



UNIVERSITAT
POLITÈCNICA
DE VALÈNCIA


ETSI Aeroespacial y Diseño Industrial

UNIVERSITAT POLITÈCNICA DE VALÈNCIA

Escuela Técnica Superior de Ingeniería Aeroespacial
y Diseño Industrial

Análisis CFD y validación experimental de las
características de un perfil con hendiduras longitudinales

Trabajo Fin de Grado

Grado en Ingeniería Aeroespacial

AUTOR/A: Hurtado Blázquez, Esther

Tutor/a: Martí Gómez-Aldaraví, Pedro

CURSO ACADÉMICO: 2023/2024

Resumen

Desde el nacimiento de la aviación, el estudio de la influencia de la forma del perfil alar sobre las prestaciones de las aeronaves ha supuesto siempre uno de los principales ámbitos de mejora; una pequeña variación en curvatura o espesor determina en gran medida aspectos como el ángulo de ataque máximo o la resistencia aerodinámica del ala.

La observación de la naturaleza y de los mecanismos que utilizan muchas especies de animales acuáticos o voladores ha supuesto una importante fuente de inspiración a lo largo de la historia de la aeronáutica. Así, existen varias líneas de investigación todavía abiertas en las que se asimila la forma del ala a las aletas de las ballenas jorobadas o se introducen mecanismos en punta de ala que pretenden imitar las plumas con las que las águilas son capaces de cambiar la trayectoria o el ángulo de ataque con un movimiento mínimo, entre otros.

Los estudios sobre las aletas de las ballenas han demostrado que la presencia de protuberancias en borde de ataque introduce cierta turbulencia que readhiere el flujo en borde de fuga retrasando la entrada en pérdida a altos números de Reynolds. A lo largo del presente documento se estudiará si la turbulencia introducida por la adición de una hendidura paralela al borde de ataque, imitando los huesos protuberantes de las alas de los murciélagos, tiene el mismo efecto y es también capaz de retrasar la entrada en pérdida del ala.

Para ello se realizará en primer lugar un análisis en CFD de diversas modificaciones del perfil Clark-Y, que después se tratará de validar con un estudio experimental en túnel de viento. Así, podrán extraerse gráficos de la curva $Cl-\alpha$ y de la distribución de presiones de los diferentes perfiles analizados, permitiendo determinar si la variación en la forma es útil y, sobre todo, si compensaría introducirla en casos reales.

El estudio busca conocer si la aplicación de este nuevo perfil sería posible en pequeñas aeronaves de ala fija volando a bajas altitudes y velocidades, ya que una ampliación del rango de maniobra podría ser determinante en aplicaciones diversas como operaciones de rescate o filmación de tomas audiovisuales.

Palabras clave: CFD, murciélago, ranura, Clark-Y, pérdida.

Abstract

Since the birth of aviation, the study of the influence of airfoil shape on aircraft performance has always been one of the main areas of improvement; a tiny variation in curvature or thickness largely determines aspects such as the maximum angle of attack or the aerodynamic drag of the wing.

The observation of nature and the mechanisms used by many species of aquatic or flying animals have been a relevant source of inspiration throughout the history of aeronautics. Thus, there are several lines of current research in which the shape of the wing is assimilated to the fins of humpback whales or are introduced wing tip mechanisms that aim to imitate the feathers that eagles use to change trajectory or angle of attack with minimal movement, among others.

Studies on whale flippers have shown that the presence of leading edge protrusions introduces some turbulence that readdresses the trailing edge flow by delaying stall at high Reynolds numbers. Throughout the present paper, it will be studied whether the turbulence introduced by the sum of a groove parallel to the leading edge (replicating the shape of protruding digits of bats) has the same effect and can also delay the wing stall.

For this purpose, a CFD analysis of different modified Clark-Y airfoils will be performed, which will then be validated by an experimental study in a wind tunnel. Thus, graphs of the $Cl-\alpha$ curve and the pressure distribution on the airfoil can be drawn, allowing us to determine whether the variation in shape is useful and, above all, whether it would be worthwhile to introduce it in real cases.

The study seeks to determine whether the application of this new airfoil would be possible in small fixed-wing aircraft flying at low heights and speeds. A larger maneuver range would be decisive to improve the performance of UAVs at some fields such as rescue operations or filming of audiovisual shoots.

Keywords: CFD, bats, groove, Clark-Y, stall.

Resum

Des del naixement de l'aviació, l'estudi de la influència de la forma del perfil alar sobre les prestacions de les aeronaus ha suposat sempre un dels principals àmbits de millora; una xicoteta variació en curvatura o grossària determina en gran manera aspectes com l'angle d'atac màxim o la resistència aerodinàmica de l'ala.

L'observació de la naturalesa i dels mecanismes que utilitzen moltes espècies d'animals aquàtics o voladors ha suposat una important font d'inspiració al llarg de la història de la *aeronàutica. Així, existixen diverses línies d'investigació encara obertes en les quals s'assimila la forma de l'ala a les aletes de les balenes geperudes o s'introdueixen mecanismes en punta d'ala que pretenen imitar les plomes amb les quals les àguiles són capaces de canviar la trajectòria o l'angle d'atac amb un moviment mínim, entre altres.

Els estudis sobre les aletes de les balenes han demostrat que la presència de protuberàncies en vora d'atac introduïx una certa turbulència que readherix el flux en vora de fugida retardant l'entrada en pèrdua a alts números de *Reynolds. Al llarg del present document s'estudiarà si la turbulència introduïda per l'addició d'una clivella paral·lela a la vora d'atac, imitant els ossos *protuberantes de les ales dels ratpenats, té el mateix efecte i és també capaç de retardar l'entrada en pèrdua de l'ala.

Per a això es realitzarà en primer lloc una anàlisi en *CFD de diverses modificacions del perfil *Clark-I, que després es tractarà de validar amb un estudi experimental en túnel de vent. Així, podran extraure's gràfics de la corba *Cl-* α i de la distribució de pressions dels diferents perfils analitzats, permetent determinar si la variació en la forma és útil i, sobretot, si compensaria introduir-la en casos reals.

L'estudi busca conèixer si l'aplicació d'este nou perfil seria possible en xicotetes aeronaus d'ala fixa volant a baixes altituds i velocitats, ja que una ampliació del rang de maniobra podria ser determinant en aplicacions diverses com a operacions de rescat o filmació de preses audiovisuals.

Paraules clau: CFD, ratpenat, ranura, Clark-Y, pèrdua.

Contenido

Índice de figuras	6
Índice de tablas	8
Tabla de nomenclatura	9
Parte I. Memoria	10
1. Introducción.....	11
1.1. Elección del perfil.....	13
1.2. Objetivos y limitaciones del estudio.....	14
2. Estado del arte	15
2.1. Biomimética basada en murciélagos	15
2.2. Perfiles modificados con desniveles longitudinales	17
3. Diseño de los perfiles	23
3.1. Caso base.....	23
3.2. Características del Clark-Y.....	23
3.3. Modelado en <i>SpaceClaim</i>	23
3.3.1. Perfiles bidimensionales (CFD).....	24
3.3.2. Alas tridimensionales (túnel de viento)	24
4. Estudio CFD	26
4.1. Introducción al CFD.....	26
4.1.2. Breve historia del CFD.....	27
4.1.3. Ecuaciones de gobierno	28
4.2. Metodología de una simulación CFD.....	30
4.2.1. Pre-proceso	31
4.3. Metodología aplicada a este estudio.....	35
4.3.1. Dominio computacional S	35
4.3.2. Mallado.....	36
4.3.3. Estudio de independencia de malla	38
4.3.3. Condiciones iniciales y de contorno	39
4.3.4. Modelado.....	40
4.3.5. Criterios de convergencia	40
4.3.6. Resultados.....	42
5. Estudio en túnel de viento	49
5.1. Impresión 3D de los modelos	49
5.1.1. Historia de la impresión 3D.....	49

5.1.2. Impresión de los modelos utilizados para el experimento.....	50
5.2. Experimento en túnel de viento.....	51
5.2.1. Introducción a los túneles de viento.....	51
5.2.2. Instrumentación empleada en este estudio.....	53
5.2.3. Resultados y validación del estudio CFD.....	54
6. Conclusión y trabajo futuro.....	56
7. Referencias.....	58

Parte II. Pliego de condiciones 64

1. Pliego de condiciones.....	65
1.1. Definición y objeto del pliego.....	65
1.2. Condiciones de equipamiento y materiales.....	65
1.3. Condiciones de ejecución.....	66
1.4. Condiciones económicas.....	66

Parte III. Presupuesto

1. Presupuesto.....	69
---------------------	----

Índice de figuras

Figura 1.1. Evolución de la capa límite y entrada en pérdida.....	12
Figura 1.2. Líneas de corriente sobre las alas de los murciélagos.....	13
Figura 2.1. Resultados de la lluvia de ideas previa a la elección del perfil.....	13
Figura 2.1.1. Campos de velocidad y vorticidad en torno al ala de un murciélago en vuelo lento. Localizaciones en la envergadura: 33% (a), 50% (b) y 65% (c).....	16
Figura 2.1.2. Morfología del ala de un murciélago. [16].....	17
Figura 2.2.1. Curvas C_L vs α obtenidas por Fertis et al. para dos perfiles con escalón. Número de Reynolds igual a $3.45e+5$ (izquierda) y $4.7e+5$ (derecha).....	18
Figura 2.2.2. Curvas C_L vs α obtenidas por B. y H. para perfiles con extradós (gráficas superiores) e intradós (gráficas inferiores) modificado. Influencia de la longitud (a , b), la profundidad (c , d) y la forma (e , f) del escalón.....	19
Figura 2.2.3. Resultados obtenidos por M. y W. Influencia de la profundidad sobre C_L (a) y C_P (b) y del ángulo sobre C_P (c).....	20
Figura 2.2.4. Flujo en torno a una pelota de golf con superficie lisa u horadada.....	20
Figura 2.2.5. Perfiles ensayados por Mustak y Uddin.....	20
Figura 2.2.6. Curvas C_L - α y C_D - α obtenidas por Venkatesh et al. [30].....	21
Figura 2.2.7. Resultados obtenidos por Almusawi et al. Diferencia de CL (izquierda) y CD (derecha) respecto al perfil base.....	22
Figura 3.2.1. Esquema del perfil Clark-Y.....	23
Figura 3.3.1. Dimensiones características de los perfiles modificados.....	24
Figura 3.3.2. Vistas tridimensionales del ala P5 (izquierda) y acotación de sus dimensiones (derecha).....	25
Figura 4.1.1. Diagrama de flujo de una simulación CFD.....	30
Figura 4.3.1. Dimensiones del dominio computacional.....	32
Figura 4.3.2. Malla bidimensional del dominio. Detalles del refinamiento superficial y de estela.....	36
Figura 4.3.3. Gráficas de CL (izquierda) y CD (derecha) frente a número de celdas para caso base y modificado.....	37
Figura 4.3.4. Esquema de las condiciones de contorno del dominio.....	39
Figura 4.3.5. Gráfica de residuales (superior) y coeficientes aerodinámicos (inferior) a lo largo de la simulación del perfil P1 inclinado a un ángulo de ataque de 16°	40
Figura 4.3.6. Comparación de la curva C_L - α obtenida numéricamente con datos experimentales a distintos Re.....	41
Figura 4.3.7. Campos de velocidad (izquierda) y presión (derecha) de los perfiles P0, P1, P4 y P5.....	42
Figura 4.3.8. Líneas de corriente y campo de velocidad en la ranura de los perfiles P1 (a), P4 (b) y P5 (c).....	43
Figura 4.3.9. Curvas C_L - α de los perfiles con modificación de 1 mm de radio para Reynolds de $1.33e+5$ (a), $1.99e+5$ (b) y $2.67e+5$ (c).....	44
Figura 4.3.10. Distribución de presiones en el extradós de los perfiles con modificación de 1 mm de radio con aire a 40 m/s.....	45

Figura 4.3.11. Curvas C_L - α de los perfiles con modificación localizada a un 1% de la cuerda para Reynolds de $1.33e+5$ (a), $1.99e+5$ (b) y $2.67e+5$ (c).....	45
Figura 4.3.12. Eficiencia aerodinámica de los perfiles con modificación localizada a un 1% de la cuerda para Reynolds de $1.33e+5$ (a), $1.99e+5$ (b) y $2.67e+5$ (c).....	46
Figura 4.3.13. Campo de velocidad con flujo a 20 m/s para el caso base (a) y el perfil P7 (b) con un ángulo de ataque de 16° . Detalle de la ranura del perfil P7 (c).....	47
Figura 5.1.1. Primera casa impresa en hormigón en España (izquierda); zanahorias de puré impresas en 3D (derecha).....	48
Figura 5.1.2. Planta y perfil del extradós de los prototipos P0 (a), P2 (b), P5 (c) y P6 (d) impresos.....	50
Figura 5.2.1. Render (izquierda) y esquema (derecha) de un túnel de viento cerrado.....	51
Figura 5.2.2. Túnel de viento (izquierda) y banco de presiones (derecha) utilizados para el estudio.....	51
Figura 5.2.3. Conexión de los tubos de presión al extradós del perfil.....	53
Figura 5.2.4. Distribución de presiones en el extradós de los perfiles P0 (a), P2 (b), P5 (c) y P6 (d) obtenidas experimental y numéricamente.....	54

Índice de tablas

Tabla 1. Tabla de nomenclatura.....	9
Tabla 3.3.1. Definición de las dimensiones características de cada uno de los perfiles simulados.....	24
Tabla 4.3.1. Dimensiones características del mallado de los perfiles modificados.....	36
Tabla 4.3.3. Mallas estudiadas para el caso modificado.....	38
Tabla 4.3.2. Mallas estudiadas para el caso base.....	38
Tabla 4.3.4. Condiciones de la atmósfera a 250 m de altitud.....	39
Tabla 1.1. Costes asociados a recursos humanos.....	69
Tabla 1.2. Costes asociados a recursos materiales.....	70
Tabla 1.3. Costes asociados a licencias de software.....	70
Tabla 1.4. Costes asociados a gastos adicionales.....	70
Tabla 1.5. Costes totales asociados al estudio.....	70

Tabla de nomenclatura

Símbolo	Significado	Unidades
α	Ángulo de ataque	°
ϕ	Banking turn	°
C_d	Coefficiente de resistencia	[-]
C_l	Coefficiente de sustentación	[-]
μ_z	Coefficiente de viscosidad dinámica	[-]
R	Constante de gases ideales	$\frac{J}{kgK}$
c	Cuerda	mm
ρ	Densidad	$\frac{kg}{m^3}$
EA	Eficiencia aerodinámica	[-]
b	Envergadura	mm
m_1	Máxima curvatura respecto a cuerda	%
p_1	Máxima curvatura respecto al borde de ataque	%
t_1	Máximo espesor	%
M	Número de Mach	[-]
Re	Número de Reynolds	[-]
p	Presión	Pa
T	Temperatura	K
τ_{ij}	Tensor de tensiones	[-]
t	Tiempo	s
\vec{U}	Vector velocidad	$\frac{m}{s}$
V	Velocidad	$\frac{m}{s}$
V_{sonido}	Velocidad del sonido	$\frac{m}{s}$

Tabla 1. Tabla de nomenclatura

Parte I

Memoria

1. Introducción

Desde el nacimiento de la aviación se han llevado a cabo innumerables estudios con la intención de mejorar las prestaciones de las aeronaves. A lo largo de 200 años (desde que John Stringfellow consiguiese en 1848 alzar el vuelo por primera vez con un prototipo de ala fija equipado con motores y hélices) se ha optimizado cada uno de los componentes que construyen una aeronave siguiendo un proceso de mejora constante e iterativo. Así, en 1905 los hermanos Wright consiguieron realizar un vuelo en biplano de 39 kilómetros de autonomía, sentando las bases para que en 1910 se realizase el primer vuelo comercial (de 100 kilómetros de longitud, a una velocidad de 100 km/h) y en 1911 tuviese lugar el primer vuelo transcontinental de la historia. [1]

Como es ampliamente conocido, la evolución de la aviación en el siglo XX se vio fundamentalmente afectada por la investigación militar para desarrollar naves de combate. La Primera Guerra Mundial supuso un antes y un después para los motores y la aerodinámica de las aeronaves, llegando a alcanzar al final de la guerra velocidades de 230 km/h. En el periodo de entreguerras se retomó la aviación civil y se implementaron mejoras como el uso de metal en las aeronaves y el aumento de potencia de los motores, así como la aparición del piloto automático. Durante la Segunda Guerra Mundial apareció el primer avión a reacción, alcanzando velocidades de hasta 970 km/h y altitudes de 12000 metros. [2]

Tras las grandes guerras, la investigación en aeronáutica siguió siendo uno de los principales focos de la ingeniería moderna. Sin embargo, el récord a la mayor velocidad alcanzada por una aeronave lo ostenta el Lockheed SR-71 (Blackbird) desde 1964, con una velocidad máxima de 3540 km/h. Esto puede entenderse como una tendencia a la mejora de otras características de los aviones, más allá de la máxima velocidad. Las necesidades contemporáneas han causado un cambio de enfoque en la investigación, tratando de mejorar la aerodinámica de las naves (menos resistencia implica también menos gasto de combustible), los combustibles (buscando fuentes de energía más limpias como el etanol o la energía solar) o la autonomía (vuelos más largos), entre otros. En los últimos años se ha tratado también de mejorar la maniobrabilidad de las naves, centrándose principalmente en el retraso de la entrada en pérdida. [3, 4]

Precisamente el retardo de la entrada en pérdida, permitiendo alcanzar ángulos de ataque más altos, es el objetivo de la modificación en el perfil alar caracterizada en este estudio. Según la EASA, la entrada en pérdida y la pérdida de Control en Vuelo (LOCI) consiguiente sigue siendo una de las causas más importantes de accidentes aéreos. [5] La pérdida tiene lugar cuando el ala es incapaz de generar suficiente sustentación como consecuencia del desprendimiento de flujo de aire (generalmente producido por un ángulo de ataque demasiado alto). [6] Conforme aumenta el ángulo de ataque, el punto de transición de capa límite laminar a turbulenta se desplaza hacia el borde de ataque, llegando a una situación donde el flujo se desprende en la parte delantera del ala y el coeficiente de sustentación cae repentinamente. En la **Figura 1.1** se representa y ejemplifica la evolución de la capa límite al aumentar el ángulo de ataque.

