



UNIVERSITAT
POLITÈCNICA
DE VALÈNCIA



TRABAJO FINAL DE GRADO

Grado en Ingeniería Aeroespacial

ESTUDIO COMPUTACIONAL DE UN ALA Y SUS PARTES MÓVILES EN CONDICIONES REALISTAS DE VUELO

Autor: Javier Marco Gimeno

Tutor: Pedro Martí Gomez-Aldaraví
Curso 2016-17

30 de junio de 2017

UNIVERSITAT POLITÈCNICA DE VALÈNCIA

A mi hermano y mis padres

Agradecimientos

Quisiera expresar mis agradecimientos a todas las personas que durante estos años de carrera me han apoyado y me han impulsado a seguir trabajando, y a evolucionar tanto en el aspecto académico como en el personal.

Agradecer a mi familia el apoyo incondicional durante estos cuatro años en todas las decisiones tomadas.

A Pedro, por su gran dedicación, su profesionalidad, por las infinitas horas atendiéndome y por su enorme paciencia, ha sido un placer trabajar contigo.

A Juanjo, una amistad creada durante la realización de este proyecto, por esas risas y esos buenos momentos que han hecho muchísimo más amena las largas horas de trabajo en el CMT.

Y en general, a aquellas personas que he conocido en este periodo, fuera o dentro de clase que han hecho de estos últimos años una experiencia inolvidable.

A todos ellos, gracias.

Resumen

En la realización de este Trabajo de Fin de Grado, se ha llevado a cabo un estudio aerodinámico completo sobre el ala de una aeronave comercial B-737 ampliamente conocida mediante técnicas de simulación CFD.

Las técnicas de Mecánica de Fluidos Computacional están cobrando gran importancia en la industria actualmente debido a las numerosas ventajas que ofrece a la hora de obtener y predecir resultados, suponiendo grandes ahorros a las empresas que lo utilizan.

En este proyecto se va a realizar en primer lugar una pequeña introducción teórica sobre las ecuaciones que rigen la mecánica de fluidos, así como las técnicas CFD aplicadas al software utilizado denominado OpenFOAM que permitan entender como se han realizado las simulaciones y los cálculos. Tras ello se detallará la manera en la que se puede implementar el movimiento de un flap para realizar simulaciones no estacionarias, y se realizarán las simulaciones tanto en el caso estacionario como en el caso con el flap en movimiento, para acabar simulando la geometría del ala del B-737. Se van a analizar las influencias del flap, ángulo de ataque y efectos tridimensionales y se van a extraer conclusiones a partir de los resultados obtenidos.

Finalmente, se incluirá un presupuesto sobre los costes asociados a la realización de este Trabajo de Fin de Grado, teniendo en cuenta el software y hardware utilizado, junto con un pliego de condiciones que establezca los requisitos de seguridad necesarios para poder realizar este tipo de proyecto.

Palabras clave: CFD, OpenFOAM, Flap, aerodinámica externa, B737

Abstract

In the development of this thesis, a complete aerodynamic study has been done around the wing of a well known commercial aircraft, Boeing 737, by means of CFD simulation techniques.

Computational Fluid Dynamics are currently gaining a big role in the industry due to the great advantages they offer when it comes to obtaining and predicting results, as they suppose huge savings to the companies that make use of them.

In first place, in this project there is going to be some theoretical introduction about the equations governing the fluid mechanics, as well as the CFD techniques associated to the OpenFOAM software, so it can be later understood how the simulations and the calculations were performed. Afterwards, it will be detailed how the flap movement was implemented in order to start some non-steady simulations, and the simulations would be launched later, both steady and non-steady conditions and finally calculating the three-dimensional geometry of the B-737. The influences of the flap at different conditions, the angle of attack and the three-dimensional effects are going to be analyzed and conclusions are to be obtained from the results.

Finally, a budget is included about the associated costs of this project taking into account the hardware and software used, as well as the work conditions and the requisites to minimize laboral risks while doing this kind of project.

Keywords: CFD, OpenFOAM, Flap, external aerodynamics, B737

Índice general

Resumen	VII
Índice general	XI
Índice de figuras	XV
Índice de tablas	XIX
Nomenclatura	XXI
I Memoria	1
1 Planteamiento del trabajo	3
1.1 Introducción	3
1.2 Motivación	5
1.3 Objetivos	5
1.4 Estructura.....	6
2 Estudio teórico	9
2.1 Geometría de un perfil alar	9
2.2 Aerodinámica del perfil	10
2.2.1 Centro de presiones	12
2.2.2 Centro aerodinámico.....	12
2.2.3 Adimensionalización de las variables	13
2.3 Capa límite	13
2.4 Curvas características	14
2.4.1 Curva de sustentación	14
2.4.2 Curva de resistencia	15
2.5 Entrada en pérdida.....	16
2.6 Efectos tridimensionales.....	17
3 Mecánica de fluidos computacional	19
3.1 Introducción	19
3.2 Preproceso	20

3.3	Introducción a la Mecánica de Fluidos.....	23
3.4	Ecuaciones del movimiento	24
3.4.1	Conservación de la masa	24
3.4.2	Conservación cantidad de movimiento	24
3.4.3	Ecuación de la energía.....	25
3.4.4	Forma general de las ecuaciones de transporte	25
3.5	Resolución de las ecuaciones de transporte	25
3.5.1	Residuales	27
3.5.2	Tipologías de <i>solvers</i>	27
3.5.3	Condición de Courant-Friedrichs-Lewy.....	27
3.6	Modelado de la turbulencia.....	28
3.6.1	Introducción.....	28
3.6.2	Direct Numerical Simulation (DNS).....	28
3.6.3	Large Eddy Simulation (LES)	29
3.6.4	Reynolds Averaged Navier-Stokes (RANS).....	29
3.7	OpenFOAM.....	31
3.7.1	Introducción.....	31
3.7.2	Estructura de OpenFOAM.....	32
3.7.3	Solvers	33
3.7.4	Solver utilizado.....	34
4	Diseño del problema	35
4.1	Introducción	35
4.2	La serie 737	36
4.3	Datos geométricos	37
4.3.1	Condiciones de vuelo	38
4.3.2	Winglet	39
4.3.3	Dispositivos hipersustentadores	40
5	Preprocesado	43
5.1	Introducción	43
5.2	Geometría	43
5.3	Estructura de mallado	46
5.3.1	Análisis de sensibilidad	48
5.3.2	Independencia de malla	49
5.3.3	Independencia de malla tridimensional.....	54
5.4	Condiciones de contorno para independencia de malla	56
5.4.1	Caso bidimensional	56
5.4.2	Caso tridimensional.....	57
6	Simulaciones en OpenFOAM	59
6.1	Introducción	59
6.2	Valores iniciales	60
6.2.1	Variables turbulentas	60
6.2.2	Resumen variables termodinámicas.....	61
6.3	Condiciones de Contorno	61

6.3.1	Tipos de condiciones de contorno.....	61
6.3.2	Condiciones de contorno usadas en las simulaciones	62
6.4	Movimiento del Flap	62
6.4.1	Estructura del caso	63
6.5	Convergencia de los casos.....	65
6.5.1	Perfiles bidimensionales en condiciones de crucero	65
6.5.2	Perfiles bidimensionales en condiciones de aproximación	66
6.5.3	Ala tridimensional en condiciones de crucero	67
7	Análisis de resultados	69
7.1	Introducción	69
7.2	Aerodinámica de los perfiles	69
7.2.1	Coefficiente de presiones	70
7.2.2	Curva de sustentación	71
7.2.3	Curva de resistencia	72
7.2.4	Polar	73
7.2.5	Localización del centro aerodinámico.....	74
7.2.6	Desprendimiento	74
7.3	Deflexión del Flap	77
7.3.1	Influencia del grado de deflexión.....	77
7.3.2	Influencia de la velocidad de deflexión	82
7.4	Ala tridimensional.....	86
7.4.1	Coefficiente de presión	86
7.4.2	Evolución de parámetros a lo largo de la envergadura	90
7.4.3	Vórtices de Punta de ala	91
7.4.4	Polar del ala.....	92
7.4.5	Estela	94
8	Conclusiones	95
8.1	Introducción	95
8.2	Conclusiones	95
8.3	Trabajos futuros	96
II	Presupuesto	99
1	Presupuesto	101
1.1	Introducción	101
1.2	Desglose de costes unitarios	101
1.3	Presupuesto total	105
III	Pliego de condiciones	107
1	Condiciones generales	109
1.1	General.....	109

1.2	Real Decreto 488/1997 de 14 de abril.....	110
2	Especificaciones técnicas	117
2.1	Especificaciones de materiales y equipos.....	117
2.1.1	Hardware	117
2.1.2	Software	117
2.1.3	Conexión a Internet.....	118
2.1.4	Conocimientos previos.....	118
2.1.5	Conocimientos informáticos	118
2.1.6	Material adicional.....	119
2.1.7	Supervisión	119
2.2	Condiciones de calidad	119
2.3	Condiciones de garantía y mantenimiento	119
2.4	Reclamaciones	120
2.5	Condiciones legales y contractuales	120
2.6	Revisión de los precios	120
2.7	Fianza	120
2.8	Aceptación	121
	Bibliografía	123

Índice de figuras

1.1	Proceso iterativo diseño aeronave.....	4
2.1	Perfil NACA 4411 con las partes que lo componen.....	9
2.2	Distribución de fuerzas sobre el perfil NACA 4411 con cierto ángulo de ataque.	11
2.3	Descomposición de fuerzas que actúan sobre un perfil (NACA 4111).....	11
2.4	Capa límite laminar debido a perturbación por una placa plana.....	14
2.5	Transición capa límite laminar a turbulenta.	14
2.6	Curva de sustentación para un perfil genérico.	15
2.7	Curva de resistencia para un perfil genérico.	16
2.8	Fenómeno de vórtices en punta de ala.	17
2.9	Efecto de "downwash" en un perfil de una ala finita típica.....	18
3.1	Mallado estructurado alrededor perfil de encastre de B-737.	21
3.2	Mallado desestructurado alrededor perfil de encastre de B-737.	22
3.3	Mallado híbrido alrededor de toma de aire hipersónica Busemann.	22
3.4	Estructura resolutive de OpenFOAM.	32
3.5	Estructura de ficheros en OpenFOAM.	32
4.1	Cronología de Boeing	35
4.2	Plano planta de B737 NG.....	37
4.3	Plano alzado de B737 NG	37
4.4	Winglet Blended.	39
4.5	Winglet Whitcomb.	39
4.6	Diversas tipologías de flaps.	41
5.1	Perfiles que conforman la estructura tridimensional del Boeing 737.	44
5.2	Vista superior modelo CAD de ala B-737 con nomenclatura usada.	44
5.3	Vista inferior modelo CAD de ala B-737 con nomenclatura usada.....	45
5.4	Volumen de control dividido en diversos subdominios junto con nomenclatura de las superficies.	46
5.5	División del dominio fluido y dirección de los <i>gradings</i>	47
5.6	División del dominio fluido y dirección de los <i>gradings</i> en las proximidades del perfil.	47
5.7	Evolución de los resultados con el dominio.	48

5.8	Evolución del coeficiente de sustentación con el número de celdas.	49
5.9	Evolución del coeficiente de resistencia con el número de celdas.	50
5.10	Evolución del error entre distribuciones de presión.	51
5.11	Comparación de las distribuciones de presión para las distintas mallas evaluadas. ...	52
5.12	Estructura de la malla en el perfil bidimensional.	53
5.13	Coeficiente de sustentación para las tres mallas de estudio.	54
5.14	Estructura de la malla en el dominio tridimensional.	55
6.1	Separación de la geometría en perfil y flap.	62
6.2	Movimiento de la malla a distintos ángulos de deflexión δ	64
6.3	Evolución de la variación de los coeficientes aerodinámicos con el tiempo de simulación para condiciones de crucero en el perfil bidimensional.	65
6.4	Evolución de la variación de los coeficientes aerodinámicos con el tiempo de simulación para condiciones de aproximación en el perfil bidimensional.	66
6.5	Evolución de la variación de los coeficientes aerodinámicos con el tiempo de simulación para condiciones de crucero en la geometría tridimensional.	67
7.1	Distribución de coeficiente de presión a varios ángulos de ataque.	70
7.2	Comparación de la curva de sustentación para el perfil de encastre.	71
7.3	Comparación de la curva de resistencia para el perfil de encastre.	72
7.4	Polar del perfil de encastre.	73
7.5	Representación de contornos de Mach a distintos ángulos de ataque.	75
7.6	Comparación de esfuerzos tangenciales a distintos ángulos de ataque.	76
7.7	Distribución del coeficiente de presión a lo largo de la cuerda para distintos ángulos de ataque.	78
7.8	Representación del número de Mach a varios grados de deflexión del flap.	79
7.9	Evolución del coeficiente de sustentación con los grados de deflexión del flap.	80
7.10	Evolución del coeficiente de resistencia con los grados de deflexión del flap.	80
7.11	Evolución de la eficiencia aerodinámica con los grados de deflexión del flap.	81
7.12	Evolución del coeficiente de sustentación con los grados de deflexión a distintas velocidades de movimiento del flap.	82
7.13	Evolución del coeficiente de sustentación con el tiempo a distintas velocidades de movimiento del flap.	83
7.14	Evolución del coeficiente de resistencia con los grados de deflexión a distintas velocidades de movimiento del flap.	84
7.15	Evolución del coeficiente de resistencia con el tiempo a distintas velocidades de movimiento del flap.	85
7.16	Evolución de la eficiencia aerodinámica con el grado de deflexión a distintas velocidades de movimiento del flap.	85
7.17	Evolución de la eficiencia aerodinámica con el tiempo a distintas velocidades de movimiento del flap.	86
7.18	Distribución del coeficiente de presiones para ángulo $\alpha = 0^\circ$	88

7.19 Distribución del coeficiente de presiones para ángulo $\alpha = 5^\circ$	89
7.20 Distribución del coeficiente de sustentación a lo largo de la semienvergadura.	90
7.21 Distribución del coeficiente de resistencia a lo largo de la semienvergadura.	91
7.22 Representación del fenómeno de vórtices de punta de ala.	92
7.23 Curvas características de la geometría alar.	93
7.24 Líneas de corriente en la estela de la geometría alar. Velocidades dirección Y positivas (rojo) y dirección Y negativas (azul)	94

Índice de tablas

3.1	Forma general de las ecuaciones de transporte.	25
3.2	Forma general de las ecuaciones de transporte junto a variables turbulentas.	30
4.1	Resumen unidades vendidas por modelo comercial de Boeing	36
4.2	Parámetros de diseño	38
4.3	Parámetros de diseño para condiciones de crucero.	38
4.4	Parámetros de diseño para condiciones de aproximación.	38
5.1	Elementos por malla bidimensional.....	49
5.2	Resumen de número de elementos y grading	53
5.3	Elementos por malla tridimensional.	54
5.4	Resultados de análisis de independencia de malla.....	55
5.5	Condiciones de contorno independencia de malla bidimensional.	56
5.6	Condiciones de contorno independencia de malla tridimensional.....	57
6.1	Resumen variables termodinámicas de condiciones de contorno en condiciones de crucero.....	61
6.2	Configuración archivo <i>dynamicMeshDict</i>	63
6.3	Configuración archivo <i>pointDisplacement</i>	64
6.4	Flujos máxicos en las secciones de entrada y salida en condiciones de crucero.	65
6.5	Flujos máxicos en las secciones de entrada y salida en condiciones de aproximación. 66	
6.6	Flujos máxicos en las secciones de entrada y salida en caso tridimensional.....	67
7.1	Coefficientes aerodinámicos a distintos ángulos de ataque.	73
7.2	Localización del centro aerodinámico a varios ángulos de ataque.	74
7.3	Localización del punto de desprendimiento a varios ángulos de ataque.....	77
7.4	Coefficientes aerodinámicos a distintos ángulos de ataque.	92
7.5	Comparación coeficientes aerodinámicos.	93

Nomenclatura

Acrónimos

alphatWF alphasWallFunction

BC Boundary Condition (Condiciones de contorno)

c.a. Centro aerodinámico

CAD Computer Aided Design

CFD Computational Fluid Dynamics

DNS Direct Numerical Simulation

epsilonWF epsilonWallFunction

FOAM Field Operational And Manipulation

ISA International Standard Atmosphere

kqRWF kqRWallFunction

LE Leading Edge (Borde de ataque)

LES Large Eddy Simulation

mutkWF mutkWallFunction

NACA National Advisory Committee for Aeronautics

nutkWF nutkWallFunction

omegaWF omegaWallFunction

PIMPLE Pressure-Implicit Method for Pressure Linked Equation

PISO Pressure Implicit with Splitting of Operator

PVD Pantalla de Visualización de Datos

RANS Reynolds-Averaged Navier-Stokes

SIMPLE Semi-Implicit Method for Pressure Linked Equation

SST Shear Stress Transport

TE Trailing Edge (Borde de fuga)

Símbolos griegos

α	Ángulo de ataque	°
α_i	Ángulo de ataque inducido	°
α_t	Difusividad térmica	[-]
α_{eff}	Ángulo de ataque efectivo	°
ϵ	Tasa de disipación turbulenta	m^2/s^3
Γ	Circulación	m^2/s
λ	Estrechamiento alar	[-]
μ	Viscosidad dinámica	$kg/(m \cdot s)$
μ_t	Viscosidad dinámica turbulenta	$kg/(m \cdot s)$
ν	Viscosidad cinemática	m^2/s
ν_t	Viscosidad cinemática turbulenta	m^2/s
ω	Disipación específica	s^{-1}
ρ	Densidad	kg/m^3

Símbolos latinos

\vec{n}	Vector normal a la superficie	[-]
A	Fuerza en dirección axial	N
a	Velocidad local del sonido	m/s
AR	Relación de aspecto, Alargamiento alar	[-]
c	Cuerda	m
C_D	Coefficiente de resistencia	[-]
C_L	Coefficiente de sustentación	[-]
C_p	Coefficiente de presión	[-]
C_{D_0}	Coefficiente de resistencia parásita	[-]
C_{D_i}	Coefficiente de resistencia inducida	[-]
C_{L_0}	Coefficiente de sustentación a ángulo nulo	[-]
$C_{L\alpha}$	Pendiente de curva de sustentación	[-]
Co	Número de Courant	[-]
D	Resistencia	N
E	Eficiencia aerodinámica	[-]
K	Constante de resistencia inducida	[-]
k	Energía cinética turbulenta	m^2/s^2

L	Sustentación	N
M	Momento	$\text{N} \cdot \text{m}$
Ma	Número de Mach	[-]
N	Fuerza en dirección normal	N
R	Tensor de esfuerzos de Reynolds	$\text{kg}/(\text{m} \cdot \text{s}^2)$
Re	Número de Reynolds	[-]
S_w	Superficie alar	m^2
T	Temperatura	K
U	Velocidad	m/s
w	Downwash	m/s

Parte I

Memoria

Planteamiento del trabajo

1.1 Introducción

Con el creciente aumento de la potencia de cálculo de los procesadores que el mercado ofrece a día de hoy, las técnicas de mecánica de fluidos computacional (CFD) han sufrido un inherente aumento en su uso ya que, aunque lejos de poder utilizarse para cualquier problema fluidodinámico, se pueden obtener resultados más que fiables si la técnica es utilizada apropiadamente. Además, supone grandes ahorros para las empresas ya que no existe la necesidad exclusiva de obtener resultados mediante la experimentación, si no que únicamente con un determinado coste computacional, se puede comenzar a adquirir datos.

En la industria aeroespacial (el tema de estudio) esto cobra vital importancia, pues los ahorros pueden ser cuantiosos a la hora de diseñar un ala. Tras un planteamiento preliminar donde se definirían las características y necesidades de la misma establecidos por la propia compañía, se pasaría a una etapa más ingenieril pues se comenzarían a obtener los primeros diseños aerodinámicos que cumplirían con las necesidades establecidas previamente. Tras esto, y tener un primer diseño CAD, se puede pasar ya a la fase de CFD donde al poder obtenerse datos, se pueden realizar los primeros descartes, comenzando así un proceso iterativo que no necesita pasar por la fabricación a escala real, como se puede observar en la figura 1.1 . Una vez un diseño se ha probado más que fiable en cuanto a las prestaciones que ofrece, se puede pasar a la manufacturación donde se realizaran experimentos en túnel de viento y comprobar la validez de los resultados obtenidos mediante software.

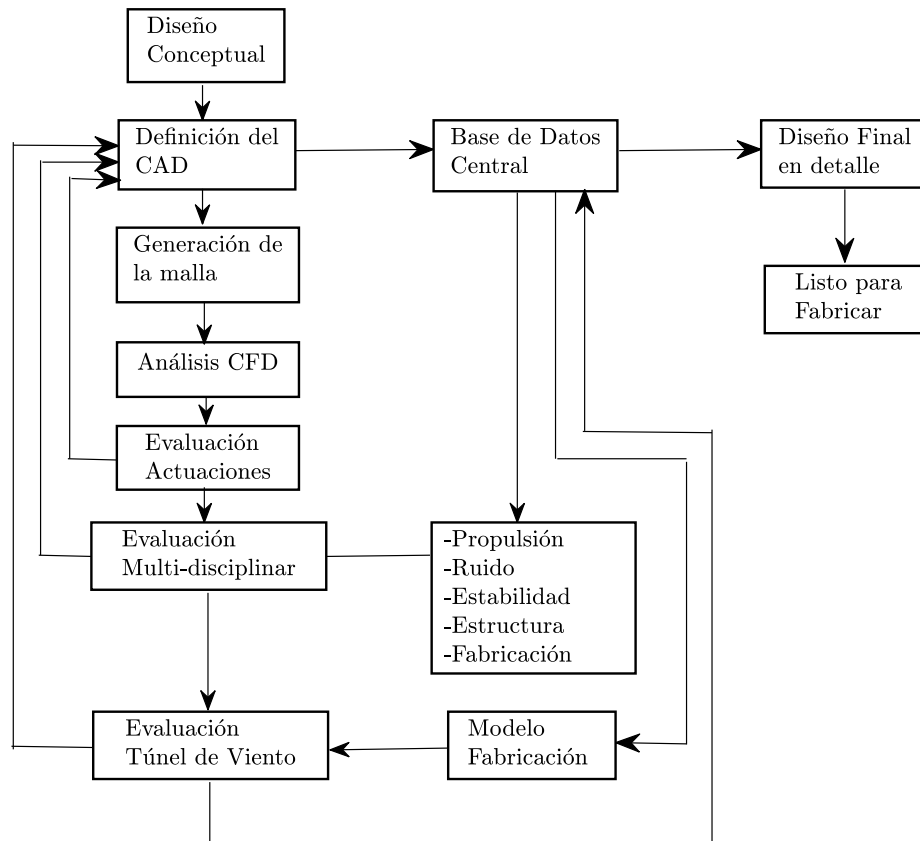


Figura 1.1: Proceso iterativo diseño aeronave.

Esta industria es bastante crítica, y cualquier variación en las prestaciones de un ala va a suponer que el diseño final de la aeronave tenga unas determinadas características derivadas como el impacto sonoro que produzca, su consumo específico, y características críticas para la aeronáutica actual como son las emisiones. Todas estas últimas supondrán que un potencial comprador de la aeronave se decante o no por el producto final.

Es por ello que los estudios CFD son muy interesantes y necesarios, ya que permiten al diseñador en una etapa temprana del proceso continuar con el proyecto o deshecharlo y volver a empezar el proceso iterativo previo.

Actualmente existen múltiples códigos de CFD, tanto programas internos de una determinada empresa, o bien otros comerciales utilizados adquiriendo licencias de software. Cada uno de estos códigos trabaja en mejor o peor manera para cada tipo de problema a resolver, y tienen sus ventajas e inconvenientes. Cabe destacar que las licencias de estos software son realmente caras, pues una licencia de cálculo del software *Ansys Fluent* puede rondar unos 65 mil euros anuales, o una de *StarCCM+* unos 30 mil euros cada año por licencia de cálculo. A esto hay que añadir licencias de software de pre-procesado, post-procesado, etc. Se observa que tener a un equipo de varias personas dedicadas únicamente al cálculo CFD supone grandes gastos anuales para una empresa. Aun así, supone grandes ahorros si se compara con la situación en la que se tuvieran que llevar los diseños directamente a fabricación.

1.2 Motivación

El interés mostrado a este campo de la ingeniería surgió a raíz de asignaturas como *Ampliación de Mecánica de Fluidos* o *Aerodinámica*, pues se presentaron las herramientas básicas para poder trabajar con CFD y a su vez consiguieron profundizar de una manera interesante en la mecánica de fluidos y lo que ello implica: turbulencia, aparición de fuerzas alrededor de cuerpos, etc. Además este proyecto daba oportunidad de trabajar con un software CFD que no se llegó a utilizar a lo largo del grado llamado *OpenFoam*, que se presentó cuanto menos interesante, pues ofrecía unas características que otros códigos de cálculo no hacían.

Todo esto, unido a querer asentar los conocimientos adquiridos durante todos los últimos años a un ala tridimensional, observar y entender los fenómenos que ahí se suceden hicieron que se quisiera realizar este Trabajo de Fin de Grado.

Por otro lado cabe añadir la innovación que este proyecto supone, puesto que más allá de la bibliografía existente sobre estudios computacionales sobre alas tridimensionales, se van a estudiar las influencias que las superficies hipersustentadoras tienen sobre las características típicas de los perfiles y del ala implementando su movimiento típico dentro del programa de cálculo, una funcionalidad que no se había probado antes en CMT, así como obtener un modelo computacional que se aproxime lo máximo a los resultados experimentales existentes sobre la geometría, para posibles continuaciones de este proyecto. También la intención de comparar los resultados obtenidos mediante un mallado estructurado con resultados provenientes de un proyecto similar con otra estrategia de mallado[4].

1.3 Objetivos

Este proyecto tiene como propósito final el estudio de un ala del Boeing 737 NG mediante CFD en *OpenFoam* para poder realizar la comparación de estos resultados con datos reales de dicha estructura en condiciones típicas de vuelo del mismo así como estudiar la influencia en los resultados de las actuaciones que requieren de superficies hipersustentadoras como son los denominados flaps.

Para ello son necesarios una serie pasos previos para antes de alcanzar este último propósito:

- Entendimiento básico de las herramientas de CFD y software mallador a utilizar.
- Creación de un modelo CAD que represente la estructura del ala en 3D.
- Planteamiento del tipo de malla a utilizar (Estructurada-Desestructurada), mallar la geometría y finalmente determinar la Independencia de malla.
- Analizar y seleccionar la configuración numérica óptima que permita alcanzar resultados fiables.
- Definir un conjunto de condiciones de contorno realistas que permitan obtener resultados aproximados a la realidad y fiables.
- Validación de modelos con perfiles bidimensionales.

- Realización de simulaciones con el modelo tridimensional de un ala.
- Realización de simulaciones que incluyan el movimiento de superficies hipersustentadoras.
- Post-procesar los resultados, realizar comparaciones y llegar a conclusiones.

1.4 Estructura

El estudio y el proceso a seguir definido anteriormente se detallará en los siguientes capítulos de este documento de la siguiente manera:

Parte I. Memoria

El primer capítulo, *Planteamiento del trabajo* realiza una descripción general de lo que va a consistir el proyecto.

El segundo capítulo, *Estudio teórico* presentará las bases teóricas de la mecánica de fluidos actual necesarias para poder más tarde entender los resultados que se obtendrán.

El tercer capítulo, *Mecánica de Fluidos Computacional* introducirá las bases del uso de técnicas de CFD, así como su funcionamiento, más concretamente su aplicación a OpenFOAM, y los parámetros que se definirán para el estudio del ala.

El cuarto capítulo, *Diseño del problema* establecerá las características de la geometría a estudiar, así como las condiciones de vuelo en las que se encuentre.

El quinto capítulo, *Preprocesado* realizará el estudio de malla, la estructura que se ha seguido para hacerla, y los distintas geometrías que se han decidido estudiar así como un estudio de independencia de malla.

El sexto capítulo, *Simulaciones en OpenFOAM* realizará un repaso de las condiciones de contorno aplicadas, de cómo se puede modificar la geometría de nuestra ala, y los tiempos de convergencia para cada simulación.

El séptimo capítulo, *Análisis de los resultados* realizará el post-procesado del caso, así como la presentación de los resultados de las distintas geometrías estudiadas.

El octavo capítulo, *Conclusiones* realizará las conclusiones técnicas asociadas a los resultados extraídos, y además hará una valoración general del proyecto determinando qué es lo que se ha aprendido y entendido durante toda la realización de este trabajo.

Parte II. Presupuesto

El primer capítulo, *Presupuesto* estimará los costes asociados a la realización de este proyecto.

Parte III. Pliego de condiciones

El primer capítulo, *Condiciones Generales* establecerá las condiciones apropiadas para el desarrollo de un proyecto de estas características e incluirá el Real Decreto que rige estas condiciones de trabajo.

El segundo capítulo, *Especificaciones técnicas* contemplará las características que deberá poseer el proyectando para poder realizar este proyecto, así como el software y hardware utilizado.

Capítulo 2

Estudio teórico

Se entiende como aerodinámica a la ciencia que estudia el movimiento de fluidos alrededor de obstáculos, con el fin de calcular las fuerzas y momentos que actúan sobre dicho cuerpo y así obtener las fuerzas de sustentación y de resistencia que ocasionan al paso del fluido[11]. Este aspecto de la fluidodinámica resulta de vital importancia en aplicaciones donde se intenta maximizar la primera fuerza, y minimizar la segunda. En este desarrollo se va a trabajar con aerodinámica externa ya que se estudiarán las fuerzas resultantes sobre el ala del B-737.

2.1 Geometría de un perfil alar

En términos aeronáuticos, el elemento bidimensional denominado *perfil alar* o *airfoil* en inglés, se refiere al área transversal de un elemento, ya puede ser un ala o un álabe de una turbomáquina, que gracias a la distribución de presiones generada a su alrededor es capaz de producir una fuerza sustentadora. A modo introductorio se explicarán las principales partes que lo componen para una mejor asimilación de los conceptos más adelante.

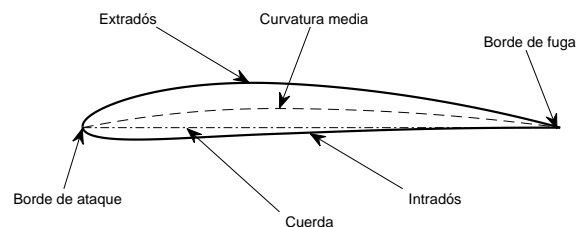


Figura 2.1: Perfil NACA 4411 con las partes que lo componen.

- **Extradós e intradós:** Ambos elementos se corresponden con la parte superior e inferior del perfil respectivamente.
- **Borde de ataque:** Es el elemento que se encuentra en primer lugar con el aire incidente sobre el perfil.
- **Borde de fuga:** Se trata de la zona por donde el flujo se despega de la geometría, es decir, la parte trasera. En esta zona se suelen situar las superficies de control de la aeronave, ya sean los alerones, flaps o flaperons.
- **Radio de borde de ataque:** Se define la geometría del borde de ataque mediante una circunferencia que ha de ser tangente tanto al extradós como al intradós. Su magnitud afecta significativamente a las prestaciones del perfil (sustentación y resistencia) pues tiene gran influencia sobre la entrada en pérdida del perfil tanto en aplicaciones aeronáuticas como en turbomaquinaria.
- **Cuerda:** Se refiere a la línea recta que une el borde de ataque con el de fuga. Se utiliza para poder cuantificar la longitud del perfil. Cabe destacar que la cuerda es una línea imaginaria que puede salirse de la geometría.
- **Curvatura media:** Es la línea de los puntos equidistantes del extradós y del intradós. Define la curvatura del perfil dependiendo de si esta está por encima de la cuerda, o por debajo de la misma, sabiendo así si tiene curvatura positiva o negativa. Más importante es el parámetro de curvatura máxima, que se traduce como la máxima distancia entre la línea de curvatura media y la cuerda. Su valor y posición se expresan en % de longitud de cuerda.

Todos estos parámetros sirven para poder crear infinidad de perfiles distintos, cada unos con unas determinadas características. Como ejemplo se tiene la serie de perfiles NACA, desarrollados por la National Advisory Committee for Aeronautics (antes de pasar a llamarse NASA), en la que con un parámetro numérico es capaz de definir el propio perfil únicamente con la posición de la máxima curvatura y el espesor máximo (en el caso de perfiles NACA de 4 dígitos), y también con el coeficiente de sustentación deseado (serie NACA de 5 y 6 dígitos)¹. En el caso del ejemplo puesto en la figura 2.1, se trata de un perfil NACA 4411 lo cual indica que tiene una curvatura máxima del 4% localizado en el 40% de la cuerda desde el borde de ataque, y que tiene un espesor máximo del 11% de la cuerda.

2.2 Aerodinámica del perfil

Como se ha comentado previamente, la aerodinámica se reduce básicamente al estudio de fuerzas de sustentación y de resistencia, y los momentos que ellas conllevan.

Para poder entender estos fenómenos de aparición de fuerzas, se plantea un perfil alar no simétrico sumergido en el seno de un fluido en movimiento a velocidad V_∞ y en régimen incompresible. El fluido en cuanto se encuentre perturbado por la presencia del perfil va a modificar su trayectoria adaptándose a él, sufriendo una aceleración tanto en el extradós como en el intradós, pero siendo mucho más notable en el primero debido a la curvatura que el elemento presenta. Como consecuencia de esta aceleración y por conservación de cantidad de movimiento va a ocasionar una diferencia de presiones entre el extradós e intradós que va a suponer la aparición de una determinada fuerza \mathbf{N} . En la figura 2.2 se observa la distribución

¹Se pueden encontrar perfiles más complejos mediante modificaciones de las series NACA

de fuerzas generada por la bajada de presión en ambas zonas del perfil, observando que en el extradós estas fuerzas son mucho mayores, y por ende es entendible que la resultante sea una fuerza sustentadora, además de un momento respecto a cierto punto del perfil.

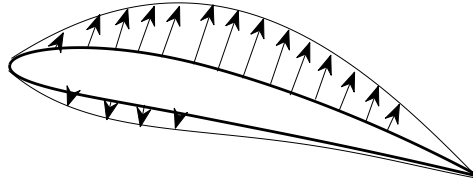


Figura 2.2: Distribución de fuerzas sobre el perfil NACA 4411 con cierto ángulo de ataque.

Si a este hecho se le suma la presencia de que el perfil ve el aire incidiendo con cierto ángulo de ataque $\alpha > 0$ implicará que el fluido incidirá en el intradós, y en las proximidades del borde de ataque el flujo se acelerará mucho más para llegar al extradós debido a la mayor curvatura que el flujo observa, y por ello más se deflectará. Más adelante en el trabajo se observará cómo afecta esto al desprendimiento de la capa límite.

Si esta fuerza generada por la diferencia de presiones se separa en sus componentes X y Z, vemos que una contribuye a elevar el perfil (*Lift*), y cuya dirección es perpendicular al flujo mientras que la otra se opone al movimiento longitudinal (*Drag*), y por definición, aparece en la dirección paralela al flujo. Se presentan aquí pues las grandes fuerzas que gobiernan la aerodinámica 2D.

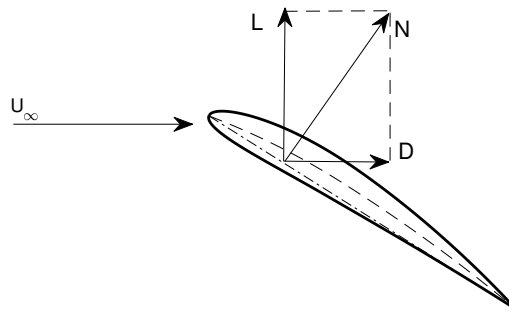


Figura 2.3: Descomposición de fuerzas que actúan sobre un perfil (NACA 4111).

Analizando el perfil de manera infinitesimal, se observa que cada diferencial de superficie lleva consigo un valor de presión que generará una determinada fuerza. obteniendo así una fuerza normal a la superficie del perfil en ese punto (N), y una axial al mismo (A) y que se opone al movimiento del fluido, tal y como se ve en la figura 2.3

Separando entre extradós e intradós:

■ Extradós:

$$dN_e = (-p_e \cos \theta - \tau_e \sin \theta) dS_e \quad (2.1)$$

$$dA_e = (-p_e \sin \theta + \tau_e \cos \theta) dS_e \quad (2.2)$$

■ Intradós:

$$dN_e = (p_i \cos \theta - \tau_i \sin \theta) dS_e \quad (2.3)$$

$$dA_e = (p_e \sin \theta + \tau_i \cos \theta) dS_e \quad (2.4)$$

Integrando las diferenciales anteriores, obtenemos las fuerzas normales y axiales ala perfil:

$$N = \int_{LE}^{TE} dN_e + \int_{LE}^{TE} dN_i \quad (2.5)$$

$$A = \int_{LE}^{TE} dA_e + \int_{LE}^{TE} dA_i \quad (2.6)$$

Por otro lado, el momento que generan estas fuerzas (sobre el borde de ataque como referencia inicial) seguiría la expresión:

$$M_{LE} = \int_{LE}^{TE} -x dN_e + \int_{LE}^{TE} -x dN_i + \int_{LE}^{TE} y dA_e + \int_{LE}^{TE} y dA_i \quad (2.7)$$

2.2.1 Centro de presiones

Se denomina centro de presiones a aquel punto sobre el perfil donde si se aplica la fuerza resultante de la distribución de presiones el momento que se genera es nulo, es por ello que es interesante conocer su localización puesto que se podrá separar la fuerza N en componentes en ejes viento, siendo estas de gran interés pues serían la sustentación (*Lift*) y la resistencia (*Drag*). La posición de este punto sobre el perfil no está definido, si no que depende del ángulo de ataque que vea la geometría, desplazándose hacia delante conforme α aumente, y hacia atrás conforme disminuya. En el caso de perfiles simétricos, la posición de este centro de presiones permanecerá constante para cualquier valor de α , siendo este punto coincidente con el del centro aerodinámico.

