



UNIVERSITAT
POLITÈCNICA
DE VALÈNCIA



TRABAJO FIN DE GRADO

Sobre las actuaciones aerodinámicas del perfil SD7003 a bajo número de Reynolds

AUTORA

Andrea Zuazaga Calvo

TUTOR

Dr. Luis Miguel García-Cuevas González

UNIVERSITAT POLITÈCNICA DE VALÈNCIA
ESCUELA TÉCNICA SUPERIOR DE INGENIERÍA DEL DISEÑO
DEPARTAMENTO DE MÁQUINAS Y MOTORES TÉRMICOS

GRADO EN INGENIERÍA AEROESPACIAL
CURSO 2018 - 2019

Valencia, julio de 2019

“Les baobabs, avant de grandir, ça commence par être petit”.
Antoine de Saint-Exupéry

Resumen

Las pequeñas aeronaves no tripuladas o tripuladas remotamente (RPAS) vuelan en condiciones de bajo número de Reynolds y, por tanto, capa límite laminar. En muchas ocasiones, se forman burbujas de separación con posterior readherencia de naturaleza laminar. Cuando esto ocurre, se cambia sustancialmente la distribución de presiones sobre la sección alar, la sustentación, la resistencia aerodinámica y el momento de cabeceo. En este trabajo se estudiará la formación de burbujas de separación laminar (LSB) y sus características y actuaciones aerodinámicas sobre el perfil SD7003 a un número de Reynolds de $6 \cdot 10^4$, analizando el efecto de los pequeños cambios de geometría que pueden llegar a darse al querer realizar estudios experimentales mediante la impresión 3D de la maqueta del perfil.

Palabras clave: aerodinámica, actuaciones, burbuja, CFD, LSB, bajo Reynolds, SD7003, turbulencia, XFOIL

Abstract

Small unmanned or remotely piloted aircraft (RPAS) fly in low Reynolds number conditions and therefore laminar boundary layer. Separation bubbles are often formed with subsequent laminar readherence. When this occurs, the distribution of pressures on the wing section, lift, aerodynamic resistance and pitch moment are substantially modified. In this work the formation of laminar separation bubbles (LSB) and their characteristics and aerodynamic performances on the profile SD7003 at a Reynolds number of $6 \cdot 10^4$ will be studied, analysing the effect of small changes in geometry that may occur when wanting to carry out experimental studies through 3D printing of the profile model.

Key words: aerodynamics, performance, bubble, CFD, LSB, low Reynolds, SD7003, turbulence, XFOIL

Resum

Les xicotetes aeronaus no tripulades o tripulades remotament (RPAS) volen en condicions de baix número de Reynolds i, per tant, capa límit laminar. En moltes ocasions, es formen bombolles de separació amb posterior readherència de naturalesa laminar. Quan això ocorre, es canvia substancialment la distribució de pressions sobre la secció alar, la sustentació, la resistència aerodinàmica i el moment de caboteje. En aquest treball s'estudiarà la formació de bombolles de separació laminar (LSB) i les seues característiques i actuacions aerodinàmiques sobre el perfil SD7003 a un número de Reynolds de $6 \cdot 10^4$, analitzant l'efecte dels xicotets canvis de geometria que poden arribar a donar-se en voler realitzar estudis experimentals mitjançant la impressió 3D de la maqueta del perfil.

Paraules clau: aerodinàmica, actuacions, bombolla, CFD, LSB, baix Reynolds, SD7003, turbulència, XFOIL

Agradecimientos

Quiero agradecer a mi familia, y sobre todo a mi ama y a mi aita, el apoyo que me han dado a lo largo de mi vida, porque siempre han creído en mí, siempre han estado ahí, siempre me han animado a superarme y, gracias a su ayuda, he llegado a ser la persona que soy ahora.

A mi tutor Luismi, por haberme ayudado a lo largo del desarrollo de este proyecto y haber confiado en mi trabajo.

A quienes me han ayudado en el departamento con el desarrollo del trabajo, en especial a Andrés, María y Pau.

A mis compañeras y compañeros de clase que me han aguantado 4 largos años, y con los que tanto he aprendido.

Y, finalmente, a mis amigos de delegación, porque me habéis apoyado en todo, y me habéis ayudado a seguir adelante.

Índice general

Resumen	I
Agradecimientos	VII
Índice general	XI
Índice de figuras	XIV
Índice de tablas	XVI
Nomenclatura	XVII
I MEMORIA	1
1. Introducción	3
1.1. Antecedentes	4
1.2. Objetivos	5
1.3. Metodología	7
1.4. Hipótesis de trabajo	7
1.5. Estructura	8
2. Burbuja de separación laminar	11
2.1. Introducción	11
2.2. Aerodinámica a bajo número de Reynolds	11
2.2.1. Capa límite	14
2.2.2. Transición laminar-turbulenta	15
2.2.3. Formación de las burbujas de separación laminar	18
2.3. Características de la LSB	19
2.3.1. Características generales	19
2.3.1.1. Estructura	19
2.3.1.2. Tipos	20
2.3.2. Concepto de estabilidad	21
2.3.3. Métodos de cálculo y medición	22
2.3.4. Control del fenómeno	23
2.4. Perfil aerodinámico SD7003	24

3. Modelo físico y numérico	27
3.1. Introducción	27
3.2. Teoría de estabilidad lineal	27
3.3. Modelos de turbulencia	29
3.3.1. Modelo <i>Standard Spalart-Allmaras</i>	31
3.3.2. Modelo $k - \varepsilon$	32
3.3.3. Modelo <i>Realizable k - ε</i>	32
3.3.4. Modelo <i>Standard k - ω</i>	32
3.3.5. Modelo $k - \omega$ <i>SST</i>	32
3.4. Flujo potencial y efecto de la viscosidad	33
3.5. Mecánica de fluidos computacional	34
3.5.1. Proceso CFD	34
3.5.2. Pre-proceso	35
3.5.2.1. Modelado conceptual	35
3.5.2.2. Geometría y dominio computacional	35
3.5.2.3. Mallado	36
3.5.2.4. Propiedades del fluido	39
3.5.2.5. Condiciones de contorno	40
3.5.3. Cálculo y resolución	41
3.5.3.1. Modelos físicos	41
3.5.3.2. Modelos numéricos	42
3.5.4. Post-proceso	43
3.5.4.1. Convergencia	43
3.5.4.2. Independencia de malla	44
3.5.4.3. Independencia de dominio	44
3.5.4.4. Análisis de sensibilidad	45
3.5.4.5. Validación	45
4. Estudio numérico	47
4.1. Introducción	47
4.2. Descripción de las geometrías empleadas	47
4.3. Cálculo mediante XFLR5	49
4.4. Cálculo mediante CFD	57
4.4.1. Geometría y dominio	58
4.4.2. Mallado	59
4.4.3. Condiciones de contorno	60
4.4.4. Configuración del cálculo	61
4.5. Resultados CFD	62
4.5.1. Dependencia de la geometría	62
4.5.2. Dependencia del modelo de turbulencia	68
5. Estudio experimental	73
5.1. Introducción	73
5.2. Validación del cálculo numérico	73

6. Conclusiones y trabajos futuros	79
6.1. Introducción	79
6.2. Conclusión	79
6.3. Trabajos futuros	81
Bibliografía	83
II PLIEGO DE CONDICIONES	87
1. Pliego de condiciones	89
1.1. Introducción	89
1.2. Anexo I. Condiciones generales de seguridad en los lugares de trabajo .	89
1.3. Anexo II. Orden, limpieza y mantenimiento	91
1.4. Anexo III. Condiciones ambientales de los lugares de trabajo	91
1.5. Anexo IV. Iluminación de los lugares de trabajo	92
1.6. Sobre el impacto en la huella de carbono	92
III PRESUPUESTO	95
1. Presupuesto	97
1.1. Introducción	97
1.2. Presupuesto parcial	97
1.2.1. Desglose de costes unitarios	97
1.2.2. Fases del trabajo	98
1.2.3. Gastos comunes	100
1.3. Presupuesto global	102
IV ANEXOS	105
Anexo I - Coordenadas de la geometría empleada	107

Índice de figuras

1.1.	Comparación entre la geometría Original y la Modificada	4
1.2.	Comparación entre la geometría Original y la Fabricada 1	5
1.3.	Comparación entre la geometría Modificada y la Fabricada 2	6
2.1.	Aeronaves según su velocidad de vuelo y número de Reynolds [10] . . .	13
2.2.	Representación esquemática del espesor de capa límite y del espesor de cantidad de movimiento [3]	16
2.3.	Tipos de transición [12]	16
2.4.	Estructura de la burbuja de separación laminar [8]	20
2.5.	Distribución de presión según el tipo de LSB [4]	21
2.6.	Geometría del perfil SD7003	25
3.1.	Dominio computacional tipo C alrededor de un perfil aerodinámico . .	36
3.2.	Ley de pared	40
4.1.	Distribución de coeficiente de presión del perfil SD7003-Original me- diante XFOIL	50
4.2.	Distribución de coeficiente de presión del perfil SD7003 a 4° mediante XFOIL	51
4.3.	Distribución de coeficiente de fricción del perfil SD7003-Original me- diante XFOIL	52
4.4.	Distribución de coeficiente de fricción del perfil SD7003 a 4° mediante XFOIL	53
4.5.	Polar del perfil SD7003 mediante XFOIL	54
4.6.	Sustentación frente a resistencia aerodinámica del perfil SD7003 me- diante XFOIL	55
4.7.	Eficiencia aerodinámica del perfil SD7003 mediante XFOIL	56
4.8.	Geometría y dominio computacional empleado en el cálculo CFD . . .	58
4.9.	Mallado del dominio computacional empleado en el cálculo CFD	59
4.10.	Detalle del mallado alrededor del perfil aerodinámico SD7003	60
4.11.	Comparativa de distribución de c_p a 4° entre XFLR5 y CFD	63
4.12.	Coeficiente de fricción del perfil SD7003-Original mediante CFD	63
4.13.	Comparativa de la polar del perfil SD7003 mediante entre XFLR5 y CFD	64
4.14.	Comparativa de sustentación frente a resistencia aerodinámica del perfil SD7003 entre XFLR5 y CFD	65

4.15. Comparativa de eficiencia aerodinámica del perfil SD7003 entre XFLR5 y CFD	66
4.16. Campo de velocidades alrededor del perfil SD7003 a distintos ángulos de ataque (modelo <i>Standard Spalart-Allmaras</i>)	67
4.17. Detalle de la formación de la LSB a $\alpha = 4^\circ$ (modelo <i>Standard Spalart-Allmaras</i>)	67
4.18. Comparativa de distribución de c_p sobre el perfil SD7003-Original a 4° para distintos modelos de turbulencia entre XFLR5 y CFD	68
4.19. Comparativa de la polar del perfil SD7003-Original para distintos modelos de turbulencia entre XFLR5 y CFD	69
4.20. Comparativa de sustentación frente a resistencia aerodinámica del perfil SD7003-Original para distintos modelos de turbulencia entre XFLR5 y CFD	70
5.1. Comparativa de distribución de c_p sobre el perfil SD7003-Original a 4° entre XFLR5, CFD y datos experimentales	74
5.2. Comparativa de distribución de c_p sobre el perfil SD7003-Original a 6° entre XFLR5, CFD y datos experimentales	74
5.3. Comparativa de la polar del perfil SD7003-Original entre XFLR5 y datos experimentales	76
5.4. Comparativa de sustentación frente a resistencia aerodinámica del perfil SD7003-Original entre XFLR5 y datos experimentales	76

Índice de tablas

3.1. Valores de escala óptimos según el modelo de turbulencia	39
4.2. Datos de la configuración del caso	49
4.1. Denominación de las distintas geometrías basadas en el perfil SD7003 .	49
4.3. Características del pico de succión a $\alpha = 4^\circ$	51
4.4. Características de la LSB deducidas de la distribución de c_f obtenida mediante XFLR5 a $\alpha = 4^\circ$	52
4.5. Comparativa de características aerodinámicas para las distintas geometrías	55
4.6. Valores de c_l y c_d a $\alpha = 4^\circ$ para distintas geometrías con XFLR5	55
4.7. Comparativa de qué geometría representa mejor los fenómeno que ocurren en SD7003-Original	57
4.8. Recuento de la comparativa entre geometrías	57
4.9. Propiedades de la malla	60
4.10. Condiciones de contorno de la entrada	60
4.11. Condiciones de contorno de la salida	61
4.12. Datos físicos de la configuración del caso CFD	61
4.13. Modelos de la configuración del caso CFD	61
4.14. Características del pico de succión obtenido por CFD a $\alpha = 4^\circ$ (modelo <i>Standard Spalart-Allmaras</i>)	64
4.15. Comparativa de características aerodinámicas obtenidas por CFD para las distintas geometrías (modelo <i>Standard Spalart-Allmaras</i>)	65
4.16. Valores de c_l y c_d a $\alpha = 4^\circ$ para distintas geometrías obtenidos por CFD (modelo <i>Standard Spalart-Allmaras</i>)	66
4.17. Características del pico de succión de SD7003-Original a $\alpha = 4^\circ$ para distintos modelos de turbulencia	69
4.18. Comparativa de características aerodinámicas de SD7003-Original para distintos modelos de turbulencia	70
4.19. Valores de c_l y c_d a $\alpha = 4^\circ$ de SD7003-Original para distintos modelos de turbulencia	71
5.1. Comparativa de las características de la LSB entre XFLR5 y datos experimentales	75
5.2. Comparativa de la polar del perfil SD7003-Original entre XFLR5 y datos experimentales	77

1.1.	Presupuesto parcial para la fase de planteamiento del proyecto y revisión bibliográfica	99
1.2.	Presupuesto parcial para la fase de análisis numérico XFLR5 y CFD . .	99
1.3.	Presupuesto parcial para la fase de análisis de resultados	99
1.4.	Presupuesto parcial para la fase de redacción de la memoria y preparación de la defensa	100
1.5.	Amortización de los equipos informáticos empleados	100
1.6.	Presupuesto parcial de los materiales empleados	100
1.7.	Presupuesto parcial del coste eléctrico	101
1.8.	Presupuesto parcial del transporte	101
1.9.	Presupuesto parcial para los gastos comunes	101
1.10.	Presupuesto total del Trabajo de Fin de Grado	102
1.	Coordenadas del perfil SD7003-Original	108
2.	Coordenadas del perfil SD7003-Modificado	110
3.	Coordenadas del perfil SD7003-Fabricado 1	111
4.	Coordenadas del perfil SD7003-Fabricado 2	112

Nomenclatura

Acrónimos

CAD	Computer Aided Design
CFD	Computational Fluid Dynamics
DNS	Direct Numerical Simulation
FVM	Finite Volume Method
LES	Large Eddy Simulation
LSB	Laminar Separation Bubble
PIV	Particle Image Velocimetry
RANS	Reynolds-Averaged Navier Stokes
SD	Selig-Donovan
SST	Shear Stress Transport

Símbolos

A	Amplificación de la perturbación	[-]
AR	Aspect Ratio	[-]
c	Cuerda	m
c_d	Coefficiente de resistencia	[-]
c_f	Coefficiente de fricción	[-]
c_l	Coefficiente de sustentación	[-]
c_p	Coefficiente de presión	[-]
C_μ	Constante turbulenta de ϵ	[-]
e	Energía interna por unidad de volumen	J m^{-3}
EA	Eficiencia aerodinámica	[-]
\mathbf{F}	Fuerzas externas	N
\mathbf{g}	Aceleración de la gravedad	m s^{-2}
h	Entalpía por unidad de volumen	J m^{-3}
I	Tensor identidad	[-]
k	Energía cinética turbulenta	$\text{m}^2 \text{s}^{-2}$
K	Factor de aceleración	[-]
L	Longitud característica	m
Q	Calor	J
R_{ij}	Tensor de esfuerzos de Reynolds	$\text{kg m}^{-1} \text{s}^{-1}$
Re	Número de Reynolds	[-]

Re_c	Número de Reynolds de cuerda	[-]
Re_θ	Número de Reynolds de espesor de cantidad de movimiento	[-]
Re_x	Número de Reynolds de espesor de la coordenada x	[-]
S_{ij}	Parte isótropa de R_{ij}	[-]
S_w	Superficie alar	m
t	Tiempo	s
Tu	Intensidad turbulenta	[-]
Tu_L	Escala turbulenta	m
u	Velocidad en eje x	m s^{-1}
\mathbf{u}	Vector velocidad $\mathbf{u} = [u, v, w]$	m s^{-1}
u_τ	Velocidad en fricción	m s^{-1}
U_∞	Velocidad del flujo libre	m s^{-1}
v	Velocidad en eje y	m s^{-1}
w	Velocidad en eje z	m s^{-1}
y^+	Escala de pared	[-]

Símbolos griegos

α	Ángulo de ataque	°
α_i	Ratio de amplificación de perturbaciones espaciales	[-]
α_r	Número de onda	[-]
δ	Espesor de capa límite	m
δ_1	Espesor de desplazamiento	m
δ_2 o θ	Espesor de cantidad de movimiento	m
δ_3	Espesor de energía	m
δ_{ij}	Delta de Kronecker	[-]
ϵ	Ratio de disipación de energía cinética turbulenta	m s^{-2}
μ	Viscosidad dinámica	Pa s
μ_t	Viscosidad dinámica turbulenta	Pa s
ν	Viscosidad cinemática	m s^{-2}
ν_t	Viscosidad cinemática turbulenta	m s^{-2}
ϕ	Potencial de velocidad	m s^{-2}
ρ	Densidad	kg m^{-3}
τ	Tensión de cortante	Pa
τ_w	Tensión de cortante sobre la pared	Pa
ω	Ratio de disipación específico de energía cinética turbulenta	s^{-1}
ω_i	Ratio de amplificación de perturbaciones temporales	[-]
ω_r	Frecuencia angular adimensional	[-]

Parte I
MEMORIA

Capítulo 1

Introducción

La aerodinámica de los cuerpos y vehículos aéreos se ve fuertemente influenciada por el número de Reynolds. Para flujos externos, se puede diferenciar entre flujo laminar para valores del número de Reynolds menores a 10^5 , y turbulento para $Re > 5 \cdot 10^5$. En este marco, resulta útil estudiar los efectos que se producen a bajo número de Re debido al creciente interés en el uso de sistemas aéreos no tripulados (UAS) o tripulados remotamente (RPAS), así como para micro vehículos aéreos (MAV).

La casuística de este tipo de vehículos viene dada por tener un tamaño reducido, así como volar a bajas velocidades, siendo capaces de realizar múltiples y diversas misiones. De esta manera, estos vehículos vuelan a números de Reynolds entre 10^4 y 10^5 , donde los efectos de la viscosidad son considerables. En estas condiciones, el flujo se podría considerar laminar. Sin embargo, puede ocurrir que el flujo no pueda someterse a elevados gradientes de presión adversa, lo que provoca su separación en régimen laminar y su posterior readherencia en régimen turbulento debido a la perturbación en la capa límite que provoca esta separación. A la región en la que ocurre esta separación laminar y readhesión turbulenta se le denomina burbuja de separación laminar o *Laminar Separation Bubble* (LSB) en inglés, y es uno de los aspectos más críticos del comportamiento del flujo a bajo número de Reynolds, ya que modifica sustancialmente la distribución de presión sobre el perfil, la sustentación, la resistencia aerodinámica, el momento de cabeceo y la fricción sobre la superficie.

En estos términos, esta burbuja causa por lo general efectos adversos, por lo que su estudio y control resulta de gran interés para las aplicaciones aeronáuticas. Para ello, se hace necesario tener la capacidad de predecir y calcular correctamente su formación, así como medirla experimentalmente, de manera que se pueda caracterizar la estructura del flujo alrededor de los perfiles.

1.1. Antecedentes

Debido a la importante influencia que las LSB pueden tener sobre las actuaciones aerodinámicas de los perfiles, se vuelve necesario la capacidad de calcular el efecto que puede causar, así como medirlo experimentalmente. Sin embargo, los cálculos numéricos pueden no llegar a presentar los resultados más fieles y óptimos por los errores numéricos que introducen y por la incapacidad de modelar correctamente el flujo a bajos números de Reynolds. Adicionalmente, a la hora de realizar los estudios experimentales, la influencia de la rugosidad de la maqueta empleada, y las ligeras modificaciones geométricas debidas a su impresión o fabricación, pueden llevar a la inexactitud de los resultados.

De esta manera, el presente trabajo tratará sobre el análisis de la influencia de la geometría y el modelo de turbulencia en la formación de estas burbujas sobre el perfil Selig-Donovan (SD) 7003. Este perfil ha sido elegido por haber sido objeto de numerosos estudios ya que a un Reynolds de $6 \cdot 10^4$, para un amplio rango de ángulos de ataque, aparece la LSB.

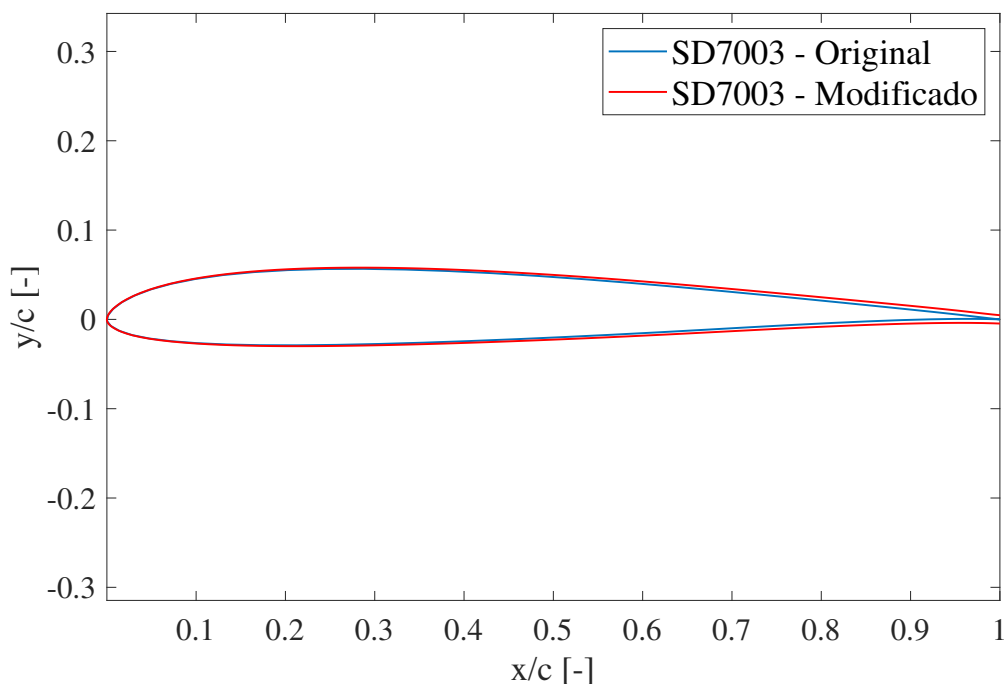


Figura 1.1: Comparación entre la geometría Original y la Modificada

Debido a las modificaciones superficiales que la fabricación de la maqueta del perfil puede ocasionar, se plantea una ligera variación de la geometría. Dado que la precisión de la maqueta, si se realiza mediante impresión 3D, está supeditada a la propia precisión y tolerancia de la impresora 3D empleada, se crea un perfil tal que el borde de fuga tenga un espesor igual al mínimo espesor que la impresora es capaz de imprimir asegurando buenas tolerancias dimensionales: 900 μm . El espesor del perfil se aumen-

ta linealmente desde el borde de ataque hasta el de fuga. En la Figura 1.1 se puede observar esta variación.

Además, cabe considerar que al imprimir estas 2 geometrías, que se denominarán la geometría Original y la geometría Modificada, la rugosidad y las imperfecciones superficiales pueden afectar en los resultados, por lo que también se estudiará la formación de la LSB en las geometrías impresas, denominadas geometría Fabricada 1 (correspondiente a la maqueta de la geometría Original) y geometría Fabricada 2 (que se corresponde con la geometría Modificada). En las Figuras 1.2 y 1.3 se puede observar la pequeña variación geométrica debida a la impresión de la maqueta.

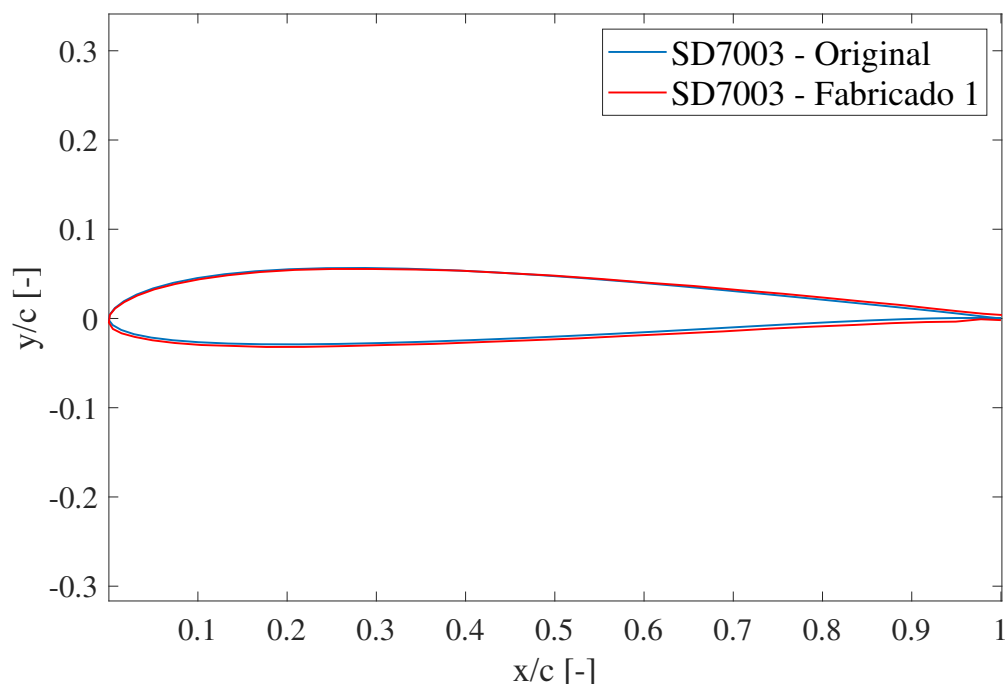


Figura 1.2: Comparación entre la geometría Original y la Fabricada 1

Para la realización de los cálculos numéricos se ha empleado el *software* STAR-CCM+ y XFLR5. El desarrollo del trabajo y el estudio se han realizado en el Departamento de Máquinas y Motores Térmicos, en la Universitat Politècnica de València, bajo una Beca de Colaboración del Ministerio de Educación y Formación Profesional del Gobierno de España.

1.2. Objetivos

El objetivo principal del presente *Trabajo de Fin de Grado* es el estudio de las actuaciones aerodinámicas del perfil SD7003 a bajo número de Reynolds, concretamente a $Re = 6 \cdot 10^4$. Para ello se centrará el análisis en la aparición de burbujas de separación laminar mediante la realización de un estudio numérico CFD, así como el análisis

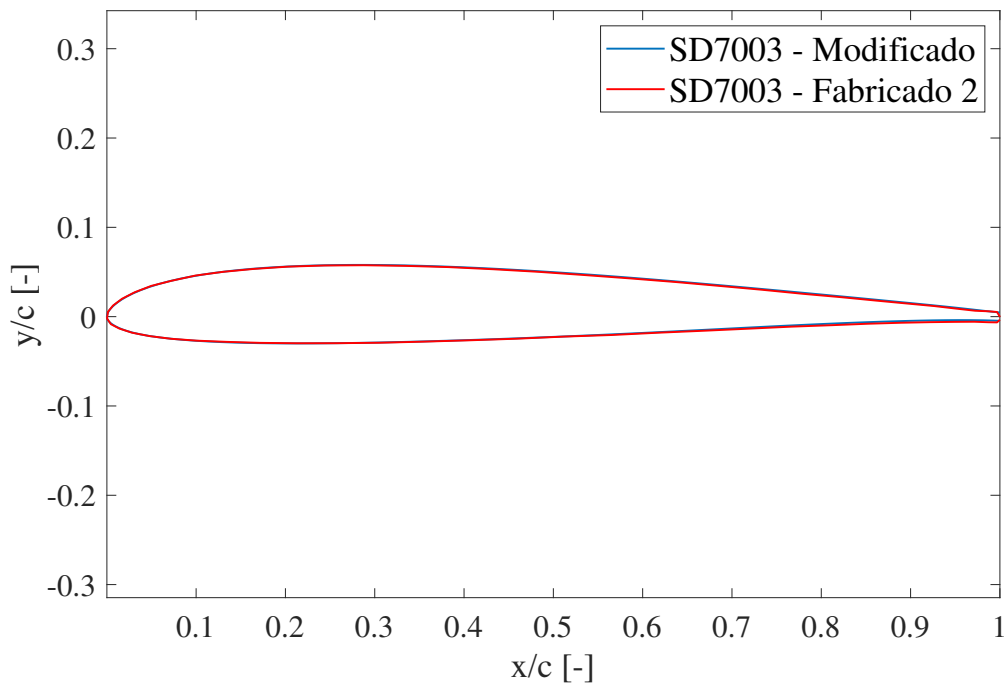


Figura 1.3: Comparación entre la geometría Modificada y la Fabricada 2

de la viabilidad de llevar a cabo mediciones experimentales que consigan captar el fenómeno. Con ello se pretende evaluar la capacidad para reproducir su formación de la manera más próxima a la realidad, con la pretensión de que sea aplicable al estudio del diseño aerodinámico de un RPAS.

Para cumplir este objetivo principal, se han de realizar una serie de objetivos previos fundamentales para lograr la obtención de los resultados previstos:

- Análisis de las características aerodinámicas a bajo número de Reynolds.
- Estudio de la estructura, dinámica y estabilidad de las burbujas de separación laminar o LSB.
- Concreción del análisis en el comportamiento del perfil aerodinámico SD7003.
- Comprensión de las ecuaciones que describen el fenómeno de la LSB.
- Estudio numérico del efecto de la ligera variación de geometría en las características aerodinámicas y en la aparición y medición de la LSB.
- Comparación del efecto de los distintos modelos de turbulencia en la predicción de la aparición de la burbuja.
- Validación de los cálculos numéricos con resultados experimentales obtenidos de los recursos bibliográficos.

Una vez completados los presentes objetivos, se podrán recoger las conclusiones derivadas de los estudios realizados, de manera que se expongan las limitaciones del mismo, así como la obtención de los factores influyentes en este fenómeno.

1.3. Metodología

El desarrollo del presente trabajo ha seguido una serie de procedimientos para la realización de la investigación y obtención de los resultados buscados.

Tras una extensa revisión bibliográfica, se elabora un marco teórico que explique los mecanismos de formación de la burbuja de separación laminar. En él se comprenden las características aerodinámicas del flujo a bajo número de Reynolds, así como la estructura, dinámica y estabilidad de las LSB. Se introduce de esta manera en base a estos antecedentes el perfil aerodinámico a usar, el SD7003, así como las variaciones geométricas que se van a estudiar. Este proceso sirve de base para la introducción de la cuestión principal que es el objetivo del proyecto.

De esta manera, se pueden desarrollar los métodos de cálculo numéricos mediante los cuales se obtendrán los resultados requeridos.

Por un lado, se resuelve el problema con el uso del programa XFLR5, que resuelve el flujo no-viscoso alrededor del perfil e introduce ecuaciones que modelan la capa límite viscosa. Se obtienen las distribuciones de presión y de fricción, así como la sustentación y resistencia aerodinámica de las 4 geometrías previamente mencionadas: SD7003-Original, SD7003-Modificado, SD7003-Fabricado 1 y SD7003-Fabricado2.

Por otro lado, se emplea la mecánica de fluidos computacional para obtener las mismas distribuciones que con XFLR5, pero usando el *software* STAR-CCM+. Mediante este cálculo numérico se evalúan tanto las variaciones en las distribuciones y polares debidas a las distintas geometrías, como al uso de 3 modelos de turbulencia distintos: *Standard Spalart-Allmaras*, *Realizable $k - \varepsilon$* y *$k - \omega$ SST*.

Finalmente, se comparan estos resultados con los obtenidos mediante métodos experimentales de la bibliografía con el objetivo de validar los cálculos realizados. Esto permite comparar los distintos métodos de cálculo de manera que se pueda ver la precisión de cada uno para representar fielmente el fenómeno.

