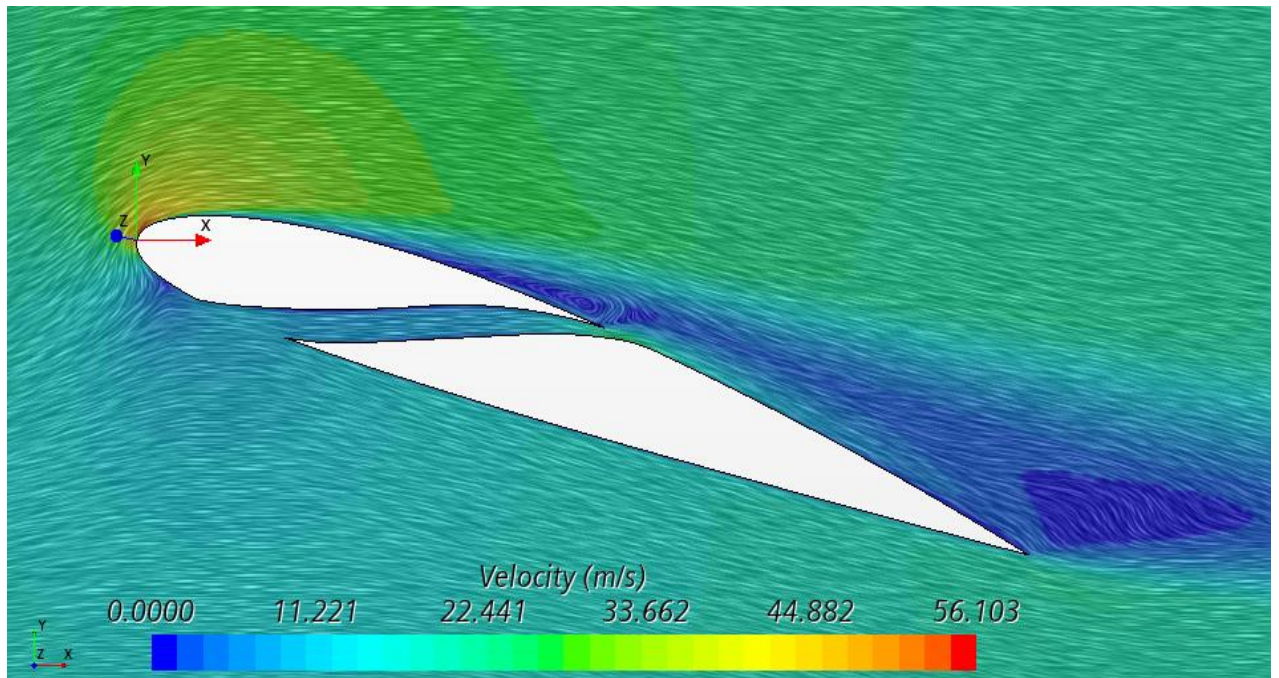
Además, se observa una buena adaptación del flujo al slot para ángulos de ataque iguales y superiores a 7.5°.





**Figura 45:** Efecto del slot en el campo vectorial de la velocidad a 15°. Caso 2D.

A 15°, donde en el caso del perfil base la burbuja de recirculación se encontraba muy próxima al borde de fuga, en el caso del slot implementado (*Figura 45*) esta aún no ha aparecido.

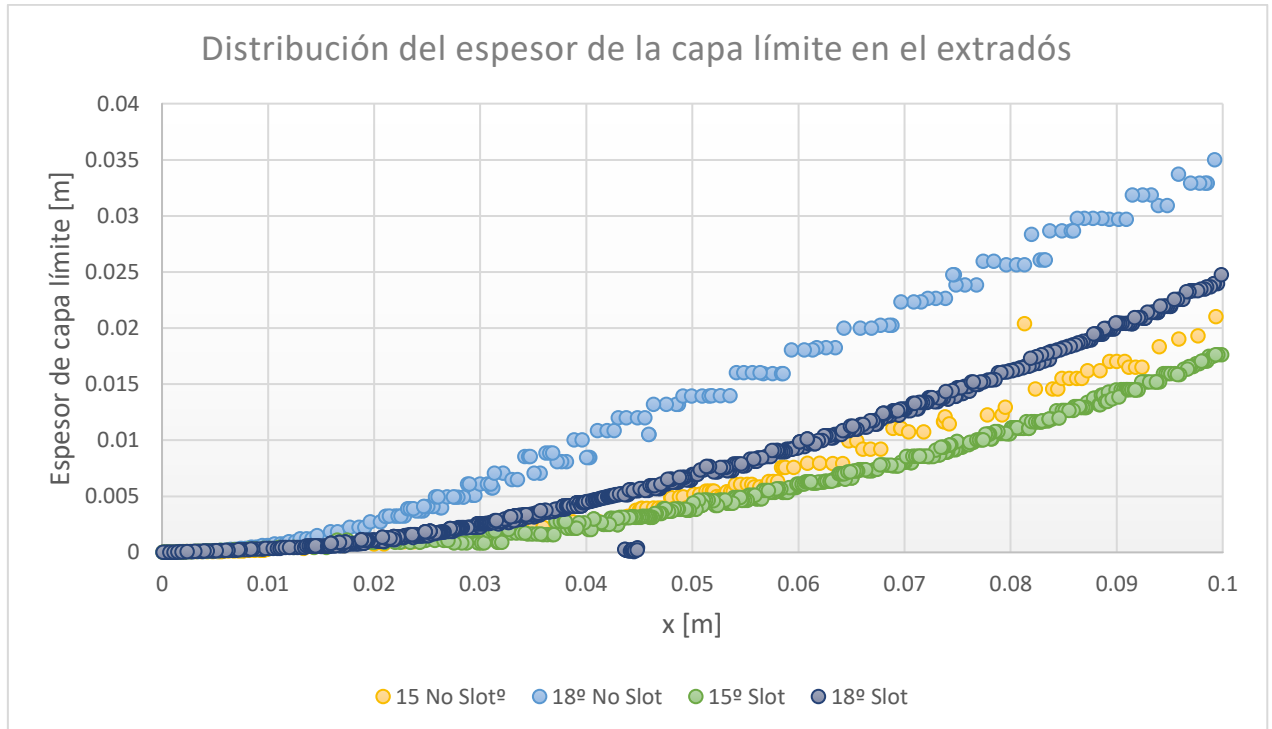


**Figura 46:** Efecto del slot en el campo vectorial de la velocidad a 18°. Caso 2D.

A 18°, donde en el caso del perfil base la burbuja de recirculación ya había explotado, y la capa límite se encontraba completamente desprendida, en el caso del slot implementado (*Figura 46*), la burbuja de recirculación se sitúa antes del 50% de la cuerda, y es de

tamaño muy reducido. Además, el slot provoca la que el flujo posterior a la recirculación presente un mejor comportamiento, debido a la reenergización del mismo, minimizando los efectos de la burbuja de recirculación y así logrando una reducción muy significativa de la resistencia.

Si se realiza el estudio del espesor de capa límite, esto comentado queda confirmado.



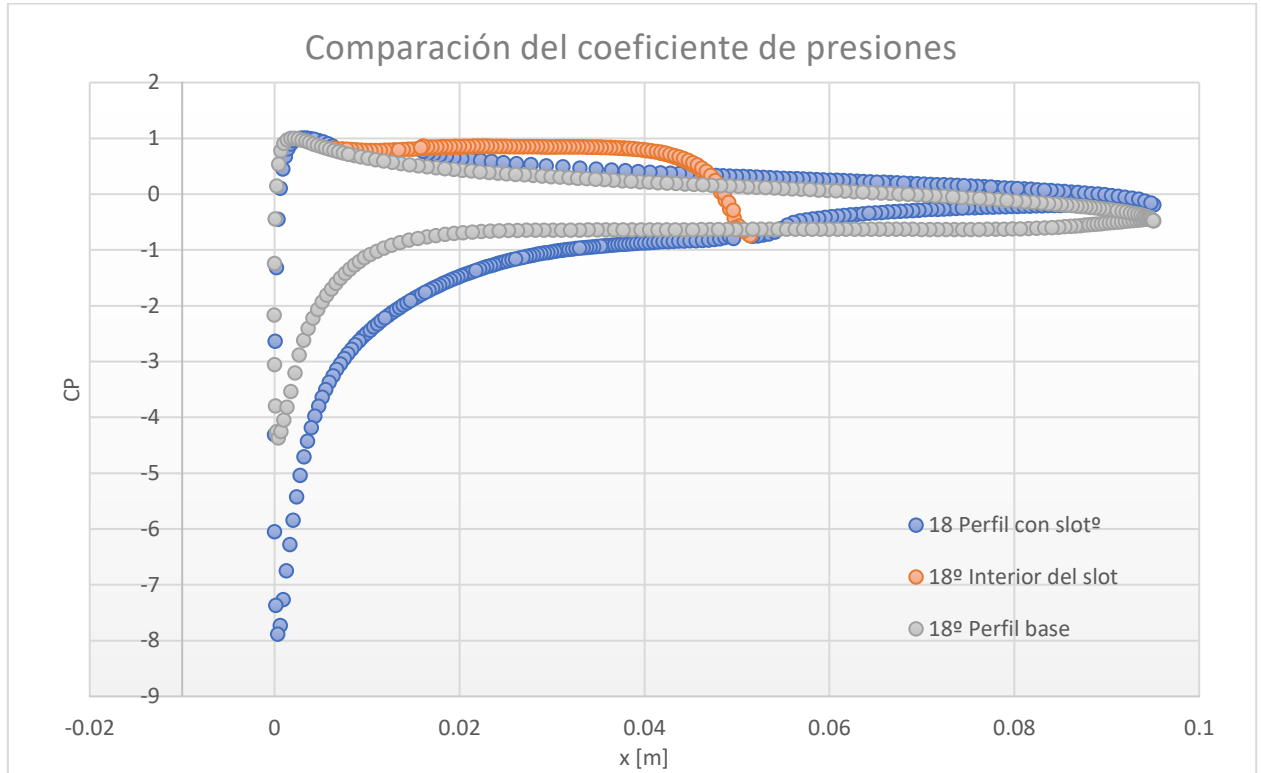
**Figura 47:** Comparación de la distribución del espesor de la capa límite para altos ángulos de ataque. Caso slot frente a perfil base

Efectivamente, el slot reduce considerablemente el espesor de la capa límite, sobre todo en posiciones avanzadas de la cuerda.

Ángulo de ataque	Espesor promedio de capa límite	Espesor promedio adimensionalizado con la cuerda	Diferencia con perfil sin slot
15°	0.00464657 m	4.6%	-25.2 %
18°	0.00692374 m	6.9 %	-40.3 %

**Tabla 14:** Reducción del espesor de la capa límite del slot para altos AoA

Por otro lado, esto se traducirá en un salto de presiones mayor, sobre todo en el pico de succión del extradós, debido al no desprendimiento, la reenergización del flujo y la entrada en pérdida por borde de ataque de este tipo de perfiles; y, por tanto, una mayor sustentación. Esto queda muy claro en el caso de 18° de ángulo de ataque, expuesto comparativamente con el caso del perfil base en la *Figura 48*:

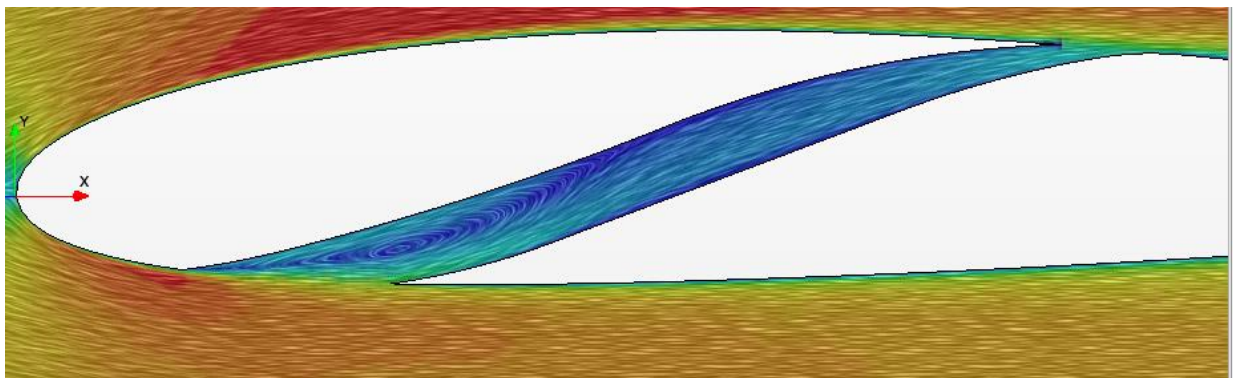


**Figura 48:** Comparación del coeficiente de presiones a 18°.

Además de lo ya comentado, en esta figura se puede apreciar claramente la funcionalidad del slot, comunicando intradós y extradós del perfil para así conseguir la reenergización de la capa límite.

A ángulos de ataque moderados, el comportamiento del perfil con slot es completamente análogo al ya explicado, pero los efectos son tanto menos visibles y más reducidos cuanto más bajo es el ángulo de ataque, debido a la menor diferencia de cantidad de movimiento entre la aportada por el slot y la propia del fluido, la cual conforme disminuye el ángulo de ataque aumenta, debido a la reducción del gradiente adverso de presiones.

A ángulos de ataque menores a 7.5° aproximadamente, el slot ya no es capaz de aportar cantidad de movimiento al flujo, pues este se enfrenta a gradientes de presiones más reducidos. Además, como consecuencia de esto y de la geometría, aparece recirculación en la entrada del slot. Estas son las causas del empeoramiento ya visto en este régimen.



**Figura 49:** Perturbación del flujo causada por la recirculación generada por el slot. Caso más desfavorable (0°).

Por último, para concluir el estudio 2D, se plantea la posibilidad de implementar el slot en casos de mayor velocidad, en concreto 146 m/s, es decir, en esencia de mayor número de Reynolds:  $Re = 10^6$ .

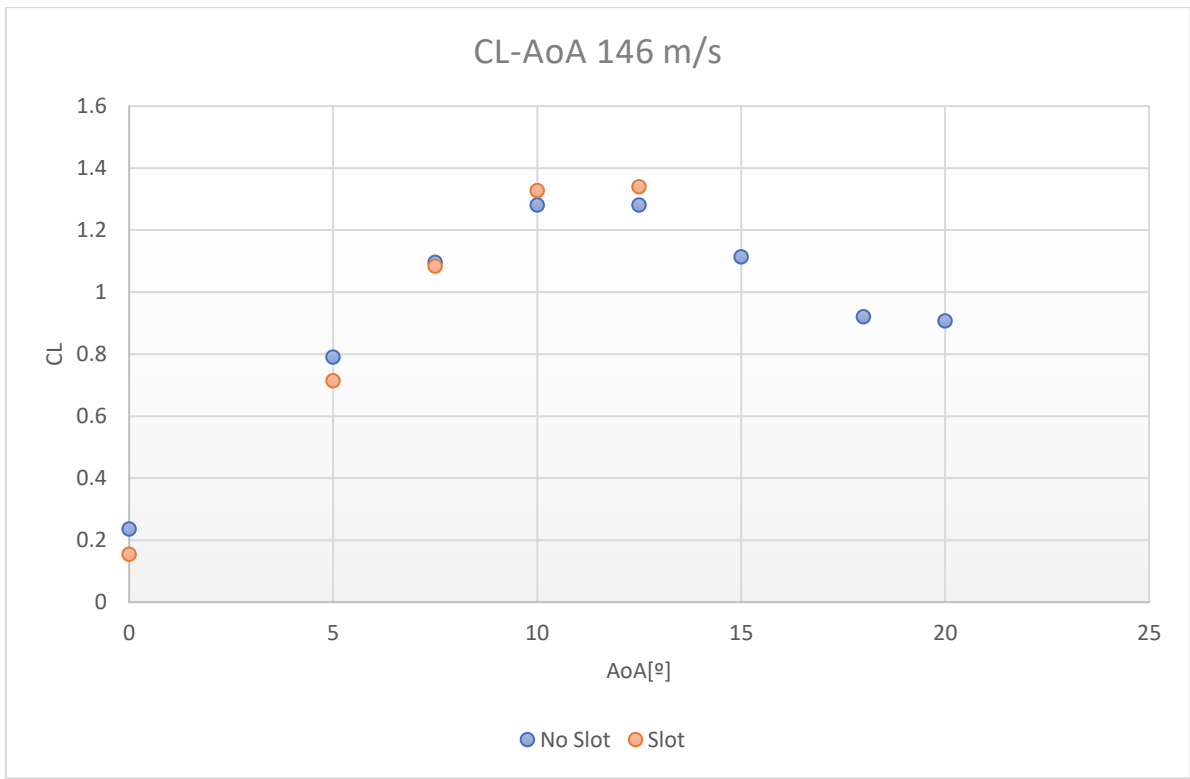


Figura 50: Comparación de la sustentación en régimen de elevado número de Reynolds.