2.2.2 Centro aerodinámico

Por otro lado se encuentra un punto sobre el perfil, obtenido de manera experimental y analítica, donde el momento aerodinámico de cabeceo permanece prácticamente invariante, independiente del ángulo de ataque con el que esté trabajando el perfil, lo cual es bastante interesante en el estudio aerodinámico.

$$\left. \frac{dM}{d\alpha} \right|_{x=c.a.} = 0 \quad (2.8)$$

Este centro aerodinámico esta situado aproximadamente en $x = \frac{c}{4}$ desde el borde de ataque en aplicaciones con régimen incompresible, mientras que si comenzamos a trabajar en regímenes supersónicos se desplaza hacia la mitad de la cuerda $x = \frac{c}{2}$.

2.2.3 Adimensionalización de las variables

A partir de los resultados extraídos por el comportamiento del fluido alrededor del perfil, principalmente presiones, Lift, Drag, Momentos y fuerzas tangenciales, resulta interesante poder comparar estos datos con otros provenientes o bien de cambiar las condiciones de trabajo como aumentar la velocidad de vuelo, o bien comparar el comportamiento de dos perfiles con distintas geometrías en las mismas condiciones de vuelo. Es por ello que se va a trabajar sobre todo con variables adimensionales que permitan obtener comparaciones entre varios experimentos o cálculos.

Las variables adimensionales son:

- **Coefficiente de presiones (C_p):**

$$C_p = \frac{p - p_\infty}{\frac{1}{2}\rho_\infty U_\infty^2}$$

- **Coefficiente de sustentación (C_L):**

$$C_L = \frac{L}{\frac{1}{2}\rho_\infty U_\infty^2 S_w}$$

- **Coefficiente de resistencia aerodinámica (C_D):**

$$C_D = \frac{D}{\frac{1}{2}\rho_\infty U_\infty^2 S_w}$$

Como se va a estar trabajando con una superficie tridimensional, el parámetro S_w es la superficie alar, y en el caso de los perfiles bidimensionales, los coeficientes se suelen dar por unidad de profundidad, o lo que es lo mismo, utilizando la cuerda del perfil para adimensionalizar.

2.3 Capa límite

Cuando el flujo sin perturbar se cruza con un obstáculo, en las proximidades del mismo el campo termodinámico y de velocidades se ve afectado. A la zona donde las propiedades del fluido se ven alteradas fuertemente por la presencia cercana del cuerpo sólido, se entiende como capa límite[17].

Se definen tres tipologías de capa límite pues: capa límite cinemática, capa límite térmica y capa límite de concentración másica. Nos vamos a centrar principalmente en el caso cinemático pues es el que cobra mayor importancia en nuestro estudio. La capa límite cinemática analizaría la influencia de la pared sobre el campo de velocidades cercano, como se vería en la figura 2.5. En las proximidades de la pared aparecería un campo de velocidades nulas $U = 0$ debido a la condición de no deslizamiento en la pared, y el campo de velocidades iría aumentando progresivamente conforme se aleja de la superficie hasta que se alcanzan velocidades próximas a U_∞ . Típicamente se establece un criterio para distinguir hasta donde llega la capa límite, siendo algo común decir que alcanza hasta que el campo de velocidades es un 99 % de U_∞ [13].

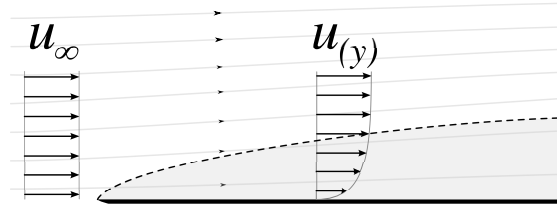


Figura 2.4: Capa límite laminar debido a perturbación por una placa plana.

Dependiendo del régimen en el que se trabaje, se pueden distinguir dos tipologías distintas según el Re definido por el problema: capa límite laminar y capa límite turbulenta. El primer caso se da a bajos valores de Re , y sigue una estructura ordenada como la vista en la figura 2.5, y que minimiza la fricción con el sólido. Por otro lado, la capa límite turbulenta se caracteriza por todo lo contrario, un movimiento caótico que a diferencia del esquema laminar visto, se caracteriza por tener un perfil de velocidades mucho más plano en las inmediaciones de la pared. En aplicaciones aeronáuticas, con el objetivo de retrasar el desprendimiento de esta 2.5, se busca este tipo de estructuras, puesto que tienen más energía que en el caso laminar y se pueden anteponer a gradientes adversos de presión como los que se dan en el extradós del perfil.

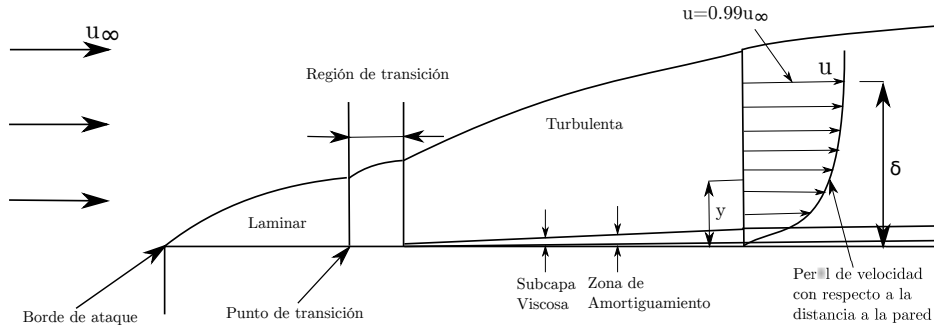


Figura 2.5: Transición capa límite laminar a turbulenta.

2.4 Curvas características

Resulta obvio pensar que las propiedades de más interés en un perfil alar vienen a ser las referentes al C_L y al C_D , por ello es interesante observar como varían dichos parámetros conforme se modifican las condiciones de trabajo.

2.4.1 Curva de sustentación

Si se va aumentando el ángulo de ataque que ve el perfil, resulta obvio pensar que el coeficiente de sustentación debería aumentar. Esto es debido a que, como se ha explicado en la Sección 2.2, el flujo ha de deflectarse cada vez más para poder pasar al extradós, acelerándose en el mismo, y aumentando la diferencia de presiones entre las dos superficies.

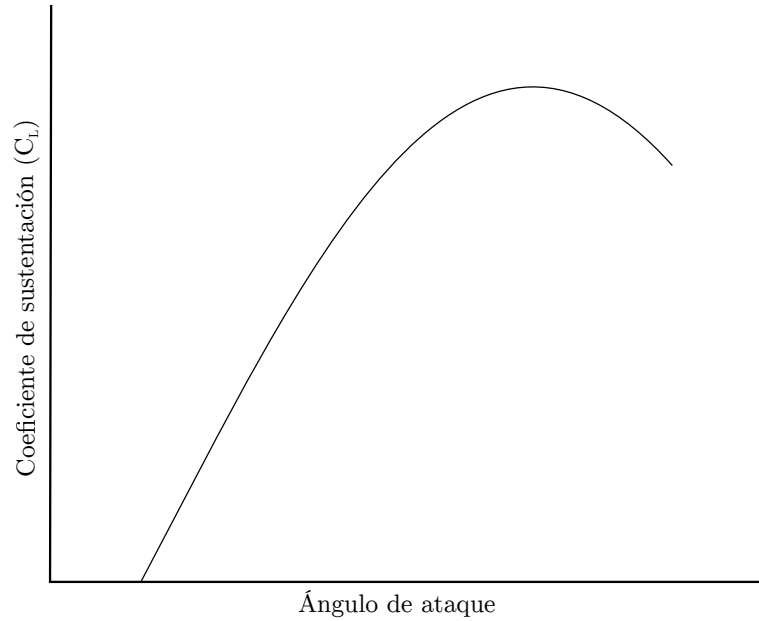


Figura 2.6: Curva de sustentación para un perfil genérico.

De la figura 2.6 se pueden extraer algunas conclusiones interesantes: por un lado se puede observar la presencia de cierta sustentación a ángulos de ataque nulos, y una pendiente de la curva casi constante hasta cierto ángulo, a partir de el cual C_L comienza a bajar. Lo primero es algo lógico siempre que pensemos que el perfil tenga cierta curvatura y por tanto no sea simétrico, permitiéndole así generar una cierta fuerza vertical a $\alpha = 0^\circ$.

Por otro lado, se demuestra mediante la teoría potencial linealizada sobre perfiles delgados que la pendiente de la curva de sustentación, resolviendo el término de circulación total sobre el perfil, y aplicando el teorema de Kutta-Joukowski, se demuestra que el coeficiente de sustentación se puede expresar a partir de los términos de circulación, y con dicha expresión se puede sacar el valor de la pendiente de la curva[20]:

$$C_L = \frac{L}{\frac{1}{2}\rho_\infty U_\infty c} = \frac{\Gamma_\infty \rho U_\infty}{\frac{1}{2}\rho_\infty U_\infty^2 c} = 2\pi\alpha \quad (2.9)$$

$$\frac{dC_L}{d\alpha} = 2\pi \quad (2.10)$$

2.4.2 Curva de resistencia

Como se ha explicado previamente, se llama a la resistencia aerodinámica a la fuerza que se opone al movimiento del perfil[11]. Se puede dividir de la siguiente manera:

- **Resistencia por fricción:** Es aquella debido a la fricción de las moléculas con el sólido. Conforme se aumenta *mathitRe*, este término disminuye puesto que los efectos viscosos comienzan a ser despreciables.
- **Resistencia por presión:** Es la fuerza producida por la estela de baja presión cuando el flujo se encuentra separado. Aumenta con el cuadrado de la velocidad. $D_p = f(U_\infty^2)$

- **Resistencia inducida:** Debida a los vórtices de punta de ala (caso tridimensional). Aumenta conforme se aumenta el ángulo de ataque, y es inversamente proporcional al cuadrado de la velocidad. $D_i = f(\frac{\alpha}{U_\infty^2})$
- **Resistencia de onda:** Se debe a la estela de las ondas de choque.

Estos cuatro tipos distintos de resistencia se pueden agrupar en 2 grandes fenómenos de generación:

$$\text{Resistencia aerodinámica} \left\{ \begin{array}{l} \text{- Parásita} \left\{ \begin{array}{l} \text{- Res. por fricción} \\ \text{- Res. por presión} \end{array} \right. \\ \text{- Debida a la presión} \left\{ \begin{array}{l} \text{- Resistencia inducida} \\ \text{- Resistencia de onda} \end{array} \right. \end{array} \right.$$

Si juntamos todas las tipologías y se observa como evolucionaría con la velocidad, se obtendría una gráfica similar a 2.7

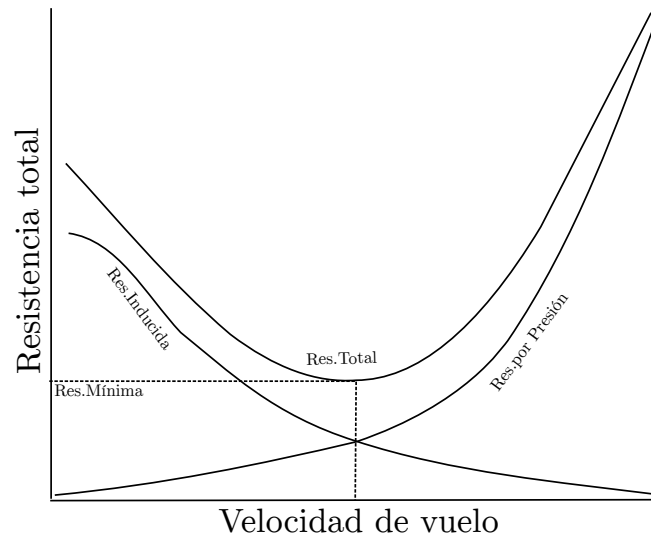


Figura 2.7: Curva de resistencia para un perfil genérico.

Como se ve, efectivamente, la resistencia parásita aumenta con la velocidad mientras que la inducida disminuye con la misma, llegando a un punto de operación donde se obtiene una resistencia total mínima.

2.5 Entrada en pérdida

Aunque la teoría potencial no tiene en cuenta los efectos viscosos sobre el perfil, en la realidad estos cobran gran importancia cuando se habla de la entrada en pérdida. Como se muestra en la figura 2.6, el coeficiente de sustentación aumenta de manera constante hasta cierto ángulo, donde el CL comienza a disminuir de manera drástica. Es a esto a lo que se denomina como pérdida, y es debido básicamente a que la capa límite del extradós no tiene gradientes de presión normales a la superficie del perfil que lo mantengan adherido a la misma [14]. Por ello, la capa límite se va ensanchando cada vez más debido a los esfuerzos viscosos y

la cantidad de movimiento que se pierde se utiliza para contrarrestar el efecto pared. Por otro lado, también pueden existir gradientes de presión adversos en la dirección tangencial del perfil lo que puede ocasionar una disminución de cantidad de movimiento aún más importante. Esto permite que la capa límite se separe del perfil, y la zona donde el flujo se encuentra desprendido no trabaja para generar sustentación, siendo esta la razón de la disminución de CL observada.

2.6 Efectos tridimensionales

Cuando se dejan atrás los perfiles bidimensionales o infinitos, y se pasa a geometrías finitas en las tres direcciones del espacio, aparecen fenómenos que hacen que algunas características que acabamos de ver se vean afectadas.

Como se ha visto, la sustentación es una consecuencia directa de la diferencia de presiones existente entre el extradós y el intradós. Al trabajar ahora con una estructura finita en la dirección perpendicular al perfil aerodinámico, se ha de cumplir que en la punta de ala no exista diferencia de presiones. Para ello, las partículas que se encuentran en el intradós tienden a desplazarse al extradós para poder igualar las presiones. Estos flujos que se desplazan, sumados a la velocidad U_∞ incidente del fluido generan los llamados vórtices de punta de ala. Como se ha comentado anteriormente, estos vórtices son contribuyentes a la resistencia inducida, pero además generan un efecto de "downwash".

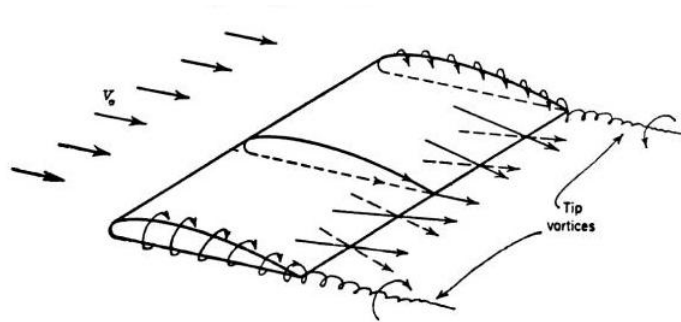


Figura 2.8: Fenómeno de vórtices en punta de ala.

Este efecto de "downwash" se basa en que la deflexión local del fluido al aproximarse al perfil provoca un cambio en el ángulo de ataque que este ve α_{eff} , que es distinto al ángulo de ataque geométrico, que debido a la inclinación del ataque con la dirección de U_∞ vería α . Esta distinción está ocasionada por la interacción de la componente de la velocidad hacia abajo creada por la punta de ala y la propia ala, creando un ángulo inducido que ven localmente los perfiles del ala.

$$\alpha = \alpha_{eff} + \alpha_i \quad (2.11)$$

Por otro lado, la componente de resistencia que aparece se debe a el nuevo vector de sustentación, perpendicular a la dirección local del fluido y que se ha inclinado α_i con respecto a la componente original de la sustentación L . Esta diferencia entre la dirección del nuevo vector sustentación y el original esta ocasionada por una componente que se opone a el movimiento del ala, que anteriormente se ha llamado **Resistencia inducida**, tal y como se puede observar en la Figura 2.9.

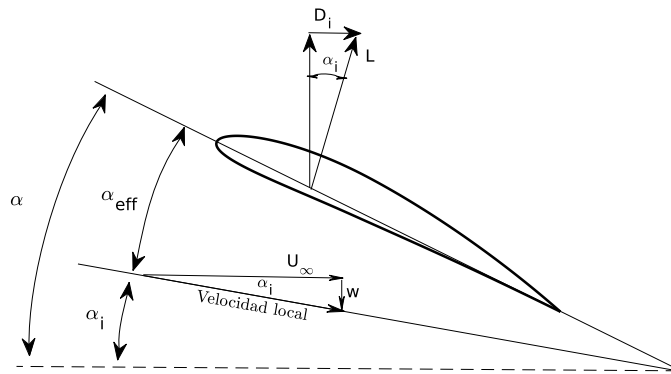


Figura 2.9: Efecto de "downwash" en un perfil de una ala finita típica.

Como consecuencia de esto, la pendiente de la curva de sustentación para un perfil bidimensional o ala infinita siempre va a ser mayor que en el caso tridimensional finito.

Mecánica de fluidos computacional

3.1 Introducción

Como se ha visto en el capítulo anterior, las ecuaciones que rigen la mecánica de fluidos no son precisamente sencillas como para poder resolverlas todas ellas de manera analítica para todo el dominio de estudio. Es por ello que estas ecuaciones diferenciales se suelen resolver de manera numérica mediante técnicas CFD. La resolución numérica es un cálculo que a diferencia del analítico obtiene soluciones aproximadas, por lo que más tarde se contemplaran diversos parámetros que nos permiten obtener los resultados más aproximados posibles.

Las técnicas CFD no solo contemplan el aspecto de resolución de las ecuaciones de transporte, si no que contempla también otros campos, entre ellos la mecánica de fluidos, informática, programas de CAD, etc.

Por otro lado, aunque presenta grandes ventajas, pues permite obtener medidas en detalle sin necesidad de utilización de técnicas intrusivas que pudieran alterar el campo fluido, y en principio es más barato que realizar ensayos experimentales que conlleven la fabricación de un modelo y recrear unas condiciones de flujo que se asemejen a la situación de trabajo, presenta por otro lado grandes limitaciones. Entre estas últimas se puede destacar la dificultad para dominar la técnica (pues incluye varios campos de estudio), la necesidad de gran potencia de cálculo necesaria para poder simular procesos que podrían llevar a tiempos de cálculo de días, semanas o meses, por lo que el coste computacional de un problema sin grandes simplificaciones puede ser demasiado alto¹, y que no siempre produce resultados fieles a la realidad, aunque visualmente lo parezcan. Por lo que todo resultado obtenido ha de ser corroborado basándose en el buen criterio.

Ciñéndose únicamente en los programas de resolución de ecuaciones, en el mercado existen muchos paquetes de CFD disponibles para el usuario, desde los software de pago como Ansys Fluent, como Star-CD/Star-CCM+ o ConvergeCFD, como aquellos llamados OpenSource que son gratuitos, como puede ser OpenFOAM. Cada uno tiene sus ventajas y desventajas, destacando principalmente que los de pago son códigos mucho más pulidos y *Bug-Free*² que los

¹Por ello se llevan a cabo muchas simplificaciones para ahorrar coste computacional siempre que sea posible.

²Pueden contener *Bugs*, pero una vez detectados son corregidos en las siguientes versiones.

OpenSource, pues estos últimos únicamente son pulidos por la propia comunidad que lo usa, que reporta los errores que se encuentran.

A continuación se verán los distintos pasos ante un cálculo CFD: preproceso, discretización y resolución de las ecuaciones de transporte, y postproceso.

3.2 Preproceso

Este es el paso inicial de todo proceso de CFD. Se basa principalmente en la preparación de las herramientas necesarias para realizar la simulación. Consta de dos partes principales: Creación de la geometría y el mallado de la misma.

Diseño de la geometría

Este paso se basa en utilizar una herramienta de CAD para poder generar la geometría y el dominio que se va a calcular. Además de ello, se ha de optimizar el modelo para la simulación puesto que algunos modelos que tengan todo nivel de detalle pueden ocasionar problemas a la hora de calcular. Es por ello que algunos detalles pequeños, como pequeños recovecos, huecos o chaflanes que se puedan asumir poco importantes en el comportamiento del flujo se pueden eliminar, simplificando la complejidad del modelo sin llegar a deteriorar los resultados que más tarde se pueden obtener. Además, esto puede reducir el coste computacional, algo crítico con la potencia de cálculo que hoy en día los equipos poseen.

También es importante a la hora de diseñar centrarse únicamente en el área de estudio, es decir, si se desea estudiar el flujo alrededor de un ala como es el caso, no se van a incluir geometrías que en la realidad están como puede ser un Turbofán acoplado a la misma, ya que aunque aportaría valiosa información sobre los efectos que tendría sobre la aerodinámica del ala, no es relevante para el caso de estudio, añadiría complejidades grandísimas a la hora de modelar todos los componentes interiores que el motor pueda constar, e incrementaría inmensamente el tiempo de cálculo necesario para poder obtener un resultado fiable.

Por otro lado, aparte de tener que crear el cuerpo sobre el que se desea analizar el flujo, es necesario establecer un dominio de cálculo alrededor del mismo donde se hayan de imponer las condiciones de contorno necesarias que simulen la situación real. Es importante tener claro que es lo que se quiere simular y crear un dominio suficientemente grande para que este no influya en los resultados. En el caso de un flujo que simule campo lejano, este dominio ha de ser lo suficientemente grande y estar lo suficientemente alejado de la geometría como para que esta no afecte.

Para este paso, existen numerosos paquetes de CAD disponibles en el mercado, destacando entre ellos *Autodesk Inventor*, *Siemens NX*, o el que se ha usado en este proyecto *Ansys DesignModeler*.

Mallado

Como se ha comentado previamente, se van a realizar cálculos discretos en un dominio continuo, por lo que se tiene que separar el espacio libre que se ha diseñado en el programa de CAD elegido en un determinado número de puntos donde se van a resolver las ecuaciones de transporte, es decir, discretizarlo. Esto se realiza mediante la creación de subdominios más pequeños en formas geométricas simples como cuadriláteros y triángulos (si se está trabajando en espacio bidimensional) y en hexaedros y tetraedros³ (en un dominio tridimensional)

Estrategias de mallado

Existen varias tipologías de mallado posibles:

- Mallado Estructurado:** Las mallas estructuradas son aquellas que presentan una conectividad regular entre sus elementos. Son aquellas que constan de cuadriláteros y hexaedros en 2D y 3D respectivamente. Este modelo permite localizar fácilmente la situación de sus elementos, pues están definidos de manera ordenada, pues las celdas adyacentes al nodo (i,j) van a ser: $(i-1,j)$, $(i+1,j)$, $(i,j-1)$, $(i,j+1)$, $(i-1,j-1)$, y $(i+1,j+1)$. Esta tipología presenta algunas ventajas como menor requerimiento computacional y de memoria, mejor precisión de resultados, gran control sobre la malla pues es fácilmente modificable el tamaño, la direccionalidad de la deformación de los elementos, y permiten deformar los elementos en la dirección del flujo. Por otro lado, es muy difícil de aplicar a geometrías complejas, y el mallado ha de estar muy conducido por el usuario, pues ha de especificar todos los parámetros, número de elementos, direccionalidad, etc. En la Figura 3.1 se observa este tipo de mallado, basado en cuadriláteros (geometría 2D), y cuyos elementos están correctamente ordenados y son fácilmente localizables.

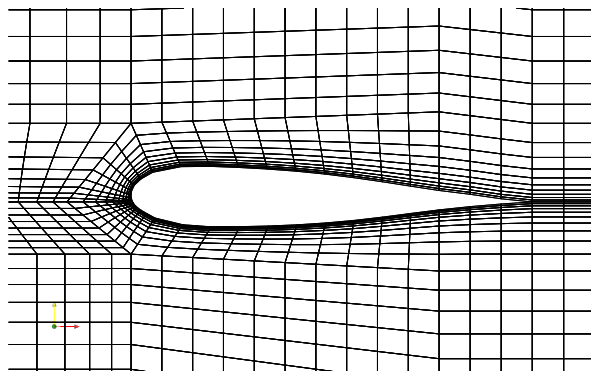


Figura 3.1: Mallado estructurado alrededor perfil de encastre de B-737.

- Mallado desestructurado:** Por otro lado, este otro tipo de malla se caracteriza por una conectividad irregular entre elementos, pues a diferencia del método previo no se puede acceder de manera tan inmediata a la localización de sus elementos. Permite generación de mallas mucho más rápidas que en el caso estructurado en el caso de que la geometría a mallar sea compleja. Otra ventaja es la facilidad existente para generarlos, pues requieren de muy poco tiempo para diseñarla y resulta más sencillo de automatizar el proceso para generar la malla, pues con pocos datos de entrada se puede generar una malla adecuada a las necesidades del usuario. La Figura 3.2 muestra este otro tipo de mallado.

³Algunos programas de CAD como *Fluent* ofrecen la posibilidad de trabajar con elementos poliédricos (v.g. dodecaedros)

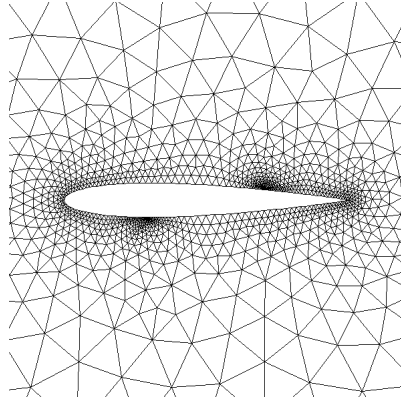


Figura 3.2: Mallado desestructurado alrededor perfil de encastre de B-737.

- **Mallado híbrido:** Finalmente se presenta una tercera opción que intenta reunir las ventajas de las dos tipologías principales. Se discernirían distintas zonas del dominio y dependiendo de la complejidad de la geometría y de la densidad de malla necesaria se utilizaría un tipo u otro. Por lo general se utiliza un mallado desestructurado para las zonas más alejadas del objeto de estudio, y para las zonas donde la exactitud de los resultados es crítica se pasa a un mallado estructurado, tal y como se muestra en la Figura 3.3.

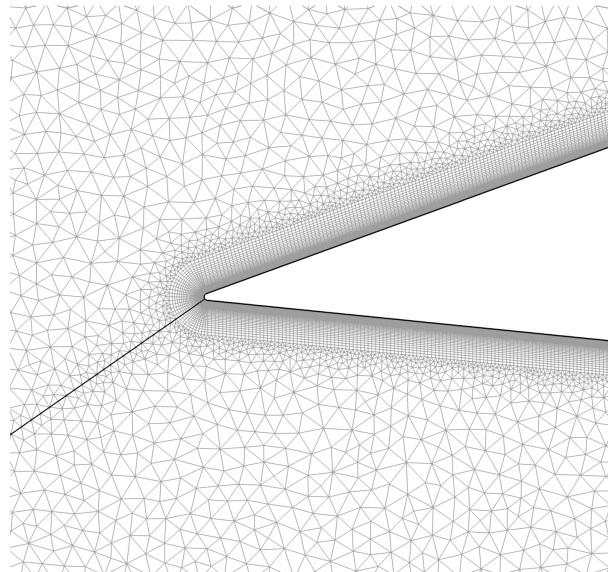


Figura 3.3: Mallado híbrido alrededor de toma de aire hipersónica Busemann.

Calidad de la malla

Una vez realizado el mallado, se ha de controlar que el resultado de la misma sea como esperaba, y que los elementos que se hayan creado tengan cierta calidad, que no tengan elementos excesivamente deformados. Para ello existen algunos parámetros que permiten comprobarlo:

- **Densidad de malla:** Se define como el número de elementos por unidad de área en una malla. Cuanto mayor sea la densidad de malla, mayor precisión de resultados se obtendrán a costa de un mayor tiempo de computación. Por ello es importante que se alcancen

mayores densidades de malla en aquellas zonas donde puedan haber grandes gradientes de los parámetros principales. Así pues, como se puede ver en la figura 2.1, conforme va aproximándose cada vez más a la pared del perfil, el número de elementos va creciendo progresivamente.

- **Ortogonalidad:** Este parámetro mide cómo de perpendiculares son las líneas de la malla con las intersecciones. Afecta sobretodo a el error de discretización, puesto que contra menos ortogonalidad de los elementos, mayor error se obtendrá.
- **Skewness:** Mide cómo de asimétricos son los elementos que conforman una malla. Al contrario que con la ortogonalidad, altos valores de Skewness implican altos errores de discretización.
- **Smoothness:** En algunos casos, para poder mallar se ha de separar el dominio global en subdominios más pequeños para poder aumentar la densidad de malla en cierta zona, o cambiar la direccionalidad de los elementos. Al realizar esta acción es importante comprobar que las celdas adyacentes entre dos subdominios son relativamente parecidas, y nunca tener una diferencia de tamaño superior al 20% de la celda contigua. Esto puede ocasionar problemas a la hora de discretizar y puede llevar a que el cálculo diverja.
- **Aspect Ratio:** Este parámetro indica cómo de deformado está el elemento, pues determina el cociente entre el lado más largo y el más corto en un elemento. Dependiendo de la zona donde se esté mallando, las permisividades sobre el AR varían: Si el elemento está deformado en la dirección del flujo se aceptan AR de 10, y si además se está resolviendo la capa límite, es posible alcanzar valores mayores que 100.

Condiciones de contorno

Tras haber creado la malla, y como paso previo a resolver las ecuaciones de transporte es necesario imponer una serie de soluciones al problema en sus contornos para que a partir de ellas se calcule todo el campo interno obteniendo una solución única. Por ello el problema ha de estar bien condicionado a partir de estas BC para que se represente el campo fluido que se quería. Dependiendo del tipo de problema, se habrán de establecer unas condiciones u otras. Existen varias clasificaciones de BC. La más general es la de Neumann o Dirichlet, en la que se especifica el valor de la derivada a una ecuación en derivadas parciales, otra tipología sería el establecimiento de los valores de las condiciones típicas: Velocidad y presión de entrada, presión a la salida, variables turbulentas, y a partir de ahí se extrapolan el resto de variables termodinámicas.

3.3 Introducción a la Mecánica de Fluidos

La mecánica de fluidos es una rama concreta de la termofluidodinámica que estudia el movimiento de los fluidos así como las fuerzas que actúan sobre el mismo.

Para poder entender el presente caso de estudio, se van a definir una serie de conceptos que introduzcan a las ecuaciones que rigen el comportamiento del mismo.

3.4 Ecuaciones del movimiento

3.4.1 Conservación de la masa

Una vez definido nuestro volumen de control, es entendible que la masa que entra a dicho volumen ha de ser igual a la que sale del mismo más el término de acumulación, no se puede crear ni destruir.

Su forma integral cobra la siguiente forma:

$$\frac{d}{dt} \int_{V_f} \rho(\vec{x}, t) dV = \frac{d}{dt} \int_{V_c} \rho(\vec{x}, t) dV + \int_{S_c} \rho(\vec{x}, t) (\vec{u} - \vec{u}_c) \cdot \vec{n} dS \quad (3.1)$$

Por orden de aparición en la ecuación, cada término se corresponde con:

- Variación con el tiempo de la masa ligada a un volumen fluido.
- Variación con el tiempo de la masa en un volumen de control.
- Flujo neto de masa a través de la superficie de ese volumen de control.

Como se ha visto antes, el volumen fluido se va a deformar con el tiempo, manteniendo siempre su masa, por lo que el término a la izquierda de la ecuación se anulará. Con ello, y haciendo uso del teorema de Gauss, y asumiendo un sistema inercial con una sola fase fluida, la ecuación de continuidad obtiene su forma diferencial, que se puede reescribir como:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \mathbf{U}) = 0 \quad (3.2)$$

3.4.2 Conservación cantidad de movimiento

Partiendo de la ley de Navier-Poisson sobre los esfuerzos viscosos en un fluido Newtoniano, y la ley de Stokes, se obtienen las denominadas Ecuaciones de Navier-Stokes, que resuelven cualquier campo fluido. Su forma diferencial resulta:

$$\rho \frac{D\bar{u}_i}{Dt} = -\frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\mu \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) \right] - \frac{2}{3} \mu \frac{\partial}{\partial x_i} \left(\frac{\partial u_k}{\partial x_k} \right) + \rho \bar{f}_{mi} \quad (3.3)$$

Estas ecuaciones nos dan el campo de velocidades en las tres dimensiones del espacio, y aunque a día de hoy son irresolubles a nivel analítico para casos prácticos o reales, métodos numéricos como los que se usarán en OpenFOAM si que nos permiten obtener resultados de las mismas.

3.4.3 Ecuación de la energía

Para aplicaciones con régimen subsónico, no existe la necesidad de plantear esta ecuación, ya que las variables están desacopladas de las ecuaciones anteriores. En el caso de un ala volando en condiciones de crucero, el régimen en el que se trabaja es claramente compresible, y es necesario plantearla pues las tres ecuaciones de conservación están acopladas.

Se obtiene a partir de la primera Ley de la Termodinámica, y considerando el trabajo sobre un volumen fluido además del calor recibido por conducción, convección, radiación y reacciones químicas. Su forma es:

$$\rho \frac{D}{Dt} \left(e + \frac{1}{2} u^2 \right) = \vec{\nabla} \cdot (\tau \cdot \vec{u}) + \rho \vec{f}_m \cdot \vec{u} - \vec{\nabla} \cdot \vec{q} + Q \quad (3.4)$$

Más adelante, con la introducción del fenómeno de la turbulencia se comprobará que existen otras ecuaciones necesarias para la resolución del problema ante ciertos tratamientos de la turbulencia⁴.

3.4.4 Forma general de las ecuaciones de transporte

Todas las ecuaciones de transporte vistas anteriormente mantienen la misma estructura siempre: aparece un término de acumulación, un término convectivo, uno difusivo, y un término fuente. La estructura que seguirían todas ellas sería la siguiente:

$$\frac{\partial(\rho \cdot \phi)}{\partial t} + \text{div}(\rho \cdot \vec{u} \cdot \phi) + \text{div}(\rho \cdot J_\phi) = S_\phi \quad (3.5)$$

Ecuación	ϕ	J_ϕ	S_ϕ
Continuidad	1	0	0
Momento (3 ecs)	u_i	$-\mu \cdot \nabla u_i$ (Stokes)	$\delta P / \delta i$
Energía	h	$-\alpha \cdot \nabla h$ (Fourier)	T.Viscosos

Tabla 3.1: Forma general de las ecuaciones de transporte.

3.5 Resolución de las ecuaciones de transporte

Como se ha comentado a principios de este capítulo, las técnicas CFD no tratan de resolver de manera analítica las ecuaciones anteriormente vistas, si no que se hace de manera discreta. Existen varios métodos de discretización de las ecuaciones para poder convertir las ecuaciones diferenciales en ecuaciones algebraicas que sean "fácilmenteresolubles y que, aunque no den una solución exacta al problema, consigan dar resultados bastantes aproximados. Los métodos más conocidos son: Elementos Finitos, Diferencias Finitas y Volúmenes Finitos.

El método de Elementos Finitos se utiliza para mecánica estructural y su formulación no es intrínsecamente conservativa, por lo que queda fuera del campo de estudio de este proyecto. Por

⁴El problema de cierre aparece para los métodos RANS. La resolución por DNS no necesitaría ecuaciones adicionales.

otro lado, el método de Diferencias Finitas se basa en la resolución de las ecuaciones diferenciales mediante aproximaciones por serie de Taylor, lo que va a llevar a cierto error de aproximación al truncar las series.

El método de Volúmenes Finitos es el más extendido actualmente para la mecánica de fluidos computacional, estando en paquetes comerciales como por ejemplo Fluent, pues plantea las ecuaciones de conservación de manera integral y conservativa en pequeños volúmenes de control (celdas) donde la incógnita se encuentra en el centro de cada celda, permitiendo discretizar de manera temporal y espacial.

Si se integran las ecuaciones de transporte en un volumen de control queda:

$$\frac{\partial}{\partial t} \iiint_{V_c} \rho \phi dV + \iint_{S_c} \rho \phi \vec{u} d\vec{A} + \iint_{S_c} \rho J_\phi d\vec{A} = \iiint_{V_c} S_\phi dV \quad (3.6)$$

Si se aplica a cada celda, las ecuaciones toman la siguiente forma:

$$\frac{\partial(\rho_p \phi_p)}{\partial t} V + \sum_f^{N_f} \rho_f \phi_f \vec{u}_f \cdot \vec{A}_f = \sum_f^{N_f} \rho_f J_{\phi_f} \cdot \vec{A}_f + S_{\phi,p} V \quad (3.7)$$

Así pues, cada término de las ecuaciones de transporte ha seguido un esquema de discretización:

- **Término difusivo:** El término del gradiente se suele discretizar mediante el teorema de Green-Gauss(3.8 y 3.9) o mínimos cuadrados (LSQ), buscando una discretización espacial de segundo orden.

$$\int_V (\vec{\nabla} \cdot \vec{a}) = \oint_S \vec{a} \cdot d\vec{S} \quad (3.8)$$

Tras esto, y considerando la integral alrededor de un elemento bidimensional y llamando $\vec{a} = \vec{x}$

$$\int_V (\vec{\nabla} \cdot \vec{x}) = \oint_S \vec{x} \cdot d\vec{S} = \oint_S (x dy - y dx) \quad (3.9)$$

- **Término convectivo:** Sabiendo que este término ha de garantizar ciertas propiedades (conservativo, acotado y transportivo), se presentan una amplia variedad de posibles soluciones, como puede ser el esquema Upwind, que permite discretizaciones de hasta 2º orden.
- **Término temporal:** Para este término se presentan dos tipologías distintas de discretización:

- Formulación explícita, donde cada paso temporal se obtiene directamente el valor de la propiedad ϕ :

$$\phi^{n+1} = \phi^n + \Delta t \cdot F(\phi^n) \quad (3.10)$$

- Formulación implícita, donde para cada paso temporal se han de realizar subiteraciones para poder alcanzar el valor final, siendo esta última bastante más estable que la

formulación explícita.

$$\phi^{n+1} = \phi^n + \Delta t \cdot F(\phi^{n+1}) \quad (3.11)$$

3.5.1 Residuales

Los residuales se definen como las diferencias en los resultados de una variable entre dos iteraciones, con lo que a cuanto menor el residual los resultados entre dos iteraciones consecutivas son más parecidas entre sí. Por tanto pueden utilizarse como criterio de convergencia para los cálculos iterativos de las ecuaciones de transporte. Aparte de los residuales, existen varios criterios adicionales que permiten saber cuando un cálculo está convergido (v.g comprobación de que el gasto másico se mantiene) aunque siempre hay que contrastar esta información con el buen criterio del usuario para poder asumir convergencia.