1.4. Hipótesis de trabajo

Para la realización de los cálculos numéricos, se han asumido una serie de hipótesis:

- Se asume despreciable la turbulencia del flujo libre.
- Se toma como despreciable la rugosidad superficial de las geometrías.

- Se considera el flujo resoluble mediante las ecuaciones RANS.
- El flujo se considera Newtoniano e incompresible.
- El dominio de cálculo se toma como un dominio bidimensional, lo cual se correspondería con un ala de envergadura infinita.
- Se considera que los modelos de turbulencia *Standard Spalart-Allmaras*, $k - \omega$ *SST* y *Realizable $k - \varepsilon$* son capaces de describir adecuadamente el comportamiento de los fenómenos turbulentos.
- Se considera el fluido como un medio continuo para la aplicación de las ecuaciones de Navier-Stokes, es decir, que no tiene en cuenta la estructura ni movimiento molecular del mismo.
- No se tienen en cuenta los errores debidos a la precisión del escáner óptico CCD mediante el que se han obtenido las geometrías de las maquetas fabricadas mediante impresora 3D.

1.5. Estructura

El trabajo, debido a su naturaleza de documento técnico, está dividido en tres partes diferenciadas: la Memoria, el Pliego de Condiciones y el Presupuesto. Adicionalmente, se incluye una parte de Anexos al final, en la que se incluyen las coordenadas de las geometrías empleadas en el trabajo, y una recopilación más extensa de los resultados obtenidos en el estudio numérico.

La Memoria consta de 6 capítulos: la introducción, 4 capítulos centrales donde se desarrolla el contenido de estudio del Trabajo de Fin de Grado, y la conclusión. En estos capítulos se desarrolla el estudio de las actuaciones aerodinámicas del perfil SD7003.

En el Capítulo 1, la introducción, se han presentado los objetivos principales a través de los que se va a orientar el trabajo, además de los antecedentes y metodologías seguidas como base del mismo.

En el Capítulo 2 se presenta el marco teórico en el que se profundiza sobre las características aerodinámicas a bajo número de Reynolds, derivando en el análisis de la formación, estructura y estabilidad de la burbuja de separación laminar. De esta manera, tras este marco teórico, se introducen en el Capítulo 3 las ecuaciones que definen los métodos numéricos mediante los cuales se puede resolver el flujo y conseguir estimar correctamente la LSB.

Posteriormente, el Capítulo 4 presenta el estudio numérico realizado, tanto por medio de la teoría potencial mediante XFLR5, como con cálculo CFD con el uso de Star-CCM+. En este capítulo se analiza tanto la influencia de la ligera variación de geometría en la aparición de la burbuja, como la del uso de distintos modelos

de turbulencia. Con ello, en el Capítulo 5 se validarán los cálculos con resultados experimentales obtenidos de diversas fuentes bibliográficas, de manera que se pueda evaluar la exactitud del método.

El documento de la Memoria finaliza con las conclusiones, donde se exponen las ideas finales obtenidas de los capítulos anteriores.

En el Pliego de Condiciones se explica y detalla el correcto cumplimiento de las ordenanzas de seguridad e higiene aplicadas durante el desarrollo del trabajo.

Finalmente, en el Presupuesto se desglosa una estimación del coste que habría implicado el proyecto realizado.

Capítulo 2

Burbuja de separación laminar

2.1. Introducción

En el presente capítulo se procederá a la introducción del marco teórico que rodea al fenómeno de transición de capa límite laminar a turbulenta por medio de una burbuja de separación laminar.

Para ello se analizan las características aerodinámicas a bajo número de Reynolds y los mecanismos de transición de los cuales se deducen las condiciones para la formación de las LSB. Posteriormente, se analizarán las características generales de estas burbujas, concretando diversos métodos de medición experimental y cálculo que permitan predecir su comportamiento. Finalmente, se presentará y justificará el uso del perfil SD7003 para el estudio numérico realizado y que constituye el objetivo principal del presente Trabajo de Fin de Grado.

2.2. Aerodinámica a bajo número de Reynolds

A lo largo de las últimas décadas se han producido grandes avances en el desarrollo y uso de vehículos aéreos no tripulados (UAV) o pilotados remotamente (RPAS), así como de los micro vehículos aéreos (MAV), o las turbinas eólicas. Todos estos sistemas tienen en común que operan a bajo número de Reynolds, con su consecuente efecto en su aerodinámica. Este régimen de flujo también puede afectar a las hélices o a los elementos internos de un motor turbojet, a los planeadores o incluso a los hidroalas.

El número de Reynolds es un número adimensional esencial para la descripción del flujo alrededor de alas y de la aerodinámica de las mismas, ya que relaciona las fuerzas inerciales con las viscosas, tal y como se define en la Ecuación 2.1, donde ρ es la densidad del fluido, u es su velocidad, L la longitud característica y μ la viscosidad dinámica del fluido.

$$Re = \frac{\rho u L}{\mu} \quad (2.1)$$

Este parámetro está presente en la ecuación adimensional que describe el comportamiento y movimiento del flujo incompresible, que son las denominadas ecuaciones de Navier-Stokes. Estas ecuaciones vienen expresadas en la Ecuación 2.2 (considerando fuerzas gravitacionales nulas por simplicidad).

$$\frac{\partial \mathbf{u}}{\partial t} + (\mathbf{u} \cdot \nabla) \mathbf{u} = -\frac{1}{\rho} \nabla p + \nu \nabla^2 \mathbf{u} \quad (2.2)$$

Estas ecuaciones se pueden adimensionalizar realizando los siguientes cambios respecto a las variables ya introducidas:

- Velocidad: $\mathbf{u}^* = \frac{\mathbf{u}}{U_\infty}$
- Longitud: $\nabla^* = L \nabla$
- Tiempo: $t^* = \frac{t}{L/U_\infty}$
- Presión: $p^* = \frac{p}{\rho U_\infty^2}$

De esta manera, se obtiene la ecuación 2.3, en donde el número de Reynolds expresamente.

$$\begin{aligned} \frac{\partial \mathbf{u}^*}{\partial t^*} \frac{U_\infty^2}{L} + (\mathbf{u}^* \cdot \nabla^*) \mathbf{u}^* \frac{U_\infty^2}{L} &= -\frac{U_\infty^2}{L} \nabla^* p^* + \frac{\nu U_\infty}{L^2} \nabla^{*2} \mathbf{u}^* \rightarrow \\ \rightarrow \frac{\partial \mathbf{u}^*}{\partial t^*} + (\mathbf{u}^* \cdot \nabla^*) \mathbf{u}^* &= -\nabla^* p^* + \frac{1}{Re} \nabla^{*2} \mathbf{u}^* \end{aligned} \quad (2.3)$$

Se puede observar que si las fuerzas viscosas son dominantes en el flujo, éste se comportará de manera laminar ya que la viscosidad distribuye la cantidad de movimiento a través del fluido. Esto es debido a que el número de Re , al ser muy pequeño, hará que en las ecuaciones de Navier-Stokes el término $\nabla^{*2} \mathbf{u}^*$ sea el que domine el comportamiento del fluido, haciendo que los términos no-lineales provenientes de la derivada total $(\mathbf{u}^* \cdot \nabla^*) \mathbf{u}^*$ no afecten. Por otro lado, si las fuerzas convectivas son las dominantes, implicará que la distribución de cantidad de movimiento por el fluido cause inestabilidades, debido a que estos términos no-lineales serán los que más influyan en el movimiento del fluido. En esta situación, el flujo es turbulento.

Esto muestra la importancia de la implicación del número de Reynolds, ya que influye directamente en la dinámica del fluido estudiado, por lo que es necesario conocer los límites que producen esta distinción del comportamiento del fluido externo alrededor de perfiles aerodinámicos. En la Figura 2.1 se puede observar para diversas aeronaves la relación entre la velocidad de vuelo y el número de Reynolds en el que operan.

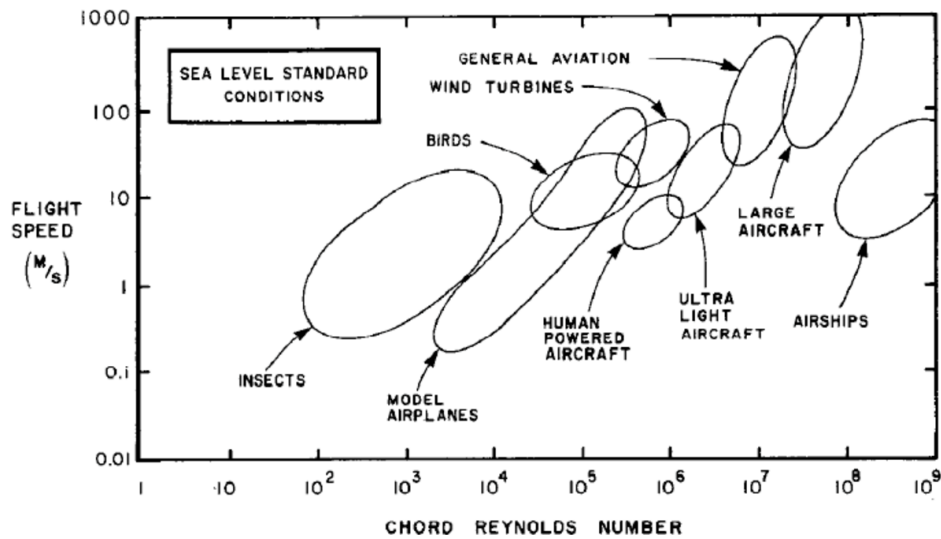


Figura 2.1: Aeronaves según su velocidad de vuelo y número de Reynolds [10]

Cabe destacar que para perfiles aerodinámicos, el Re se define en función de la cuerda como longitud característica, y se emplea la velocidad de flujo libre:

$$Re_c = \frac{\rho U_\infty c}{\mu} \quad (2.4)$$

El límite entre el régimen de bajo número de Reynolds se establece alrededor de 10^5 para flujo externo. En este intervalo, el flujo puede considerarse prácticamente laminar, lo que conlleva una reducción de la eficiencia aerodinámica por el aumento de la resistencia al flujo, ya que se producen separaciones de origen laminar. En este contexto, se requiere una predicción correcta y precisa de las características aerodinámicas como la sustentación y la resistencia que producen este tipo de vehículos y sistemas.

Las aeronaves convencionales operan por encima de este límite, a elevados números de Reynolds, lo que implica un flujo turbulento que facilita que la capa límite se energice de manera que no se desprenda hasta alcanzar elevados ángulos de ataque. Sin embargo, los RPAS, que son el tipo de vehículos en el que el presente trabajo va a enfocarse, operan a números de Reynolds entre 10^4 y 10^5 , debido a su reducido tamaño y las bajas velocidades a las que vuelan. Es por esto mismo que el estudio, análisis y comprensión del comportamiento del flujo en este régimen resulta de considerable importancia para la industria aeroespacial, ya que cada vez crece más el interés en este tipo de vehículos por su incipiente aparición en el mercado, tanto para usos técnicos como para ocio.

Bajo estas condiciones de régimen laminar, la capa límite sobre los perfiles es débil, por lo que no puede soportar grandes gradientes adversos de presión. Por esto mismo, el flujo se desprende a muy bajos ángulos de ataque debido a que las fuerzas viscosas son dominantes, pudiendo entrar en condiciones de pérdida. El flujo desprendido provoca la transición al régimen turbulento tras el punto de separación, ya que aumenta

la perturbación del flujo en esa zona. En ciertas circunstancias se produce una región de recirculación debida a la turbulencia que favorece el transporte de cantidad de movimiento, provocando la readherencia del flujo en la denominada burbuja de transición laminar (LSB). De esta manera, se podría decir que las LSB se producen cuando la capa límite laminar se desprende antes de alcanzar el punto de transición.

2.2.1. Capa límite

La capa límite en un fluido viscoso es el resultado del contacto entre un fluido en movimiento y una superficie. En esta capa, aparece un gradiente de velocidades perpendicular a la superficie, siendo nula en la pared (debido a la condición de no-deslizamiento por la viscosidad del fluido) y llegando a tener 99 % de del valor de la velocidad de la corriente libre.

Este gradiente de velocidades origina la denominada capa de cortante y define un espesor de capa límite, denominado δ . Este fenómeno ocurre debido a la viscosidad, que causa una tensión de cortante en la superficie ($\tau = \mu \frac{\partial u}{\partial y}$). Dentro del espesor de la capa límite, se pueden considerar además otros 3 espesores más: el de desplazamiento δ_1 , el de cantidad de movimiento δ_2 y el de energía δ_3 [15]. Cada uno define la distancia relacionada con la pérdida de caudal, de cantidad de movimiento y de energía respectivamente, respecto de la solución no-viscosa.

Las ecuaciones que definen el campo de velocidades sobre la capa límite vienen dadas por: la ecuación de continuidad (ec. 2.5) y la ecuación de conservación de cantidad de movimiento (ec. 2.6), con las condiciones de contorno dadas por la ecuación 2.7.

$$\frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} = 0 \quad (2.5)$$

$$\rho \frac{\partial u}{\partial t} + \rho u \frac{\partial u}{\partial x} + \rho v \frac{\partial u}{\partial y} = -\frac{\partial p_\infty}{\partial x} + \mu \frac{\partial^2 u}{\partial y^2} \quad (2.6)$$

$$\text{Condición de no-deslizamiento : } y = 0 : u = v = 0$$

$$\text{Velocidad de corriente libre : } y \rightarrow \infty : u = U_\infty \quad (2.7)$$

Para valores pequeños del número de Reynolds, las fuerzas viscosas empiezan a dominar sobre las inerciales, implicando un engrosamiento de la capa límite en comparación con números de Re_c superiores.

A lo largo de la capa límite, aparece también un gradiente de presión, que puede ser favorable o adverso. Será favorable cuando la presión se reduzca en la dirección del flujo incidente, mientras que será adverso cuando la presión estática aumente en la dirección de la corriente.

El gradiente favorable tiene un efecto estabilizador sobre la capa límite laminar. Aparece debido al incremento de velocidad en el borde de ataque, causando un aumento de presión dinámica y reduciendo la estática. Sin embargo, la superficie del

perfil aerodinámico va modificando su curvatura, provocando un aumento de presión estática con la consecuente aparición del gradiente adverso. Este gradiente tiene el efecto contrario: desestabiliza la capa límite y disminuye la velocidad sobre el perfil.

A bajos números de Reynolds, la capa límite laminar puede ser incapaz de superar el gradiente de presiones adverso, desprendiéndose e iniciando la transición al régimen turbulento. A través de este mecanismo de transición es como se puede llegar a formar la burbuja de separación laminar, por lo que se hace necesario analizar su formación.

2.2.2. Transición laminar-turbulenta

Cabe considerar los distintos mecanismos mediante los que puede ocurrir la transición del régimen laminar a turbulento en la capa límite. Este proceso viene fuertemente afectado por el gradiente de presión adverso cerca de la pared, la rugosidad superficial de la superficie y la turbulencia de la corriente. Se puede hacer uso del parámetro denominado factor de aceleración para conocer el tipo de transición que va a tener el fluido en contacto con una superficie. Este parámetro representa la aceleración de la corriente en la capa límite, que viene definido por la Ecuación 2.8.

$$K = \frac{\nu}{u^2} \frac{\partial u}{\partial x} \quad (2.8)$$

donde la velocidad u y su derivada parcial están evaluadas en el punto donde inicia el fenómeno de transición. Para gradientes de presión adversos, este factor será negativo, ya que se produce la deceleración del flujo.

Relacionando este parámetro de aceleración y el número de Reynolds del espesor de cantidad de movimiento, se puede conseguir forzar la obtención del tipo de transición buscada: natural, por *bypass* o por flujo separado. Este número de Reynolds considera como longitud característica el espesor de cantidad de movimiento de la capa límite. Este espesor, denominado θ o δ_2 , representa la distancia paralela al plano de referencia (en este caso la superficie del perfil) que en una corriente de flujo potencial a velocidad U_∞ proporcione la misma cantidad de movimiento generado entre la superficie y el plano de referencia en un fluido real. Viene definido por la Ecuación 2.10, y representado respecto al espesor de la capa límite δ en la Figura 2.2.

$$Re_\theta = \frac{\rho U_\infty \theta}{\mu} \quad (2.9)$$

$$\theta = \int_0^\infty \frac{\rho(y) u(y)}{\rho_\infty U_\infty} \left(1 - \frac{u(y)}{U_\infty}\right) dy \text{ m} \quad (2.10)$$

En la Figura 2.3 se puede observar la relación previamente mencionada, relacionada con la intensidad turbulenta. Por un lado, las curvas de intensidad turbulenta constante ($Tu = cte.$) muestran el número de Re_θ al que se inicia la transición para un valor dado de la aceleración y de turbulencia. Se tienen también las líneas de *criterio de*

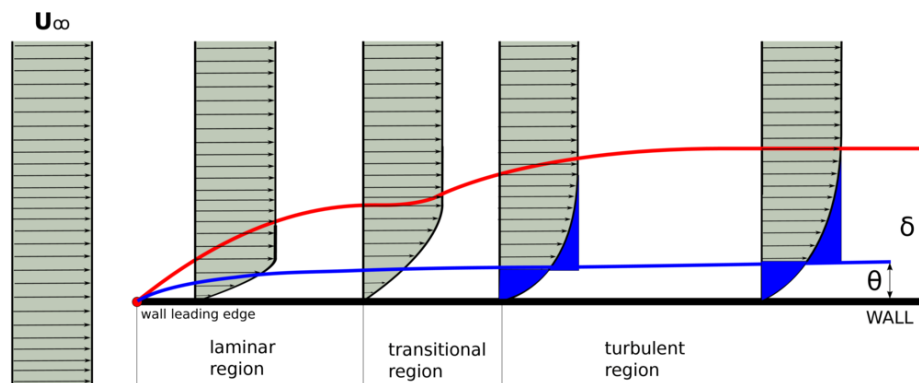


Figura 2.2: Representación esquemática del espesor de capa límite y del espesor de cantidad de movimiento [3]

estabilidad y de *criterio de separación*. La primera indica el valor del Reynolds sobre el cual es posible que se produzca la inestabilidad Tollmien-Schlichting, que es una solución a la ecuación linealizada de estabilidad de Orr-Sommerfeld; mientras que la segunda indica el límite sobre el que aparecerá una separación de la capa límite laminar previa a la transición turbulenta, provocando una transición de flujo separado.

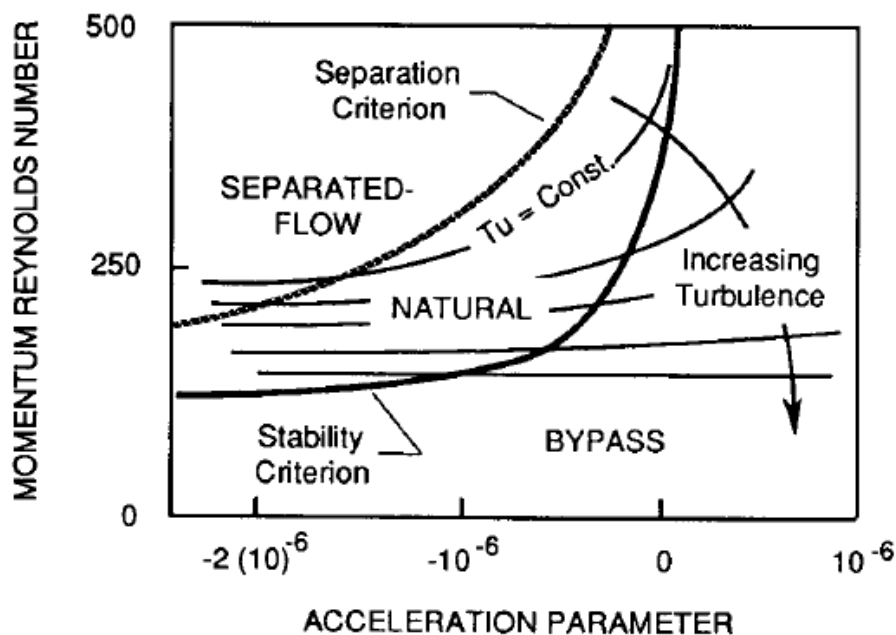


Figura 2.3: Tipos de transición [12]

De la Figura 2.3 se puede destacar que para valores positivos del factor de aceleración, sólo es posible la transición por *bypass*, debido a que el gradiente de presión será favorable y no se esperan inestabilidades en el flujo de la capa límite. Por otro lado, resulta interesante comentar la relación que hay entre números de Reynolds de espesor de cantidad de movimiento, la intensidad turbulenta y el número de Reynolds de cuerda. Considerando la solución de Blasius, que es la solución del espesor de la

capa de cantidad de movimiento para una placa plana sin ángulo de ataque y capa límite laminar, se pueden relacionar ambos números de Reynolds tal que:

$$\theta \simeq 0,664 \sqrt{\frac{\nu x}{U_\infty}}; \quad Re_c = \frac{U_\infty c}{\nu}; \quad Re_\theta = \frac{U_\infty \theta}{\nu} \quad (2.11)$$

$$Re_\theta = Re_c \frac{\theta}{c} = Re_c \cdot 0,664 \sqrt{\frac{\nu x}{U_\infty c^2}} = Re_c \cdot 0,664 \sqrt{\frac{1}{Re_c} \frac{x}{c}} = 0,664 \sqrt{Re_c \frac{x}{c}} \quad (2.12)$$

De esta manera, se observa que, para un punto a lo largo de la cuerda dado, el número de Reynolds de cantidad de movimiento aumenta con la raíz cuadrada de Re_c . Sin embargo, cabe considerar que la definición del espesor de cantidad de movimiento (ecuación 2.10) es dependiente de más elementos como el gradiente de velocidades sobre la superficie, dependiente a su vez de la turbulencia del flujo libre. Cuanto más turbulento sea el flujo sobre el perfil, las fuerzas viscosas dejarán de ser dominantes, por lo que el gradiente de velocidades en la capa límite tenderá a aproximarse más al de un fluido ideal. Esto implica una reducción del espesor de cantidad de movimiento. Por lo tanto, se puede comprender que para mayores valores de Re_θ , la capa será laminar, por lo que el mecanismo de transición será por lo general el de flujo separado cuando haya presente un gradiente de presiones adverso.

Se procede a analizar los distintos mecanismos de transición.

Transición natural

La transición natural se da a altos valores del número de Reynolds y baja intensidad turbulenta. Ésta inicia con pequeñas inestabilidades de la capa límite laminar denominadas ondas de Tollmien-Schlichting. Estas inestabilidades crecen lentamente debido a la viscosidad hasta derivar en ondas tridimensionales. Posteriormente, se transforman en pequeños puntos de turbulencia que se combinan completando la transición laminar-turbulenta.

Transición por bypass

En la transición de régimen laminar a turbulento por *bypass*, los puntos de turbulencia se forman directamente en la capa límite debido a que sucede en flujos de corriente con una gran intensidad turbulenta. Esto causa que las elevadas perturbaciones del flujo impidan la transición natural previamente descrita, ya que no se forman ondas de Tollmien-Schlichting.

Transición por flujo separado

La transición por flujo separado se produce a bajos números de Reynolds y a intensidades de turbulencia muy pequeñas. Mediante este modo de transición, la capa

límite laminar se desprende, ocurriendo la transición tras la separación del flujo, en la capa de esfuerzos cortantes. Esta transición laminar-turbulenta puede ocurrir a través de las mismas estructuras que en la transición natural. Posteriormente el flujo puede volver a readherirse formando sobre la superficie una burbuja de separación laminar de aire en recirculación.

Estas burbujas son el objeto de estudio de este Trabajo de Fin de Grado. Es por ello que se requiere analizar tanto sus características como su formación, además de conocer los métodos para su predicción y medición.

2.2.3. Formación de las burbujas de separación laminar

Las burbujas de separación laminar, como ya se ha comentado previamente, pueden aparecer a bajos números de Reynolds y en flujos de pequeña intensidad turbulenta.

Estas burbujas modifican la forma efectiva del perfil aerodinámico, modificando la geometría. Dado que cubren parte del perfil (o incluso el perfil en su totalidad), el pico de succión en la zona del borde de ataque se ve reducido por el aumento de espesor efectivo, mientras que, en valor absoluto, el coeficiente de presión se reduce tras la zona de readhesión turbulenta. La LSB aparece en el borde de fuga y se desplaza hacia delante a medida que aumenta la incidencia respecto a la corriente, debido a que a mayores ángulos de ataque el gradiente adverso de presiones es mayor a distancias más cortas del borde de ataque. Todo ello contribuye a que la resistencia parásita aumente, y la sustentación disminuya, reduciendo la eficiencia aerodinámica del ala.

En caso de que el transporte de cantidad de movimiento debido a la transición a régimen turbulento no sea suficiente, la burbuja no llegaría a formarse, implicando la entrada en pérdida del perfil debido a la aparición de una región del mismo con flujo completamente separado, causando un incipiente aumento de resistencia aerodinámica y una repentina pérdida de sustentación. Este fenómeno puede ocurrir a ángulos de ataque relativamente pequeños.

Para cada perfil, el punto de transición turbulenta o el de separación laminar ocurre para una combinación de ángulo de ataque, número de Reynolds y nivel de turbulencia concretos. Esto implica que cualquier perfil presenta un límite de número de Reynolds para un nivel de turbulencia y ángulo de incidencia dados bajo el que se produce la separación de capa límite laminar [1]. El comportamiento del flujo y de la capa límite desprendida tras este punto depende de la capa de esfuerzos cortantes debidos al gradiente de velocidades. Esta capa es altamente inestable, por lo que lo más habitual es que justo después de la separación el fluido transicione a régimen turbulento y se readhiera. A su vez, esto implica que la burbuja es también muy inestable.

Es por lo tanto un aspecto muy crítico en el comportamiento aerodinámico de los perfiles la aparición de estas burbujas de separación laminar, porque condicionan tanto la entrada en pérdida del perfil como sus características de sustentación, resistencia aerodinámica, distribución de presiones y de fricción. Conllevan además por lo general

un empeoramiento de dichas características. Sin embargo, también garantizan que el perfil no entre en pérdida de manera prematura por el desprendimiento de capa límite laminar, sino que se readhiera mediante el mecanismo de transición por flujo separado, lo cual permite operar al perfil en mayores rangos de incidencia.

2.3. Características de la LSB

Una vez analizado el comportamiento aerodinámico a bajo número de Reynolds, se puede profundizar en el estudio de las LSB, detallando tanto sus características generales como su estabilidad. Además, resulta de gran interés el tener la capacidad de predecir y medir la aparición de estas burbujas, por lo que se hace necesario concretar el tipo de métodos y modelos numéricos que pueden calcular correctamente el fenómeno, junto con la disposición de herramientas que permitan medir experimentalmente la burbuja y la distribución de presiones y velocidades que ésta produce.

2.3.1. Características generales

Las burbujas de separación laminar fueron estudiadas por primera vez por B. Melvill Jones en 1934 [1], en un artículo de investigación en el que trataba la entrada en pérdida de aeronaves, de manera que relacionaba este fenómeno con las LSB. Posteriormente, ha sido objeto de análisis en numerosos estudios, con la pretensión de entender y predecir el efecto de la formación de estas burbujas.

Las características de la burbuja de separación laminar dependen de diversos factores, tales como el tipo de perfil aerodinámico en el que se forman, el número de Reynolds, la intensidad turbulenta de la corriente y de sus perturbaciones, además de la rugosidad superficial y las imperfecciones geométricas del perfil.

2.3.1.1. Estructura

En cuanto a la estructura de la burbuja, la Figura 2.4 muestra las partes y puntos de transición característicos.

El punto S constituye el punto de separación. Se pueden observar dos zonas diferenciadas. Por un lado, el flujo laminar desprendido libre, que transiciona a régimen turbulento en el punto T a causa de la inestabilidad de dicha capa límite, que amplifica las perturbaciones de la misma. La aparición del flujo turbulento conlleva una transferencia de cantidad de movimiento que provoca la readhesión de la capa límite en el punto R, cerrando la burbuja de recirculación. Por otro lado, se observa la LSB entre los puntos S y R, y entre la anterior región y la superficie del perfil. Esta LSB representa una zona de recirculación del fluido, donde se puede apreciar una zona denominada “*Dead Air region*” o región de “aire muerto” y un vórtice. La región de “aire muerto” es propiamente característica de la separación del flujo laminar que no es

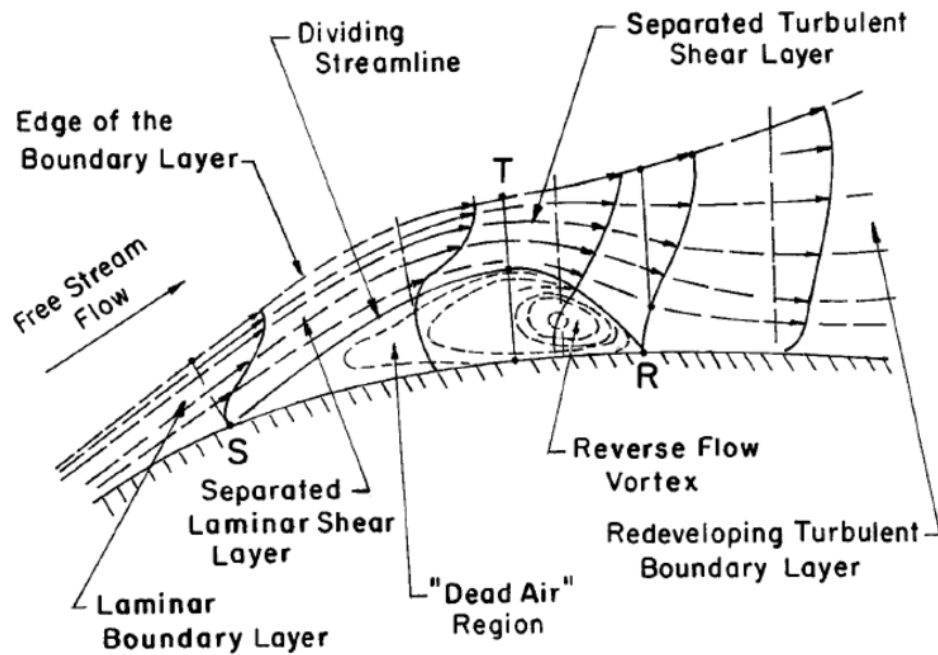


Figura 2.4: Estructura de la burbuja de separación laminar [8]

capaz de mezclarse con la corriente debido a su falta de energía, y puede llegar a comportarse de manera estacionaria. La aparición de turbulencia implica la mezcla entre el flujo libre y el flujo cercano a la superficie, provocando un intercambio energético y de cantidad de movimiento que conlleva a la formación del vórtice de flujo inverso, Esto es posible únicamente si el flujo turbulento es capaz de sobrepasar el gradiente de presiones adverso, de forma que las líneas de corriente de la capa límite turbulenta desprendida se vuelven a adherir al perfil, cerrando la LSB.

Cabe destacar que cuanto menor es el número de Reynolds, la viscosidad causa un efecto amortiguador que puede retrasar el punto de readhesión del flujo, generando burbujas más largas, o incluso evitando la aparición de este fenómeno. Esto implica que para analizar el fenómeno es necesario conocer en qué rango de Reynolds ocurre.

2.3.1.2. Tipos

Se pueden distinguir dos tipos distintos de burbuja. En función de la referencia bibliográfica que se consulte, la denominación de cada tipo cambia, aunque refiriéndose al mismo concepto. En este trabajo se las distinguirá como burbujas cortas o largas.

Las burbujas largas pueden llegar a estar en contacto con una gran parte de la superficie del perfil, lo que implica un cambio considerable del comportamiento aerodinámico por la modificación de su forma efectiva. Se forman ya que el flujo turbulento es incapaz de vencer el gradiente de presiones adverso hasta que ha adquirido suficiente energía y se readhiere a poca distancia del borde de fuga. Esto implica que la capa límite adquiera un mayor espesor, reduciendo la sustentación y aumentando la resistencia.