Existen diversos mecanismos para retrasar la entrada en pérdida. Entre los más conocidos se encuentran los generadores de vórtices, que impulsan el aire externo (con mayor energía que el que se encuentra en contacto inmediato al ala, debido a la ausencia de fricción) hacia la superficie del ala, reenergizando la capa límite y retrasando el desprendimiento. Otro dispositivo hipersustentador ampliamente utilizado para retrasar la pérdida son los slats, que canalizan hacia el extradós una corriente de alta velocidad. [7]

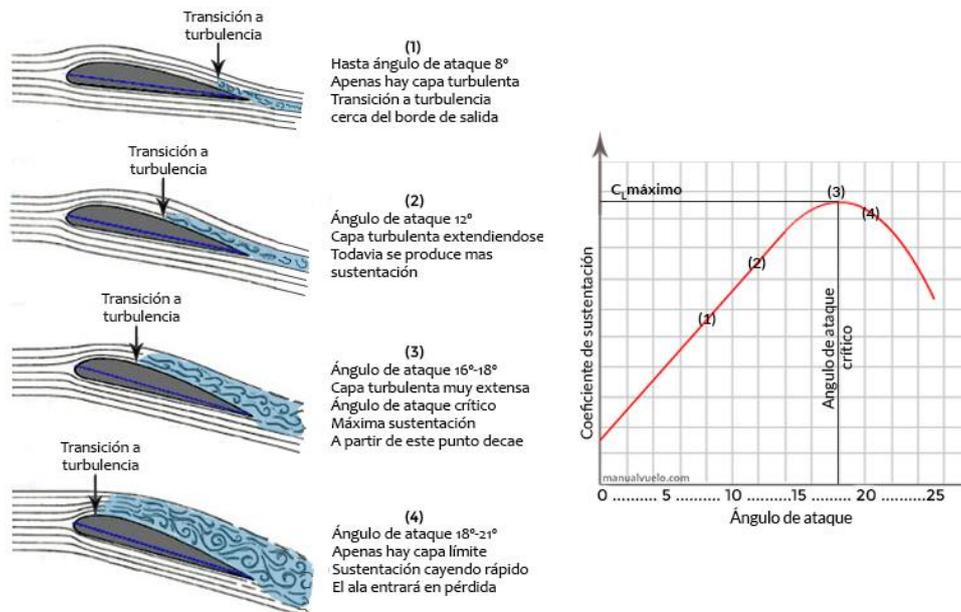


Figura 1.3. Evolución de la capa límite y entrada en pérdida.

A lo largo de la historia de la aviación, las inspiraciones para la investigación han sido diversas. Particularmente, la naturaleza ha sido una fuente inagotable de inspiración. Así, Leonardo Da Vinci trató de imitar el vuelo de las aves en sus esbozos de aeronaves e Igo Etrich trató de replicar el vuelo de las semillas de la liana de Borneo para estabilizar su planeador [8]. Se han estudiado alas que reproducían la forma de las aletas de las ballenas jorobadas [9, 10], se ha replicado la superficie de la piel de los tiburones (la cual reduce el arrastre) [11] e incluso Airbus llegó a fabricar el AlbatrossOne, cuyas alas imitaban la movilidad de las de los albatros. [12]

De la misma manera, la inspiración para este estudio procede del mundo animal. Más concretamente, la idea tiene su origen en las alas de los murciélagos y en las protuberancias longitudinales que estas presentan, las cuales se ha demostrado que retrasan la entrada en pérdida del ala. [13]

El vuelo de los murciélagos no se caracteriza por ser especialmente rápido, llegando a alcanzar velocidades de 96 km/h y altitudes de hasta 3000 m de altitud [14] (a modo de comparación, el halcón peregrino – considerado el ave más rápida – alcanza los 320 km/h). Sin embargo, la maniobrabilidad de que disponen los murciélagos durante el vuelo ha motivado gran cantidad de estudios, mayoritariamente realizados con la técnica de velocimetría por imagen de partículas (PIV). [15]

Los estudios han demostrado que la alta capacidad de maniobra de los murciélagos se debe en gran parte a su particular aleteo y fisionomía muscular [16], pero estas características se van a obviar al no tener ninguna relación con el objetivo del estudio. La característica de los murciélagos que resulta interesante en este caso es la creación de vórtices que se da en sus alas durante el vuelo. Dicho fenómeno se debe a la forma que presentan las alas, caracterizada por las protuberancias del pulgar y de los huesos. Estas protuberancias actúan como generadores de vórtices (**Figura 1.4**), los cuales mantienen el flujo adherido a altos ángulos de ataque. [13]

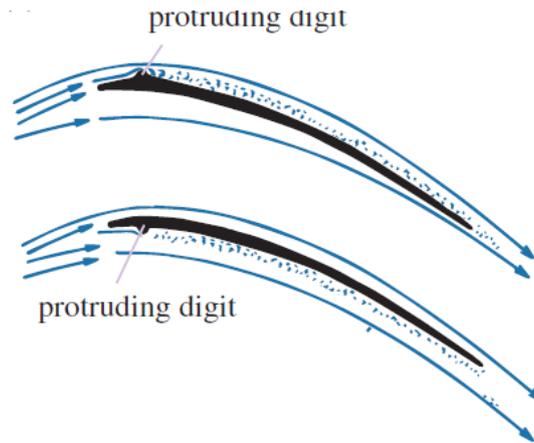


Figura 1.4. Líneas de corriente sobre las alas de los murciélagos.

1.1. Elección del perfil

Partiendo de la idea inicial (recrear los huesos protuberantes en forma radial de los murciélagos), se plantearon cuatro perfiles derivados. Se trató de idear formas simétricas, que pudiesen recrearse con una pequeña porción del ala o incluso con un perfil bidimensional. Finalmente se llegó a un perfil con hendiduras paralelas al borde de ataque, recreando el efecto de los huesos pero respetando a su vez la aerodinámica del perfil (*Figura 2.1.a*). A su vez se planteó introducir protuberancias adicionales en el perfil para potenciar la turbulencia (*Figura 2.1.b*). Siguiendo otra corriente de pensamiento, se ideó una recreación de los huesos con protuberancias y hendiduras paralelas a la cuerda (*Figura 2.1.c, 2.1.d*).

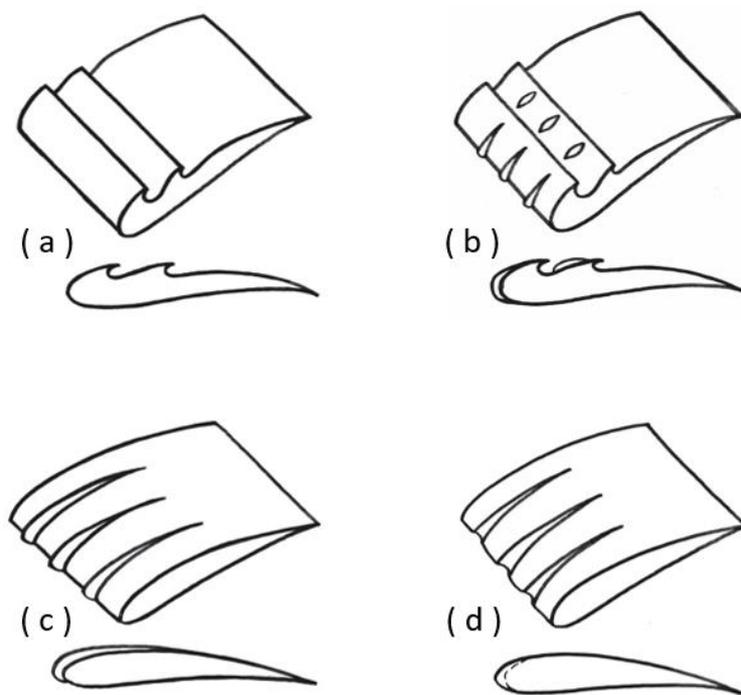


Figura 2.1. Resultados de la lluvia de ideas previa a la elección del perfil.

Una vez planteadas estas cuatro ideas iniciales, llegó el momento de decidir (de una forma teórica e hipotética) cuál de ellas era la óptima desde un punto de vista aerodinámico. En primer lugar, se descartaron las opciones con modificaciones paralelas a la cuerda (*c, d*) por su similitud con los estudios consultados [9] [10], siendo muy cercanas a las alas con protuberancias de Demetrio. También se obvió la segunda opción (*b*) por temor a que la turbulencia introducida fuese excesiva, adelantando la entrada en pérdida en lugar de atrasarla.

Así, se decidió continuar con la primera opción ((a), hendiduras paralelas al borde de ataque) por resultar la más novedosa y prometedora de entre las planteadas. La intención del estudio es comprobar si las hendiduras, al crear una zona de baja presión, son capaces de formar una recirculación que retrase la entrada en pérdida. Se optó por introducir una única hendidura como primera aproximación, dejando abierto un estudio con varias hendiduras paralelas en caso de que, efectivamente, ésta modificación retrasase la entrada en pérdida.

1.2. Objetivos y limitaciones del estudio

A lo largo del documento se va a detallar el proceso seguido para llevar a cabo un estudio de investigación con vistas a la mejora de las características de pérdida de pequeños vehículos aéreos no tripulados (UAVs). Se busca mejorar la capacidad de maniobra de éstas aeronaves teniendo en cuenta un vuelo bajo (250 m sobre el nivel del mar) a velocidad moderada (20, 30 y 40 m/s). Así, se busca crear un impacto en las aplicaciones en que trabajan drones de estas características: giros más drásticos podrían llevar a optimizar tareas como la pulverización de pesticidas sobre cultivos, la inspección aérea de infraestructuras como línea eléctricas o gaseoductos, la inmersión en ecosistemas boscosos para el control de la vida animal, la búsqueda urgente de personas extraviadas en zonas de difícil acceso o la filmación de tomas audiovisuales, entre otras.

Para retrasar la pérdida se propone introducir una ranura de forma circular en el extradós del perfil aerodinámico (el cual se ha supuesto con unas dimensiones tales que la cuerda mida 10 cm). A través de diversas simulaciones numéricas se pretende averiguar si la modificación mejora de forma perceptible las prestaciones del perfil Clark-Y, retrasando la pérdida sin tener un efecto demasiado drástico en la generación de sustentación ni en la eficiencia aerodinámica del ala. Se busca también determinar cómo afectan la dimensión y la localización de la hendidura en el comportamiento aerodinámico. Así, se analizarán perfiles que implementan la modificación a distintos porcentajes de la cuerda y construida con distintos radios.

De manera posterior al estudio CFD se llevará a cabo un experimento en túnel de viento que busca validar los datos obtenidos numéricamente. Se pretende medir las fuerzas aerodinámicas y la distribución de presiones sobre los perfiles estudiados, asegurando así la veracidad de los resultados obtenidos con el modelado numérico.

Sin embargo, cabe destacar ciertas limitaciones que acotan el campo de aplicación del estudio, así como otras que han impedido que se lleve a cabo de la manera más óptima.

Por una parte, los resultados obtenidos se encuentran limitados a pequeñas aeronaves volando a bajas velocidades y altitudes. Así, no podrán extrapolarse a aeronaves de gran tamaño (o cazas militares, en los que sería ventajoso retrasar la entrada en pérdida) sin un estudio previo que demuestre que el aumento de tamaño, velocidad y altitud de operación no afecta al comportamiento del perfil. Adicionalmente, la introducción de la ranura en el perfil puede encarecer perceptiblemente la construcción de las alas, por lo que sería necesario realizar un estudio en el que se analizase dicho aumento de precio para saber si realmente compensaría introducir la modificación en vehículos aéreos reales.

Hablando de las limitaciones que han afectado a la realización del estudio, podrían destacarse algunas refiriéndose a las condiciones personales e instalaciones disponibles:

- Conocimiento moderado de CFD, que impide que las simulaciones tengan la calidad que les daría un profesional con años de experiencia.
- Tiempo limitado para llevar a cabo el estudio. Habría sido conveniente comparar más perfiles o realizar más experimentos.
- Mala calidad de los modelos introducidos en túnel de viento por falta de acceso a una impresora 3D y del tiempo necesario para imprimir piezas más sofisticadas que el prototipo.
- Imposibilidad de acceder a todos los aparatos de medida del túnel de viento. Tuvo que abandonarse la idea de medir las fuerzas aerodinámicas sobre los perfiles.

2. Estado del arte

A continuación se va a desarrollar la investigación llevada a cabo hasta el momento relacionada con el estudio. Se divide este apartado en dos secciones: estudios de biomimética basados en murciélagos y perfiles modificados con desniveles longitudinales.

2.1. Biomimética basada en murciélagos

Cuando se habla del vuelo de los murciélagos como inspiración para diseño de aeronaves, el objetivo suele estar centrado en mejorar la maniobrabilidad de pequeños robots voladores o drones. La investigación ha tendido a diseñar alas móviles que tratan de imitar la morfología ósea y muscular de los murciélagos, siendo difícil encontrar referencias a mejoras realizadas a aeronaves de ala fija en este contexto. [13] Así, los avances realizados en este campo no se corresponden en gran medida con el objetivo del presente documento; sin embargo se van a incluir de manera breve por el interés que tiene el vuelo y la aerodinámica de los murciélagos para entender la motivación del estudio.

Alrededor del 90% de los robots aéreos bio-inspirados se basan en el vuelo de los insectos. [15] Sin embargo, estos dispositivos no son capaces de alcanzar la misma autonomía ni altitud que los drones basados en pájaros y murciélagos. Así, se trata de un campo con grandes expectativas de avance.