3.5.2 Tipologías de *solvers*

Existen dos métodos de resolución de las ecuaciones de transporte dependiendo de si nos encontramos en régimen compresible o incompresible.

Density-Based

Este método de resolución se basa en obtener la densidad a partir de la ecuación de continuidad y la presión a partir de la ecuación de estado. Además todas las ecuaciones de transporte se resuelven de manera simultánea. Se suele utilizar para aplicaciones con alto número de Mach.

Pressure-Based

Los métodos *Pressure-based* por el contrario resuelve la densidad a partir de la ecuación de estado mientras que la presión se obtiene a partir de la ecuación de continuidad y momento. A diferencia del *density-based* las ecuaciones de transporte se encuentran desacopladas por lo que no se resuelven simultáneamente. Este se suele recomendar para bajo número de Mach.

3.5.3 Condición de Courant-Friedrichs-Lewy

Se trata de un criterio de estabilidad para el cálculo de ecuaciones hiperbólicas que establece que el paso temporal ha de ser inferior a un valor para que la simulación no produzca resultados incorrectos. Para satisfacer esta condición, surge el número de Courant que establece esa relación:

Para un caso unidimensional:

$$C = u \frac{\Delta t}{\Delta x} \quad (3.12)$$

Si se extrapola a el caso tridimensional:

$$C = \Delta t \sum_{i=1}^3 \frac{u_{xi}}{\Delta x_i} \quad (3.13)$$

Por lo general se intenta no superar el $C=1$, pero todo es dependiente de la malla con la que se trabaje y también de la formulación, para algunos casos, como los solvers *density-based* puede ponerse un $C>1$, o en algunos casos para mantener la convergencia del caso $C<1$.

3.6 Modelado de la turbulencia

3.6.1 Introducción

Un flujo turbulento se puede definir como aquel que es desordenado en términos espaciales y temporales, caótico, impredecible ya que pequeñas variaciones en las condiciones iniciales del fluido implicarían grandes cambios en las condiciones finales. Es además un fluido con una gran difusividad másica, y muy disipativo. Por otro lado, es un estado del flujo que presenta un espectro continuo en cuanto a las escalas espaciales, definiéndose las escalas más grandes por la propia escala del problema, hasta escalas casi imperceptibles por el ojo humano, determinadas por la viscosidad.

En casos aeronáuticos, y sobretodo en aerodinámica externa que es lo que se presenta, cobra mucha importancia sobretodo en la capa límite de un perfil, sus desprendimientos y el flujo perturbado por el paso del ala. Más adelante se definirán los tratamientos de la turbulencia aplicables a métodos CFD dependiendo de la escala de la turbulencia que se quiera modelar.

Como se ha especificado antes, la turbulencia se caracteriza por ser un movimiento caótico muy dependiente de las condiciones iniciales del problema, por lo que se presenta complicado intentar tratarlo de una manera determinista, pues a pequeñas variaciones en las condiciones iniciales aparecen grandes cambios en las finales. Es por eso que para poder modelar la turbulencia se opta por modelos estadísticos y estocásticos, aunque esto no significa que la turbulencia se rija por dichos modelos, pues la turbulencia no es aleatoria y aunque no sea fácilmente entendible, tienen solución determinista.

Aun así, se han desarrollado ciertas técnicas CFD dependiendo de las escalas de la turbulencia que se quieran modelar.

3.6.2 Direct Numerical Simulation (DNS)

Este primer modelo consiste en resolver numéricamente las ecuaciones de Navier-Stokes para todas las escalas de la turbulencia sin aplicar ningún modelo, desde las escalas disipativas de Kolmogorov hasta las más grandes, la escala integral. En cuanto a métodos resolutivos es muy simple, pues simplemente se han de resolver las ecuaciones de transporte de manera numérica, pero por otro lado el coste computacional que conlleva realizar una DNS es inmenso, puesto que el número de operaciones crece con Re^3 . Esto supone que para muchos casos se descarte directamente este método y se opte por modelar otras escalas de la turbulencia y ahorrar tiempo de cálculo.

3.6.3 Large Eddy Simulation (LES)

Este modelo de turbulencia tiene un coste computacional bastante menor que el que tendría el DNS, pero mayor que el coste que tiene una RANS (subsección 3.6.4), pues este resuelve las escalas más grandes, resolviendo las más grandes al igual que en el DNS, mientras que las pequeñas se resuelven mediante un modelado de Subgrid-Scale, que aunque no resuelve estos torbellinos, representa sus efectos mediante relaciones con los fenómenos que ocurren en las escalas grandes.

3.6.4 Reynolds Averaged Navier-Stokes (RANS)

Por otro lado se presenta una tercera posibilidad, posiblemente la más generalizada en cuanto a aplicaciones CFD, que basan sus resultados en el flujo medio. Para ello se decomponen las variables termodinámicas en una variable media más una pulsante (llamada descomposición de Reynolds) adaptando las ecuaciones de Navier-Stokes a ambas partes. Y se utiliza la parte media para poder resolver el flujo, reduciendo de esta manera en gran medida el coste computacional. Por otro lado, al promediar las ecuaciones, existe la posibilidad de que se pierda información relevante puesto que la parte propia de las variables fluctuantes se están eliminando.

$$\begin{aligned} U &= \widehat{U} + U' \\ p &= \widehat{p} + p' \end{aligned}$$

Una vez hecho esto, las ecuaciones de N-S quedan tal que:

$$\frac{\partial \widehat{u}_i}{\partial t} + \widehat{u}_j \frac{\partial \widehat{u}_i}{\partial x_j} = -\frac{\partial \widehat{P}}{\partial x_j} + \nu \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\frac{\partial \widehat{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \widehat{u}_j}{\partial x_i} \right) - \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\widehat{u'_i u'_j} \right) \quad (3.14)$$

Las ecuaciones resultan muy similares a las ecuaciones sin promediar, diferenciándose fundamentalmente por el último término $\frac{\partial}{\partial x_j} \left(\widehat{u'_i u'_j} \right)$, que aunque se pueda expresar como un esfuerzo no se trata de uno, si no la contribución fluctuante de los términos no lineales. A este término de gran importancia en los modelos RANS cobra el nombre de **Tensor de esfuerzos de Reynolds** (R_{ij}). Esto implica que hay 4 ecuaciones, tres de cantidad de movimiento y una de continuidad, pero ahora aparece una incógnita adicional que es R_{ij} . Por tanto, para poder resolver este problema de cierre, hace falta modelar el tensor.

Una manera de aproximar este problema de cierre es mediante la Hipótesis de Boussinesq, que relaciona los esfuerzos turbulentos con el flujo medio:

$$\tau_{ij} = 2\mu_t S_{ij} - \frac{2}{3}\rho k \delta_{ij} \quad (3.15)$$

Las distintos modelos que tratan de modelar este tensor de esfuerzos parten del término de viscosidad turbulenta μ_t de la ecuación anterior, y para calcularlos se usan modelos.

Dentro del modelado RANS de la turbulencia, aparecen tres categorías distintas para calcular los esfuerzos de Reynolds y μ_t , destacando los modelos viscosos lineales (modelos algebraicos, modelos de una ecuación y modelos de dos ecuaciones), los modelos viscosos no lineales y el modelo de esfuerzos de Reynolds (RSM).

A continuación se comentan algunos de estos modelos que más tarde se usarán para el cálculo de perfiles, siendo los más generalizados en la actualidad viscosos lineales de una y dos ecuaciones:

Spalart-Allmaras[2]

Se trata de un modelo viscoso lineal de una ecuación que resuelve una ecuación de transporte para una variable viscosa llamada variable de Spalart-Allmaras, y la longitud característica se obtiene mediante expresiones algebraicas. Se diseñó expresamente para aplicaciones aeronáuticas, bastante efectiva a bajos Re y con bajo coste computacional.

Modelo $k - \epsilon$ [3]

Se trata de un modelo de dos ecuaciones adicionales al sistema ya planteado a través de dos nuevas variables para representar las propiedades turbulentas del flujo. Por un lado aparece k como la energía cinética turbulenta, siendo esta como la energía del fluido turbulento y ϵ como tasa de disipación turbulenta, siendo esta segunda la variable que determine la escala de la turbulencia. Se asume que el flujo es completamente turbulento, y los efectos de viscosidad son despreciados por el modelo, por lo que para tenerlos en cuenta se emplean diversas funciones de pared.

Las dos ecuaciones que se añaden son:

$$\frac{\partial k}{\partial t} + U_j \frac{\partial k}{\partial x_j} = \tau_{ij} \frac{\partial U_i}{\partial x_j} - \epsilon + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[(\nu + \nu_T / \sigma_k) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] \quad (3.16)$$

$$\frac{\partial \epsilon}{\partial t} + U_j \frac{\partial \epsilon}{\partial x_j} = C_{\epsilon 1} \frac{\epsilon}{k} \tau_{ij} \frac{\partial U_i}{\partial x_j} - C_{\epsilon 2} \frac{\epsilon^2}{k} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[(\nu + \nu_T / \sigma_k) \frac{\partial \epsilon}{\partial x_j} \right] \quad (3.17)$$

Ambas ecuaciones se discretizarán de la misma manera que las ecuaciones de transporte previas, pues siguen la misma estructura vista: un término de acumulación, un término convectivo, un término difusivo y un término fuente cerrando la ecuación. Así pues se pueden escribir todas las ecuaciones de transporte a resolver para un modelo $k - \epsilon$ como:

Ecuación	ϕ	J_ϕ	S_ϕ
Continuidad	1	0	0
Momento (3 ecs)	u_i	$-\mu \cdot grad u_i$ (Stokes)	$\delta P / \delta i$
Energía	h	$-\alpha \cdot grad h$ (Fourier)	T. Viscosos
E.C. turbulenta	k	$-\pi_k \cdot grad k$	$G - \rho \cdot \epsilon$
Tasa disipación E.C.T.	ϵ	$-\pi_\epsilon \cdot grad \epsilon$	$C_1 \frac{\epsilon G}{k} - C_2 \frac{\rho \epsilon^2}{k}$

Tabla 3.2: Forma general de las ecuaciones de transporte junto a variables turbulentas.

Las ecuaciones vistas en 3.17 sirven para regímenes incompresibles. En cuanto se comienza a trabajar con efectos de compresibilidad (v.g a altos números de Mach), hay que modificar ligeramente las ecuaciones para poder corregir los resultados[12]. Concretamente, la ecuación referente a la energía turbulenta queda:

$$\frac{\partial k}{\partial t} + \frac{\partial (\rho u_j k)}{\partial x_j} = \tau_{ij} \frac{\partial u_i}{\partial x_j} - \rho \epsilon (1 + M_t^2) + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] - 2 \frac{\mu k}{d^2} \quad (3.18)$$

Siendo $M_t = \frac{1.5k}{a}$.

Este modelo trabaja bien a altos números de Re, aunque no trabaja demasiado bien en los casos que presentan grandes gradientes de presión adversos. Dentro de este modelo existen algunas variantes aparte del Estándar que se acaba de explicar $k - \epsilon$ como el Realizable $k - \epsilon$ o el $k - \epsilon RNG$.

Modelo $k - \omega$ [19]

Este segundo método se presenta como alternativa al anterior, obteniendo mejores resultados a bajos Re y cerca de la pared, además de que a diferencia del $k - \epsilon$ este trabaja mejor con gradientes de presión adversos. Aquí, además de la energía cinética turbulenta, se utiliza la disipación específica ω que determinará la escala de la turbulencia.

Al igual que en el modelo $k - \epsilon$, existen variantes al estándar descrito, como puede ser el conocido modelo $k - \omega SST$, siendo este último una mezcla entre el $k - \epsilon$ en las zonas alejadas de la pared, y el $k - \omega$ para las zonas cercanas a ella[15].

Ambos modelos necesitan de funciones de pared, que resuelven el flujo en las zonas muy cercanas a las mismas.

3.7 OpenFOAM

3.7.1 Introducción

OpenFOAM (Open Source Field Operational and Manipulation) es un programa de licencia abierta creado en 2004 por OpenCFD Ltd. basado en lenguaje de programación C++ para resolver problemas de mecánica de medios continuos principalmente junto a otras aplicaciones en sistemas UNIX.

La utilidad principal de OpenFOAM se basa en la creación de ejecutables o aplicaciones para poder resolver los problemas que cada usuario quiera. En cada versión se incluyen una serie de aplicaciones precompiladas aunque el usuario tiene la total libertad de modificar el código de cada una para poder adaptarlo a las distintas necesidades. Las aplicaciones se pueden dividir en 2 grandes grupos:

- **solvers:** programas para resolver problemas de mecánica de medios continuos.
- **utilidades:** programas que permiten realizar el preproceso y postproceso de los casos a resolver mediante los solvers.

3.7.2 Estructura de OpenFOAM

OpenFOAM podría dividirse en 3 grandes módulos dependiendo de la fase de resolución del problema en que se encuentre: pre-procesado, cálculo o post-procesado.

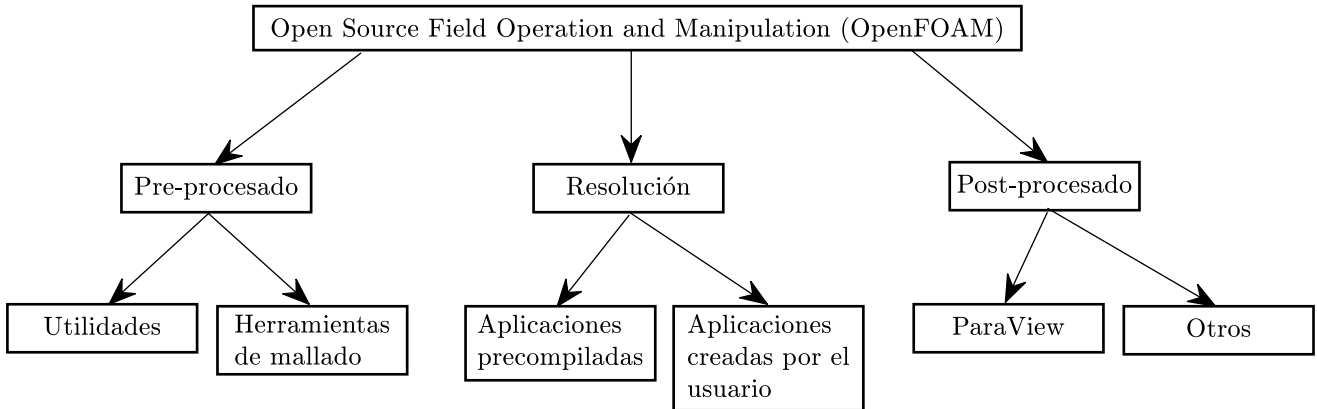


Figura 3.4: Estructura resolutiva de OpenFOAM.

- **Pre-procesado:** En esta sección se incluirían tanto las herramientas que nos permiten comprobar la calidad de malla v.g. checkMesh o mapFields, como las propias procesos de mallado v.g. blockMesh o snappyHexMesh, ya que se pueden crear mallas directamente en OpenFOAM (Sección 3.2).
- **Resolución:** Aquí estarían los *solvers* que antes se han mencionado, que se escogerán dependiendo de las condiciones del problema.
- **Post-procesado:** OpenFOAM incluye una herramienta de post-procesado llamada paraview para poder visualizar los resultados e incluso extraer información de los mismos. Aun así, es importante conocer alguna otra herramienta de post-procesado como por ejemplo MatLab que tenga mayores capacidades de cálculo que paraview.

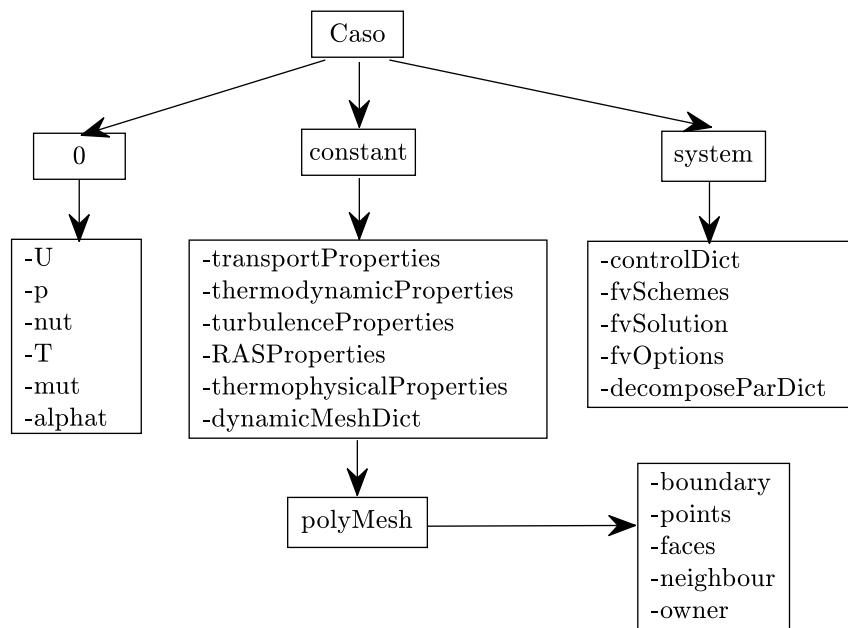


Figura 3.5: Estructura de archivos en OpenFOAM.

Por otro lado, en la estructura de ficheros para cada caso a calcular (Figura 3.5, distinguimos tres carpetas necesarias para poder lanzar el cálculo:

- **0**: Esta carpeta ha de contener las condiciones iniciales y de contorno para las variables que el solver en cuestión necesita⁵. Para cada tipo de contorno se le aplicará una u otra condición.
- **constant**: Este directorio por un lado contiene las características del fluido de trabajo y el tratamiento turbulento que se va a aplicar, y por otro contiene la información referida a la geometría, la malla, los nombres impuestos a cada parte del contorno y también el archivo referente a la configuración de una malla móvil *dynamicMeshDict*.
- **system**: Por último, aquí se almacena la información con respecto al cálculo, los esquemas de discretización (fvSchemes), los *solvers* internos para resolver las variables termodinámicas (fvSolutions), como se ha de descomponer el dominio de cálculo si se van a utilizar varios procesadores para el cálculo (decomposeParDict) y los parámetros de tiempo de simulación, cada cuanto se ha de escribir la información, etc.

3.7.3 Solvers

Aunque dentro de los *Solvers* precompilados que la instalación de OpenFOAM hay una gran variedad de algoritmos distintos, la mayoría de ellos están basados en dos solvers principales que son PISO y SIMPLE.

Algoritmo SIMPLE

El algoritmo SIMPLE (Semi-Implicit Method for Pressure Linked Equation) iterativo se utiliza para problemas estacionarios, en el que se aproxima el campo de velocidades mediante la resolución de la ecuación del momento, mientras que el gradiente de presiones se calcula utilizando la distribución de presiones de la iteración previa. Tras esto se resuelve la presión para la siguiente iteración:

$$p^{k+1} = p^k + urf \cdot p' \quad (3.19)$$

y las velocidades se corrigen:

$$u^{\vec{k}+1} = u^{\vec{*}} - \frac{Vol \nabla p'}{a_P^{\vec{v}}} \quad (3.20)$$

para actualizar las densidades y comenzar una nueva iteración. En este algoritmo se utilizan factores de relajación para otorgarle estabilidad al cálculo iterativo.

- *urf*: Es el factor de relajación para las presiones.
- $\nabla p'$ es el gradiente de la corrección de las presiones.
- $a_P^{\vec{v}}$ es el vector de coeficientes centrales para el sistema linear discretizado.

⁵Dependiendo del solver y el régimen de flujo se pueden requerir unos archivos u otros.

Algoritmo PISO

Por otro lado el algoritmo PISO (Pressure Implicit with Splitting of Operator) es un procedimiento de cálculo de presión-velocidad para las ecuaciones de Navier-Stokes que aunque originalmente se desarrolló para problemas compresibles no-estacionarios, con el tiempo se ha adaptado a problemas estacionarios. En el cálculo PISO se incluyen un bucle de predicción y dos de corrección (predictor-corrector), diseñados para satisfacer la conservación de la masa. El proceso iterativo se basa en:

- Un paso predictor, donde se intuye el campo de presiones y a partir de el el campo de velocidades utilizando la ecuación de momentos discretizada, siendo esta predicción correcta o no.
- Un paso corrector, que a partir de las componentes de la velocidad obtenidas antes, se definen unos factores de corrección tanto para la presión como para la velocidad.
- Un segundo paso corrector, que puede utilizarse o no. Si se hace, se realiza el mismo tipo de corrección que en el paso anterior.

Algoritmo PIMPLE

El algoritmo PIMPLE se define como una mezcla entre los dos algoritmos anteriores (Pressure-Implicit Method for Pressure Linked Equation), pues se utilizan tanto los métodos de obtención del campo de presiones además se utilizan los pasos predictor-corrector. Los pasos en cada iteración son:

1. Obtención de momento
2. Obtención de presión
3. Corregir momento a partir de la nueva presión
4. Corregir presión a partir del nuevo momento

3.7.4 Solver utilizado

Entender como funciona el algoritmo PIMPLE es importante para poder entender el *solver* que se va a utilizar para este problema: **rhoPimpleFoam**. Es un *solver* para aplicaciones no-estacionarias, flujo compresible basado en algoritmo PIMPLE que le otorga mayor flexibilidad con el paso temporal.

Además de utilizar el algoritmo PIMPLE, se utilizan factores de relajación para poder asegurar la estabilidad del cálculo.

Diseño del problema

4.1 Introducción

En este capítulo se van a introducir brevemente las series 737 de Boeing, las características principales de la geometría de estudio, así como las condiciones de trabajo de la geometría tridimensional.

Boeing es una empresa de origen Estadounidense con base en Chicago, fundada en 1917 por William E. Boeing basada en el diseño, fabricación y venta de aeronaves tanto comerciales como militares, que ha ido expandiéndose con el tiempo hasta ser uno de los dos grandes fabricantes de aeronaves a nivel mundial, abarcando el mercado de los helicópteros, misiles y contribuyendo al desarrollo espacial trabajando en el Proyecto Apollo, el Space Shuttle Program y posteriormente siendo el principal contratista para la ISS.

Con el paso de los años, desde su creación ha ido incorporando a su industria muchísimas compañías aeronáuticas que hoy día constituyen Boeing, tal y como se muestra en la Figura 4.1

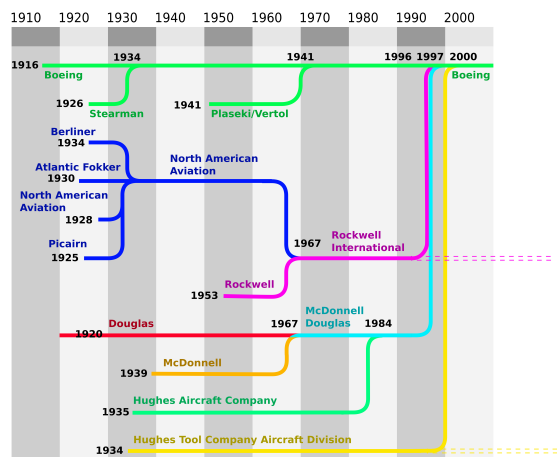


Figura 4.1: Cronología de Boeing

Aeronave	Encargos	Entregas	Pendientes
707	1010	1010	-
717	155	155	-
727	1831	1831	-
737 Original	1144	1144	-
737 Classic	1988	1988	-
737 NG	7117	6316	803
737 MAX	3714	-	3714
747	1418	1418	-
747-8	134	113	21
757	1049	1049	-
767	1204	1098	106
777	1605	1484	121
777X	306	-	306
787 Dreamliner	1213	541	672

Tabla 4.1: Resumen unidades vendidas por modelo comercial de Boeing

Actualmente es la compañía que más aviones ha vendido en la historia, y de cuyos encargos (Tabla 4.1) destaca principalmente la serie 737, que a continuación se comentará.

4.2 La serie 737

Tras la creación del B-727, en 1964, a Boeing le surgió la necesidad de diseñar un nuevo modelo para poder cubrir distancias cortas usando motores a reacción. Tras un diseño preliminar se decidió lanzar el proyecto en 1965 con un presupuesto inicial de 150 millones de dólares. Tras resultar ser un éxito el proyecto se comenzaron a introducir variantes en el diseño para poder satisfacer las distintas necesidades del mercado, evolutivas con el tiempo haciendo surgir los modelos -100 y -200 de manera paralela.

Más tarde, con la necesidad de incrementar la capacidad de transporte de estos aviones, aparecieron en 1981 los *Classic series* englobando los modelos -300/-400/-500, permitiendo vuelos de rango medio, y siendo dotado de motores CFM56 de *General Electric-Safran Aircraft Engines* se obtuvo una gran reducción del consumo.

A partir de la década de los 90, ante la aparición de aviones muy competitivos por parte de *Airbus*, concretamente el A320, se comenzó el diseño de los *737 NG (New Generation)* que comprendían los modelos -600/-700/-800/-900/-ER. Se remodeló en gran medida la estructura del avión, aumentando la envergadura del mismo en 4.88 metros y consiguiendo un 25 % más de superficie alar, lo que le permitió aumentar la capacidad de combustible en un 30 % y con ello obtener mayor alcance. En este caso se sustituyeron los CFM56 por una versión modificada CFM56-7b, permitiéndole así el transporte transcontinental (10200 km en la variante de mayor rango *737-ER*)

Para poder seguir compitiendo con el A320Neo por parte de *Airbus*, Boeing comenzó un diseño continuista de sus previos diseños de 737 llegando a la versión 737MAX.

De todos los modelos de aviación comercial lanzados en la historia, la serie 737 es la mejor vendida de todos los tiempos y dentro de ella, las versiones NG, por lo que se ha decidido trabajar sobre este diseño.

4.3 Datos geométricos

En este apartado, aunque existe más información disponible sobre la geometría de todo el fuselaje, este estudio preliminar se va a centrar en la información en lo que respecta al problema, que son las características alares.

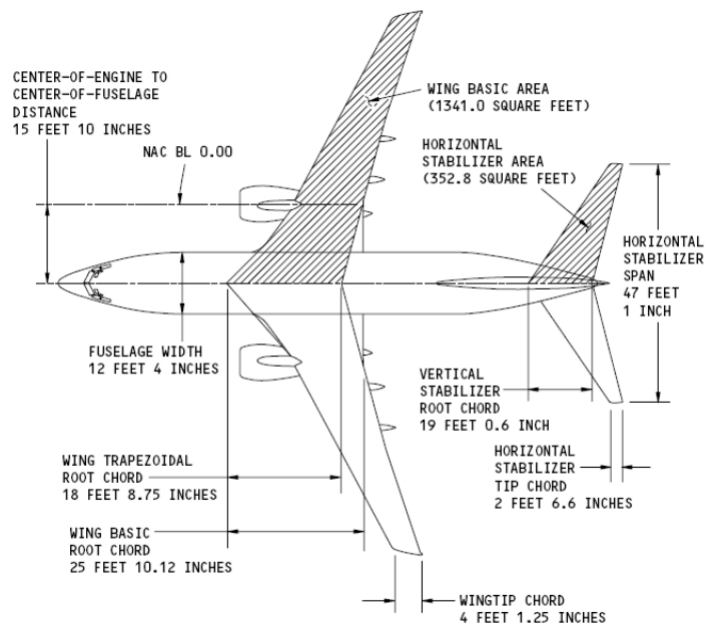


Figura 4.2: Plano planta de B737 NG

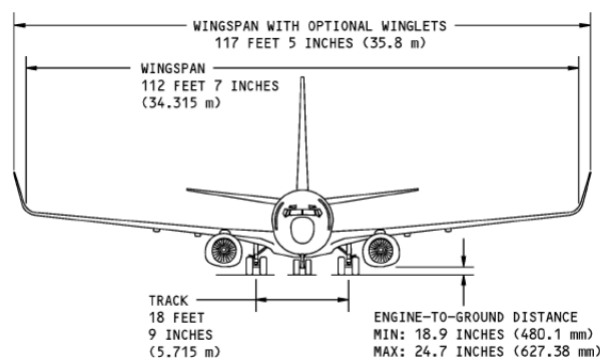


Figura 4.3: Plano alzado de B737 NG

A partir de la información que se puede extraer de los planos correspondientes a las Figuras 4.2 y 4.3 y de bibliografía web [10], se han resumido en la Tabla 4.2 los datos más importantes y que van a permitir la creación de la geometría CAD del ala. Hay que destacar que está compuesta de 3 secciones distintas, una de encastrado, otra de media envergadura y otra de punta de ala, y consta de cierta flecha y de cierto dihedro.

Parámetro	Dato
Envergadura	34 m
Área de referencia	124.58 m ²
AR	9.45 [-]
λ	0.159 [-]
Cuerda en raíz	7.88 m
Cuerda en punta	1.25 m
Cuerda media aerodinámica	3.96 m
Dihedro	6 °
Flecha en c/4	25.02 °
Envergadura flap/Envergadura ala	0.599 [-]
Área flap/Área ala	0.3 [-]

Tabla 4.2: Parámetros de diseño

4.3.1 Condiciones de vuelo

Para realizar la simulación se van a tomar como condiciones de vuelo típicas una altitud de 7500 m y un Mach de vuelo de 0.745, que son las condiciones de vuelo de crucero para el B-737. Con estos datos iniciales se pueden sacar el resto de variables termodinámicas a partir de la Atmósfera ISA. Se resumen todos los parámetros en la Tabla 4.3. Se ha tomado presión atmosférica a altitud nula, y una velocidad de aproximación de 72 m/s.

Parámetro	Dato
Mach	0.745 [-]
Altitud de vuelo	7000 m
Velocidad	232 m/s
Presión	0.41 bar
Temperatura	288 K
Densidad	0.58 kg/m ³
γ	1.4 [-]

Tabla 4.3: Parámetros de diseño para condiciones de crucero.

Por otro lado, y con vistas a las simulaciones en condiciones de aproximación, se han obtenido las condiciones de vuelo de esta aeronave para obtener resultados lo más realistas posibles, agrupándose en la Tabla 4.4.

Parámetro	Dato
Mach	0.2 [-]
Altitud de vuelo	0 m
Velocidad	72 m/s
Presión	1.013 bar
Temperatura	288 K
Densidad	1.225 kg/m ³
γ	1.4 [-]

Tabla 4.4: Parámetros de diseño para condiciones de aproximación.

4.3.2 Winglet

Para contrarrestar los efectos que provocan los vórtices de punta de ala, se comenzó a crear unos dispositivos colocados en la punta del ala, curvándola y dejándola prácticamente vertical que reducían considerablemente la resistencia generada por el *downwash*. Esto es debido a que se impide que en la punta del ala la diferencia de presiones entre el extradós y el intradós sea significativa, pues se consigue retrasar el punto donde las presiones se igualan, produciendo una transición más suave.

En otros términos, incorporar un winglet a una aeronave permite mejorar la eficiencia aerodinámica que se traduce en una reducción del gasto de combustible bastante notoria.

Los modelos *New Generation* de Boeing comenzaron a usar, dentro de la gama de posibilidades de este dispositivo, principalmente:

- **Blended Winglet:** Se trata de un modelo que curva la punta del ala hasta una posición vertical. Este es el modelo que se implementará en el presente proyecto debido a que en la producción de los 737-NG se introdujo esta tipología.

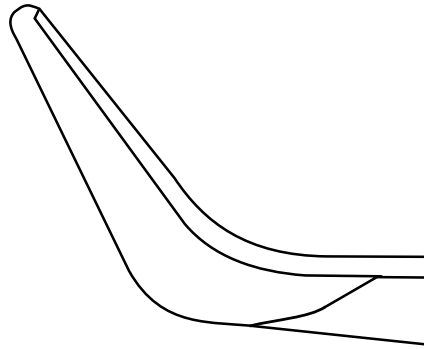


Figura 4.4: Winglet Blended.

- **Whitcomb Winglet:** Esta segunda opción separa la punta de ala en dos Blended winglet, uno curvándose hacia arriba, y el otro hacia abajo.

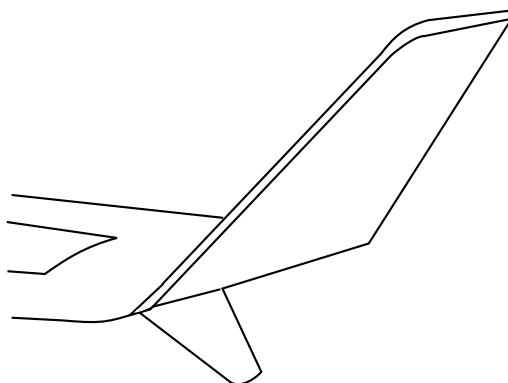


Figura 4.5: Winglet Whitcomb.

4.3.3 Dispositivos hipersustentadores

Finalmente hace falta introducir los dispositivos hipersustentadores integrados dentro de las alas de las aeronaves. La utilidad que estos elementos presentan son principalmente un aumento significativo en la sustentación para un mismo ángulo de ataque. Esto presenta notables ventajas a la hora de realizar actuaciones tanto de despegue como de aterrizaje, pues ambas se caracterizan por una baja velocidad de vuelo. En despegue, por un lado interesa poder levantarse del suelo lo antes posible, y por otro, en aterrizaje interesa poder tener sustentación a bajas velocidades mientras la aeronave se enfila con la pista y comienza la aproximación. Estas son las principales situaciones donde estos dispositivos encuentran su utilidad. Por otra parte, y siendo una situación menos típica en la aviación comercial, también se pueden usar en maniobras de giros.

Si nos centramos en los dispositivos de borde de salida o *Flaps*, se pueden distinguir los siguientes tipos:

- **Plain Flap:** De entre toda la tipología existente, este es el más sencillo de todos, ya que su geometría y movimiento son bastante simples. Es una parte del ala, situado cerca del borde de fuga, y rota alrededor de una charnela, deformando el ala (Figura 6.2(a)).
- **Split Flap:** Este segundo tipo de flap se encuentra situado en la parte inferior del ala, en el intradós, y al deflectarse no deforma la superficie del extradós del ala, únicamente se extiende en la parte inferior, tal y como se muestra en la Figura 6.2(b).
- **Slotted Flap:** Este dispositivo es parecido al Plain Flap, pero en este caso al deflectarse, además de aumentar la curvatura del perfil, abre un hueco entre la estructura principal del ala y el propio flap. Como se ha comentado antes (Sección 2.5), el cambio brusco de dirección del flap puede ocasionar que el flujo en el extradós se desprenda. Al haber una oquedad entre ala y flap, gracias a la diferencia de presiones existente habrá flujo que se transfiera del intradós al extradós, re-energizando la capa límite y con ello retrasando el desprendimiento, permitiéndole al perfil tener más superficie generando sustentación (Figura 6.2(c)).
- **Fowler Flap:** Este tipo es bastante similar al Slotted Flap, pero en este caso además de incrementar la curvatura, la superficie alar también se ve incrementada, puesto que la longitud de la cuerda también aumenta, produciendo un incremento adicional de sustentación. También consta de un hueco entre el dispositivo y el ala para poder re-energizar la capa límite. El Fowler Flap puede ser simple, como en la Figura 4.6(d), o puede constar de diversas superficies adicionales que permitan aumentar aun más la superficie alar, a costa también de un gran incremento en la resistencia aerodinámica, como es el caso de la Figura 4.6(e).

Una vez visto la gama de posibilidades de flap que se pueden implementar en la geometría, se ha elegido utilizar el **Plain Flap** puesto que resulta sencillo incluir el movimiento del mismo a partir del perfil utilizado.

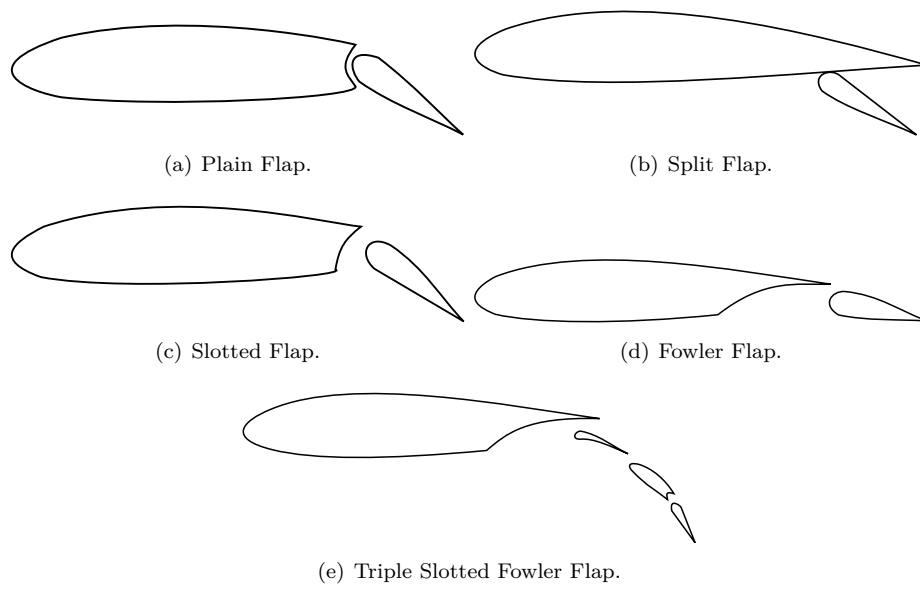


Figura 4.6: Diversas tipologías de flaps.

Preprocesado

5.1 Introducción

En este capítulo se va a hacer un seguimiento del proceso de creación de la estructura y la estrategia de mallado que se ha elegido. De entre la gran variedad de paquetes de software CAD disponible en el mercado se ha decidido usar el conjunto de programas de *Ansys 16* aprovechando la licencia para estudiantes que provee y que contiene el entorno *Ansys Workbench* ya que permite unificar la gran variedad de programas que se utilizan manteniendo una estructura ordenada del proceso que se va a seguir.