Las burbujas cortas no modifican de manera sustancial la geometría del perfil, ya que ocupan una extensión de superficie del perfil muy pequeña. Esto ocurre cuando la transición ocurre a poca distancia tras la separación laminar. Esta LSB no afecta en exceso a las distribuciones de presión y velocidad alrededor del perfil, salvo en las regiones cercanas a la LSB. De hecho, pueden llegar a causar un ligero aumento de sustentación, en función del tipo de perfil y del tamaño de la burbuja.

En la Figura 2.5 se puede apreciar claramente la modificación de la distribución de presiones que causa cada tipo de burbuja.

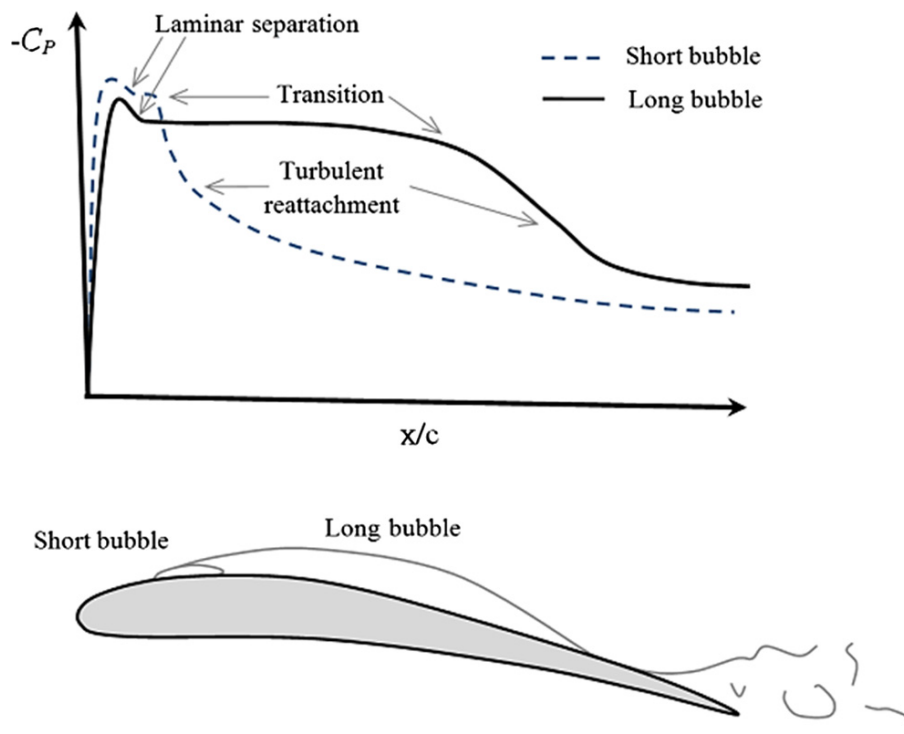


Figura 2.5: Distribución de presión según el tipo de LSB [4]

Se pueden considerar 3 factores que modifican el tamaño de la burbuja: el número de Reynolds, la intensidad turbulenta y el ángulo de ataque. Los dos primeros afectan de manera similar: cuanto mayor es el número de Reynolds, más se acorta la LSB. Asimismo, el incremento de intensidad turbulenta también reduce la burbuja. Esto es debido a un mayor aporte energético a la capa límite, capaz de realizar la transición turbulenta y readherirse antes. Por otro lado, el ángulo de ataque no modifica tanto la dimensión de la burbuja, sino su posición. A mayor α , más se acerca al borde de ataque.

2.3.2. Concepto de estabilidad

Tal y como se ha mencionado previamente, las LSB son estructuras poco estables, debido a la propia inestabilidad de la capa límite laminar desprendida. Además, es

esta inestabilidad la que causa el aumento de perturbaciones en la capa, provocando la transición turbulenta y la readhesión del flujo.

Por un lado, la región de “aire muerto” es una zona de pequeñas perturbaciones, que van aumentando hasta llegar a un máximo en el punto cercano a la readhesión. Antes de alcanzar el punto de máximo espesor de la LSB, estas perturbaciones empiezan a aumentar su amplitud de manera exponencial, lo cual es señal de un mecanismo de inestabilidad lineal. Este mecanismo bidimensional causa la transición, y está dominado por las ondas de Tollmien-Schlichting. Adicionalmente, aguas abajo del perfil en el punto de readherencia, se desarrollan estructuras tridimensionales con zonas de recirculación cerca de la pared, aunque influyen en menor grado este proceso de transición, así como la localización del mismo.

El comportamiento de estas ondas se puede describir mediante la teoría de estabilidad lineal (LST), mediante la que puede obtenerse el denominado método de e^N que predice la transición de manera relativamente precisa. Este modelo y el método mencionado serán desarrollados en el próximo Capítulo.

2.3.3. Métodos de cálculo y medición

Una gran problemática de las burbujas de separación laminar es la capacidad de poder calcular y medir el fenómeno correctamente, de manera que se prediga efecto que tendrá operar a tales números de Reynolds, conocer los límites de la aeronave o RPAS, o poder desarrollar algún tipo de sistema de control pasivo o activo que evite el fenómeno o consiga mejorar el comportamiento aerodinámico del ala, mejorando la eficiencia. Para ello, se puede hacer uso tanto de métodos experimentales como de cálculos numéricos.

Entre los métodos numéricos a emplear, se pueden obtener resultados mediante el uso de las ecuaciones de Navier-Stokes con el promedio de Reynolds, ya sea de manera estacionaria (RANS) o no-estacionaria (URANS), con una correcta modelación de la turbulencia. De hecho, la gran dificultad de su aplicación es que los modelos de turbulencia están pensados para considerar que la separación ocurra en régimen turbulento, mientras que la LSB surge a partir de la separación de la capa límite laminar y la posterior transición y readherencia. Por lo tanto, una aproximación sería forzar la transición en un punto exacto del perfil, lo que implicaría conocer ya el punto de separación y de transición. Otra forma de alcanzar los resultados buscados es imponiendo valores extremadamente pequeños o nulos de intensidad turbulenta en el dominio de cálculo, forzando que el flujo sea laminar. También se pueden realizar simulaciones DNS, aunque esto implica un alto coste computacional y económico.

Por otro lado, con el objetivo de obtener resultados experimentales, se requiere el uso del túnel de viento, en el que es imprescindible una muy baja intensidad turbulenta dentro de las distintas secciones del túnel para garantizar que el flujo sea laminar. Además, se debe también asegurar que la transición de capa límite laminar a turbulenta a través de la LSB no ocurra demasiado pronto por las propias inestabilidades del flujo

libre (debidas a los niveles de turbulencia dentro del túnel), porque sino, no podría medirse los efectos del fenómeno de separación de capa límite laminar y posterior readherencia turbulenta.

Por otro lado, a la hora de determinar las características aerodinámicas de los perfiles en el túnel de viento, se debe determinar qué tipo de instrumento se quiere usar, en función del tipo de resultados se quieran obtener.

Uno de los métodos más empleados para la caracterización de las burbujas de transición laminar es la velocimetría de imagen de partículas (PIV). Mediante este método óptico, se pueden obtener la distribución de velocidades sobre el perfil, pudiendo resolver así la estructura espacial y temporal del flujo alrededor del mismo. Con ello, se puede identificar la dinámica de la LSB, obteniendo el punto de separación laminar y de readherencia.

También se puede hacer uso de otras técnicas ópticas, como la interferometría sobre capa de aceite, mediante la que se puede calcular el coeficiente de fricción sobre el perfil.

Finalmente, para la obtención de características como la velocidad del aire libre y la presión, se puede hacer uso de tubos de pitot y/o manómetros, mientras que para la medida de las fuerzas y momentos, se requieren balanzas.

2.3.4. Control del fenómeno

Debido a los efectos adversos que ocasiona la LSB, como el aumento de resistencia aerodinámica o la disminución de sustentación con su consecuente reducción de la eficiencia aerodinámica, resulta interesante tener la capacidad de controlar su aparición mediante la modificación de la capa límite. Además, dada su inestabilidad por su gran sensibilidad a las pequeñas perturbaciones y fluctuaciones del flujo libre incidente, su comportamiento se puede volver impredecible, lo que implica una gran incertidumbre a la hora de realizar el diseño de la aeronave en el rango de operación de bajo número de Reynolds. De esta manera, mediante el control de la transición laminar-turbulenta, sería posible mejorar el comportamiento de los perfiles a bajo número de Reynolds, con su consecuente aplicación a los vehículos RPAS.

Se puede hacer uso de diversos métodos, tanto pasivos como activos, para modificar la capa límite y forzar la transición laminar-turbulenta de manera previa al desprendimiento de capa laminar. Por un lado, los métodos pasivos incluirían la inclusión de discontinuidades sobre la superficie, o la adición de mayor rugosidad superficial a zonas localizadas del perfil que fueren la transición. Entre estos métodos se puede contar con sistemas como pequeños turbuladores estáticos, mecánicos o neumáticos, o generadores de vórtices sobre la superficie de los perfiles. También se puede hacer uso de inyectores de aire o actuadores de plasma.

El inconveniente de los sistemas pasivos es que se puede llegar a generar más turbulencia de la necesaria, bajando la eficiencia del sistema. Tampoco pueden modificarse

según el punto de operación en el que se esté trabajando, ya que son elementos fijos: no se puede mover la zona en la que se añaden las discontinuidades al perfil para provocar la transición turbulenta. Por esto mismo, lo ideal es que sean efectivos en la mayor cantidad de modos de operación posibles, implicando la generación de una resistencia superior, y unas condiciones de turbulencia posiblemente mayores a las buscadas.

Por otro lado, los controles activos también pueden requerir ser empleados únicamente en un punto de funcionamiento, consiguiendo para ese punto las características y actuaciones óptimas, pero impidiendo su uso en otras condiciones: distintas velocidades, ángulos de ataque, etc. Aunque también podría darse el caso de actuadores que funcionen en varios puntos de diseño (desplazándose a lo largo de la cuerda o envergadura), lo cual complicaría el mecanismo a emplear. Además, estos actuadores suelen ser más pesados y consumen energía durante su uso, además de ser más caros.

2.4. Perfil aerodinámico SD7003

Tal y como se ha mencionado previamente, las burbujas de separación laminar se forman en función de distintos parámetros influyentes. Uno de ellos es el tipo de perfil. Concretamente para el presente trabajo, se ha empleado el perfil Selig-Donovan 7003 (SD7003), ya que ha sido objeto de numerosos estudios. Este perfil presenta para un amplio rango de ángulos de ataque a $Re_c = 6 \cdot 10^4$ una LSB. Adicionalmente, el SD7003 es un perfil diseñado para aviones de aerodelismo, lo cual entra dentro del campo de vehículos que se pretendían analizar: los RPAS. Opera normalmente a valores del número de Reynolds entre $5 \cdot 10^4$ y $2 \cdot 10^5$ [20], y tiene la peculiaridad de que, al tratarse de un perfil con un espesor relativo del 8,5% y una localización del punto de máximo espesor a 24,4% de la cuerda, la burbuja formada es corta y delgada para todos los valores de ángulo de ataque para los que está diseñada, evitando que la burbuja estalle antes de tiempo. Esto se debe a que el gradiente de presiones adverso no es demasiado pronunciado, por lo que la transición de la capa desprendida a régimen turbulento es posible. Por todo ello, el perfil SD7003 ha sido ampliamente utilizado para evaluar las capacidades computacionales y experimentales de calcular y medir las LSB.

En la Figura 2.6 se puede apreciar la geometría normalizada del perfil empleado, así como la línea de curvatura media.

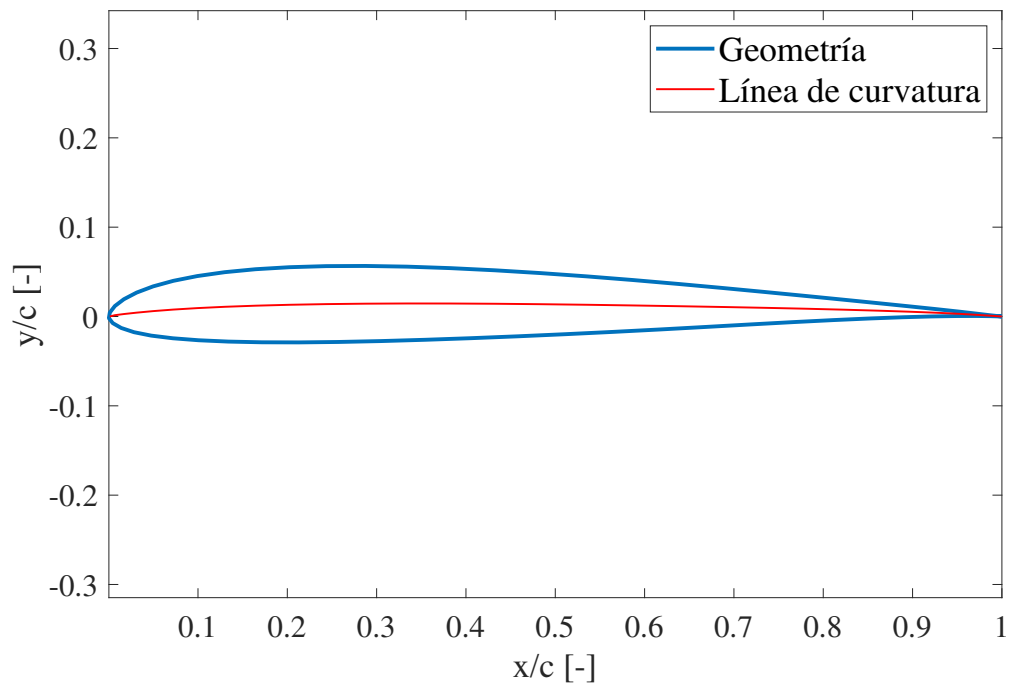


Figura 2.6: Geometría del perfil SD7003

Capítulo 3

Modelo físico y numérico

3.1. Introducción

En el presente capítulo se expondrán los métodos y modelos tanto físicos como numéricos que pueden describir las características del flujo alrededor del perfil estudiado.

Primero se desarrollará la teoría linealizada de estabilidad (LST) mediante la que es posible predecir de manera numérica la aparición y formación de burbujas de separación laminar. Posteriormente, se analizarán los modelos de turbulencia que serán empleados en los cálculos numéricos, así como las ecuaciones que rigen el movimiento del fluido. Finalmente, se expondrá la metodología de cálculo numérico computacional seguida para la obtención de los resultados CFD, así como de los cálculos que realiza el *software* XFLR5.

3.2. Teoría de estabilidad lineal

Para el desarrollo de la teoría de estabilidad lineal, aplicable a flujos reales, se considera que el flujo es fundamentalmente laminar, con pequeñas perturbaciones. Se asume, además, flujo bidimensional e incompresible, y que cumple las ecuaciones de Navier-Stokes. Estas pequeñas perturbaciones son también bidimensionales, ya que el fenómeno que causa la transición laminar-turbulenta son las inestabilidades bidimensionales, y no las tridimensionales (que también aparecen pero no afectan a la transición). Estas inestabilidades 2D son las denominadas ondas de Tollmien-Schlichtin.

La ecuación de perturbación de una línea de corriente debida a las ondas de Tollmien-Schlichtin viene dada por la ecuación 3.1, donde se considera un flujo cuyas coordenadas de referencia locales son x en la dirección de la corriente libre e y en la dirección normal a la superficie.

$$\Psi(x, y, t) = \hat{\varphi}(y) e^{i(\alpha x - \omega t)} \quad (3.1)$$

De esta manera, se pueden expresar las componentes de la velocidad de perturbación.

$$u' = \frac{\partial \Psi}{\partial y} = \hat{\varphi}'(y) e^{i(\alpha x - \omega t)}$$

$$v' = \frac{\partial \Psi}{\partial x} = \alpha x \hat{\varphi}(y) e^{i(\alpha x - \omega t)}$$

El campo de velocidades bidimensional vendrá definido por la velocidad del flujo libre más la de perturbación.

$$u = U_\infty + u'$$

$$v = v'$$

Los parámetros α (no confundir con ángulo de ataque) y ω son también números complejos, donde α_r representa el número de onda, ω_r la frecuencia angular adimensional y α_i y ω_i son ratios de amplificación. Se pueden distinguir 2 tipos de teorías para el tratamiento de este problema: espacial o temporal. La teoría espacial se toma ω como real, mientras que $\alpha_i < 0$ indica que las perturbaciones espaciales se amplifican en la dirección del flujo. Por otro lado, en la teoría temporal α es real y las amplificaciones de tiempo se dan para $\omega_i > 0$ en posiciones dadas de x [20].

$$\alpha = \alpha_r + i \alpha_i$$

$$\omega = \omega_r + i \omega_i$$

Introduciendo estas ecuaciones en la ecuación linealizada adimensional de Navier-Stokes, y usando la teoría espacial, se obtiene la ecuación de Orr-Sommerfeld 3.2, con las condiciones de contorno de velocidad de perturbación nula tanto en la superficie del cuerpo como lejos del perfil.

$$\hat{\varphi}'''' - 2\alpha^2 \hat{\varphi}'' + \alpha^4 \hat{\varphi} = i \operatorname{Re} [(\alpha u^* - \omega) (\hat{\varphi}'' - \alpha^2 \hat{\varphi}) - \alpha u^{*''} \hat{\varphi}] \quad (3.2)$$

El problema se reduce ahora a un problema de estabilidad de autovalores, abordado por el método e^N , que predice la transición para flujo inestable.

El factor de amplificación de la amplitud de la perturbación (A), se obtiene de la integración de los ratios locales de amplificación α_i . Este factor se obtiene para ciertos

valores dados de ω . Con ello, se calcula el factor N , que viene dado por el máximo valor del exponente de la amplitud, tal y como se ve en la ecuación 3.4.

$$\frac{A(x)}{A_0} = e^{-\int_{x_0}^x \alpha_i dx} \quad (3.3)$$

$$N = \ln \left(\frac{A(x)}{A_0} \right) = \text{máx} \left(- \int_{x_0}^x \alpha_i(x, \omega) dx \right) \quad (3.4)$$

Mediante la transformación de Gaster, se pueden relacionar los ratios de amplificación espacial y temporal, en función de la velocidad de propagación de las ondas:

$$v_g = \frac{\partial \omega_r}{\partial \alpha} \rightarrow \omega_i = -\alpha_i v_g \quad (3.5)$$

De esta manera, la amplitud de perturbación se verá amplificada por Δn , pudiéndose calcular el exponente de la amplitud para las nuevas posiciones en un instante $t + \Delta t$: $n(\bar{x}) = n(x) + \Delta n(x)$, donde $\bar{x} = x + v_g \Delta t$.

$$\Delta n = \ln \frac{A(\bar{x})}{A(x)} = \int_t^{t+\Delta t} \omega_i(x) dt \quad (3.6)$$

El factor N se vuelve a calcular por el mismo método de antes (obteniendo el valor máximo del exponente de la amplitud de la perturbación). El punto de transición se obtendrá, finalmente, asumiendo un valor crítico para el factor N para el que se considera que la transición ha terminado y comparándolo con la verdadera distribución del factor N sobre el flujo. En flujo externo sobre perfiles aerodinámicos, este factor crítico viene sobre todo influenciado por la intensidad turbulenta del flujo libre: Tu . La ecuación 3.7 ofrece una correlación empírica dada por Mack que relaciona esta intensidad y el factor N crítico.

$$N_{crit} = -8,43 - 2,4 \ln(Tu) \quad (3.7)$$

3.3. Modelos de turbulencia

La turbulencia es un régimen del flujo en el que las partículas fluidas interactúan de manera que se vuelve caótico, no estacionario y aleatorio. Se trata de un fenómeno tridimensional que se caracteriza por la baja capacidad de difusión y alta convección de cantidad de movimiento, por las rápidas fluctuaciones de velocidad y presión y por la elevada transferencia de masa y calor. Cabe destacar, como ya se ha comentado previamente, que el comportamiento turbulento del flujo está directamente relacionado con el número de Reynolds.

Estos fenómenos turbulentos se caracterizan, además, por su estructura compuesta por torbellinos de diferente tamaño. Los torbellinos de gran tamaño, mediante un mecanismo de dispersión, rompen en torbellinos menores, transmitiendo su energía de las escalas mayores a las menores hasta alcanzar una escala suficientemente pequeña tal que la energía cinética puede ser disipada por la viscosidad del fluido de manera efectiva. A esta teoría sobre la dispersión de los torbellinos a través de la disipación turbulenta se le denomina *cascada de energía*, y fue propuesta por A. N. Kolmogorov.

La turbulencia también está incluida en las ecuaciones de Navier-Stokes, donde todos los términos presentan un mismo orden de magnitud que impide despreciar *a priori* ninguno de ellos. De esta manera, los términos no lineales adquieren gran importancia, y su resolución se vuelve crucial para la caracterización del flujo. Sin embargo, debido a la dificultad que presenta la resolución de las ecuaciones de Navier-Stokes, así como las distintas escalas de la turbulencia, se busca simplificar el problema de manera que sea accesible mediante métodos numéricos sin tan alto coste computacional. En estos términos, Reynolds presentó un método que descomponía las variables fluidas en dos componentes: la media y la desviación. A este método se le denomina como RANS (*Reynolds Averaged Navier-Stokes*), mediante el que se estiman los efectos de la turbulencia.

Al hacer uso de la descomposición de las variables en flujo medio y su fluctuación (ec. 3.8), se pueden obtener las ecuaciones promediadas, reduciendo de manera considerable el coste computacional. Las ecuaciones de Navier-Stokes resultantes a resolver, en notación de Einstein, vendrían dadas por la ecuación 3.9, donde el término $\frac{\partial}{\partial x_j} (\widehat{u'_i u'_j})$ se trata de la contribución a la fluctuación de los términos no lineales, denominado tensor de esfuerzos de Reynolds: $R_{ij} = \widehat{u'_i u'_j}$. La aparición de este término incógnita en las ecuaciones, que constituye el problema de cierre, hace necesario introducir nuevas ecuaciones que permitan resolver el flujo.

$$\begin{aligned} u &= \hat{u} + u' \\ p &= \hat{p} + p' \end{aligned} \quad (3.8)$$

$$\frac{\partial \hat{u}_i}{\partial t} + \hat{u}_j \frac{\partial \hat{u}_i}{\partial x_j} = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial \hat{p}}{\partial x_i} + \nu \frac{1}{x_j} \left(\frac{\partial \hat{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \hat{u}_j}{\partial x_i} \right) - \frac{\partial}{\partial x_j} (\widehat{u'_i u'_j}) \quad (3.9)$$

Una manera de resolver el problema de cierre es mediante la aplicación de la Hipótesis de Boussinesq para aproximar R_{ij} . Este tensor se puede descomponer en una parte anisótropa de la turbulencia (S_{ij}) y otra isótropa ($\frac{2}{3}k \delta_{ij}$) tal que: $R_{ij} = S_{ij} + \frac{2}{3}k \delta_{ij}$. Esta hipótesis postula que se puede modelar el transporte de cantidad de movimiento debido a los torbellinos turbulentos a través de una viscosidad turbulenta (μ_t), tal y como se ve en la ecuación 3.10.

$$R_{ij} = \widehat{u'_i u'_j} = 2\mu_t S'_{ij} - \frac{2}{3}\rho k \delta_{ij} \quad \text{donde} \quad S'_{ij} = -\frac{1}{2} \left(\frac{\partial \hat{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \hat{u}_j}{\partial x_i} - \frac{2}{3} \frac{\partial \hat{u}_k}{\partial x_k} \right) \quad (3.10)$$

De esta forma, el problema ahora es la resolución de la viscosidad turbulenta. Para ello, en el método RANS se emplean distintos modelos de turbulencia, que pueden ser:

- Modelos lineales: incluye modelos algebraicos (Cebeci-Smith, Baldwin-Lomax, Johnson-King o modelos dependientes de la rugosidad), de una ecuación (Spalart-Allmaras, Prantl de una ecuación o Baldwin-Barth) o de dos ecuaciones ($k - \varepsilon$ o $k - \omega$).
- Modelos no lineales: se modela la viscosidad turbulenta mediante relaciones constitutiva explícita ($k - \varepsilon$ cúbico o EARMS) o modelos $\bar{u}^2 - f$.
- Modelos de esfuerzo de Reynolds (RSM): no modelan μ_t , sino que se resuelven los componentes del tensor de Reynolds directamente.

En el presente trabajo, se han hecho uso de los modelos lineales de una y dos ecuaciones. Concretamente, de los modelos *Standard Spalart-Allmaras*, $k - \omega$ *SST* y *Realizable* $k - \varepsilon$. Cabe destacar que los RSM ofrecen una mayor precisión y fiabilidad de los resultados, ya que es el modelo de turbulencia clásico más completo. Sin embargo, su complejidad y su alto coste computacional los convierten en métodos más orientados a resolver flujos con interacciones turbulentas más complejas.

Los modelos empleados, estiman los valores de las variables turbulentas. Por un lado k es la energía cinética turbulenta, definida en la Ecuación 3.11, donde \hat{u} es la velocidad media del flujo libre y Tu la intensidad turbulenta. Por otro, ε es el ratio de disipación de energía cinética turbulenta, cuya expresión viene dada en la Ecuación 3.12, en la que C_μ es una constante turbulenta, y Tu_L es la escala de la turbulencia. Finalmente, ω representa el ratio de disipación específico de energía cinética turbulenta, definido en la Ecuación 3.13.

$$k = \frac{3}{2}(\hat{u} Tu)^2 \quad (3.11)$$

$$\varepsilon = C_\mu \frac{k^{3/2}}{Tu_L} \quad (3.12)$$

$$\omega = \frac{\sqrt{k}}{Tu_L} \quad (3.13)$$

3.3.1. Modelo *Standard Spalart-Allmaras*

El modelo viscoso *Standard Spalart-Allmaras* es un modelo lineal de una ecuación que resuelve la ecuación de transporte de energía cinética turbulenta (k) en función de la variable de *Spalart-Allmaras*: $\tilde{\nu}$. Este parámetro está relacionado con la viscosidad cinemática turbulenta de manera que se define como $\nu_t = \tilde{\nu} f_{v1}$, donde $f_{v1} = \frac{(\tilde{\nu}/\nu)^3}{(\tilde{\nu}/\nu)^3 + 7.1^3}$. Por lo tanto, el problema de cierre se reduce al cálculo de dicha variable.

Este modelo fue formulado especialmente para ser usado para aplicaciones aeronáuticas y aeroespaciales. Presenta muy bajo coste computacional, y resulta muy efectivo para flujos a bajos números de Reynolds sometidos a gradientes de presiones adversos.

3.3.2. Modelo $k - \varepsilon$

El modelo de turbulencia $k - \varepsilon$ es un modelo lineal semiempírico de dos ecuaciones que hace uso de dos variables con el objetivo de calcular el término de la viscosidad turbulenta y el tamaño de las escalas turbulentas: una ecuación para la energía cinética turbulenta (k) y otra para el ratio de disipación de energía cinética turbulenta (ε).

Se trata de un modelo que funciona especialmente bien a altos números de Reynolds sin gradientes adversos de presión.

3.3.3. Modelo *Realizable* $k - \varepsilon$

El modelo *Realizable* $k - \varepsilon$ difiere del $k - \varepsilon$ estándar en que se reformula la definición de la viscosidad turbulenta, de manera que ya no se toma como constante sino variable, y en que se modifica la ecuación de transporte del ratio de disipación de energía cinética turbulenta (ε).

Estas modificaciones permiten predicciones mejoradas de la resolución del flujo ante la presencia de fuertes gradientes de presión adversa, zonas de recirculación, desprendimiento de flujo y estructuras de flujo complejas.

3.3.4. Modelo *Standard* $k - \omega$

El modelo de turbulencia $k - \omega$ es un modelo lineal de dos ecuaciones que hace uso de dos variables con el objetivo de calcular el término de la viscosidad turbulenta y el tamaño de las escalas turbulentas: una ecuación para la energía cinética turbulenta (k) y otra para el ratio de disipación específico de energía cinética turbulenta (ω).

Presenta modificaciones respecto al modelo $k - \varepsilon$, que le permite tener en cuenta los efectos de compresibilidad, difusión de la corriente cortante y del bajo número de Reynolds.

3.3.5. Modelo $k - \omega$ *SST*

El modelo $k - \omega$ *SST* (*Shear-Stress Transport*) resulta de la combinación de los modelos *Standard* $k - \omega$ y $k - \varepsilon$, de manera que se emplea el primero para resolver el flujo cercano a la pared, mientras que el segundo se emplea en flujo libre.

Mientras que el modelo $k - \varepsilon$ no calcula bien las capas internas de la capa límite (subcapa límite laminar) ni aun haciendo uso de tratamientos que amortiguan el valor de k (ecuación de la energía cinética turbulenta), el modelo *Standard* $k - \omega$ no suele dar buenos resultados en la transición entre capa límite y flujo libre, ya que es muy sensible a las condiciones turbulentas de la entrada de la corriente exterior. Por lo tanto, esta combinación permite combinar los puntos fuertes de ambos métodos, haciendo que el modelo sea más robusto y aplicable al tipo de problemas que se pretenden estudiar en este trabajo.

3.4. Flujo potencial y efecto de la viscosidad

A partir de las ecuaciones de Navier-Stokes, al considerar el flujo como no-viscoso, se pueden derivar las ecuaciones de Euler. Considerando además el flujo como irrotacional, se puede expresar que la velocidad deriva de un potencial. Adicionalmente, al asumir el flujo como incompresible y estacionario, se obtiene la ecuación de Laplace: $\Delta \phi = 0$.

El potencial ϕ debe ser tal que cumpla la ecuación de Laplace, así como las condiciones de contorno del problema. El objetivo es entonces encontrar una serie de soluciones elementales tales que su combinación lineal sean solución del potencial de velocidad.

Sin embargo, esta aproximación no representa correctamente los fenómenos que ocurren a bajo número de Reynolds, y sobre todo en la capa límite donde los efectos viscosos son dominantes. Por esto mismo, se hace necesario introducir modelos numéricos que consideren los efectos de la viscosidad, que resuelvan la distribución de velocidades dentro de la capa límite y que corrija la solución potencial introduciendo este efecto. De esta manera, se podría predecir la formación de burbujas de separación laminar.

El programa XFLR5, empleado para la realización del primer estudio sobre el efecto en la formación de LSB, está basado en la versión 6.94 de XFOIL.

El flujo medio lo resuelve mediante el método de paneles. Posteriormente, resuelve las ecuaciones de la capa límite a lo largo de los puntos del perfil empleado. Esta herramienta es capaz de predecir las burbujas de separación laminar a través de un método de integración inversa de la capa límite, mediante el que se corrige la distribución del campo de velocidades resuelto numéricamente a través del potencial de manera iterativa: se resuelve la distribución de velocidades tanto en la capa límite como la debida al flujo potencial y se emplean como condición de contorno para resolver de nuevo el campo de velocidades simultáneamente en ambos flujos. Para condiciones de transición libre, emplea el método de e^N para estimar el punto de transición laminar-turbulenta en función del valor crítico de N .

3.5. Mecánica de fluidos computacional

El CFD o dinámica de fluidos computacional, es una herramienta basada en la mecánica de fluidos, que mediante métodos y algoritmos numéricos, es capaz de simular el comportamiento de fluidos (líquidos y gases), así como su interacción con sólidos y superficies.

La base de la resolución de los problemas CFD son las ecuaciones de Navier-Stokes, establecidas por Claude-Louis Navier y George Gabriel Stokes en el siglo XIX, y que describen el movimiento de los fluidos viscosos. Sin embargo, no sería hasta que el desarrollo de los ordenadores permitiera realizar cálculos más complejos cuando el CFD empezó a ser de utilidad práctica. En 1957, el grupo T3 de Los Alamos National Lab fue el primero en usar y desarrollar métodos numéricos para simular flujo transitorio bidimensional. 10 años después, Douglas Aircraft publicaría el primer *paper* de métodos computacionales para fluidos tridimensionales sobre perfiles aerodinámicos, que posteriormente se le conocería como el método de los paneles. A partir de este momento, el CFD comenzó a dar sus frutos a través del desarrollo de las matemáticas y la programación, y empezó a ser ampliamente utilizado para el diseño del ámbito aeroespacial.

Para resolver el flujo a bajo número de Reynolds, donde el efecto de la viscosidad adquiere gran importancia, los métodos basados en la teoría potencial no resultan suficientes, y tal como se ha mencionado en la sección anterior, se requiere de la inclusión de modelos correctivos y de tratamiento de la capa límite viscosa, para lo que puede requerirse a su vez de un modelado de la turbulencia.