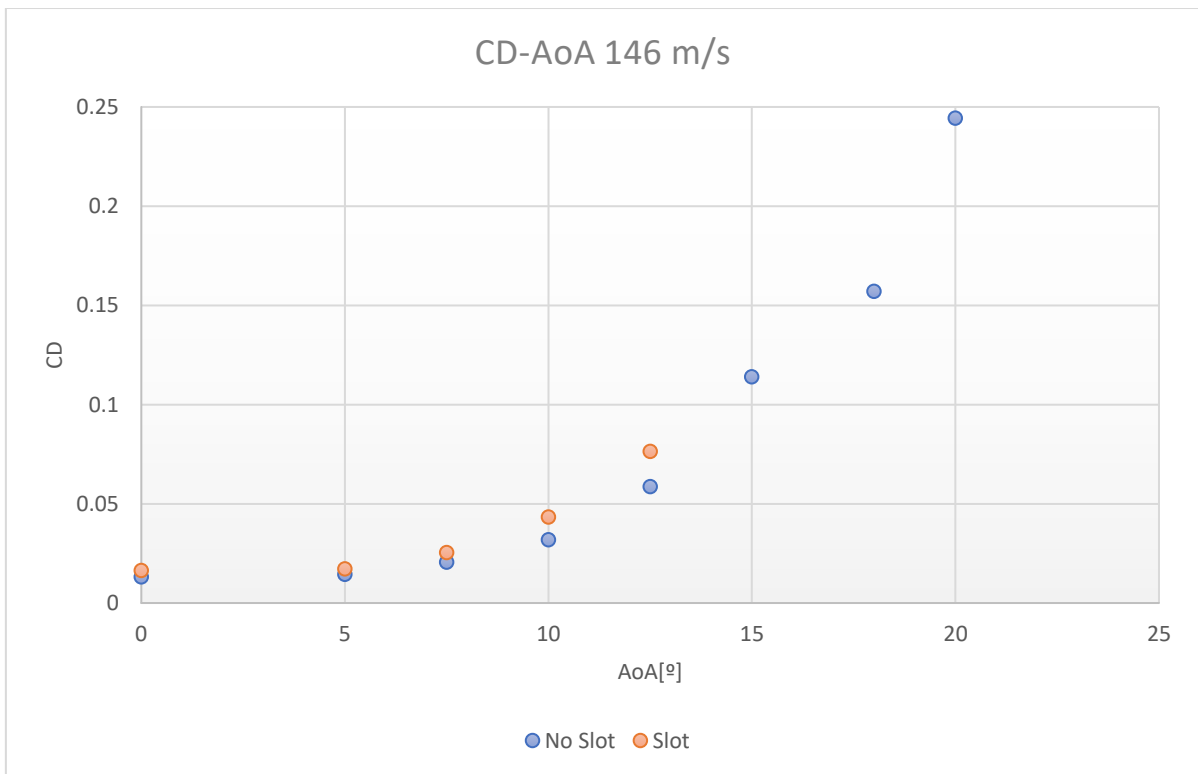
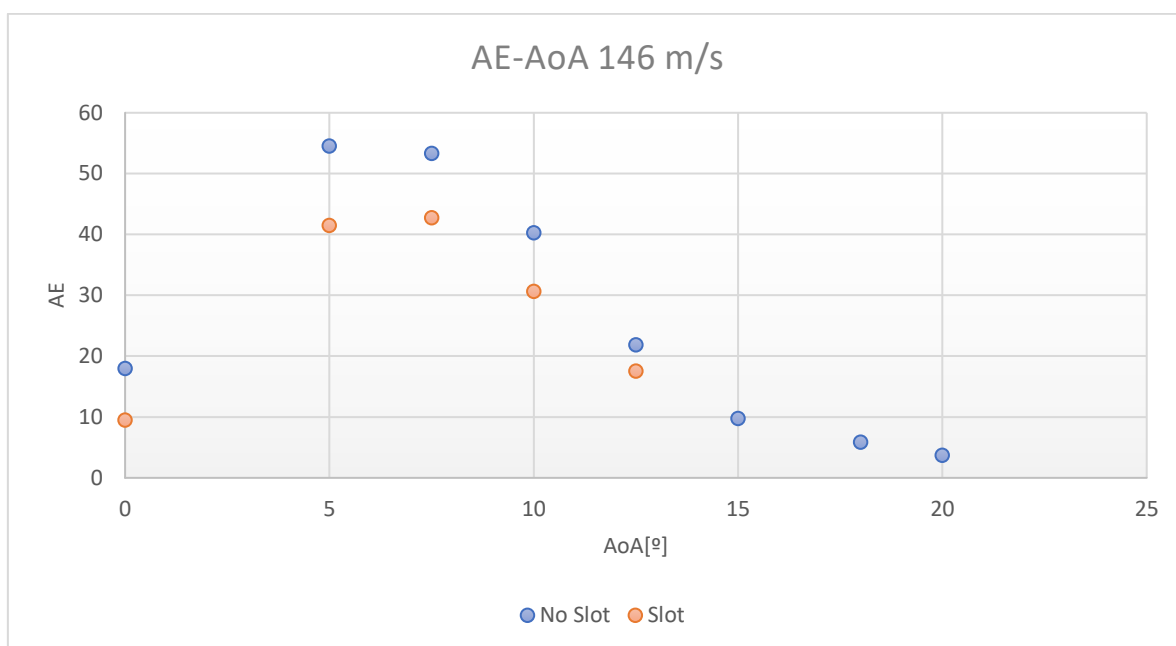


Figura 51: Comparación de la resistencia en régimen de elevado número de Reynolds.



**Figura 52:** Comparación de la eficiencia aerodinámica en régimen de elevado número de Reynolds.

Se observa como el efecto del slot es muy limitado. Pese a conseguir una mejora marginal en la generación de sustentación, debido al predominio de los términos inerciales su efecto en la resistencia es negativo o inexistente. Ni consigue mejoras en la eficiencia aerodinámica, ni retrasa la entrada en pérdida.

Este slot, por tanto, queda totalmente descartado para números de Reynolds del orden de  $10^6$  o superiores.

## 6.2 Estudio 3D

Una vez diseñado el slot en 2D, y analizado su funcionamiento, se estudia su comportamiento en un modelo real 3D, con el fin de ver si, tal y como se espera, el slot diseñado mejora el comportamiento aerodinámico del ala base.

### 6.2.1 Ala base

Para poder comparar, primero se ha de calcular el ala base. Además, se debe confirmar la simplificación 2D de la capa límite asumida para el diseño del slot.

Como ya se explicó en la subsección 4.2.7 *Validación*, se calcula el ala experimentalmente, para validar los cálculos CFD, y mediante cálculo numérico, para estudiar el comportamiento característico.

Las curvas polares obtenidas mediante el cálculo numérico son las que se muestran a continuación. Se observa un retraso del ángulo de entrada en pérdida respecto al 3D, debido a que en 3D el gradiente de presiones adverso es mucho menos intenso. Por otro lado, la eficiencia aerodinámica es considerablemente inferior, debido a que en 3D se tiene un nuevo componente de la resistencia, la resistencia parásita.

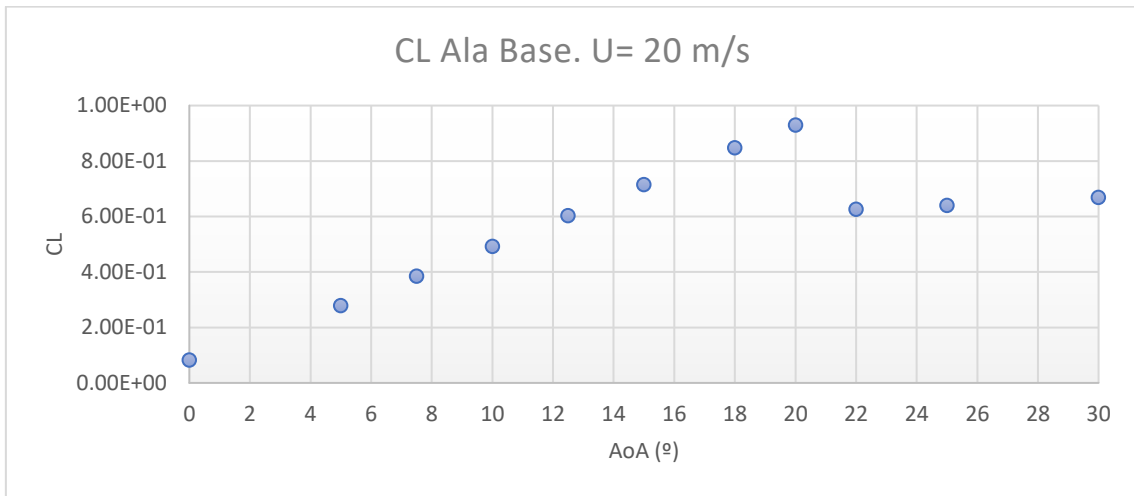


Figura 53: Evolución del coeficiente de sustentación del ala base 3D respecto del ángulo de ataque.

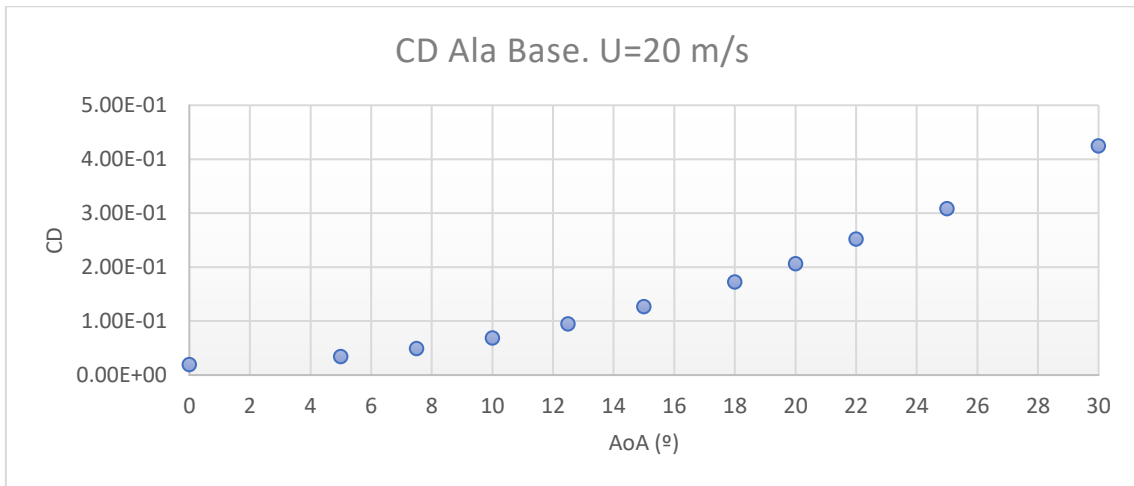


Figura 54: Evolución del coeficiente de resistencia del ala base 3D respecto del ángulo de ataque.

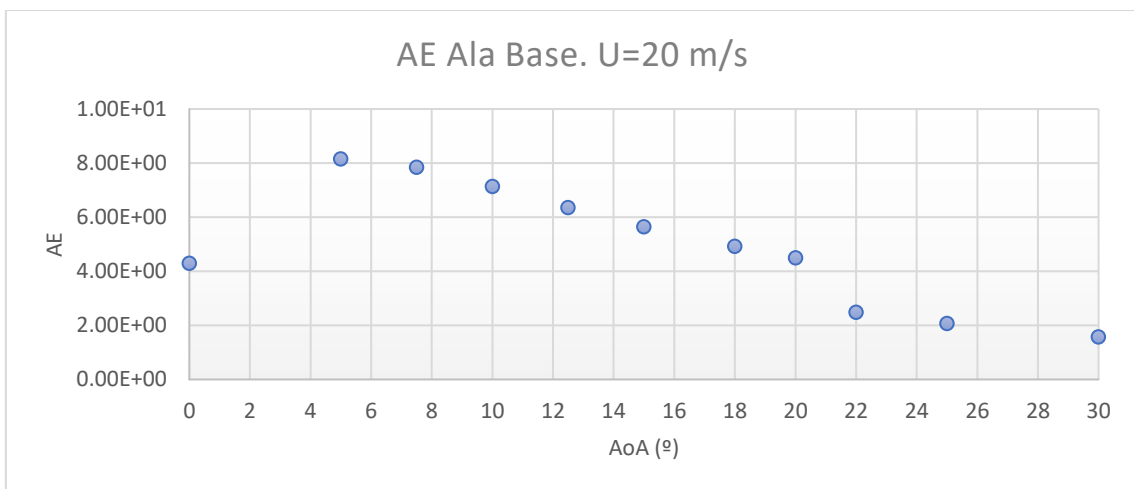
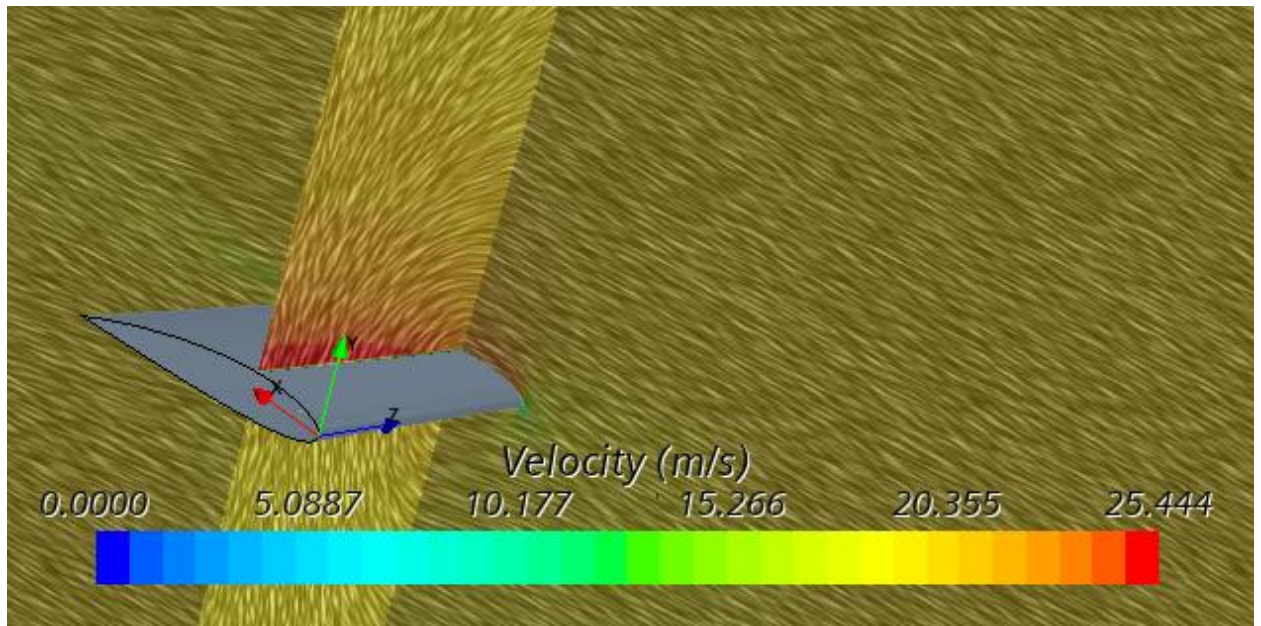


Figura 55: Evolución de la eficiencia aerodinámica del ala base 3D respecto del ángulo de ataque.

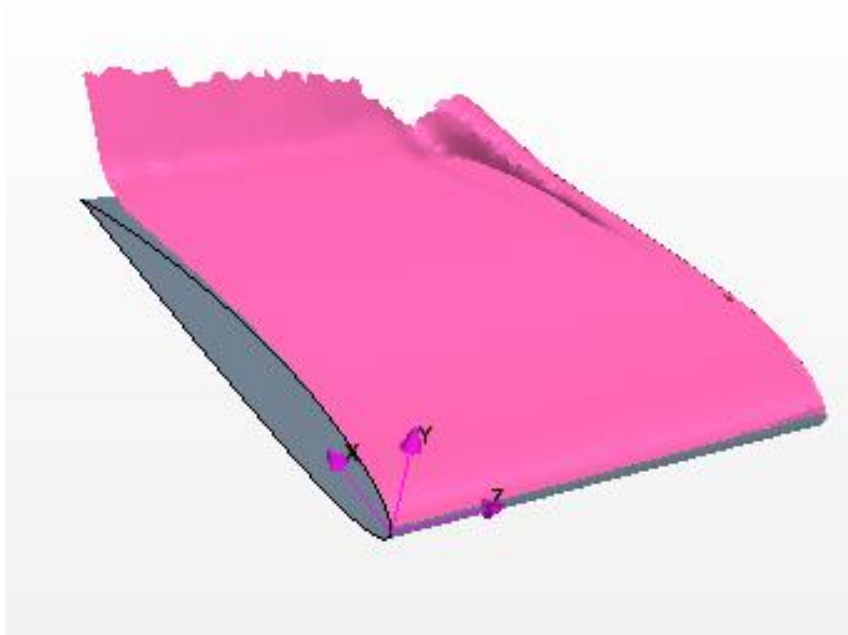
Se observa como la entrada en pérdida en 3D tiene lugar a partir de los  $20^\circ$ . Por tanto, se espera que el slot implementado en el modelo real comience tenga un funcionamiento óptimo en el rango  $\alpha \in [20^\circ, 30^\circ]$



**Figura 56:** Campo vectorial de la velocidad al rededor del ala base a  $7.5^\circ$ , en planos de coordenada  $x, z$  constante.