Así pues, como programa de diseño se ha utilizado *Ansys DesignModeler*, y como software mallador *Ansys Meshing*

5.2 Geometría

Para poder recrear la geometría del ala del B737, se ha recurrido a los perfiles alares que componen su envergadura. Aunque estos perfiles son propios de Boeing, privados, y por tanto no se pueden definir de la misma manera que se definen los perfiles NACA, sí que existen nubes de puntos disponibles al usuario que han permitido poder crear de manera más o menos fiel la geometría.

Se compone de tres perfiles principales: perfil del encastre, perfil de media ala, y perfil de punta, visibles en la Figura 5.1. A partir de estos, y mediante barridos partiendo de estos perfiles fácilmente se puede generar el ala. En cuanto a las superficies hipersustentadoras, se ha simplificado su geometría y se ha dividido la superficie alar en dos superficies únicamente en el tramo entre el perfil de media ala y el de punta de ala. En las Figuras 5.2 y 5.3 se observa la geometría del ala a partir de las secciones previamente mencionadas.

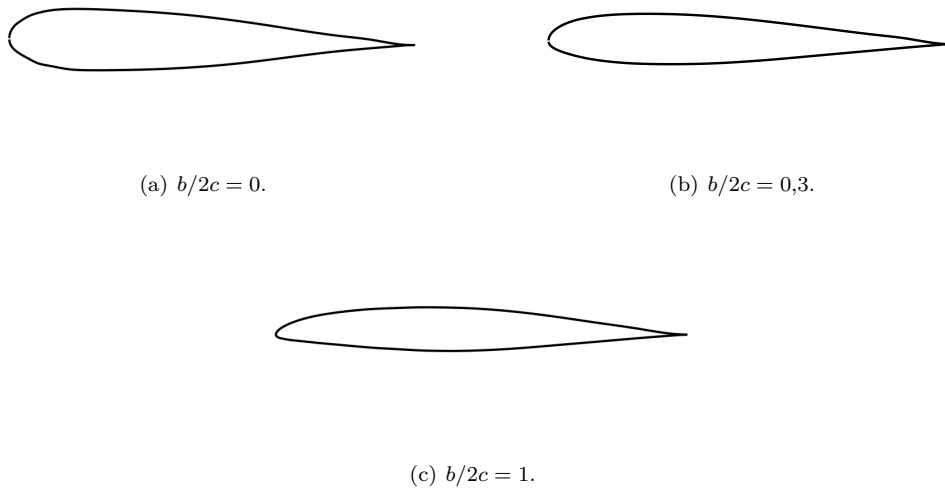


Figura 5.1: Perfiles que conforman la estructura tridimensional del Boeing 737.

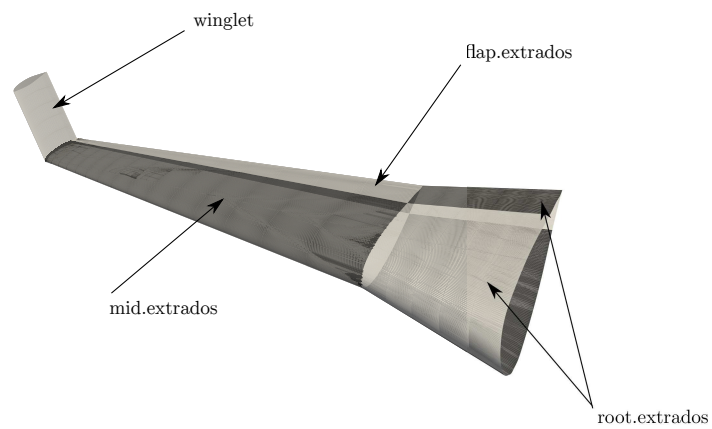


Figura 5.2: Vista superior modelo CAD de ala B-737 con nomenclatura usada.

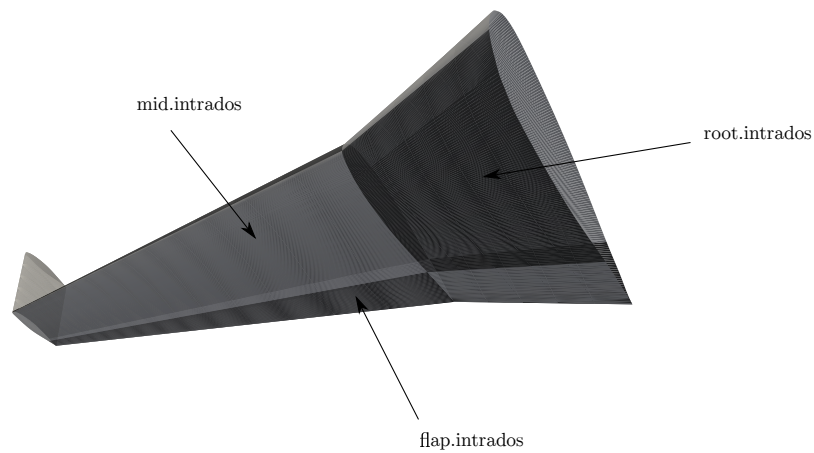


Figura 5.3: Vista inferior modelo CAD de ala B-737 con nomenclatura usada.

Sin embargo, como lo que se va a estudiar es el espacio que envuelve a esta geometría, es necesario diseñar un volumen de control alrededor de la misma donde más tarde se colocarán las celdas. A la hora de realizarlo, ya que se ha optado por realizar un mallado estructurado, es importante poder separar el dominio que envuelve el ala en subdominios para poder controlar la direccionalidad y el número de elementos en cada uno de ellos, ya que la estrategia de mallado elegida es un mallado por bloques. Por ello, en primera instancia se ha creado un dominio bidimensional (5.5) para cada uno de los perfiles que componen la geometría y se han realizado sucesivos barridos de la sección para ir adaptándola a las variaciones en tamaño del perfil. Tras obtener la estructura principal, se ha decidido por usar una aproximación al *winglet blended* típico que usan estas aeronaves mediante una prolongación del perfil de punta, manteniendo las características de tamaño establecidas en las Figuras 4.2 y 4.3, para finalmente prolongar esta sección en la dirección transversal¹ y poder obtener un ala finita y poder más tarde observar los fenómenos asociados a las alas tridimensionales finitas. La geometría del volumen fluido queda finalmente como se muestra en la Figura 5.4. Sus dimensiones variarán en función de los resultados que se obtengan en el estudio de sensibilidad 5.3.1 y de independencia de malla 5.3.2.

¹Siendo en este caso dominio fluido.

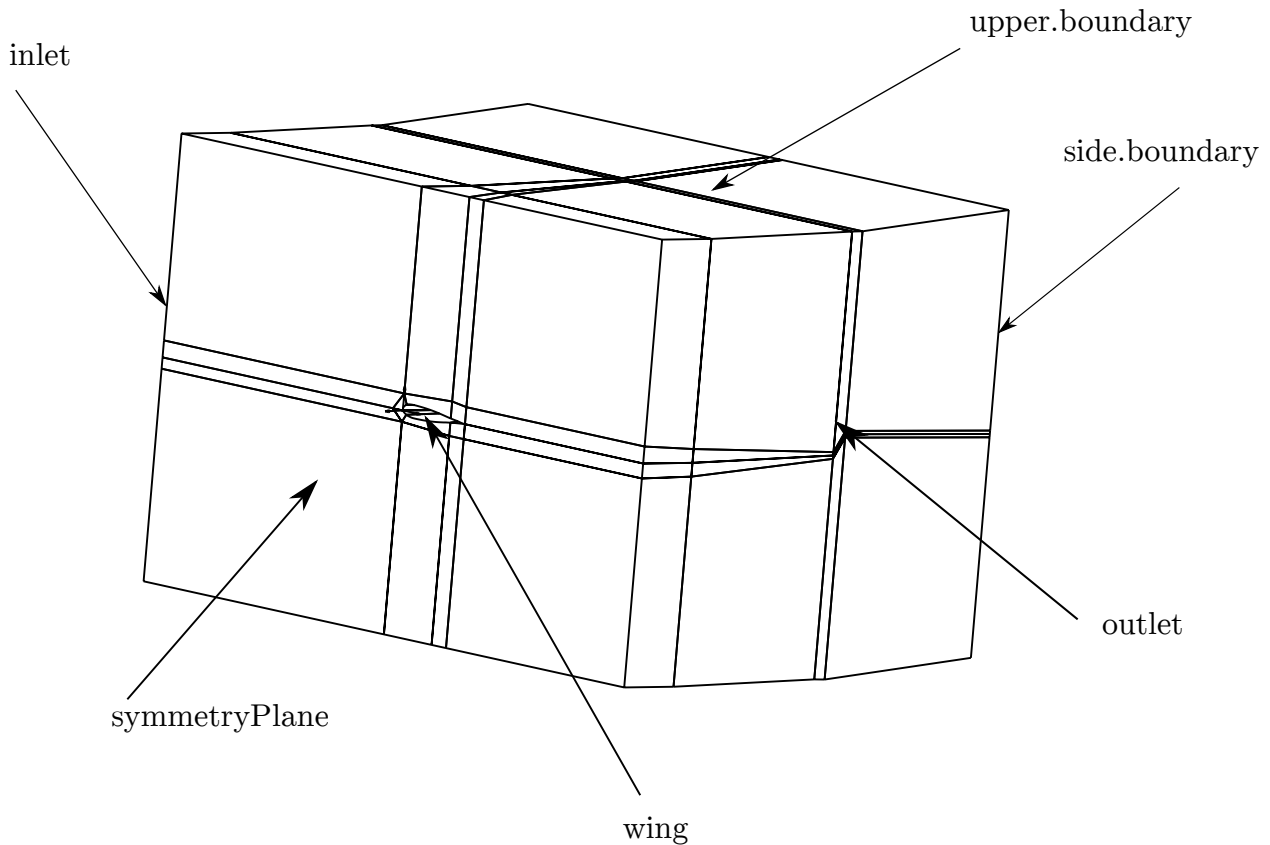


Figura 5.4: Volumen de control dividido en diversos subdominios junto con nomenclatura de las superficies.

5.3 Estructura de mallado

En cuanto al mallado, se ha decidido seguir una estrategia de malla estructurada por las ventajas comentadas en la Sección 3.2. Para ello se ha dividido el dominio de estudio en distintos subvolúmenes para poder ir discretizar las zonas donde se necesita más densidad de malla.

Resulta obvio pensar que conforme se vaya acercando a las proximidades del perfil, se va a ir encontrando con mayores gradientes de las variables termodinámicas, por lo que va a ser necesario ir aplicándole un *grading* a las celdas para que vayan reduciendo cada vez más su tamaño y haya mas densidad de elementos.

En las Figuras 5.5 y 5.6 se muestran gráficamente el dominio y los bloques en los que se ha subdividido, además de la dirección de la deformación de las celdas. La Figura 5.6 se trata de un detalle de los dominios que se encuentran más cercanos al perfil.

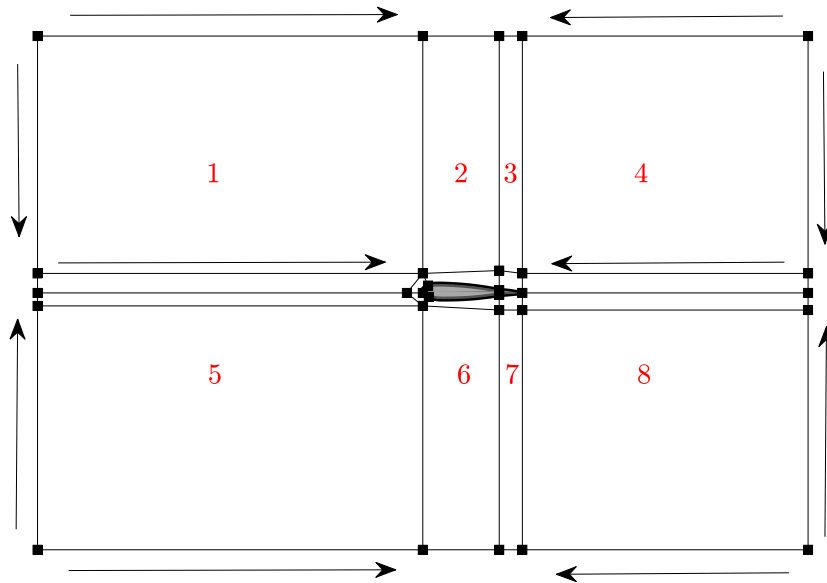


Figura 5.5: División del dominio fluido y dirección de los *gradings*.

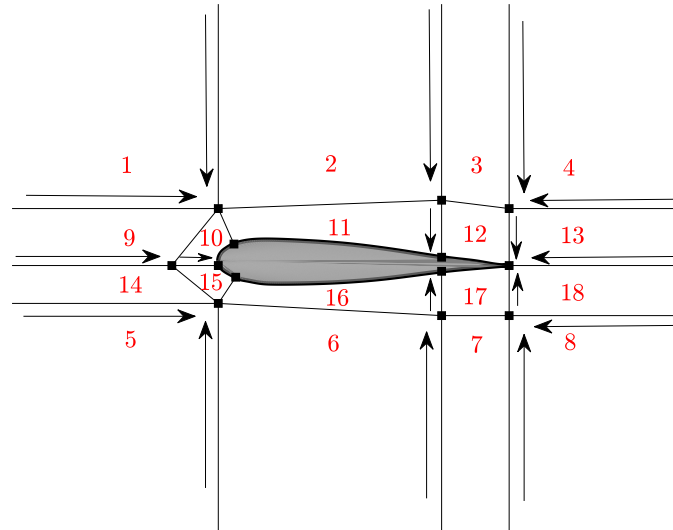


Figura 5.6: División del dominio fluido y dirección de los *gradings* en las proximidades del perfil.

5.3.1 Análisis de sensibilidad

Una vez se ha creado la geometría y se ha dividido el dominio, hay que hacer un estudio de sensibilidad del dominio para poder afirmar con seguridad que la distancia existente de los contornos no influya en los resultados.

Para ello, se va a realizar dicho estudio con la geometría bidimensional del perfil de encastre del avión. Se han extraído varios dominios de distinto tamaño, variando el número de cuerdas en la dirección longitudinal. Así pues, se ha realizado el estudio sobre dominios de 2, 4, 6, 8, 10 y 12 cuerdas. Si calculamos los dos parámetros más representativos para ver si los resultados varían o no, y los graficamos:

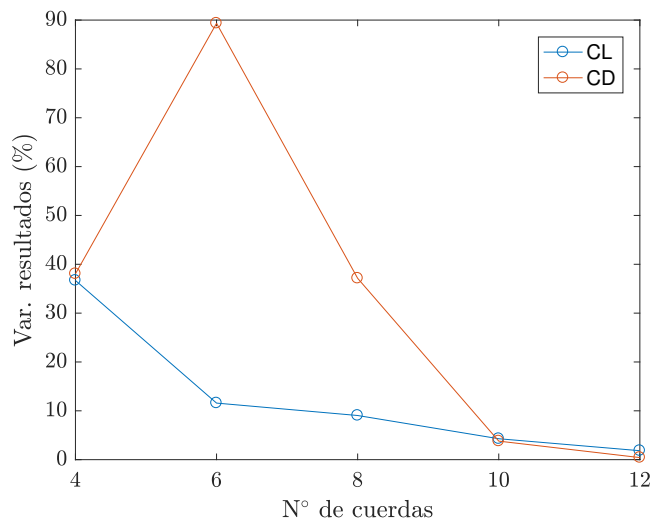


Figura 5.7: Evolución de los resultados con el dominio.

La Figura 5.7 representa la variación en los resultados de un dominio al siguiente más grande para poder determinar la influencia que tiene su tamaño en los resultados. Como se ve, a partir de 10 cuerdas de longitud para el volumen de control los resultados dejan de variar sustancialmente ya que la diferencia baja del 5%, por lo que finalmente se cogerá este dominio a partir de ahora.

No obstante, hay que destacar que para el mallado del perfil del encastre del ala se ha aumentado la longitud del dominio en dirección x e y hasta las **20 cuerdas** debido a problemas de convergencia cuando el perfil se sometía a ángulos de ataque no nulos debido a que la variación en dirección y de la presión era mucho mayor en estos casos, siendo limitada la solución por la proximidad de contorno superior.

5.3.2 Independencia de malla

Otro paso crítico para poder calcular el perfil a posteriori es analizar que número de elementos es necesario para que los resultados que nos interesen dejen de depender del número de celdas. Para ello, a partir de la geometría anterior se han realizado distintos mallas, y se ha realizado el cálculo de todos ellos analizando, nuevamente, los coeficientes de sustentación y de resistencia. Se han generado distintas mallas (Tabla 5.1) y, al igual que en el estudio de sensibilidad, y una vez los resultados han convergido, se comparan las variaciones de CL y CD para poder tomar una malla como definitiva. Para ello, se ha elegido un modelo RANS $k - \epsilon$ para modelar la turbulencia.

	Malla 1	Malla 2	Malla 3	Malla 4	Malla 5
Nº elementos	3260	9575	15450	20550	26000
	Malla 6	Malla 7	Malla 8	Malla 9	Malla 10
Nº elementos	29200	36580	39925	62350	79300

Tabla 5.1: Elementos por malla bidimensional.

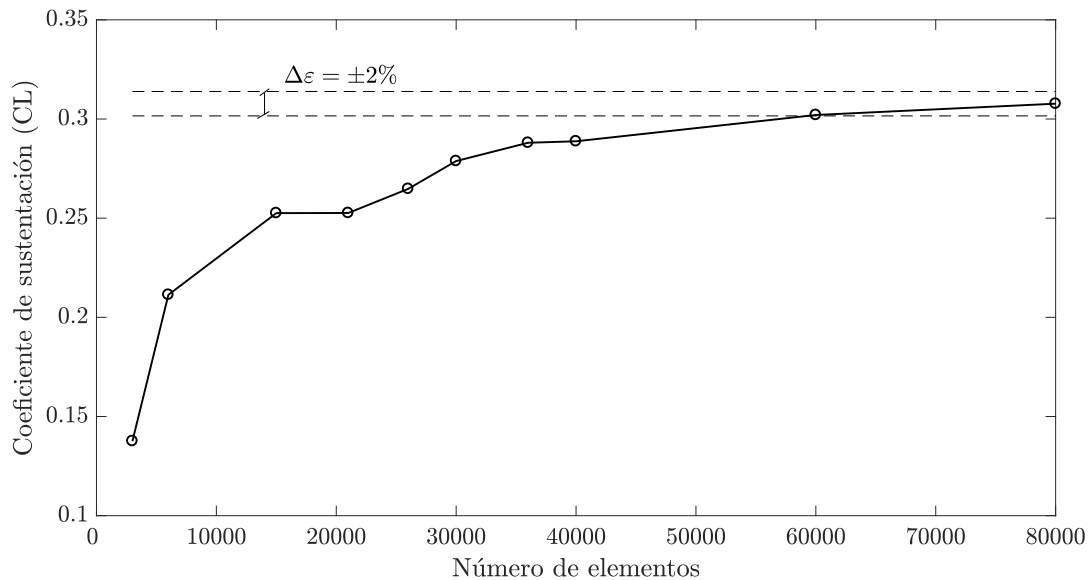


Figura 5.8: Evolución del coeficiente de sustentación con el número de celdas.

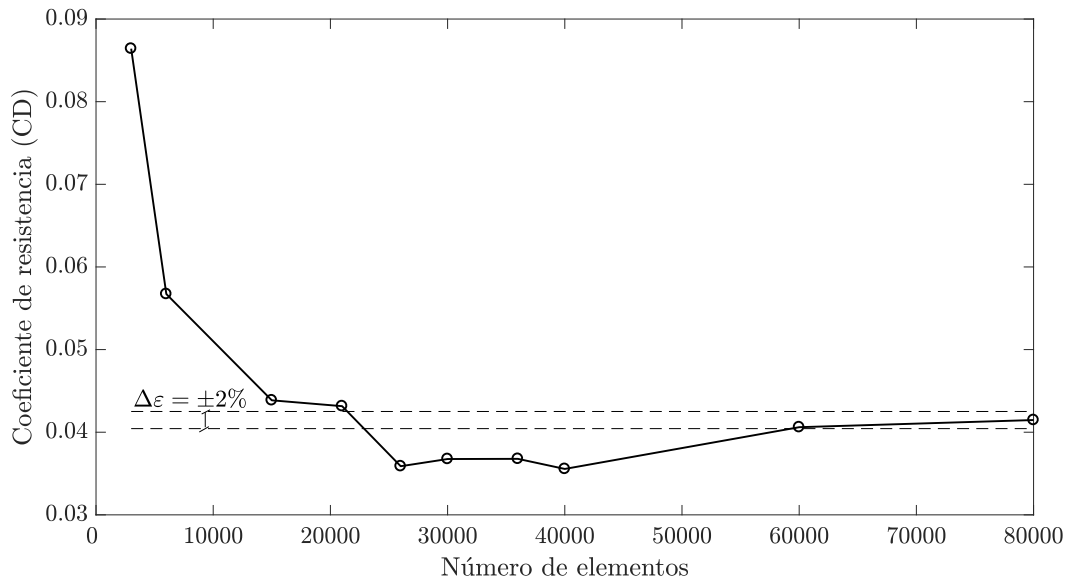


Figura 5.9: Evolución del coeficiente de resistencia con el número de celdas.

Por otro lado, se ha decidido estudiar la diferencia existente entre la distribución de presiones sobre el perfil, tanto en el extradós como en el intradós. Intuitivamente, conforme se aumente el número de celdas alrededor del perfil, estas distribuciones han de ser cada vez más y más similares, hasta el punto en el que para un valor suficientemente grande de celdas, la diferencia debería ser nula.

Así pues, este error se ha obtenido de la siguiente manera:

$$diff = mean \left(\sqrt{(p_{i+1} - p_i)^2} \right) \quad (5.1)$$

por tanto, computando dicho valor para todas las mallas que se han obtenido, se obtiene la siguiente evolución:

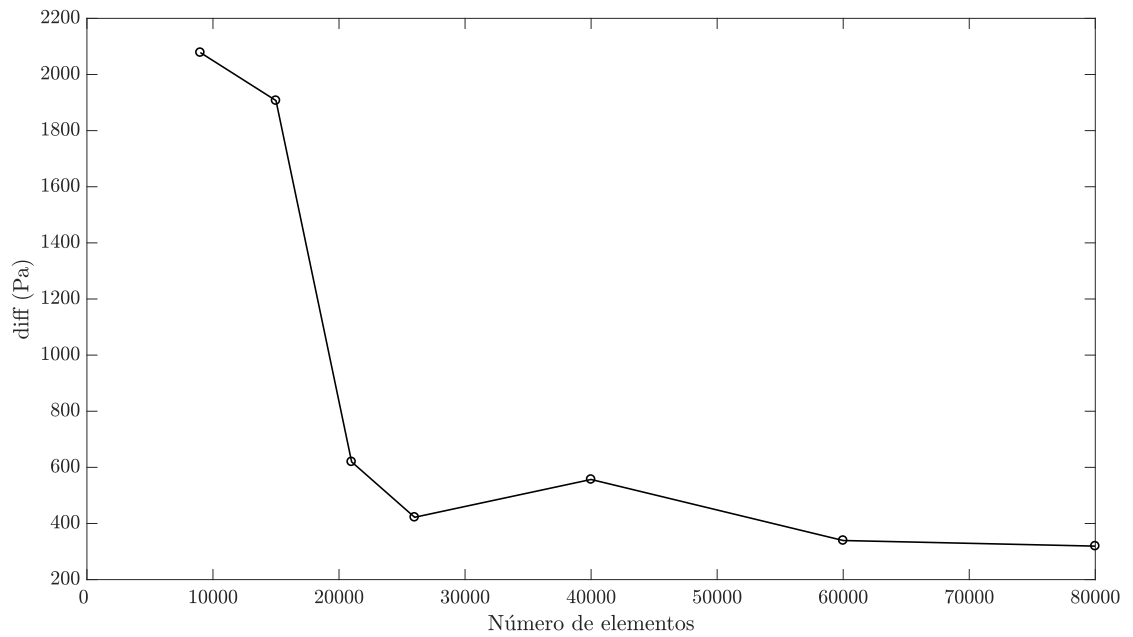


Figura 5.10: Evolución del error entre distribuciones de presión.

Como se observa, efectivamente la diferencia se reduce de manera notable hasta un valor de 200 Pa, lo cual es una muy pequeña diferencia si se compara con la presión de referencia (41060 Pa), cuyo error es asumible.

Esto se puede comprobar de manera visual si se decide representar varias distribuciones de presión a lo largo del perfil. Como se han calculado un número considerable de mallas con distintos elementos, para facilitar la interpretación solo se han graficado algunas de ellas, y efectivamente se observa que entre las mallas de 60000 y 80000 elementos la diferencia no es sustancial.

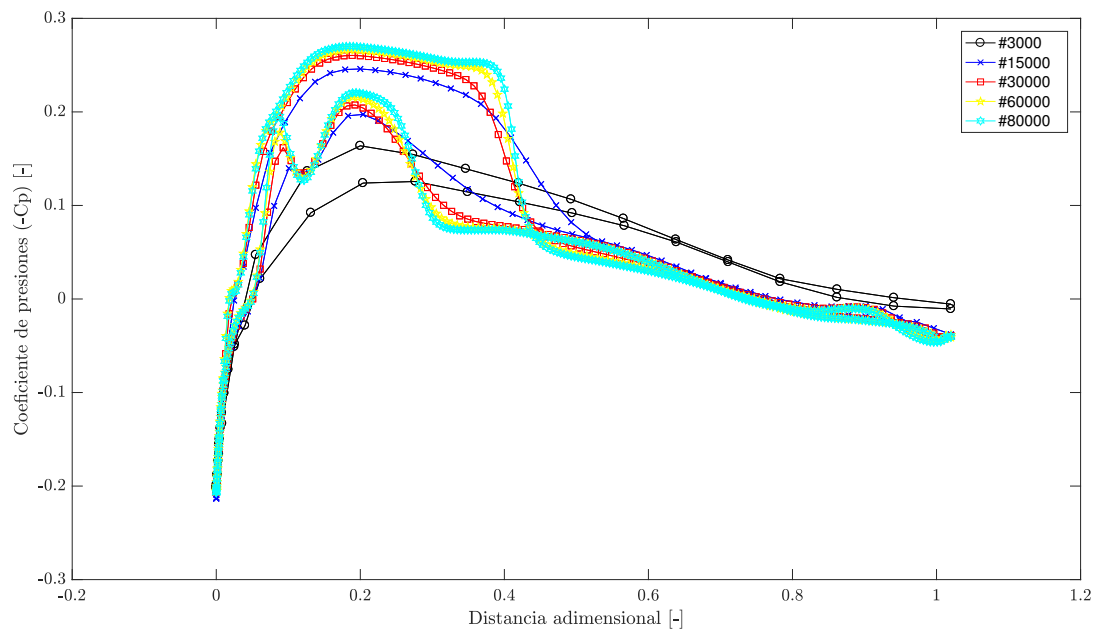


Figura 5.11: Comparación de las distribuciones de presión para las distintas mallas evaluadas.

Por ello, se asume que se obtiene la Independencia de Malla para el caso bidimensional en la malla de **60000 elementos**. En la Tabla 4.2 se contemplan todos los parámetros de la malla final elegida. Se ha seguido la nomenclatura establecida en las Figuras 5.5 y 5.6, y se han determinado el número de elementos y el *grading* en cada dirección del espacio.

Finalmente se ha adjuntado la Figura 5.12 como resultado final del proceso de mallado.

Bloque	N° de elementos		Grading	
	Dirección x	Dirección y	Dirección x	Dirección y
Bloque 1	55	35	35	70
Bloque 2	100	35	1	80
Bloque 3	35	35	1	80
Bloque 4	70	35	50	70
Bloque 5	55	50	35	70
Bloque 6	100	50	1	80
Bloque 7	35	50	1	40
Bloque 8	70	35	50	40
Bloque 9	55	40	35	1
Bloque 10	40	70	10	5
Bloque 11	100	70	1	10
Bloque 12	35	70	1	10
Bloque 13	70	70	50	10
Bloque 14	55	30	10	5
Bloque 15	30	70	20	5
Bloque 16	100	70	1	10
Bloque 17	35	70	1	10
Bloque 18	70	70	50	10

Tabla 5.2: Resumen de número de elementos y grading

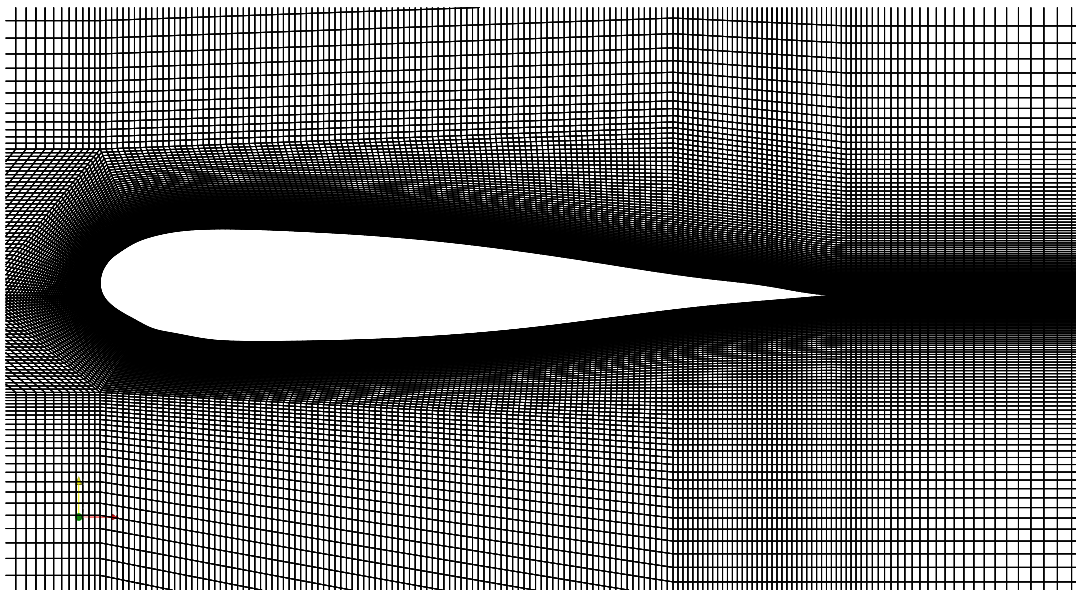


Figura 5.12: Estructura de la malla en el perfil bidimensional.

5.3.3 Independencia de malla tridimensional

Una vez que se ha determinado la Independencia de malla para el caso bidimensional, se procede con la geometría alar tridimensional generada a partir de los perfiles.

En este caso, ya que se ha alcanzado la independencia para los perfiles, en cada sección alar se va a preestablecer la malla de 60000 elementos, y lo que se va a variar va a ser el número de celdas en la dirección transversal. Además, debido al elevado número de celdas que se generarán al colocar elementos transversalmente y como consecuencia el alto coste computacional que supondría calcular cada malla distinta, únicamente se han generado 3 mallas con distinto número de elementos para ahorrar tiempo computacional, lo cual es el número mínimo de mallas para poder asegurar la independencia. Así pues, las tres mallas son:

	Malla 1	Malla 2	Malla 3
Nº elementos	1791500	2397130	2983765

Tabla 5.3: Elementos por malla tridimensional.

Una vez alcanzada la convergencia de los tres casos distintos, se puede obtener, al igual que en el caso bidimensional la variación de los coeficientes más característicos. Se ha decidido representar en la Figura 5.13 el coeficiente de sustentación como el más característico. Aquí, al igual que en el caso bidimensional, se ha elegido un modelo RANS $k - \epsilon$ para modelar la turbulencia.

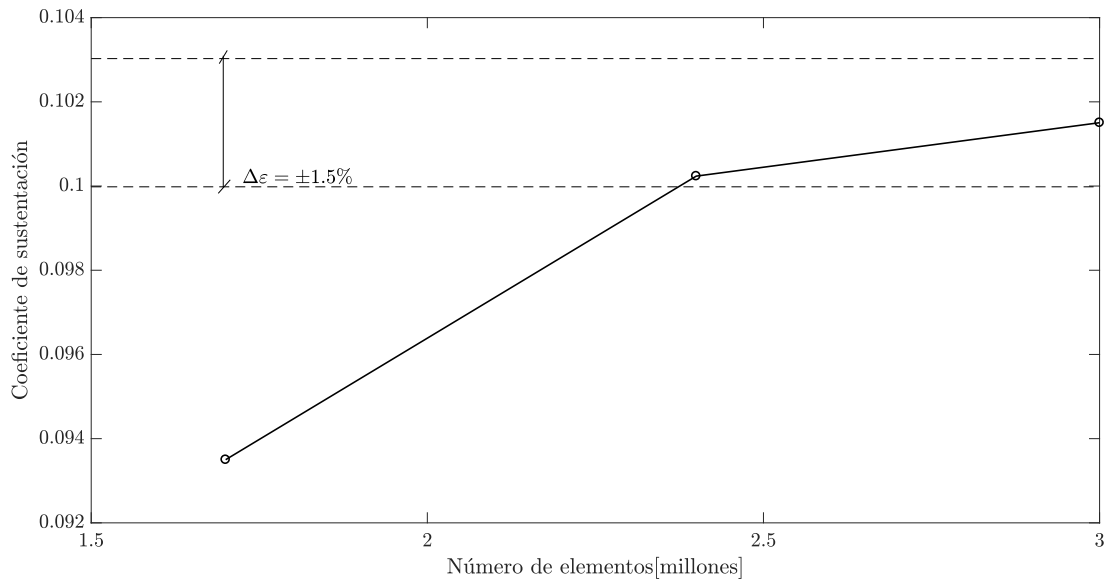


Figura 5.13: Coeficiente de sustentación para las tres mallas de estudio.

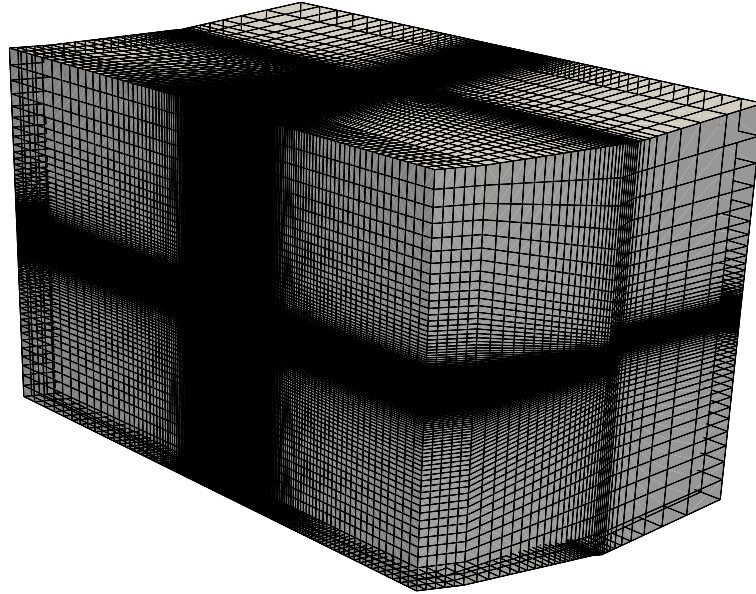


Figura 5.14: Estructura de la malla en el dominio tridimensional.

	N°de elementos	C_L	C_D	Variación C_L (%)	Variación C_D (%)
Malla 1	1791500	0.0935	0.0102	-	-
Malla 2	2397130	0.1002	0.0101	1.7117	1.0296
Malla 3	2983765	0.1015	0.010192	1.2658	0.8809

Tabla 5.4: Resultados de análisis de independencia de malla.

Tras extraer resultados de las 3 simulaciones y obtener el valor de los coeficientes aerodinámicos, se ha analizado en que medida varían de una malla a otra, expresando esta variación en %. En base a los resultados de la Tabla 5.4, como la variación entre coeficientes de la malla 2 a la malla 3 es cercana al 1 % en ambos casos, se determina la independencia de malla para el caso de 2.4 millones de celdas.

5.4 Condiciones de contorno para independencia de malla

5.4.1 Caso bidimensional

<i>patch</i>	<i>alphat</i>	<i>k</i>	<i>mut</i>	<i>epsilon</i>	<i>p</i>	<i>T</i>	<i>U</i>
<i>inlet</i>	calculated uniform 0	fixedValue uniform 2.06	calculated uniform 0	fixedValue uniform 14.78	zeroGradient	fixedValue uniform 242	freeStream uniform(232 0 0)
<i>outlet</i>	zeroGradient	zeroGradient	zeroGradient	zeroGradient	fixedValue uniform 41060	zeroGradient	zeroGradient
<i>upper.surface</i>	alphatWF uniform 0	kqRWF uniform 2.06	mutkWF uniform 0	epsilonWF uniform 14.78	zeroGradient	zeroGradient	fixedValue uniform(0 0 0)
<i>lower.surface</i>	alphatWF uniform 0	kqRWF uniform 2.06	mutkWF uniform 0	epsilonWF uniform 14.78	zeroGradient	zeroGradient	fixedValue uniform(0 0 0)
<i>upper.boundary</i>	zeroGradient	zeroGradient	zeroGradient	zeroGradient	zeroGradient	zeroGradient	freeStream uniform(232 0 0)
<i>lower.boundary</i>	zeroGradient	zeroGradient	zeroGradient	zeroGradient	zeroGradient	zeroGradient	freeStream uniform(232 0 0)
<i>frontAndBack</i>	empty	empty	empty	empty	empty	empty	empty

Tabla 5.5: Condiciones de contorno independencia de malla bidimensional.