Para ello se puede hacer uso de las ecuaciones RANS (*Reynolds-Averaged Navier Stokes*) que modela todas las escalas de la turbulencia. También se pueden hacer uso como alternativa de las simulaciones LES (*Large Eddy Simulation*), en las que se modelan únicamente las escalas pequeñas de la turbulencia, mientras que los torbellinos de gran escala se resuelven. Finalmente, se tiene también el método DNS (*Direct Numeric Simulation*) en el que se resuelven todas las escalas de la turbulencia, aunque su gran coste computacional lo convierte en un método de cálculo prácticamente irrealizable.

Se detalla a continuación la metodología de cálculo CFD de STAR-CCM+ llevada a cabo para la resolución del flujo alrededor del perfil SD7003.

3.5.1. Proceso CFD

El proceso CFD conlleva 3 etapas fundamentales:

- **Pre-proceso:** modelado conceptual del problema, definición de la geometría y dominio computacional, mallado, establecimiento de las propiedades del fluido, las condiciones de contorno e inicialización de la solución.

- **Cálculo y resolución:** aplicación de las ecuaciones de Navier-Stokes mediante métodos numéricos iterativos para la resolución de las propiedades del flujo hasta su convergencia, según los esquemas de discretización y métodos numéricos elegidos
- **Post-proceso:** evaluación de la independencia de malla y dominio, validación de la solución y visualización de las soluciones obtenidas.

3.5.2. Pre-proceso

El pre-proceso en CFD consiste en el desarrollo de las tareas previas a la realización del cálculo numérico. Estas tareas están constituidas por: el modelado conceptual, la geometría, el dominio computacional, el mallado, las propiedades del fluido, las condiciones de contorno y los parámetros de inicialización.

3.5.2.1. Modelado conceptual

El modelado conceptual es la tarea mediante la que se deciden cuáles son los objetivos del problema a resolver, analizando cuáles son los resultados que se pretenden obtener y qué precisión se considera necesaria.

Una vez conocido el problema a abordar, se deben plantear sus posibles simplificaciones. Por un lado, considerar si el problema es 2D o 3D, y, de ser tridimensional, evaluar la posibilidad de simplificarlo (2D) al considerar infinita una de sus dimensiones.

Por otro lado, se pueden considerar simetrías y periodicidades según el tipo de geometría a emplear. Asimismo, la consideración del flujo estacionario en lugar de transitorio también puede simplificar el problema, pero no siempre es realizable.

Se ha de plantear si los objetivos establecidos se pueden resolver en el tiempo exigido con los medios disponibles, para lo que se hace necesario estimar el coste computacional requerido.

Para resolver estas cuestiones, se vuelve obligatoriamente necesario apoyarse en la experiencia previa y en una extensa revisión bibliográfica, así como en otras herramientas de la mecánica de fluidos como medidas experimentales, correlaciones semi-empíricas o modelado analítico.

3.5.2.2. Geometría y dominio computacional

La geometría puede generarse tanto con el uso del propio programa STAR-CCM+ a través del módulo de 3D-CAD, o mediante la importación de la geometría realizado mediante otros programas CAD (*Computer Aided Design*).

Por otro lado, se requiere identificar y definir el dominio de cálculo, que vendrá altamente influenciado por las condiciones de contorno que se quieran imponer, ya que han de estar suficientemente lejos de la zona de interés para evitar su influencia sobre el flujo. Sin embargo, dado que un mayor dominio implica un mayor número de celdas y el consecuente incremento de coste computacional, se ha de llegar a un compromiso entre un tamaño de dominio suficientemente reducido pero que no perturbe el flujo alrededor de la geometría.

También es importante considerar que este dominio será distinto en forma y tamaño en función de si se trata de flujo externo, como el que se da en un perfil aerodinámico; o flujo interno, que se da en elementos de turbomaquinaria.

Para problemas de flujo externo alrededor de perfiles aerodinámicos, lo más común es hacer uso de dominios tipo C, tal y como se ve en la Figura 3.1.

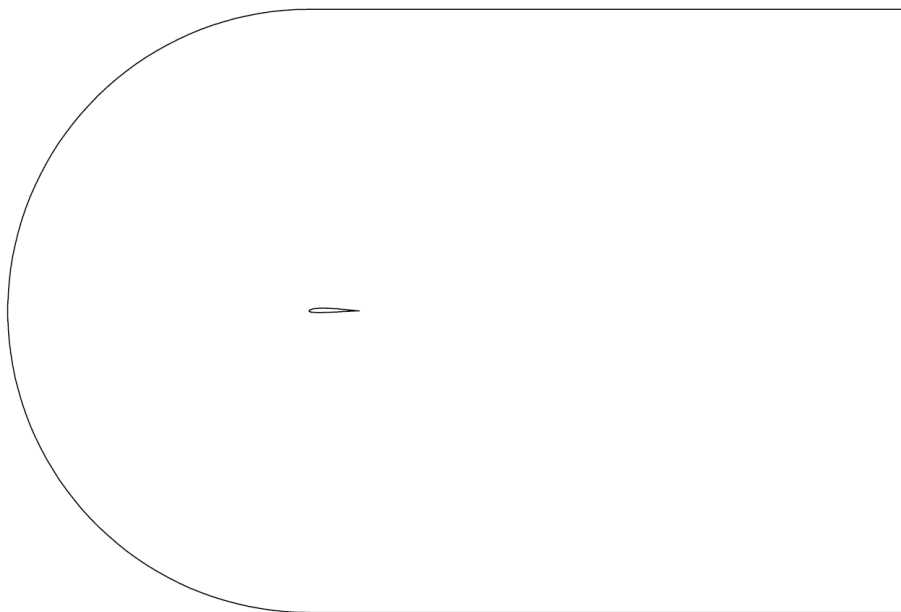


Figura 3.1: Dominio computacional tipo C alrededor de un perfil aerodinámico

3.5.2.3. Mallado

El mallado constituye uno de los aspectos más importantes del CFD, ya que es el responsable de determinar el coste computacional del cálculo numérico, la precisión de los cálculos, y el número de iteraciones que necesita el cálculo para converger, aspectos relacionados con la calidad de la malla.

La malla es la representación discretizada del dominio previamente definido. Las ecuaciones son resueltas según las celdas creadas en el mallado, de manera que en función del tipo de discretización, se resolverán las ecuaciones físicas definidas en el centro de cada celda (Volúmenes Finitos) o en los nodos de cada celda (Elementos Finitos).

Estructura

■ Elementos 2D

- *Triángulos*: estos elementos son muy versátiles y los más sencillos, y no presentan predisposición a tener una dirección concreta para el cálculo, lo que hace que sean idóneos para mallar superficies donde no se conoce la dirección de las líneas de corriente o donde la turbulencia es importante. Sin embargo, presentan el inconveniente de que se requiere un mayor número de elementos triangulares que de cualquier otro tipo, por su simplicidad.
- *Cuadrados*: estos elementos son fácilmente manejables en geometrías y dominios ortogonales, sin contornos complejos, irregulares o con ángulos pronunciados. Dado que sí que tienen una dirección preferente de cálculo, se emplean en los casos en los que se conoce la distribución de líneas de corriente en el flujo, o cuando se sabe la dirección preferente del flujo.
- *Polígonos*: los polígonos son también elementos altamente versátiles, igual de ventajosos que los triángulos, pero requiriendo menos elementos.

■ Elementos 3D

- *Tetraedros*: se trata de elementos que actúan como los triangulares en entornos bidimensionales, con las mismas características.
- *Hexaedros*: se trata de elementos que actúan como los cuadrados en entornos bidimensionales, con las mismas características.
- *Pirámides*: sirven como elementos de transición para realizar la unión entre tetraedros y hexaedros.
- *Prismas triangulares*: al igual que las pirámides, se emplean como elementos de transición o para resolver problemas de mallado en esquinas de geometrías con extrusiones.
- *Poliedros*: estos elementos presentan las ventajas y propiedades de los triángulos, pero requiriendo muchos menos elementos y manteniendo la fiabilidad de los resultados. Las celdas resultantes se deforman en menor grado y se adaptan a cualquier tipo de flujo.

Tipos de malla

■ Malla estructurada

La malla estructurada es aquella en la que se puede definir una conectividad regular entre los elementos, donde, además, los elementos empleados son regulares. La discretización resulta ser más sencilla, además de más precisa si el mallado está alineado con las líneas de corriente del flujo libre. El inconveniente es que para geometrías complejas, puede requerir que el dominio sea descompuesto en múltiples bloques más sencillos, o que directamente no se pueda realizar; y que el mallado ha de ser muy conducido por el usuario.

- **Malla no-estructurada**

La malla no-estructurada es generada por un algoritmo de mallado del propio programa, usando cualquier tipo de elementos, ya que los elementos no definen una conectividad regular entre ellos. Puede llegar a ser de mala calidad si no se presta atención.

Calidad de la malla

- **Densidad de malla**

Representa el número de elementos por unidad de área de la malla. La malla debe presentar una mayor densidad en las regiones con mayores gradientes, sin olvidar presentar unos valores de y^+ apropiados. Cerca de las superficies, los gradientes son más pronunciados, por lo que la malla deberá ser más densa. Sin embargo, una mayor densidad, a pesar de ofrecer una mayor precisión en los resultados, implica también un mayor coste computacional.

- **Asimetría** (*Skewness*)

El error de discretización del dominio aumentará cuanto más irregular sean las celdas de la malla empleada. El parámetro de *skewness* indica la deformación de los elementos de la malla. Se evalúa mediante la relación entre la forma geométrica del elemento y una forma de referencia que no presenta ningún tipo de deformación, de manera que cuanto mayor sea el valor de discordancia (mayor *skewness*), mayor será el error de discretización.

- **Ortogonalidad** Este parámetro representa la perpendicularidad de las líneas de las celdas en sus intersecciones. En este caso, cuanto mayor sea la ortogonalidad, menor será el error de discretización.

- **Transición** (*Smoothness*)

Cuando se subdivide el dominio en distintos dominios menores para poder aumentar la densidad de malla localmente, se ha de comprobar que los elementos contiguos no presenten una diferencia en tamaño superior al 20 %. De esta manera, se tendrá una mejor calidad por la suavidad de las transiciones entre zonas, evitando posibles divergencias debidas a problemas de discretización

- **Relación de aspecto** (*Aspect Ratio*)

Este parámetro representa el cociente entre el eje más largo y el más corto de un elemento, indicando la deformación del mismo. En el flujo un elemento no debería tener un *AR* mayor que 10 si está orientado en la dirección del flujo. En la capa límite se pueden aceptar valores de hasta 100, si el elemento está orientado en la dirección longitudinal del flujo.

Mallado de la capa límite

Tal y como se presentó en el Capítulo 2, la capa límite es el resultado del contacto entre un fluido en movimiento y una superficie, como resultado del esfuerzo cortante

debido a la viscosidad en la superficie. Esta capa resulta esencial en la resolución del flujo alrededor de perfiles, ya que es responsable de la formación de burbujas de separación laminar.

El comportamiento del flujo calculado con CFD en la capa límite depende altamente del mallado de la misma, por la gran interacción entre el flujo y la superficie. Es por ello que se requiere prestar especial atención al refinamiento de la malla en las zonas cercanas a la pared, donde los cambios en las propiedades fluidas son importantes. En STAR-CCM+, se le conoce como *Prism Layer Mesher* a la herramienta de mallado de la capa límite.

Para ello, se hace uso de la escala de pared: y^+ , definida en la ecuación 3.14, y que representa la distancia entre la capa límite y el centroide de la celda más cercana.

$$y^+ = \frac{y u_\tau}{\nu} \quad (3.14)$$

donde u_τ es la velocidad de fricción:

$$\begin{aligned} u_\tau &= \sqrt{\frac{\tau_w}{\rho}} \\ \tau_w &= \frac{1}{2} \rho U_\infty^2 c_f \\ c_f &= (2 \log_{10}(Re_x) - 0,65)^{-2,3} \quad Re_x < 10^9 \end{aligned}$$

Esta escala define los límites de las distintas leyes de pared: la capa viscosa o subcapa límite laminar, la capa *buffer* y la subcapa límite logarítmica. En la Figura 3.2 se pueden observar estas subcapas y la escala de pared en la que se encuentran.

Según el modelo de turbulencia elegido para realizar una resolución mediante RANS (definidos previamente en la Sección 3.3), se buscará un valor de escala de pared óptimo que proporcione fiabilidad en los resultados, tal y como se puede ver en la Tabla 3.1.

Modelo de turbulencia	Rango y^+
<i>Spalart-Allmaras</i>	$y^+ \simeq 1$ o $y^+ \geq 30$
$k - \omega$ <i>SST</i>	$y^+ \simeq 1$
$k - \varepsilon$	$y^+ \simeq 1$, al menos $y^+ < 5$ o $y^+ \geq 30$

Tabla 3.1: Valores de escala óptimos según el modelo de turbulencia

3.5.2.4. Propiedades del fluido

Antes de iniciar el cálculo para resolver la caracterización del campo fluido, se han de establecer los modelos y las propiedades que van a definirlo.

Se ha de concretar tanto el tipo de fluido con el que se está operando: gas, líquido, elemento multifásico, etc. Por otro lado, el tipo de flujo: segregado o acoplado. También

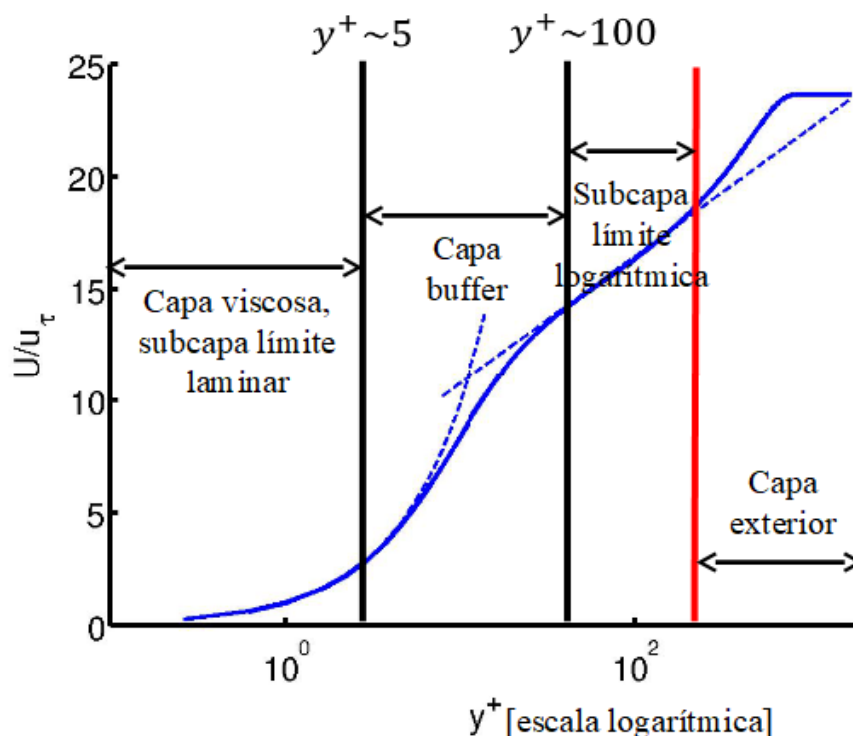


Figura 3.2: Ley de pared

ha de establecerse el tipo de espacio en el que se está trabajando: modelo bidimensional, tridimensional o axisimétrico.

Se debe asimismo establecer si el fluido se puede considerar incompresible (números de Mach inferiores a 0,3), o si por el contrario se ha de especificar alguna ecuación de estado que lo pueda definir (gas ideal, gas perfecto, etc.).

También cabe considerar en términos de dependencia del tiempo, si el flujo es estacionario, o si por el contrario es no-estacionario. Esto vendrá condicionado por el tipo de tratamiento de la viscosidad que se haga, pudiendo establecer el flujo como no-viscoso, laminar o turbulento. En base a esto, se deberán elegir los modelos de turbulencia para poder realizar la resolución tipo RANS (en caso de haber especificado flujo turbulento), presentados en la Sección 3.3.

Finalmente, se deben establecer los valores de las propiedades del fluido, como la viscosidad, densidad o conductividad del mismo.

3.5.2.5. Condiciones de contorno

Las condiciones de contorno son las propiedades que se dan en las regiones limítrofes del dominio. A partir de ellas se obtiene la caracterización del fluido en el dominio, calculando el campo de propiedades que definen la solución del problema. Previo a la realización del cálculo, han de ser definidas.

Las condiciones de contorno más típicas que STAR-CCM+ permite establecer son:

- **Mass flow inlet:** se impone el gasto másico, la dirección de la velocidad, la temperatura y las variables turbulentas. Se extrapola la presión.
- **Velocity inlet:** cuando el flujo es incompresible, la condición de *mass flow inlet* es igual que la de *velocity inlet*. En lugar de imponer el gasto másico, se impone la velocidad del flujo libre.
- **Stagnation inlet:** se impone la presión de parada, la dirección de la velocidad, la temperatura de parada y las variables turbulentas. Se extrapola, en flujo subsónico, la presión estática y la temperatura.
- **Pressure outlet:** sólo se impone la presión y las variables turbulentas, y se extrapolan del interior el resto de variables.
- **Free stream:** esta condición se emplea para modelar corriente libre lejos de la geometría de estudio. Se imponen las características del flujo no-perturbado.
- **Wall:** para flujos viscosos, la velocidad tangencial a la pared es nula (condición de no-deslizamiento). Se pueden imponer también otras propiedades como ser adiabáticas, o que cedan un flujo de calor constante.
- **Symmetry plane:** esta condición impone que la velocidad normal al plano sea nula. Reduce el dominio a modelar a la mitad, ya que se incluye un plano de simetría.

3.5.3. Cálculo y resolución

3.5.3.1. Modelos físicos

El comportamiento de un fluido viene gobernado por las ecuaciones de Navier-Stokes, obtenidas a partir de los principios físicos de conservación de la masa, la segunda ley de Newton y el primer principio de la termodinámica. A partir de estos principios, se desarrollan las ecuaciones de la mecánica de fluidos aplicadas para la resolución del problema.

Ecuación de continuidad

La Ecuación 3.15 es la forma conservativa de la ecuación de continuidad o ecuación de conservación de la masa, considerando nulo el término fuente por estar tratando con fluidos monofásicos que no presentan reacciones químicas dentro del volumen de control considerado.

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \mathbf{u}) = 0 \quad (3.15)$$

Ecuación de conservación de cantidad de movimiento

La Ecuación 3.16 es la forma conservativa de la ecuación de conservación de cantidad de movimiento. Se deriva del principio físico de la segunda ley de Newton, ya que esta postula que la resultante de todas las fuerzas externas que actúan sobre un volumen de control equivale a la variación de cantidad de movimiento de la masa dentro del volumen de control y del flujo que atraviesa el dominio de dicho volumen.

$$\frac{\partial(\rho \mathbf{u})}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \mathbf{u} \otimes \mathbf{u}) = -\nabla p + \nabla \boldsymbol{\tau} + \rho \mathbf{g} + \mathbf{F} \quad (3.16)$$

En esta ecuación, $\boldsymbol{\tau}$ es el tensor de tensiones, definido tal y como se muestra en la Ecuación 3.17; $\rho \mathbf{g}$ es la fuerza gravitacional; y \mathbf{F} representa las fuerzas externas.

$$\boldsymbol{\tau} = \mu \left[(\nabla \mathbf{u} + (\nabla \mathbf{u})^T) - \frac{2}{3} \nabla \cdot \mathbf{u} I \right] \quad (3.17)$$

donde μ es la viscosidad dinámica e I es el tensor unidad.

Ecuación de conservación de la energía

La Ecuación 3.18 es la forma conservativa de la ecuación de conservación de la energía. Se deriva del principio físico de la primera ley de la termodinámica, que establece que en un volumen de control la variación de calor menos la del trabajo es igual a la variación de la energía del fluido dentro del volumen de control y del flujo que atraviesa el dominio de dicho volumen.

$$\frac{\partial(\rho e)}{\partial t} + \rho \mathbf{u} \nabla e = -\nabla \cdot \mathbf{Q} - p \nabla \cdot \mathbf{u} + \boldsymbol{\tau} \nabla \cdot \mathbf{u} + \rho \dot{Q} \quad (3.18)$$

Esta ecuación también se puede expresar en términos de energía total ($e + u^2/2$), entalpía (h) o entalpía total ($h + u^2/2$).

3.5.3.2. Modelos numéricos

Las ecuaciones que definen el comportamiento del flujo no se resuelven de manera analítica, sino que se han de discretizar y resolver de manera iterativa mediante modelos numéricos.

Existen diversos métodos para discretizar las ecuaciones diferenciales de transporte de manera que se consiga resolver el flujo de una manera aproximada, con un pequeño error de cálculo numérico. Entre los métodos más conocidos está el de Elementos Finitos, Diferencias Finitas y Volúmenes Finitos.

En mecánica de fluidos computacional, el método de Volúmenes Finitos (*FVM - Finite Volume Method*) es el más empleado, ya que su formulación es naturalmente conservativa: no hay pérdida de masa, cantidad de movimiento o energía tras discretizar las ecuaciones (el flujo que sale de una celda entra en otra, o sale del dominio). Plantea las ecuaciones de conservación de forma débil o integral en volúmenes de control definidos por cada elemento de la malla, lo cual reduce los requisitos de suavidad del sistema. De esta manera, se resuelven un sistema con tantas ecuaciones como elementos tenga la malla, en el que se relacionan los valores de las propiedades en las caras de la celda con las de su centroide y las de las celdas adyacentes.

Habitualmente, se emplean para la resolución de estas ecuaciones discretizadas *solvers* lineales que realizan iteraciones hasta que se alcanzan unos ciertos criterios de convergencia definidos por la tolerancia y precisión buscadas.

Se ha de considerar además no solo la discretización en espacio, que vendría dada por el caso estacionario, sino también en tiempo de tener que simular condiciones transitorias. En este caso, se ha de realizar una discretización temporal con incrementos de tiempo Δt , ya sea de manera explícita, considerando sólo las soluciones de la celda de los instantes anteriores, o implícita, que emplea las soluciones de los instantes anteriores de esa misma celda y la de sus adyacentes.

3.5.4. Post-proceso

El post-proceso lo componen el conjunto de herramientas que permiten analizar y visualizar los resultados obtenidos tras el cálculo CFD. Estas herramientas incluyen desde la obtención de valores numéricos de fuerzas, integrales o promedios a través de monitores que se actualizan con la evolución temporal de la solución o mediante gráficas, hasta la visualización directa de la solución mediante escenas de la geometría o malla, de contornos de campos escalares o distribuciones vectoriales.

La tarea de post-procesado incluye también la evaluación de los resultados en términos de convergencia y de validación. Es decir, se ha de asegurar que las soluciones obtenidas por el cálculo son fiables y válidas, y que no dependen de la configuración concreta o de la discretización del caso:

Para ello se hace necesario realizar estudios de independencia de malla y dominio, así como de estudios de sensibilidad y validación mediante estudios experimentales o resultados numéricos de mayor calidad (DNS o LES).

3.5.4.1. Convergencia

La convergencia de la solución es la capacidad de llegar a dicha solución con un reducido error numérico. Se deben establecer unos criterios para poder considerar que se ha alcanzado la convergencia.

Residuales

Los residuales son uno de los indicadores de convergencia para problemas iterativos, ya que cuantifica el error numérico de la resolución del sistema de ecuaciones planteado.

Estos residuales deberán ser inferiores a un valor puesto como criterio para asegurar la convergencia, o en su defecto, permanecer constantes, lo que implicaría que la solución no está cambiando con el paso de iteraciones.

Monitores

Además del control del valor de los residuales, también es necesario controlar otros parámetros físicos de interés o balances para comprobar la convergencia de la solución.

Por un lado, se ha de comprobar que los parámetros relevantes que definen el comportamiento de los fenómenos físicos que ocurren en el problema se mantengan constantes, lo que implicaría la estabilización de la solución. Estos parámetros podrían ser, por ejemplo, la sustentación o la resistencia aerodinámica

Por otro lado, dado que el cálculo CFD consiste en la resolución de ecuaciones conservativas, resulta de interés comprobar que, de hecho, la solución preserve la conservación de estas variables. Para ello, se pueden calcular y monitorizar balances de masa, cantidad de movimiento o energía, con tal de comprobar que las ecuaciones se cumplen. Estos monitores no serán nunca nulos, pero cuanto más se aproximen a 0, más cerca se estará de la convergencia de la solución.

3.5.4.2. Independencia de malla

La malla es esencial en el cálculo CFD, y presenta la necesidad de encontrar el compromiso entre un bajo error de discretización y el coste computacional.

La idea principal es iniciar los cálculos con una malla gruesa (tamaño base de los elementos elevado) e ir aumentando el número de celdas hasta alcanzar la independencia de malla. En cada paso sucesivo se debería incrementar al menos 1,5 veces el número de elementos en cada dirección.

Para alcanzar la independencia de malla, se deberán comprobar y comparar las variables locales y globales de interés del problema, de manera que se asegure que entre dos mallas sucesivas, estos resultados no varíen más de un porcentaje establecido como criterio. En ese caso, se considera que se ha alcanzado la independencia de malla.

3.5.4.3. Independencia de dominio

De manera similar a la independencia de malla, el dominio puede afectar a la resolución del flujo, debido a que las condiciones de contorno pueden estar demasiado

cerca de la zona de estudio. Se requiere también, por lo tanto, un compromiso entre el tamaño del dominio (en el que cuanto mayor sea, más elementos se requerirá), y el coste computacional.

Por ello, se empezaría a realizar los cálculos con un dominio reducido y se aumentarían sus dimensiones hasta lograr que la variación de los resultados de las variables de interés no supere el criterio establecido. De esta manera, se alcanzará la independencia de dominio.

3.5.4.4. Análisis de sensibilidad

En caso de tener incertidumbre sobre algún dato introducido en la configuración del cálculo (condiciones de contorno, dominio, propiedades del material o del fluido, variables turbulentas) hay que evaluar la sensibilidad de la solución obtenida al valor establecido arbitrariamente del dato.

En caso de que el resultado no se vea afectado por la modificación de la variable, con una estimación de su valor es suficiente. Sin embargo, en caso de que la sensibilidad a la variación de dicha variable sea elevada, se requeriría obtener ese valor con una mayor precisión, o asumir la incertidumbre de la solución.

3.5.4.5. Validación

La validación del modelo es la comprobación de que el resultado representa fielmente la realidad. Esta comprobación se hace necesaria ya que, aunque el caso presente un bajo error numérico, es decir, que el caso haya convergido, la incertidumbre que se pueda tener en los datos introducidos para configurar el cálculo y el modelo físico puede hacer que no represente adecuadamente el comportamiento real del flujo.

Por esto mismo, se requiere la validación del modelo con el uso de técnicas experimentales o cálculos numéricos de mayor calidad (DNS o LES). La comparación de estos cálculos proporcionará un criterio para confirmar si la predicción RANS realizada es buena, o si por el contrario, no lo es, implicando la búsqueda del origen de las diferencias.

Capítulo 4

Estudio numérico

4.1. Introducción

En el presente capítulo se presentan los cálculos realizados para el estudio de la formación de la burbuja de separación laminar y la influencia que la geometría y los modelos de turbulencia tienen en la misma. Se emplea para ello el perfil SD7003 y su variación geométrica, así como el perfil de las maquetas escaneadas. En cuanto a los modelos de turbulencia, se compararán el *Standard Spalart-Allmaras*, el $k - \omega SST$ y el *Realizable $k - \varepsilon$* .

Primero, se exponen las distintas geometrías empleadas en los cálculos. A continuación, se presentan los resultados obtenidos mediante el uso del *software* XFLR5, que dado que es una herramienta creada para la resolución de flujo a bajo número de Reynolds, y estar validada para este tipo de problemas, se considerará como el resultado más próximo al ideal. Posteriormente, se expondrán los resultados obtenidos con STAR-CCM+ mediante cálculo CFD. Finalmente, se comparará el efecto que la ligera modificación geométrica y la variación de modelo turbulento tienen sobre la distribución de presión, fricción, sustentación y resistencia aerodinámica, así como en la formación de la burbuja.

4.2. Descripción de las geometrías empleadas

El objetivo del presente estudio es caracterizar las actuaciones aerodinámicas del perfil SD7003 a bajo número de Reynolds. Concretamente, se busca evaluar la capacidad de predecir y medir la formación de LSB sobre dicho perfil a un $Re = 6 \cdot 10^4$.

Tal y como se presentó en los antecedentes del trabajo, la variación de la geometría puede afectar en la formación y efecto de las burbujas de separación laminar. Esta variación geométrica viene dada por los procesos de fabricación usados para la creación de la maqueta, cuyo objetivo es emplearla para la realización de estudios

experimentales.

Se ha llevado a cabo la fabricación de la maqueta mediante una impresora 3D derivada de una Prusa i3, por lo que estas variaciones geométricas vendrán determinadas por la precisión y tolerancias de la misma. En estos términos, esta impresora está calibrada para imprimir con un tamaño de capa de entre $50\ \mu\text{m}$ y $300\ \mu\text{m}$. La incertidumbre de posicionamiento del cabezal de impresión en impresiones lentas puede llegar a ser del orden de $10\ \mu\text{m}$ en el plano de las capas y menor de $5\ \mu\text{m}$ en el perpendicular a la capa. En impresiones rápidas, se queda en alrededor de $50\ \mu\text{m}$ en el plano y $5\ \mu\text{m}$ en perpendicular al mismo. En cuanto al plástico extruído, el ancho de extrusión mínimo utilizable es de $420\ \mu\text{m}$, con unos $10\ \mu\text{m}$ de oscilación tanto en el plano como en la dirección perpendicular. El radio de curvatura mínimo que se puede obtener en el plano es de $210\ \mu\text{m}$. El volumen de impresión es un prisma de $190\ \text{mm}$ por $200\ \text{mm}$ en capa y $190\ \text{mm}$ en altura. Debido al posicionamiento de la primera capa, la oscilación debida a la extrusión del filamento y a la expansión y contracción térmica, la altura final de las maquetas tienen una tolerancia de $100\ \mu\text{m}$.

De esta manera, al imprimir el perfil teórico SD7003, que será denominado SD7003-Original, se obtiene un perfil con una rugosidad superficial y un borde de fuga distinto. Se pueden obtener asimismo los puntos que definen la geometría del perfil con el uso de un escáner óptico, concretamente el escáner de una impresora multifunción Brother DCP-J572DW con una resolución óptica de 1200 ppp (píxel por pulgada). La imagen escaneada resultante ha sido procesada mediante un código de Matlab que busca la silueta del perfil y obtiene los puntos de la curva que lo forman. Este código fue desarrollado por Andrés Cremades Botella para su Trabajo de Fin de Máster [5]. Este proceso de escaneo y lectura de perfil también introducirá un error adicional, que no será considerado en los cálculos. La geometría escaneada obtenida se le denominará SD7003-Fabricado 1. La comparación entre ambas geometrías se puede ver en la Figura 1.2.

Dado que la impresión del perfil SD7003-Fabricado 1 implica que el borde de ataque tenga un espesor superior al del perfil SD7003-Original, se plantea una variación geométrica tal que el espesor del borde de fuga quede ya definido y la impresora sea capaz de fabricar la maqueta de manera más fiel. Este espesor es de $9\ \mu\text{m}$, y el espesor del perfil a lo largo de la cuerda aumenta linealmente desde el borde de ataque hasta el borde de fuga. En la Figura 1.1 se puede apreciar la diferencia. A esta nueva geometría se la denominará SD7003-Modificado.

Asimismo, de la misma manera que el perfil SD7003-Original ha sido impreso para obtener el perfil SD7003-Fabricado 1, se obtienen las coordenadas de la maqueta imprimida basada en el perfil SD7003-Modificado, que se denominará SD7003-Fabricado 2. En la Figura 1.3 se pueden comparar las diferencias de ambas geometrías.

Finalmente, en la Tabla 4.1 se puede encontrar un resumen de los nombres que se van a emplear para denominar a las distintas geometrías, en función de si se trata de la geometría teórica o fabricada mediante impresión 3D, y de si se trata de las coordenadas originales del perfil SD7003 o de las modificadas.