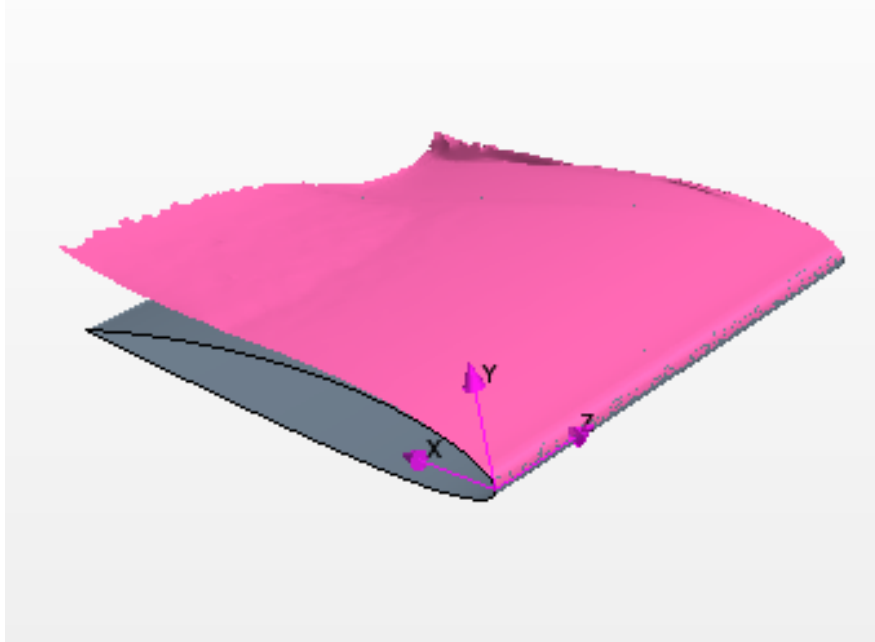
Visualizando el campo vectorial de la velocidad, se observa el comportamiento del flujo, Además se puede apreciar el torbellino de punta de ala, que provoca de la resistencia inducida, principal causante de las diferencias entre la eficiencia aerodinámica 2D y 3D.

Estos torbellinos de ala tendrán una clara influencia en la capa límite en la región cercana a la punta de ala, reduciendo en esta zona su espesor.



**Figura 57:** Representación de la capa límite en el perfil a  $7.5^\circ$ .

No obstante, para ángulos de ataque reducidos y moderados, fuera de la zona de punta de ala, la capa límite tiene un comportamiento aproximadamente bidimensional.



**Figura 58:** Representación de la capa límite en el perfil a 20°.

Para ángulos de ataque cercanos a la zona de desprendimiento, el torbellino de punta de ala tiene una influencia mayor en el espesor de la capa límite. Si bien este varía considerablemente en la zona de influencia del torbellino de punta de ala, una vez lejos de esta zona, el espesor de capa límite vuelve a tener un comportamiento bidimensional.

Por otro lado, el espesor máximo de capa límite, caso menos favorable, se da en la posición  $z=0$ , es decir, en la mitad de la envergadura, debido a que esta zona es la más alejada de los torbellinos de ambas puntas de ala, en la que su influencia es muy reducida.

De esta forma queda validada la simplificación de estudiar la capa límite en 2D para realizar el diseño del slot, por lo que se espera que el comportamiento de este sea satisfactorio. Esto se comprobará en la siguiente subsección.

### **6.2.2 Ala con slot implementado**

La implementación del slot en el ala se debe de realizar haciendo que los perfiles de punta de ala no estén ranurados, para que el flujo en punta de ala no perturbe el flujo en el interior del slot. Por ello el slot se extiende a lo largo de toda el ala, pero dejando 5 mm en cada punta de ala sin ranurar.

Debido al gran coste computacional de los cálculos 3D de ala con slot, se reducen los casos de ángulos de ataque calculados, teniendo en cuenta que en el rango

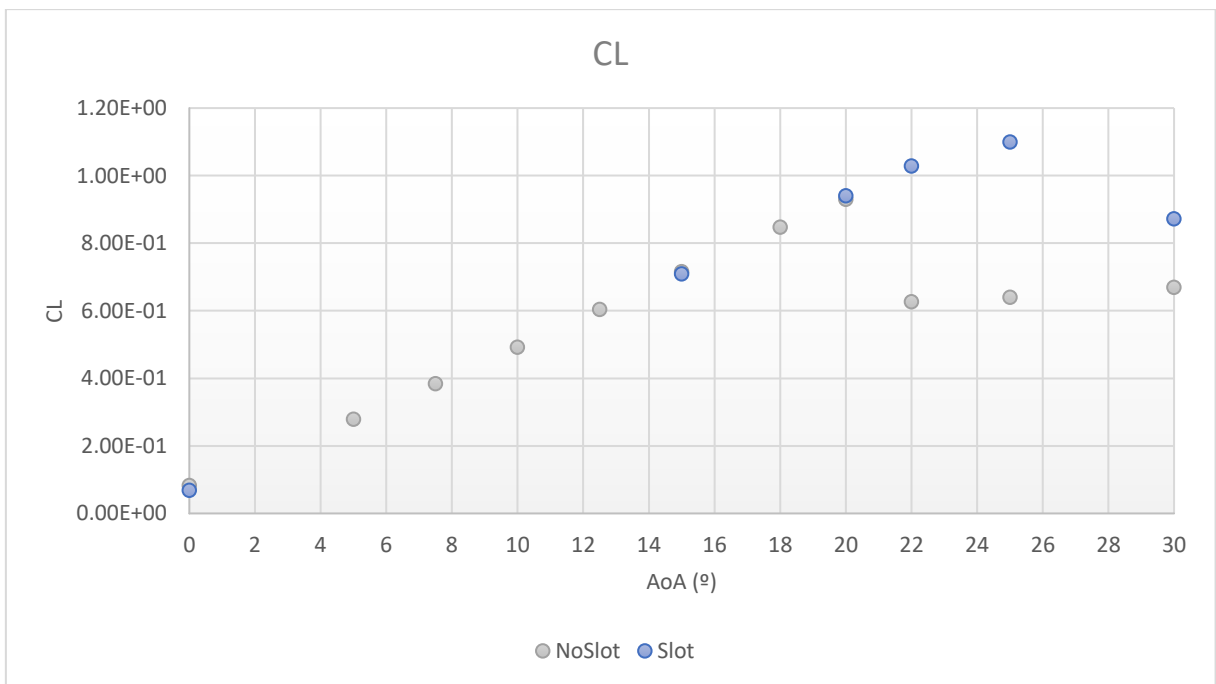
$\alpha \in [0^\circ, 20^\circ]$ , el comportamiento de la evolución de la sustentación es lineal, y que la zona de interés del estudio es  $\alpha \in [22^\circ, 30^\circ]$ .





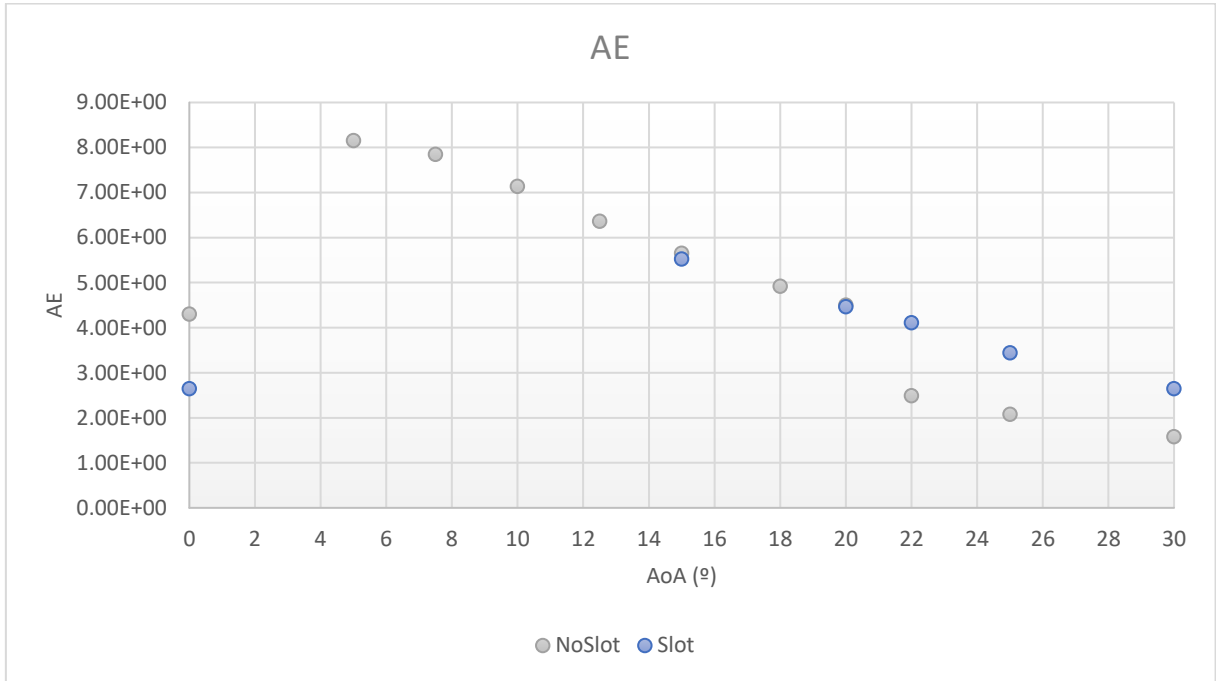
**Figura 59:** Modelo renderizado de la implementación del slot en el ala.

Se exponen a continuación las polares obtenidas para el caso de ala con slot implementado, junto a las polares del ala base, para poder observar la mejora conseguida.



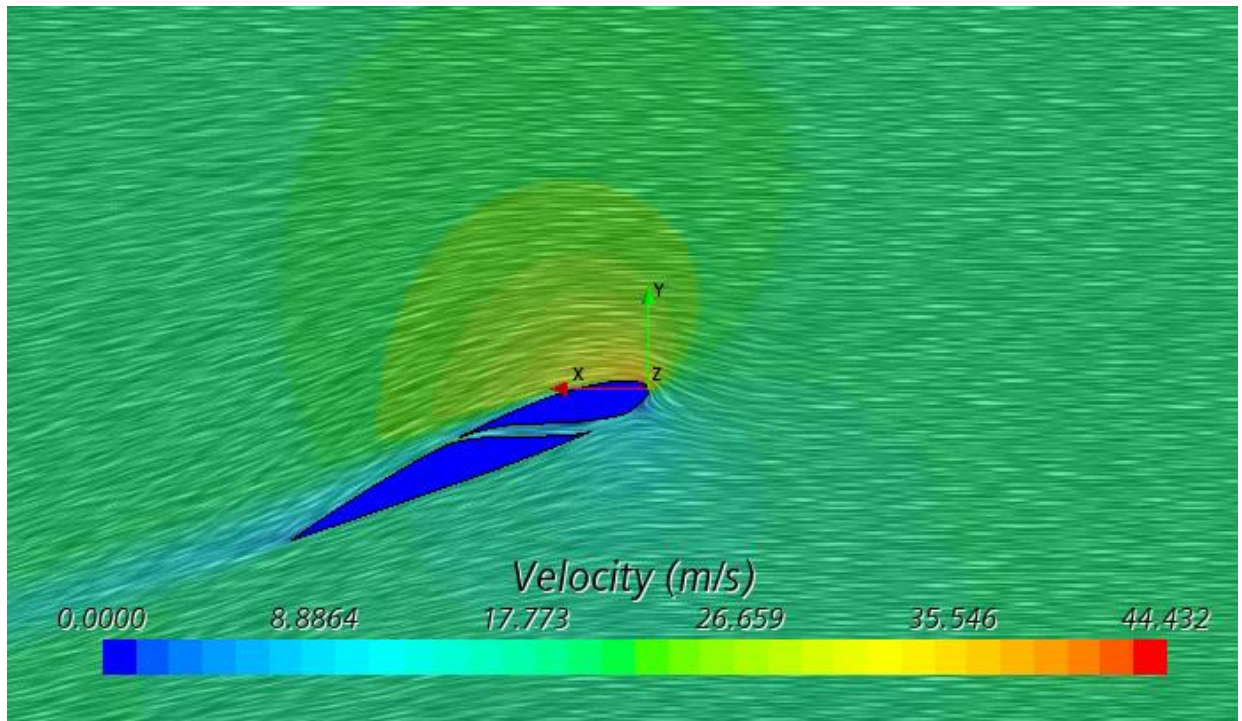
**Figura 60:** Evolución del coeficiente de sustentación del ala base 3D respecto del ángulo de ataque. Comparación ala base y ala con slot implementado.

Se observa una clara mejora en la zona de ángulos de ataque donde el ala base empieza a entrar en pérdida, y además se consigue retrasar la entrada en pérdida hasta pasados los 25°.



**Figura 61:** Evolución de la eficiencia aerodinámica respecto del ángulo de ataque. Comparación del ala base y ala con slot implementado.

Lo ya comentado en el estudio 2D es completamente extrapolable al caso 3D. La mejora del comportamiento a ángulos de ataque viene dada debido a la reenergización de la capa límite, que provoca que esta no despegue, y se reduzca su espesor.

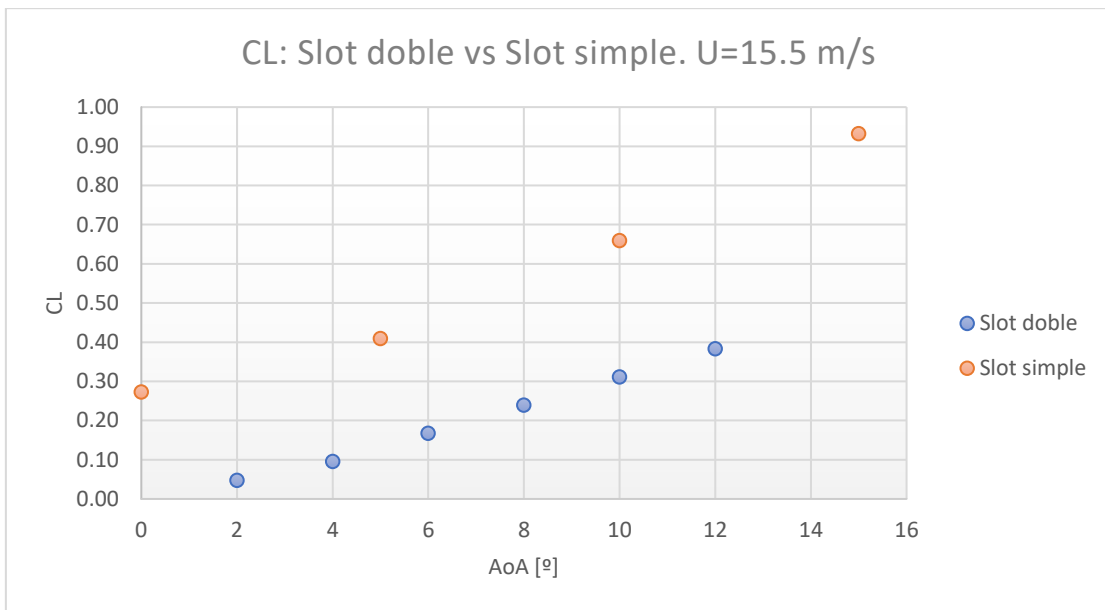


**Figura 62:** Campo vectorial de la velocidad en el plano  $z=0$ . Caso  $22^\circ$ .

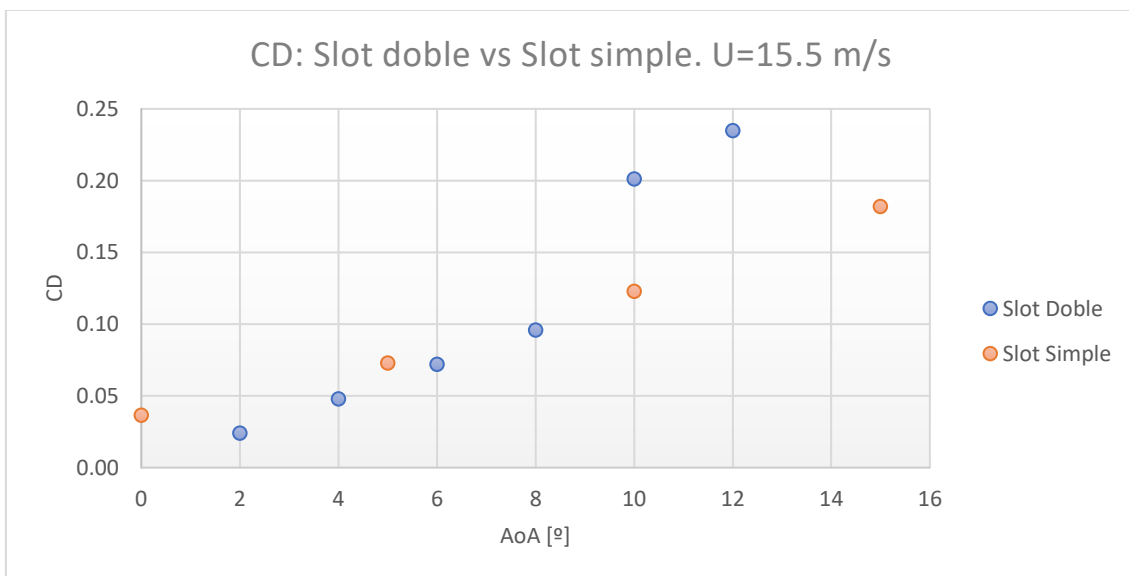
Debido a los resultados obtenidos, se considera como satisfactorio y correcto el diseño del slot.