5.4.2 Caso tridimensional

<i>patch</i>	<i>alphat</i>	<i>k</i>	<i>mut</i>	<i>epsilon</i>	<i>p</i>	<i>T</i>	<i>U</i>
<i>inlet</i>	calculated uniform 0	fixedValue uniform 2.06	calculated uniform 0	fixedValue uniform 14.78	zeroGradient	fixedValue uniform 242	freeStream uniform(232 0 0)
<i>outlet</i>	zeroGradient	zeroGradient	zeroGradient	zeroGradient	fixedValue uniform 41060	zeroGradient	zeroGradient
<i>root.extrados</i>	alphatWF uniform 0	kqRWF uniform 2.06	mutkWF uniform 0	epsilonWF uniform 14.78	zeroGradient	zeroGradient	fixedValue uniform(0 0 0)
<i>root.intrados</i>	alphatWF uniform 0	kqRWF uniform 2.06	mutkWF uniform 0	epsilonWF uniform 14.78	zeroGradient	zeroGradient	fixedValue uniform(0 0 0)
<i>mid.extrados</i>	alphatWF uniform 0	kqRWF uniform 2.06	mutkWF uniform 0	epsilonWF uniform 14.78	zeroGradient	zeroGradient	fixedValue uniform(0 0 0)
<i>mid.intrados</i>	alphatWF uniform 0	kqRWF uniform 2.06	mutkWF uniform 0	epsilonWF uniform 14.78	zeroGradient	zeroGradient	fixedValue uniform(0 0 0)
<i>flap.extrados</i>	alphatWF uniform 0	kqRWF uniform 2.06	mutkWF uniform 0	epsilonWF uniform 14.78	zeroGradient	zeroGradient	fixedValue uniform(0 0 0)
<i>flap.intrados</i>	alphatWF uniform 0	kqRWF uniform 2.06	mutkWF uniform 0	epsilonWF uniform 14.78	zeroGradient	zeroGradient	fixedValue uniform(0 0 0)
<i>winglet</i>	alphatWF uniform 0	kqRWF uniform 2.06	mutkWF uniform 0	epsilonWF uniform 14.78	zeroGradient	zeroGradient	fixedValue uniform(0 0 0)
<i>upper.boundary</i>	zeroGradient	zeroGradient	zeroGradient	zeroGradient	zeroGradient	zeroGradient	freeStream uniform(232 0 0)
<i>lower.boundary</i>	zeroGradient	zeroGradient	zeroGradient	zeroGradient	zeroGradient	zeroGradient	freeStream uniform(232 0 0)
<i>side.boundary</i>	zeroGradient	zeroGradient	zeroGradient	zeroGradient	zeroGradient	zeroGradient	freeStream uniform(232 0 0)
<i>symmetry</i>	symmetryPlane	symmetryPlane	symmetryPlane	symmetryPlane	symmetryPlane	symmetryPlane	symmetryPlane

Tabla 5.6: Condiciones de contorno independencia de malla tridimensional.

Simulaciones en OpenFOAM

6.1 Introducción

Para poder realizar simulaciones CFD de manera correcta, hay que establecer unas condiciones de contorno que se asemejen lo máximo posible a las condiciones propias de las condiciones de vuela de un B737. Además, hay que comprobar que las simulaciones realizadas cumplen ciertos criterios para asegurarse de que los resultados son estacionarios y fiables [4]. Estos criterios son:

- Aplicabilidad: los modelos han de ser capaces de describir el comportamiento físico aproximándose a la realidad.
- Conservación: las leyes de conservación de masa, momento, energía, etc se han de cumplir en todo momento.
- Estabilidad: la solución será estable si la aparición de errores no se va a ver amplificada por ellos mismos.
- Convergencia: refinar la malla debe suponer una mayor precisión en los resultados hasta que se alcance la independencia de malla.

En este capítulo se van a estudiar las condiciones de contorno establecidas para realizar las simulaciones, los valores de las variables turbulentas y una introducción al cómo se ha generado el movimiento del flap.

6.2 Valores iniciales

Como se ha comentado previamente, las condiciones termodinámicas para un vuelo a 7000 metros de altura son las vistas en la Tabla 4.3. Por otro lado, hay que especificar el valor de las variables turbulentas, tanto de la energía cinética turbulenta, como la de la tasa de disipación y de la disipación específica, pues dependiendo de la simulación se ha utilizado un modelo de turbulencia u otro.

6.2.1 Variables turbulentas

Estimar los valores de las variables turbulentas, es por lo general un proceso complicado, ya que no son demasiado intuitivas. Sin embargo, se puede pensar en función de otras variables como la intensidad turbulenta, la escala de la turbulencia o el ratio entre la viscosidad turbulenta y la viscosidad dinámica molecular, pues estas están más relacionadas con la física del problema.

A partir de estas se han desarrollado fórmulas que permiten aproximar las variables que nos interesan a partir de esas otras, como se puede ver a continuación:

Energía cinética turbulenta

$$k = \frac{3}{2} (U I)^2 \quad (6.1)$$

Donde U es la velocidad media del flujo e I es la intensidad de la turbulencia. Normalmente, el valor de la intensidad turbulenta suele ser menor menor al 1%, y en este caso se ha elegido un 0.5%.

Tasa de disipación turbulenta

En cuanto a la tasa de disipación ϵ :

$$\epsilon = C_\mu \frac{k^{\frac{3}{2}}}{l} \quad (6.2)$$

En este caso, k se corresponde a la energía cinética turbulenta, l es la escala de la turbulencia, que en este caso se ha tomado la cuerda media aerodinámica, y finalmente C_μ es una constante turbulenta de valor 0.09.

Tasa de disipación específica turbulenta

La tasa de disipación específica viene dada por:

$$\omega = \frac{\sqrt{k}}{l} \quad (6.3)$$

Las variables que participan en la formula son las mismas comentadas previamente: k como la energía cinética turbulenta y l como la escala de la turbulencia.

Viscosidad dinámica turbulenta

Finalmente, como última variable turbulenta aparece μ_t , que se ha fijado a 0 como condición inicial.

6.2.2 Resumen variables termodinámicas

Con las fórmulas previas, junto a las variables de presión, temperatura, densidad y velocidad del fluido alrededor del perfil, se obtienen los valores propios en la Tabla 6.1

U_x	U_y	U_z	P	k	ϵ	ω	μ_t
231.76	0	0	41060	2.06	14.78	9	0

Tabla 6.1: Resumen variables termodinámicas de condiciones de contorno en condiciones de crucero.

6.3 Condiciones de Contorno

6.3.1 Tipos de condiciones de contorno

OpenFOAM ofrece una amplia gama de posibilidades para poder definir como deben actuar los límites del problema, puesto que en ellos la solución del problema ha de estar preestablecida.

Las opciones utilizadas en este caso han sido:

- *zeroGradient*: Esta condición de contorno establece que el gradiente de la variable a calcular en el contorno ha de ser nulo, es decir, que no haya variación en la dirección normal a la superficie.

$$\frac{\partial \phi}{\partial \vec{n}} = 0 \quad (6.4)$$

- *freestream*: Esta condición comprueba localmente el flujo másico en la superficie donde se ha impuesto. Si el flujo va hacia fuera del contorno establecerá un *zeroGradient* de manera local, mientras que si el flujo se desplaza hacia adentro del contorno, se impondrá un *fixedValue*.
- *fixedValue*: Como su nombre indica, esta condición permite fijar un valor determinado en el contorno especificado, por lo que la solución en las proximidades de dicho contorno se tendrá que adaptar para alcanzar dicho valor.
- *calculated*: En este caso el valor de la variable ϕ no se fija, si no que a partir del resto de condiciones que definan el problema, el valor en este contorno se calculará.
- *symmetryPlane*: Es una condición de contorno simple que únicamente especifica que dicha superficie corresponde con un plano de simetría.

6.3.2 Condiciones de contorno usadas en las simulaciones

inlet, upper.boundary, lower.boundary, side.boundary

En estas superficies se fija la velocidad de entrada del fluido, con una condición de *freestream*, la Temperatura mediante un *fixedValue*, y las variables turbulentas con un *fixedValue*. Por otro lado, al difusividad térmica se define con un *calculated* para los instantes posteriores al punto inicial. La presión se fija mediante un *zeroGradient*.

outlet

En esta superficie, a diferencia de las previas, se especifica un valor fijo para la presión *fixedValue*, mientras que el resto de condiciones termodinámicas se especifican mediante un *zeroGradient*.

wing

Para la zona de la pared del ala, por un lado hay que establecer la condición de no deslizamiento, la velocidad se fija nula *fixedValue*. Por otro lado, al ser una pared, la presión ha de tener un gradiente nulo en la dirección normal a la superficie, *zeroGradient*. En cuanto a las variables turbulentas, se especifican funciones de pared.

6.4 Movimiento del Flap

Tal y como se dijo en los objetivos, se va a tratar de usar una herramienta implementada en OpenFOAM capaz de deformar las mallas, creando así un caso dinámico. Es mediante esta técnica cómo se va introducir el movimiento del flap. Además, al haber elegido un Plain Flap, esto resulta incluso mejor, vista la manera de deformar la malla, puesto que en el diseño de la geometría CAD no es necesario crear un segundo cuerpo que se identifique como el flap, si no que el propio perfil se puede subdividir en dos partes, una que sea la geometría principal y otra que se identifique como el dispositivo hipersustentador, tal y como se ve en la Figura 6.1.

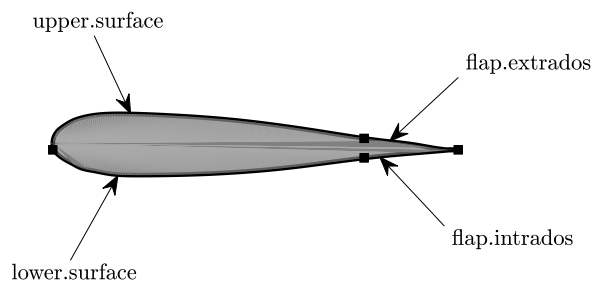


Figura 6.1: Separación de la geometría en perfil y flap.

6.4.1 Estructura del caso

Para poder mover la malla, hace falta un archivo *dynamicMeshDict* en la carpeta *constant* que especifique el tipo de movimiento que se desea. Por lo general, en OpenFOAM aparecen dos tipos distintos de deformar una malla: *dynamicFvMesh* y *topoChangerFvMesh*. Donde una deforma la geometría y la otra modifica la malla según cómo cambie la geometría. De entre estas dos posibilidades se ha escogido la primera puesto que se desea que la malla permanezca invariante, solo se desea deformar sus elementos.

Una vez elegido el tipo de deformación que se quiere utilizar, hace falta especificar bajo que ecuación se va a regir el desplazamiento de cada uno de los puntos. En este caso se han probado varias combinaciones, ofreciendo de entre ellas los mejores resultados *displacementLaplacian* y *SRBStress*. La primera de ellas obtiene el desplazamiento de sus puntos resolviendo la ecuación de Laplace, y la calidad de los elementos viene dada por una difusividad, la cual especifica cuanto puede deformarse un elemento en función de la distancia a la superficie que se mueve. Por otro lado, *SRBStress* se presenta como un modelo muy parecido al anterior, pero en este caso también se considera el término de rotación del sólido rígido.

Debido a que tras distintas configuraciones de movimiento, *SRBStress* ofrecía ángulos de deflexión ligeramente mayores, se ha decantado por utilizar este solver.

En cuanto al modelo de difusividad, se ha elegido un método *inverseDistance*, que especifica, como su nombre bien indica, que la difusividad va a ir disminuyendo con la inversa de la distancia a la superficie donde esta condición se ha aplicado. Además se ha usado un método *quadratic* en combinación con el anterior para que de esta manera, además de reducirse la difusividad con la distancia, disminuirá con el cuadrado de esta.

Tipo de deformación	solver	Modelo difusividad		patches	
dynamicMotionSolverFvMesh	SRBStress	quadratic	inverseDistance	flap.extrados	flap.intrados outlet

Tabla 6.2: Configuración archivo *dynamicMeshDict*.

Al hacer uso del solver *SRBStress*, es necesario incluir un archivo de condiciones de movimiento en la carpeta *0* en donde se especifique concretamente el movimiento que ha de seguir. Por ello se ha creado *pointDisplacement* con las condiciones que se observan en la Tabla 6.3. Estas condiciones son las correspondientes a las superficies móviles, en este caso *flap.intrados* y *flap.extrados*. Para el resto de superficies que componen el dominio se ha fijado su posición mediante la condición *fixedValue*. El tipo de movimiento especificado en *pointDisplacement* como se observa es *uncoupledSixDoFRigidBodyDisplacement*, que permite asignarle movimientos en los seis grados de libertad, desacoplando del modelo dinámico la fuerza que ejerce el fluido sobre el perfil (uncoupled). El solver que se especifica en este archivo es el método de integración para poder resolver las ecuaciones diferenciales del movimiento, que en este caso se ha escogido el método de *Newmark-beta*[5].

	Valor
Movimiento	uncoupledSixDoFRigidBodyDisplacement
Valor	uniform (0 0 0)
Centro de Rotación	(5.95 -0.154 0)
Velocidad	(0 0 0)
Aceleración	(0 0 0)
Momento angular	(0 0 -200)
Centro de masas	(5.95 -0.154 0)
Masa	15
Momento de Inercia	(1e3 1e3 1e3)
Solver de movimiento	Newmark
Restricciones	Rotación solo en eje y

Tabla 6.3: Configuración archivo *pointDisplacement*.

Haciendo uso de la herramienta *moveDynamicMesh*, se puede visualizar el movimiento de la malla, tal y como se ve en la Figura 6.2.

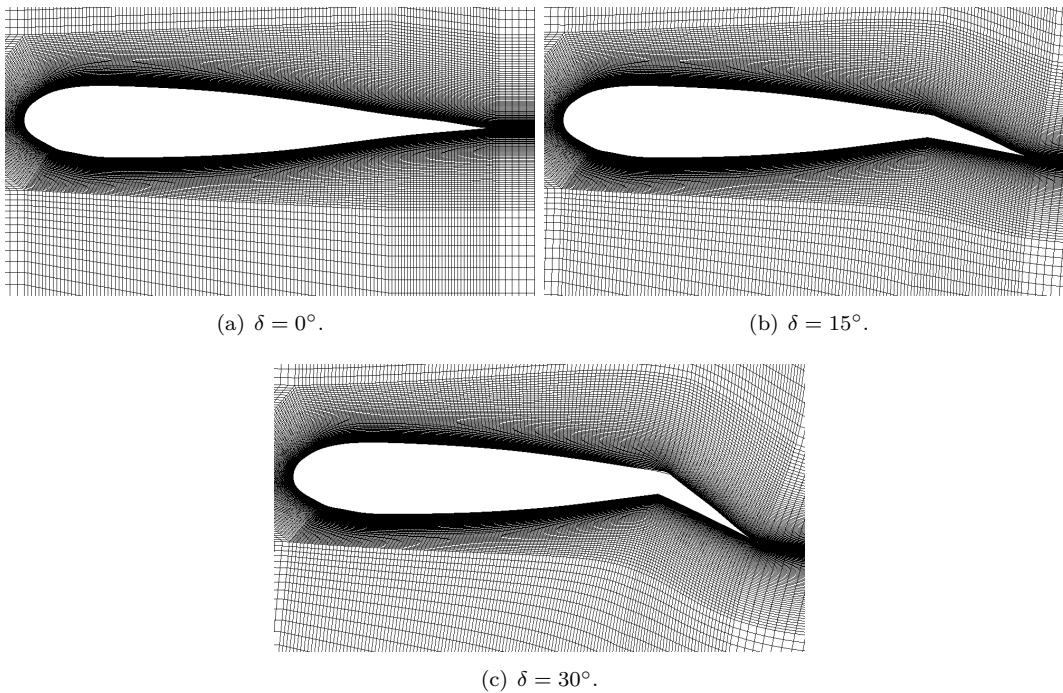


Figura 6.2: Movimiento de la malla a distintos ángulos de deflexión δ .

6.5 Convergencia de los casos

En esta sección se va a observar el tiempo necesario para cada tipo de simulación lanzada hasta alcanzar condiciones estacionarias:

6.5.1 Perfiles bidimensionales en condiciones de crucero

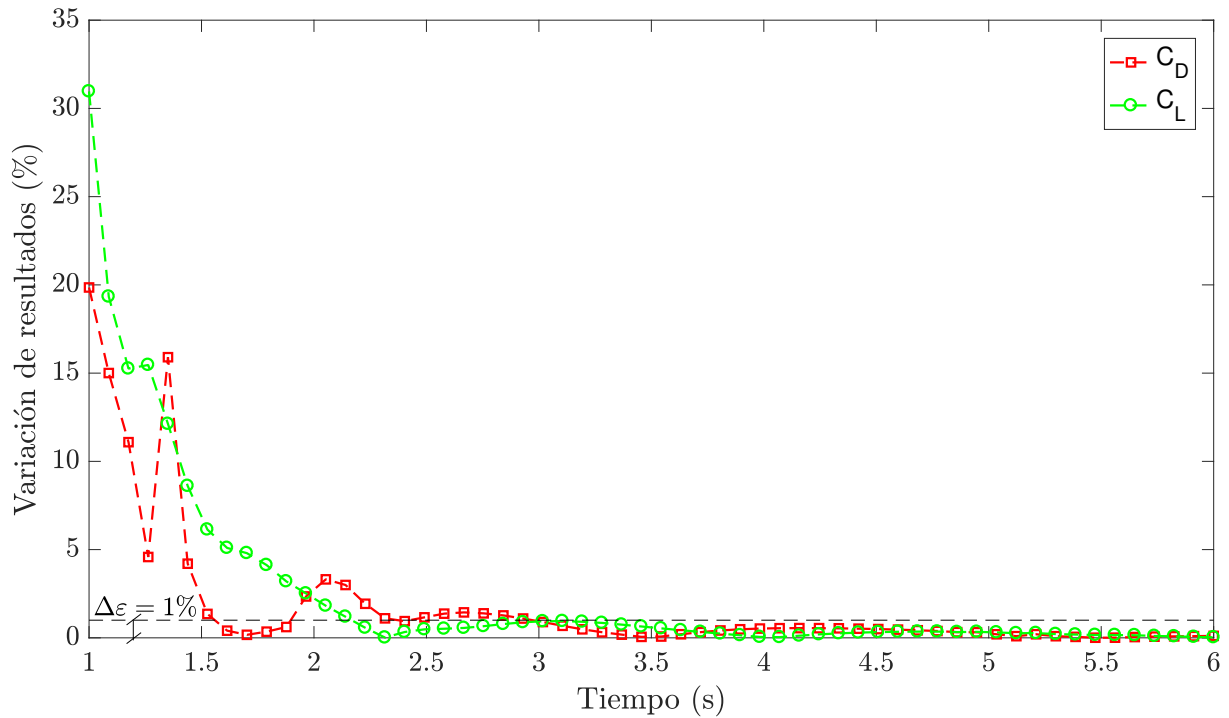


Figura 6.3: Evolución de la variación de los coeficientes aerodinámicos con el tiempo de simulación para condiciones de crucero en el perfil bidimensional.

En lo que respecta al caso bidimensional con las condiciones de la Tabla 4.3, se ha lanzado un caso con un alto tiempo de simulación (10 segundos), tras lo cual se han extraído las fuerzas actuantes sobre el perfil, y se han adimensionalizado para obtener los coeficientes que ya se han visto anteriormente. Representando la variación de los resultados en cada instante temporal con respecto a los resultados en el instante anterior, se obtiene la evolución de la Figura 6.3. Se puede observar que en los primeros instantes de cálculo los resultados oscilan bastante, pero poco a poco van reduciendo su variación hasta que alrededor del tercer segundo de simulación, el error baja del 1%, por lo que se puede indicar que el caso converge en dicho tiempo.

Además de calcular la variación de los coeficientes, se ha utilizado como criterio de convergencia adicional la diferencia existente entre los flujos másicos de entrada y de salida para el tiempo en el que se está considerando convergida la solución.

\dot{m} inlet (kg/s)	\dot{m} outlet (kg/s)	Variación \dot{m} (%)
81385	81070	0.38

Tabla 6.4: Flujos másicos en las secciones de entrada y salida en condiciones de crucero.

6.5.2 Perfiles bidimensionales en condiciones de aproximación

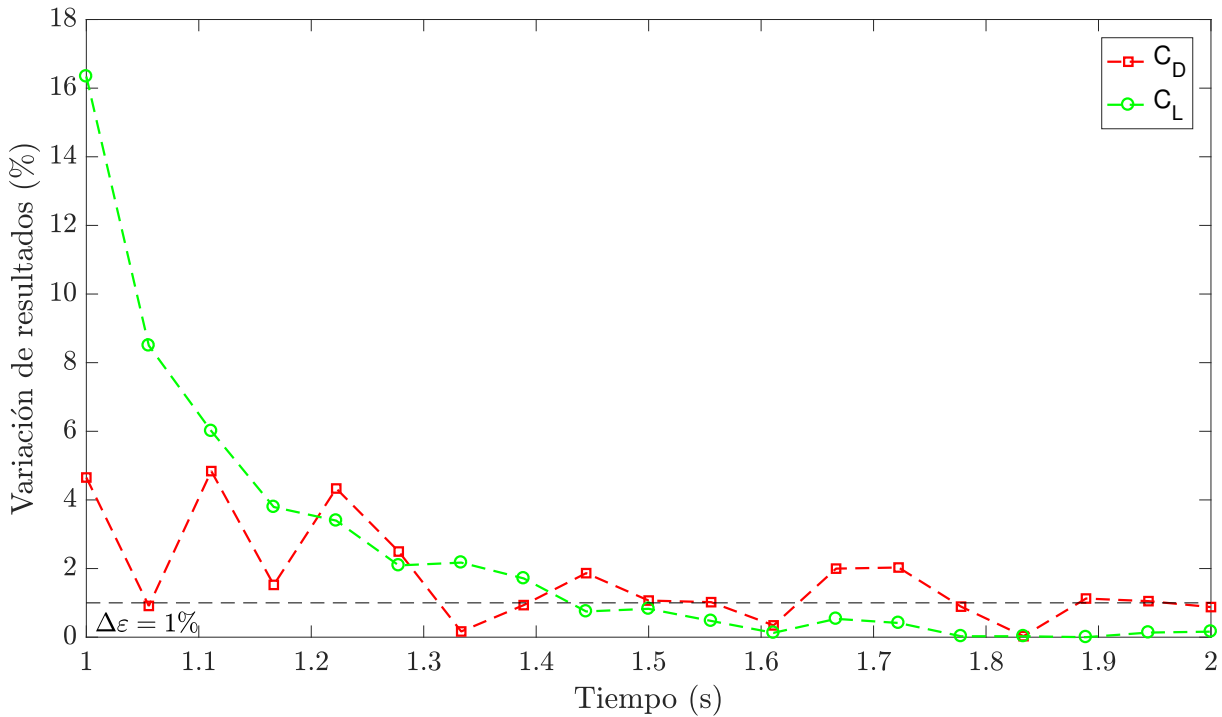


Figura 6.4: Evolución de la variación de los coeficientes aerodinámicos con el tiempo de simulación para condiciones de aproximación en el perfil bidimensional.

Por otro lado, si a la misma geometría la sometemos a las condiciones de aproximación, Tabla 4.4, el caso va a tener una solución distinta. Se ha seguido el mismo proceso que en el caso anterior, y en este caso el cálculo se puede dar por convergido a los dos segundos de simulación. Una de las causas por las que esta simulación converge bastante más rápido que antes es probablemente la aparición de una onda de choque en el caso de condiciones de crucero, lo cual haga que que al cálculo le cueste estabilizar dicha onda más tiempo.

Por otro lado, viendo los resultados de la Tabla 6.5, se comprueba que el gasto másico es prácticamente igual, difiriendo solo un 0.1 %, lo cual es casi despreciable.

\dot{m} inlet (kg/s)	\dot{m} outlet (kg/s)	Variación \dot{m} (%)
52516	52454	0.1182

Tabla 6.5: Flujos másicos en las secciones de entrada y salida en condiciones de aproximación.

6.5.3 Ala tridimensional en condiciones de crucero

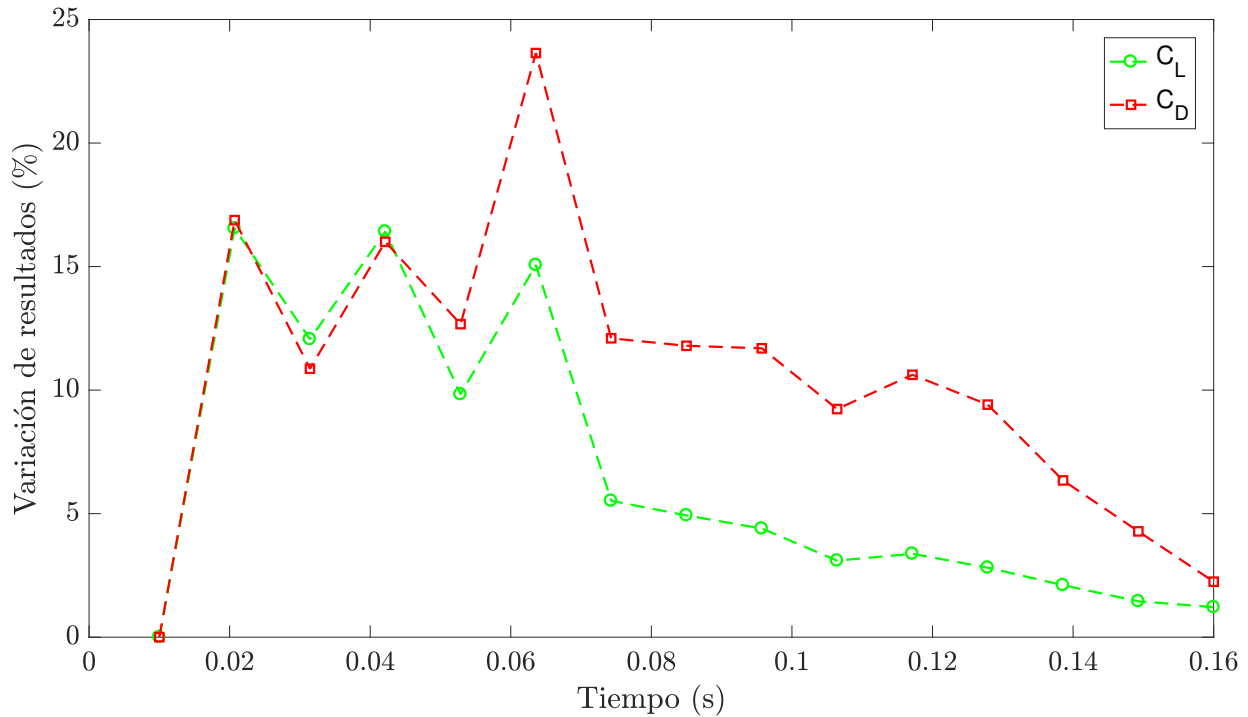


Figura 6.5: Evolución de la variación de los coeficientes aerodinámicos con el tiempo de simulación para condiciones de crucero en la geometría tridimensional.

Por último, en las simulaciones tridimensionales se observa que la convergencia se da para tiempos de simulación mucho más bajos, ya que alrededor de los 0.16 segundos los errores ya son menores al 3%, por lo que el tiempo de simulación destinado para este tipo de simulaciones se considerará convergida tras ese tiempo. Este caso, al igual que en las condiciones de aproximación converge de manera tan rápida debido a que tampoco aparecerá una onda de choque, como se comprobará más adelante.

En cuanto a la diferencia de gastos máscicos (Tabla 6.6), se vuelve a observar una diferencia nada significativa, que indica junto a los resultados de la Figura 6.5 que la simulación ha alcanzado condiciones estacionarias.

\dot{m} inlet (kg/s)	\dot{m} outlet (kg/s)	Variación \dot{m} (%)
180883	180692	0.105

Tabla 6.6: Flujos máscicos en las secciones de entrada y salida en caso tridimensional.

Análisis de resultados

7.1 Introducción

En este capítulo se realizará todo el postprocesado de las simulaciones que se han ido realizando en OpenFOAM, extrayendo los resultados de las mismas para así obtener algunos parámetros que definan la geometría alar, desde las características más típicas como la curva de sustentación, o la polar del perfil, para acabar analizando la influencia del movimiento del flap, pasando por otras peculiaridades del estudio aerodinámico como la capa límite y su desprendimiento.

Se van a analizar tanto la geometría bidimensional, debido a los resultados existentes en internet para así poder comparar con los obtenidos mediante CFD, y observar la actuación del flap en un modelo no-estacionario, como la geometría tridimensional, realizando un exhaustivo estudio sobre los efectos tridimensionales finitos.

Para ello, y dado que el paquete OpenFOAM solo se sirve de la herramienta *paraview* para el postproceso, la cual está algo limitada, se va a realizar la mayor parte de los cálculos y el tratamiento de los datos mediante MatLab.

7.2 Aerodinámica de los perfiles

Como se ha comentado en el Capítulo 2, la base de las fuerzas sustentadoras es la distribución de presiones alrededor del perfil. Por ello, se va a ir observando dicha distribución en los tres perfiles que conforman la estructura tridimensional.

7.2.1 Coeficiente de presiones

A continuación se van a analizar la influencia que tiene el ángulo de ataque geométrico sobre dicho perfil mediante simulaciones en las que se vayan cambiando las condiciones de entrada del flujo en las superficies *inlet*, *upper.boundary* y *lower.boundary* desde una componente de velocidad completamente axial al perfil, incrementando en cada simulación la componente normal de la velocidad, simulando así que el perfil vaya viendo cada vez mayor ángulo de ataque. Tras haber llegado a la convergencia de todas estas simulaciones, se han extraído los datos de presión en todos los puntos que hay en la pared del perfil, y se han adimensionalizado para poder observar el coeficiente de presión.

Tras representar el C_p , se obtienen los contornos que se observan en la Figura 7.1.

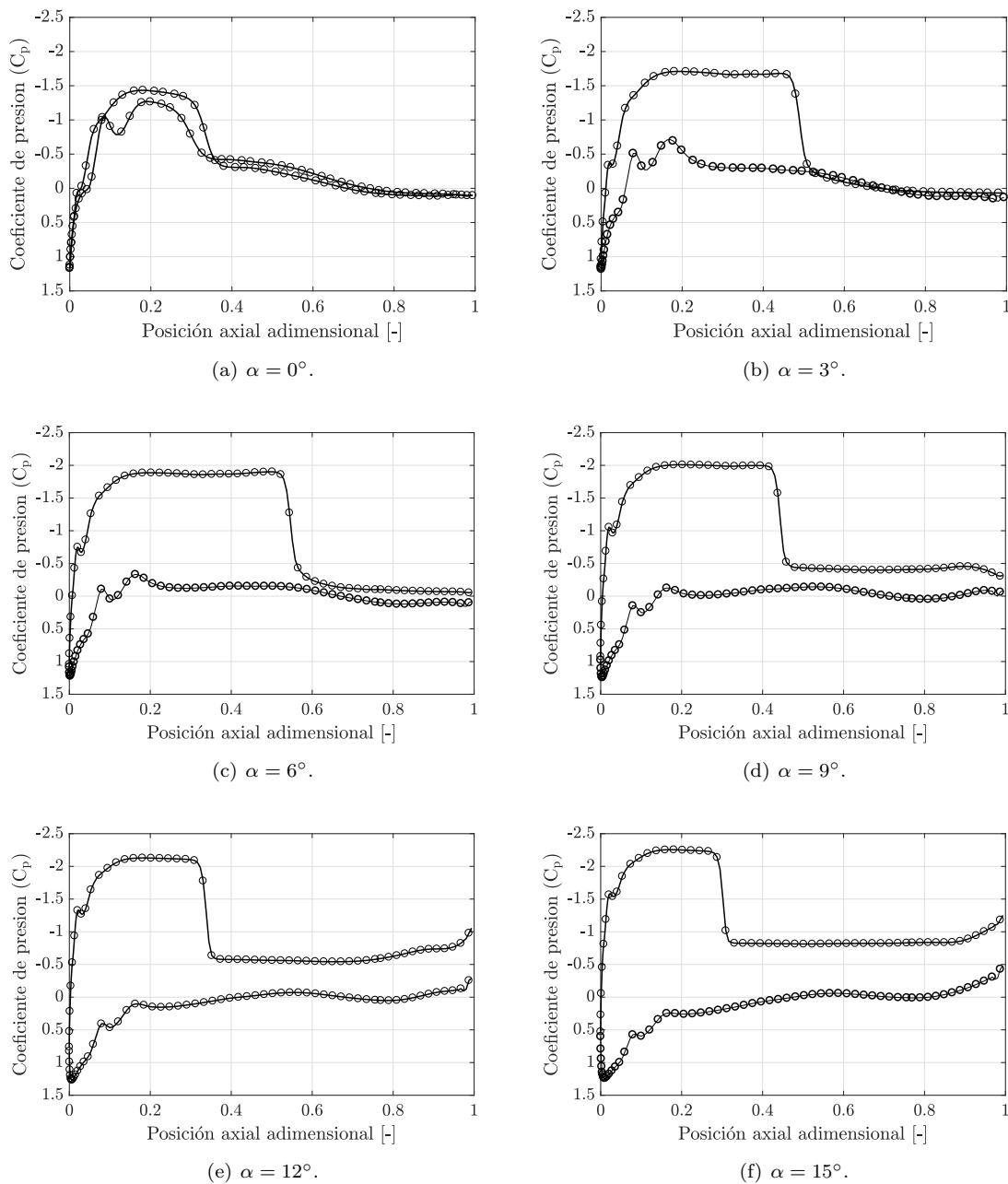


Figura 7.1: Distribución de coeficiente de presión a varios ángulos de ataque.

Como se ha explicado anteriormente, el flujo sufre una aceleración en la parte del extradós que ocasiona una reducción de la presión mayor que la que se sufre en el intradós. Esto se puede observar claramente en la Figura 7.1, ya el extradós es la zona con menores presiones, y por tanto con menor C_p . Estas distinciones son más visibles cuando el perfil ve el fluido incidente con ángulo de ataque no nulo, puesto que rápidamente el C_p baja hasta valores cercanos a -2 en el extradós, mientras que el intradós se mantiene en valores cercanos a 0 para todos los ángulos de ataque. Además es interesante ver la brusca transición del C_p que se produce en el extradós. Esto es debido a la aparición de una onda de choque, tras la cual las presiones suben bruscamente.

Conforme se aumenta el ángulo de ataque también se comprueba que la onda de choque aparece cada vez más tarde, pues el fluido se acelera más y más en el extradós, hasta el punto donde comienza a desprender el flujo, que como se ve a partir de 9° , (Figura 7.8(d)), comienza a retroceder, cada vez más, puesto que la zona donde el flujo ha desprendido es cada vez mayor.

7.2.2 Curva de sustentación

Partiendo de las curvas de presión anteriores, se puede calcular fácilmente las fuerzas de sustentación y de resistencia. En el caso de los perfiles, los resultados obtenidos se han podido contrastar con un programa de resolución por el método de los paneles denominado *XFoil*, el cual rápidamente puede extraer datos sobre sustentación, etc.

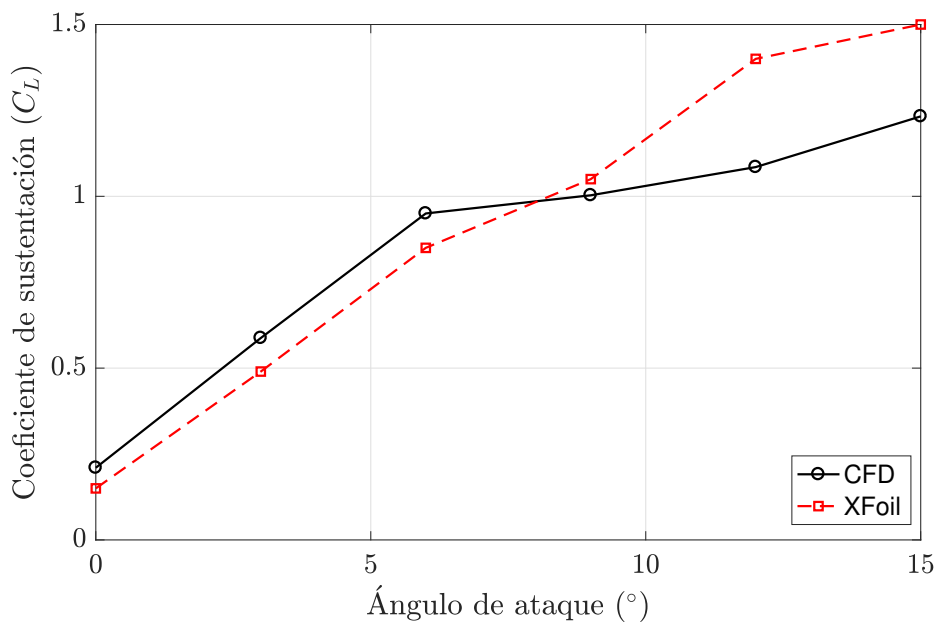


Figura 7.2: Comparación de la curva de sustentación para el perfil de encastre.

Una vez graficadas ambas curvas, (Figura 7.2), vemos que para ángulos de ataque pequeños, los resultados son bastante aproximados. Pero a partir de los 6° de ángulo de ataque comienzan a diferir seriamente las curvas. Esto es debido a que hasta los 6° el flujo se encuentra totalmente adherido a la superficie. A partir de dicho ángulo se comienza a desprender el flujo en el extradós, reduciendo la superficie de trabajo que genera sustentación. XFoil esto no lo contempla para los ángulos de ataque calculados, y de ahí la diferencia.