Las alas de los murciélagos son esencialmente distintas de las de la mayoría de los animales voladores debido al camino evolutivo de los mismos (a partir de mamíferos terrestres). Los huesos que los murciélagos presentan en sus alas se caracterizan por tener un diámetro considerablemente grande cerca del cuerpo y extremadamente pequeño en la punta de ala. [13] Ésta característica les proporciona un menor momento de inercia que a las aves. Respecto a los músculos que permiten cambiar la forma de las alas en vuelo, siguen representando un tema de investigación no desarrollado. Se han realizado estudios con electromiografía y sonomicrometría (entre otros), pero a pesar de los grandes avances realizados siguen existiendo gran cantidad de incógnitas en torno a cómo se realiza exactamente la conexión entre los distintos músculos alares para adaptar el vuelo a maniobras arriesgadas. [16]

Son diversos los dispositivos mecánicos y electrónicos que se han utilizado para tratar de imitar el movimiento corporal de los murciélagos. Entre ellos, se ha demostrado que los actuadores piezoeléctricos son capaces de alcanzar puntos de funcionamiento (giros muy cerrados) que son inalcanzables al utilizar motores y servomotores; sin embargo la utilización de los primeros está acotada a aeronaves muy pequeñas con poca autonomía. [17]

Las consideraciones acerca de la anatomía de los murciélagos se han incluido únicamente de forma anecdótica, con la intención de entender mejor a estos animales que han servido de inspiración para el estudio. Se hablará ahora de la característica de los murciélagos realmente relevante: su aerodinámica en vuelo. Esto es, se relacionará la forma de la membrana y los huesos alares con la manera en que el flujo de aire se comporta durante el vuelo.

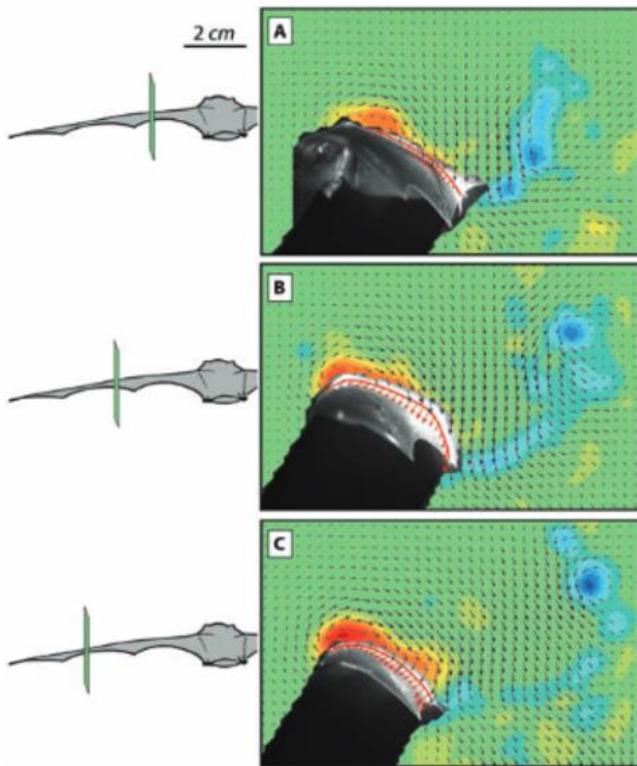


Figura 2.1.1. Campos de velocidad y vorticidad en torno al ala de un murciélago en vuelo lento. Localizaciones en la envergadura: 33% (a), 50% (b) y 65% (c).

el campo de velocidad a través de líneas vectoriales y el de vorticidad con una barra de colores, abarcando desde -1750 hasta $+1750 \text{ s}^{-1}$.

Antes del experimento, ya existían sospechas acerca de la utilización por parte de los murciélagos de torbellinos en borde de ataque (LEVs) para aumentar su sustentación. [16] Esta suposición se debía a que el coeficiente de sustentación de las alas de los murciélagos en vuelo lento obtenido en simulaciones estacionarias era mucho menor que el estimado para realizar los giros bruscos por que se caracterizan estos animales.

Observando la **Figura 2.1.1** puede entenderse por qué el experimento de Muijres et al. despejó cualquier duda acerca de la existencia de LEVs en las alas de los murciélagos. Puede verse cómo se forma un vórtice cerca del borde de ataque, siendo éste más importante cuanto más cerca se encuentra la punta del ala. Éste vórtice será el encargado de readherir el flujo a altos ángulos de ataque. De hecho, el ángulo de ataque medio del experimento (en 68 observaciones) es de $51^\circ \pm 19^\circ$, inclinación a la cual cualquier perfil aerodinámico comercial habría entrado en pérdida.

La piel membranosa de las alas es la característica que más afecta al vuelo de los murciélagos. Su naturaleza flexible permite que sea deformada pasivamente por las cargas aerodinámicas y activamente por las falanges de su quinto dedo. Esto les permite cambiar la curvatura del ala, generando más sustentación cuando es necesario para realizar maniobras arriesgadas. Además, los huesos protuberantes del ala actúan como generadores de turbulencia, ‘insuflando’ aire a altas velocidades en la capa límite y retrasando por tanto la entrada en pérdida en vuelo lento. Los pelos y las arrugas presentes en las alas ayudan también a retrasar la entrada en pérdida, aumentando la rugosidad del perfil e interactuando con la capa límite. [13]

En 2008, Muijres et al. [18] realizaron un estudio en túnel de viento donde caracterizaron los vórtices del ala de un murciélago de la especie *Glossophaga soricina* utilizando la técnica de velocimetría por imagen de partículas (PIV). El experimento se realizó a una velocidad de vuelo muy baja (1 m/s), alcanzando un Reynolds de aproximadamente 5000. Los resultados obtenidos para distintos perfiles del ala pueden verse en la **Figura 2.1.1**. En ella se representa

A día de hoy, la razón de la aparición más comúnmente aceptada es la protuberancia de los huesos cerca del borde de ataque. En concreto, estos vórtices son creados por el húmero, el radio y los dedos anteriores (H, R, DI y DII en la **Figura 2.1.2**). Sin embargo, el por qué los murciélagos son capaces de mantener los vórtices en acción a altos ángulos de ataque (sin que ‘explote’ la burbuja de recirculación) sigue siendo motivo de investigación.

Entre las aportaciones que la biomimética con base en los murciélagos ha hecho al campo de la aviación, es importante destacar la construcción de pequeños robots voladores articulados (catalogados como UAVs: vehículos aéreos no tripulados). Este es el caso del Bat Bot, construido por Ramezani et al. en 2016. Éste dron imita el esqueleto de un murciélago, recubierto por una membrana de silicona para construir las alas; siendo los movimientos de aleteo controlados por un microprocesador embarcado. El dispositivo fue posteriormente mejorado por los mismos autores en diversas fases que venían motivadas por los avances realizados en la investigación de la anatomía de los murciélagos. [20, 21]

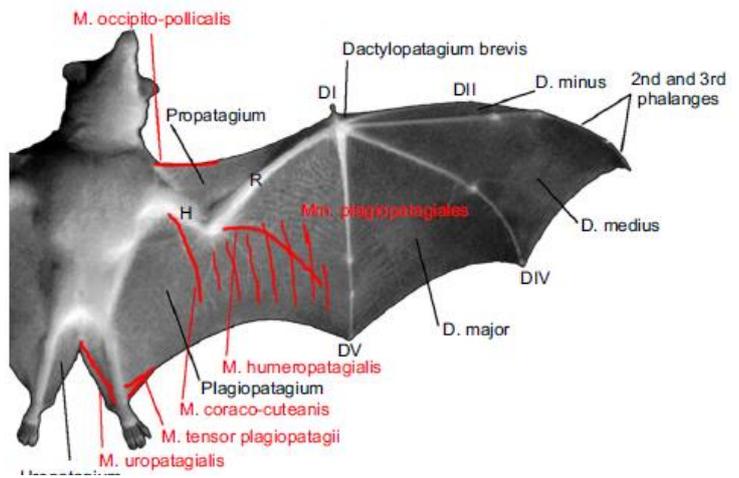


Figura 2.1.2. Morfología del ala de un murciélago. [16]

Analizando la anatomía de los murciélagos parece coherente introducir la hendidura en la parte delantera del perfil, de igual manera que los huesos protuberantes del mamífero se encuentran en la zona que correspondería al 10% anterior de la cuerda del perfil. Además, diversos estudios han demostrado los problemas que causa tratar de escalar características de animales pequeños (insectos, pájaros, murciélagos) a grandes aeronaves [13, 15], por lo que se ha decidido enfocar el estudio a la mejora de pequeñas aeronaves no tripuladas.

2.2. Perfiles modificados con desniveles longitudinales

No se ha encontrado investigación acerca de la configuración exacta que se va a estudiar (una hendidura circular en forma de ‘gancho’), pero existen dos modificaciones ampliamente extendidas que se asemejan mucho a ella. Se trata por una parte de la familia de perfiles escalonados Kline y Fogleman (KFm) y por otra de una modificación con forma de ranura semicircular.

Hablando de la familia de perfiles KFm, nacieron en el año 1964 cuando Kline y Fogleman crearon un avión de papel que incorporaba en el intradós de su perfil alar un escalón orientado hacia el borde de fuga y situado en el 50% de la cuerda. El escalón debía crear una zona de recirculación con baja presión que separaría intencionalmente el flujo y mejoraría la sustentación del perfil. Los creadores comprobaron inmediatamente que el prototipo era capaz de volar distancias más largas que aquellos con perfil estándar sin importar el viento ni la turbulencia del aire, tras lo cual la familia KFm adquirió gran popularidad. [22]

Inspirados por ello, Fertis et al. idearon en 1986 un perfil que incorporaba el escalón en el extradós [23], publicando en 1994 [24] los resultados experimentales de dicha modificación implementada en un perfil NACA 23012. Las pruebas se realizaron para un rango de número de Reynolds entre $1e+5$ y $5.5e+5$ y demostraron que el perfil retrasaba la pérdida para todas las velocidades de flujo ensayadas, aunque bajaba ligeramente el valor del coeficiente de sustentación del perfil. En la **Figura 2.2.1** se presentan las gráficas de coeficiente de sustentación obtenidas por Fertis et al. para Reynolds $3.4e+5$ (izquierda) y $4.7e+5$ (derecha). Se pueden ver las curvas correspondientes al perfil original y a dos perfiles con un escalón de profundidad igual a la mitad del grosor del perfil. El escalón empieza en ambos perfiles en el 50% de la cuerda y termina en el 75% de la misma o en el borde de fuga. En ambos casos se consigue retrasar la entrada en pérdida, siendo mayor el coeficiente de sustentación para el perfil en que el escalón termina al 75% de la cuerda.

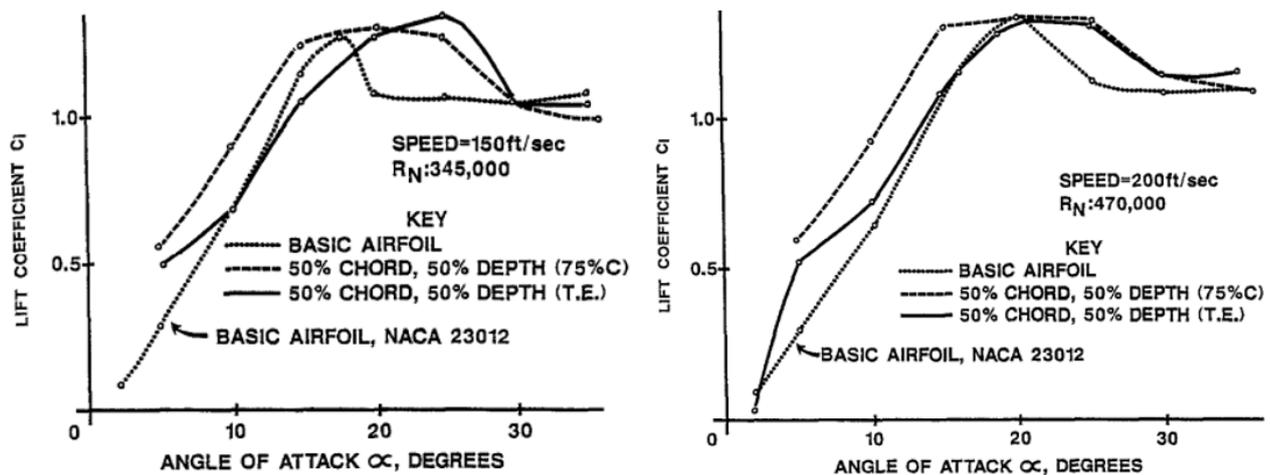


Figura 2.2.1. Curvas C_L vs α obtenidas por Fertis et al. para dos perfiles con escalón. Número de Reynolds igual a $3.45e+5$ (izquierda) y $4.7e+5$ (derecha).

La investigación de los perfiles Kfm ha continuado hasta la actualidad; siendo posible obtener resultados no solamente con experimentos en túnel de viento sino también con simulaciones numéricas de CFD. En el año 2009 Boroomand y Hosseinverdi simularon numéricamente las prestaciones de dos tipos de perfil escalonado: uno implementaba la modificación en el extradós y el otro en el intradós. [25] El perfil base elegido fue el NACA 2412 y las condiciones de flujo se adecuaron para obtener un Reynolds de $5.7e+6$. Su intención fue comprobar la influencia que tenían tres parámetros del escalón sobre las características aerodinámicas del perfil: la longitud y profundidad del escalón y la forma del mismo (transición más o menos suave). En la Figura 2.2.2 se presentan las curvas de coeficiente de sustentación que obtuvieron, correspondiendo las gráficas superiores a los perfiles con escalón en el extradós y las inferiores a aquellos perfiles en los que el escalón se encuentra en el intradós. Las curvas de las gráficas (a) y (b) representan un cambio en la longitud del escalón, las de (c) y (d) un aumento en la profundidad del mismo y las de (e) y (f) una variación en la suavidad con que el escalón termina. Estas variaciones se clarifican en los esquemas de perfiles presentados sobre cada columna.

De las gráficas se extraen varias conclusiones. En primer lugar, queda claro que introducir el escalón en el extradós empeora la sustentación del perfil a costa de retrasar la entrada en pérdida. Al escalonar el intradós del perfil se obtiene una sustentación mayor para todos los ángulos de ataque, pero no se ven influenciadas las características de barrena. Por otro lado y hablando únicamente de los perfiles con el extradós modificado, al aumentar la longitud del escalón ((a), $X_{s,u}/C$ más bajo) la pérdida se produce más tarde pero el descenso de la sustentación es más acusado. Lo mismo ocurre al aumentar la profundidad del escalón ((c), mayor $D_{s,u}/t$), aunque la influencia es menor que para el caso de la longitud. Por último, cuanto más suave es la transición escalón-perfil ((e), mayor $L_{s,u}/C$), se produce menor sustentación pero la pérdida se produce más tarde.

Cuando se modifica el extradós la sustentación del perfil se ve reducida como consecuencia de un menor grosor del perfil en la zona del escalón, lo que decelera el flujo en la zona del escalón y causa por tanto un aumento de presión en la zona posterior al mismo. Así, la diferencia de presiones entre extradós e intradós se ve reducida, haciendo que el perfil modificado sustente menos que el original. Al introducir la modificación en el lado del intradós se da el caso contrario, ya que al aumentar la presión del intradós aumenta también la diferencia de presiones entre ambas caras del perfil, potenciando la sustentación producida. Respecto a la influencia sobre la pérdida, el escalón crea una zona de recirculación justo tras él que aumenta la velocidad del aire y re-energiza la capa límite, retrasando por tanto la separación del flujo.