Por último, se estudia la configuración de slot más conveniente. De esta forma se estudiará el caso de la implementación de un segundo slot en el ala, que podría ser conveniente debido a las características de la evolución de la capa límite respecto del ángulo de ataque característica de perfiles de bajo espesor, pudiendo conseguir así una inyección de la cantidad de movimiento en zonas más cercanas al borde de ataque.

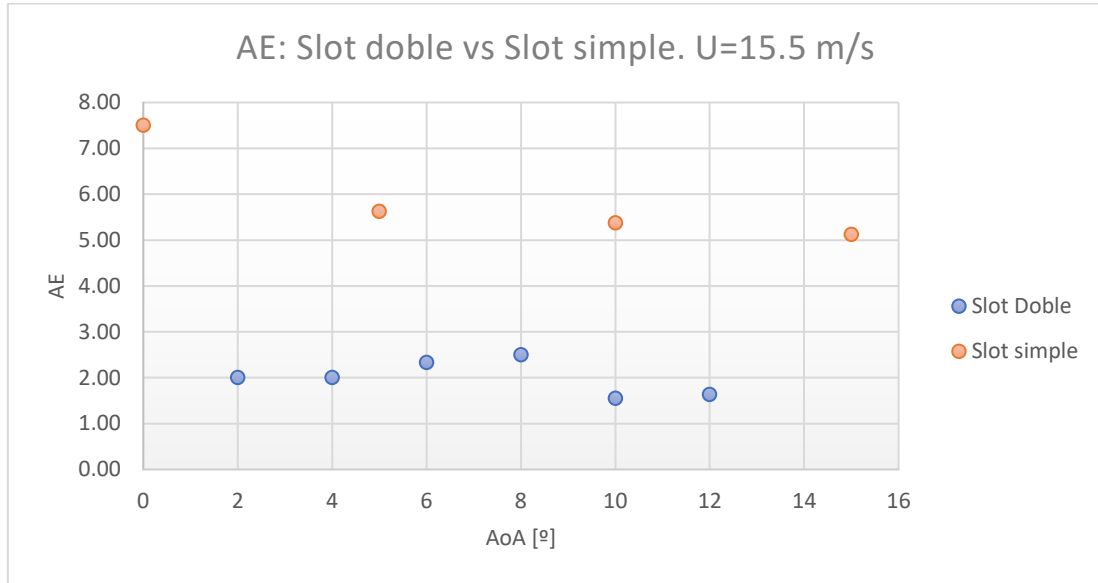
Con el objetivo de ahorrar tiempo, debido a que calcular este caso mediante CFD supondría la creación de una malla y modelo distinto (al superar el tamaño de esta el 5% de la usada en el caso base), este caso se calculará de manera experimental.



**Figura 63:** Coeficiente de sustentación experimental. Comparación entre slot simple y doble slot.



**Figura 64:** Coeficiente de resistencia experimental. Comparación entre slot simple y doble slot.



**Figura 65:** Eficiencia aerodinámica experimental. Comparación entre slot simple y doble slot.

Se observa un claro empeoramiento de la eficiencia aerodinámica en todo el rango de ángulos estudiados. Además, el ala con slot doble genera similar resistencia aerodinámica a bajos y moderados ángulos de ataque; y mayor resistencia a ángulos de ataque elevados, al contrario de lo esperado. Por último, el slot doble genera menor sustentación para todo el rango de ángulos de ataque estudiados.

Esto posiblemente sea debido a las perturbaciones que el flujo de uno de los slots cause sobre la salida del otro y viceversa.

Queda por tanto claro que la configuración de slot más conveniente es la de slot simple.

### 6.3 Optimización

Ya se ha visto que la principal debilidad del slot 2D, que es como se está enfrentando el diseño de este dispositivo, es su comportamiento a bajos ángulos de ataque. En la sección siguiente se estudiarán los fenómenos ya comentados que provocan este empeoramiento, y mediante la realización de un estudio paramétrico se tratará de mejorar el comportamiento.

A continuación, se abordará la implementación del slot en un biplano, debido a que la forma en la que perturba el flujo se observó que podía ser beneficiosa para solventar ciertos problemas de la configuración biplana, estudiada por Abel Rodilla en su TFG.

Por último, se tratará de llevar a cabo una optimización topológica de la forma interior del slot.

### 6.3.1 Estudio paramétrico a bajos ángulos de ataque

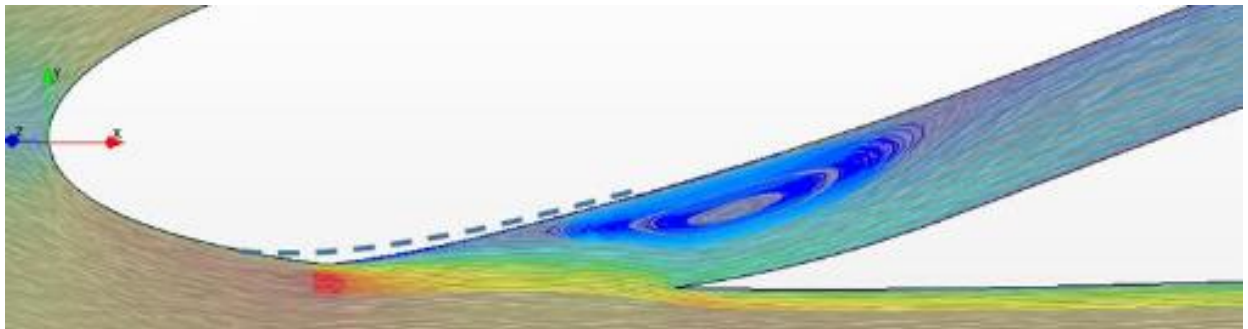
Como ya se vio al realizar el estudio del slot, el problema de este a bajos ángulos de ataque era, por una parte, la incapacidad de acelerar el flujo del extradós debido a que este dispone de una gran cantidad de movimiento, porque el gradiente adverso de presiones al que se enfrenta es muy reducido.

Por otro lado, aparecía recirculación en la entrada del slot. Esta puede deberse a la geometría del slot, o bien a la incapacidad de generar la suficiente cantidad de movimiento en la salida.

Mediante este estudio paramétrico se pretende determinar cuál de estas dos posibles causas es la predominante, y, en caso de ser posible, encontrar una solución.

Para ello solo se realizarán cálculos para ángulos de ataque moderados y bajos (menores e iguales a  $7.5^\circ$ ).

El objetivo es adelantar la entrada del slot, eliminando la parte de la geometría de la entrada que pudiera provocar que el flujo no se adapte correctamente al canal. La salida del slot no se debe de modificar, pues ya se ha visto que el funcionamiento a altos ángulos de ataque es óptimo y viene determinado por ella.



**Figura 66:** Ejemplo ilustrativo de la idea conceptual de la geometría del caso 1 del estudio paramétrico

De esta forma se crean las siguientes 6 geometrías:

Nombre	Posición entrada adimensional ( $x/c$ %)	Radio adimensional de la entrada ( $R_{in} / c$ %)
Caso 1.1	5%	13%
Caso 1.2	2%	16%
Caso 1.3	5%	Base (10%)
Caso 1.4	2%	Base (10%)
Caso 1.5	0%	40%
Caso 1.6	0%	Base (10%)

**Tabla 15:** Definición de las geometrías del caso 1 del estudio paramétrico.

En todos los casos se emplea un ajuste de la curvatura mediante *splines* para conseguir una transición intradós-slot más suave, y permitir así al flujo adaptarse mejor.

Al adelantar la posición de entrada del slot se busca que el vector normal a la superficie de entrada, y el vector velocidad del flujo tengan una dirección más similar, logrando una mejor adaptación de este.

La variación del radio es una consecuencia del adelantamiento de la entrada. Por tanto, para cada caso de entrada adelantada, se crea una geometría con un radio de entrada mayor al base, y otra geometría manteniendo el radio de entrada en el 10%.

De esta forma en este estudio paramétrico se estudia tanto el efecto de la posición de entrada en la recirculación (geometría), como el efecto del aumento de la relación de radios, que se traduce en un aumento de la cantidad de movimiento inyectada, en forma de aumento de caudal. Al aumentar la relación de radios, manteniendo el de salida constante, el aumento del caudal entrante se debería de traducir en un aumento de velocidad en la salida del slot (incremento por tanto de la cantidad de movimiento) debido a la conservación de la cantidad de movimiento, reduciendo así la recirculación.

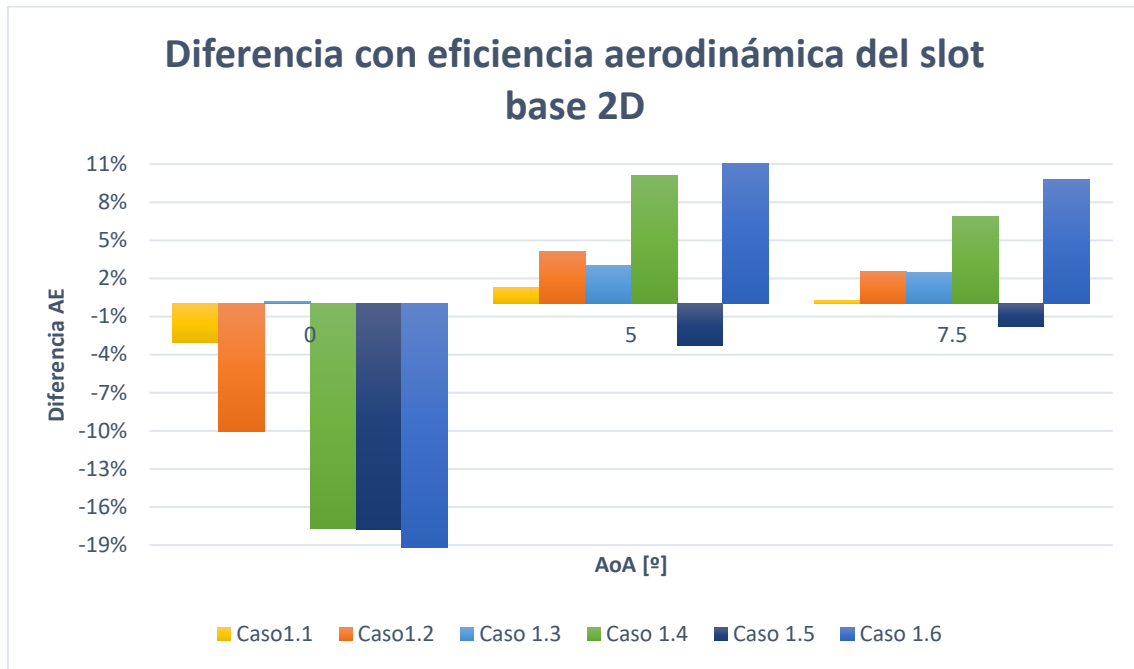


**Figura 67:** Geometría 1.6. Ejemplo de geometría con entrada adelantada, pero radio de entrada base



**Figura 68:** Geometría 1.5. Ejemplo de geometría con entrada adelantada y radio de entrada aumentado

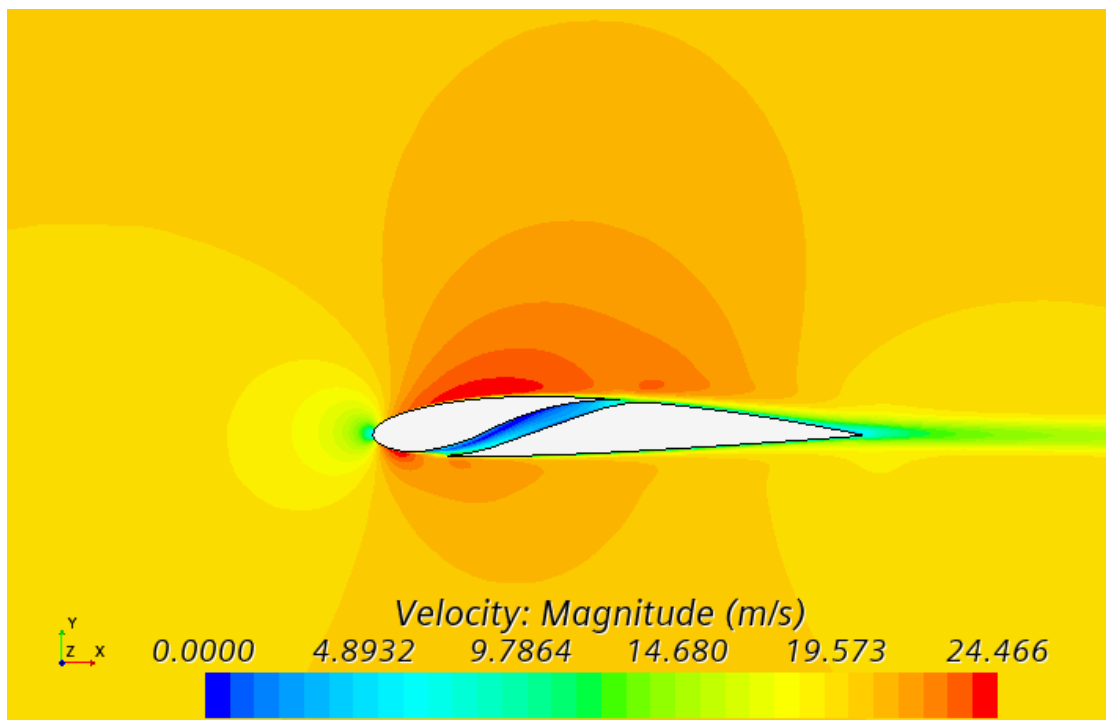
Una vez calculadas todas las geometrías, se establece la diferencia entre el slot base y el slot de cada caso. Se emplea la eficiencia aerodinámica para discernir de aquellas geometrías exitosas y aquellas descartables:



**Figura 69:** Comparación de la mejora de la eficiencia aerodinámica de las distintas geometrías del estudio paramétrico.

Se observa claramente como la variación de la relación de áreas no es para nada una buena idea. Los resultados conseguidos en [20] han sido confirmados.

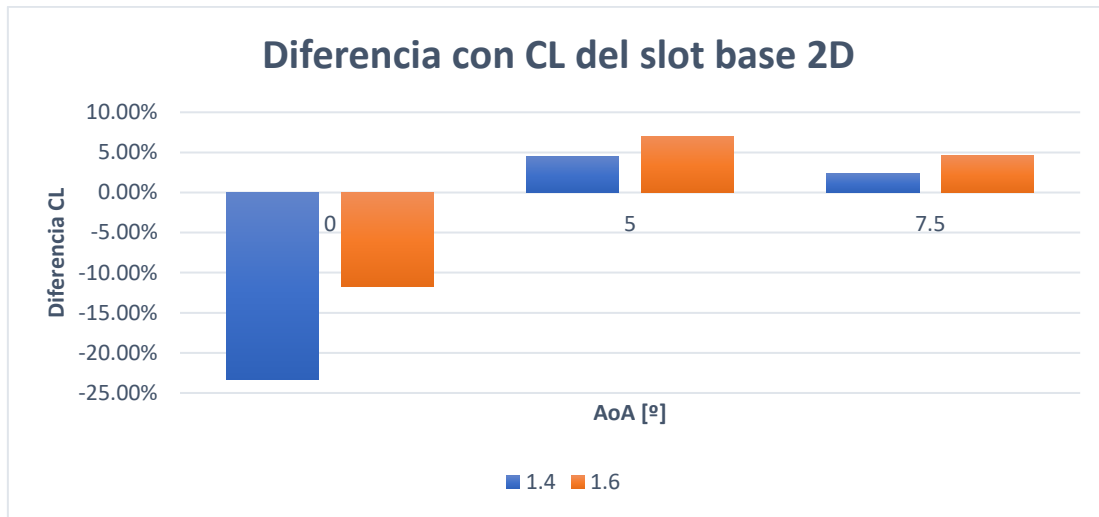
Por otro lado, para ángulo de ataque nulo, se observa como a la única geometría que consigue una cierta mejora, aunque mínima, es la 1.3. Esto es debido a que consigue un balance entre la orientación del vector normal en dirección al flujo, y al mismo tiempo está localizada fuera del área de influencia del punto de remanso.