Estas geometrías se emplean para la realización de los cálculos de las próximas secciones, tanto mediante XFLR5 como con el uso de STAR-CCM+.

4.3. Cálculo mediante XFLR5

En primer lugar, se han realizado los cálculos empleando el *software* XFLR5 mediante el uso de la herramienta de Análisis Directo. El estudio se ha realizado en condiciones de transición libre calculada mediante el método e^N basado en la teoría de estabilidad linealizada (LST). En la Tabla 4.2 se pueden ver los parámetros establecidos en la configuración del caso.

Reynolds	$6 \cdot 10^4$ [-]
Cuerda	1 m
Densidad	$1,225 \text{ kg m}^{-3}$
Viscosidad	$1,8 \cdot 10^{-5} \text{ kg m}^{-1} \text{ s}^{-1}$
Presión	101325 Pa
Temperatura	288 K
Mach	0 [-]
N_{Crit}	9 [-]

Tabla 4.2: Datos de la configuración del caso

Los resultados obtenidos mediante el cálculo en XFLR5 se tomarán como referencia a la hora de realizar los posteriores estudios CFD, ya que la resolución del flujo bidimensional estacionario e incompresible con números de Reynolds desde bajos a altos alrededor de perfiles aerodinámicos es extraordinariamente precisa mediante métodos de paneles con corrección de capa límite interactiva. Cabe destacar, además, que como XFLR5 está basado en XFOIL, se usarán estos términos indistintamente.

Se han calculado sobre las distintas geometrías propuestas normalizadas la distribución de los coeficientes de presión y fricción sobre el perfil (Figuras 4.1, 4.2, 4.3 y 4.4), así como los coeficientes de sustentación, resistencia aerodinámica y eficiencia aerodinámica para un rango de ángulos de ataque entre -5° y 15° (Figuras 4.5, 4.6 y 4.7).

Para la representación de las distribuciones de presión y fricción, se han elegido los ángulos de ataque de 0° , 4° , 6° y 8° , ya que son los más empleados en la bibliografía,

SD7003	Geometría teórica	Geometría fabricada
Perfil sin modificar	SD7003-Original	SD7003-Fabricado 1
Perfil modificado	SD7003-Modificado	SD7003-Fabricado 2

Tabla 4.1: Denominación de las distintas geometrías basadas en el perfil SD7003

además de ser representativos de la aparición del fenómeno, sin llegar a condiciones de entrada en pérdida.

Lo que primero se puede observar es la aparición de discontinuidades en las distribuciones de coeficientes de presión (Fig. 4.1). Estas discontinuidades son debidas a la aparición de una burbuja de separación laminar en el extradós. Cuanto mayor es la incidencia respecto de la corriente, la burbuja se forma a menores distancias respecto del borde de ataque. Esto muestra que la burbuja se forma en el borde de fuga y se desplaza aguas arriba del perfil con el aumento de ángulo de ataque.

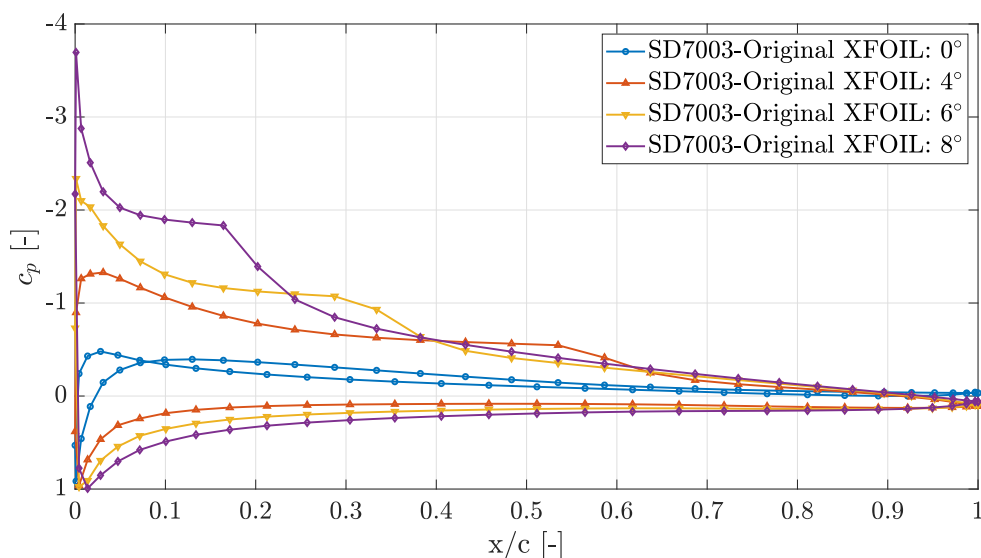


Figura 4.1: Distribución de coeficiente de presión del perfil SD7003-Original mediante XFOIL

La LSB aparece a muy bajos ángulos de ataque. A pesar de que no se aprecie claramente, a 1° se puede apreciar la formación de la LSB en el 95% de la cuerda. Esto implica que su influencia se extiende en todo el rango de operación del perfil aerodinámico, y que prácticamente no se puede evitar su aparición salvo a α nulos.

La Figura 4.2 muestra la distribución de c_p para las distintas geometrías empleadas en el estudio a $\alpha = 4^\circ$. Se puede destacar que varía ligeramente tanto el pico de succión como el punto en el que se produce la separación laminar, así como la readherencia del flujo en régimen turbulento. Esto último implica una variación en las características de la LSB influida por la geometría. Sin embargo, a partir de la distribución de c_p no se pueden estimar las dimensiones de la burbuja, ya que aunque la zona de transición se identifica a simple vista, los puntos exactos de separación y readherencia son más difusos. Aun así, se puede analizar la influencia de la geometría en el pico de succión. Tomando un $\alpha = 4^\circ$, en la Tabla 4.3 se especifican los valores del pico de succión.

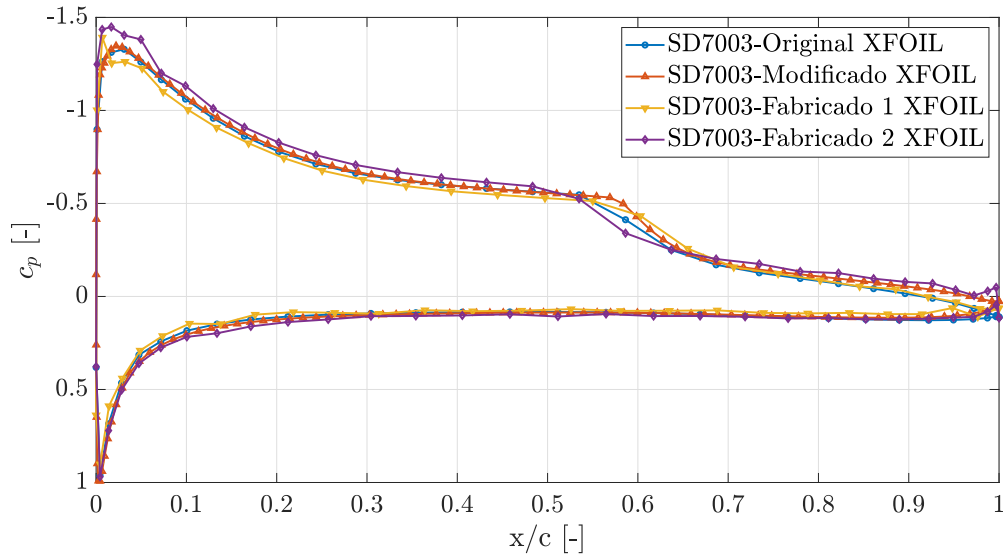


Figura 4.2: Distribución de coeficiente de presión del perfil SD7003 a 4° mediante XFOIL

SD7003	x/c [-]	Error %	Cp succión [-]	Error %
Original	0,0311	-	-1,3287	-
Modificado	0,0221	-28,94 %	-1,3466	1,35 %
Fabricado 1	0,0069	-77,81 %	-1,3920	4,76 %
Fabricado 2	0,0168	-45,98 %	-1,4486	9,02 %

Tabla 4.3: Características del pico de succión a $\alpha = 4^\circ$

En cuanto al pico de succión, el que mayor proximidad presenta respecto al valor de c_p de SD7003-Original es el perfil SD7003-Modificado. Las geometrías obtenidas de la maqueta presentan una mayor variación, posiblemente debida a los pequeños defectos superficiales causados por el proceso de impresión que modifican el espesor y geometría del cuerpo, provocando un comportamiento distinto del flujo en el borde de ataque por la necesidad de unas mayores fuerzas para curvar las líneas de corriente alrededor del mismo. Sin embargo, no resulta una diferencia considerable en términos de c_p . Por otro lado, en donde sí que se aprecia una mayor diferencia es en el adelantamiento hacia el borde de ataque del pico, siendo en el perfil SD7003-Fabricado 1 en el que más acusado resulta.

Dado que XFLR5 sólo es capaz de resolver el flujo cerca de la pared, no es capaz de representar el fenómeno de recirculación, ni, por lo tanto, de estimar las características (punto de separación y readherencia, longitud y altura de la burbuja, etc.) con el uso de contornos de velocidad. Sin embargo, sí presenta los valores del coeficiente de fricción a lo largo de la cuerda. Este parámetro c_f , se vuelve negativo cuando sucede el fenómeno de separación laminar de capa límite, y vuelve a ser positivo tras el punto de readherencia. Esto es un claro indicador de que sobre el perfil hay flujo reverso, por

lo que, en última instancia, representa claramente la formación de la LSB.

En la Figura 4.3 se observa, para distintos ángulos de ataque, el c_f tanto en el intradós como en el extradós. En la Figura 4.4 se observan para un $\alpha = 4^\circ$, las distribuciones de coeficiente de fricción para las distintas geometrías. Por otro lado, en la Tabla 4.4 se detallan los puntos en los que sucede el fenómeno de formación de la LSB, extraídos del coeficiente de fricción según si éste era positivo o negativo de los datos de esta última Figura.

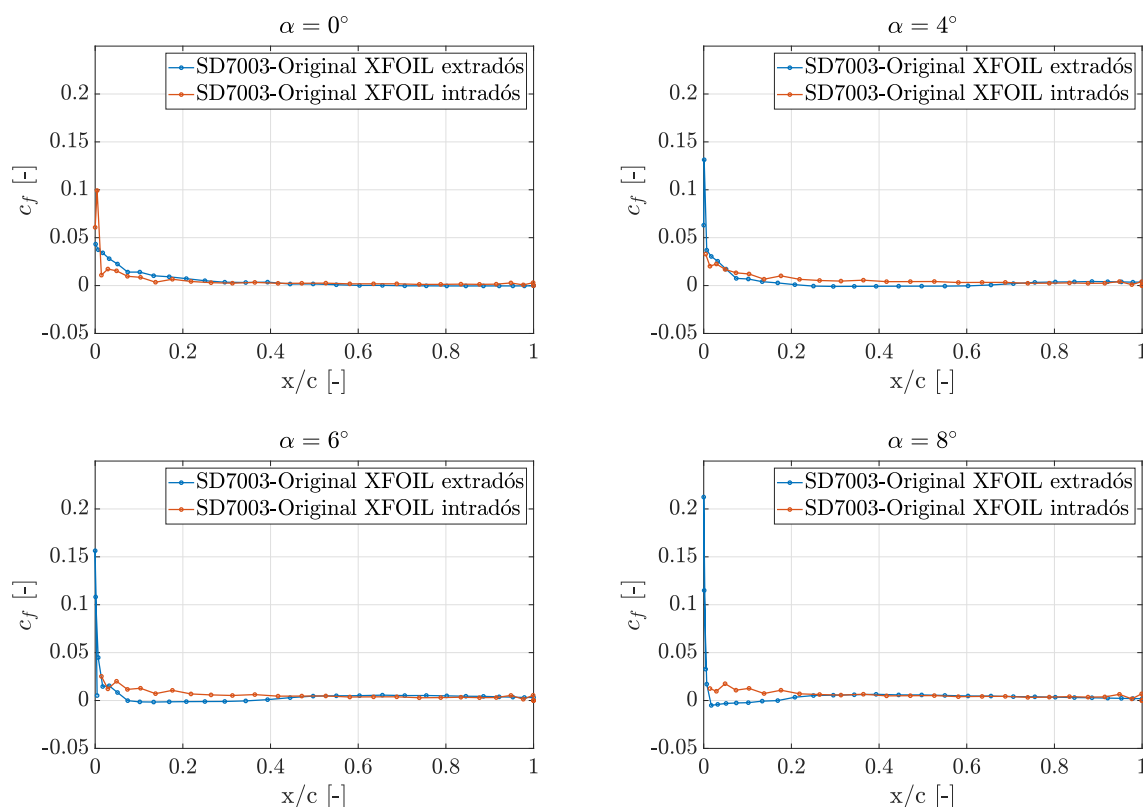


Figura 4.3: Distribución de coeficiente de fricción del perfil SD7003-Original mediante XFOIL

SD7003	x/c [-] Separación laminar	Error %	x/c [-] Readherencia turbulenta	Error %	Longitud burbuja [-]	Error %
Original	0,2434	-	0,5863	-	0,3429	-
Modificado	0,2327	-4,39 %	0,6133	4,61 %	0,3806	10,99 %
Fabricado 1	0,2503	2,84 %	0,6030	2,84 %	0,3527	2,85 %
Fabricado 2	0,2434	0,00 %	0,5349	-8,77 %	0,2915	-15,00 %

Tabla 4.4: Características de la LSB deducidas de la distribución de c_f obtenida mediante XFLR5 a $\alpha = 4^\circ$

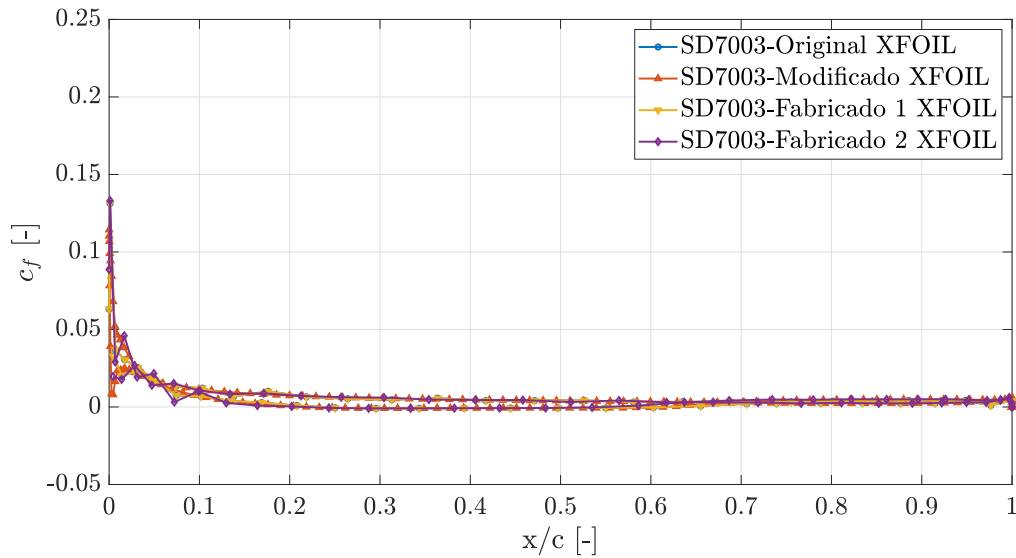


Figura 4.4: Distribución de coeficiente de fricción del perfil SD7003 a 4° mediante XFOIL

La burbuja de separación laminar se forma alrededor de un cuarto de la cuerda, y tiene una longitud de aproximadamente un 35% de la cuerda. Se observa que el perfil SD7003-Fabricado 2 coincide con el punto de separación laminar del SD7003-Original, aunque es el que más adelanta el proceso de transición y readherencia. De hecho, esto ya se podía prever en la Figura 4.2, sonde esta geometría presenta una recuperación de presión más adelantada que los demás perfiles. Por esto mismo, es la geometría que mayor diferencia presenta en términos de longitud de burbuja.

Por otro lado, el perfil SD7003-Modificado adelanta el punto de separación laminar, mientras que el SD7003-Fabricado 1 lo retrasa. Ambas geometrías presentan, aun así, muy pequeña diferencia respecto del SD7003-Original. En cuanto al punto de readherencia turbulenta, los dos retrasan el fenómeno, aunque de manera tampoco demasiado acusada. Donde sí se observa la diferencia es en la longitud de burbuja, que claramente el perfil SD7003-Fabricado 1 es el que más se aproxima.

Resulta interesante relacionar estas diferencias con el comportamiento aerodinámico de cada perfil, en términos de sustentación y resistencia aerodinámica, así como de su eficiencia. Las Figura 4.5 representa la polar de cada geometría, la Figura 4.6 muestra el coeficiente de sustentación frente al de resistencia, y la Figura 4.7 presenta la eficiencia aerodinámica de las mismas.

Lo primero que se puede observar de la polar de las geometrías es que no presenta linealidad en el rango entre -5° y 9° . Posterior a aproximadamente 9° inicia la entrada en pérdida del perfil. Dado que a ángulos de ataque negativos también se produce el fenómeno de la LSB, se puede concluir que este comportamiento es debido al efecto que tiene la formación de la burbuja, generando una pequeña variación de sustentación en cuanto α se aleja de 0° . Concretamente, el incremento se produce entre 1 y 2° ,

concordando con la formación de la burbuja en el borde de fuga. La LSB actúa en esta zona influyendo en las fuerzas sobre el perfil. Al estar a un ángulo de ataque relativamente pequeño, la mayor contribución será a la sustentación, pero a medida que α aumente, estas fuerzas contribuirán también al aumento de resistencia aerodinámica, con la consecuente pérdida de eficiencia aerodinámica. De hecho, en el momento en el que la polar se vuelve lineal de nuevo, aparece un repentino incremento de resistencia.

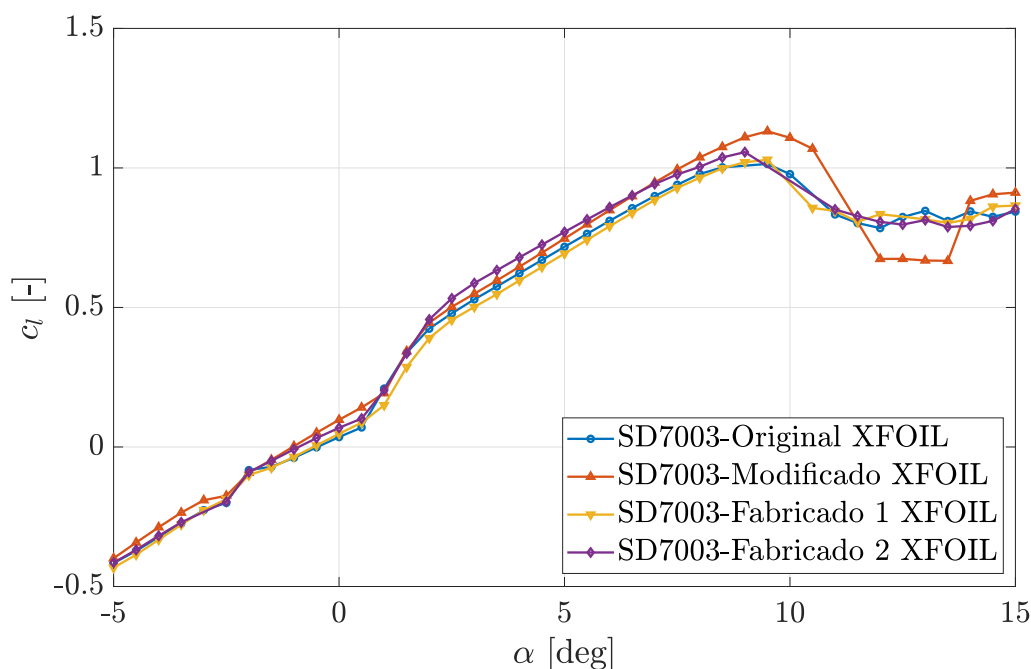


Figura 4.5: Polar del perfil SD7003 mediante XFOIL

Por otro lado, se observa que SD7003-Modificado es el que mayor diferencias muestra para ángulos próximos a la entrada en pérdida, alcanzando valores mayores de $c_{l,max}$ en comparación con las demás geometrías. La Tabla 4.5 muestra distintas características de la polar (c_l máximo y pendiente $c_{l,\alpha}$), así como la eficiencia máxima obtenida para cada geometría. Se puede ver claramente que el perfil SD7003-Modificado presenta un 11,54% más de $c_{l,max}$, sin tampoco modificar sustancialmente el resto de parámetros.

Tomando el rango de 2° a 9° , se han obtenido las pendientes de las distintas geometrías (Tabla 4.5). Por un lado se puede destacar que los perfiles SD7003-Modificado y SD7003-Fabricado 2 son los que mayor sustentación presentan (las curvas de la polar tienen valores mayores). En cuanto a pendientes, la diferencia es bastante pequeña, siendo el perfil SD7003-Fabricado 1 el que mejor se ajusta.

La Tabla 4.6 muestra los valores de sustentación y resistencia aerodinámica para $\alpha = 4^\circ$ en las distintas geometrías empleadas. En este punto, se observa que la mayor variación de c_l la presenta el SD7003-Fabricado 2. Sin embargo, la resistencia aerodinámica es prácticamente la misma para todos los perfiles. Por lo tanto se deduce que la geometría afecta sobre todo a la sustentación. Curiosamente, cabe destacar que las geometrías de las maquetas, aun pudiendo esperarse que por sus irregularidades su-

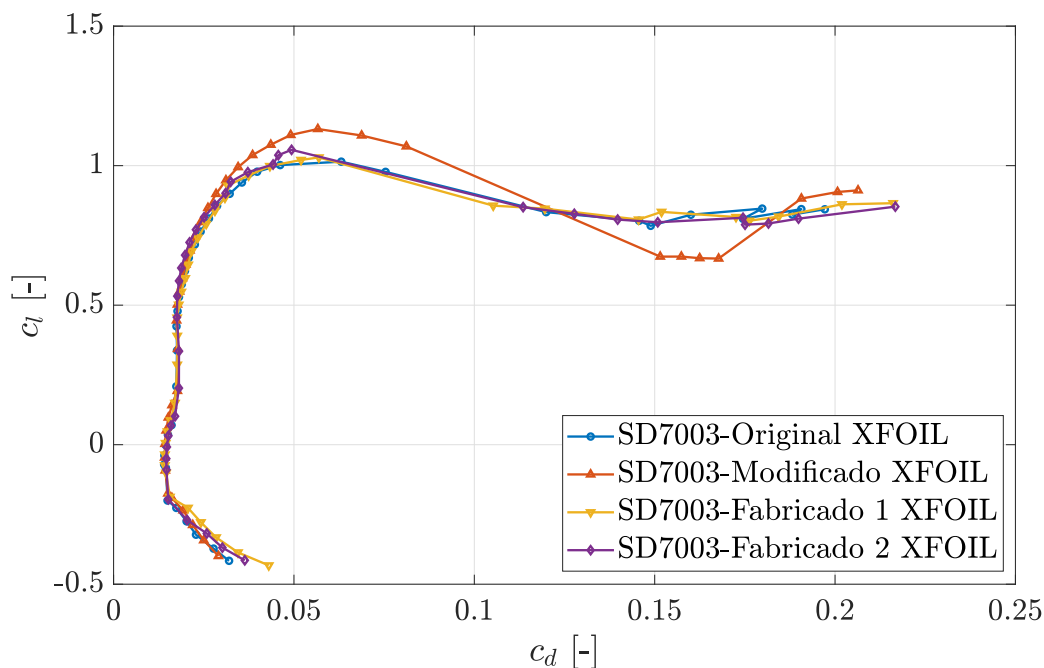


Figura 4.6: Sustentación frente a resistencia aerodinámica del perfil SD7003 mediante XFOIL

SD7003	c_l max [-]	Error %	$c_{l,\alpha}$ [°]	Error %	EA max [-]	Error %
Original	1.0143	-	0,0906	-	32,13	-
Modificado	1,1313	11,54 %	0,0946	4,42 %	33,13	3,12 %
Fabricado 1	1,0294	1,49 %	0,0887	-2,10 %	32,08	-0,14 %
Fabricado 2	1,0567	4,18 %	0,0851	-6,07 %	34,43	7,17 %

Tabla 4.5: Comparativa de características aerodinámicas para las distintas geometrías

perfiles presentasen una mayor resistencia, presentan el mismo c_d que la geometría original.

SD7003	c_l [-]	Error %	c_d [-]	Error %
Original	0,6226	-	0,0198	-
Modificado	0,6458	3,73 %	0,0200	1,01 %
Fabricado 1	0,5966	-4,18 %	0,0198	0,00 %
Fabricado 2	0,6793	9,11 %	0,0198	0,00 %

Tabla 4.6: Valores de c_l y c_d a $\alpha = 4^\circ$ para distintas geometrías con XFLR5

Finalmente, puede analizarse la eficiencia aerodinámica de los perfiles, representada en la Figura 4.7. Se observa la eficiencia máxima está en torno a 4° - 5° . Estos ángulos son poco después del punto en el que empieza a producirse el repentino incremento de resistencia debido a la aparición de la LSB. Los perfiles SD7003-Modificado y

SD7003-Fabricado 2 son los que mayor EA presentan, debido a su mayor coeficiente de sustentación.

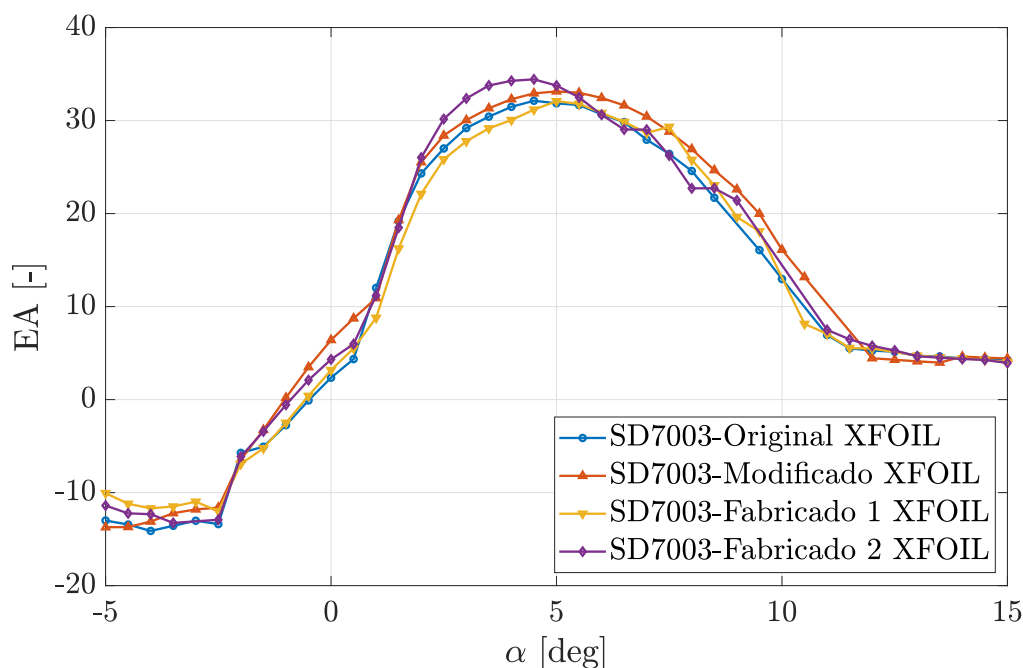


Figura 4.7: Eficiencia aerodinámica del perfil SD7003 mediante XFOIL

Todos los aspectos tratados tienen como objetivo determinar cuál es la mejor opción a la hora de prever las características aerodinámicas y de formación de la LSB sobre el perfil SD7003 al fabricar una maqueta del mismo. Entre las características tratadas, están las debidas al coeficiente de presión, las debidas al coeficiente de fricción relacionadas directamente con las dimensiones de la LSB, y las aerodinámicas. En función del error de cada geometría respecto a SD7003-Original, se puede establecer qué maqueta (SD7003-Fabricado 1 o SD7003-Fabricado 2) representará mejor los fenómenos. En la Tabla 4.7 se muestran para cada geometría (Modificado, Fabricado 1 y Fabricado 2) el orden en el que mejor se ajustan a los valores obtenidos por el perfil teórico, siendo 1 el que mejor, y 3 el que peor.

SD7003	Características c_p		Características LSB (c_f)		
	x/c succión	c_p succión	x/c separación laminar	x/c readherencia turbulenta	Longitud LSB
Modificado	1	1	3	2	2
Fabricado 1	3	2	2	1	1
Fabricado 2	2	3	1	3	3

SD7003	Características polar				
	c_l máx.	$c_{l,\alpha}$	EA máx.	c_l a 4°	c_d a 4°
Modificado	3	2	2	1	2
Fabricado 1	1	1	1	2	1
Fabricado 2	2	3	3	3	1

Tabla 4.7: Comparativa de qué geometría representa mejor los fenómeno que ocurren en SD7003-Original

En la Tabla 4.8 se puede apreciar el recuento resultante de la comparativa de geometrías. Del mismo se puede concluir que el perfil SD7003-Fabricado 1 es el más óptimo para representar los fenómenos aerodinámicos y de la LSB. Sin embargo, las características analizadas del coeficiente de presión lo tanto el SD7003-Fabricado 1 como el SD7003-Fabricado 2 podrían representar el fenómeno, siendo el SD7003-Modificado el que más se ajusta al comportamiento de la geometría teórica.

SD7003	RECuento		
	N° 1	N° 2	N° 3
Modificado	3	5	2
Fabricado 1	6	3	1
Fabricado 2	2	2	6

Tabla 4.8: Recuento de la comparativa entre geometrías

Esto nos permite concluir que, primero, es posible que no sea necesario realizar ningún tipo de ajuste geométrico para reproducir el fenómeno tanto en cálculos numéricos como experimentales, por lo que con la impresión directa de la maqueta (SD7003-Fabricado 1) se obtendrían los resultados buscados. Por otro lado, queda pendiente analizar si los métodos CFD son capaces de representar fielmente estos mismos fenómenos obtenidos mediante XFLR5, por lo que se procede al análisis del cálculo de mecánica de fluidos computacional.

4.4. Cálculo mediante CFD

Para el análisis CFD se plantean los siguientes casos de estudio:

- **Variación de la geometría:** estudio de la influencia en las características aerodinámicas de la ligera variación geométrica respecto del perfil aerodinámico original SD7003, al igual que como se realizó con el análisis mediante XFLR5.
 - Geometría SD7003-Original.
 - Geometría SD7003-Modificado.

- Geometría SD7003-Fabricado 1.
- Geometría SD7003-Fabricado 2.
- **Variación del modelo de turbulencia:** estudio de la influencia de los modelos de turbulencia en la aparición de la LSB.
 - Modelo *Standard Spalart-Allmaras*.
 - Modelo *k - ω SST*.
 - Modelo *Realizable k - ϵ* .

En las siguientes subsecciones se detallarán las tareas seguidas para la configuración de los casos analizados.

4.4.1. Geometría y dominio

La geometría empleada para el estudio del presente trabajo, como ya se ha comentado previamente, es el perfil aerodinámico SD7003 y sus variaciones geométricas, escalado a una cuerda de 10 cm.

Se emplea como dominio de cálculo, un dominio bidimensional tipo-C, con radio igual a 20 veces la cuerda, y distancia del *outlet* a 100 cuerdas del borde de ataque. En la Figura 4.8 se puede observar el dominio empleado alrededor del perfil de estudio.

STAR-CCM+



Figura 4.8: Geometría y dominio computacional empleado en el cálculo CFD

Se ha realizado un estudio de independencia de dominio para asegurar que la solución del flujo no se viese afectada por la proximidad de las paredes del dominio. La variación entre las magnitudes características del problema entre los 2 dominios considerados es inferior al 1%, por lo que se puede considerar que la solución es independiente del dominio.

4.4.2. Mallado

Para el mallado del dominio se ha realizado una malla no estructurada de elementos poligonales (hexágonos), además de emplear un mallado de capa límite prismático (*prism layer mesher*). En la Tabla 4.9 se pueden ver las propiedades especificadas para la tarea de mallado.

El factor de estrechamiento (*stretching*) del mallado de capa límite sigue una progresión geométrica con un ratio de 1,3 (entre celdas contiguas).