La pendiente de la curva de sustentación obtenida resulta:

$$\frac{\partial C_L}{\partial \alpha} = 5,73 \quad (7.1)$$

Se comprueba pues que aunque es bastante parecida a la analítica $2\pi \approx 6,28$ resulta ser algo menor, debido a ese cambio de pendiente que aparece a partir de los 6°

7.2.3 Curva de resistencia

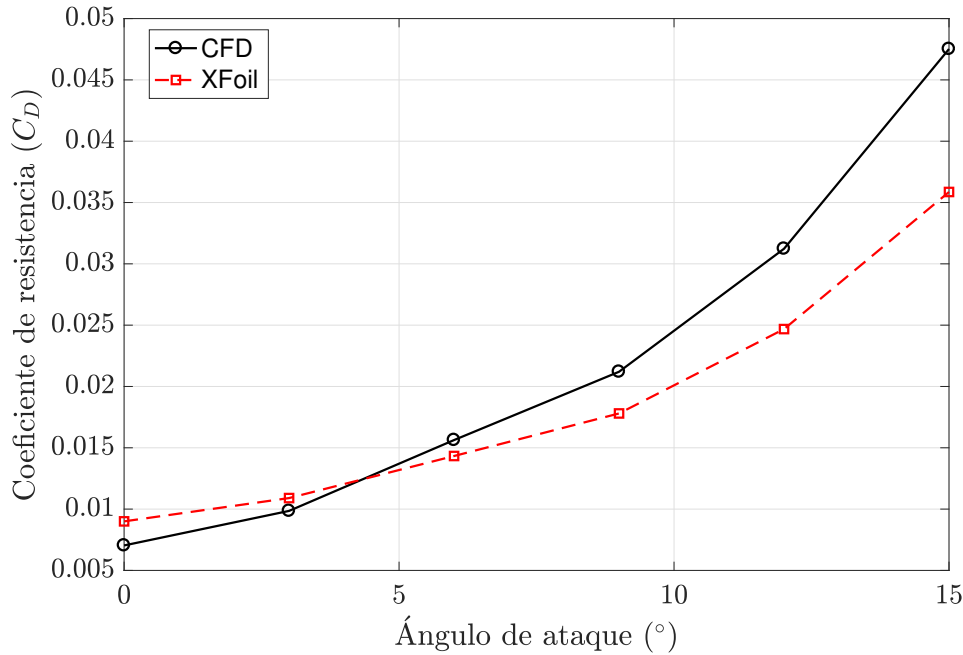


Figura 7.3: Comparación de la curva de resistencia para el perfil de encastre.

En cuanto a la evolución de la resistencia generada por el perfil, en la Figura 7.3 se comprueba la tendencia esperada, puesto que a mayor ángulo de ataque mayor fuerza generada va a ir dirigida en la dirección del fluido y menos en la dirección normal al mismo. Si se continuara graficando dicha resistencia a mayores ángulos de ataque de los que se han representado se vería que la pendiente de la curva aumentaría más y más, de manera exponencial debido a el aumento de la resistencia inducida.

Se ha comparado también con los resultados obtenidos con el programa XFOIL, y se observa una similitud notable entre ambas curvas a bajo ángulo de ataque, y conforme pasamos $\alpha = 6^\circ$ las curvas aunque mantienen la forma, comienzan a diferir, siendo mayor la pendiente obtenida mediante OpenFOAM que la obtenida mediante XFOIL.

Por otro lado es esperable que, si separamos la resistencia en sus componentes, resistencia inducida y resistencia parásita, a bajos ángulos de ataque, esta última y la parásita se parezcan considerablemente. Pero conforme vayamos a α mayores, deberían dejar de parecerse tanto ya que comienza a tener importancia la resistencia inducida ya que esta última depende del coeficiente de sustentación al cuadrado $C_{D_i} = f(C_L^2)$.

7.2.4 Polar

La curva que mejor caracteriza el comportamiento de un perfil o ala es la denominada Polar, que representa la evolución de la resistencia del elemento en función de la sustentación que se genera. En dicha representación (Figura 7.4), se puede llegar a las mismas conclusiones que se han alcanzado previamente: a pequeños ángulos de ataque, pequeños incrementos del mismo ocasionan un aumento significativo en el coeficiente de sustentación sin que el perfil genere mucha más resistencia. Pero en cuanto el perfil se somete a altos ángulos de ataque, pequeños aumentos del mismo provocan una insignificante mejoría en cuanto a sustentación, pero la resistencia aumenta enormemente.

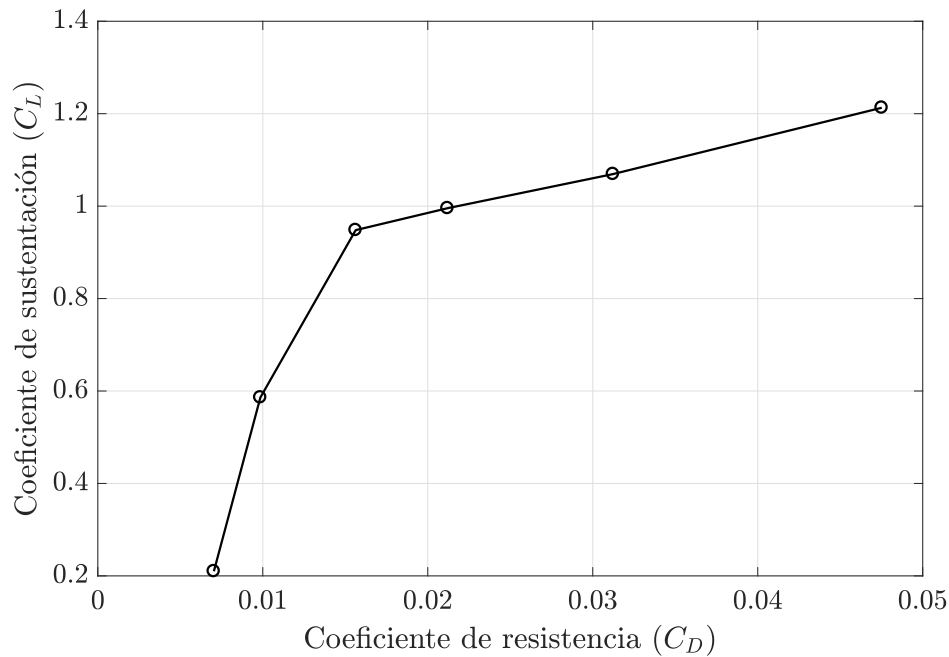


Figura 7.4: Polar del perfil de encastre.

Así pues, tras haber realizado el estudio de las evoluciones de los distintos coeficiente aerodinámicos, se han representado en la Tabla 7.1 estos valores para cada ángulo de ataque, junto al valor de coeficiente de resistencia parásita asociado a cada valor de C_D . Como se comentaba anteriormente, a bajos valores de C_L , el coeficiente de resistencia parásita es prácticamente igual a C_D total hasta que a altos valores de C_L esta similitud se diluye.

Ángulo de ataque	C_L	C_D	C_{D0}
0°	0.213	0.0070	0.0069
3°	0.5860	0.0099	0.0089
6°	0.9481	0.0156	0.0130
9°	0.9955	0.0212	0.0183
12°	1.0694	0.0312	0.0279
15°	1.2129	0.0475	0.0432

Tabla 7.1: Coeficientes aerodinámicos a distintos ángulos de ataque.

7.2.5 Localización del centro aerodinámico

También resulta interesante comprobar que efectivamente la localización del centro aerodinámico se encuentra en $c/4$. Para ello se ha computado el momento que generan las fuerzas con respecto al borde de ataque (Ecuación 2.7). Tras esto se ha obtenido los momentos con respecto a cada punto de la cuerda:

$$M_x = \int_0^c -(p_i - p_e)(x - x_{ref})dx = M_{LE} + L x_{ref} \quad (7.2)$$

Con esto, se han calculado las diferencias en el momento en cada uno de los puntos, y en aquella posición donde los momentos apenas varíen de un ángulo de ataque a otro, se situará el centro aerodinámico.

Ángulo de ataque	Centro aerodinámico (x/c)	Centro aerodinámico (% de cuerda)
0°	0.2154	21.54
3°	0.2753	27.53
6°	0.2779	27.79
9°	0.4268	42.68
12°	0.6221	62.21

Tabla 7.2: Localización del centro aerodinámico a varios ángulos de ataque.

Se comprueba en la Tabla 7.2 que efectivamente el centro aerodinámico se encuentra cerca de $c/4$ para bajos ángulos de ataque, pero si el ángulo de ataque comienza a tener un valor considerable, la hipótesis de que el centro aerodinámico permanece invariante en $c/4$ deja de ser aplicable.

7.2.6 Desprendimiento

Aunque mediante el campo de velocidades se puede visualizar aproximadamente en que instante la capa límite se desprende del perfil, tal y como se ve en la Figura 7.5, se puede calcular exactamente el punto si se computan los esfuerzos tangenciales que el fluido ejerce sobre el extradós, que es donde va a ocurrir el desprendimiento.

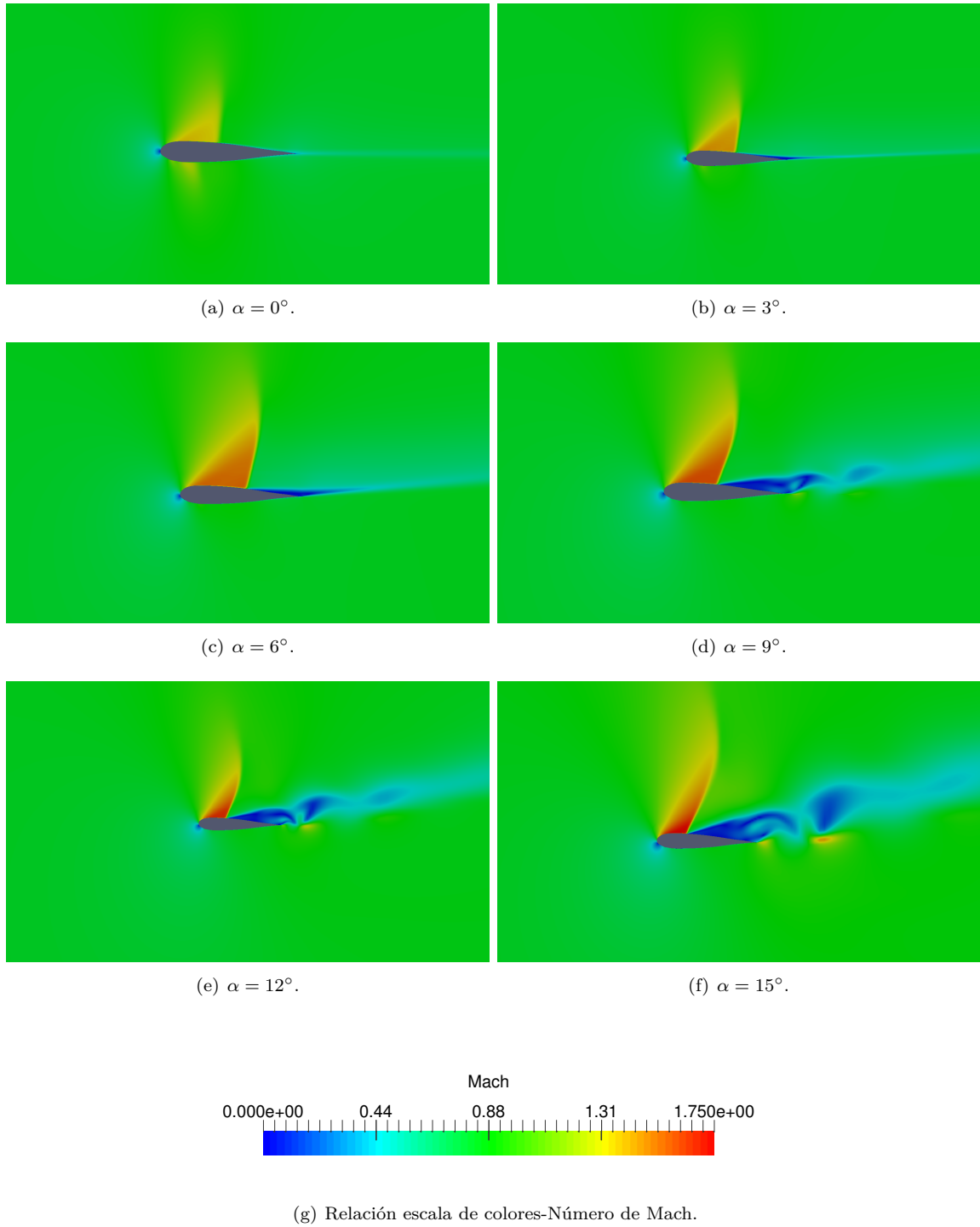


Figura 7.5: Representación de contornos de Mach a distintos ángulos de ataque.

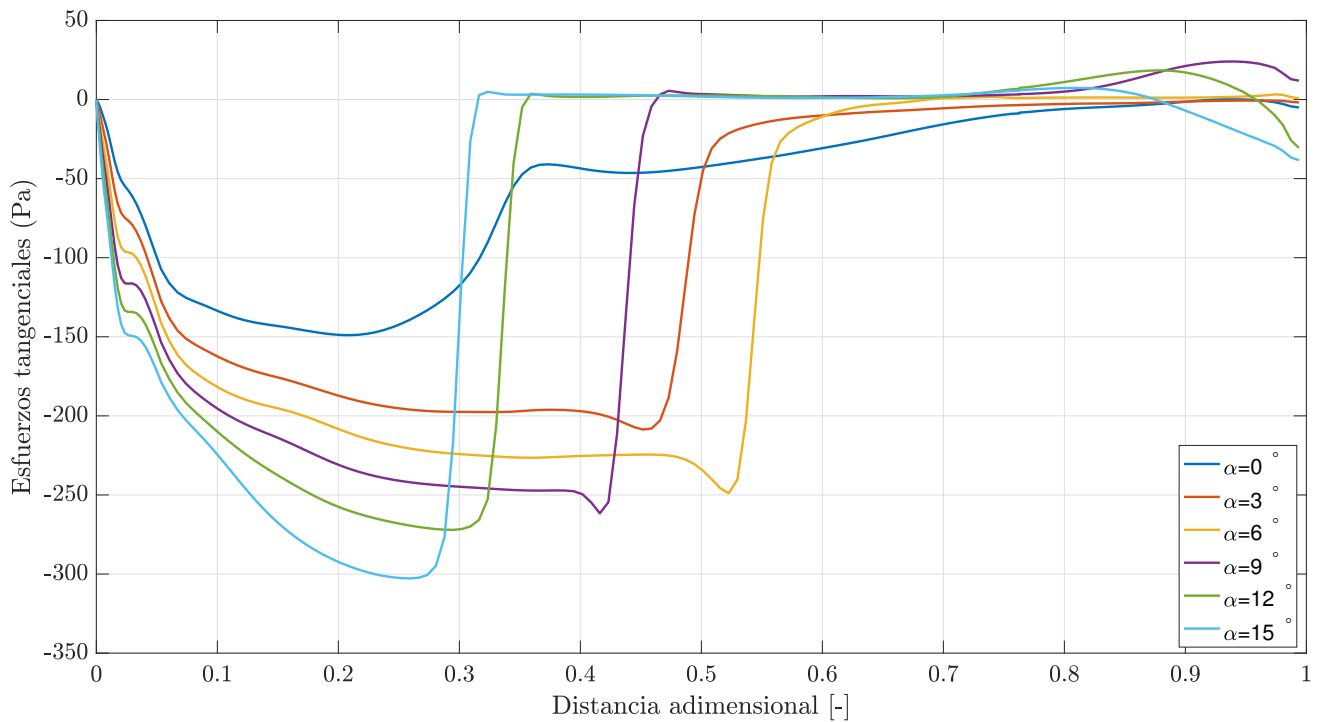


Figura 7.6: Comparación de esfuerzos tangenciales a distintos ángulos de ataque.

El comportamiento de la capa límite es fácilmente interpretable mediante la Figura 7.6, puesto que los esfuerzos tangenciales que son negativos corresponden a la zona donde la capa límite sigue adherida al perfil, pues debido a la viscosidad se opone al paso del flujo, mientras que los esfuerzos positivos implican un desprendimiento de esta.

A ángulos de ataque de 0° y 3° se observa que en ningún momento llega a desprenderse el flujo, ni siquiera tras la aparición de la onda de choque (visible debido a la subida brusca de esfuerzos tangenciales). Pero a partir de los 6° se comprueba que tras la rápida subida de esfuerzos viscosos, cambian de signo, pasando a ser positivos (aunque la escala no lo permita ver claramente).

También resulta interesante comentar como se va desplazando la posición de la onda de choque conforme se varía α . Desde 0° hasta 6° la onda se va desplazando aguas abajo hasta llegar a la mitad de la cuerda. A partir de ahí, a mayores α comienza a retroceder.

La variación de la velocidad sufrida en el extradós se puede a su vez relacionar con estos esfuerzos tangenciales, puesto que cuanto mayor es la aceleración que el flujo sufre en el extradós, mayor es el esfuerzo tangencial (en valor absoluto). Esto se observa claramente al aumentar α .

En la Tabla 7.3 se han tabulado los resultados más importantes de la Figura 7.6, localizando exactamente el punto en la dirección axial al perfil donde desprende.

Ángulo de ataque	Punto de desprendimiento (x/c)
0°	No desprende
3°	No desprende
6°	0.6924
9°	0.4625
12°	0.355
15°	0.315

Tabla 7.3: Localización del punto de desprendimiento a varios ángulos de ataque.

7.3 Deflexión del Flap

Una vez estudiado el comportamiento del perfil bajo condiciones de crucero, se van a comparar los resultados obtenidos con los que resultan al deflectar el flap.

7.3.1 Influencia del grado de deflexión

En las simulaciones realizadas en esta sección, el flap se ha desplazado con una velocidad angular de 11.45 °/s, hasta una deflexión final de 30°.

Coefficiente de presión

En primer lugar se ha obtenido el C_p de las deflexiones más características en cuanto a las deflexiones en condiciones de vuelo realistas, es decir 0°, 15° y 30°. Lo que resulta esperable al introducir la deflexión es un aumento del ángulo de ataque efectivo del perfil, lo que resultará en un incremento en la sustentación y también en la resistencia.

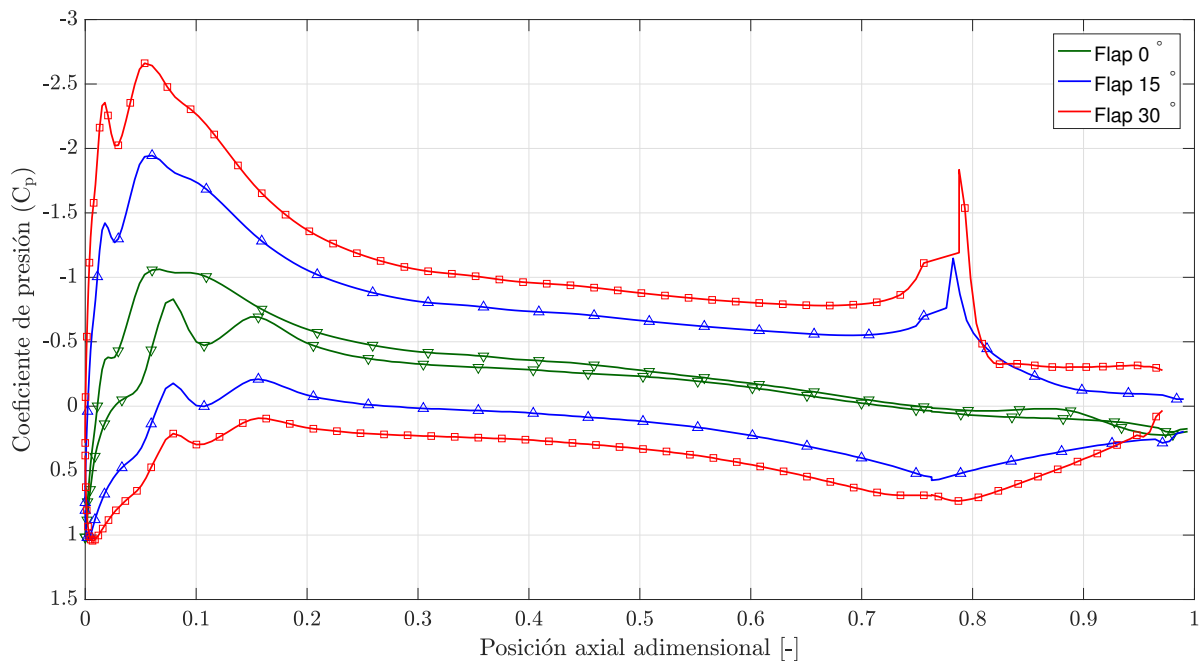


Figura 7.7: Distribución del coeficiente de presión a lo largo de la cuerda para distintos ángulos de ataque.

En la Figura 7.7, se comprueba como efectivamente, los resultados que se esperaban cuadrar con los obtenidos, pues a medida que aumenta la deflexión, las presiones en el extradós se reducen cada vez más, mientras que en la otra cara, en el intradós las presiones son mayores. En consecuencia el área encerrada entre ambas curvas a medida que la deflexión aumenta, es cada vez mayor. Esto en otras palabras se traduce en un aumento progresivo del coeficiente de sustentación.

Por otra parte hay que destacar la distribución de presiones en la zona propia al flap ($x/c \sim 0,75 - 1$). En lo que respecta a la superficie del flap en el intradós, se observa un claro aumento del C_P que resulta en un aumento de las presiones. Esto va a ocasionar que estas fuerzas, junto con el grado de deflexión del flap, van a generar una importante fuerza en dirección del fluido, por lo que se espera un incremento importante de la resistencia aerodinámica. En cuanto a la parte correspondiente con el extradós, las presiones no se reducen como se podría esperar, sino que se van aproximando a la presión atmosférica. Este efecto es visible para una deflexión del flap de 15° . Para 30° se observa un aumento brusco de las presiones hasta $C_P = 0$ ya que el flujo en dicha superficie se encuentra completamente desprendido.

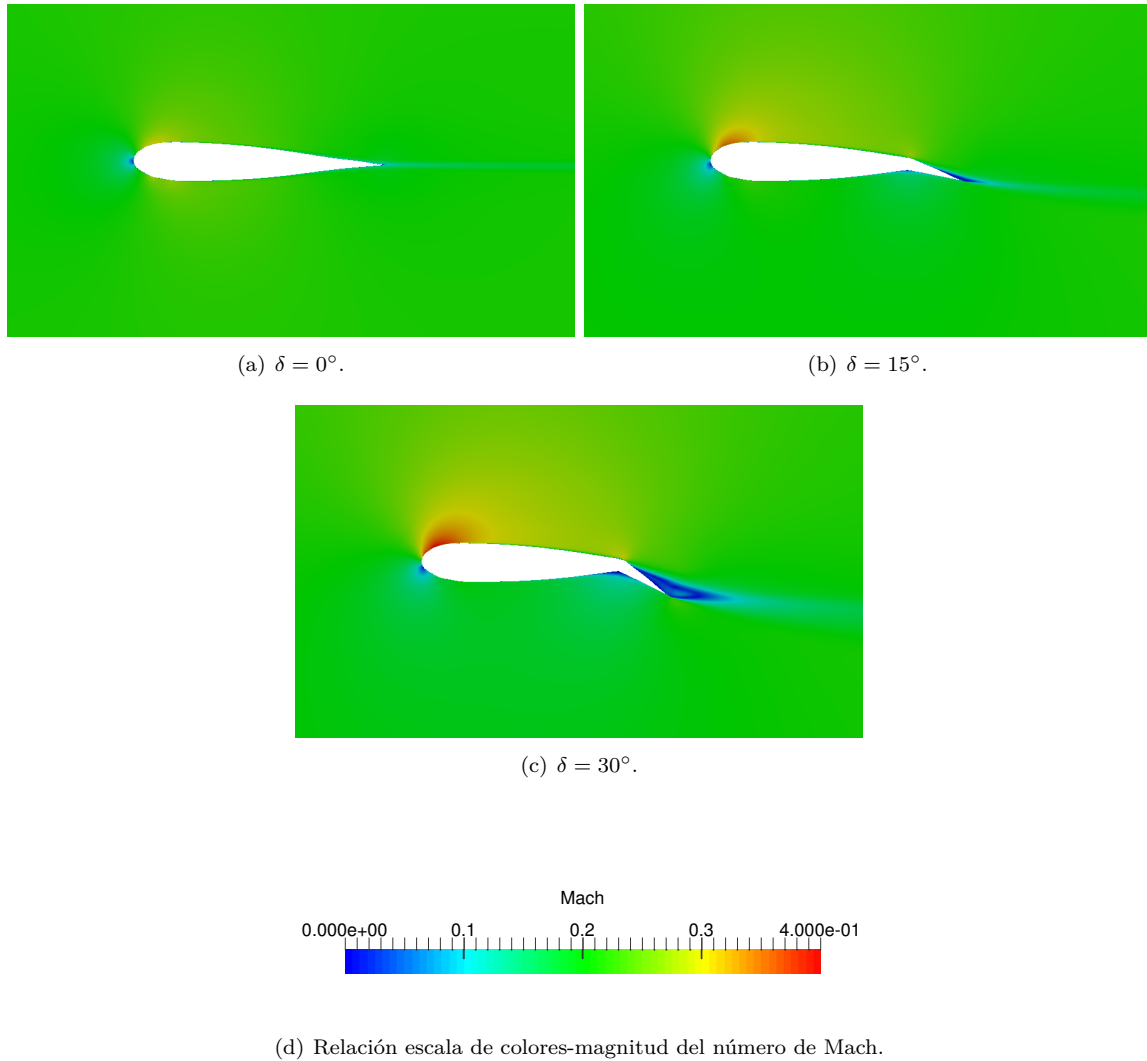


Figura 7.8: Representación del número de Mach a varios grados de deflexión del flap.

Además, en la Figura 7.8 se aprecia lo que se ha comentado antes con respecto al ángulo de ataque efectivo, pues se observa claramente como el punto de parada¹ en condiciones de no deflexión del flap coincide con el borde de ataque, pero a medida que se va deflectando la superficie, este punto de parada se va desplazando poco a poco hacia el intradós.

¹El lugar donde la velocidad del flujo incidente se hace nula en el perfil.

Evolución de la sustentación

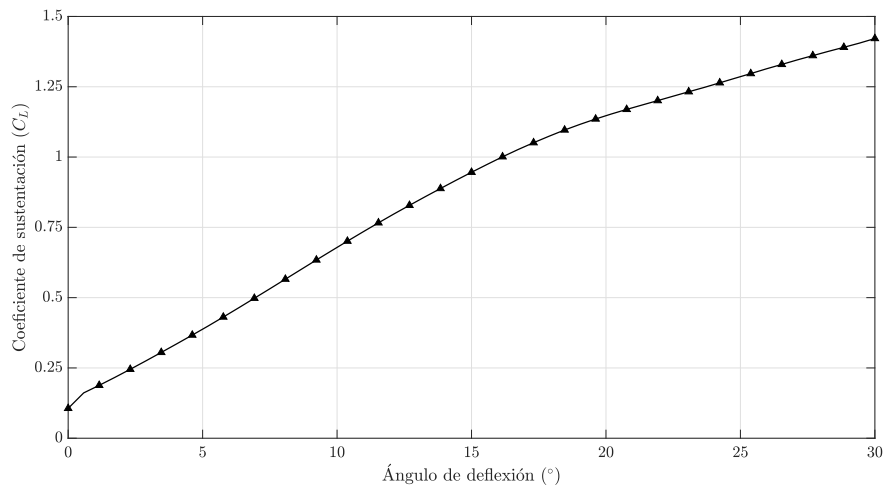


Figura 7.9: Evolución del coeficiente de sustentación con los grados de deflexión del flap.

En cuanto a la Figura 7.9, es interesante observar el gran incremento que sufre el coeficiente de sustentación con el simple hecho de deflectar la superficie del flap. Con 15° se consigue una sustentación equiparable a la obtenida mediante un ángulo de ataque de $\alpha = 9^\circ$, y con 30° se obtiene una sustentación muy parecida a la máxima obtenida por el perfil bajo un ángulo de ataque $\alpha = 15^\circ$.

La pendiente de esta curva se observa constante hasta los 15° de deflexión, a partir de la cual se reduce ligeramente debido a que la zona desprendida del flap va siendo cada vez más grande, reduciendo considerablemente la parte del mismo que trabaja.

Evolución de la resistencia

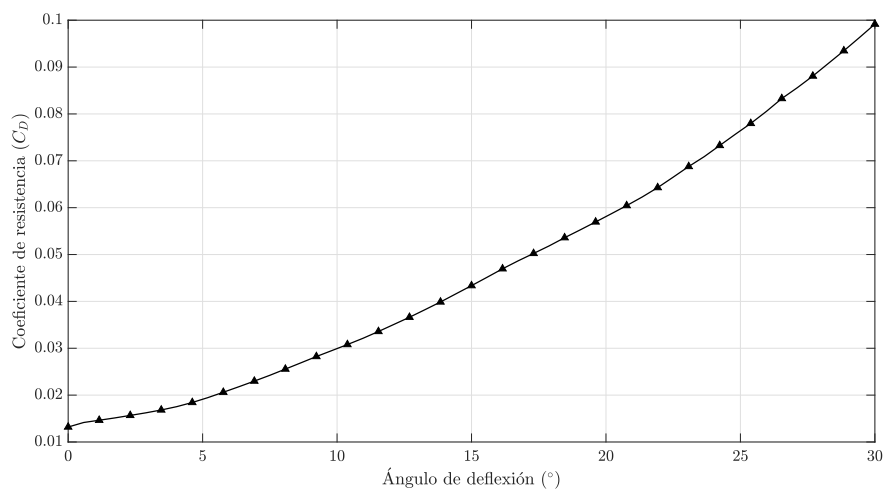


Figura 7.10: Evolución del coeficiente de resistencia con los grados de deflexión del flap.

La resistencia que opone el perfil con flap, tal y como se ve en la Figura 7.10, es de carácter creciente y parabólico con el grado de deflexión, lo cual es lógico, puesto que la mayor presión en el intradós unido a que la componente en dirección axial² de la fuerza va a ser mayor.

Otro dato importante es el valor que toma dicha resistencia, puesto que es mucho mayor a la resistencia generada por el aumento del ángulo de ataque (Figura 7.3), siendo esta más del doble que con el ángulo de ataque que le otorga el perfil una mayor sustentación.

Eficiencia aerodinámica

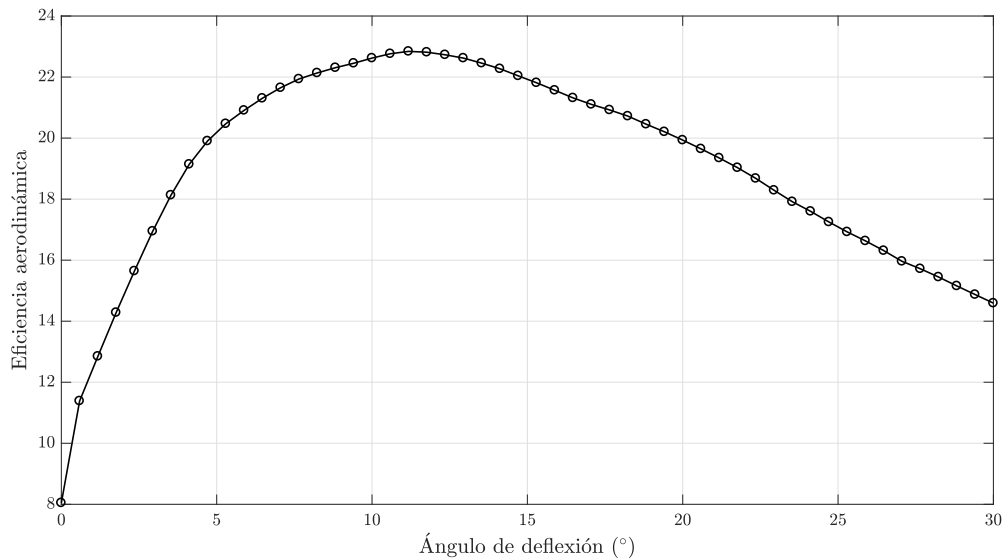


Figura 7.11: Evolución de la eficiencia aerodinámica con los grados de deflexión del flap.

Si a partir de la evolución de los coeficientes aerodinámicos, se computa el valor de la Eficiencia Aerodinámica para cada punto (C_L/C_D), se puede ver su comportamiento en la Figura 7.11. Aunque el coeficiente de resistencia aumente de forma tan sustancial al deflectar el flap, en los primeros grados de deflexión del flap, hasta $\delta \approx 10^\circ$, el coeficiente de sustentación aumenta en mucha mayor medida, por lo que la eficiencia aerodinámica aumenta bastante, llegando hasta un valor de 23, el cual es un valor cercano al máximo para aeronaves comerciales típicas³. A partir de este punto, y debido a la evolución exponencial del C_D , a partir de este δ la eficiencia vuelve a bajar, ya que además por el otro lado, se ha observado que la pendiente de la curva de sustentación disminuye, lo cual va a hacer más notable esta disminución de la eficiencia.

²Debido a que el vector normal de la superficie está más alineado con el flujo

³El Boeing 737 tiene una eficiencia aerodinámica máxima de entre 20-24

7.3.2 Influencia de la velocidad de deflexión

Otro parámetro con el que se puede estudiar la influencia es la velocidad de deflexión. Para ello, se han realizado simulaciones con velocidades de rotación del flap de $20.05^\circ/\text{s}$ y $28.85^\circ/\text{s}$, y se han obtenido las mismas curvas que en el previo estudio para poder compararlas entre sí.

Evolución de la sustentación

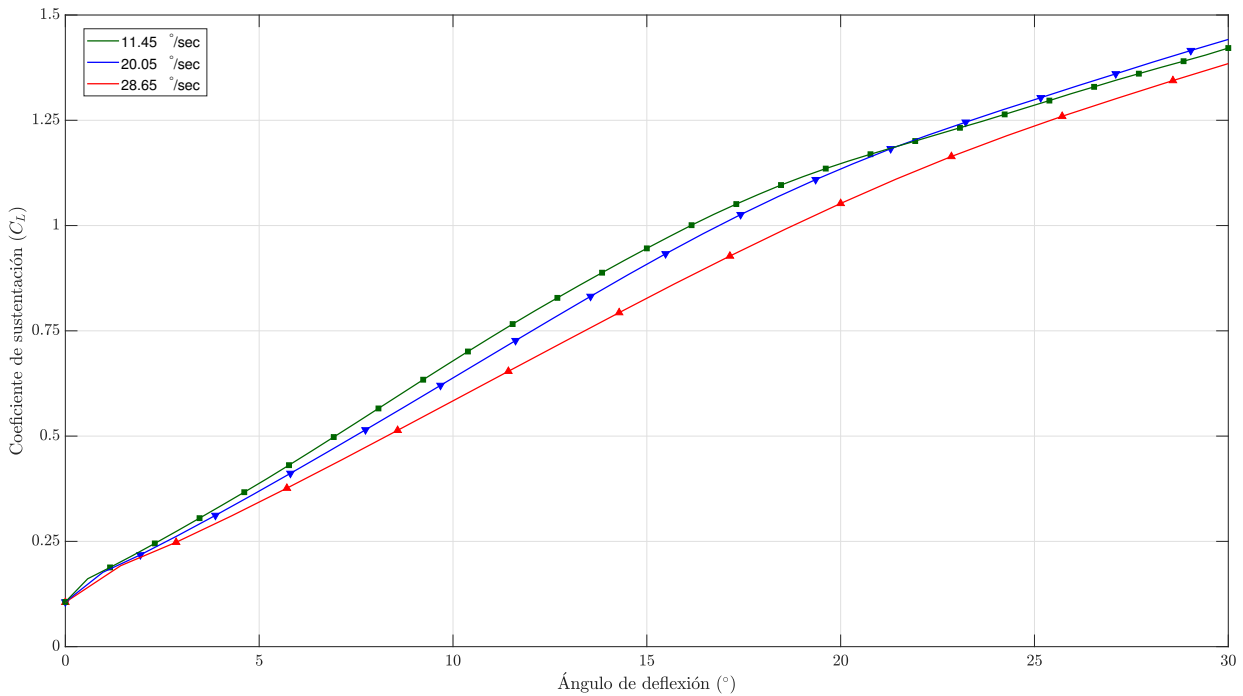


Figura 7.12: Evolución del coeficiente de sustentación con los grados de deflexión a distintas velocidades de movimiento del flap.

Aunque no se observan diferencias notables entre los coeficientes de sustentación en la Figura 7.12, sí que existen variaciones entre las curvas para las tres velocidades angulares estudiadas. Hasta una deflexión de 15° la tendencia resulta bastante clara, a menor velocidad de deflexión, la sustentación obtenida en régimen no estacionario es cada vez mayor, obteniendo los máximos para la velocidad de $11.45^\circ/\text{s}$.

A partir de esta deflexión, la tendencia parece cambiar, pues las pendientes de la curva varían de manera distinta para las tres velocidades. En este caso se sigue observando que la mayor velocidad angular es la que obtiene el menor coeficiente de sustentación, mientras que la velocidad de $20^\circ/\text{s}$ pasa a ser la curva con mayor sustentación. Gráficamente la razón de esto es clara, la pendiente varía en mayor medida para la menor velocidad, mientras que las dos velocidades angulares más altas apenas sufren cambios en su pendiente.