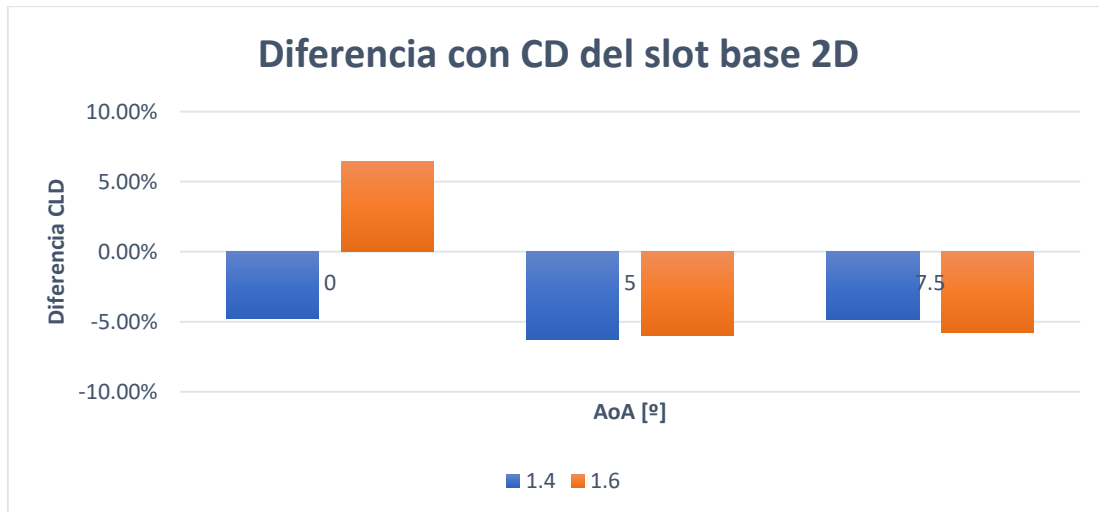
**Figura 70:** Contornos de velocidades y visualización del punto de remanso a 0°. Geometría 1.3

De esta forma, a 0° se descarta la posibilidad de conseguir un slot que proporcione mejoras. A la nula necesidad del flujo de ser reenergizado, se le suma la problemática de orientar el área de entrada, a la vez que esta se localiza lejos del punto de remanso, sin perturbar demasiado el comportamiento del flujo en el intradós.

Las geometrías claramente interesantes desde el punto de vista de la optimización son la 1.4 y la 1.6.



**Figura 71:** Comparación de la mejora en el coeficiente de sustentación de las distintas geometrías del estudio paramétrico.

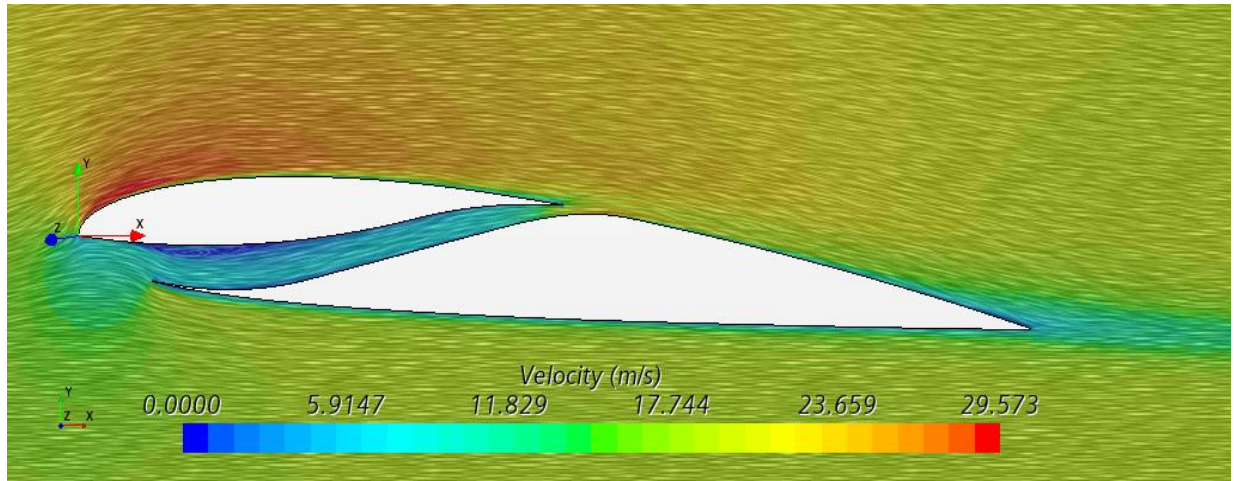


**Figura 72:** Comparación de la mejora en el coeficiente de resistencia de las distintas geometrías del estudio paramétrico.

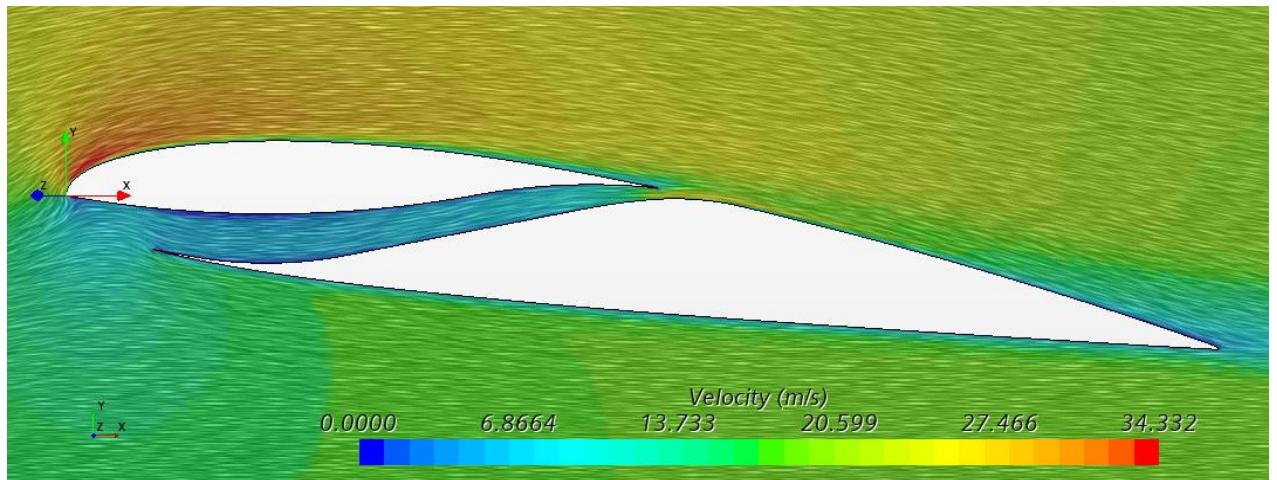
Pese a que consigue disminuir la resistencia a ángulos de ataque muy pequeños, se considera como más beneficioso para ángulos de ataque bajos y moderados la geometría 1.6. La reducción de resistencia para ángulos de ataque moderados es casi idéntica a la de la geometría 1.4. Pero además logra destruir casi la mitad de sustentación a ángulos de ataque bajos, y genera más a ángulos de ataque moderados.



Estas mejoras se deben a la eliminación de la recirculación a  $7.5^\circ$ , y a la reducción de esta a  $5^\circ$ .



**Figura 73:** Campo vectorial de la velocidad a  $5^\circ$ . Geometría 1.6.



**Figura 74:** Campo vectorial de la velocidad a  $7.5^\circ$ . Geometría 1.6.

No obstante, el componente de la cantidad de movimiento sigue teniendo un gran peso.

Como los resultados obtenidos no son buenos, pues el slot doble no mejora el comportamiento del slot simple a ángulos de ataque moderados, no se realizará ni el cálculo numérico ni el análisis de este caso.

Debido a los resultados obtenidos, se considera la optimización para ángulos de ataque reducidos y moderados como fallida, debido a la pobre mejora obtenida.

Se debe de tener en cuenta el hecho de que el buen funcionamiento del slot a estos ángulos de ataque es muy complicado, pues este pasaría por acelerar el flujo en el interior lo suficiente como para que acelerase el flujo en la parte posterior del extradós, incrementando la succión en esta zona, y aumentando así la sustentación.

Para conseguir esto, habría que implementar una serie de compresores o dispositivos sopladores, pues de forma pasiva el flujo no es capaz de generar la suficiente cantidad de movimiento.

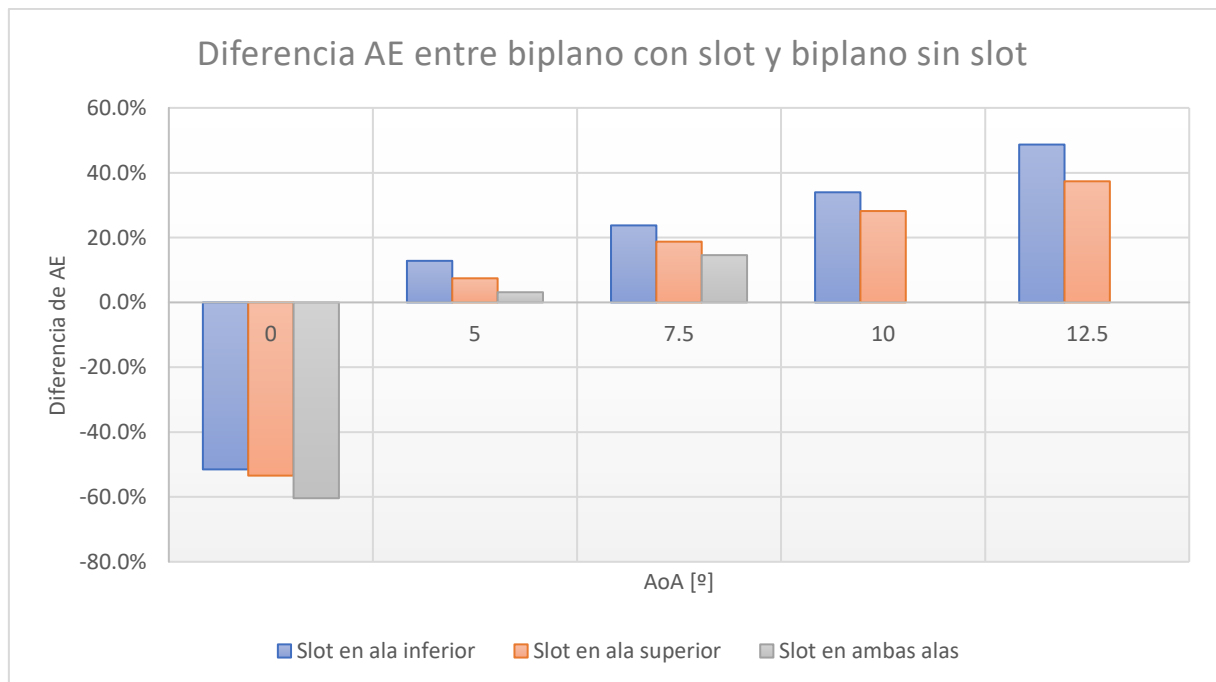
### 6.3.2 Implementación en biplano

Tras observar el comportamiento del flujo en el dispositivo desarrollado por Abel Rodilla en su TFG, que no se encuentra finalizado, por lo que no puede ser citado, y tras los cálculos y análisis aerodinámicos realizados al caso del slot, se pensó que este podría suponer una gran mejoría en las características aerodinámicas.

Según la información obtenida por Abel, la configuración de biplano óptima es aquella en la que el ala superior se encuentra ligeramente retrasada, debido a que así se evita que esta induzca en el ala inferior un ángulo de ataque negativo, disminuyendo la sustentación generada. Además, las alas se encuentran separadas una altura igual al doble de la cuerda para evitar excesivas interacciones entre ellas.

Los cálculos, debido al carácter 2D del trabajo que está realizando Abel Rodilla con el biplano, se desarrollarán en 2D. El cálculo en 3D de un biplano supone un coste computacional de aproximadamente 4 veces el coste computacional de una sola ala, atendiendo a lo visto en los cálculos 2D, por la necesidad de refinar la malla en dos zonas diferentes

De esta forma se calcularán tres casos. Uno de ellos con el slot ubicado en el ala superior, otro de ellos con el slot ubicado en el ala inferior, y, por último, uno con el slot ubicado en ambas alas. Se someterá a un estudio exhaustivo aquel o aquellos que ofrezcan unas diferencias significativas respecto del caso de biplano sin slot.



**Figura 75:** Diferencias de eficiencia aerodinámica con el biplano sin slot

Como se observa, la configuración más desfavorable es la implementación del slot en ambas alas; y la más favorable la de la implementación del slot en el ala inferior, aunque la implementación en el ala superior también ofrece buenos resultados.

Si se realiza la comparación con el ala base, la mejora conseguida con la combinación de ambos dispositivos es evidente:

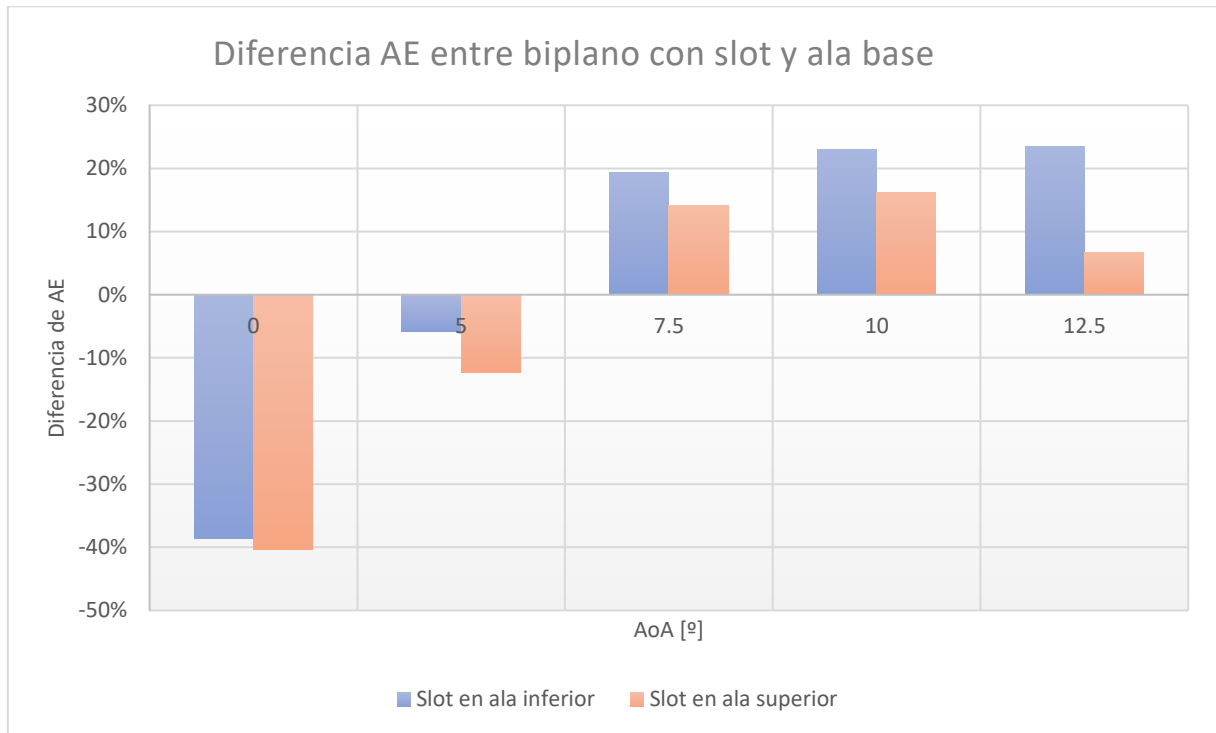
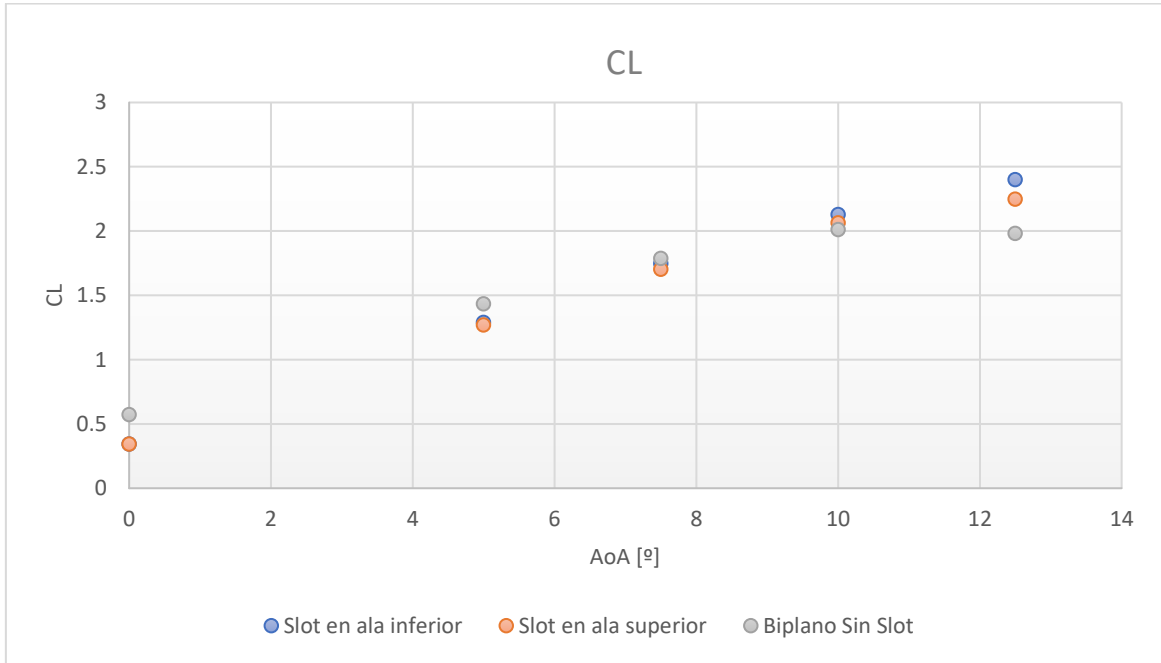


Figura 76: Diferencias de eficiencia aerodinámica con el ala base.