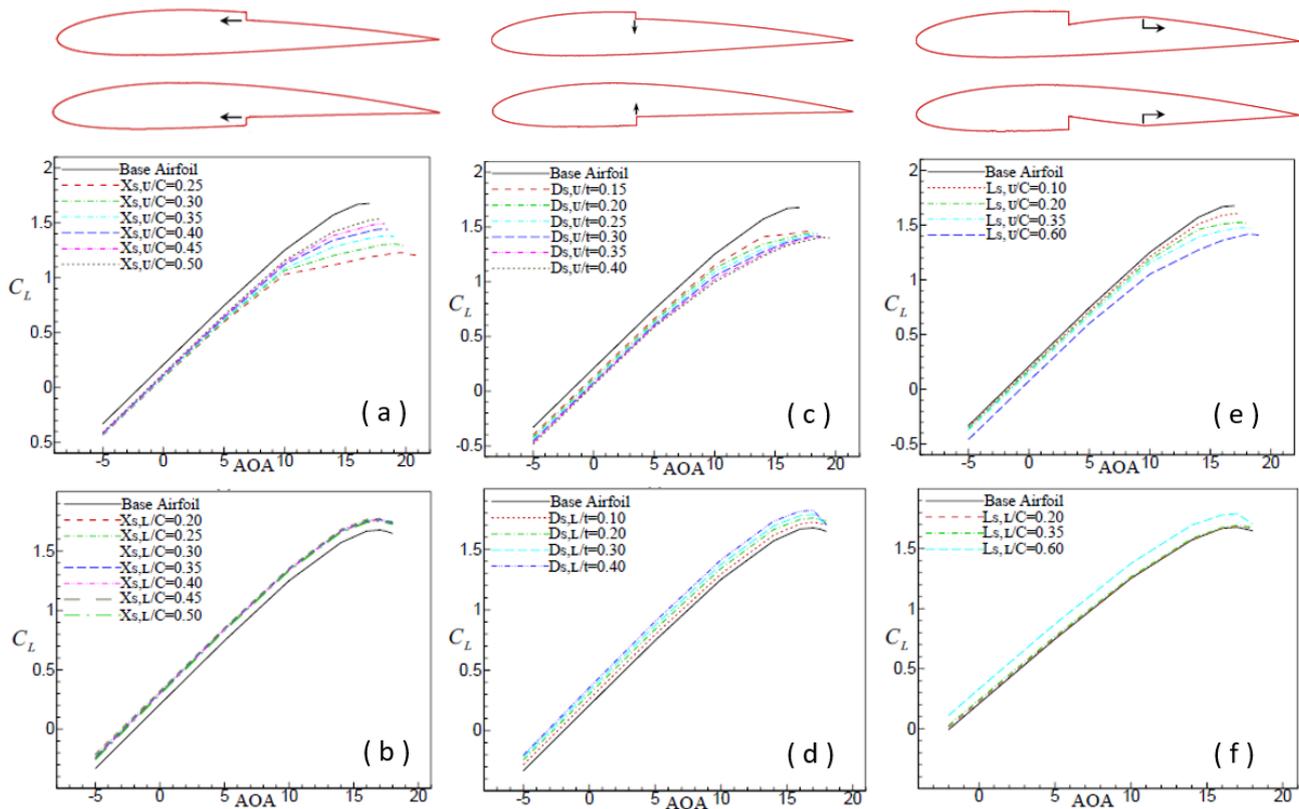


Figura 2.2.2. Curvas C_L vs α obtenidas por B. y H. para perfiles con extradós (gráficas superiores) e intradós (gráficas inferiores) modificado. Influencia de la longitud (a, b), la profundidad (c, d) y la forma (e, f) del escalón.

En 2016, Mishriky y Walsh realizaron otro estudio acerca de la influencia del escalón en un perfil NACA 2412 [26]. En su caso únicamente estudiaron la modificación sobre el extradós del perfil, a un Reynolds de $5.9e+6$. Las variables analizadas fueron la profundidad del escalón y el ángulo del mismo, fijando el desnivel en el 50% de la cuerda y extendiéndolo hasta el borde de fuga. Las simulaciones se llevaron a cabo con un ángulo de ataque constante de 2.5° , sin ser posible extraer nuevas conclusiones acerca de la influencia del escalón en la entrada en pérdida del perfil.

Sin embargo, sus resultados son interesantes para comprender mejor el impacto de la modificación. En la **Figura 2.2.3** se presenta el cambio producido en los coeficientes de sustentación (a) y de presión (b) en función de la profundidad del escalón y el impacto del ángulo del escalón sobre el coeficiente de presión (c). Como ya demostraron B. y H. [25], un aumento de la profundidad del escalón (mayor D_u/C) causa un descenso en la sustentación producida por el perfil (a). Puede verse en las curvas de coeficiente de presión (b) cómo una mayor profundidad aumenta la presión en la parte posterior del extradós. Demostraron también la poca influencia del ángulo con que se construya el desnivel (c), siendo las curvas de presión las mismas para un ángulo de -45° y uno de $+45^\circ$.

Tras analizar los experimentos realizados sobre la familia de perfiles KFM, pueden extraerse varias conclusiones útiles para el presente estudio. En primer lugar, queda claro que si la intención es retrasar la entrada en pérdida la hendidura debe introducirse en el extradós del perfil. En segundo, queda claro que el aumento de la longitud, la profundidad y la suavidad de la forma del escalón influyen positivamente en la pérdida. Sin embargo esta conclusión no puede extrapolarse a la hendidura en forma circular, ya que variar la configuración del desnivel podría variar también la influencia de estos factores. Únicamente se han encontrado resultados sólidos para flujos altamente turbulentos, lo cual deja abierta la cuestión de cómo se comportará el perfil a bajo número de Reynolds. De igual manera, tampoco se conoce cómo influirá una modificación introducida en la parte anterior del perfil (a menos de un 10% de la cuerda).

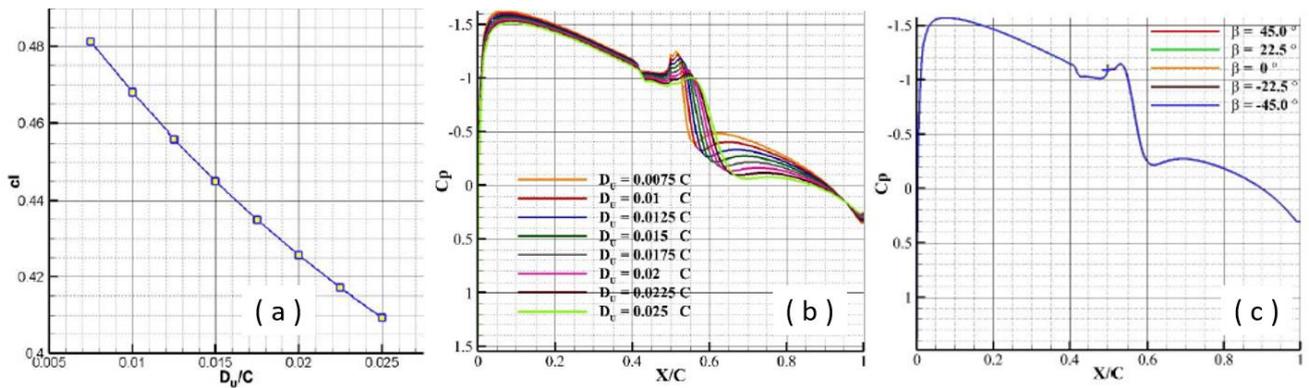


Figura 2.2.3. Resultados obtenidos por M. y W. Influencia de la profundidad sobre C_L (a) y C_P (b) y del ángulo sobre C_P (c).

La otra modificación del perfil analizada se asemeja más a la hendidura circular que se presenta en este estudio. Se trata de una ranura semicircular que se extiende a lo largo de toda la envergadura del ala. Es inmediato asimilar esta forma del perfil a las concavidades que presentan las pelotas de golf. Los hoyos que caracterizan a estas pelotas tienen una intención: crear turbulencia en torno a la superficie y retrasar así la separación del flujo (**Figura 2.2.4**). [27]

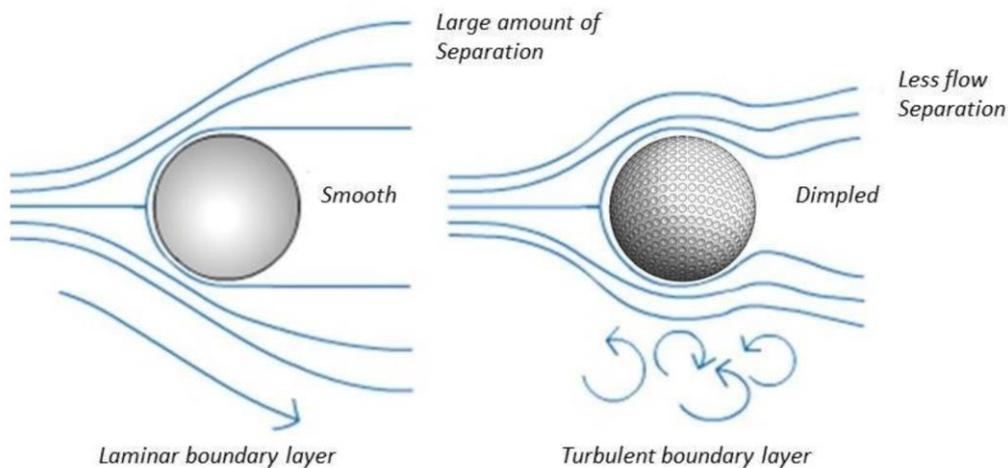


Figura 2.2.4. Flujo en torno a una pelota de golf con superficie lisa u horadada.

Tomando este principio como inspiración, Mustak y Uddin ensayaron en 2015 [28] dos modificaciones sobre el perfil NACA 4415 en túnel de viento. Las modificaciones consistían en una línea de protuberancias (**Figura 2.2.5 izquierda**) o de hoyos (**Figura 2.2.5 derecha**) situada aproximadamente en el 60% de la cuerda. Su experimento demostró que ambas configuraciones retrasaban la entrada en pérdida y aumentaban el coeficiente de sustentación del perfil, obteniéndose mejores resultados con el prototipo que incorporaba hoyos.



Figura 2.2.5. Perfiles ensayados por Mustak y Uddin.

Tras demostrarse el éxito de las concavidades en mejorar las condiciones de pérdida de los perfiles aerodinámicos, era cuestión de tiempo que se ensayasen perfiles modificados con ranuras. La forma de estos

perfiles facilita su simulación en CFD, ya que es posible simplificar el análisis realizándolo en dos dimensiones. En 2017, Saraf et al. realizaron simulaciones sobre un perfil ranurado a lo largo de la envergadura. [29] Compararon el efecto de la modificación según su localización en el perfil: al 10%, 25%, 50% y 75% de la cuerda. Sus resultados revelaron que únicamente la ranura localizada al 75% de la cuerda mejoraba las prestaciones del perfil, retrasando la entrada en pérdida y aumentando la sustentación.

Posteriormente, en el 2021, Venkatesh et al. realizaron un nuevo estudio numérico centrado en los perfiles ranurados. [30] Su objetivo era comparar la influencia de tres ranuras distintas: dos de 7 mm de radio localizadas al 25% y al 50% de la cuerda y una tercera de 3 mm de radio localizada al 10%. Las modificaciones se implementaron sobre un perfil NACA 0018 con un Reynolds característico de $1.019e+5$. Las curvas $C_L-\alpha$ y $C_D-\alpha$ obtenidas se presentan en la **Figura 2.2.6** junto a las del perfil estándar. Viendo las gráficas, puede concluirse que tanto la modificación de 7 mm al 50% de la cuerda como la de 3 mm al 10% de la misma permiten retrasar la entrada en pérdida del perfil manteniendo un menor coeficiente de resistencia (excepto por el caso de 7 mm 50% a un ángulo de ataque de 16°). La ranura de 7 mm al 25% de la cuerda no parece mejorar en absoluto las prestaciones del perfil, aunque la gráfica no llega a captar la entrada en pérdida del perfil original.

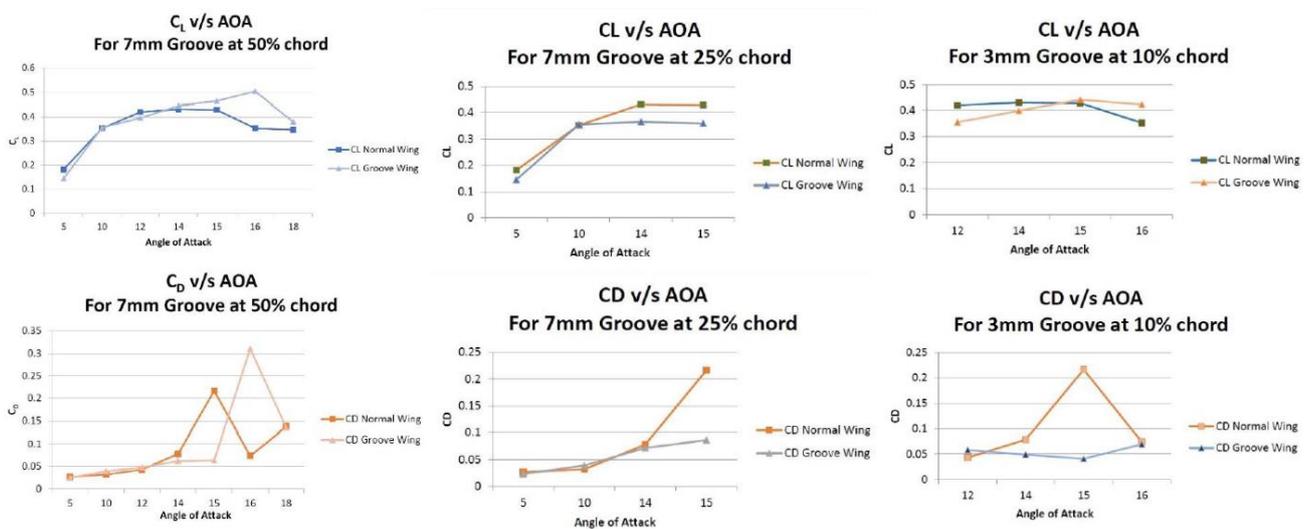


Figura 2.2.6. Curvas $C_L-\alpha$ y $C_D-\alpha$ obtenidas por Venkatesh et al. [30]

Al año siguiente, Almusawi et al. [31] también decidieron simular un perfil ranurado. En su estudio, el perfil base era un NACA 0012 y la hendidura semicircular tenía 1 mm de radio. Su objetivo era comprobar la localización en la que la modificación producía resultados óptimos. Para ello analizaron siete perfiles donde la ranura se localizaba desde el 7.5% de la cuerda (G1) hasta el 82.53% de la misma. El número de Reynolds considerado fue de $2.02e+5$. En la **Figura 2.2.7** se presentan los resultados que obtuvieron. Las curvas representan el aumento de los coeficientes de sustentación y de resistencia respecto a los del perfil base. La conclusión obtenida fue que el perfil con mejores prestaciones era el G6, correspondiente a una ranura localizada en el 65.07% de la cuerda. A Reynolds $2e+5$ el perfil NACA 0012 entra en pérdida a un ángulo de ataque de 12° [32], por lo que puede suponerse (aunque no asegurarse) que todos los perfiles simulados mejoran el comportamiento ante la pérdida.

Tras analizar los resultados de estos experimentos pueden extraerse varias conclusiones: en primer lugar, la influencia de una ranura semicircular sobre las características aerodinámicas de un perfil se ve optimizada al localizarse dicha ranura en la parte posterior de la cuerda (50%-75%). Además, según el estudio de Venkatesh et al. [30] parece que una ranura de mayor radio tendrá mejor comportamiento frente a la entrada en pérdida. Sin embargo no puede asegurarse que estas conclusiones sean válidas para una ranura circular debido a la variación en la forma. El presente estudio va a centrarse en las posiciones anteriores del perfil (antes del 10% de la cuerda) y en tamaños de ranurado pequeños (~ 1 mm), ya que la intención es imitar los huesos de los murciélagos.