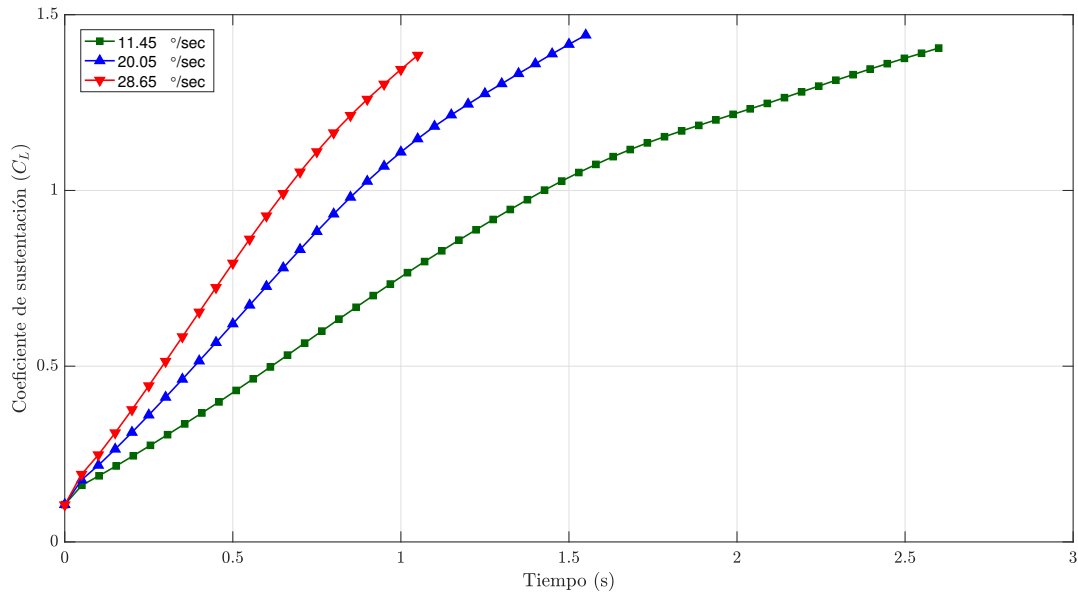


Figura 7.13: Evolución del coeficiente de sustentación con el tiempo a distintas velocidades de movimiento del flap.

La dependencia con el tiempo del C_L también se ha representado, al igual que en el caso anterior, para varias velocidades de deflexión en la Figura 7.13. Las mayores velocidades adquieren una mayor pendiente en la evolución de la sustentación, cosa razonable pues para una velocidad de $28.65^\circ/\text{sec}$, cerca del segundo de deflexión ya ha llegado casi a la $\delta = 30^\circ$, mientras que para los casos de $20^\circ/\text{sec}$ y $11.45^\circ/\text{sec}$, tarda 1.5 y 2.65 segundos respectivamente. Aunque la diferencia de velocidad en cada uno de los casos es la misma, la pendiente de las curvas observadas no aparenta tener una diferencia constante, si no que es mucho mayor la diferencia entre las curvas de $11.45^\circ/\text{sec}$ y $20.05^\circ/\text{sec}$ que entre las de $20.05^\circ/\text{sec}$ y $28.65^\circ/\text{sec}$.

Evolución de la resistencia

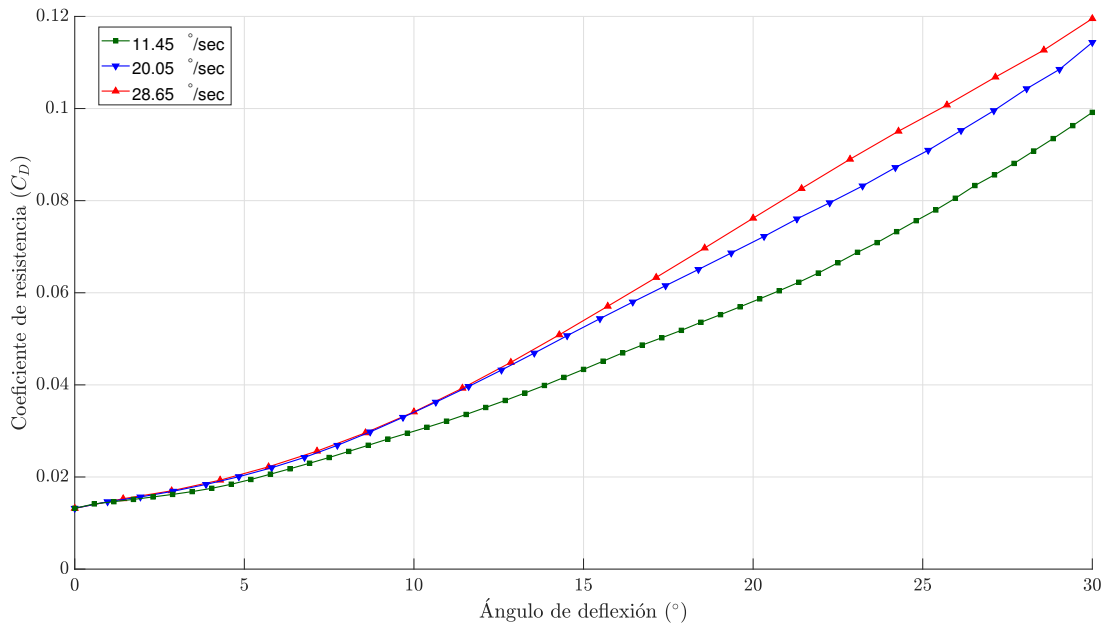


Figura 7.14: Evolución del coeficiente de resistencia con los grados de deflexión a distintas velocidades de movimiento del flap.

En lo que respecta a la resistencia, se comprueba que a menor velocidad de giro, menor va a ser la resistencia generada sobre el perfil. Por otro lado, a mayores velocidades las tendencias se difuminan, puesto que en los datos extraídos a 20 y 28°/s mantienen una resistencia bastante similar hasta los 20° de deflexión, y a partir de dicho punto las mayores velocidades generan mayores resistencias.

Análogamente a la Figura 7.13, también se ha representado la dependencia con el tiempo del C_D en la Figura 7.15, y como era de esperar, la mayor velocidad angular de giro implica un mayor incremento con el tiempo. Al igual que en el caso del coeficiente de sustentación, el cambio en la pendiente de la curva es menos notable a mayores velocidades angulares, pues entre las dos curvas de mayor velocidad hay menos diferencia que entre las de menor velocidad.

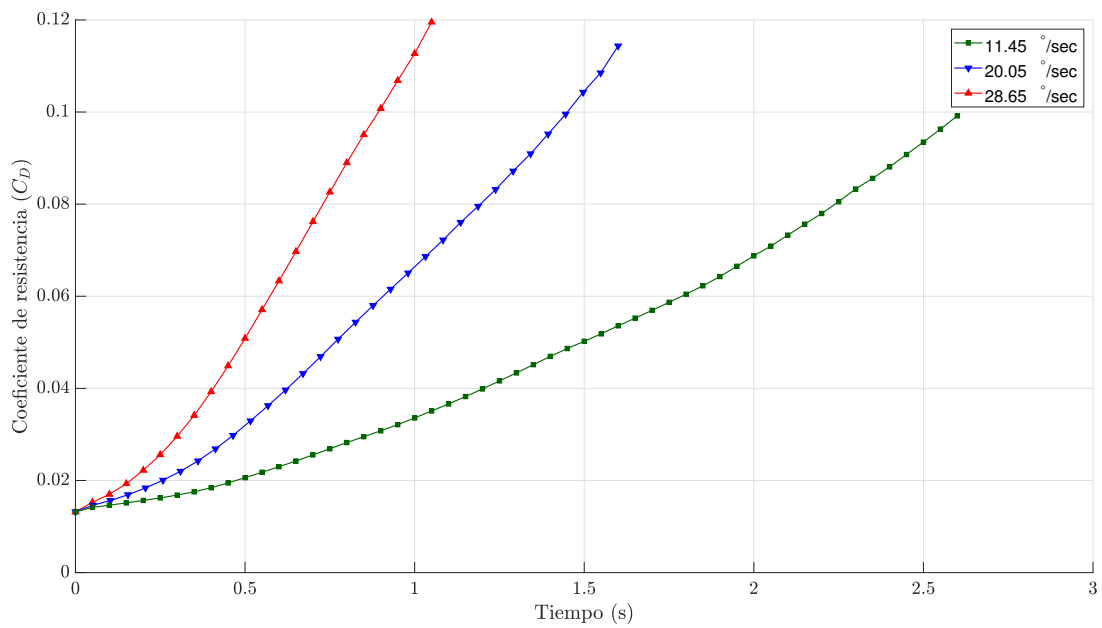


Figura 7.15: Evolución del coeficiente de resistencia con el tiempo a distintas velocidades de movimiento del flap.

Eficiencia aerodinámica

En este caso, si se comparan las distintas velocidades, se va a observar el mismo comportamiento

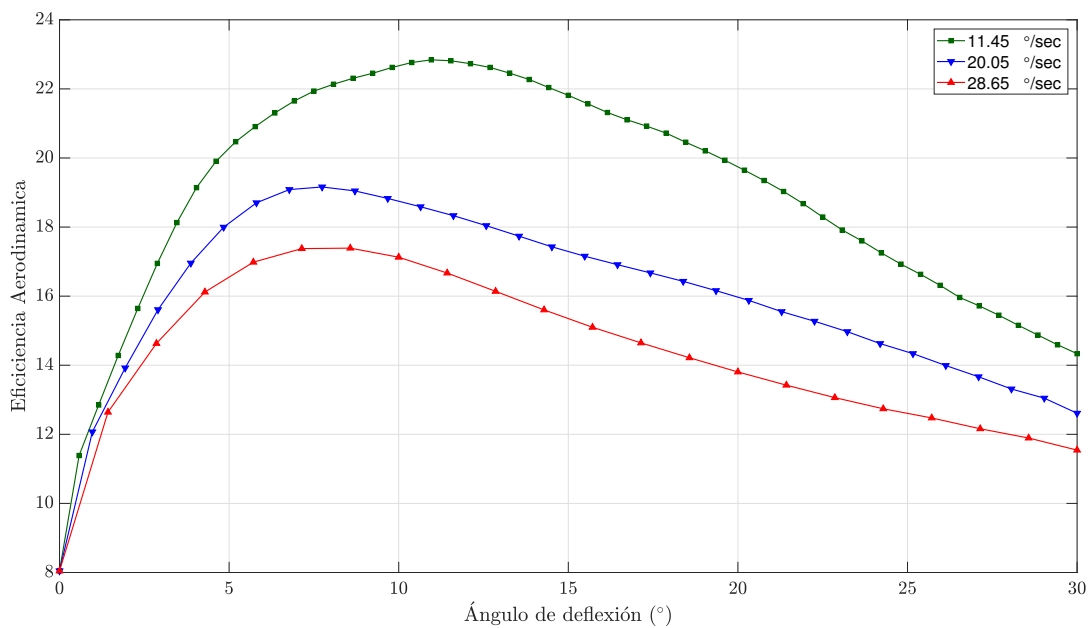


Figura 7.16: Evolución de la eficiencia aerodinámica con el grado de deflexión a distintas velocidades de movimiento del flap.

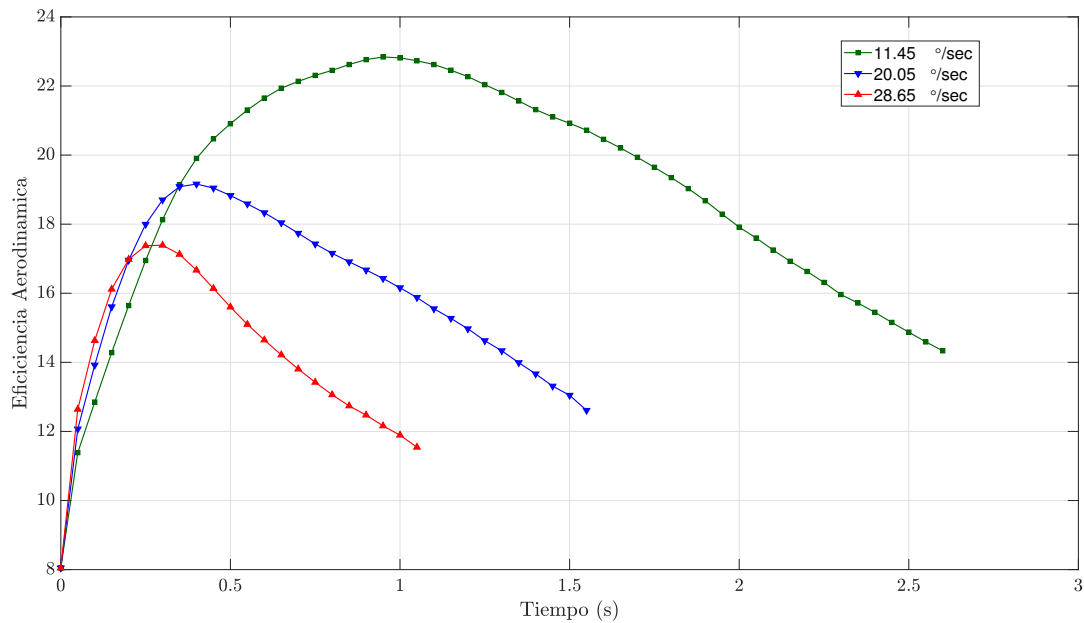


Figura 7.17: Evolución de la eficiencia aerodinámica con el tiempo a distintas velocidades de movimiento del flap.

En las Figuras 7.16 y 7.17 se han graficado la dependencia de la Eficiencia aerodinámica con el grado de deflexión del flap y con el tiempo respectivamente, ambas a varias velocidades, tal y como se ha realizado en este análisis.

En la primera de ellas, Figura 7.16 se ve claramente que conforme menor es la velocidad angular de deflexión, la Eficiencia aerodinámica que se alcanza es mayor, y conforme dicha velocidad va aumentando, el pico de E va disminuyendo, aunque la diferencia entre las dos curvas de mayor velocidad es mucho menor. Por otro lado, en el tramo en el que la eficiencia aumenta, las mayores velocidades angulares hacen que la eficiencia aerodinámica obtenida cada vez es menor.

En lo que respecta a la segunda, Figura 7.17, se observa análogamente la misma tendencia, pero en este caso con el tiempo. En este caso se comprueba que ese tramo en el que las mayores velocidades angulares implican mayores eficiencias aerodinámicas, dura realmente poco, unas décimas de segundo. Una vez alcanzado el máximo de cada curva, se comprueba que la pendiente con la que dicha eficiencia disminuye es cada vez mayor cuanto mayor es la velocidad, y que el máximo se alcanza cada vez antes.

7.4 Ala tridimensional

7.4.1 Coeficiente de presión

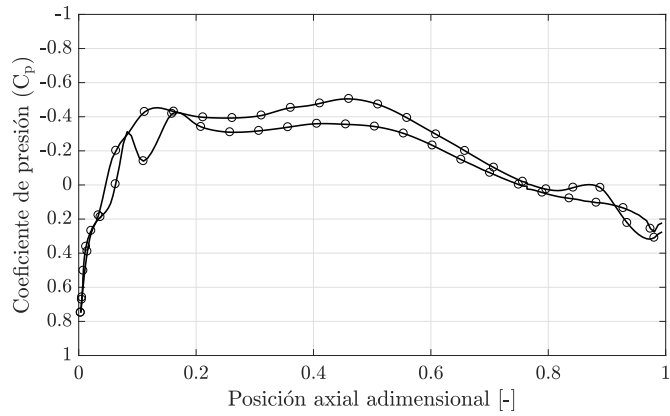
$$\alpha = 0^\circ$$

Para realizar un primer estudio se analizarán los resultados obtenidos en las tres secciones que componen el ala: el perfil de encastre, el de media envergadura y el de punta de ala. Para

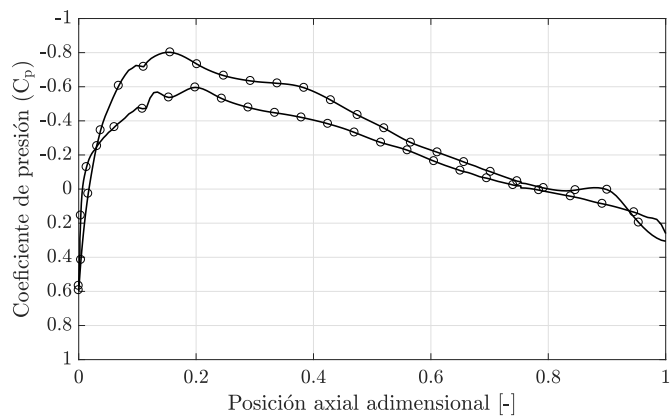
un ángulo de ataque nulo se han extraído las distribuciones de presiones en dichos perfiles y se han graficado en la Figura 7.18.

Se observa, en el caso del perfil de encastre (Figura 7.18(a)) y una variación bastante notable con respecto a la distribución observada en la Figura 7.5(a). En este caso, aunque la diferencia entre C_P del extradós e intradós es igualmente casi nula, los valores alcanzados de estos son muy poco negativos en comparación con el caso del perfil bidimensional, donde se alcanzaban los $C_P = -1,5$. En este ni siquiera se llega valores cercanos a -1, por lo que parece que este perfil en el caso tridimensional no produce grandes aceleraciones del fluido. En el caso del perfil de media envergadura ocurre más o menos lo mismo, apenas existe diferencia entre el extradós e intradós, pero en este caso sí que parece que el perfil produce mayores aceleraciones del fluido, pues los valores de C_P son algo menores.

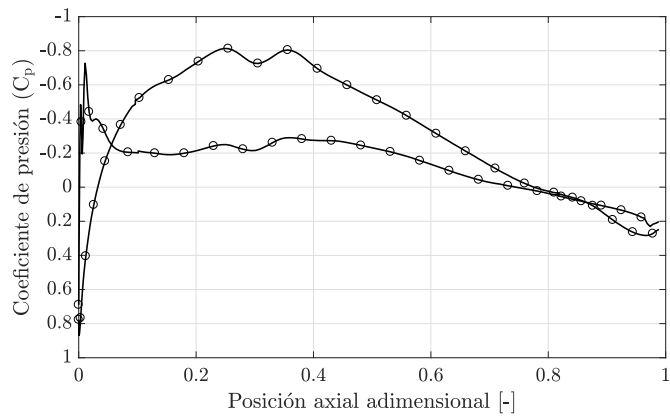
Finalmente, siendo un resultado que llama la atención, el perfil de punta de ala (Figura 7.18(c)) en los primeros instantes el intradós produce menor C_P que el extradós, lo que significa que en ese segmento se estaría produciendo sustentación negativa, hasta que en $x/c \approx 0,1$ el flujo en el extradós se acelera más que en el intradós, cruzándose las dos curvas y volviendo a observar una distribución típica. También es interesante observar que a ángulo de ataque nulo, el perfil de punta es el que más diferencia de C_P entre las superficies genera, y también el que menores valores de C_P alcanza en el extradós. Por otra parte, se podría esperar que, al tratarse este perfil de una geometría más delgada y esbelta, se produjera un pico de succión más pronunciado muy cerca del borde de ataque. Aun así, y aunque experimenta mayor succión que los otros dos perfiles que conforman la geometría, no se distingue ningún C_P demasiado pronunciado en ningún momento, por lo que habría que analizar en que posición se encuentra el grosor máximo del perfil de punta.



(a) Perfil encastre.



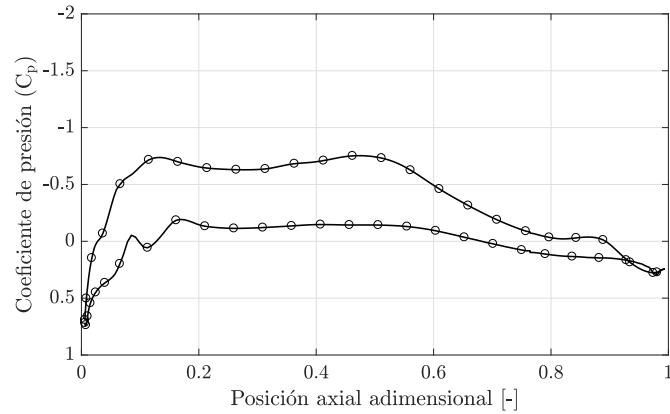
(b) Perfil media envergadura.



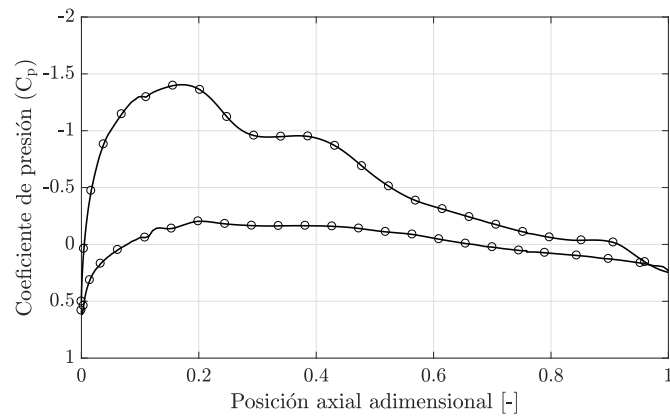
(c) Perfil punta.

Figura 7.18: Distribución del coeficiente de presiones para ángulo $\alpha = 0^\circ$.

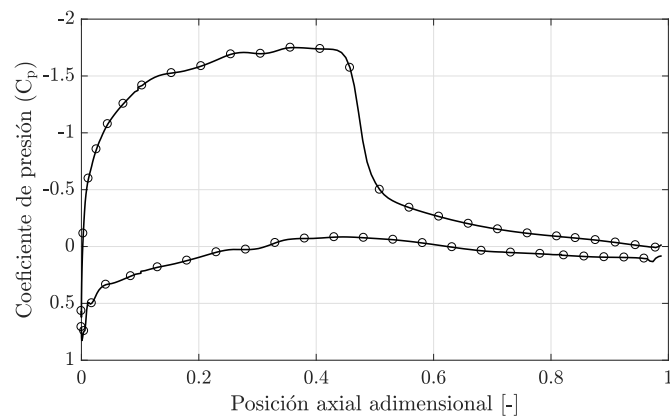
$$\alpha = 5^\circ$$



(a) Perfil encastre.



(b) Perfil media envergadura.



(c) Perfil punta.

Figura 7.19: Distribución del coeficiente de presiones para ángulo $\alpha = 5^\circ$.

En el momento en el que se le aplica cierto ángulo de ataque a la geometría deja de observarse esa similitud entre las presiones entre las dos superficies del ala. En la Figura 7.19 se han graficado las distribuciones de presiones en los mismos tres perfiles que en el anterior caso de $\alpha = 0^\circ$.

De estos tres perfiles hay que destacar que el perfil de encastre, Figura 7.19(c) que es el que mayor diferencia de presiones presenta entre el extradós e intradós, y que en primera aproximación puede parecer que es el perfil que más coeficiente de sustentación produzca. Posteriormente se realizará dicho análisis para observar como varía la distribución de sustentación a lo largo de la envergadura. El rápido aumento de la presión que se observa en la curva del extradós por otro lado podría indicar la presencia de una onda de choque.

En cuanto a los otros dos perfiles, se comienza a apreciar que el perfil de encastre (Figura 7.19(a)) sigue teniendo presiones parecidas en ambas superficies, y por ello el área encerrada entre las dos curvas de este perfil no resulta demasiado grande. En cambio, el perfil de media envergadura (Figura 7.19(b)) sí que comienza a sufrir mayores aceleraciones en el extradós, siendo el área encerrada entre la curva de extradós e intradós bastante mayor.

7.4.2 Evolución de parámetros a lo largo de la envergadura

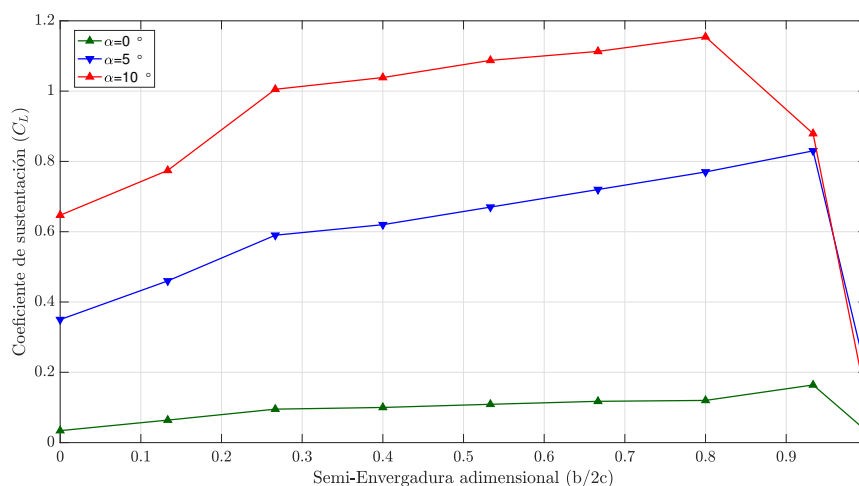


Figura 7.20: Distribución del coeficiente de sustentación a lo largo de la semi-envergadura.

Resulta interesante a partir de las gráficas del coeficiente de presiones a lo largo de la envergadura, analizar como varía la sustentación creada por cada uno de los perfiles que lo componen. En el caso de la Figura 7.20 en la que se representa el C_L . Tal y como se podía intuir a partir de los C_P obtenidos, conforme se mueve desde el encastre hasta el perfil, la sustentación va aumentando progresivamente hasta que se alcanza el final del ala, en la zona propia del winglet, donde cae drásticamente la sustentación, pues ya se comienzan a igualar las presiones en el extradós e intradós.

Por otro lado, la Figura 7.21 representa el coeficiente de resistencia, el cual a ángulos de ataque cercanos a $\alpha = 0^\circ$ no sigue una distribución intuitiva. Sin embargo, en cuando aumenta α , se contempla una tendencia clara a partir de $b/2c \approx 0,3$ la cual es creciente hasta el final del ala. Como se ha visto que existe una onda de choque en los perfiles cercanos a la punta del ala, es lógico esperar que haya una mayor resistencia en dicha zona. Finalmente en el winglet, debido a que las presiones del extradós e intradós se igualan, y con ello se generan los torbellinos de punta de ala, la resistencia que aparece es mayor, siendo mucho más notable en ángulos de ataque nulos.

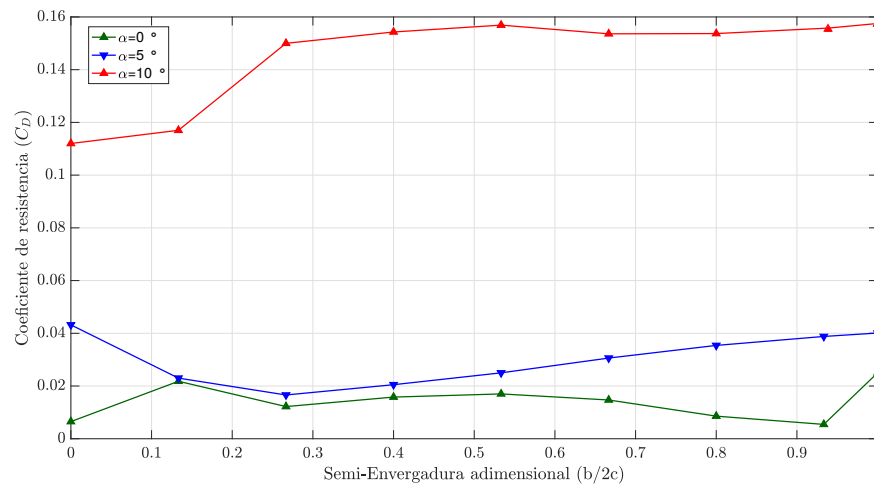


Figura 7.21: Distribución del coeficiente de resistencia a lo largo de la semi-envergadura.

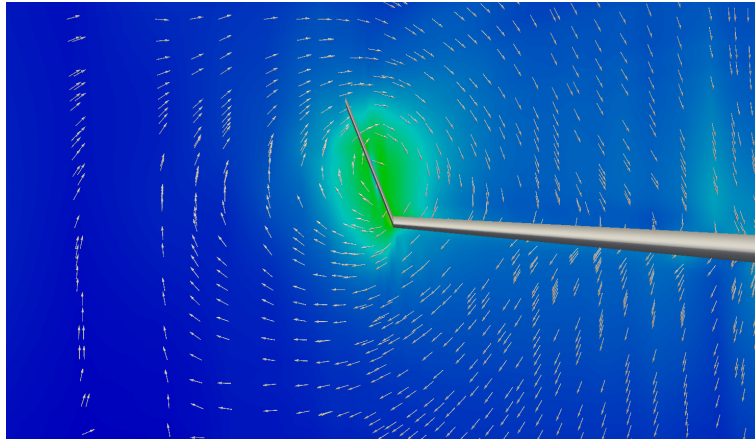
7.4.3 Vórtices de Punta de ala

Como se ha explicado en el Capítulo 2, existe un fenómeno generador de resistencia aerodinámica provocado por la aparición de vórtices de punta de ala. Como consecuencia de la diferencia de presiones entre el extradós e intradós que es cada vez creciente en los perfiles cercanos de la punta alar, en el extremo las presiones van a tender a igualarse. Como la presión existente en el intradós es mayor que en el extradós, el fluido de la superficie inferior del ala va a tender a subir a la parte superior para anular dicha diferencia de presiones.

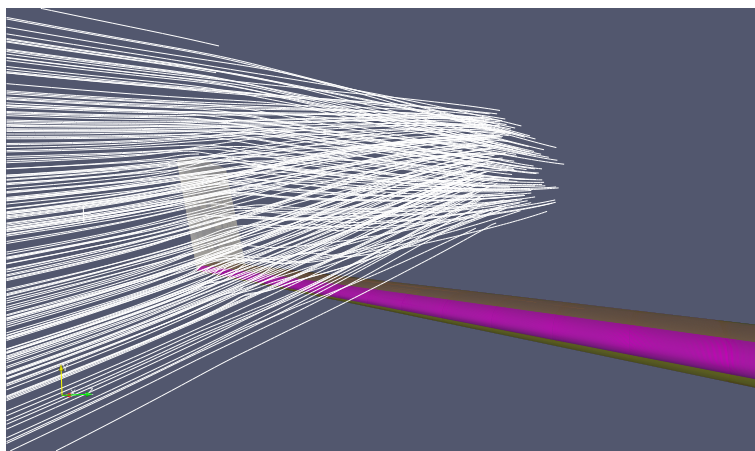
Este fenómeno se puede visualizar o bien mediante líneas de corriente alrededor del ala, o bien observando la velocidad del fluido únicamente en la sección perpendicular a su dirección principal. En este caso como el fluido tiene componente principal de la velocidad en la dirección X, se observan las componentes Z e Y de la velocidad, las cuales tendrían que representar de igual manera lo que se puede observar mediante las líneas de corriente.

Mediante paraView se han extraído esas secuencias para poder observar los vórtices y se han introducido en la Figura 7.23. La representación de la Figura 7.22(a) es un plano Y-Z obtenido a 3 cuerdas de distancia del borde de fuga del ala. Se distingue claramente la zona con menores velocidades que corresponde con las coordenadas en las que estaba el winglet y parte del ala, y alrededor de ella un perfil de velocidades rotatorio. Se observa la aparición de picos de velocidad en la zona de unión del intradós de la geometría alar con el intradós del winglet en sí. Esto vuelve a aparecer al final del winglet donde deja de haber una separación física entre la zona de altas presiones y la de bajas presiones. Por tanto el fluido tiene a igualar dichas presiones, acelerándose y moviéndose a donde las presiones eran menores.

Por otra parte, y de una manera más gráfica se presenta la Figura 7.22(b), donde aparece el contraste entre las líneas de corriente antes de ser perturbada y después del paso de la geometría, pues antes de su paso dichas líneas de corriente están perfectamente alineadas con la dirección axial, pero en cuanto pasan el winglet comienzan a variar su dirección que aun predominante en la dirección axial, han adquirido cierta componente en las otras dos direcciones del espacio.



(a) Perfil de velocidades en un plano Y-Z.



(b) Líneas de corriente en las proximidades del winglet.

Figura 7.22: Representación del fenómeno de vórtices de punta de ala.

7.4.4 Polar del ala

Ángulo de ataque	C_L	C_D
0°	0.103	0.00875
5°	0.622	0.02599
10°	0.984202	0.079

Tabla 7.4: Coeficientes aerodinámicos a distintos ángulos de ataque.

Se puede destacar que la geometría a ángulos de ataque nulos presenta un coeficiente de sustentación bastante bajo, aunque nunca se va a dar una situación de crucero en la que se vuela con ángulo de ataque $\alpha = 0^\circ$, puesto que siempre se va a estar volando con un ángulo $\alpha \approx [0, 3]^\circ$ para poder generar la suficiente sustentación como para poder compensar el peso de la aeronave y mantener un vuelo nivelado.

Pendiente de sustentación

Se van a comparar los valores de la pendiente de sustentación del ala con la teoría de alas largas de Prandtl, un modelo sencillo con bastantes simplificaciones que permite estimar las características aerodinámicas del ala a partir de los perfiles que lo componen. Para un ala que tiene flecha, y está volando en régimen compresible, la expresión de la pendiente de sustentación es:

$$C_{L\alpha} = \frac{c_{l\alpha} + \pi AR}{c_{l\alpha} + \sqrt{1 - Ma_\infty^2} \pi AR} c_{l\alpha} \quad (7.3)$$

A partir de los datos geométricos de la Tabla 4.2 y las condiciones de vuelo de crucero de la Tabla 4.3, se obtiene una pendiente de la curva de 5.91. A partir de los datos obtenidos mediante simulación, se obtiene una pendiente de 5.68. Esto es razonable puesto que la teoría de Prandtl introduce numerosas simplificaciones, despreciando muchos elementos que tienen influencia. Esta pendiente no se puede comparar con la pendiente del caso bidimensional antes vista, puesto que esta geometría tridimensional no está compuesta únicamente del perfil del encastre, si no de otros dos más.

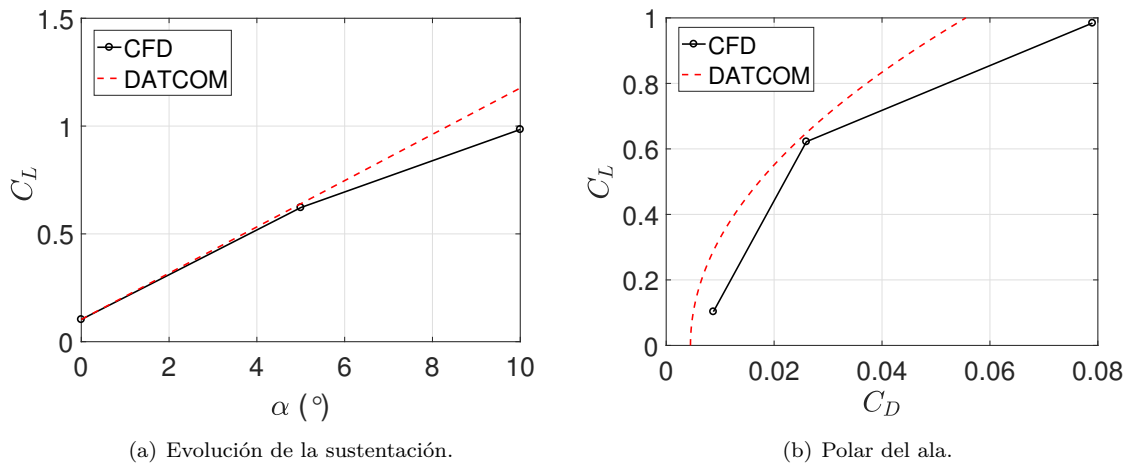


Figura 7.23: Curvas características de la geometría alar.

También se han aproximado mediante procedimientos de DATCOM la polar asociada del ala para poder comparar algunos parámetros característicos obtenidos con CFD con los obtenidos mediante métodos analíticos, como la pendiente de sustentación antes comentada, la constante de resistencia inducida K , y el coeficiente de resistencia parásita C_{D0} .

	$C_{L\alpha}$	K	C_{D0}
Analítico	5.91	0.0510	0.0048
CFD	5.68	0.0519	0.0088

Tabla 7.5: Comparación coeficientes aerodinámicos.

7.4.5 Estela

Por último, y para finalizar el estudio sobre la geometría tridimensional, se ha decidido estudiar la estela que deja a su paso el ala.

La estela es una superficie delgada fluida de torbellinos que se desprende del ala desde la punta y desde el borde de fuga. La existencia de estos torbellinos hace que el flujo no mantenga la dirección que tenía antes de ser perturbado por el cuerpo y adquiera componentes de la velocidad que previamente no poseía.

En la Figura 7.24 se han representado las líneas de corriente partiendo del borde de fuga.

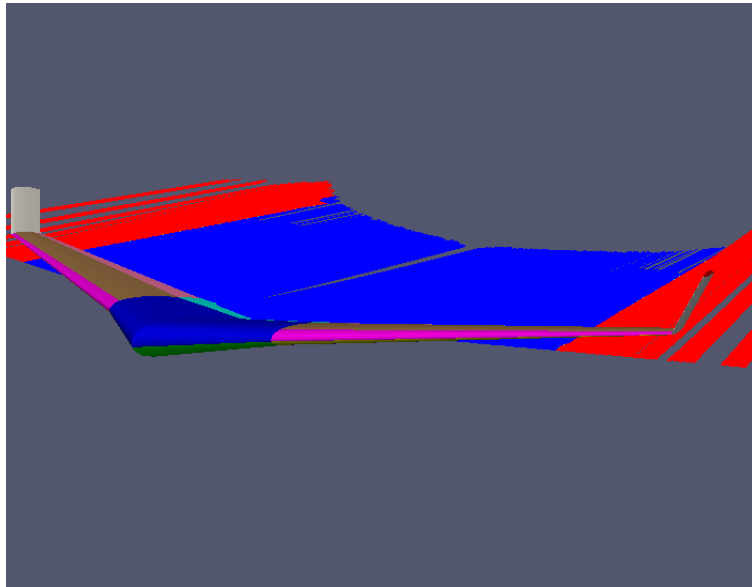


Figura 7.24: Líneas de corriente en la estela de la geometría alar. Velocidades dirección Y positivas (rojo) y dirección Y negativas (azul)

Del cambio del vector velocidad que sufre el flujo al paso del ala aparecen dos influencias principales, una debida a los torbellinos que se generan en su extremo, y otra debido a la velocidad que el ala induce sobre el fluido influyendo en la componente Y de manera negativa, es decir, dirige el flujo hacia abajo tras su paso. En la Figura 7.24 además de las líneas de corriente se ha representado mediante colores la dirección de la velocidad en componente Y. Por un lado se observa la influencia de los torbellinos, que crean una componente de velocidad positiva (hacia arriba, rojo) en los laterales del winglet, para rápidamente pasar a componentes de la velocidad en Y negativas (hacia abajo, azul), siendo cada vez más negativas en la zona del encastrado que en la zona de los torbellinos.