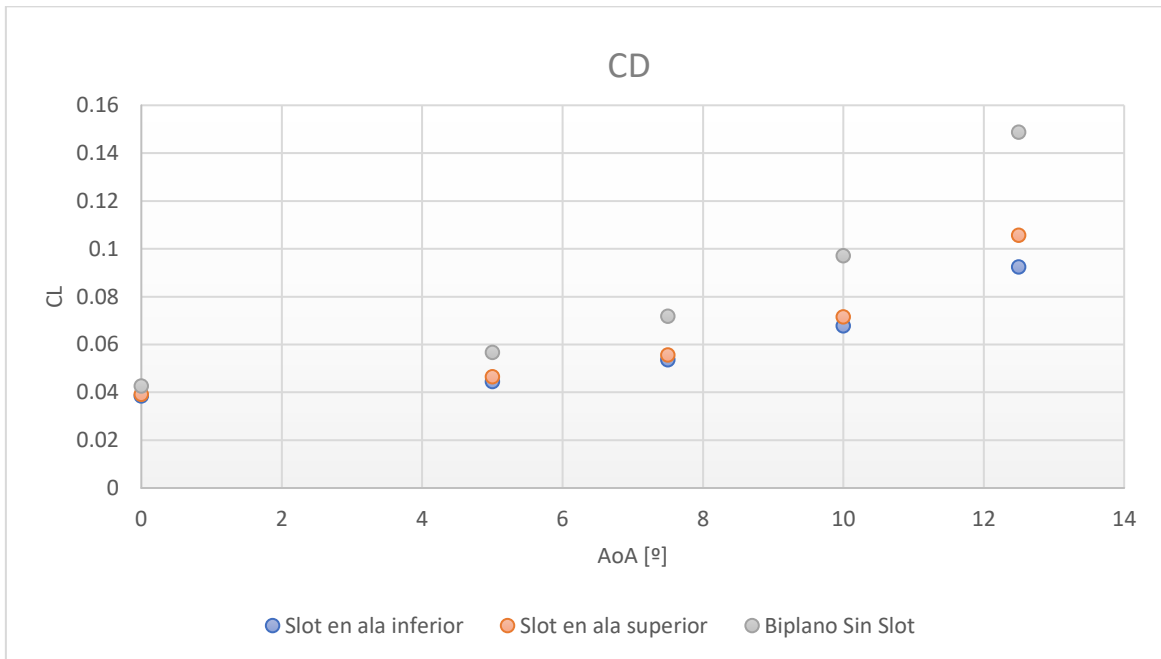
Para evitar el empeoramiento a ángulo de ataque nulo se podría implementar el conjunto de ala biplano con slot fijo y torsión geométrica. En caso de seleccionar la configuración con slot en ala inferior, la torsión geométrica podría ser superior debido al mejor comportamiento a ángulos de ataque elevados, consiguiendo una generación de sustentación mayor.

Cabe destacar las ventajas de esta configuración, obteniendo sustentaciones mucho más elevadas que en el caso de ala simple, sin verse penalizada o incluso mejorada la eficiencia aerodinámica debido a la implementación del slot que provoca una reducción drástica de la resistencia, permitiendo así por ejemplo distancias de despegue menores, o capacidad para transportar mayores cargas de pago, sin un efecto adverso en el consumo de combustible o la autonomía máxima gracias a la mejora en la eficiencia aerodinámica.

Del estudio de las polares de cada caso se determinará cuál de ellos es el óptimo.



**Figura 77:** Comparación de la evolución del CL respecto al ángulo de ataque para las distintas configuraciones de biplano.



**Figura 78:** Comparación de la evolución del CD respecto al ángulo de ataque para las distintas configuraciones de biplano.

Como se observa, la configuración de biplano con slot reduce significativamente la resistencia, y aumenta la sustentación a ángulos de ataque moderados y altos, retrasando además la entrada en pérdida.

No se incluye estudio de capa límite o del coeficiente de presiones o experimental para no resultar repetitivo, debido a que este trabajo va sobre el slot, y para explicar todo esto habría que estudiar también las características propias del biplano.

## Sección 7

# 7. Conclusiones

Para finalizar, se recogen las conclusiones extraídas de los resultados ya comentados.

En primer lugar, hay que comentar que el diseño del slot basado en el estudio 2D de capa límite ha aportado resultados satisfactorios. El slot base diseñado en este trabajo proporciona una mejora notable en el comportamiento del ala a ángulos de ataque moderados y altos.

El retraso del ángulo de entrada en pérdida es muy significativo, en torno al 30%.

Por otro lado, la mejora de las características aerodinámicas a ángulos de ataque elevados y cercanos al desprendimiento de capa límite es evidente. Para el rango de ángulos de ataque  $\alpha \in [20^\circ, 30^\circ]$  se ha logrado una generación extra de sustentación promedio por encima del 35 % de la sustentación generada en este mismo intervalo por el ala base.

Además, todo esto se logra no solo no penalizando la resistencia aerodinámica, sino logrando una disminución de esta, con la consecuente mejora de eficiencia aerodinámica, en promedio de aproximadamente el 20% para el intervalo anteriormente citado.

Todos estos logros han sido debidos principalmente al éxito en la reenergización de la capa límite, fenómeno estudiado en profundidad en este trabajo.

El estudio de optimización, sin embargo, no ha sido del todo exitoso. La pretensión de ampliar el rango de ángulos de ataque de buen funcionamiento del slot fue quizá demasiado ambiciosa, teniendo en cuenta las características de entrada en pérdida y generación de gradiente adverso de presiones del perfil NACA2412 empleado, de espesor fino. En el caso de enfocar este estudio a perfiles de espesor medio y alto, se piensa que este objetivo podría ser conseguido.

Faltó por realizar con éxito la optimización topológica del interior del slot. Debido al hardware disponible, y al limitado conocimiento que se posee del método numérico empleado en este proceso, el proceso iterativo necesario para su realización era extremadamente lento, aproximadamente 3 horas por iteración; y muy poco robusto. Apenas se pudieron realizar 3 iteraciones completas, de al menos 15 necesarias, según [24]. Además, debido a la complejidad de la geometría inicial, la resolución empleada no fue correcta, obteniendo una geometría final muy similar a la inicial, y sin conseguir la convergencia del proceso. El aumento de la resolución hubiera supuesto un incremento del coste computacional inasumible.

Por tanto, la geometría interior del slot no se puede considerar como definitiva, pero los resultados que se obtienen de ella son positivos.

A pesar de estas malas noticias, del estudio de optimización, a parte de una mayor comprensión del funcionamiento del slot a bajos ángulos de ataque, se ha conseguido una buena idea, resultado de la combinación y la cooperación entre compañeros.

La implementación del slot en el biplano se puede considerar como exitosa, y ayudará a Abel Rodilla en el desarrollo de un biplano con características aerodinámicas más que interesantes.

La viabilidad aerodinámica del slot convergente ha sido estudiada en detalle. Sin embargo, se podrían realizar ensayos en túnel de viento más completos, en primer lugar, disponiendo de uno de mayores dimensiones para poder simular mayor rango de ángulos de ataque, con una balanza digital de mayor precisión. Además, se deberían de incluir datos experimentales del coeficiente de presiones, así como estudio de capa límite mediante la visualización de esta con humos, o diversas técnicas.

Quedaría pendiente un análisis en profundidad de la viabilidad estructural del mismo, mediante análisis estructurales y aeroelásticos empleando MEF.

## Sección 8

# 8. Costes

Se realizará una estimación de los costes que ha supuesto el desarrollo de este estudio.

Para ello se recogerá, de manera aproximada, el tiempo dedicado, desglosándolo en aquellas tareas que han sido realizadas, y, teniendo en cuenta su coste asociado, se calculará el presupuesto final.

De esta forma se recogerán tanto los costes económicos como los costes en tiempo dedicado.

## 8.1 Recopilación de información y teoría.

Se incluyen aquí todos los costes asociados al estudio bibliográfico, recogida y organización de la información, y repaso de los conceptos teóricos.

Información y teoría			
	Horas	Coste unitario (€/h)	Importe total (€)
Ingeniero	24	20	480
<b>Total (h)</b>	<b>24</b>	<b>Total (€)</b>	<b>480</b>

Tabla 16: Costes asociados a la recopilación de información.

## 8.2 Diseño

Se incluyen tanto los costes del diseño conceptual, como aquellos derivados del uso del software de CAD *Autodesk Fusion360*.

Diseño			
	Horas	Coste unitario (€/h)	Importe total (€)
Ingeniero	16	20	320
Licencias	15	1.5	22.5
<b>Total (h)</b>	<b>26</b>	<b>Total (€)</b>	<b>342.5</b>

Tabla 17: Costes asociados al diseño.

### 8.3 Cálculo y análisis CFD

Se incluyen tanto los costes de preproceso, los de postprocesado y extracción de información, y los asociados al proceso de cálculo.

Cálculo y análisis CFD			
	Horas	Coste unitario (€/h)	Importe total (€)
Ingeniero	400	20	8000
Licencias	1000	1.5	1500
<b>Total (h)</b>	<b>1000</b>	<b>Total (€)</b>	<b>9500</b>

Tabla 18: Costes asociados al CFD

### 8.4 Fabricación de prototipos y material

Se incluyen los costes asociados al material empleado en la fabricación de los prototipos, así como aquellos asociados al proceso de impresión 3D

Fabricación de prototipos (3)			
	Horas	Coste unitario (€/h)	Importe total (€)
Técnico	6	15	90
Maquinaria	6	50	300
<b>Total (h)</b>	<b>6</b>	<b>Total (€)</b>	<b>390</b>
Material (ABS o PLA)			
	Peso	Coste unitario (€/g)	Importe total (€)
ABS	674.1	0.045	30.3345
<b>Total (€)</b>			<b>30.3</b>

Tabla 19: Costes asociados a la fabricación de los modelos



## 8.5 Ensayos experimentales

Se incluyen los costes asociados a la realización de los ensayos en túnel de viento.

Ensayos en túnel de viento			
	Horas	Coste unitario (€/h)	Importe total (€)
Ingeniero senior	24	40	960
Túnel	24	50	1200
<b>Total (h)</b>	<b>24</b>	<b>Total (€)</b>	<b>2160</b>

Tabla 20: Costes asociados a la realización de los ensayos en túnel de viento.

## 8.6 Análisis de resultados

Se incluyen los costes asociados al procesado de los resultados mediante *Excel*, así como el proceso de análisis de estos.

Procesado y análisis de resultados			
	Horas	Coste unitario (€/h)	Importe total (€)
Ingeniero	60	20	1200
Licencias	50	0.008	0.4
<b>Total (h)</b>	<b>60</b>	<b>Total (€)</b>	<b>1200.4</b>

Tabla 21: Costes asociados al análisis de los resultados.

## 8.7 Elaboración de la memoria

Se incluyen los costes asociados a la redacción de la memoria.

Elaboración de la memoria			
	Horas	Coste unitario (€/h)	Importe total (€)
Ingeniero	70	20	1400
Licencias	70	0.008	0.56
<b>Total (h)</b>	<b>70</b>	<b>Total (€)</b>	<b>1400.56</b>

Tabla 22: Costes asociados a la redacción de la memoria.

## 8.8 Presupuesto final

Se recoge un resumen de los costes, así como el total de ellos, tanto económico como de tiempo dedicado.

	Coste (€) total	Coste (h) total
Información y teoría	480	24
Diseño	342.5	26
CFD	9500	1000
Fabricación	390	6
Material	30.3	-
Experimental	2160	24
Análisis de resultados	1200.4	60
Realización de la memoria	1400.56	70
<b>TOTAL</b>	<b>15503.76</b>	<b>1210</b>

**Tabla 23:** Costes finales

## Sección 9

# 9. Pliego de condiciones

## 9.1 Condiciones del puesto de trabajo

Las condiciones del puesto de trabajo son de gran relevancia debido a la larga cantidad de horas que se permanece en él, sobre todo en las primeras fases del cálculo CFD, estableciendo las configuraciones de los casos a calcular.

Un adecuado ambiente de trabajo favorece la concentración, ampliando el rendimiento significativamente. Por ello se han tenido en cuenta unas disposiciones mínimas de seguridad y salud relativas al trabajo con éste.

De esta manera, el puesto de trabajo debe de encontrarse bien iluminado, ventilado y ordenado. Por otro lado, es importante mantener una adecuada temperatura para minimizar la fatiga.

Para la realización del este estudio, la mayor parte del tiempo se ha estado sentado delante de un ordenador. El uso de una silla cómoda, y el mantener una postura corporal correcta es esencial. Además, se ha empleado un filtro protector para la pantalla, con el objetivo de proteger los ojos de la luz azul de esta, y reducir así la fatiga visual.

## 9.2 Condiciones del equipo empleado

El software empleado ha sido SolidWorks como programa de diseño CAD, Star-CCM+ como software de cálculo CFD, y el paquete ofimático Office 365, versión 2015.

El hardware empleado consta de un ordenador Lenovo Ideapad 320, con un procesador Intel® Core™ i7-7500U de 2700 GHz. Cuenta con una memoria RAM de 12 GB. El sistema operativo es Windows 10 de 64 bits.

El túnel de viento es de la marca Armfield, modelo C2. Se trata de un túnel de viento subsónico. Cuenta con una sensibilidad de  $\pm 0.01 N$ , un límite de medida de  $7 N$  para la sustentación, y de  $2.5 N$  para la resistencia. La potencia del motor es de  $1.5 kW$ , y el ratio de contracción de área se de 3:1. Las dimensiones de la sección de medida son de 304 mm de ancho, 304 mm de alto y 457mm de largo.

# Bibliografía

- [1] Encina, Loreto; Hernández, David; Coordinador: Rivero, Enrique (TEDAE), *La Industria de los UAs en España*, TEDAE, 2020.
- [2] J. Matsson, J. Voth, C. McCain y C. McGraw, *Aerodynamic Performance of the NACA 2412 Airfoil at Low Reynolds Number*, American Society for Engineering Education, 2016.
- [3] Aerodinámica I, Xandra Margot, *Tema 1*, Departamento de Máquinas y Motores Térmicos. Universitat Politècnica de València, 2017.
- [4] «Per Ardua ad Astra,» 2021. [En línea]. Available: <https://perarduaadastra.eu/2010/10/vortices-winglets-y-demas-parafernalia-aerodinamica/>.
- [5] «Fluidos UNAM. Flujo Externo,» 2021. [En línea]. Available: [https://sites.google.com/site/fluidosunam/Home/flujo\\_externo](https://sites.google.com/site/fluidosunam/Home/flujo_externo).
- [6] L. Prandtl, *MOTION OF FLUIDS WITH VERY LITTLE VISCOSITY*, NACA-TM-452, 1928.
- [7] Ampliación de Mecánica de Fluidos, *Tema 13*, Departamento de Máquinas y Motores Térmicos. Universitat Politècnica de València, 2019.
- [8] Aerodinámica I, Xandra Margot, *Tema 7*, Departamento de Máquinas y Motores Térmicos. Universitat Politècnica de València., 2017.
- [9] Ampliación de Mecánica de Fluidos, *Tema 8*, Departamento de Máquinas y Motores Térmicos. Universitat Politècnica de València, 2019.
- [10] Ampliación de Mecánica de Fluidos, *Tema 6*, Departamento de Máquinas y Motores Térmicos. Universitat Politècnica de València, 2019.
- [11] Aeroelasticidad, *Tema 3*, Universitat Politècnica de València, 2020.
- [12] H. K. Versteeg y W. Malalasekera, *An Introduction to computational fluid dynamics. The Finite Volume Method*, Pearson, 2007.
- [13] Ampliación de Mecánica de Fluidos, *Tema 7*, Departamento de Máquinas y Motores Térmicos. Universitat Politècnica de València, 2019.
- [14] Ampliación de Mecánica de Fluidos, *Tema 10*, Departamento de Máquinas y Motores Térmicos. Universitat Politècnica de València, 2019.

- [15] Ampliación de Mecánica de Fluidos, *Tema 12*, Departamento de Máquinas y Motores Térmicos. Universitat Politècnica de València, 2019.
- [16] Ampliación de Mecánica de Fluidos, *Tema 11*, Departamento de Máquinas y Motores Térmicos. Universitat Politècnica de València., 2019.
- [17] Ampliación de Mecánica de Fluidos, «Tema 11,» Departamento de Máquinas y Motores Térmicos. Universitat Politècnica de València.
- [18] O. S. Mohamed, A. A. Ibrahim, A. K. Etman, A. A. Abdelfatah y A. M. Elbaz, *Numerical investigation of Darrieus wind turbine with slotted airfoil blades*, 2020.
- [19] Y. Xie, H. Qu, G. Xie, D. Zhang y M. Moshfeghi, *Numerical and Experimental Investigation on the Flow Separation Control of S809 Airfoil with Slot*, 2013.
- [20] S. Valero Paredes, *Aplicación de tobera convergente en un perfil*, Universitat Politècnica de València, 2016.
- [21] R. Otero Escudero, *Control de flujo pasivo en capa límite turbulenta en perfiles aerodinámicos*, Universitat Politècnica de València.
- [22] P. Moreno-Garibaldi, B. Dávila-Carmona, A. Sánchez-Cortés, J. M. Cervantes-Vázquez, M. Á. Munive-Rojas y N. Corno-Valdez, *Diseño y manufactura de túnel de viento subsónico de circuito abierto*, 2014.
- [23] Ampliación de Mecánica de Fluidos, *Tema 9*, Departamento de Máquinas y Motores Térmicos. Universitat Politècnica de València.
- [24] T. Star-CCM+, *Adjoint Flow Solver: Wing Shape Optimization*, 2021.
- [25] H. Schlichting, *Boundary Layer Theory*, 1979.