El mallado de la capa límite tiene como objetivo tener un $y^+ \leq 1$, que es el indicado en la bibliografía empleada para conseguir resultados óptimos de la LSB. En la Figura 4.10 se puede ver el detalle de la malla alrededor del perfil. Tras la realización de los cálculos, se ha comprobado que, en efecto, el y^+ a lo largo del perfil no supera en ningún caso la unidad, por lo que el mallado de capa límite es capaz de capturar correctamente los fenómenos de la subcapa límite viscosa.

La malla cuenta en promedio de todos los casos evaluados con un total de 31000 elementos.

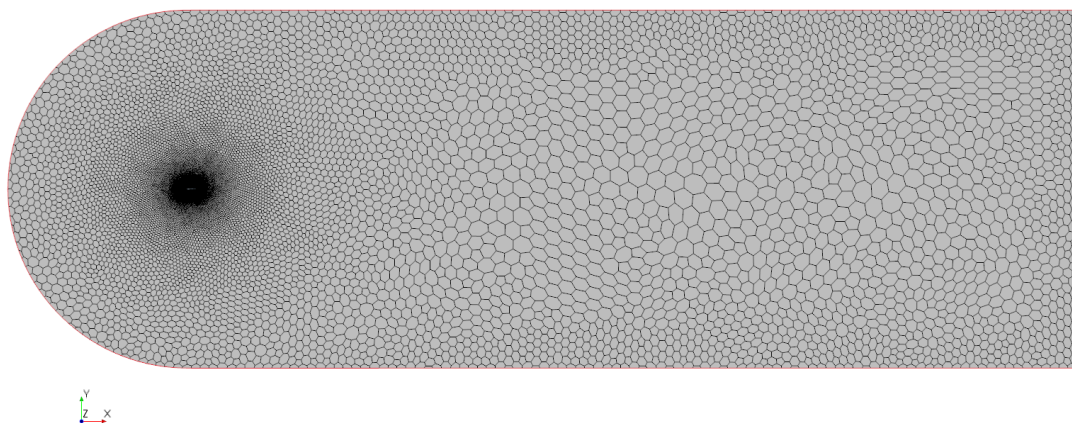


Figura 4.9: Mallado del dominio computacional empleado en el cálculo CFD

Se ha realizado un estudio de independencia de malla que asegure que la resolución del flujo no se ve afectada por el tamaño y la cantidad de elementos de la malla. Tras refinar la malla, se obtiene que la diferencia entre los parámetros de sustentación y resistencia no varía en más de un 0,7% entre la malla original y la más refinada ($BS = 25 \text{ mm}$), por lo que se considera que la solución es independiente del mallado.

<i>Default Controls</i>	
<i>Base Size (BS)</i>	100 mm
<i>Minimum Surface Size</i>	10 mm
<i>Surface Growth Rate</i>	1,05
<i>Number of Prism Layers</i>	10
<i>Prism Layer Stretching</i>	1,3
<i>Prism Layer Total Thickness</i>	2 mm
<i>Airfoil Surface Custom Control</i>	
<i>Target Surface Size</i>	0,5 mm
<i>Minimum Surface Size</i>	0,05 mm

Tabla 4.9: Propiedades de la malla

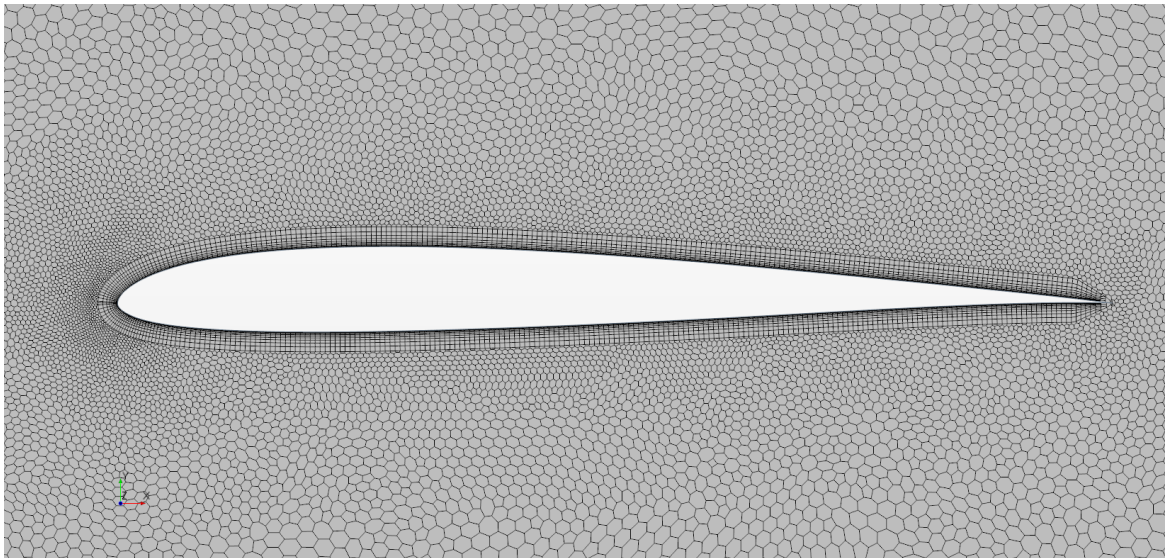


Figura 4.10: Detalle del mallado alrededor del perfil aerodinámico SD7003

4.4.3. Condiciones de contorno

Las condiciones de contorno que definen el dominio se han establecido tal que la entrada sea un *velocity inlet*, la salida un *pressure outlet*, y el perfil se comporte como una pared.

Los valores establecidos en las condiciones de contorno vienen especificados en las Tablas 4.10 y 4.11.

<i>Inlet</i>	<i>Spalart-Allmaras</i>	<i>k - ω SST</i>	<i>k - ε</i>
Velocidad [m s^{-1}]	8,81	8,81	8,81
μ_T/μ [-]	0	0	0
Tu [-]	-	10^{-5}	10^{-5}

Tabla 4.10: Condiciones de contorno de la entrada

<i>Outlet</i>	<i>Spalart-Allmaras</i>	<i>k - ω SST</i>	<i>k - ε</i>
Presión [Pa]	101325	101325	101325
μ_T/μ [-]	10	-	10
Tu [-]	-	10^{-5}	10^{-5}
Tu_L [m]	-	10^{-6}	-

Tabla 4.11: Condiciones de contorno de la salida

4.4.4. Configuración del cálculo

La configuración del calculo realizada consiste en la introducción de los modelos físicos que definen el problema, así como los valores de las variables numéricas. En las Tablas 4.12 y 4.13 se muestran estos datos.

Reynolds	$6 \cdot 10^4$ [-]
Velocidad	$8,81 \text{ m s}^{-1}$
Cuerda	10 cm
Densidad	$1,225 \text{ kg m}^{-3}$
Viscosidad	$1,8 \cdot 10^{-5} \text{ kg m}^{-1} \text{ s}^{-1}$
Presión	101325 Pa
Temperatura	288 K
Mach	0,003 [-]

Tabla 4.12: Datos físicos de la configuración del caso CFD

Espacio	Bidimensional
Tratamiento del tiempo	Estacionario e implícitamente no-estacionario
Material	Gas
Flujo	Segregado
Ecuación de estado	Densidad constante (flujo incompresible)
Régimen viscoso	Turbulento

Tabla 4.13: Modelos de la configuración del caso CFD

Por otro lado, según el modelo de turbulencia a elegir, se han incluido ciertos modelos de tratamiento de capa límite.

Para el modelo de viscosidad *Standard Spalart-Allmarass*, se ha incluido el tratamiento de pared *all y⁺* e incluido la especificación de distancia exacta a la pared.

Para el modelo turbulento *k - ω SST*, se ha incluido el tratamiento de pared *all y⁺*, la especificación de distancia exacta a la pared y se ha indicado la transición gamma como modelo de transición laminar-turbulenta.

Finalmente, para el modelo de turbulencia *Realizable k - ε* de dos capas, se ha incluido el tratamiento de pared *all y⁺* de dos capas y la especificación de distancia exacta a la pared.

4.5. Resultados CFD

En esta Sección, se presentan los resultados obtenidos mediante el cálculo CFD de STAR-CCM+. Estos resultados se comparan con los obtenidos mediante XFLR5, como referencia de solución más próxima a la realidad. Por un lado, se analiza la dependencia sobre la formación de la LSB de la geometría, y por otro, la dependencia del modelo de turbulencia empleado.

Previamente a la realización de los cálculos, se ha realizado tanto la independencia de malla y de dominio, de manera que se comprobase que ni la malla ni el dominio influyeran en los cálculos.

Cabe destacar que el rango de ángulos de ataque analizados comprende desde -5° hasta 9° , ya que a partir de este punto la burbuja de separación laminar explota en el borde de ataque y se desprende completamente el flujo, implicando un comportamiento altamente no-estacionario, y, por lo tanto, fuera de la región de interés.

4.5.1. Dependencia de la geometría

Para analizar la dependencia de la geometría se empleará primero el modelo de turbulencia *Standard Spalart-Allmaras*, y se compararán los resultados con los obtenidos mediante XFLR5 para analizar su adecuación y validez.

En primer lugar, se puede analizar el coeficiente de presión sobre el perfil. Por un lado, la Figura 4.11 muestra tanto la distribución obtenida en SD7003-Original mediante XFLR5, como la calculada por CFD para las distintas geometrías. Por otro, la Tabla 4.14 muestra las características del pico de succión para cada geometría.

Lo primero que se puede apreciar es que, para todas las geometrías, el c_p sobre el extradós es mayor, siendo esta diferencia más acusada por el perfil SD7003-Fabricado 1. Además, analizando el pico de succión, este perfil es el que menor valor presenta, tal y como se aprecia en la Figura. La geometría SD7003-Fabricado 2 es la que más adelantado presenta este punto respecto a la solución de XFLR5, mientras que el Fabricado 1 es el que más retrasa este pico de c_p . Comparándolo con los datos de la Tabla 4.3, los valores son también muy distintos, por lo que se puede apreciar una sobrepredicción de los valores de presión sobre el extradós al emplear CFD.

En cuanto a la geometría, no se acusan tanto las diferencias entre sí como con las soluciones de XFLR5.

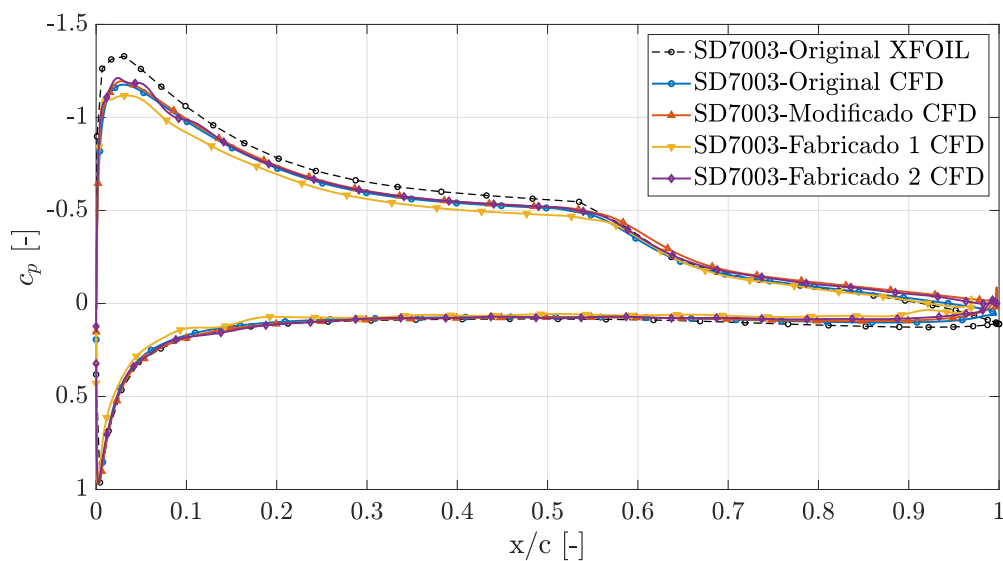


Figura 4.11: Comparativa de distribución de c_p a 4° entre XFLR5 y CFD

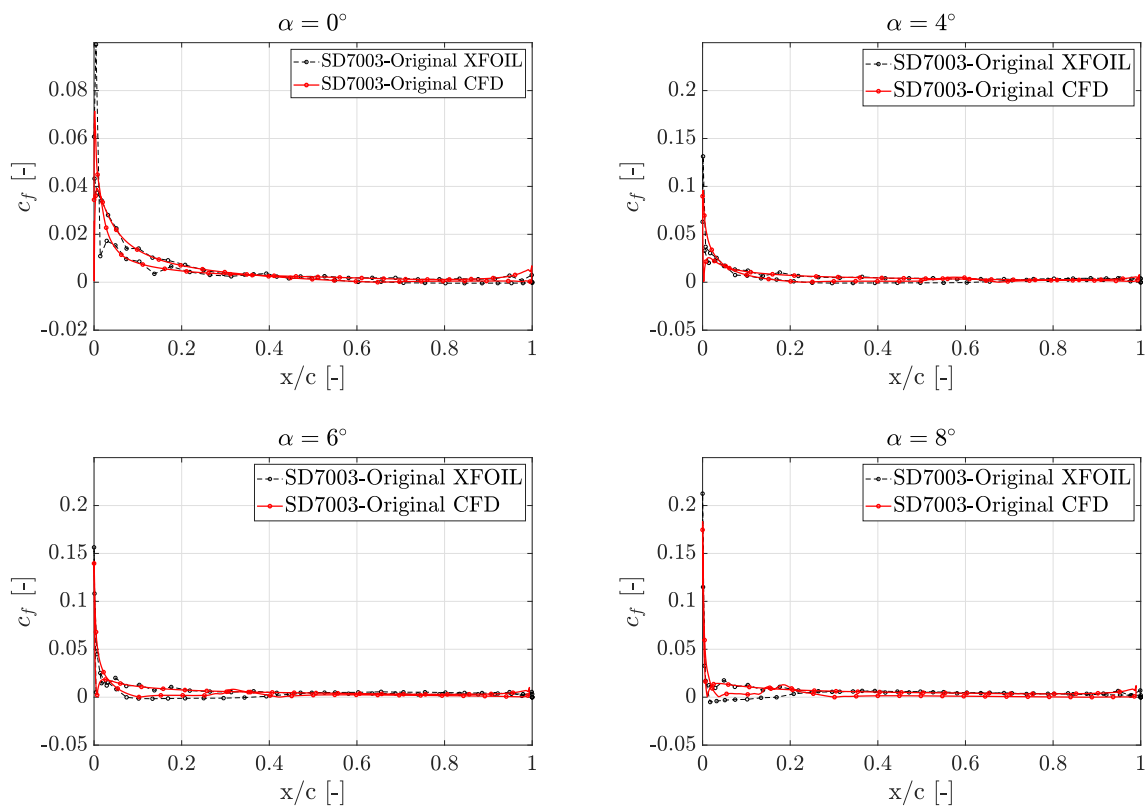


Figura 4.12: Coeficiente de fricción del perfil SD7003-Original mediante CFD

SD7003	x/c [-]	Error %	Cp succión [-]	Error %
Original XFLR5	0,0311	-	-1,3287	-
Original	0,0315	1,00 %	-1,1762	-11,00 %
Modificado	0,0290	-6,75 %	-1,1951	-10,05 %
Fabricado 1	0,0352	13,18 %	-1,1175	-15,9 %
Fabricado 2	0,0251	-19,29 %	-1,2125	-8,75 %

Tabla 4.14: Características del pico de succión obtenido por CFD a $\alpha = 4^\circ$ (modelo *Standard Spalart-Allmaras*)

Por otro lado, la Figura 4.12 muestra para $\alpha = 0^\circ, 4^\circ, 6^\circ$ y 8° el coeficiente de presión de SD7003-Original. De este coeficiente, al volverse negativo debido a la recirculación de flujo en la LSB, era posible extraer las características de la burbuja (longitud, punto de separación y de readherencia). Sin embargo, al realizar el cálculo con CFD, el c_f no se vuelve nunca negativo, sino que se acerca a 0 y realiza un rápido incremento y regreso a valores prácticamente nulos en lo que podría ser el punto de transición. Considerando como punto de separación el primer punto en el que $c_f \approx 0$, y el de readherencia el punto en el que el coeficiente vuelve a decrecer, estos puntos suceden al 23,08 % y 67,68 % de la cuerda cuando $\alpha = 4^\circ$, lo que implica que, respecto de la predicción realizada por XFLR5, el error es del 30 %. Debido a que la diferencia es considerable, se opta por no analizar las demás geometrías, pues no resultan datos comparables con la solución de XFLR5.

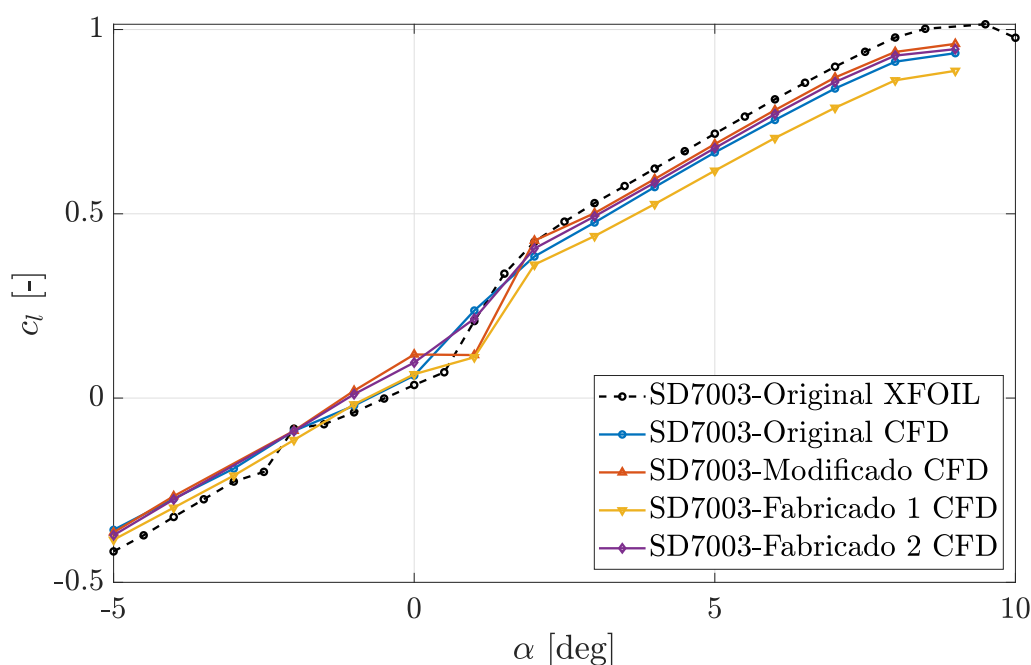


Figura 4.13: Comparativa de la polar del perfil SD7003 mediante entre XFLR5 y CFD

Por último, cabe considerar el análisis aerodinámico de los cálculos por CFD. En la Figura 4.13 se observa la comparativa entre la polar del SD7003-Original obtenido mediante XFLR5, y la de las demás geometrías calculada con CFD. En la Figura 4.14 se presenta la comparativa de coeficiente de sustentación frente al de resistencia aerodinámica. Finalmente, en la Figura 4.15 se compara la eficiencia aerodinámica.

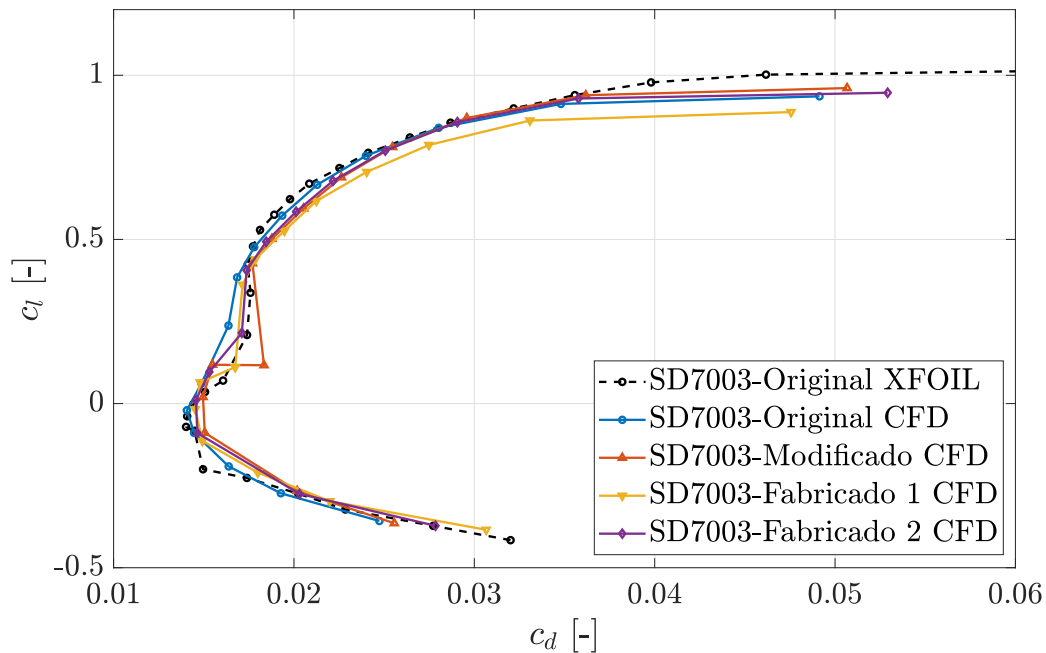


Figura 4.14: Comparativa de sustentación frente a resistencia aerodinámica del perfil SD7003 entre XFLR5 y CFD

Por otro lado, la Tabla 4.15 y 4.16 muestran el valor de algunas variables aerodinámicas características, con las que se puede comparar cuantitativamente la diferencia entre Figuras.

SD7003	c_l max [-]	Error %	$c_{l,\alpha}$ [1/°]	Error %	EA max [-]	Error %
Original XFLR5	1,0143	-	0,0906	-	32,1295	-
Original	0,9359	-7,73 %	0,1031	13,80 %	31,4596	-2,08 %
Modificado	0,9611	-5,24 %	0,1047	15,56 %	30,68	-4,54 %
Fabricado 1	0,8879	-12,46 %	0,1001	10,49 %	29,36	-8,63 %
Fabricado 2	0,9468	-6,65 %	0,1039	14,68 %	30,74	-4,32 %

Tabla 4.15: Comparativa de características aerodinámicas obtenidas por CFD para las distintas geometrías (modelo *Standard Spalart-Allmaras*)

SD7003	c_l [-]	Error %	c_d [-]	Error %
Original XFLR5	0,6226	-	0,0198	-
Original	0,5725	-8,05 %	0,0193	-2,53
Modificado	0,5944	-4,53 %	0,0205	3,54 %
Fabricado 1	0,5264	-15,45 %	0,0195	-1,52 %
Fabricado 2	0,5845	-6,12 %	0,0201	1,52 %

Tabla 4.16: Valores de c_l y c_d a $\alpha = 4^\circ$ para distintas geometrías obtenidos por CFD (modelo *Standard Spalart-Allmaras*)

En general, a excepción de algún punto concreto, el cálculo por CFD aproxima razonablemente bien los resultados obtenidos por XFLR5.

En cuanto a la sustentación, se observa que el perfil SD7003-Fabricado 1 presenta mayores errores que los demás, a excepción de la pendiente. Sin embargo, sus valores de c_l para prácticamente todo el rango de ángulos de ataque es inferior. Observando la resistencia aerodinámica, se observan valores muy similares, excepto para SD7003-Fabricado 1 cuando c_l es elevado. Lo mismo sucede con la eficiencia aerodinámica.

Todo esto muestra que, a pesar de que al realizar el análisis de resultados de XFLR5 se observaba que el perfil SD7003-Fabricado 1 era el más idóneo por ser el más parecido al SD7003-Original, mediante CFD resulta ser el que valores más dispares ofrece.

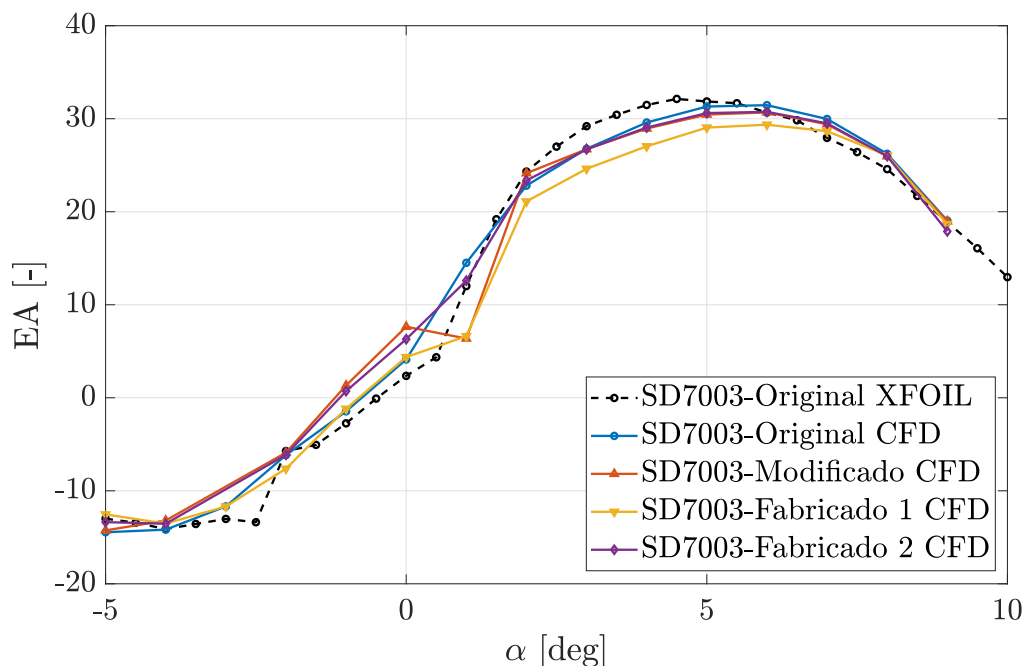


Figura 4.15: Comparativa de eficiencia aerodinámica del perfil SD7003 entre XFLR5 y CFD

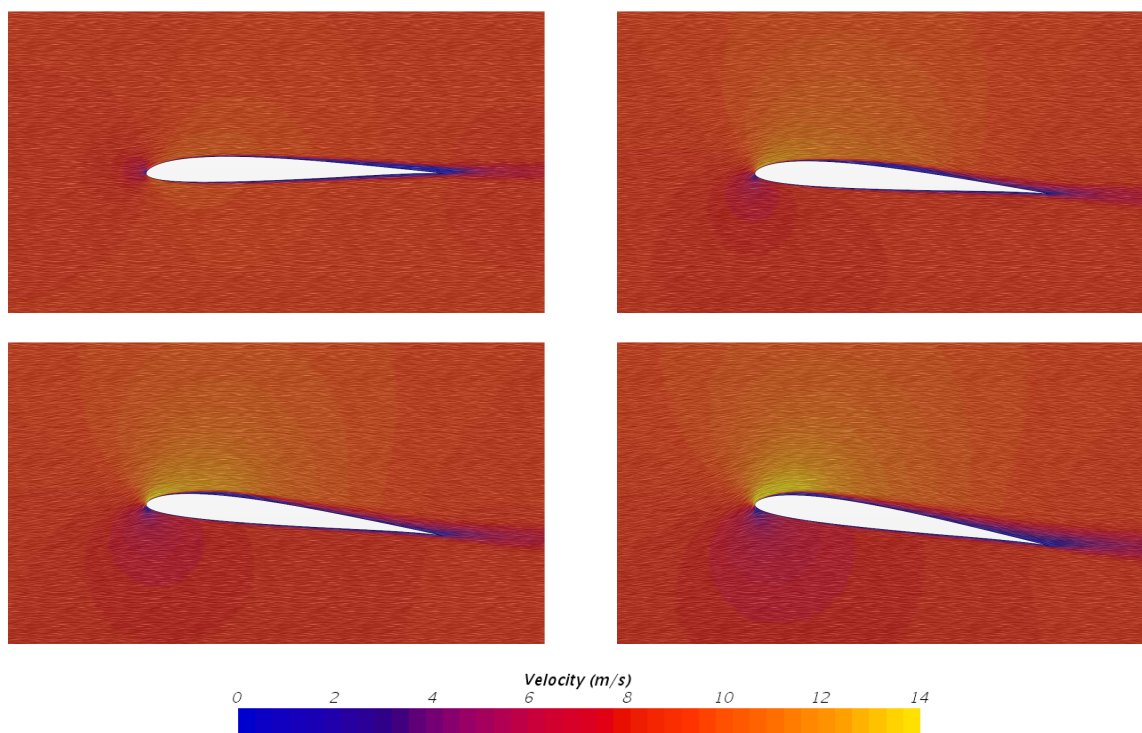


Figura 4.16: Campo de velocidades alrededor del perfil SD7003 a distintos ángulos de ataque (modelo *Standard Spalart-Allmaras*)

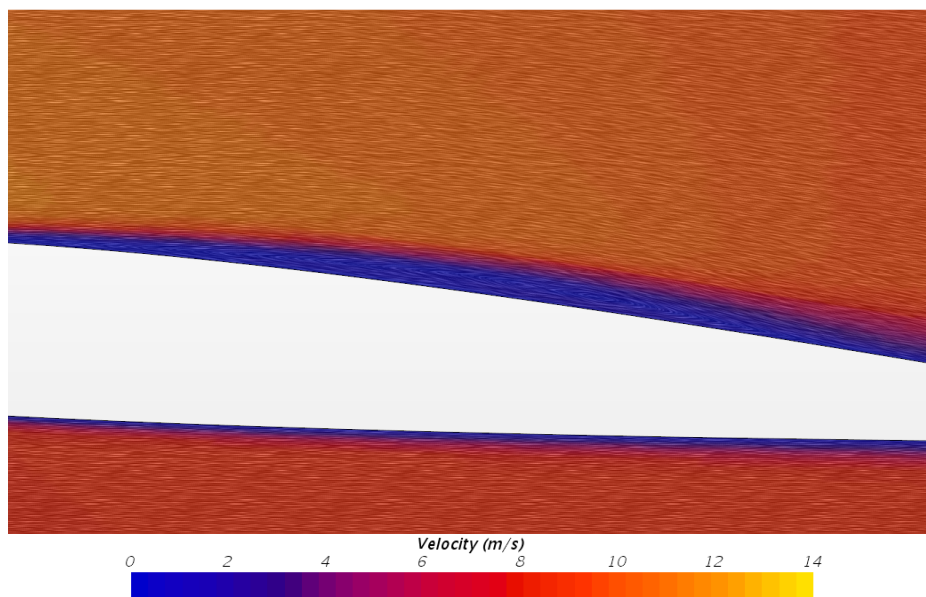


Figura 4.17: Detalle de la formación de la LSB a $\alpha = 4^\circ$ (modelo *Standard Spalart-Allmaras*)

A pesar de estas diferencias respecto a la solución más cercana a la realidad, la gran ventaja del uso de CFD es la capacidad de representar la evolución del flujo mediante

escenas, al conducir un correcto post-procesado del caso. De esta manera, se puede visualizar el campo de velocidades sobre el perfil de manera vectorial, con lo que se observa claramente la formación de la LSB.

En la Figura 4.16 se observa para distintos ángulos de ataque la evolución del flujo alrededor del perfil SD7003-Original. Por otro lado, la Figura 4.17 muestra un detalle de la LSB cuando $\alpha = 4^\circ$.

4.5.2. Dependencia del modelo de turbulencia

Para analizar la dependencia del modelo de turbulencia, se hace uso de la geometría SD7003-Original, y se emplean los modelos *Standard Spalart-Allmaras*, *k - ω SST* y *Realizable k - ϵ* . Estos resultados se comparan con la solución obtenida con XFLR5, de manera que se pueda apreciar la influencia de estos modelos viscosos.

La Figura 4.18 muestra para un $\alpha = 4^\circ$ las distribuciones de c_p obtenidas con cada modelo sobre el perfil SD7003-Original, así como la solución de XFLR5, mientras que la Tabla 4.17 compara las características del pico de succión.