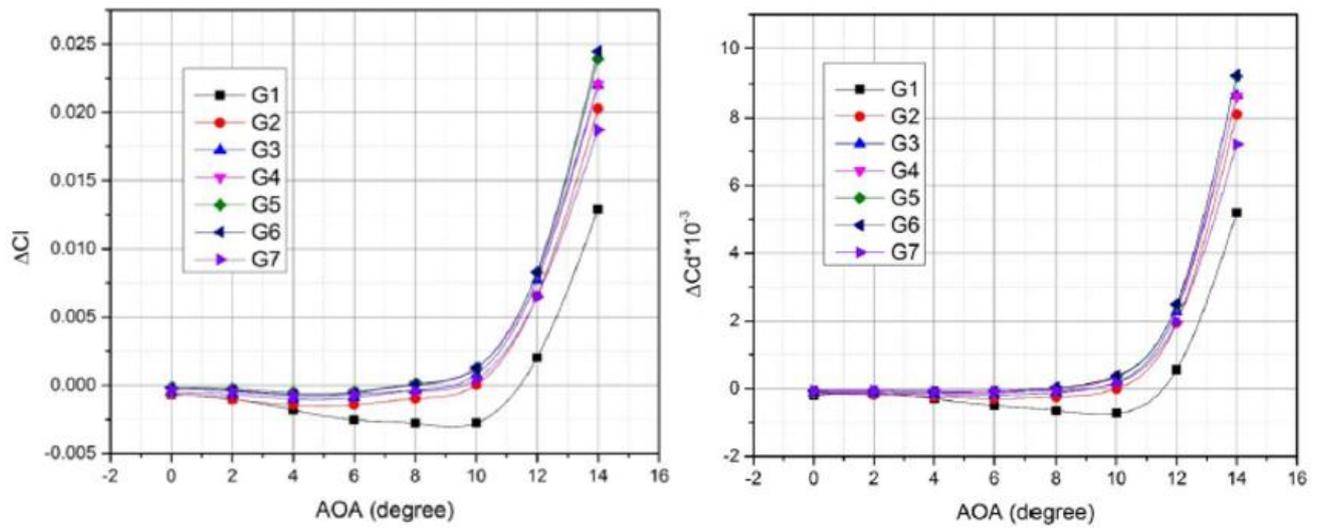


Figura 2.2.7. Resultados obtenidos por Almusawi et al. Diferencia de C_L (izquierda) y C_D (derecha) respecto al perfil base.

3. Diseño de los perfiles

En este apartado se darán detalles acerca del perfil base que se va a utilizar para el estudio, así como de las distintas modificaciones realizadas sobre él para construir las geometrías que se simularán posteriormente.

3.1. Caso base

Se ha decidido basar el análisis en el perfil Clark-Y. A partir de ahora éste será referido como caso base, estándar o convencional; refiriéndose a la configuración alar sin ningún tipo de modificación añadida. Se expone a continuación un breve resumen acerca de la historia y las características de este perfil.

3.2. Características del Clark-Y

El modelo de perfil Clark-Y fue diseñado en 1922 por Virginus E. Clark tomando como base la configuración del perfil alemán Goettingen 398. Ha sido ampliamente estudiado y utilizado a lo largo de la historia habiendo sobrevivido en activo hasta el día de hoy, 100 años más tarde. [33]

Se caracteriza por tener fondo plano en la parte anterior al 30% de la cuerda. Tiene un grosor máximo del 11.7% localizado en el 28% de la cuerda, alcanzando su máxima curvatura (del 3.4%) al 42% de la misma. En la **Figura 3.2.1** puede observarse el contorno del perfil Clark-Y utilizado para el estudio, obtenido de la base de datos *AirFoil Tools*. [34]

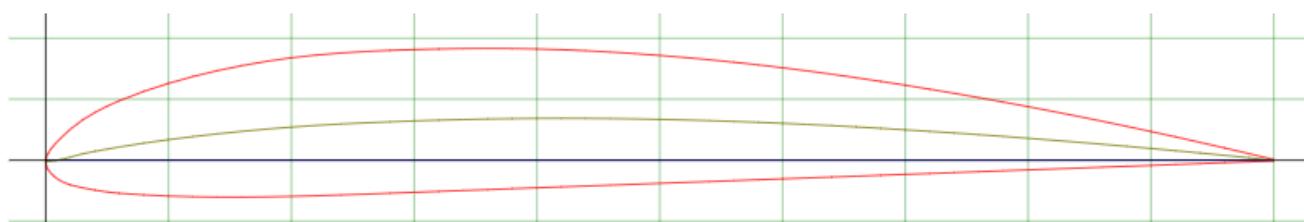


Figura 3.2.1. Esquema del perfil Clark-Y.

El perfil Clark-Y ha sido utilizado en diversas aeronaves de propósito general como el Lockheed Vega y el Spirit of St. Louis, pero a día de hoy ha caído en desuso para la construcción de aviones debido a la aparición de perfiles más modernos y óptimos. Sin embargo, su fondo casi plano facilita la construcción del ala y lo hace muy atractivo para el diseño de hélices, ya que permite medir de forma más sencilla los ángulos de las mismas. [35] Además, se caracteriza por una entrada en pérdida suave y tardía a números medios de Reynolds.

Karthik et al. [36] demostraron a través de simulaciones numéricas que el Clark-Y era uno de los perfiles más óptimos para diseñar UAVs de pequeño tamaño (con una cuerda de 15 cm) que volaban a bajas velocidades en torno a los 15 m/s. Se contrastaron la eficiencia aerodinámica y la entrada en pérdida de los perfiles NACA 0012, NACA 0015, NACA 4412, Clark-Y y S5010 y se determinó que el Clark-Y era el que arrojaba mayores beneficios teniendo en cuenta el peso en vacío del dron.

El perfil Clark-Y ha sido seleccionado para llevar a cabo el presente estudio teniendo en cuenta que se orienta a mejorar las características de entrada en pérdida de pequeñas aeronaves no tripuladas volando a velocidades relativamente bajas. Como beneficio añadido, un resultado positivo podría mejorar el diseño de la gran cantidad de autogiros y turbinas que incorporan el perfil Clark-Y en sus hélices.

3.3. Modelado en *SpaceClaim*

Una vez decidido el perfil que se va a tomar como base, es el momento de construir los distintos modelos que van a ser analizados. Para ello se ha hecho uso del software *SpaceClaim* de *Ansys*. Se divide el modelado en dos fases: la construcción de los perfiles bidimensionales que serán simulados y las alas tridimensionales que se introducirán en túnel de viento.

3.3.1. Perfiles bidimensionales (CFD)

En primer lugar se importa el perfil base, cuyas coordenadas han sido obtenidas de la base de datos *AirFoil Tools*. [34] A continuación debe construirse la ranura circular tal y como se muestra en la **Figura 3.3.1**. Los perfiles vienen definidos por dos características: el radio de la modificación (r) y la localización de la misma (L/c a partir de ahora). Todos los perfiles construidos tienen el mismo tamaño, definido por una cuerda de 100 mm. Las simulaciones van a llevarse a cabo suponiendo una simplificación bidimensional, por lo que no es necesario darles envergadura a los modelos.

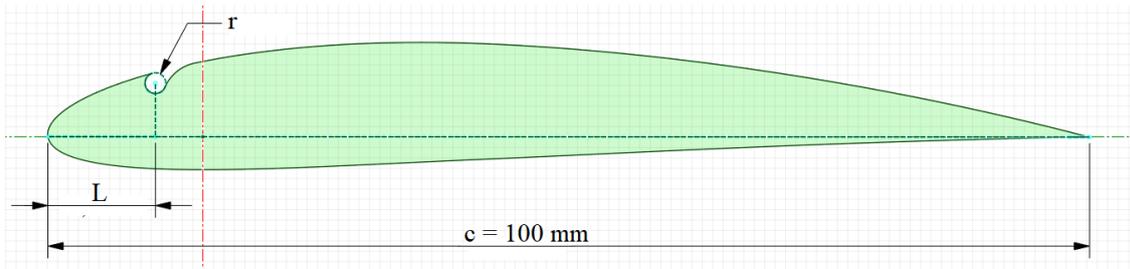


Figura 3.3.1. Dimensiones características de los perfiles modificados.

En la **Tabla 3.3.1**, se presentan las características (radio de la ranura y localización de la misma) de cada uno de los perfiles, a los cuales se hará referencia de ahora en adelante con el código especificado en la columna izquierda de la tabla. El caso base se corresponde con el código *P0*. Se ha decidido dilucidar en primer lugar cuál es la localización óptima para la ranura, construyendo una modificación de 1 mm de radio en seis porcentajes de la cuerda distintos (*P1-P6*). Tras asegurarse de que los mejores resultados se obtenían cuando se ranuraba el perfil a un 1% de la cuerda, se construyeron otros cuatro perfiles variando el radio de la hendidura (*P7-P10*).

Perfil	r [mm]	L/c [-]
P1	1.00	0.01
P2	1.00	0.03
P3	1.00	0.05
P4	1.00	0.10
P5	1.00	0.42
P6	1.00	0.70
P7	0.25	0.01
P8	0.50	0.01
P9	0.75	0.01
P10	1.50	0.01

Tabla 3.3.1. Definición de las dimensiones características de cada uno de los perfiles simulados.

3.3.2. Alas tridimensionales (túnel de viento)

La fase experimental tiene como objetivo validar los resultados obtenidos numéricamente, por lo que no se consideró necesario llevarla a cabo con todos los perfiles. Así, únicamente los modelos *P0*, *P2*, *P5* y *P6* pasaron a la siguiente fase de diseño y fueron posteriormente introducidos en el túnel de viento.

En la **Figura 3.3.2** se muestran a modo de ejemplo dos perspectivas del modelo *P5*, junto a una vista en planta donde se especifica la cuerda (100 mm) y envergadura (120 mm) de las alas. Estas dimensiones son impuestas por el tamaño del túnel de viento utilizado (500 x 500 x 1000 mm), evitando la interacción de las piezas con las paredes de la zona de medición. Se ha decidido evaluar no sólo las fuerzas aerodinámicas si no también la distribución de presión en el extradós de los modelos, para lo que es necesario introducir orificios en el mismo. Cada una de las alas construidas está conformada por dos piezas, correspondiendo cada una de ellas al extradós o al intradós del modelo.

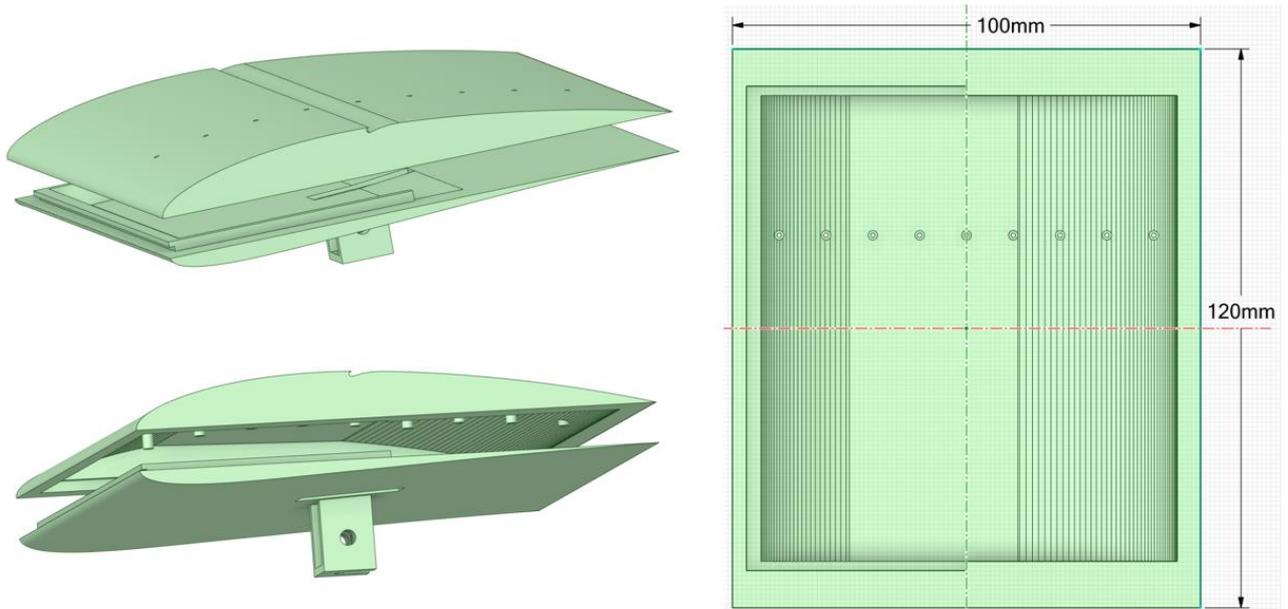


Figura 3.3.2. Vistas tridimensionales del ala *P5* (izquierda) y acotación de sus dimensiones (derecha).

4. Estudio CFD

En la presente sección se va a desglosar el estudio CFD llevado a cabo. Se comenzará con una introducción al CFD, comentando ligeramente la historia de su evolución y las fases que componen una simulación numérica. Se pasará a continuación a detallar el procedimiento seguido en este estudio y finalmente se expondrán los resultados obtenidos.

4.1. Introducción al CFD

La mecánica de fluidos computacional (CFD por sus siglas en inglés) se define como una rama de la mecánica de fluidos que hace uso del análisis numérico y la discretización espacial y temporal para analizar y resolver problemas que implican flujos fluidos. [37] Supone una herramienta increíblemente potente que permite predecir el comportamiento de los fluidos y optimizar diseños de ingeniería evitando la realización de experimentos complejos y ahorrando así grandes cantidades de dinero y tiempo a los investigadores.

En un análisis CFD, el flujo fluido y sus propiedades físicas son calculados basándose en ciertas condiciones operativas previamente definidas. Se utilizan modelos matemáticos y numéricos para predecir la física envuelta en el problema, tomando generalmente como base las ecuaciones de Navier-Stokes (N-S). Algunos de los términos de las ecuaciones permanecen constantes, pero dependiendo de lo que se busque calcular pueden despreciarse la mayoría de los términos (cambio de fase, intercambio de calor, etc). [38]

Es particularmente importante que las condiciones físicas que definen el problema sean definidas de manera precisa. Un buen modelado físico ahorra errores y divergencias en el cálculo, economizando el proceso y obteniendo mejores resultados.

Una de las mayores fortalezas del CFD es que puede ser utilizado para resolver cualquier tipo de problema que implique un flujo fluido, variando su fiabilidad en función de cómo de complejos sean los procesos físicos envueltos. Entre sus aplicaciones más comunes se encuentran el análisis de infraestructuras aeroespaciales, la simulación del clima, la aerodinámica de las construcciones, el funcionamiento de los órganos vitales o la caracterización de problemas de intercambio de calor, entre muchos otros.

La mecánica de fluidos computacional ofrece innumerables ventajas para las empresas de ingeniería e investigación, pero también es importante conocer las desventajas y limitaciones que presenta.

Entre las ventajas que ofrece (razón por la que se ha convertido en una herramienta utilizada ampliamente en todo los campos de la ciencia), las más destacables son: [39]

- Ahorro económico y de tiempo: permite caracterizar gran variedad de problemas sin la necesidad de construir prototipos ni llevar a cabo experimentos.
- Análisis detallado y personalizado: pueden simularse problemas que serían imposibles de caracterizar de forma experimental, con menor limitación en cuanto a la descripción de las condiciones físicas del flujo.
- Optimización: al ahorrar tiempo en la investigación, permite ensayar mayor cantidad de modificaciones y configuraciones de productos que se quiere optimizar.
- Simulación en condiciones extremas: se hace posible estudiar condiciones de flujo que implican entornos peligrosos para los investigadores o imposibles de recrear físicamente.

Por otra parte, también existen diversas desventajas asociadas a las simulaciones CFD que empeoran la calidad y rapidez de los estudios:

- Alto costo computacional: las simulaciones extremadamente complejas demandan muchos recursos computacionales, requiriendo de largos tiempos de procesado y de equipos informáticos altamente especializados.
- Dependencia de la malla: la gran influencia que la construcción de la malla tiene sobre los resultados obtenidos hace que se requiera de gran cantidad de trabajo humano para obtener una discretización precisa que no lleve a errores.
- Necesidad de validación: el modelado físico de magnitudes como la turbulencia o el intercambio de calor puede llevar a discrepancias con la realidad, lo que hace inevitable que todos los estudios CFD deban ser contrastados con datos experimentales.
- Complejidad técnica: se necesita de conocimientos avanzados para llevar a cabo una simulación de forma exitosa, con lo cual se hace necesario un personal altamente formado.

Finalmente, existen ciertas limitaciones asociadas al cálculo numérico que acotan su fiabilidad y aplicación en la industria:

- Modelado de la turbulencia: la naturaleza aleatoria de los flujos turbulentos hace que su modelado sea extremadamente complejo, introduciendo a menudo simplificaciones que llevan a errores.
- Simplificaciones físicas: a menudo se hace necesario desprestigiar ciertas cualidades del flujo, corriendo el riesgo de simplificar en exceso y perder precisión en el cálculo.
- Condiciones de contorno: definir de manera correcta los límites del dominio computacional es de una importancia excepcional para obtener buenos resultados, pero las condiciones del entorno no siempre son suficientemente conocidas.
- Escalabilidad: la simulación de grandes entornos aumenta exponencialmente el coste computacional, por lo que suele ser necesario realizar un escalado del problema.
- Estabilidad: una mala definición de la malla, las condiciones iniciales y de contorno o del modelado físico suele llevar a simulaciones inestables que no aportan ningún resultado claro.