# Anexo I

## Cálculo de prism layers

Para el cálculo de la distribución y dimensionamiento de los prism layers, se emplea la analogía de placa plana unidimensional.

Primero se recurre a la correlación semiempírica de Schlichting [25] para el coeficiente de fricción:

27)

$$C_f = [2 \log_{10}(\text{Re}) - 0.65]^{-2.3}$$

El esfuerzo cortante en la pared será el resultado de la dimensionalización del coeficiente de fricción:

28)

$$\tau_w = C_f \frac{1}{2} \rho U_\infty^2$$

Una vez obtenido el esfuerzo cortante, se aplican las definiciones de las coordenadas adimensionales de pared:

29)

$$u_\tau = \sqrt{\frac{\tau_w}{\rho}}; y^+ = y_{ref} \frac{u_\tau}{\nu};$$

Además, el espesor adimensional de la capa límite se puede estimar mediante la siguiente correlación semiempírica:

30)

$$\frac{\delta_{BL}}{l_{ref}} \cong \frac{0.38}{\text{Re}^{1/5}}$$

Por otro lado, se define la altura de referencia como:

31)

$$y_{ref} = \frac{\delta_{BL}}{(1 - K^{N_{PL}}) \cdot (1 - K)}$$

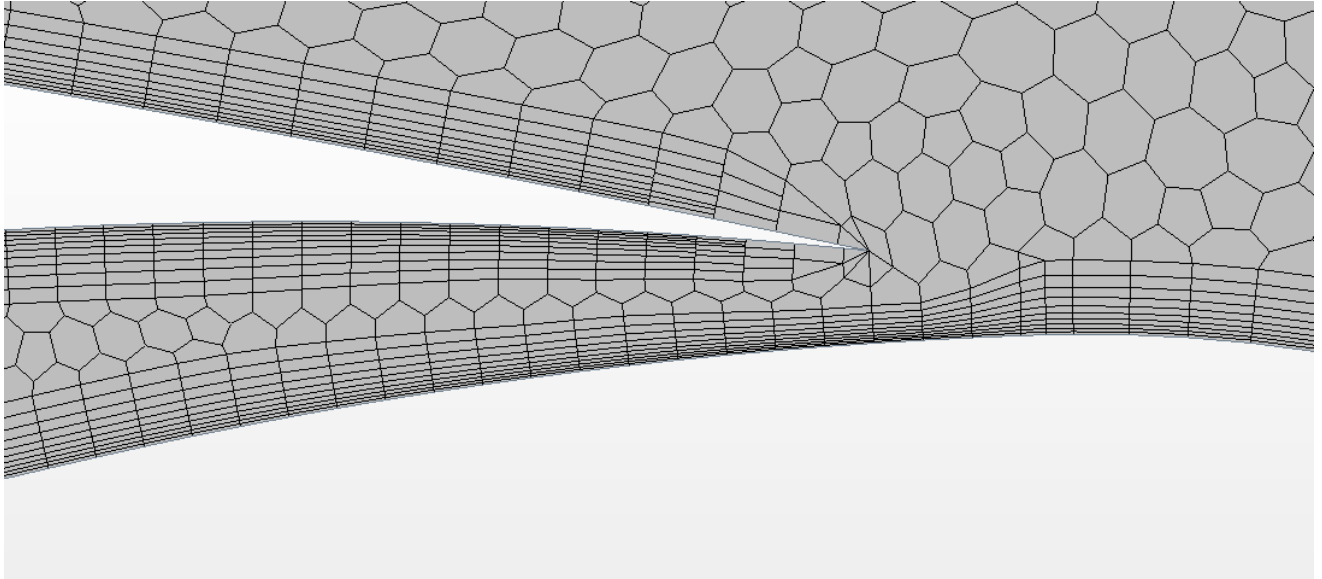
Donde K hace referencia al factor de la progresión geométrica, conocido como *stretching*; y  $N_{PL}$  hace referencia al número de capas prismáticas en las que se desea dividir la capa límite.

El cálculo de estos dos parámetros se realiza de forma iterativa, hasta conseguir el  $y^+$  deseado.

## Parámetros de las mallas empleadas

### ➤ Malla 2D

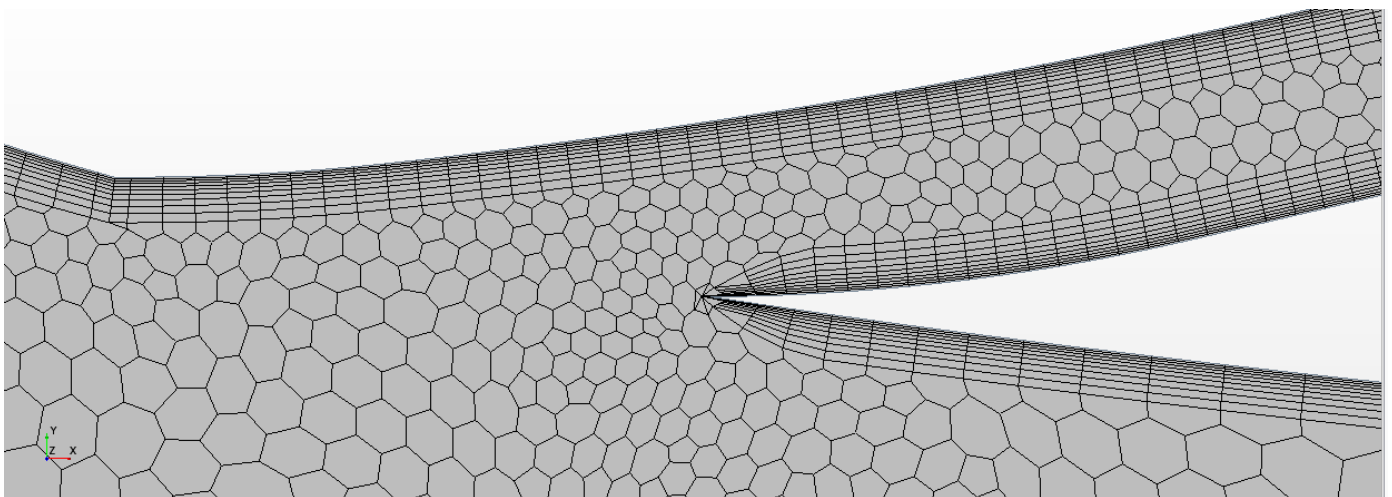
- Polygonal Mesher:
  - Minimum Face Quality= 0.2
  - Perform Curvature Refinement
  - Perform Compatibility and Proximity Refinement
  
- Prism Layer Mesher:
  - Stretching Function: Progresión Geométrica
  - Gap Fill: 40%
  - Minimum Thickness: 10%
  - Layer Reduction: 50%
  - Near Core Aspect Ratio: 0.7
  
- Controles base
  - Tamaño Base= 0.001 m
  - Target Surface Size: 100%
  - Minimum Surface Size: 10%
  - Surface Curvature: #Pts/circle= 36
  - Surface Proximity: #Pts in gap: 2
  - Surface Growth Rate: 1.1
  - Number of Prism Layers: 10
  - Prism Layer Stretching: 1.2
  - Prism Layers Total Thickness: 7.5E-4
  
- Controles de superficie:
  - InletSlot: Size: 50%
  - Fronteras del dominio: Target Size: 0.4 m. Minimum Size: 0.4 m
  - Interior Slot: Size: 50%. Minimum Size: 5 %.
  - Estela y Extradós: Target Size: 75%.



**Figura 79:** Detalle de la capa prismática a la salida del slot

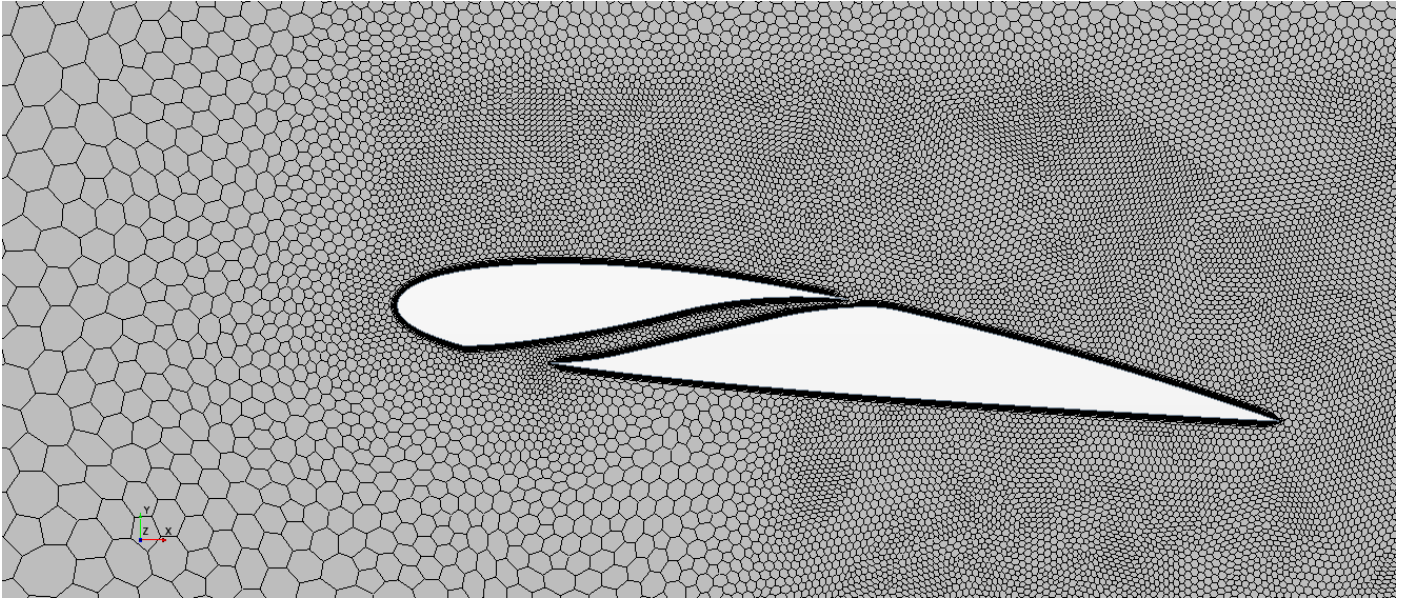
Los principales retos del mallado fueron los siguientes, y se solucionaron a base de ajustar los parámetros anteriormente expuestos en un cuidadoso proceso iterativo.

1. Continuidad de la capa prismática a la salida del slot (*Figura 79*).
2. Continuidad de la capa prismática a la entrada del slot (*Figura 80*).
3. Continuidad de la capa prismática y homogeneidad de la malla en el borde de fuga.
4. Refinamiento sucesivo en las zonas con mayor variación en las magnitudes del campo fluido (*Figura 81*).
5. Optimización del coste computacional (minimizar el número de celdas de la malla) sin penalizar la precisión en la zona de interés. (*Figura 82*).



**Figura 80:** Detalle de la capa prismática a la entrada del slot





**Figura 81:** Detalle del refinamiento de la malla en el campo cercano

➤ **Malla 3D**

- Surface Remesher:
  - Meshing Method: Triangle
  - Perform Curvature Refinement
  - Perform Proximity Refinement
  - Minimum Face Quality= 0.2
  
- Polyhedral Mesher:
  - Run Post Mesh Optimizer: enabled
  
- Prism Layer Mesher:
  - Stretching Function: Progresión Geométrica
  - Gap Fill: 35%
  - Minimum Thickness: 10%
  - Layer Reduction: 50%
  - Near Core Aspect Ratio: 0
  
- Controles base
  - Tamaño Base= 0.005 m
  - Target Surface Size: 100%
  - Minimum Surface Size: 10%
  - Surface Curvature: #Pts/circle= 36
  - Surfce Proximity: #Pts in gap: 2
  - Surface Growth Rate: 1.2
  - Number of Prism Layers: 10
  - Prism Layer Stretching: 1.3
  - Prism Layers Total Thickness: 0.0015 m
  - Volume Growth Rate: 1.2

Maximum Tet Size: 0.5 m

Core Mesh Optimization: #Cycles:6. Quality Threshold: 0.9.

Post Mesh Optimization: Optimize Boundary Vertices & Cell Topology.

- Controles de superficie:

InletSlot: Size: 15%

Fronteras del dominio: Target Size: 0.1 m. Minimum Size: 0.1 m

Plano de simetría de la semienvigadura: Target Size: 750%

Minimum Size: 750%

Interior Slot: Size: 50%. Minimum Size: 5 %.

Intradós, Extradós y campo cercano: Target Size: 30%

Estela cercana: Target Size: 40%.

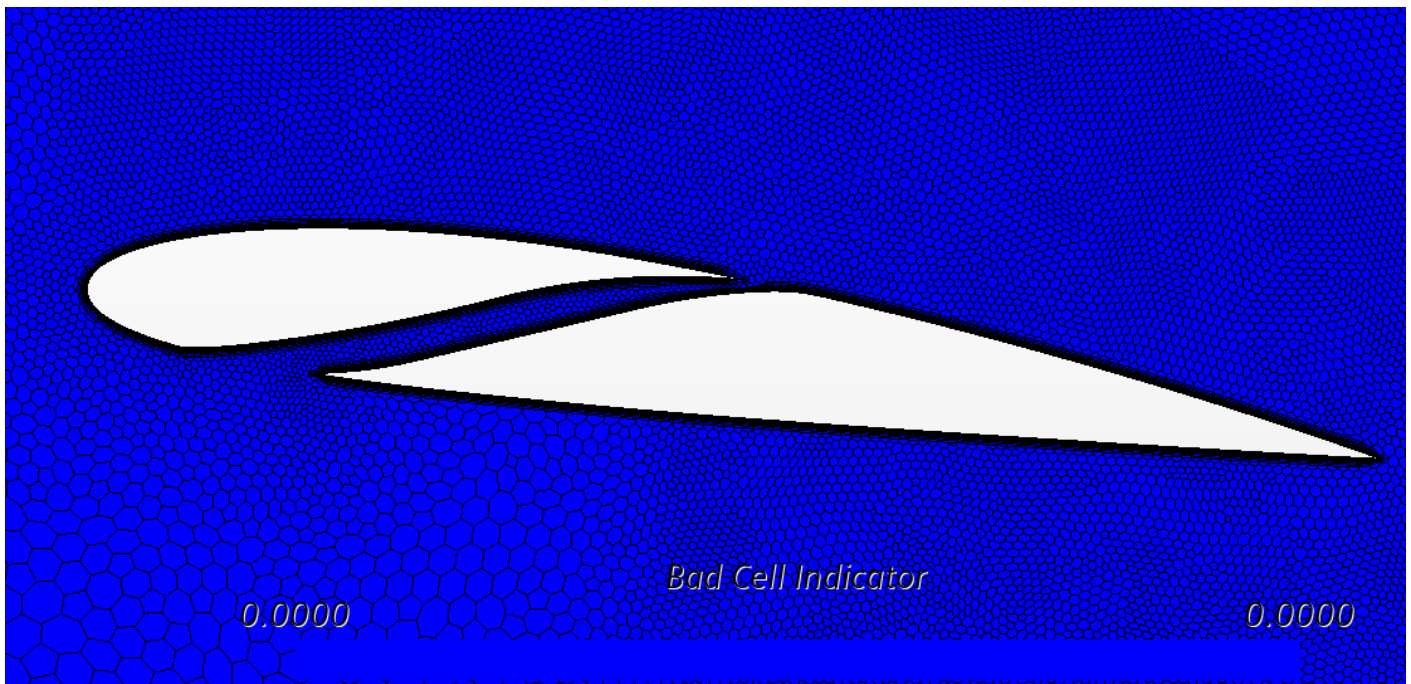
Estela intermedia: Target Size: 100%

Estela Lejana: Target Size: 200%

Los retos del mallado fueron similares al caso 2D.

## Diagnóstico de las mallas empleadas

### ➤ Malla 2D



**Figura 82:** Indicador de mala calidad de celda. Malla 2D.

Como se observa, tras el diagnóstico, ninguna celda se considera de mala calidad. A continuación, se adjunta el diagnóstico completo:

Region (index 1): 137513 cells, 408029 faces, 271004 verts.

Configuring finished

Reading material property database "C:\Program  
Files\Siemens\15.04.010-R8\STAR-CCM+15.04.010-  
R8\star\data\props.mdb"...