Conclusiones

8.1 Introducción

En este proyecto se han pasado por todas las etapas de las que consta un estudio completo basado en CFD, desde el diseño preliminar, pasando por el estudio de la malla hasta la extracción de datos de las simulaciones realizadas en el software. A lo largo de todo este proceso se han podido extraer algunas conclusiones técnicas y se ha pensado como se podría ampliar este estudio en el futuro.

8.2 Conclusiones

Las conclusiones técnicas que se han obtenido a partir del objeto de estudio y de los análisis realizados son:

- Es de vital importancia crear un dominio fluido lo suficientemente grande alrededor de la geometría de estudio, pues los resultados varían sustancialmente de lo contrario. También es necesario alcanzar una malla de un número elevado de elementos para cada sección alar, con la suficiente densidad de elementos en las proximidades del perfil para que los resultados obtenidos sean lo más aproximados que se pueda. Ha resultado que el número de elementos por sección sea de **62350** para el estudio bidimensional, y de **2397130** elementos para la malla tridimensional.
- El modelo de turbulencia elegido para el estudio de independencia de malla ha sido un $k - \epsilon$, debido a su robustez y por la rápida convergencia en las simulaciones, mientras que en el resto de estudios aerodinámicos se ha optado por un $k - \omega SST$ ya que a ángulos de ataque distintos de 0° , el modelo $k - \epsilon$ no conseguía alcanzar condiciones estacionarias, cosa que se comprobaba fácilmente viendo las grandes variaciones de la posición de la ondas de choque que han aparecido en los casos de estudio.
- Mediante las herramientas precompiladas que contiene OpenFOAM, es posible implementar el movimiento de un flap simple mediante la deformación de un mallado alrededor de un

perfil. Se ha conseguido deflectar la superficie hipersustentadora de un perfil hasta $\delta = 30^\circ$, valor bastante razonable para deflexiones típicas en condiciones de aproximación. Además, este modelo de movimiento permite realizar una simulación no-estacionaria para observar como varían los principales parámetros de interés.

- Se han observado los fenómenos básicos alrededor de un perfil perteneciente a el ala de estudio a varios ángulos de ataque y se han comparado estos resultados con los existentes en la bibliografía o en programas como *XFOIL*, comprobando que los resultados colapsan bastante bien hasta cierto ángulo de ataque donde por ejemplo XFOIL no tiene en cuenta fenómenos que en la situación real si que se dan.
- Se han realizado simulaciones con el flap en movimiento a varias velocidades angulares, y los resultados muestran un gran beneficio en cuanto al coeficiente de sustentación del perfil, puesto que se alcanzan valores cercanos al máximo observado en el estudio del perfil en condiciones de crucero. Por otro lado, ha aparecido la principal desventaja que presenta la actuación del flap, que es un rápido incremento en la resistencia producida, llegando a valores del coeficiente de resistencia mucho mayores que cualquiera de los que se veía en el estudio bidimensional estacionario.
- Finalmente, se han realizado simulaciones para la geometría tridimensional donde por un lado se ha comprobado la gran diferencia existente entre el comportamiento visto en el estudio bidimensional del perfil del encastrado con el comportamiento de esa sección en el caso de la geometría completa, siendo un perfil que genera mucha menos sustentación en este último caso. Además, la zona del ala cercana a la punta es aquella que más coeficiente de sustentación posee, aunque se esperaba todo lo contrario, que el diseño del ala fuera tal que en las proximidades de la punta la C_L fuera mayor para minimizar los efectos tridimensionales en la punta del ala que al final generarán mayor resistencia.

8.3 Trabajos futuros

El estudio realizado en este proyecto, aunque se han abarcado bastantes contenidos, no llega a ser totalmente completo, pues gran parte del mismo se ha centrado en desarrollar un modelo de movimiento del flap, dejando de lado interesantes estudios en la estructura tridimensional.

En primer lugar, en este caso se ha optado por utilizar un mallado estructurado alrededor de los perfiles y el ala. Podría ser interesante probar otros tipos de mallado que no se han utilizado en proyectos anteriores como un mallado híbrido, que utilice elementos desestructurados en las zonas lejanas del ala, y en las proximidades del ala se utilicen elementos estructurados para poder calcular con precisión la capa límite.

Como se ha acaba de comentar, la implementación del flap se ha realizado sobre un perfil bidimensional, pero en otros proyectos continuistas se podría utilizar el tipo de movimiento definido sobre la estructura tridimensional.

El tipo de winglet utilizado ha sido un winglet blended, que fue el winglet que principalmente usaron los modelos de B-737-NG, pero se podría analizar la influencia sobre la sustentación y principalmente la resistencia de la utilización de otro tipo de modelos de winglet como el whitcomb, o el tipo de sharklets que utilizan en algunos modelos de Airbus A-350.

Además, como únicamente se han realizado simulaciones en condiciones de aproximación, se podría realizar un estudio paramétrico de la influencia de las distintas velocidades sobre los coeficientes aerodinámicos.

Finalmente, siguiendo una posible continuación de un estudio CFD, se podría modificar la geometría introduciendo parte de la cabina para poder analizar la influencia de la estructura principal de la aeronave sobre la aerodinámica del ala y, si se quiere, implementar una simplificación de un turbofan debajo del ala para analizar también sus efectos.

Parte II

Presupuesto

Capítulo 1

Presupuesto

1.1 Introducción

En este capítulo se van a presentar los costes asociados a la realización del presente proyecto, incluyendo el tiempo de uso de material informático, programas utilizados y las horas utilizadas para consulta de personal universitario, ingenieros y técnicos informáticos.

1.2 Desglose de costes unitarios

Debido a la depreciación que sufren los activos físicos con el paso del tiempo, se calcula el coste de amortización se calculará como:

$$a = \frac{V_C - V_R}{n_a} \quad (1.1)$$

$$t_h = \frac{a}{h} \quad (1.2)$$

Donde:

- a = Amortización, €/año
- V_C = Valor de Compra, €
- V_R = Valor Residual al cabo del periodo de amortización, €
- n_a = Periodo de amortización, años
- t_h = Tasa horaria, €/hora

- h = Tiempo de trabajo al año, horas

Para el cálculo de la tasa horaria t_h , se han tenido en cuenta 35 horas de trabajo semanales durante las semanas no festivas de cada año. Se van a considerar 46 semanas no festivas, que hacen un total de:

$$t = 46 \times 35 = 1610 \text{ horas/año} \quad (1.3)$$

Equipo informático

- Computadora personal.

El ordenador personal utilizado en la realización de este trabajo tiene las siguientes características:

- Modelo: PC Notebook HP Pavilion 15-e041ss
- Procesador: AMD A10-5750M, 4 núcleos a 2.5 GHz
- Arquitectura: 64 bits
- RAM: 8 GB
- HDD: 750 GB

El precio de compra V_C se sitúa en 600 €, a un periodo de amortización de 4 años, y un valor residual V_R del 20 %.

$$a = \frac{V_C - V_R}{n_a} = \frac{600 - 120}{4} = 120 \text{ €/año} \quad (1.4)$$

$$t_h = \frac{a}{h} = \frac{120}{1610} = 0,0745 \text{ €/hora} \quad (1.5)$$

- Estaciones de cálculo CMT 507 y CMT 510

Para las grandes simulaciones, se ha utilizado hardware externo de mayor potencia computacional que la que presenta el equipo personal. Dicho hardware ha sido proveído por el Centro de Motores Térmicos, cuyas características son:

- Procesador: Intel(R) Xeon(R) CPU E5-2640, 24 núcleos a 2.5GHz
- Arquitectura: 64 bits
- RAM: 64 GB
- HDD: 2 TB

El precio de la compra de este equipo se sitúa en los 4500 €, y se considera que se encuentra operativo la totalidad del año. Su valor residual se considera también de un 20%, y su periodo de amortización de 8 años.

$$a = \frac{V_C - V_R}{n_a} = \frac{4500 - 900}{8} = 450 \text{ €/año} \quad (1.6)$$

$$t_h = \frac{a}{h} = \frac{450}{8760} = 0,05 \text{ €/hora} \quad (1.7)$$

Software

- MatLab[®]

La licencia de MatLab (paquete básico) para instituciones universitarias se tasa en 500 €. Cada *toolbox* tiene coste variable (200-500 €) y se ha contabilizado la *symbolic toolbox*.

$$t_h = \frac{700}{1610} = 0,43 \text{ €/hora} \quad (1.8)$$

- Paquete Microsoft[®] Office

La licencia anual del paquete de Office cuesta 69 €/año.

$$t_h = \frac{69}{1610} = 0,04 \text{ €/hora} \quad (1.9)$$

- Ansys[®] 16 Workbench

Ansys[®] provee de licencia para estudiantes de manera gratuita.

- OpenFOAM[®]

Todas las versiones de OpenFOAM son programas OpenSource, y por tanto son de licencia gratuita.

- Paraview 5.0.4

Se trata de software de licencia gratuita.

- Inkscape

Se trata de software de licencia gratuita.

- TexLive 3.1415926

Las distribuciones de paquetes de L^AT_EX son todas gratuitas.

- TexMaker 4.1

Se trata de software de licencia gratuita.

Lugar de trabajo

Se va a contemplar el coste de alquiler de una oficina compartida en valencia, precio que ronda los 300 € mensuales. Como el despacho es compartido con otras 4 personas, mensualmente resultará en unos 75 €. La duración del proyecto se ha estimado en aproximadamente un año de duración, por lo que el coste total será de 900 €.

Material de oficina

En cuanto al material de oficina usado, se han utilizado dos libretas anilladas cuyo valor se estima por 3€, junto con un bolígrafo de 0.3€.

Coste de personal

- Estudiante universitario El estudiante que ha realizado este proyecto ha estado realizando este trabajo durante 12 meses, con un total de horas contabilizadas de 498 horas. Debido a que no es beneficiario de ninguna beca ni ha sido contratado, el coste horario del mismo es nulo.

$$t_h = 0,00 \text{ €/hora} \quad (1.10)$$

- Profesor, Ingeniero superior.

$$t_h = 50,00 \text{ €/hora} \quad (1.11)$$

- Ingeniero especialista en mallado

$$t_h = 30,00 \text{ €/hora} \quad (1.12)$$

1.3 Presupuesto total

CONCEPTO	Periodo (h)	Tasa horaria (€/h)	Importe bruto (€)	IVA (21 %)	Importe (€)
EQUIPOS Y SOFTWARE					
Ordenador portátil	498	0,07	34,86	7,32	42,18
Estación de cálculo	1000	0,05	50	10,5	60,5
Matlab	498	0,43	214,14	44,97	259,11
Microsoft Office	498	0,04	19,92	4,18	24,10
Subtotales			299,00	62,79	361,79
PERSONAL					
Estudiante Universitario	498	0,00	0,00	0,00	0,00
Especialista en mallado	3	30,00	90,00	18,90	108,90
Profesor ayudante	40	50,00	2000,00	420,00	2420,00
Subtotales			2090,00	438,90	2528,90
OFICINA					
Material oficina			6,30	1,32	7,62
Alquiler oficina			900,00	189,00	1089,00
Subtotales			906,30	190,32	1096,62

TOTAL BRUTO	3295,30 €
IVA (21 %)	692,01 €
TOTAL	3987,31 €

El presupuesto total del proyecto asciende a:

TRES MIL NOVECIENTOS OCHENTA Y SIETE EUROS CON TREINTA Y UN CÉNTIMOS

Parte III

Pliego de condiciones

Condiciones generales

1.1 General

En la elaboración de cualquier proyecto en el que sea necesario el uso de pantallas de visualización de datos (PVD) existen, al igual que en cualquier otro proyecto, riesgos que puedan afectar a la salud tanto mental como física del proyectista. En el caso concreto de este tipo de proyectos, la salud ocular, lesiones en articulaciones, jaquecas y el estrés son los más comunes. Para poder minimizar estos riesgos, es necesario regular las condiciones de trabajo bajo las que se realice. En el Real Decreto 488/1997 del 14 de Abril[18] sobre disposiciones mínimas de seguridad y salud relativas al trabajo con equipos que incluyen pantallas de visualización de datos, donde se aplican las disposiciones de Ley 31/1995, de 8 de noviembre de Prevención de Riesgos Laborales, se reúne toda la normativa relacionada con este tipo de actividad.

De entre las variables que pueden afectar al usuario, se destacan:

- El esfuerzo físico necesario, debido a posiciones inestables, y en general riesgos dorsolumbares.
- Las características del medio de trabajo, incluyendo el espacio de trabajo, condiciones del suelo, puntos de apoyo inestables.
- Exigencias de la actividad, debidas a un ritmo impuesto por un proceso que el trabajador no pueda modular.
- Factores individuales de riesgo, siendo principalmente inadecuación de las ropas, o insuficiencia de los conocimientos o de la formación.

Se pueden clasificar los posibles riesgos a los que se somete el trabajador de este tipo de proyectos en:

- **Seguridad:** debido a contactos eléctricos, caídas o golpes en el puesto de trabajo.

- **Higiene industrial:** comprende las condiciones de trabajo ruidosas, termo-higrométricas como temperatura, humedad así como la presencia de bacterias nocivas y/o transmisión de virus.
- **Ergonomía:** daños ocasionados por la fatiga física y/o mental como picores, percepción borrosa, ansiedad, irritabilidad o insomnio.

1.2 Real Decreto 488/1997 de 14 de abril

Artículo 1. Objeto.

1. El presente Real Decreto establece las disposiciones mínimas de seguridad y de salud para la utilización por los trabajadores de equipos que incluyan pantallas de visualización.
2. Las disposiciones de la Ley 31/1995, de 8 de noviembre, de Prevención de Riesgos Laborales, se aplicarán plenamente al conjunto del ámbito contemplado en el apartado anterior.
3. Quedan excluidos del ámbito de aplicación de este Real Decreto:
 - a) Los puestos de conducción de vehículos o máquinas.
 - b) Los sistemas informáticos embarcados en un medio de transporte.
 - c) Los sistemas informáticos destinados prioritariamente a ser utilizados por el público.
 - d) Los sistemas llamados portátiles, siempre y cuando no se utilicen de modo continuado en un puesto de trabajo.
 - e) Las calculadoras, cajas registradoras y todos aquellos equipos que tengan un pequeño dispositivo de visualización de datos o medidas necesario para la utilización directa de dichos equipos.
 - f) Las máquinas de escribir de diseño clásico, conocidas como máquinas de ventanilla.

Artículo 2. Definiciones.

A efectos de este Real Decreto se entenderá por:

1. Pantalla de visualización: una pantalla alfanumérica o gráfica, independientemente del método de representación visual utilizado.
2. Puesto de trabajo: el constituido por un equipo con pantalla de visualización provisto, en su caso, de un teclado o dispositivo de adquisición de datos, de un programa para la interconexión persona/máquina, de accesorios ofimáticos y de un asiento y mesa o superficie de trabajo, así como el entorno laboral inmediato.
3. Trabajador: cualquier trabajador que habitualmente y durante una parte relevante de su trabajo normal utilice un equipo con pantalla de visualización.

Artículo 3. Obligaciones generales del empresario.

1. El empresario adoptará las medidas necesarias para que la utilización por los trabajadores de equipos con pantallas de visualización no suponga riesgos para su seguridad o salud o, si ello no fuera posible, para que tales riesgos se reduzcan al mínimo.

En cualquier caso, los puestos de trabajo a que se refiere el presente Real Decreto deberán cumplir las disposiciones mínimas establecidas en el anexo del mismo.

2. A efectos de lo dispuesto en el primer párrafo del apartado anterior, el empresario deberá evaluar los riesgos para la seguridad y salud de los trabajadores, teniendo en cuenta en particular los posibles riesgos para la vista y los problemas físicos y de carga mental, así como el posible efecto añadido o combinado de los mismos.

La evaluación se realizará tomando en consideración las características propias del puesto de trabajo y las exigencias de la tarea y entre estas, especialmente, las siguientes:

- a) El tiempo promedio de utilización diaria del equipo.
 - b) El tiempo máximo de atención continua a la pantalla requerido por la tarea habitual.
 - c) El grado de atención que exija dicha tarea.
3. Si la evaluación pone de manifiesto que la utilización por los trabajadores de equipos con pantallas de visualización supone o puede suponer un riesgo para su seguridad o salud, el empresario adoptará las medidas técnicas u organizativas necesarias para eliminar o reducir el riesgo al mínimo posible. En particular, deberá reducir la duración máxima del trabajo continuado en pantalla, organizando la actividad diaria de forma que esta tarea se alterne con otras o estableciendo las pausas necesarias cuando la alternancia de tareas no sea posible o no baste para disminuir el riesgo suficientemente.
 4. En los convenios colectivos podrá acordarse la periodicidad, duración y condiciones de organización de los cambios de actividad y pausas a que se refiere el apartado anterior.

Artículo 4. Vigilancia de la salud.

1. El empresario garantizará el derecho de los trabajadores a una vigilancia adecuada de su salud, teniendo en cuenta en particular los riesgos para la vista y los problemas físicos y de carga mental, el posible efecto añadido o combinado de los mismos, y la eventual patología acompañante. Tal vigilancia será realizada por personal sanitario competente y según determinen las autoridades sanitarias en las pautas y protocolos que se elaboren, de conformidad con lo dispuesto en el apartado 3 del artículo 37 del Real Decreto 39/1997, de 17 de enero, por el que se aprueba el Reglamento de los servicios de prevención. Dicha vigilancia deberá ofrecerse a los trabajadores en las siguientes ocasiones:

- a) Antes de comenzar a trabajar con una pantalla de visualización.
- b) Posteriormente, con una periodicidad ajustada al nivel de riesgo a juicio del médico responsable.
- c) Cuando aparezcan trastornos que pudieran deberse a este tipo de trabajo.

2. Cuando los resultados de la vigilancia de la salud a que se refiere el apartado 1 lo hiciese necesario, los trabajadores tendrán derecho a un reconocimiento oftalmológico.
3. El empresario proporcionará gratuitamente a los trabajadores dispositivos correctores especiales para la protección de la vista adecuados al trabajo con el equipo de que se trate, si los resultados de la vigilancia de la salud a que se refieren los apartados anteriores demuestran su necesidad y no pueden utilizarse dispositivos correctores normales.

Artículo 5. Obligaciones en materia de información y formación.

1. El empresario proporcionará gratuitamente a los trabajadores dispositivos correctores especiales para la protección de la vista adecuados al trabajo con el equipo de que se trate, si los resultados de la vigilancia de la salud a que se refieren los apartados anteriores demuestran su necesidad y no pueden utilizarse dispositivos correctores normales.
2. El empresario deberá informar a los trabajadores sobre todos los aspectos relacionados con la seguridad y la salud en su puesto de trabajo y sobre las medidas llevadas a cabo de conformidad con lo dispuesto en los artículos 3 y 4 de este Real Decreto.
3. El empresario deberá garantizar que cada trabajador reciba una formación adecuada sobre las modalidades de uso de los equipos con pantallas de visualización, antes de comenzar este tipo de trabajo y cada vez que la organización del puesto de trabajo se modifique de manera apreciable.

Artículo 6. Consulta y participación de los trabajadores.

La consulta y participación de los trabajadores o sus representantes sobre las cuestiones a que se refiere este Real Decreto se realizarán de conformidad con lo dispuesto en el apartado 2 del artículo 18 de la Ley de Prevención de Riesgos Laborales.

Disposición transitoria única. *Plazo de adaptación de los equipos que incluyan pantallas de visualización.*

Los equipos que incluyan pantallas de visualización puestos a disposición de los trabajadores en la empresa o centro de trabajo con anterioridad a la fecha de entrada en vigor del presente Real Decreto deberán ajustarse a los requisitos establecidos en el anexo en un plazo de doce meses desde la citada entrada en vigor.

Disposición final primera. *Elaboración de la Guía Técnica para la evaluación y prevención de riesgos.*

El Instituto Nacional de Seguridad e Higiene en el Trabajo, de acuerdo con lo dispuesto en el apartado 3 del artículo 5 del Real Decreto 39/1997, de 17 de enero, por el que se aprueba el Reglamento de los Servicios de Prevención, elaborará y mantendrá actualizada una Guía Técnica para la evaluación y prevención de los riesgos relativos a la utilización de equipos que incluyan pantallas de visualización.

Disposición final segunda. *Habilitación normativa.*

Se autoriza al Ministro de Trabajo y Asuntos Sociales para dictar, previo informe de la Comisión Nacional de Seguridad y Salud en el Trabajo, las disposiciones necesarias en desarrollo de este Real Decreto y, específicamente, para proceder a la modificación del anexo del mismo para aquellas adaptaciones de carácter estrictamente técnico en función del progreso técnico, de la evolución de las normativas o especificaciones internacionales o de los conocimientos en el área de los equipos que incluyan pantallas de visualización.

Dado en Madrid a 14 de abril de 1997.

JUAN CARLOS R.
El Ministro de Trabajo y Asuntos Sociales.
JAVIER ARENAS BOCANEGRA

ANEXO. Disposiciones mínimas.

Observación preliminar: las obligaciones que se establecen en el presente anexo se aplicarán para alcanzar los objetivos del presente Real Decreto en la medida en que, por una parte, los elementos considerados existan en el puesto de trabajo y, por otra, las exigencias o características intrínsecas de la tarea no se opongan a ello.

En la aplicación de lo dispuesto en el presente anexo se tendrán en cuenta, en su caso, los métodos o criterios a que se refiere el apartado 3 del artículo 5 del Real Decreto de los Servicios de Prevención.

1. Equipo

a) Observación general.

La utilización en sí misma del equipo no debe ser una fuente de riesgo para los trabajadores.

b) Pantalla.

Los caracteres de la pantalla deberán estar bien definidos y configurados de forma

clara, y tener una dimensión suficiente, disponiendo de un espacio adecuado entre los caracteres y los renglones.

La imagen de la pantalla deberá ser estable, sin fenómenos de destellos, centelleos u otras formas de inestabilidad.

El usuario de terminales con pantalla deberá poder ajustar fácilmente la luminosidad y el contraste entre los caracteres y el fondo de la pantalla, y adaptarlos fácilmente a las condiciones del entorno.

La pantalla deberá ser orientable e inclinable a voluntad, con facilidad para adaptarse a las necesidades del usuario.

Podrá utilizarse un pedestal independiente o una mesa regulable para la pantalla. La pantalla no deberán tener reflejos ni reverberaciones que puedan molestar al usuario.

c) Teclado.

El teclado deberá ser inclinable e independiente de la pantalla para permitir que el trabajador adopte una postura cómoda que no provoque cansancio en los brazos o las manos.

Tendrá que haber espacio suficiente delante del teclado para que el usuario pueda apoyar los brazos y las manos.

La superficie del teclado deberá ser mate para evitar los reflejos. La disposición del teclado y las características de las teclas deberán tender a facilitar su utilización.

e Los símbolos de las teclas deberán resaltar suficientemente y ser legibles desde la posición normal de trabajo.

d) Mesa o superficie de trabajo.

La mesa o superficie de trabajo deberán ser poco reflectantes, tener dimensiones suficientes y permitir una colocación flexible de la pantalla, del teclado, de los documentos y del material accesorio.

El soporte de los documentos deberá ser estable y regulable y estará colocado de tal modo que se reduzcan al mínimo los movimientos incómodos de la cabeza y los ojos.

El espacio deberá ser suficiente para permitir a los trabajadores una posición cómoda.

e) Asiento de trabajo.

El asiento de trabajo deberá ser estable, proporcionando al usuario libertad de movimiento y procurándole una postura confortable.

La altura del mismo deberá ser regulable.

El respaldo deberá ser reclinable y su altura ajustable.

Se pondrá un reposapiés a disposición de quienes lo deseen.

2. Entorno

a) Espacio.

El puesto de trabajo deberá tener una dimensión suficiente y estar acondicionado de tal manera que haya espacio suficiente para permitir los cambios de postura y movimientos de trabajo.

b) Iluminación.

La iluminación general y la iluminación especial (lámparas de trabajo), cuando sea necesaria, deberán garantizar unos niveles adecuados de iluminación y unas relaciones adecuadas de luminancias entre la pantalla y su entorno, habida cuenta del carácter del trabajo, de las necesidades visuales del usuario y del tipo de pantalla utilizado.

El acondicionamiento del lugar de trabajo y del puesto de trabajo, así como la situación y las características técnicas de las fuentes de luz artificial, deberán coordinarse de tal manera que se eviten los deslumbramientos y los reflejos molestos en la pantalla u otras partes del equipo.

c) Reflejos y deslumbramientos.

Los puestos de trabajo deberán instalarse de tal forma que las fuentes de luz, tales como ventanas y otras aberturas, los tabiques transparentes o translúcidos y los equipos o tabiques de color claro no provoquen deslumbramiento directo ni produzcan reflejos molestos en la pantalla.

Las ventanas deberán ir equipadas con un dispositivo de cobertura adecuado y regulable para atenuar la luz del día que ilumine el puesto de trabajo.

d) Ruido.

El ruido producido por los equipos instalados en el puesto de trabajo deberá tenerse en cuenta al diseñar el mismo, en especial para que no se perturbe la atención ni la palabra.

e) Calor.

Los equipos instalados en el puesto de trabajo no deberán producir un calor adicional que pueda ocasionar molestias a los trabajadores.

f) Emisiones.

Toda radiación, excepción hecha de la parte visible del espectro electromagnético, deberá reducirse a niveles insignificantes desde el punto de vista de la protección de la seguridad y de la salud de los trabajadores.

g) Humedad.

Deberá crearse y mantener una humedad aceptable.

3. Interconexión ordenador/persona Para la elaboración, la elección, la compra y la modificación de programas, así como para la definición de las tareas que requieran pantallas de visualización, el empresario tendrá en cuenta los siguientes factores:
- a) El programa habrá de estar adaptado a la tarea que deba realizarse.
 - b) El programa habrá de ser fácil de utilizar y deberá, en su caso, poder adaptarse al nivel de conocimientos y de experiencia del usuario; no deberá utilizarse ningún dispositivo cuantitativo o cualitativo de control sin que los trabajadores hayan sido informados y previa consulta con sus representantes.
 - c) Los sistemas deberán proporcionar a los trabajadores indicaciones sobre su desarrollo.
 - d) Los sistemas deberán mostrar la información en un formato y a un ritmo adaptados a los operadores.
 - e) Los principios de ergonomía deberán aplicarse en particular al tratamiento de la información por parte de la persona.

Especificaciones técnicas

Debido a que este trabajo está basado en simulaciones en programas de software y la parte experimental es nula, no son necesarios equipos demasiado complejos, materiales, ropa de protección, o espacios de trabajo demasiado grandes. Únicamente se necesita hardware informático, software, conexión de red, conocimientos ingenieriles relacionados con la fluidodinámica y los métodos numéricos, experiencia con equipos informáticos, bibliografía relacionada y personal cualificado para la supervisión del proyecto. A continuación se expondrán los requisitos establecidos.

2.1 Especificaciones de materiales y equipos

2.1.1 Hardware

Para la realización de las simulaciones pertinentes para poder extraer los datos necesarios para realizar este estudio, se han utilizado diversas estaciones de cálculo dependiendo del tamaño del cálculo a realizar. Cálculos básicos, postprocesado y la redacción de la memoria se han realizado en un ordenador portátil *PC Notebook HP Pavilion 15-e041ss* y una estación de sobremesa personalizada. Para los cálculos de los dominios más grandes se han usado las estaciones de cálculo propias del CMT: *cmt507* y *cmt510* utilizando hasta 24 procesadores.

2.1.2 Software

Además del Hardware, se han utilizado diversos programas, tanto para el cálculo como para el postprocesado:

- OpenFOAM® 4.0
- OpenFOAM® Foam-Extend 3.2
- Paraview 5.0.4

- Ansys[®] DesignModeler
- Ansys[®] Meshing
- MatLab[®]
- Procesado de imágenes: Inkscape
- Paquete Office 2016
- Distribución L^AT_EX: TexLive
- Editor de L^AT_EX: TexMaker
- Editor de textos: Gedit
- Editor de textos: Vim
- Sistema operativo UNIX: Ubuntu 14.04 LTS Trusty Tahr
- Sistema operativo Microsoft[®]: Windows 10

2.1.3 Conexión a Internet

Para la elaboración del proyecto ha sido necesaria una conexión de red instalada dentro del CMT, por un parte de área local para poder transmitir datos por dentro de la red de la Universidad Politécnica, y una conexión de internet para la búsqueda de información necesaria.

2.1.4 Conocimientos previos

Aunque en el proceso de realización del proyecto se ha realizado un aprendizaje exhaustivo en los ámbitos de análisis CFD y aerodinámica, se recomienda una base de conocimientos sobre fluidodinámica y aerodinámica a partir de la cual crear un saber relacionado con este campo de estudio.

Los fenómenos de transporte de calor, aunque presentes en este trabajo por trabajar en régimen compresible, no son vitales para entender estos fenómenos, por lo que su conocimiento no resulta imprescindible.

2.1.5 Conocimientos informáticos

Para poder realizar las simulaciones y poder analizar los datos, resulta imprescindible un conocimiento informático amplio. Al estar trabajando en un sistema operativo basado en lenguaje UNIX, esta necesidad se hace más notable debido a que es un sistema no tan intuitivo como lo podría ser los propios de Microsoft[®], basándose una gran parte de las aplicaciones en terminales de código, carentes de una interfaz gráfica intuitiva. Es por ello que es recomendable un pequeño estudio previo sobre los comandos más típicos para poder ser lo más productivo posible.

MatLab[®] aunque no usa un lenguaje de programación como tal, si que usa un lenguaje de escritura propio por lo que es necesario partir con cierto conocimiento de este para poder optimizar los programas creados durante el proyecto y también generarlos de la manera más eficiente posible.

El trabajo multitarea es también importante, ya que muchos cálculos toman días e incluso semanas en converger, por lo que es necesario saber utilizar ese tiempo en otras tareas relacionadas con el proyecto para no perder tiempo y que el trabajo realizado sea productivo.

2.1.6 Material adicional

Debido a la poca documentación existente sobre el programa de uso OpenFOAM, es necesario acceder a material adicional creado por la propia comunidad, y disponible en internet. Es por ello que es necesario tener tanto conocimiento de inglés, lengua mayoritariamente usada en este ámbito, y documentación disponible en revistas de investigación, cuyo acceso se puede obtener mediante la biblioteca UPV.

2.1.7 Supervisión

El supervisor encargado de la dirección del proyecto deberá tener experiencia demostrada y contrastada en la ejecución de proyectos de estudio CFD. Además, un porcentaje importante, al menos un 90 % de dichos proyectos deberán haber sido llevados a cabo de forma satisfactoria tanto en lo que se refiere a plazos, presupuesto, cumplimiento de especificaciones y aceptación por parte del cliente.

2.2 Condiciones de calidad

La empresa encargada de la realización del proyecto ha de poder garantizar la calidad del producto final. Por este motivo se tendrá en cuenta la calidad de los proyectos realizados por dicha empresa en ocasiones anteriores. En particular, se valorará que la empresa disponga del certificado de calidad ISO-9001. La empresa deberá realizar pruebas intermedias a lo largo del proceso de desarrollo del proyecto. Durante la programación se probarán cada una de las funciones o rutinas para detectar errores de codificación. Después se realizarán pruebas para comprobar que cumplen las funciones previstas. Finalmente, se realizarán las pruebas de aceptación con el sistema completamente integrado. Tanto el sistema de calidad de la empresa como el proceso de pruebas y sus resultados deberán estar debidamente documentados. Particularmente, se deberá presentar un registro impreso en el que se recojan las pruebas llevadas a cabo, indicando título de la prueba, descripción, entorno y fecha de realización, resultados y valoraciones o comentarios.

2.3 Condiciones de garantía y mantenimiento

La empresa contratada para la realización del proyecto garantiza durante el periodo de dos años el producto final, de tal forma que se compromete a solventar cualquier problema surgido en el uso cotidiano de éste, así como ofrecer un servicio de ayuda sobre el manejo del mismo. El plazo de garantía comenzará a ser efectivo desde el momento de la recepción provisional del sistema. La garantía quedará invalidada en el caso que no se hayan seguido las pautas de uso que se indica en las instrucciones del mismo, así también como las condiciones que se deben

de cumplir para que la garantía sea válida. En el caso del presente producto no hará falta un mantenimiento específico para su uso. Sólo un uso adecuado, evitando los riesgos explicados en el tutorial de la garantía, solventa con mayoría el buen funcionamiento del mismo.

2.4 Reclamaciones

Solo se atenderán las reclamaciones formuladas por escrito en un plazo de quince días hábiles a partir del momento de la entrega de la herramienta al contratista. El plazo anteriormente citado se prolongarán por espacio de un mes en el caso de que la entrega se realice fuera de España. En el caso de que alguna de las mercancías entregadas resulte defectuosa el vendedor únicamente se compromete a la sustitución de las mismas declinando así cualquier otra responsabilidad. Ante envíos equivocados o la ausencia de los mismos, el vendedor igualmente únicamente se compromete al suministro de la mercancía estipulada en las condiciones establecidas por el cliente, siendo ajeno a cualquier otra responsabilidad.

2.5 Condiciones legales y contractuales

En el hipotético caso de que durante la ejecución del proyecto, el comprador quisiera extender el contrato a otros suministros, estos serían objeto de nuevo presupuesto. En el caso de modificaciones, variaciones u otras causas que impliquen la suspensión temporal del suministro o retraso en el periodo de entrega, se podrá solicitar una prórroga equivalente del término del ejecutivo contractual, a condición de que adelante tan solicitud antes de que el término haya caducado. Los aumentos o disminuciones que en el suministro tuvieran que verificarse serán valorados sobre la base de los precios vigentes.

2.6 Revisión de los precios

Los precios que se muestran en el presupuesto son flujos e invariables, cualesquiera que sean las variaciones del coste de los materiales o mano de obra.

2.7 Fianza

El contratista se compromete a obtener aval bancario a favor del comprador, en concepto de fianza por el 10% del valor total del contrato, para responder del cumplimiento de todas y cada una de las obligaciones previstas en el mismo. Dicho aval deberá mantenerse desde el inicio del trabajo hasta el término del periodo de garantía. La fianza será devuelta al contratista una vez firmada la recepción definitiva de la aplicación.

2.8 Aceptación

La aceptación, referida a los puntos objeto de la presente compraventa, será cumplida mediante el uso de procedimientos de prueba, o programas establecidos por el vendedor. Cuando la obligación de instalación corresponda al vendedor, como es el caso, por estar incluido este servicio en el precio de los productos, la aceptación se producirá en el lugar de la instalación al demostrar el vendedor que, tanto los procedimientos de diagnóstico como los de prueba funcionan correctamente o que, resulta probado que el producto se encuentra en condiciones normales de funcionamiento. Si la instalación fuese programada o demorada por el comprador más de treinta días con posterioridad a la fecha de entrega, entonces el vendedor considerará que los productos han sido aceptados con efectividad del trigésimo primer día, contado a partir de la fecha de entrega.

Bibliografía

- [1] Ira H. Abbot. *THEORY OF WING SECTIONS*. Dover Publications Inc., 1958.
- [2] P.R. Spalart & S.R. Allmaras. “A One Equation Turbulence Model for Aerodynamic Flows”. En: (1992) (vid. pág. 30).
- [3] K.-Y. Chien. “Predictions of Channel and Boundary-Layer Flows with a Low-Reynolds-Number Turbulence Model”. En: *AIAA* (1982) (vid. pág. 30).
- [4] Beatriz Garcia. “ESTUDIO CFD DE UN ALA TRIDIMENSIONAL”. Tesis de lic. ETSID-UPV, 2016 (vid. págs. 5, 59).
- [5] Henri P. Gavin. “Numerical Integration in Structural Dynamics”. En: *Duke University* (2016) (vid. pág. 63).
- [6] Andreu Oliver Gonzalez. “Mesh Motion Alternatives in OpenFOAM”. En: (2009).
- [7] Christopher J. Greenshields. *OpenFOAM User Guide*. OpenFOAM Foundation Ltd. 2016.
- [8] Charles Hirsch. “Numerical Computation of Internal and External Flows”. En: *Science Direct* (Noviembre 2007).
- [9] et al. Hoak D. E. *The USAF Stability and Control DATCOM*. Air Force Wright Aeronautical Laboratories, 1960 (Revisado 1978).
- [10] <http://www.b737.org.uk/> (vid. pág. 37).
- [11] Jr. John D. Anderson. *FUNDAMENTALS OF AERODYNAMICS*. McGraw Hill, 1991 (vid. págs. 9, 15).
- [12] U. K. Kaul. “Effect of Inflow Boundary Conditions on the Solution of Transport Equations for Internal Flows”. En: *AIAA* (2010) (vid. pág. 30).
- [13] Lautrup. *BOUNDARY LAYERS* (vid. pág. 13).
- [14] Xandra M. Margot. “Apuntes de Aerodinámica”. En: (vid. pág. 16).

- [15] F. R. Menter. “Zonal Two Equation k-omega Turbulence Models for Aerodynamic Flows”. En: *AIAA* (1993) (vid. pág. 31).
- [16] Cuong Nguyen. “Turbulence Modeling”. En: (2005).
- [17] P.P. Puttkamer. “Boundary Layer over a Flat Plate”. En: (2013) (vid. pág. 13).
- [18] *Real decreto 488/1997 de 14 de abril sobre disposiciones mínimas de seguridad y salud para la utilización por los trabajadores de equipos que incluyan pantallas de visualización.* https://www.boe.es/diario_boe/txt.php?id=boe-a-1997-8671. (Vid. pág. 109).
- [19] D. C. Wilcox. “Re-assessment of the scale-determining equation for advanced turbulence models”. En: *AIAA* (1988) (vid. pág. 31).
- [20] David H. Wood. “Deriving the Kutta-Joukowski Equation and Some of Its Generalizations Using Momentum Balances”. En: *Scientific Research* (2011) (vid. pág. 15).
- [21] Mark Drela & Harold Youngren. *XFOIL 6.9 User Primer*. MIT Aero & Astro. 2001.