Lo primero que se aprecia es que el modelo *Realizable k - ϵ* no representa correctamente la LSB sobre el perfil, y no predice su formación a ningún ángulo de ataque. Por otro lado, se observa una diferencia en la estructura de la burbuja: el modelo *Standard Spalart-Allmaras* se aproxima más al comportamiento obtenido con XFOIL, mientras que el modelo *k - ω SST* retrasa ligeramente la readhesión del flujo turbulento, alargando la burbuja.

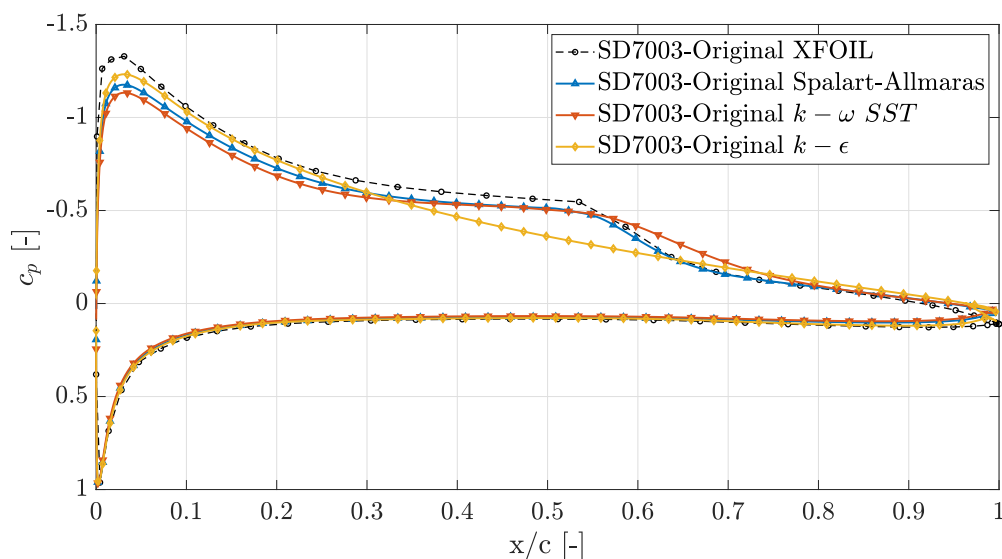


Figura 4.18: Comparativa de distribución de c_p sobre el perfil SD7003-Original a 4° para distintos modelos de turbulencia entre XFLR5 y CFD

SD7003	x/c [-]	Error %	Cp succión [-]	Error %
XFLR5	0,0311	-	-1,3287	-
<i>Spalart-Allmaras</i>	0,0315	1,29 %	-1,1762	-11,48 %
<i>k - ω SST</i>	0,0315	1,29 %	-1,1333	-14,71 %
<i>k - ε</i>	0,0315	1,29 %	-1,2324	-7,25 %

Tabla 4.17: Características del pico de succión de SD7003-Original a $\alpha = 4^\circ$ para distintos modelos de turbulencia

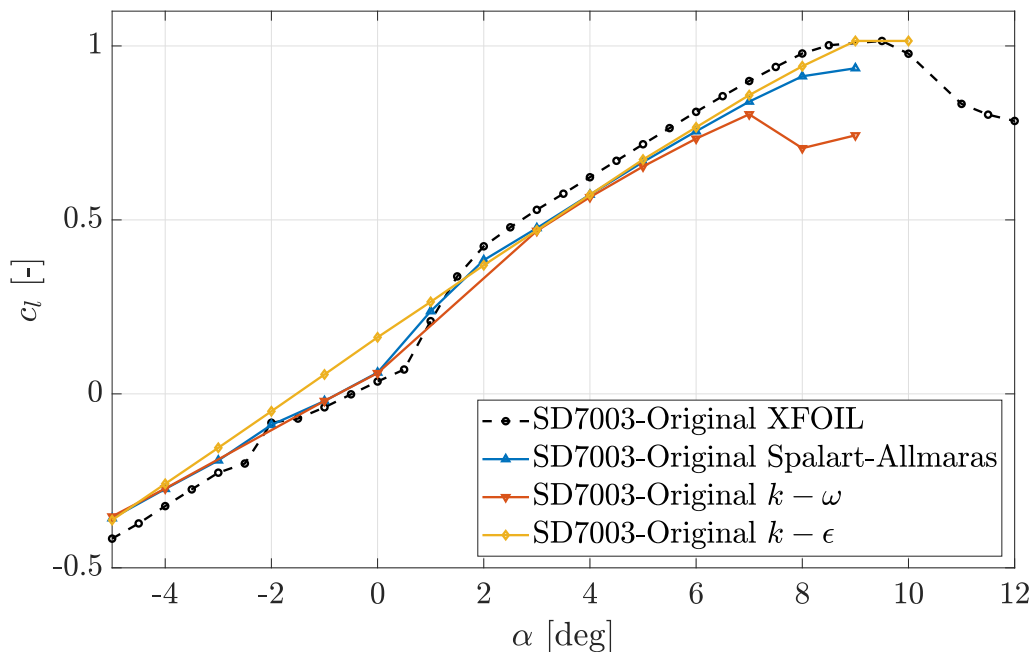


Figura 4.19: Comparativa de la polar del perfil SD7003-Original para distintos modelos de turbulencia entre XFLR5 y CFD

En esta primera representación, se puede establecer que es el modelo de turbulencia de *Standard Spalart-Allmaras* el que mejor representa el fenómeno. Además, aunque el modelo *Realizable k - ε* presente unas características de pico de succión más similares, el ser incapaz de predecir la formación de la LSB lo vuelve un método poco apropiado para este tipo de estudios, debido a que este modelo no calcula correctamente las capas internas de la capa límite.

Las Figuras 4.19 y 4.20 representan la polar del perfil SD7003-Original y el coeficiente c_l frente al de c_d respectivamente. En la Tabla 4.18 muestra una comparativa de características aerodinámicas derivadas de estas gráficas, mientras que la Tabla 4.19 muestra los valores de coeficiente de sustentación y resistencia para un ángulo de ataque de 4° .

Mediante simple inspección, se deriva la misma conclusión que con el análisis del c_p : el modelo *Standard Spalart-Allmaras* provee los resultados más válidos. La pendiente

de la curva de sustentación es la única variable aerodinámica analizada en la que presenta más error que los otros modelos. Sin embargo, teniendo todos los parámetros en cuenta, se ajusta más a la solución de XFLR5.

Por todo lo anteriormente mencionado, a la hora de representar el flujo con el objetivo de visualizar la formación de la LSB, para conocer los contornos de velocidad y presión u otros tipos de propiedades, el modelo turbulento más idóneo para resolver el comportamiento fluido alrededor del perfil SD7003 a bajo número de Reynolds es el *Standard Spalart-Allmaras*.

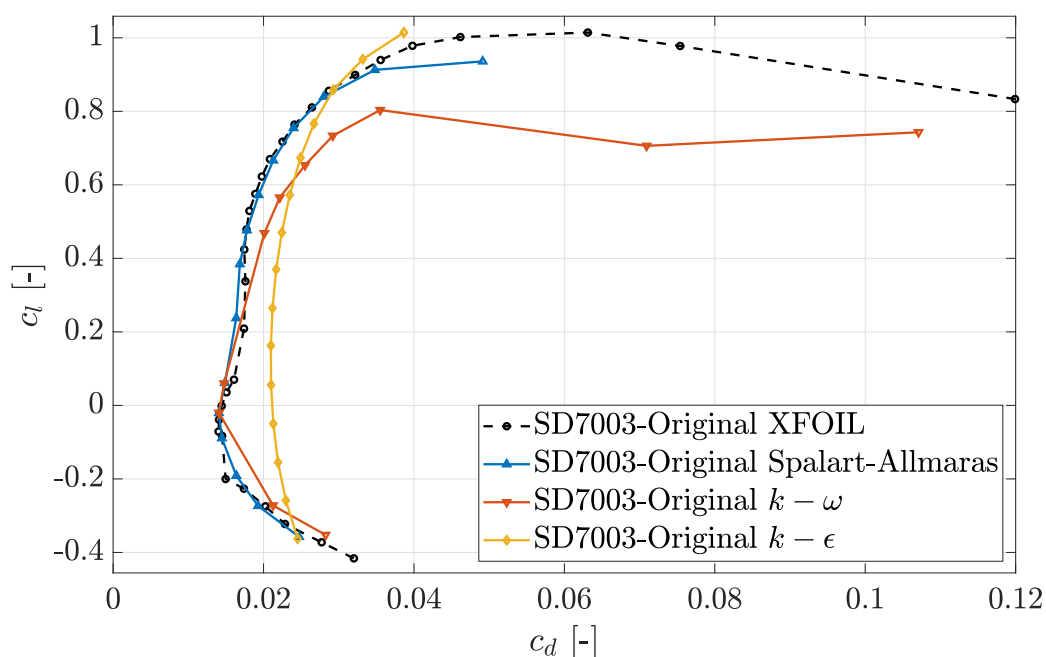


Figura 4.20: Comparativa de sustentación frente a resistencia aerodinámica del perfil SD7003-Original para distintos modelos de turbulencia entre XFLR5 y CFD

SD7003	c_l max [-]	Error %	$c_{l,\alpha}$ [1/°]	Error %	EA max [-]	Error %
XFLR5	1,0143	-	0,0906	-	32,13	-
<i>Spalart-Allmaras</i>	0,9359	-7,73 %	0,1031	13,80 %	31,46	-2,08 %
$k - \omega$ SST	0,8035	-20,78 %	0,1015	12,03 %	25,61	-20,30 %
$k - \epsilon$	1,0144	0,01 %	0,097	7,06 %	29,33	-8,73 %

Tabla 4.18: Comparativa de características aerodinámicas de SD7003-Original para distintos modelos de turbulencia

SD7003	c_l [-]	Error %	c_d [-]	Error %
XFLR5	0,6226	-	0,0198	-
<i>Spalart-Allmaras</i>	0,5725	-8,05 %	0,0193	-2,53 %
<i>k - ω SST</i>	0,5654	-9,19 %	0,0222	12,12 %
<i>k - ε</i>	0,5723	-8,08 %	0,0235	18,69 %

Tabla 4.19: Valores de c_l y c_d a $\alpha = 4^\circ$ de SD7003-Original para distintos modelos de turbulencia

Sin embargo, los resultados obtenidos tanto por XFLR5 como por CFD requieren de validación experimental, de manera que se compruebe si en efecto representan fielmente la realidad.

Capítulo 5

Estudio experimental

5.1. Introducción

En el presente capítulo, se realizará la validación de los resultados numéricos obtenidos en secciones anteriores. Para ello, se recogen de distintas fuentes bibliográficas datos experimentales de las mediciones realizadas por los propios autores en túnel de viento. Con estos resultados, se comparan las soluciones obtenidas con XFLR5 sobre el perfil SD7003-Original. Gracias a esta comparativa, se puede validar el modelo empleado para representar las características de la LSB.

5.2. Validación del cálculo numérico

Tal y como se ha mencionado en Capítulos previos, todo estudio numérico requiere ser validado mediante datos experimentales o simulaciones de alta calidad como DNS y LES. Esto es debido a que es posible que la resolución del flujo obtenida por el proceso CFD no se ajuste a la realidad y sea incapaz de representarla fielmente. Para comprobar la validez del resultado, dado el gran coste computacional que supone el uso de simulaciones DNS y LES, resulta más accesible la comparación con resultados experimentales. Sin embargo, las condiciones de turbulencia del túnel de viento empleado, o los propios sistemas de medición usados para la obtención de estos datos pueden no ser adecuadas para la representación del fenómeno. Por esto mismo, se ha optado por el uso de mediciones de otros autores.

Tras la realización de una extensa revisión bibliográfica, se han elegido los resultados experimentales obtenidos por M. S. Selig [16] llevados a cabo en la Universidad de Princeton en 1989, y posteriormente en la Universidad de Illinois en 1995, y por los obtenidos por D. M. Sutton para su tesis en la Universidad de Toronto en 2015. Los dos primeros se toman como referencia en numerosos estudios que tratan sobre la caracterización de perfiles a bajo número de Reynolds, pues contienen una recopilación de medidas experimentales a distintos números de Reynolds de numerosos perfiles

aerodinámicos.

Los datos obtenidos previamente con XFLR5, con CFD (modelo *Standard Spalart-Allmaras*) y los de la bibliografía se han comparado. La Figura 5.1 muestra la comparativa entre XFLR5 y los datos experimentales de Sutton del c_p sobre el perfil SD7003-Original a 4° , mientras que la Figura 5.2 la muestra a $\alpha = 6^\circ$. Por otro lado, las Figuras 5.3 y 5.4 muestran la comparativa de polares y de sustentación frente a resistencia respectivamente, sobre el mismo perfil.

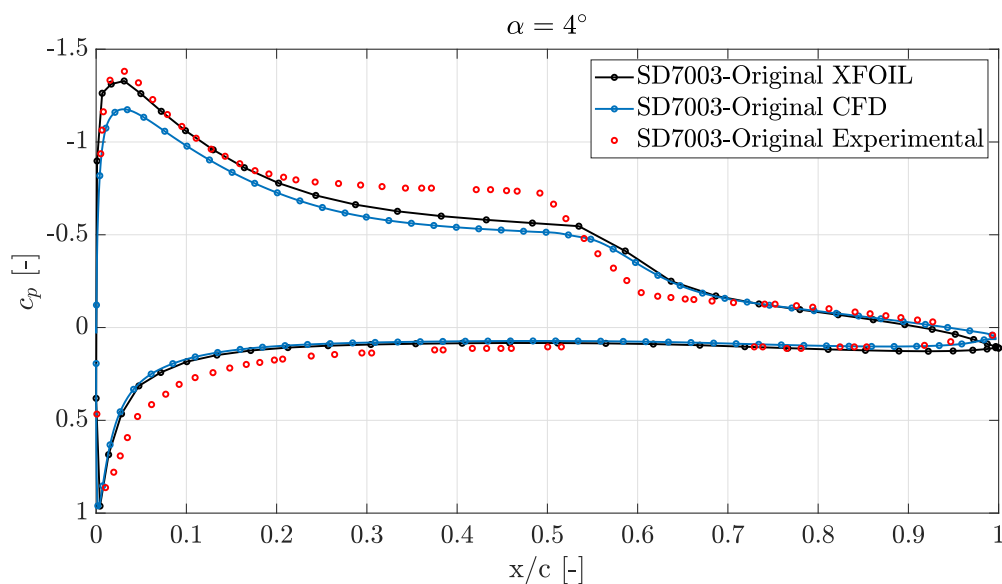


Figura 5.1: Comparativa de distribución de c_p sobre el perfil SD7003-Original a 4° entre XFLR5, CFD y datos experimentales

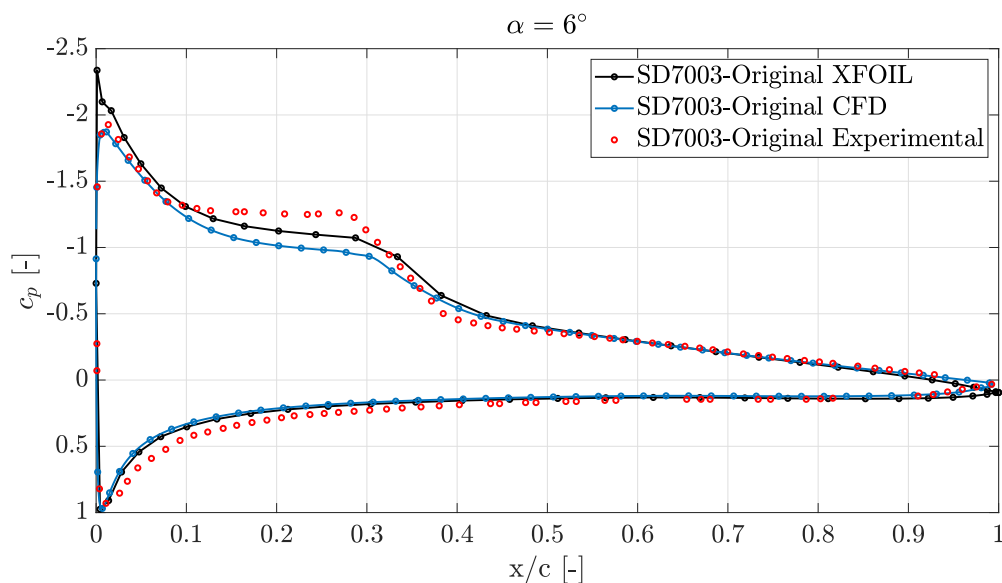


Figura 5.2: Comparativa de distribución de c_p sobre el perfil SD7003-Original a 6° entre XFLR5, CFD y datos experimentales

Por un lado, se observa que la distribución de presión sobre el perfil entre XFLR5 y los datos experimentales es similar a ambos ángulos de ataque, viéndose más acentuados los puntos en los que sucede la separación laminar, transición y readherencia. En la Tabla 5.1 se muestran las características de estos puntos. Se puede apreciar que la diferencia es muy poco significativa en términos generales. Esto implica que la burbuja de separación laminar se está prediciendo correctamente. Se aprecia también que los datos CFD difieren ligeramente más entre el pico de succión y la separación laminar, pero tras la readherencia, la distribución coincide.

SD7003 - Original	x/c [-] Separación laminar	Error %	x/c [-] Readherencia turbulenta	Error %	Longitud burbuja [-]	Error %
Experimental 4°	0,2427	-	0,6222	-	0,3795	-
XFOIL 4°	0,2434	0,28 %	0,5863	-5,77 %	0,3429	-9,64 %
Experimental 6°	0,0954	-	0,4341	-	0,3387	-
XFOIL 6°	0,0743	-22,12 %	0,3932	-9,42 %	0,3429	1,24 %

Tabla 5.1: Comparativa de las características de la LSB entre XFLR5 y datos experimentales

Por otro lado, se puede analizar el comportamiento aerodinámico. Observando la polar se puede ver que los datos experimentales presentan una discontinuidad mucho menor que la que presenta los datos de XFLR5 o de CFD. Sin embargo, las pendientes son similares y el punto de máxima sustentación es prácticamente idéntico. Además, los resultados CFD se asemejan más a los datos experimentales, lo cual podría indicar que este método numérico puede aproximar mejor el comportamiento aerodinámico. La Tabla 5.2 muestra valores de las características aerodinámicas de los resultados de M. S. Selig en Illinois y los obtenidos mediante XFLR5. En ella se puede comprobar que hay ciertas diferencias.

En las mediciones de Selig, se especifica que la intensidad de la turbulencia era menor del 0,1 %, lo cual, usando la expresión de la Ecuación 3.7, supone un factor $N_{Crit} \geq 8, 15$. En XFLR5 se estableció para la aplicación del método e^N un $N_{Crit} = 9$, lo cual entra dentro de las especificaciones de la medida experimental. Sin embargo, la sensibilidad de estos métodos a la turbulencia de la corriente libre puede afectar y contribuir a estas diferencias. Esto implicaría la realización de una caracterización completa del comportamiento del túnel de viento, midiendo el nivel de turbulencia que genera en todos sus puntos, para asegurar la eliminación de estas incertidumbres. Por otro lado, esta caracterización se debería exportar para configurar las condiciones de contorno en el cálculo CFD.

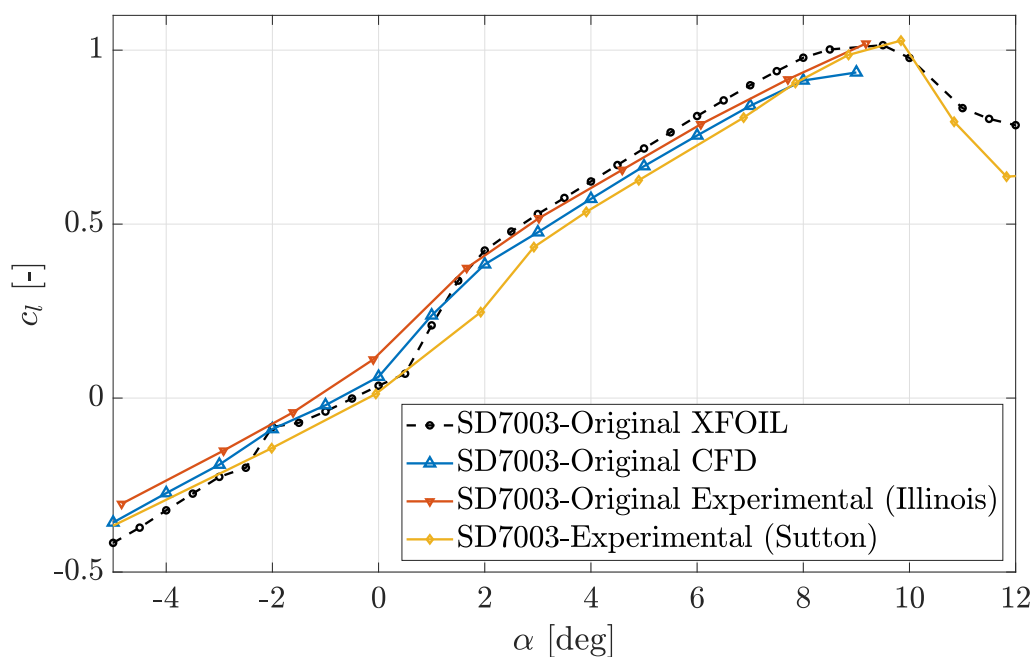


Figura 5.3: Comparativa de la polar del perfil SD7003-Original entre XFLR5 y datos experimentales

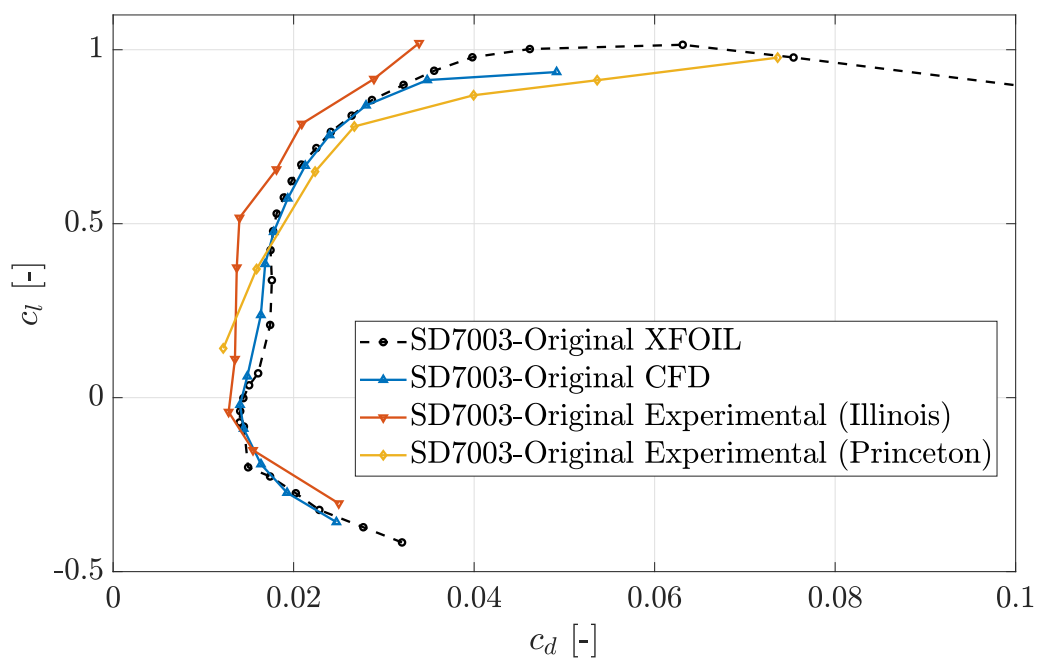


Figura 5.4: Comparativa de sustentación frente a resistencia aerodinámica del perfil SD7003-Original entre XFLR5 y datos experimentales

SD7003-Original	c_l max [-]	Error %	$c_{l,\alpha}$ [1/°]	Error %	EA max [-]	Error %
Experimental (Illinois)	1,019	-	0,0994	-	37,6555	-
XFOIL	1,0143	-0,46 %	0,0906	-8,85 %	32,1295	-14,68 %

Tabla 5.2: Comparativa de la polar del perfil SD7003-Original entre XFLR5 y datos experimentales

Estas discrepancias también pueden ser debidas a la precisión de los instrumentos utilizados: en caso de M. S. Selig, empleó una balanza de fuerza, mientras que D. M. Sutton obtuvo la distribución de sustentación mediante la integración de la distribución de presión. Este segundo método puede ser la causa por la que se observa una mayor diferencia con respecto a los datos experimentales de Sutton que con los de Selig.

Finalmente, la comparativa entre la curva de c_l frente a c_d muestra mayores diferencias, que también se pueden observar al ver el valor de la eficiencia aerodinámica, que presenta una discrepancia notable. Esto, al igual que la polar, puede ser debido a los niveles de turbulencia de la corriente libre, a la configuración del caso, o a la balanza empleada.

Pese a las pequeñas diferencias que los resultados obtenidos a lo largo del presente trabajo tengan respecto a los datos experimentales empleados, se ha podido comprobar que los cálculos realizados representan de manera fiable las medidas experimentales. Cabe mencionar que XFLR5 representa mejor la distribución de presión a lo largo del perfil, mientras que el cálculo CFD muestra una mayor adecuación del comportamiento aerodinámico. Con ello, se puede determinar que los métodos y modelos empleados quedan validados, ya que representan el fenómeno de formación de la LSB de manera fiel a la realidad.

Capítulo 6

Conclusiones y trabajos futuros

6.1. Introducción

Tras la realización del estudio comprendido para el Trabajo de Fin de Grado del Grado en Ingeniería Aeroespacial, se han conseguido cumplir los objetivos propuestos, y, en base a ellos, reunir una serie de conclusiones técnicas. Este conjunto de ideas, puede servir para la realización de futuros trabajos, y como base para la obtención de medidas experimentales en las instalaciones de la Universitat Politècnica de València comparables con los cálculos numéricos obtenidos en el presente proyecto.

6.2. Conclusión

Las conclusiones a las que se ha llegado con la realización del trabajo se pueden dividir en dos categorías: conclusiones conceptuales obtenidas del trabajo de investigación y la consulta de diversas fuentes bibliográficas, y conclusiones técnicas derivadas del estudio numérico y su validación experimental.

Conclusiones conceptuales

Las conclusiones conceptuales son aquellas derivadas de la realización de la revisión bibliográfica e investigación de los fenómenos relacionados con el objeto de estudio, así como de la adquisición del conocimiento sobre el funcionamiento de las herramientas empleadas para el estudio.

En primer lugar, se han estudiado las características de los flujos a bajo número de Reynolds, destacando que este número adimensional indica las condiciones turbulentas del flujo: en el presente caso de estudio, implicaría que el flujo libre se encuentra en régimen laminar. De este punto, se parte al estudio de la capa límite sobre los perfiles aerodinámicos, en el que se observa que la causa de que aparezcan las burbujas

de separación laminar es debido al mecanismo de transición dentro de la capa límite. Este mecanismo viene caracterizado por una intensidad turbulenta del flujo libre muy pequeña, y la presencia de un gradiente de presión adverso que la capa límite laminar es incapaz de superar. De esta manera, la transición laminar-turbulenta ocurriría después, a raíz de la aparición de inestabilidades bidimensionales (ondas de Tollmien-Schlichting). Tras esta transición, la capa límite adquiere un mayor aporte de energía y cantidad de movimiento, que permite la readherencia de la misma, formando la LSB.

Una vez conocido este mecanismo, se vuelve interesante centrar el análisis en las características de la LSB, como su estructura, su estabilidad, cómo calcularla o medirla y, finalmente, cómo controlarla. De este estudio se concluye que debido a la incertidumbre que puede ocasionar la aparición de este fenómeno en las actuaciones y características aerodinámicas del perfil, resulta imprescindible caracterizar el flujo alrededor del mismo, de manera que se puedan evitar mediante control pasivo o activo los efectos negativos que su formación ocasiona. Además, el estudio de la formación de las LSB es muy sensible al nivel de turbulencia, a las irregularidades geométricas y a la configuración general del caso; si el estudio es numérico, se requiere utilizar modelos que representen correctamente el comportamiento del flujo a bajo número de Reynolds, mientras que para estudios turbulentos, se necesita complejos sistemas de medición y unas condiciones de flujo conocidas.

De esta manera, se deduce que el estudio debe conducirse por el estudio numérico de la formación de la LSB y los efectos que causa el fenómeno. Para este estudio, concretamente el estudio CFD, el efecto del modelo de turbulencia puede ser crítico, por lo que se hace necesario estudiar cómo afecta. Además, para la correcta observación de la LSB, se ha de mantener una escala de pared $y^+ \leq 1$. Se considera además que ante un futuro posible estudio experimental, se ha de conocer el efecto que las irregularidades geométricas debidas a la impresión de una maqueta tienen sobre los resultados.

Todo ello, constituye las ideas principales que han conducido el razonamiento lógico que motiva la realización del estudio de este Trabajo Fin de Grado.

Conclusiones técnicas

Las conclusiones técnicas son aquellas derivadas de la realización del estudio numérico y de la validación de resultados con datos experimentales obtenidos de los recursos bibliográficos.

La geometría obtenida mediante la impresión directa del perfil aerodinámico original (SD7003-Fabricado 1) es la que mejores resultados da tras el análisis numérico llevado a cabo en XFLR5, sobre todo en términos de comportamiento aerodinámico, pero también en cuanto a distribuciones de presión y fricción.

Mediante XFLR5 no se puede visualizar el flujo alrededor del perfil aerodinámico, de manera que se pueda ver la formación de la LSB. Sin embargo, el coeficiente de fricción indica, al volverse negativo, la aparición de una burbuja de separación laminar,

ya que implica la presencia de recirculación de flujo sobre el perfil.

En los estudios CFD, no se consigue estimar las dimensiones longitudinales de la burbuja de manera tan precisa, dado que el coeficiente de fricción no se vuelve negativo. Sin embargo, observando los cambios bruscos del coeficiente, conjuntamente con la distribución de presión, se puede identificar cuáles son los puntos de separación laminar y readherencia turbulenta. Aun así, los resultados distan de los de XFLR5; la ventaja de usar CFD en términos de la LSB reside en la visualización de la misma, junto con el campo de velocidades alrededor del perfil.

Por otro lado, la geometría obtenida mediante la impresión del perfil modificado (SD7003-Fabricado 2) representa mejor las características aerodinámicas de la resolución CFD del perfil SD7003-Original. Sin embargo, esto puede ser debido a la precisión del escáner óptico empleado, o a que realmente la modificación del borde de fuga es beneficioso para los cálculos realizados.

Con esto, se puede establecer que depende de la herramienta que se quiera emplear, se deberá usar una maqueta u otra, en función de una validación correcta con los estudios experimentales llevados a cabo en un túnel de viento propio.

En cuanto al modelo de turbulencia a emplear, se ha comprobado que el modelo *Standard Spalart-Allmaras* es el más adecuado, pues se aproxima mucho más a los resultados obtenidos mediante XFLR5.

Finalmente, se concluye que el estudio realizado queda validado por la comparación de los resultados obtenidos con los datos experimentales recopilados de diversas fuentes bibliográficas. En esta validación, cabe destacar que el posible origen de las pequeñas discrepancias es debido a la sensibilidad de las mediciones experimentales a la intensidad de la turbulencia de la corriente libre del túnel de viento.

6.3. Trabajos futuros

El estudio realizado en el presente trabajo, a pesar de implicar un análisis exhaustivo y completo del problema planteado en los objetivos, no llega a abarcar el análisis de la influencia de todas las variables que afectan el fenómeno.

Por un lado, la influencia de la intensidad turbulenta sobre los cálculos numéricos CFD resulta un análisis de gran interés, así como la influencia de la rugosidad superficial de la geometría empleada. Además, se podría estudiar si el forzado del punto de transición conjuntamente con el modelo de turbulencia $k - \omega$ *SST* acercan más los resultados a los obtenidos por XFLR5. Por otro lado, podría resultar útil probar con un tipo de malla estructurada, tal y como muchos autores emplean en la bibliografía, para discretizar el dominio.

También se podrían considerar otro tipo de variaciones geométricas, como el aumento de espesor uniforme a lo largo del perfil hasta alcanzar en el borde de fuga el

espesor necesario para que la impresora 3D sea capaz de imprimir.