Distance Report

Distance = 1,0116 (m)

Coordinate System : Laboratory

Scene Point p1 : [ -2,5512 -2,8214 -0,014000 ]

Scene Point p2 : [ -1,5397 -2,8377 -0,014000 ]

Components

d(X) = 1,0115 (m)

d(Y) = -0,016314 (m)

d(Z) = 0,0000 (m)

Boundaries of region Region:

Boundary Domain.inlet: 56 faces

Extents:

x: [-2.5000000000e+00, 2.5000000000e+00] m

y: [-2.5000000000e+00, 2.5000000000e+00] m

z: [0.0000000000e+00, 0.0000000000e+00] m

surface area: 1.5000000000e+01 m<sup>2</sup>

Setting pro-STAR cell IDs on Region starting at 1

maximum boundary skewness angle = 2.8340700657e+01 deg in cell  
with pro-STAR Cell ID 69728

Boundary Domain.outlet: 23 faces

Extents:

x: [2.5000000000e+00, 2.5000000000e+00] m

y: [-2.5000000000e+00, 2.5000000000e+00] m

z: [0.0000000000e+00, 0.0000000000e+00] m

surface area: 5.0000000000e+00 m<sup>2</sup>

maximum boundary skewness angle = 1.4953140353e+01 deg in cell  
with pro-STAR Cell ID 69675

Boundary Domain.sym1: 0 faces

Extents:

x: [1.0000000000e+20, -1.0000000000e+20] m

y: [1.0000000000e+20, -1.0000000000e+20] m

z: [1.0000000000e+20, -1.0000000000e+20] m

maximum boundary skewness angle = 0.0000000000e+00 deg

Boundary Domain.sym2: 0 faces

Extents:

x: [1.0000000000e+20, -1.0000000000e+20] m

y: [1.0000000000e+20, -1.0000000000e+20] m

z: [1.0000000000e+20, -1.0000000000e+20] m

maximum boundary skewness angle = 0.0000000000e+00 deg

Boundary Domain.Foil: 249 faces

Extents:

x: [4.8137447430e-05, 9.9144486137e-02] m  
 y: [-1.3052619222e-02, 4.6235253282e-03] m  
 z: [0.0000000000e+00, 0.0000000000e+00] m  
 surface area: 1.9217646358e-01 m<sup>2</sup>  
 maximum boundary skewness angle = 6.9847705630e+01 deg in cell  
 with pro-STAR Cell ID 46965  
 Boundary Domain.Slot: 161 faces

Extents:

x: [7.4710280277e-03, 5.2367080249e-02] m  
 y: [-6.5069130830e-03, 9.2946183779e-04] m  
 z: [0.0000000000e+00, 0.0000000000e+00] m  
 surface area: 7.9333177781e-02 m<sup>2</sup>  
 maximum boundary skewness angle = 6.9777493188e+01 deg in cell  
 with pro-STAR Cell ID 46015

Region Region:

17 triangular cells  
 4072 quadrilateral cells  
 133424 polygonal cells  
 137513 cells total  
 408029 interior faces  
 271004 vertices

Extents:

x: [-2.5000000000e+00, 2.5000000000e+00] m  
 y: [-2.5000000000e+00, 2.5000000000e+00] m  
 z: [0.0000000000e+00, 0.0000000000e+00] m  
 Maximum interior cell index delta: 88807, average: 7.0754627000e+02  
 Maximum cell face index delta: 264704, average: 3.3352839150e+03  
 Volume range: [1.2564982144e-09, 8.9497567097e-02] m<sup>3</sup>  
 Minimum volume in cell with pro-STAR Cell ID 46015  
 Minimum distance between centroids of neighbor cells = 1.6109970973e-05  
 between cells with pro-STAR Cell ID 621 and 513  
 Maximum skewness angle = 7.8309972293e+01 deg in cell with pro-STAR Cell ID 47919

Face validity:

Minimum Face Validity: 1.0000000000e+00  
 Maximum Face Validity: 1.0000000000e+00

Face Validity < 0.50	0	0.000%
0.50 <= Face Validity < 0.60	0	0.000%
0.60 <= Face Validity < 0.70	0	0.000%
0.70 <= Face Validity < 0.80	0	0.000%

0.80 <= Face Validity < 0.90	0	0.000%
0.90 <= Face Validity < 0.95	0	0.000%
0.95 <= Face Validity < 1.00	0	0.000%
1.00 <= Face Validity	137513	100.000%

Volume Change:

Minimum Volume Change: 8.925333e-02

Maximum Volume Change: 1.000000e+00

Volume Change < 0.000000e+00	0	0.000%
0.000000e+00 <= Volume Change < 1.000000e-06	0	0.000%
1.000000e-06 <= Volume Change < 1.000000e-05	0	0.000%
1.000000e-05 <= Volume Change < 1.000000e-04	0	0.000%
1.000000e-04 <= Volume Change < 1.000000e-03	0	0.000%
1.000000e-03 <= Volume Change < 1.000000e-02	0	0.000%
1.000000e-02 <= Volume Change < 1.000000e-01	2	0.001%
1.000000e-01 <= Volume Change <= 1.000000e+00	137511	99.999%

Maximum boundary skewness angle in region = 6.984771e+01 deg

Overall Face Validity:

Minimum Face Validity: 1.000000e+00

Maximum Face Validity: 1.000000e+00

Face Validity < 0.50	0	0.000%
0.50 <= Face Validity < 0.60	0	0.000%
0.60 <= Face Validity < 0.70	0	0.000%
0.70 <= Face Validity < 0.80	0	0.000%
0.80 <= Face Validity < 0.90	0	0.000%
0.90 <= Face Validity < 0.95	0	0.000%
0.95 <= Face Validity < 1.00	0	0.000%
1.00 <= Face Validity	137513	100.000%

Overall Volume Change:

Minimum Volume Change: 8.925333e-02

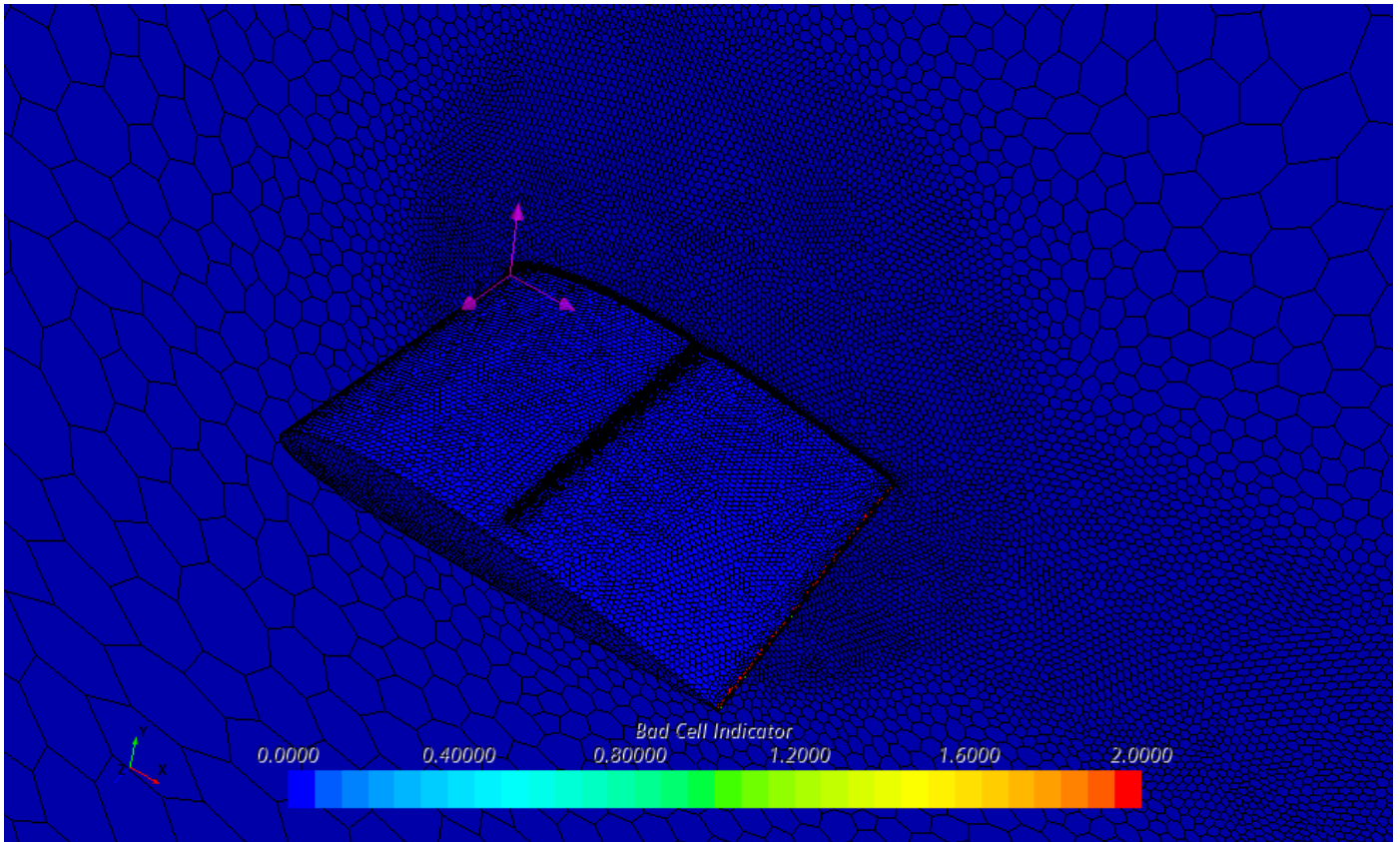
Maximum Volume Change: 1.000000e+00

Volume Change < 0.000000e+00	0	0.000%
0.000000e+00 <= Volume Change < 1.000000e-06	0	0.000%
1.000000e-06 <= Volume Change < 1.000000e-05	0	0.000%
1.000000e-05 <= Volume Change < 1.000000e-04	0	0.000%
1.000000e-04 <= Volume Change < 1.000000e-03	0	0.000%
1.000000e-03 <= Volume Change < 1.000000e-02	0	0.000%
1.000000e-02 <= Volume Change < 1.000000e-01	2	0.001%
1.000000e-01 <= Volume Change <= 1.000000e+00	137511	99.999%

➤ **Malla 3D**

A diferencia de en el caso 2D, en el caso tridimensional si que aparecen algunas celdas de mala calidad, tan solo en el borde de fuga. Esto es debido al compromiso entre calidad de malla y tiempo y recursos computacionales. En el caso 3D, al aumentar considerablemente el número de celdas, la calidad de la malla pierde un poco de peso.

No obstante, estas celdas de mala calidad son mínimas, y no tienen un impacto significativo en el resultado final.



**Figura 83:** Indicador de mala calidad de celda. Malla 3D.

A continuación, se adjunta el diagnóstico completo:

Boundaries of region Domain:

Boundary Outlet: 226 faces (4 quadrilateral, 222 polygonal)

Extents:

x: [1.5000000000e+00, 1.5000000000e+00] m

y: [-5.0000000000e-01, 1.0000000000e+00] m

z: [0.0000000000e+00, 5.0000000000e-01] m

surface area: 7.5000000000e-01 m<sup>2</sup>

Setting pro-STAR cell IDs on Domain starting at 1

maximum boundary skewness angle = 4.5135630500e+01 deg in cell with pro-STAR  
Cell ID 157657

Boundary Vinlet: 778 faces (22 quadrilateral, 756 polygonal)

Extents:

x: [-5.0000000000e-01, 1.5000000000e+00] m

y: [-5.0000000000e-01, 1.0000000000e+00] m

z: [0.0000000000e+00, 5.0000000000e-01] m

surface area: 2.7500000000e+00 m<sup>2</sup>

maximum boundary skewness angle = 4.2321438396e+01 deg in cell with pro-STAR  
Cell ID 143611

Boundary SymZ: 278 faces (16 quadrilateral, 262 polygonal)

Extents:

x: [-5.0000000000e-01, 1.5000000000e+00] m

y: [-5.0000000000e-01, 1.0000000000e+00] m

z: [5.0000000000e-01, 5.0000000000e-01] m

surface area: 3.0000000000e+00 m<sup>2</sup>

maximum boundary skewness angle = 3.9506927290e+01 deg in cell with pro-STAR  
Cell ID 139901

Boundary Symz: 22675 faces (10 triangular, 2676 quadrilateral, 19989 polygonal)

Extents:

x: [-5.0000000000e-01, 1.5000000000e+00] m

y: [-5.0000000000e-01, 1.0000000000e+00] m

z: [-1.1407343106e-24, 5.5511151231e-17] m

surface area: 2.9992924518e+00 m<sup>2</sup>

maximum boundary skewness angle = 5.1256686782e+01 deg in cell with pro-STAR  
Cell ID 82658

Boundary Wing: 30422 faces (1 triangular, 139 quadrilateral, 30282 polygonal)

Extents:

x: [3.7836668100e-06, 1.0000000000e-01] m

y: [-4.2373994069e-03, 7.9195135669e-03] m

z: [0.0000000000e+00, 7.5000000000e-02] m

surface area: 2.0954515031e-02 m<sup>2</sup>

maximum boundary skewness angle = 8.4890113934e+01 deg in cell with pro-STAR Cell ID 48135

Region Domain:

1 tetrahedral cells

1079 hexahedral cells

36 wedge cells

1 pyramid cells

457506 polyhedral cells

458623 cells total

2236783 interior faces (3838 triangular, 1108532 quadrilateral, 1124413 polygonal)

1545497 vertices

Extents:

x: [-5.0000000000e-01, 1.5000000000e+00] m

y: [-5.0000000000e-01, 1.0000000000e+00] m

z: [-1.1407343106e-24, 5.0000000000e-01] m

Maximum interior cell index delta: 373513, average: 4.5185611680e+03

Maximum cell face index delta: 1832336, average: 5.0207590535e+04

Volume range: [2.2620270460e-13, 2.5032820430e-03] m<sup>3</sup>

Minimum volume in cell with pro-STAR Cell ID 70486

Minimum distance between centroids of neighbor cells = 1.5724792056e-05

between cells with pro-STAR Cell ID 26617 and 20382

Maximum skewness angle = 8.4890113934e+01 deg in cell with pro-STAR Cell ID 48135

Face validity:

Minimum Face Validity: 1.0000000000e+00



Maximum Face Validity: 1.0000000000e+00

Face Validity < 0.50	0	0.000%
0.50 <= Face Validity < 0.60	0	0.000%
0.60 <= Face Validity < 0.70	0	0.000%
0.70 <= Face Validity < 0.80	0	0.000%
0.80 <= Face Validity < 0.90	0	0.000%
0.90 <= Face Validity < 0.95	0	0.000%
0.95 <= Face Validity < 1.00	0	0.000%
1.00 <= Face Validity	458623	100.000%

Volume Change:

Minimum Volume Change: 1.104153e-02

Maximum Volume Change: 1.000000e+00

Volume Change < 0.000000e+00	0	0.000%
0.000000e+00 <= Volume Change < 1.000000e-06	0	0.000%
1.000000e-06 <= Volume Change < 1.000000e-05	0	0.000%
1.000000e-05 <= Volume Change < 1.000000e-04	0	0.000%
1.000000e-04 <= Volume Change < 1.000000e-03	0	0.000%
1.000000e-03 <= Volume Change < 1.000000e-02	0	0.000%
1.000000e-02 <= Volume Change < 1.000000e-01	12096	2.637%
1.000000e-01 <= Volume Change <= 1.000000e+00	446527	97.363%

Maximum boundary skewness angle in region = 8.489011e+01 deg

Overall Face Validity:

Minimum Face Validity: 1.000000e+00

Maximum Face Validity: 1.000000e+00

Face Validity < 0.50	0	0.000%
0.50 <= Face Validity < 0.60	0	0.000%
0.60 <= Face Validity < 0.70	0	0.000%
0.70 <= Face Validity < 0.80	0	0.000%

## Anexo I

---

0.80 <= Face Validity < 0.90	0	0.000%
0.90 <= Face Validity < 0.95	0	0.000%
0.95 <= Face Validity < 1.00	0	0.000%
1.00 <= Face Validity	458623	100.000%

Overall Volume Change:

Minimum Volume Change: 1.104153e-02

Maximum Volume Change: 1.000000e+00

Volume Change < 0.000000e+00	0	0.000%
0.000000e+00 <= Volume Change < 1.000000e-06	0	0.000%
1.000000e-06 <= Volume Change < 1.000000e-05	0	0.000%
1.000000e-05 <= Volume Change < 1.000000e-04	0	0.000%
1.000000e-04 <= Volume Change < 1.000000e-03	0	0.000%
1.000000e-03 <= Volume Change < 1.000000e-02	0	0.000%
1.000000e-02 <= Volume Change < 1.000000e-01	12096	2.637%
1.000000e-01 <= Volume Change <= 1.000000e+00	446527	97.363%

## Anexo II

### Estudio de sensibilidad de los modelos de turbulencia.

Pese a contar con resultados experimentales que validan los modelos empleados, se realizó un estudio de sensibilidad de la elección del modelado de la turbulencia, para seguir un proceso CFD completo. Además, este fue realizado antes de disponer de datos experimentales.

El estudio se realiza con la geometría de slot base, a  $15^\circ$ , ángulo de ataque con el cual podrán realizarse comparaciones con los resultados experimentales, y en el cual la generación de vorticidad pueda ser significativa. La distribución del coeficiente de presiones ha sido medida en punta de ala aguas abajo.

Error $C_L$	Error $C_D$	Error $C_P$ en la estela	Modelo Turbulencia Base: Spallart-Allmaras
0.87%	-1.28%	3.248 %	$k - \varepsilon$
0.91%	-2.34 %	3.71 %	$k - \omega$

**Tabla 24:** Resultados del estudio de sensibilidad del modelo de turbulencia.