4.1.2. Breve historia del CFD

Desde la antigüedad, la humanidad siempre ha buscado comprender y caracterizar los flujos fluidos que ocurrían a su alrededor: la corriente de un río, la desaceleración de un objeto contra el aire, los grandes fenómenos meteorológicos, etc. Así, la mecánica de fluidos ha estado siempre en desarrollo, pero la utilización se ha visto coartada desde su aparición por los grandes costos computacionales que supone. Los progresos más importantes en el software necesario no fueron posibles hasta que los equipos utilizados alcanzaron la potencia necesaria. Hasta ese momento, los ingenieros e investigadores centrados en este campo tuvieron que enfocarse en mejorar los métodos numéricos y matemáticos implicados para reducir el coste asociado a las simulaciones. [38]

No se va a entrar en detalles acerca de cómo se produjeron todos los avances en la mecánica de fluidos y en el CFD en sí, los cuales han llevado a la concepción que tenemos hoy en día del mismo. El recorrido por la evolución de la mecánica de fluidos computacional se va a limitar a nombrar algunos de los hitos más destacados a lo largo de la historia a modo de línea temporal:

- Antes de 1910: mejoras en modelos matemáticos y métodos numéricos.

- 1910 – 1940: integración de los métodos y modelos para generar soluciones numéricas basadas en cálculos manuales.
- 1940 – 1950: transición a cálculos por ordenador con los primeros computadores. Caracterización del flujo alrededor de un cilindro por Kawaguti en 1953. [40]
- 1950 – 1960: primer acercamiento al cálculo de flujos haciendo uso de las ecuaciones de Navier-Stokes en el Laboratorio Nacional Americano de Los Alamos. [37]. Primera implementación de flujo bidimensional, transitorio e incompresible. [41]
- 1960 – 1970: Hess y Smith publican en 1967 el primer *paper* científico acerca del análisis computacional de flujos 3D. [42] Se generan los códigos comerciales. Aparición de métodos como el modelo de turbulencia $k-\epsilon$, el enfoque Lagrangiano-Euleriano y el algoritmo SIMPLE. [41]
- 1970 – 1980: los códigos generados por Boeing y la NASA, entre otros, comienzan a ser utilizados para la simulación de submarinos, automóviles y aeronaves. [37, 41]
- 1980 – 1990: Jameson et. al. consiguen una mejora sustancial en las soluciones de flujos transónicos tridimensionales. Se extiende la utilización de los códigos comerciales. [43]
- 1990 – Presente: las mejoras en los equipos informáticos extienden el uso del CFD a todos los sectores.

Todavía es posible un gran desarrollo en el área del CFD. En el siglo XXI se dispone de gran variedad de herramientas de visualización, modelos y códigos que pueden revolucionar el entendimiento de flujos complejos reales.

A día de hoy, una de las áreas en las que más impacto está teniendo la utilización del CFD es en la investigación biomédica. La posibilidad de simular los fluidos corporales y el funcionamiento de los órganos proporciona visualizaciones exactas de cómo se desarrollan ciertas enfermedades o cómo reacciona el cuerpo ante estímulos externos.

Se está empezando también a simular flujos en entornos extremos como el espacio o las profundidades marinas, lo que proporciona un mayor conocimiento sobre cómo se comportará una nave una vez esté en el espacio; o sobre el desarrollo de tifones y tsunamis (posibilitando la evacuación de la población de forma previa a la ocurrencia de desastres naturales).

Es también importante el papel de la mecánica de fluidos computacional en la aerodinámica de vehículos, haciendo avances increíblemente rápidos en la eficiencia de las aeronaves y en las prestaciones de los automóviles de competición. [44]

4.1.3. Ecuaciones de gobierno

La estructura de los flujos se encuentra a día de hoy estrechamente definida por ciertas ecuaciones de gobierno basadas en la conservación de las propiedades de los fluidos. A través de estas ecuaciones se hace posible un modelado matemático de los flujos que permite obtener soluciones complejas haciendo uso del cálculo numérico. Las ecuaciones básicas son las tres leyes de conservación: [45, 46]

1. Conservación de la masa: ecuación de continuidad.
2. Conservación del momento: segunda ley de Newton / ecuaciones de Navier-Stokes.
3. Conservación de la energía: primera ley de la termodinámica.

En una primera aproximación, estos principios fundamentales establecen que la masa, el momento y la energía deben conservarse dentro de un volumen de control cerrado.

El análisis de los modelos matemáticos tiene como objetivo encontrar el valor de las tres incógnitas principales: la velocidad \vec{v} , la presión p y la temperatura T . La forma final de las ecuaciones de conservación incluye otras cuatro variables: la densidad ρ , la entalpía h , la viscosidad μ y la conductividad térmica k .

Los cálculos numéricos se basan en la intención de conocer \vec{v} , p y T en cada punto del dominio computacional. Estos cálculos pueden basarse en dos enfoques: Lagrangiano o Euleriano. La descripción Lagrangiana de un flujo se basa en la teoría de rastrear una partícula fluida lo bastante grande como para detectar las magnitudes de interés. Se examinan las coordenadas iniciales y finales de dicha partícula. Por otra parte, el enfoque Euleriano no se centra en ninguna partícula en particular, sino que entiende el campo de velocidades como una función del espacio y del tiempo, analizando el flujo dentro de un volumen de control.

Se pasa a continuación a analizar en profundidad cada una de las ecuaciones que definen los flujos fluidos.

4.1.3.1. Ecuación de continuidad

La ecuación de conservación de la masa se define como:

$$\frac{D\rho}{Dt} + \rho(\nabla \cdot \vec{v}) = 0 \quad (1)$$

Donde ρ es la densidad, \vec{v} la velocidad y ∇ el operador de gradiente. Si se trabaja con un flujo incompresible, es decir, de densidad constante, la ecuación se convierte en:

$$\nabla \cdot \vec{v} = \frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} + \frac{\partial w}{\partial z} = 0 \quad (2)$$

4.1.3.2. Ecuaciones de Navier-Stokes

Desarrolladas de forma simultánea por Claude-Louis Navier y por Sir George Gabriel Stokes, vienen definidas por la *Ecuación 3*.

$$\underbrace{\frac{\partial}{\partial t}(\rho\vec{v})}_I + \underbrace{\nabla \cdot (\rho\vec{v}\vec{v})}_{II} = \underbrace{-\nabla p}_{III} + \underbrace{\nabla \cdot (\bar{\tau})}_{IV} + \underbrace{\rho\vec{g}}_V \quad (3)$$

Donde p corresponde a la presión estática, $\bar{\tau}$ al tensor de esfuerzos viscosos y $\rho\vec{g}$ a la fuerza gravitacional por unidad de volumen. Cada uno de los términos de la ecuación responde a un fenómeno físico diferente, correspondiendo a:

I: término transitorio local

II: término convectivo

III: término de tensión superficial

IV: término difusivo

V: fuerzas másicas.

4.1.3.3. Primera ley de la termodinámica

También conocida como la ecuación de conservación de la energía, establece que la suma del trabajo y del calor añadidos a un sistema debe ser igual al incremento de energía del mismo. Existen diversas formas de expresarla (en función de la entropía, de la entalpía, etc.), pero a continuación se presenta una de las más comunes:

$$\rho \left[\underbrace{\frac{\partial h}{\partial t}}_I + \underbrace{\nabla \cdot (h\vec{v})}_{II} \right] = - \underbrace{\frac{\partial p}{\partial t}}_{III} + \underbrace{\nabla \cdot (k\nabla T)}_{IV} + \underbrace{\Phi}_V \quad (4)$$

De igual manera que para la ecuación de Navier-Stokes, cada uno de sus términos suele identificarse con un fenómeno físico concreto:

- I: término transitorio local
- II: término convectivo
- III: trabajo ejercido por la presión
- IV: flujo calorífico
- V: término fuente.

4.2. Metodología de una simulación CFD

A la hora de llevar a cabo una simulación CFD, existen ciertas fases que definen el proceso. Seguir un diagrama de flujo como el presentado en la **Figura 4.1.1** [9] evita olvidarse de ciertas consideraciones que repercutirían de manera negativa en el resultado final.

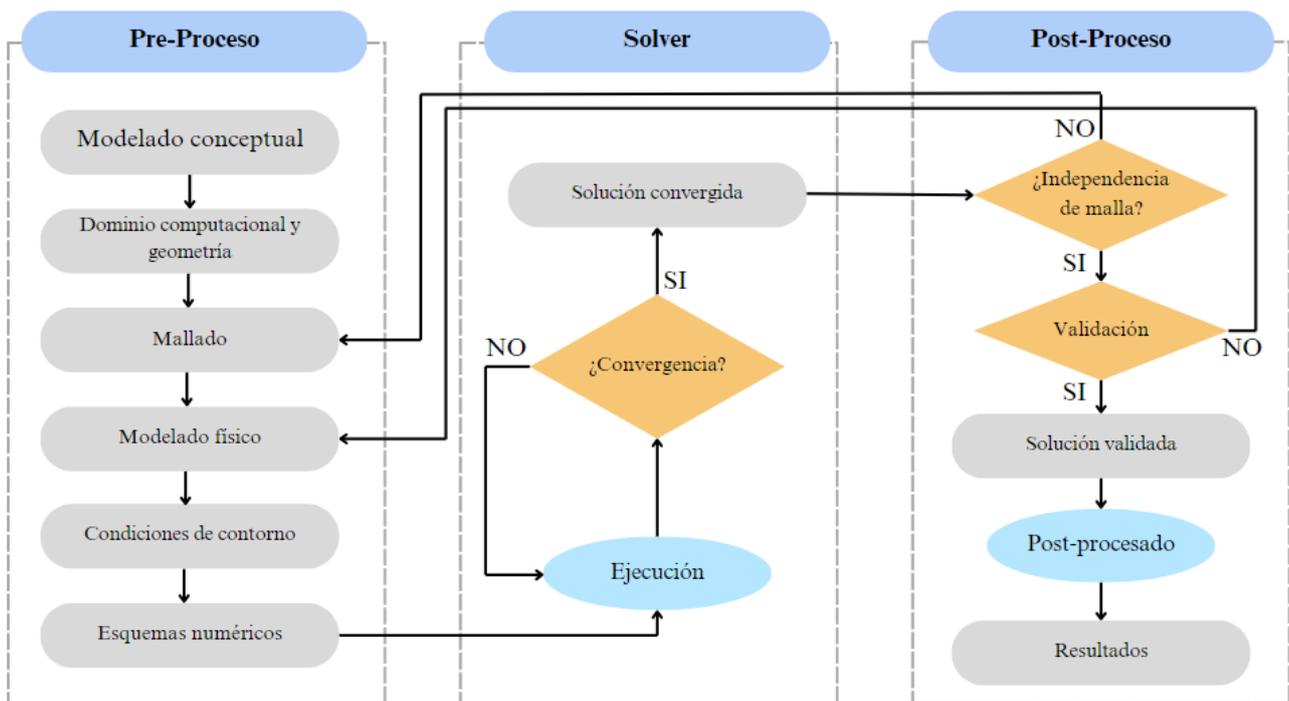


Figura 4.1.1. Diagrama de flujo de una simulación CFD.

Generalmente, el proceso de una simulación numérica se define en tres fases generales:

1. Pre-Procesado: se identifica el flujo que se pretende estudiar, se modela físicamente y se discretiza espacialmente (mallado) para facilitar el posterior cálculo de las propiedades en cada una de las celdas. Se definen las condiciones de contorno del dominio computacional y se seleccionan los esquemas numéricos con que se resolverá el flujo.
2. Solver: se ejecuta la simulación hasta alcanzar ciertos criterios de convergencia.
3. Post-Procesado: se realiza un estudio de independencia de malla para asegurar que la simulación no depende de la cantidad de celdas considerada, se validan los resultados obtenidos con datos experimentales y se obtienen las visualizaciones necesarias para el entendimiento del flujo.

Es necesario definir previamente los objetivos del estudio para conocer de antemano aspectos vitales como cuales son las magnitudes físicas de mayor interés, cuál es la precisión requerida o cuál es el enfoque más adecuado.

4.2.1. Pre-proceso

El pre-proceso resulta de vital importancia para la convergencia de la simulación. Un mal modelado físico o una malla mal generada pueden llevar a la divergencia del caso o a cometer errores muy graves durante el cálculo de los resultados. La fase previa a la ejecución está compuesta por varias fases, que se detallan a continuación.

4.2.1.1. Generación de la geometría

El primer paso de toda simulación es importar o generar la geometría que quiere analizarse. Si la geometría ha sido importada o escaneada desde un prototipo real, es importante llevar a cabo una fase de ‘*Clean-Up*’ en el que se eliminen todos los detalles que no afecten ni contribuyan de forma significativa al comportamiento del flujo (por ejemplo, tornillos o inscripciones en las piezas). [47]

Es también importante repasar la superficie que compone la geometría para asegurarse de que no existen errores que lleven a la divergencia del caso. Los errores superficiales más típicos son agujeros, caras que se atraviesan entre sí o partes de la geometría que se han desplazado de forma indeseada durante la importación.

Una vez el cuerpo se encuentra lo más simplificado posible y se han limpiado todas las impurezas de su superficie, es el momento de construir el dominio computacional. Para un código de CFD, el volumen de la geometría mallada se corresponde con el volumen que estará ocupado por el fluido durante la simulación. Así, pueden distinguirse dos tipos de problemas: flujo interno y externo.

Si se trabaja con flujo interno, la geometría construida debe representar las paredes que encierran el fluido. El volumen de trabajo se obtiene realizando una extracción de volumen interno sobre la geometría.

Por otra parte, al trabajar con flujo externo es necesario construir un volumen que envuelva la geometría sobre la que se moverá el fluido. Posteriormente, el cuerpo que se quiere analizar debe ser ‘recortado’ del dominio computacional, para que el código sepa que en esa zona no debe haber fluido. Se busca construir un dominio lo suficientemente grande para evitar la interacción del flujo con sus paredes (que posteriormente serán definidas como condiciones de contorno); esto es, posibilitar un flujo completamente desarrollado en el interior del dominio.

La experiencia y la prueba y error (ejecutar una simulación para comprobar si el desarrollo del flujo alcanza los límites del dominio, en tal caso ampliar el mismo) marcan el tamaño correcto del volumen fluido a considerar, pero existen ciertas pautas de referencia en la literatura que proporcionan una primera aproximación para flujo externo. [48, 49] Generalmente, se deja el espacio de 5 cuerdas aguas arriba del perfil, entre 5 y 20 cuerdas aguas abajo del mismo, unas 5 cuerdas hasta las paredes superior e inferior y al menos 2 envergaduras a cada uno de los lados del perfil.

4.2.1.2. Mallado

La generación de la malla es una fase crucial en el desarrollo de una simulación CFD. Consiste en dividir el dominio físico en un número finito de regiones (celdas), en cada una de las cuales se resolverán las ecuaciones de gobierno obteniendo la resolución numérica del flujo.

Es crítico generar una malla adecuada, ya que un refinamiento excesivo aumenta innecesariamente el coste computacional de la solución pero una malla demasiado gruesa no permite calcular los resultados con precisión. Si a esto se le añade la dificultad de discretizar geometrías complejas sin causar defectos en la malla, es fácil entender por qué se trata de la fase que más horas de recursos humanos consume.