Por otro lado, el estudio del efecto de esta geometría en alas tridimensionales, en lugar de alas infinitas (bidimensionales) como las que han sido analizadas en el presente proyecto, podría mostrar cuál es la influencia de la LSB en las alas de un RPAS, lejos del estudio puramente teórico.

A raíz de esto, se vuelve necesario la realización de estudios experimentales en túnel de viento, de manera que se pueda conocer más sobre el fenómeno y validar el estudio con datos propios. Para ello, se haría uso de las instalaciones del insituto CMT-Motores Térmicos del túnel de viento, pudiendo realizar mediciones con PIV y de interferometría sobre capa de aceite. Además, el unir estos datos con simulaciones de LES podría ayudar a la caracterización del flujo, y evitar la incertidumbre de los fenómenos debidos a la aparición de la LSB.

Bibliografía

- [1] Baragona, M. (2004). *Unsteady Characteristics of laminar separation bubbles*. Università degli Studi di Roma, Italia.
- [2] Catalano, P. (2009). *Aerodynamic Analysis of Low Reynolds Number Flows*. Università degli Studi di Napoli Federico II, Italia.
- [3] CFD support. *Momentum Thickness*. Obtenido de <https://www.cfdsupport.com/OpenFOAM-Training-by-CFD-Support/node339.html>
- [4] Choudhry, A., Arjomandi, M. y Kelso, R. (2015). *A study of long separation bubble on thick airfoils and its consequent effects* International Journal of Heat and Fluid Flow 2015 Vol. 52, pg. 84–96.
- [5] Cremades Botella, A. (2019). *Implementación de nuevas técnicas de medida en túnel de viento subsónico para bajo número de Reynolds*. Trabajo de Fin de Máster, Universitat Politècnica de València.
- [6] Galbraith, M. C., Lian, Y., Qin, S., Shyy, W., Visbal, M. R. y Zhuang, M. (2009). *Local and Global Stability Analysis on Flows around a SD7003 Airfoil*. 47th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including The New Horizons Forum and Aerospace Exposition, Orlando, Florida.
- [7] Gatski, T.B. y Rumsey, C.L. (2002). *Linear and nonlinear eddy viscosity models*. B.E. Launder, N.D. Sandham (Eds.), Closure Strategies for Turbulent and Transitional Flows, Cambridge University Press
- [8] Horton, H.P. (1969). *A semi-empirical theory for the growth and bursting of laminar separation bubbles*. Aeronautical Research Council CP 1073.
- [9] Jahanmiri, M. (2011). *Laminar Separation Bubble: Its Structure, Dynamics and Control*. Chalmers University of Technology.
- [10] Lissaman, P. B. S. (1983). *Low-Reynolds-number airfoils*. Annual Review of Fluid Mechanics 1983, Vol. 15:1, pg. 223-239.
- [11] Martí Gómez-Aldaraví, P. y Navarro García, R. (2017). *Apuntes de Ampliación de Mecánica de Fluidos*. Grado en Ingeniería Aeroespacial, Departamento de Máquinas y Motores Térmicos, Universitat Politècnica de València.

-
- [12] Mayle, R. E. (1991). *The Role of Laminar-Turbulent Transition in Gas Turbine Engines*. ASME Journal of Turbomachinery, Vol. 113, No. 4, pg. 509-537.
- [13] Perpiñá Casanoves, María (2019). *Mitigación de errores e incertidumbre experimental en ensayos en túnel de viento subsónico*. Trabajo de Fin de Máster, Universitat Politècnica de València.
- [14] *Real Decreto 488/1997 de 14 de abril por el que se establecen las disposiciones mínimas de seguridad y salud en los lugares de trabajo*. Ref. BOE-A-1997-8669
- [15] Schlichting, H. (1979). *Boundary Layer Theory*. McGraw-Hill, Inc, 7th edition.
- [16] Selig, M. S., Donovan, J.F. y Fraser, D.B. (1989). *Airfoils at Low Speeds*. SoarTech Publications, Virginia Beach, Virginia.
- [17] Selig, M. S., Guglielmo, J. J., Broeren, A. P. y Giguere, P. (1995). *Summary of Low-Speed Airfoil Data, Volume 1*. SoarTech Publications, Virginia Beach, Virginia.
- [18] Sutton, D. M. (2015). *Experimental Characterization of the Effects of Freestream Turbulence Intensity on the SD7003 Airfoil at Low Reynolds Number*. Tesis del Máster de Ciencias Aplicadas, Universidad de Toronto.
- [19] Swift, K. M. (2009). *An Experimental Analysis of the Laminar Separation Bubble At Low Reynolds Numbers*. Tesis de Máster, Universidad de Tennessee
- [20] Windte, J., Radespiel, R. y Scholz, U. (2004). *RANS Simulation of the Transitional Flow Around Airfoils at Low Reynolds Numbers for Steady and Unsteady Onset Conditions*. RTO AVT Specialists' Meeting, Prague.

Parte II

PLIEGO DE CONDICIONES

Capítulo 1

Pliego de condiciones

1.1. Introducción

El presente documento tiene como objetivo explicar y detallar el correcto cumplimiento de las ordenanzas de seguridad, higiene y salud aplicadas durante el desarrollo del Trabajo de Fin de Grado.

Estas ordenanzas son estándares basados en el Real Decreto 486/1997 del 14 de Abril, por el que se establecen las disposiciones mínimas de seguridad y salud en los lugares de trabajo, en donde se aplican las disposiciones del artículo 6 de la Ley 31/1995 del 8 de noviembre de prevención de Riesgos Laborales. Salvo que se especifique lo contrario, todos los artículos y anexos mencionados en el Pliego de Condiciones pertenecen a este Real Decreto. Se mencionaran sólo aquellos capítulos, artículos, anexos o apartados que sean aplicables al tipo de trabajo desarrollado.

Dado que en estas regulaciones se tratan los aspectos relacionados con las condiciones de los lugares de trabajo, se ha de considerar que dichas condiciones se aplicarán al edificio 6D de la Universitat Politècnica de València (Camino de Vera s/n, 46022, Valencia, Comunidad Valenciana). Este edificio recoge las instalaciones del instituto CMT-Motores Térmicos y el Departamento de Máquinas y Motores Térmicos, en donde estaba situado el puesto de trabajo en la quinta planta del edificio, y donde se han desarrollado las distintas tareas del Trabajo de Fin de Grado.

1.2. Anexo I. Condiciones generales de seguridad en los lugares de trabajo

El Anexo I regula las condiciones generales de seguridad en los lugares de trabajo.

El Apartado 1 sobre la seguridad estructural del edificio, especifica que *todos sus elementos, estructurales o de servicio, incluidas las plataformas de trabajo, escaleras y*

escalas, deberán tener la solidez y la resistencia necesarias para soportar las cargas o esfuerzos a que sean sometidos, y deberán disponer de un sistema de armado, sujeción o apoyo que asegure su estabilidad. Además, se prohíbe sobrecargar los elementos citados en el apartado anterior. Todas estas disposiciones se han cumplido en la zona de trabajo.

El Apartado 2 sobre los espacios de trabajo y zonas peligrosas, especifica en relación con las dimensiones de la zona de trabajo que *deberán permitir que los trabajadores realicen su trabajo sin riesgos para su seguridad y salud y en condiciones ergonómicas aceptables.* Asimismo, *la separación entre los elementos materiales existentes en el puesto de trabajo será suficiente para que los trabajadores puedan ejecutar su labor en condiciones de seguridad, salud y bienestar.* Todas estas disposiciones se han cumplido en la zona de trabajo.

El Apartado 3, especifica que *los suelos de los locales de trabajo deberán ser fijos, estables y no resbaladizos, sin irregularidades ni pendientes peligrosas.* Por otro lado, en relación con las aberturas y desniveles, se dispone que se deberán proteger en caso de suponer un riesgo de caída *mediante barandillas u otros sistemas de protección de seguridad equivalente.* Asimismo, estas barandillas empleadas como elemento de seguridad, deberán ser *de materiales rígidos, de una altura mínima de 90 centímetros,* y garantizando la imposibilidad de *paso o deslizamiento por debajo de las mismas o la caída de objetos sobre personas.* Todas estas disposiciones se han cumplido en la zona de trabajo.

El apartado 4 sobre ventanas, vanos de iluminación cenital y dispositivos de ventilación, especifica que deberán ser seguros, de manera que puedan manipularse *de forma segura las operaciones de apertura, cierre, ajuste o fijación de ventanas, vanos de iluminación cenital y dispositivos de ventilación,* pueda limpiarse *sin riesgo para los trabajadores que realicen esta tarea o para los que se encuentren en el edificio y sus alrededores.* Asimismo, los tabiques transparentes o translúcidos deberán *claramente señalizados y fabricados con materiales seguros, o bien estar separados de dichos puestos y vías.* Todas estas disposiciones se han cumplido en la zona de trabajo.

El apartado 5 sobre las vías de circulación, especifica que deben poder *utilizarse conforme a su uso previsto, de forma fácil y con total seguridad,* además de que sus dimensiones, cantidad, colocación y sus condiciones constructivas *deberán adecuarse al número potencial de usuarios y a las características de la actividad y del lugar de trabajo.* Todas estas disposiciones se han cumplido en la zona de trabajo.

Las puertas y portones, así como las rampas, escaleras fijas y de servicio cumplen lo estipulado por los apartados 6, 7, 8 y 9, contando con las dimensiones dispuestas en los mismos, así como con las correctas señalizaciones de los elementos que puedan suponer un peligro para los trabajadores.

En referencia al apartado 10 sobre las vías y salidas de evacuación, que se rigen por una normativa específica, el número, distribución y dimensiones, así como su señalización es correcta, de manera que se garantizan las condiciones de máxima seguridad.

En referencia al apartado 11 sobre las condiciones de protección contra incendios desarrolladas en una normativa específica, se cumplen todas las estipulaciones sobre seguridad, de manera que se garantizan que los dispositivos de lucha contra incendios son de *fácil acceso y manipulación*.

En cuanto al apartado 12 referente a la instalación eléctrica, se cumple todo lo especificado en su normativa específica, sin representar riesgos de accidente.

Finalmente, se cumple el apartado 13, por el que los trabajadores minusválidos pueden utilizar todas las instalaciones del lugar del trabajo.

1.3. Anexo II. Orden, limpieza y mantenimiento

El Anexo II regula las condiciones de orden, limpieza y mantenimiento del puesto de trabajo.

Estas condiciones se cumplen en el edificio que ha constituido el lugar de trabajo, ya que asegura que las zonas de paso, salidas y vías de circulación y emergencia permanecen *libres de obstáculos de forma que sea posible utilizarlas sin dificultades en todo momento*. Además, todas las zonas de trabajo se limpian *periódicamente y siempre que sea necesario para mantenerlos en todo momento en condiciones higiénicas adecuadas*. Estas operaciones de limpieza no suponen *por sí mismas una fuente de riesgo para los trabajadores que las efectúen o para terceros*. Además, las instalaciones son *objeto de un mantenimiento periódico, de forma que sus condiciones de funcionamiento satisfagan siempre las especificaciones del proyecto*, y se mantienen las condiciones de ventilación *en buen estado de funcionamiento*.

1.4. Anexo III. Condiciones ambientales de los lugares de trabajo

El Anexo III presenta disposiciones sobre las condiciones ambientales de los lugares de trabajo.

Estas condiciones se cumplen, ya que la *exposición a las condiciones ambientales de los lugares de trabajo no debe suponer un riesgo para la seguridad y la salud de los trabajadores*, además de que no constituyen *una fuente de incomodidad o molestia*. La temperatura nunca sale del rango entre 17 y 27°C, y la humedad relativa se sitúa siempre entre el 30 y el 100%. No se sobrepasan tampoco las corrientes de aire de $0,25\text{m s}^{-1}$. En cuanto a la ventilación del lugar del trabajo aseguran *una efectiva renovación del aire del local de trabajo*.

1.5. Anexo IV. Iluminación de los lugares de trabajo

El Anexo IV regula la iluminación de los lugares de trabajo.

Las estipulaciones que se realizan en los diversos apartados se cumplen. La iluminación se adapta *a las características de la actividad* realizada en la zona de trabajo, considerando tanto *los riesgos para la seguridad y salud de los trabajadores dependientes de las condiciones de visibilidad* como *las exigencias visuales de las tareas desarrolladas*. Se cuenta tanto con iluminación natural complementada con iluminación artificial. Los niveles mínimos de iluminación se cumplen, sin suponer en ningún caso ningún riesgo para la seguridad o salud de los trabajadores. Se cuenta además con una *distribución de los niveles de iluminación lo más uniforme posible*, con unos *niveles y contrastes de luminancia adecuados a las exigencias visuales de la tarea*, sin deslumbramientos directos ni indirectos causados por objetos próximos a las zonas de trabajo, y sin sistemas de luz que impidan la correcta visualización del entorno o que supongan un riesgo de accidente. Se dispone, asimismo, de un *alumbrado de emergencia de evacuación y de seguridad*,

1.6. Sobre el impacto en la huella de carbono

La huella de carbono es la medida del impacto ambiental que un individuo, organización, servicio o producto produce, según la cantidad de gases de efecto invernadero (GEI) que produce. Este impacto se mide en cantidad (de toneladas) de CO_2 que equivalente que se emite, es decir, que se realiza una equivalencia entre los GEI y el dióxido de carbono producido.

La realización de este proyecto, al igual que toda actividad humana, conlleva un impacto en esta huella de carbono. El objetivo, es poder reducir este impacto implementando una estrategia de reducción, o compensar las emisiones, de manera que se pueda colaborar en el freno del cambio climático. Para ello, se hace necesario conocer qué efecto produce la realización de las tareas relacionadas con el desarrollo del trabajo.

Para el cálculo de la huella de carbono personal, se hace uso de una calculadora de la empresa Carbon Footprint, avalada por numerosas empresas, institutos, y por la normativa ISO.

Para el cálculo de la huella de carbono personal en la elaboración del trabajo, se considera un periodo de 1 año, donde han contribuido:

- El consumo de luz: 529 kW, desglosados en la Tabla 1.7. Implica una emisión de 0,16 toneladas de CO_2 .
- El uso de transporte público, en este caso tren nacional: 3360 km, debidos a 48 trayectos de 70 km cada uno. Implica una emisión de 0,15 toneladas de CO_2 .

- El gasto de compra de equipos informáticos: 180 € de coste anual, tal y como se anota en la Tabla 1.5. Implica una emisión de 0,12 toneladas de CO_2 .
- El gasto en compra de artículos de papel: 20 €, a razón de cuadernos y hojas A4. Implica una emisión de 0,01 toneladas de CO_2 .

Todo ello en total conlleva una huella de carbono anual de 0,44 toneladas de CO_2 . El mayor componente de emisiones es el consumo eléctrico, seguido del uso de transportes. Ha de considerarse que en este cálculo no se han tenido en cuenta otros factores que acompañan al día a día, como la compra y consumo de productos alimenticios, o incluso el gasto en educación. Sin embargo, sólo se consideran los factores que contribuyen directamente al desarrollo del trabajo. En caso de que se hubiese realizado un estudio experimental o usado servidores de cálculo más potentes, esta huella habría sido mayor. Por ello, es importante ganar conciencia de la problemática que supone, y reducir al máximo los factores que provocan que la emisión de GEI aumente, sin menoscabo del cumplimiento de las normativas de seguridad y salud.

Parte III

PRESUPUESTO

Capítulo 1

Presupuesto

1.1. Introducción

El presente documento tiene como objetivo recoger y desglosar una estimación del coste que implica el desarrollo del presente Trabajo de Fin de Grado, y que conforma el presupuesto del proyecto. Este presupuesto considera tanto el capital humano requerido como el coste del uso de licencias informáticas y de *software*, y se cuantifica en él según un desglose de horas dedicadas y/o empleadas el valor económico derivado de ello.

Se considera que la unidad monetaria empleada es el euro [€], y la unidad temporal es la hora [h]. Al valor final se le añadirá el 21 % correspondiente al IVA (Impuesto sobre el Valor Añadido).

1.2. Presupuesto parcial

El desarrollo del presupuesto parcial se desarrolla en función de las fases del trabajo realizado o de los recursos empleados, según el coste unitario de cada factor involucrado en él.

1.2.1. Desglose de costes unitarios

Licencias informáticas

A lo largo de la realización del trabajo, se ha hecho uso de diversas licencias de programas informáticos. El coste individual de cada licencia se corresponde con:

- Matlab[®]: programa obtenido gracias a la licencia *Total Academic Headcount* a

través de la Universitat Politècnica de València. El coste de una licencia anual de paquete básico para instituciones universitarias es de 250 €. Esto supone un coste unitario de 0,03 €/h.

- XFLR5: se trata de software libre, lo que implica licencia gratuita.
- STAR-CCM+[®]: se considera una licencia anual de 1900 €. Esto implica un coste unitario de 0,22 €/h.
- T_EXMaker: se trata de software libre, lo que implica licencia gratuita.
- Microsoft Office[®]: el coste de una licencia anual con las herramientas requeridas (Microsoft Excel y Microsoft PowerPoint) es de 69 €, lo que implica un coste unitario de 0,01 €/h.

Capital humano

Por otro lado, el coste del capital humano se corresponde con:

- Profesor ayudante doctor: tutor del proyecto, con una atribución de 15,13 €/h según el Portal de Transparencia de la Universitat Politècnica de València, suponiendo 1700 horas de trabajo anuales.
- Ingeniero de grado: autora del proyecto, con una atribución de 3,77 €/h según la Beca de Colaboración del Ministerio de Educación y Formación Profesional del Gobierno de España percibida para un total de 530 horas (las empleadas en el trabajo).

1.2.2. Fases del trabajo

Planteamiento del proyecto y revisión bibliográfica

Esta fase comprende tanto todas las etapas iniciales de planteamiento del proyecto de investigación como en las que se realizó una recopilación de fuentes bibliográficas relacionadas con el trabajo abarcado. Las fuentes consultadas son aquellas a las que la Universitat Politècnica de València está suscrita o de acceso libre en internet. Estas suscripciones conllevan un coste económico, pero dado que se realizan en un entorno universitario y académico, se considera que su coste es nulo.

Recurso	Unidades [h]	Coste unitario [€/h]	Importe [€]
Ingeniero de grado	70	3,77 €	264,15 €
Profesor ayudante doctor	20	15,13 €	302,60 €
Bibliografía	-	-	- €
Total			566,75 €

Tabla 1.1: Presupuesto parcial para la fase de planteamiento del proyecto y revisión bibliográfica

Análisis numérico XFLR5 y CFD

Esta fase del proyecto tiene en cuenta tanto las tomas de contacto con los programas empleados para entender el funcionamiento de los mismos y estudiar el tipo de datos a obtener, como la realización de los estudios numéricos. Para esto, se cuenta con el uso de licencias de Matlab y STAR-CCM+.

Recurso	Unidades [h]	Coste unitario [€/h]	Importe [€]
Ingeniero de grado	220	3,77 €	830,19 €
Profesor ayudante doctor	20	15,13 €	302,60 €
Licencias informáticas	-	-	54,00 €
Total			1186,78 €

Tabla 1.2: Presupuesto parcial para la fase de análisis numérico XFLR5 y CFD

Análisis de resultados

Esta fase recoge el post-procesado de los análisis numéricos y el procesamiento de datos y entendimiento de datos. Para ello, se requieren licencias tanto de STAR-CCM+ (obtención de escenas, distribuciones, etc.), de Matlab para el procesamiento de datos, y de Microsoft Excel para la organización y análisis de los mismos.

Recurso	Unidades [h]	Coste unitario [€/h]	Importe [€]
Ingeniero de grado	130	3,77 €	490,57 €
Profesor ayudante doctor	20	15,13 €	302,60 €
Licencias informáticas	-	-	12,59 €
Total			805,75 €

Tabla 1.3: Presupuesto parcial para la fase de análisis de resultados

Redacción de la memoria y preparación de la defensa

Esta fase comprende la redacción de la memoria mediante un editor de texto de código libre (sin coste), y la preparación de la defensa del Trabajo de Fin de Grado

mediante la preparación de una presentación con el uso de Microsoft Power Point. Asimismo, también considera el uso de Matlab para la obtención de los gráficos presentes en la Memoria.

Recurso	Unidades [h]	Coste unitario [€/h]	Importe [€]
Ingeniero de grado	110	3,77 €	415,09 €
Profesor ayudante doctor	20	15,13 €	302,60 €
Licencias informáticas	-	-	1,59 €
Impresión	-	-	50,00 €
Total			765,29 €

Tabla 1.4: Presupuesto parcial para la fase de redacción de la memoria y preparación de la defensa

1.2.3. Gastos comunes

Material

Entre el material empleado, se considera la adquisición de un portátil HP Pavilion 15-cs0xxx, con un procesador Intel Core i7-8550U y RAM de 16 GB, y el uso de material de oficina: cuadernos, bolígrafos, hojas de papel reciclado, impresiones, etc.

Se considera un periodo de amortización del portátil de 5 años, y un valor residual del 75 %. El periodo amortizado a lo largo de la elaboración del trabajo es de 12 meses.

Concepto	Importe [€]
Equipo informático portátil	1200,00 €
Coste anual de amortización	180,00 €
Coste amortizado	180,00 €
Total	180,00 €

Tabla 1.5: Amortización de los equipos informáticos empleados

Recurso	Importe [€]
Amortización equipos informáticos	180,00 €
Material de oficina	20,00 €
Total	200,00 €

Tabla 1.6: Presupuesto parcial de los materiales empleados

Consumo eléctrico

Para el cálculo del consumo eléctrico, se considera individualmente el consumo específico en [W] de cada elemento empleado en la realización del proyecto. El coste de la electricidad se estima en 0,13 €/kWh, y se le añade un 5,113% de impuestos a la electricidad.

Recurso	Consumo instantáneo [W]	Energía total [kWh]	Importe [€]	Impuesto (5,113%) [€]
Equipo portátil	150	79,5	10,34 €	10,86 €
Luz	320	169,6	22,05 €	23,18 €
Cargador	5	1,325	0,17 €	0,18 €
Ventilación	700	278,25	36,17 €	38,02 €
			Total	72,24 €

Tabla 1.7: Presupuesto parcial del coste eléctrico

Transportes

Se considera el transporte empleado para desplazarse en transporte público en el trayecto Valencia - Gandia, a razón de 4 viajes mensuales los últimos 12 meses, para acudir al puesto de trabajo. El billete individual tiene un coste de 5,80 € según las tarifa general de Renfe Cercanías Valencia para la comunicación entre las zonas 1 y 6.

Recurso	Unidades [trayectos]	Coste unitario [€/trayecto]	Importe [€]
Transporte	48	5,80 €	278,40 €
			Total 278,40 €

Tabla 1.8: Presupuesto parcial del transporte

Total

Recurso	Importe [€]
Material	200,00 €
Coste eléctrico	72,24 €
Transporte	278,40 €
Total	550,64 €

Tabla 1.9: Presupuesto parcial para los gastos comunes

1.3. Presupuesto global

Recurso	Importe [€]
Planteamiento del proyecto y revisión bibliográfica	566,75 €
Análisis numérico XFLR5 y CFD	1186,78 €
Análisis de resultados	805,75 €
Redacción de la memoria y preparación de la defensa	769,29 €
Gastos comunes	550,64 €
Total bruto	3879,22 €
IVA (21 %)	814,64 €
Total	4693,85 €

Tabla 1.10: Presupuesto total del Trabajo de Fin de Grado

Por tanto, el presupuesto total asciende a:

Cuatro mil seiscientos noventa y tres euros con ochenta y cinco céntimos

Parte IV

ANEXOS

Anexo I - Coordenadas de la geometría empleada

Se presentan las coordenadas de las geometrías empleadas. Cada par de puntos $(x/c, y/c)$ representa la coordenada normalizada respecto de la cuerda, de manera que todos los perfiles presentan una cuerda unitaria.

x/c [-] extradós	y/c [-] extradós	x/c [-] intradós	y/c [-] intradós
0,00127	0,00438	0,00025	-0,00186
0,00697	0,0117	0,00457	-0,00741
0,0170	0,0193	0,0141	-0,0129
0,0313	0,0268	0,0284	-0,0176
0,0498	0,0337	0,0476	-0,0214
0,0724	0,0399	0,0718	-0,0244
0,0992	0,0452	0,102	-0,0266
0,130	0,0496	0,134	-0,0281
0,164	0,0529	0,172	-0,0289
0,202	0,0552	0,213	-0,0290
0,244	0,0564	0,257	-0,0285
0,288	0,0566	0,305	-0,0275
0,334	0,0558	0,354	-0,0261
0,383	0,0542	0,406	-0,0243
0,432	0,0517	0,458	-0,0222
0,484	0,0486	0,512	-0,0198
0,535	0,0449	0,565	-0,0172
0,586	0,0409	0,617	-0,0145
0,637	0,0365	0,669	-0,0117
0,687	0,0320	0,719	-0,00887
0,735	0,0274	0,766	-0,00628
0,780	0,0230	0,811	-0,00403
0,822	0,0188	0,852	-0,00220
0,861	0,0149	0,890	-0,00082
0,896	0,0114	0,922	0,00008
0,926	0,00824	0,950	0,00052
0,952	0,00547	0,971	0,00057
0,972	0,00310	0,987	0,00037
0,987	0,00132	0,997	0,00011
0,997	0,00031	1	0
1	0		

Tabla 1: Coordenadas del perfil SD7003-Original

x/c [-] extradós	y/c [-] extradós	x/c [-] intradós	y/c [-] intradós
0	0	0,00017	-0,00150
0,00032	0,00170	0,00063	-0,00296
0,00087	0,00345	0,00149	-0,00439
0,00172	0,00529	0,00275	-0,00584
0,00288	0,00718	0,00448	-0,00736
0,00444	0,00916	0,00670	-0,00899
0,00648	0,0113	0,00951	-0,0107
0,00910	0,0136	0,0130	-0,0124
0,0125	0,0163	0,0171	-0,0142
0,0167	0,0192	0,0223	-0,0160
0,0221	0,0224	0,0289	-0,0179
0,0290	0,0258	0,0375	-0,0198
0,0373	0,0295	0,0480	-0,0217
0,0470	0,0330	0,0596	-0,0233
0,0578	0,0364	0,0723	-0,0247
0,0694	0,0395	0,0857	-0,0260
0,0817	0,0423	0,0995	-0,0270
0,0944	0,0449	0,114	-0,0278
0,107	0,0471	0,128	-0,0285
0,120	0,0490	0,142	-0,0290
0,134	0,0507	0,156	-0,0294
0,148	0,0522	0,171	-0,0297
0,162	0,0535	0,185	-0,0299
0,176	0,0546	0,200	-0,0300
0,190	0,0555	0,215	-0,0300
0,204	0,0562	0,229	-0,0300
0,218	0,0568	0,244	-0,0299
0,233	0,0573	0,259	-0,0297
0,247	0,0576	0,273	-0,0295
0,266	0,0578	0,288	-0,0293
0,276	0,0579	0,303	-0,0290
0,290	0,0579	0,318	-0,0287
0,305	0,0578	0,332	-0,0283
0,320	0,0576	0,347	-0,0279
0,334	0,0574	0,362	-0,0275
0,349	0,0570	0,377	-0,0271
0,363	0,0566	0,392	-0,0266
0,378	0,0561	0,406	-0,0261
0,393	0,0555	0,421	-0,0256
0,407	0,0549	0,436	-0,0251
0,422	0,0543	0,451	-0,0246
0,437	0,0535	0,466	-0,0240
0,451	0,0527	0,481	-0,0234

0,466	0,0519	0,496	-0,0229
0,481	0,0510	0,510	-0,0222
0,495	0,0501	0,525	-0,0216
0,510	0,0491	0,540	-0,0209
0,525	0,0481	0,555	-0,0203
0,539	0,0471	0,570	-0,0196
0,554	0,0460	0,585	-0,0189
0,569	0,0449	0,599	-0,0183
0,584	0,0438	0,614	-0,0175
0,599	0,0426	0,629	-0,0168
0,613	0,0414	0,644	-0,0161
0,628	0,0402	0,659	-0,0153
0,643	0,0390	0,677	-0,0145
0,658	0,0377	0,689	-0,0138
0,672	0,0364	0,704	-0,0130
0,687	0,0351	0,718	-0,0122
0,702	0,0338	0,733	-0,0115
0,717	0,0325	0,748	-0,0107
0,732	0,0311	0,763	-0,0100
0,747	0,0298	0,778	-0,00931
0,761	0,0284	0,793	-0,00863
0,776	0,0270	0,807	-0,00798
0,791	0,0256	0,822	-0,00735
0,806	0,0242	0,837	-0,00676
0,821	0,0228	0,852	-0,00620
0,836	0,0214	0,867	-0,00568
0,850	0,0200	0,881	-0,00521
0,865	0,0187	0,895	-0,00480
0,880	0,0171	0,910	-0,00445
0,895	0,0157	0,925	-0,00417
0,910	0,0142	0,939	-0,00398
0,924	0,0128	0,953	-0,00389
0,939	0,0113	0,967	-0,00393
0,953	0,00976	0,981	-0,00409
0,967	0,00819	0,992	-0,00438
0,981	0,00667	1	-0,00467
0,992	0,00542		
1	0,00467		

Tabla 2: Coordenadas del perfil SD7003-Modificado

x/c [-] extradós	y/c [-] extradós	x/c [-] intradós	y/c [-] intradós
0,00127	0,00387	0,00025	-0,00445
0,00697	0,0109	0,00457	-0,0114
0,0170	0,0179	0,0141	-0,0162
0,0313	0,0250	0,0284	-0,0201
0,0498	0,0317	0,0476	-0,0237
0,0724	0,0375	0,0718	-0,0267
0,0992	0,0428	0,101	-0,0289
0,130	0,0471	0,134	-0,0298
0,164	0,0505	0,172	-0,0310
0,202	0,0529	0,213	-0,0309
0,244	0,0539	0,257	-0,0300
0,288	0,0539	0,305	-0,0288
0,334	0,0532	0,354	-0,0277
0,383	0,0521	0,406	-0,0257
0,432	0,0494	0,458	-0,0237
0,484	0,0467	0,512	-0,0216
0,535	0,0431	0,565	-0,0189
0,586	0,0389	0,617	-0,0165
0,637	0,0353	0,669	-0,0141
0,687	0,0308	0,719	-0,0111
0,734	0,0269	0,766	-0,00889
0,779	0,0225	0,811	-0,00707
0,822	0,0183	0,852	-0,00510
0,861	0,0148	0,889	-0,00389
0,896	0,0109	0,922	-0,00343
0,926	0,00769	0,949	-0,00085
0,952	0,00516	0,971	-0,00180
0,972	0,00380		

Tabla 3: Coordenadas del perfil SD7003-Fabricado 1

x/c [-] extradós	y/c [-] extradós	x/c [-] intradós	y/c [-] intradós
0,00127	0,00537	0,00025	-0,00203
0,00697	0,0124	0,00457	-0,00842
0,0170	0,0200	0,0141	-0,0133
0,0313	0,0273	0,0283	-0,0180
0,0498	0,0344	0,0476	-0,0217
0,0724	0,0402	0,0718	-0,0247
0,0992	0,0459	0,101	-0,0268
0,129	0,0501	0,134	-0,0282
0,164	0,0534	0,171	-0,0293
0,202	0,0559	0,212	-0,0298
0,243	0,0572	0,257	-0,0297
0,287	0,0575	0,304	-0,0292
0,334	0,0568	0,354	-0,0280
0,382	0,0554	0,405	-0,0264
0,432	0,0530	0,458	-0,0247
0,483	0,0501	0,511	-0,0223
0,535	0,0465	0,564	-0,0205
0,586	0,0427	0,617	-0,0179
0,637	0,0387	0,668	-0,0157
0,686	0,0343	0,718	-0,0134
0,734	0,0300	0,766	-0,0111
0,779	0,0255	0,811	-0,00958
0,822	0,0218	0,852	-0,00792
0,861	0,0180	0,889	-0,00682
0,896	0,0147	0,922	-0,00616
0,926	0,0118	0,949	-0,00584
0,951	0,00890	0,971	-0,00570
0,972	0,00661	0,987	-0,00626
0,987	0,00597	0,996	-0,00642
0,996	0,00522	1	-0,00348
1	-0,00028		

Tabla 4: Coordenadas del perfil SD7003-Fabricado 2