Existen diversos tipos de malla, en función de la organización de la misma y de la forma que presentan los elementos que la componen. En la **Figura 4.1.2** puede verse un esquema en el que se recogen los diferentes tipos de malla. [47]

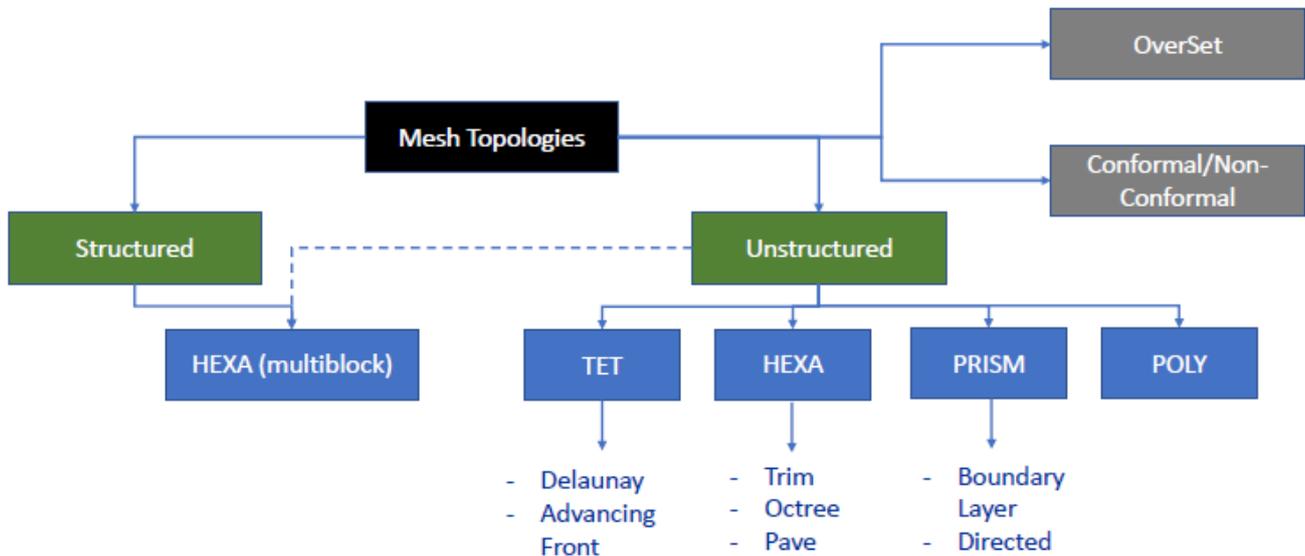


Figura 4.1.2. Clasificación de los diferentes tipos de malla.

- **Malla estructurada:** en ella, cada celda del dominio está conectada al mismo número de celdas contiguas, que suelen nombrarse con subíndices $[i, j, k]$. Puede construirse con rectángulos (2D) o hexaedros (3D). Resulta una estructura demasiado rígida para ser utilizada en geometrías complejas, pero cuando es posible utilizarla se obtiene mejor convergencia y precisión que con las mallas no estructuradas. Cuando la geometría es compleja, suele hacerse uso de la estrategia de mado multibloque, que consiste en dividir el dominio en varias regiones y malar cada una de ellas por separado.
- **Malla no estructurada:** la conectividad entre celdas no es trivial y debe ser definida para cada una de manera individual. Puede construirse con todo tipo de elementos: tetraedros, hexaedros, prismas o poliedros. Su generación es automática y sencilla, con facilidad para adaptarse a geometrías complicadas. Sin embargo, es necesario invertir muchos más recursos computacionales para obtener la misma precisión que con una malla estructurada. Existen diversas estrategias como la triangulación de Delaunay, la malla ‘recortada’ o la ‘extruida’, entre otras.

4.2.1.3. Modelado físico

Uno de los aspectos clave al configurar una simulación de mecánica de fluidos computacional es considerar los diversos fenómenos físicos que puedan ocurrir, así como las propiedades del fluido.

En primer lugar, es necesario especificar el material con el que se trabaja, ya que puede tratarse de un líquido, gas o sólido. También se debe decidir si la simulación será en dos dimensiones (2D) o tres dimensiones (3D). Posteriormente, los dos modelos más importantes a seleccionar son la ecuación de estado y el modelo de turbulencia: [50]

- **Compresibilidad:** para números de Mach menores de 0.3, se suele suponer que el flujo es incompresible (densidad constante). Para números de Mach superiores, se debe definir una ecuación de estado. Si se trabaja con un gas, debe diferenciarse si se trata de un gas ideal.

- Gas ideal: modelo exclusivo para gases que sigue la ley de los gases ideales, expresando la densidad en función de la temperatura y la presión (*Ecuación 5*).

$$\rho = \frac{p}{RT} \quad (5)$$

Donde R corresponde a la constante universal de los gases ideales.

- Gas real: considera efectos no ideales como compresibilidad, calor específico variable y fuerzas de van der Waals, entre otros.
- Modelo de turbulencia: A pesar de los avances, los conocimientos sobre turbulencia siguen siendo limitados, y la selección del modelo adecuado a menudo depende de la bibliografía o estudios de independencia del modelo. Debido a esta incertidumbre, se han desarrollado modelos computacionales que resuelven la turbulencia mediante simplificaciones: [51, 52]
 - Simulación Numérica Directa (DNS): el modelo más preciso, ya que resuelve directamente las ecuaciones de Navier-Stokes sin más simplificaciones que las discretizaciones numéricas. Sin embargo, requiere un elevado número de celdas, lo que demanda una malla muy densa.
 - Simulación de Grandes Vórtices (LES): filtra las ecuaciones de Navier-Stokes, resolviendo las grandes escalas (grandes vórtices) y utilizando modelos aproximados para las pequeñas escalas.
 - Promediado de Reynolds de las Ecuaciones de Navier-Stokes (RANS): modela todas las escalas de la turbulencia mediante el promediado de las ecuaciones del flujo. Este promediado genera términos adicionales que requieren otras ecuaciones para cerrar el problema. La principal dificultad radica en determinar las ecuaciones que resuelvan el tensor de tensiones (τ_{ij}), que depende del coeficiente de viscosidad dinámica (μ_t) a través de la *Ecuación 6*:

$$\tau_{ij} = \mu_t \left(2S_{ij} - \frac{2}{3} \delta_{ij} \nabla \cdot \mathbf{u} \right) \quad (6)$$

Existen diferentes modelos RANS que buscan obtener el coeficiente de viscosidad dinámica para resolver el problema. Entre los más conocidos están:

- Spalart-Allmaras: modelo de una única ecuación, desarrollado principalmente para flujos aerodinámicos subsónicos alrededor de alas. Proporciona buenos resultados en regiones dominadas por la vorticidad.
- Modelo $k-\epsilon$: modelo de dos ecuaciones que incluye ecuaciones adicionales para la energía cinética turbulenta (k) y la disipación turbulenta (ϵ). Es útil en flujos con capas límite y pequeños gradientes de presión adversos.
- Modelo $k-\omega$: también de dos ecuaciones, incluye transporte de energía cinética turbulenta (k) y disipación turbulenta específica (ω). A diferencia del $k-\epsilon$, es más preciso ante grandes gradientes de presión adversos, aunque su mayor inconveniente es su sensibilidad al valor de ω en el flujo libre.

- Modelo $k-\omega$ SST: combina los mejores comportamientos de los modelos $k-\epsilon$ y $k-\omega$. Se hace uso del modelo $k-\omega$ en las zonas más cercanas a la pared, en la parte interior de la capa límite. Sin embargo, se cambia a una formulación $k-\epsilon$ cuando se trata con corriente libre.

El uso de los modelos RANS es común en ingeniería debido a que ofrecen resultados aceptables con un costo computacional más bajo en comparación con otros modelos como DNS o LES.

4.2.1.4. Condiciones de contorno

Las condiciones de contorno definen cómo un sistema interactúa con su entorno. En esencia, su función es trasladar la influencia del "mundo externo" al área de simulación. Según Babak Gholami en su blog [53], a nivel teórico, las condiciones de contorno pueden entenderse como restricciones que se aplican a las ecuaciones que rigen el sistema.

En general, las condiciones de contorno se pueden clasificar en tres tipos principales:

- Condición de Dirichlet: también llamada condición fija, se utiliza para imponer un valor específico a una variable en el contorno. Un ejemplo común es la condición de no deslizamiento (no-slip), en la que se establece que la velocidad es cero, lo que convierte a esta en una condición de Dirichlet.
- Condición de Neumann: en lugar de imponer un valor concreto a la variable, aquí se fija el valor de su derivada en el contorno. Esto es útil cuando se requiere establecer una tasa de cambio de una variable, como en el caso de un flujo completamente desarrollado en una salida, donde se estipula que el gradiente de las variables de flujo debe ser nulo.
- Condición de Robin: es una combinación de las dos anteriores, ya que impone tanto el valor de la variable como el de su derivada en el contorno. Esta condición es más compleja que las de Dirichlet y Neumann.

Para cada superficie del dominio de simulación, es necesario seleccionar la condición de contorno más adecuada para el problema en cuestión. En los programas de mecánica de fluidos computacional, las condiciones de contorno más habituales son las siguientes:

- Entrada/salida de velocidad (*Velocity inlet/outlet*): establece el gradiente de presión a cero y fija el valor de la velocidad del flujo en las entradas o salidas del dominio. En un flujo incompresible no es necesario especificar la temperatura, pero en un flujo compresible, sí debe indicarse su valor.
- Entrada/salida de presión (*Pressure inlet/outlet*): fija el valor de la presión en las entradas o salidas. Suele combinarse con la condición de entrada o salida de velocidad. Por ejemplo, si en la entrada se utiliza una condición de velocidad, en la salida se puede aplicar una condición de presión, y viceversa.
- *Wall*: utilizada para superficies sólidas. Su característica principal es que el fluido no puede atravesar la pared. En el caso de paredes no porosas, la velocidad normal del fluido será cero. Además, si el flujo es viscoso, la velocidad tangencial también será nula, lo que se conoce como una "pared de no deslizamiento". Existen otras variantes, como la moving wall, donde la superficie está en movimiento y es necesario especificar la velocidad tangencial, o la pared con deslizamiento (slip), que simula una superficie sin fricción, permitiendo el movimiento del fluido tangencialmente sin resistencia.

- *Simmetry*: se aplica cuando la geometría del problema y el comportamiento del flujo presentan una simetría especular. Aquí, se impone que la componente normal de todas las variables sea nula. La ventaja de usar condiciones de simetría es que permiten reducir el dominio de cálculo a la mitad, lo que disminuye considerablemente el número de celdas en la simulación y, por lo tanto, el costo computacional.
- *Free-Stream*: según el manual de usuario de Star CCM+, esta condición de contorno se utiliza para modelar una burbuja de fluido alrededor de un objeto sólido. Se aplica principalmente en áreas distantes al objeto y se utiliza en simulaciones donde se ha seleccionado el modelo de gas ideal. Esta condición es particularmente útil en simulaciones aerodinámicas, donde se desea representar el flujo libre lejos del cuerpo.
- *Mass Flow Inlet*: para fijar el flujo másico en una entrada.
- *Stagnation Inlet*: establece una condición de estancamiento, donde la velocidad del flujo es cero en la entrada.
- *Flow Split Outlet*: controla cómo se divide el flujo entre varias salidas del dominio.

4.3. Metodología aplicada a este estudio

Una vez repasado el proceso que implica una simulación numérica, se va a pasar a exponer la metodología concreta aplicada a este estudio. Posteriormente se presentarán los resultados obtenidos tras evaluar las simulaciones haciendo uso del software *StarCCM+*.

4.3.1. Dominio computacional S

Una vez construidos los perfiles aerodinámicos que se van a simular (caracterizados por una cuerda de 10 cm), es la hora de modelar el entorno fluido en que se localizarán los mismos. Se ha decidido hacer uso de un dominio de tipo C, presentado en la **Figura 4.3.1**. El centro del semicírculo se hace coincidir con el borde de fuga del perfil. Ésta forma permite ahorrar esfuerzo computacional frente a un dominio rectangular debido a la reducción del área de mallado.

Las dimensiones del dominio deben evitar cualquier interacción del flujo con los límites del mismo. La decisión se ha basado en la literatura existente [9, 31, 53] y en la observación de la estela creada por el perfil simulado a altos ángulos de ataque. Finalmente, se ha dimensionado el entorno fijando:

- 15 cuerdas desde el borde de fuga hasta los bordes superior e inferior.
- 15 cuerdas desde el borde de fuga hasta la zona de entrada del flujo (*inlet*).
- 30 cuerdas desde el borde de fuga hasta la zona de salida del flujo (*outlet*).

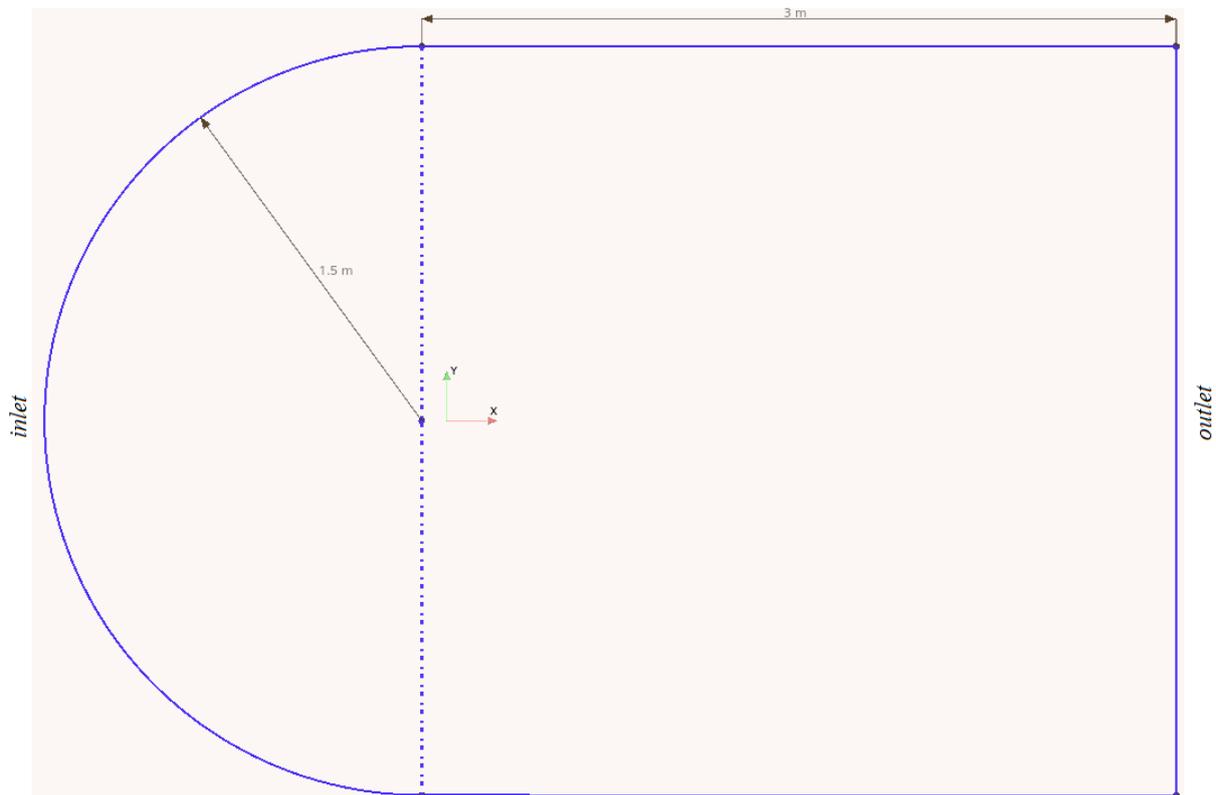


Figura 4.3.1. Dimensiones del dominio computacional.

4.3.2. Mallado

El mallado supone una de las fases más sensibles de las simulaciones CFD, ya que una mala discretización del espacio puede llevar a la obtención de resultados incorrectos. De nuevo tomando como base algunos estudios similares al presente [54, 55, 56] se ha decidido implementar una malla poliédrica, la cual proporciona resultados razonablemente precisos mientras reduce el tiempo de ejecución con respecto a otras estructuras de mallado. Se ha añadido refinamiento en la superficie del perfil y en la estela del mismo para ajustar correctamente el tamaño de celda a las zonas donde se producen los mayores gradientes de magnitudes.

En la **Figura 4.3.2** puede observarse la malla utilizada para llevar a cabo las simulaciones (tomando como ejemplo el caso del perfil *PI*), junto con algunos detalles que permiten comprender mejor el refinamiento llevado a cabo en la superficie del perfil y en la estela creada por el mismo. La zona adyacente al perfil se ha refinado imponiendo el tamaño mínimo y máximo que la malla debe tener en la superficie del mismo. Por otra parte, el refinamiento en la estela se ha llevado a cabo haciendo uso de cuatro regiones adicionales con forma rectangular (nombradas a partir de ahora con letras de la A hasta la D, especificadas en la imagen). Cada una de estas regiones se caracteriza por un distinto tamaño de celda, siendo éste menor cuanto más ajustada al perfil se encuentra la zona de refinamiento correspondiente. El mallado de los perfiles ranurados incluye un refinamiento adicional en la zona de la modificación, en el que se reduce el tamaño de celda y el grosor de la capa límite.

Ésta discretización ha sido alcanzada tras el pertinente estudio de independencia de malla (Sección 4.2.3), y viene caracterizada por los valores especificados en la **Tabla 4.3.1**. Las magnitudes expresadas en porcentaje están referidas al tamaño base de la malla (*Base Size*). Los cálculos de los valores relativos a la capa límite se han llevado a cabo buscando un valor de y^+ cercano a la unidad (finalmente, igual a 0.5) sin comprometer la integridad de las celdas en las zonas ‘agudas’ del perfil; es decir, en el borde de fuga y en el pico formado por la ranura. Según las simulaciones realizadas por Barrera et al. [57], un valor de y^+ inferior a 0.004 reduce el error cometido en el cálculo del coeficiente de resistencia pero aumenta considerablemente el tiempo de ejecución. Sin embargo, la capa límite debería ser extremadamente delgada y los gradientes de magnitudes cerca del perfil no se captarían adecuadamente.

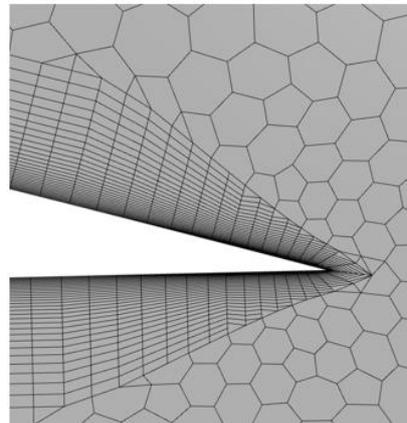
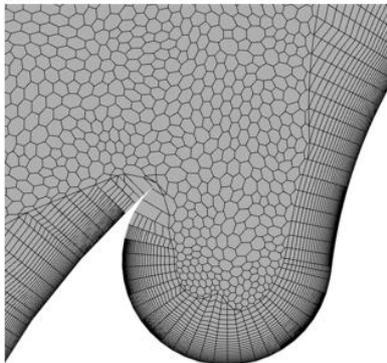
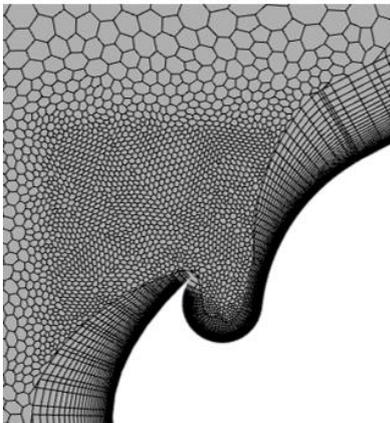
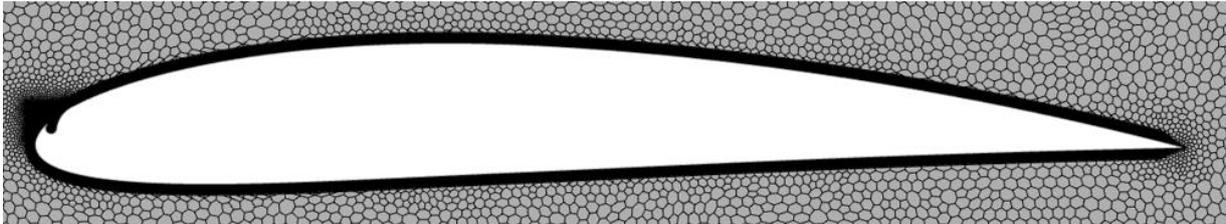
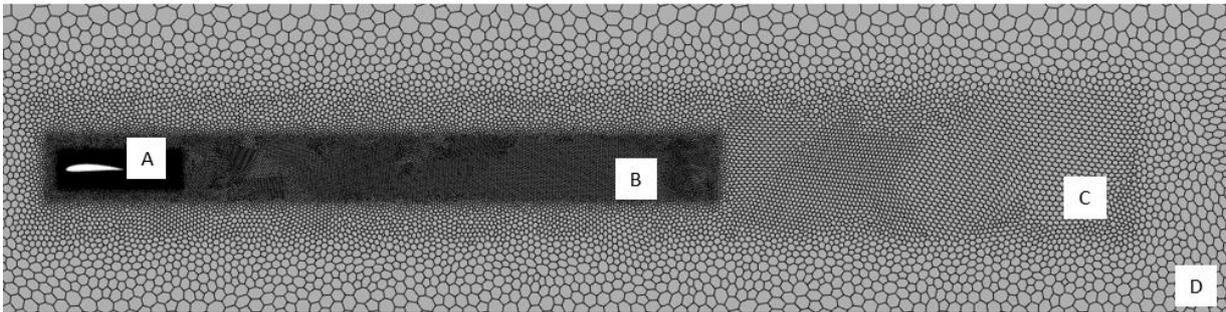
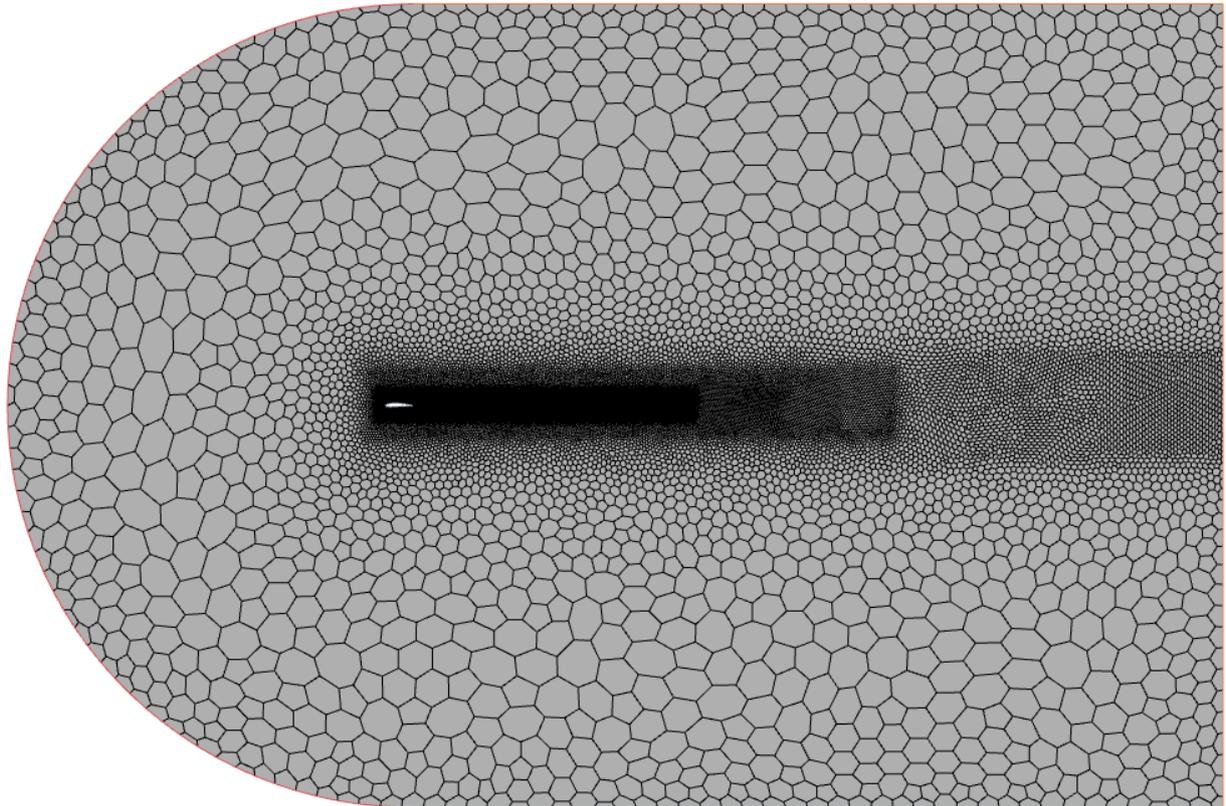


Figura 4.3.2. Malla bidimensional del dominio. Detalles del refinamiento superficial y de estela.

Características de la malla seleccionada			
<i>Base Size</i>	0.022 m	<i>Number of Prism Layers</i>	32
<i>Target Surface Size</i>	300 %	<i>Prism Layer Stretching</i>	1.1
<i>Minimum Surface Size</i>	300 %	<i>Prism Layer Total Thickness</i>	0.001 m
<i>Surface Growth Rate</i>	1.2		
Refinamiento en la superficie del perfil			
<i>Target Surface Size</i>	0.005 m	<i>Surface Growth Rate</i>	1.5
<i>Minimum Surface Size</i>	0.0005 m		
Refinamiento en la ranura			
<i>Custom Size</i>	0.00007 m	<i>Prism Layer Total Thickness</i>	0.0005 m
Refinamiento en la estela			
<i>Custom Size A</i>	5 %	<i>Custom Size C</i>	40 %
<i>Custom Size B</i>	15 %	<i>Custom Size D</i>	80 %

Tabla 4.3.1. Dimensiones características del mallado de los perfiles modificados.

La malla utilizada para el estudio del perfil original no es exactamente igual a la descrita en la **Tabla 4.3.1** (la utilizada para los perfiles modificados). La diferencia únicamente radica en la ausencia de refinamiento en la ranura y en un *Base Size* ligeramente mayor (0.25 m).

4.3.3. Estudio de independencia de malla

Antes de dar por buenos los resultados obtenidos con cualquier malla es necesario realizar un estudio de independencia. Para ello, se construyen diversas mallas con distinto número de celdas (se recomienda duplicar el número de elementos en cada iteración, aunque no siempre es posible) y se comparan los valores de las magnitudes de interés (en este caso, los coeficientes de sustentación y de resistencia). Cuando el valor de las magnitudes correspondientes varía menos del 2% respecto al valor obtenido con la malla anterior, puede decirse que se ha alcanzado la independencia de malla.

Se han realizado dos estudios de independencia distintos: uno para el perfil original y otro para el ranurado (tomando como referencia el caso P2), ya que en el segundo se incorpora un refinamiento extra que podría interferir con la calidad de la malla. En ambos casos se ha tenido en cuenta el caso más desfavorable para la estabilidad, dándole al perfil un ángulo de ataque de 16° y sometiéndolo a una velocidad de 40 m/s. Para variar el número de celdas obtenido con cada malla se ha variado el tamaño base de celda (*Base Size*).

En la **Tabla 4.3.2** pueden consultarse el tamaño base y el número de elementos de cada una de las mallas ensayadas para el caso base, mientras que en la **Tabla 4.3.3** se presentan los datos correspondientes al estudio referido al perfil P2.

Malla	Base Size [m]	Número de celdas
M_B1	0.1	17492
M_B2	0.03	36732
M_B3	0.025	45828
M_B4	0.02	65340
M_B5	0.014	112612

Tabla 4.3.2. Mallas estudiadas para el caso base.

Malla	Base Size [m]	Número de celdas
M_M1	0.1	23655
M_M2	0.03	42883
M_M3	0.022	63010
M_M4	0.02	71467
M_M5	0.015	106448
M_M6	0.011	173295

Tabla 4.3.3. Mallas estudiadas para el caso modificado.

En la **Figura 4.3.3** pueden observarse las gráficas de coeficiente de sustentación (izquierda) y de resistencia (derecha) frente al número de celdas de cada malla. El marcador dibujado con relleno en cada una de las curvas es el correspondiente a la malla elegida para cada caso. Finalmente, las simulaciones se llevaron a cabo con las mallas *M_B3* y *M_M3* por ser aquellas para las que los coeficientes variaban su valor en menos de un 2% respecto a la siguiente malla más fina.

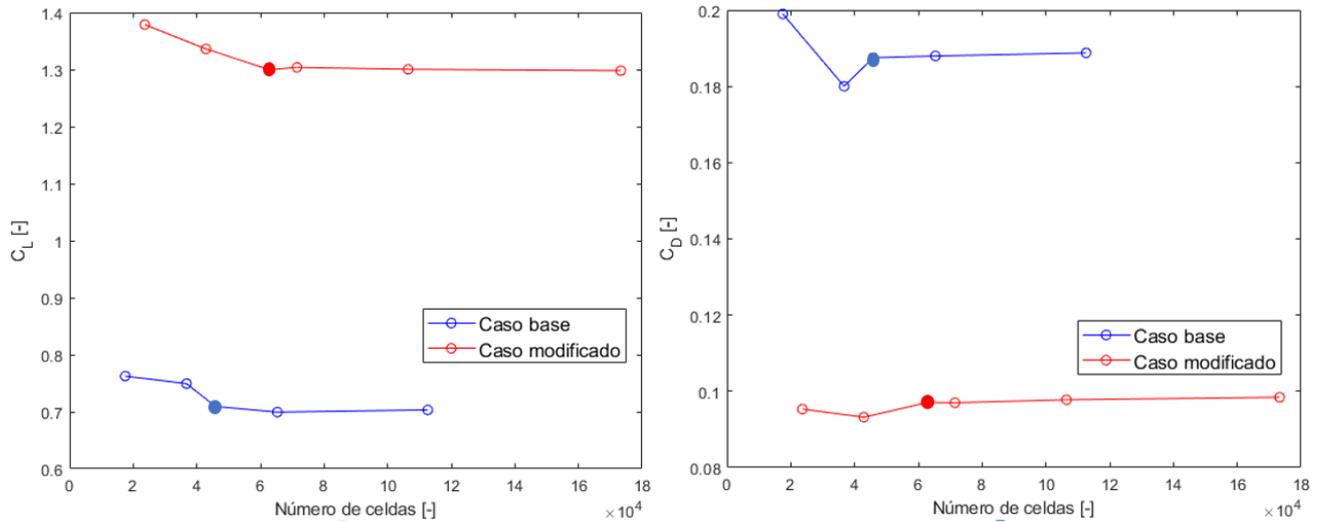


Figura 4.3.3. Gráficas de C_L (izquierda) y C_D (derecha) frente a número de celdas para caso base y modificado.

4.3.3. Condiciones iniciales y de contorno

Tal y como se ha dicho anteriormente, el objetivo es comprobar si el perfil propuesto puede mejorar las características de pérdida de un pequeño UAV (con el tamaño necesario para alcanzar los 10 cm de cuerda en el perfil).

Se han tomado como referencia las especificaciones del UAV DJI FPV [57], cuyas dimensiones son de $255 \times 312 \times 127$ mm. Éste dron es capaz de volar a una altura máxima de 6000 m con una velocidad horizontal de hasta 40 m/s. Por limitaciones en el estudio experimental se ha considerado la aeronave volando a 250 m de altura sobre el nivel del mar.

Las características del fluido envolvente del perfil (aire) son las especificadas en la **Tabla 4.3.4**, obtenidas considerando la Atmósfera Estándar Internacional (ISA) [58] a 250 m de altura.

T [°C]	13.35958	p [Pa]	98347.244
ρ [kg/m ³]	1.19596	μ [kg/ms]	1.794125 e-5
ν [m ² /s]	1.45556 e-5		

Tabla 4.3.4. Condiciones de la atmósfera a 250 m de altura.

Respecto a las condiciones turbulentas en el inicio de la simulación, se considera una intensidad turbulenta del 0.1%, una escala de velocidad de 1 m/s y un ratio de viscosidad del 10% (valores típicamente considerados al estudiar flujo libre a bajas velocidades).

Durante el estudio se analizará el comportamiento de los perfiles con tres velocidades de flujo distintas: 20, 30 y 40 m/s. Por tanto las simulaciones se realizan a un número de Reynolds basado en la cuerda de $1.33e+5$, $1.99e+5$ y $2.67e+5$, respectivamente.

Los tipos de condiciones de contorno establecidas pueden verse en la **Figura 4.3.4**. En las fronteras tipo *velocity inlet* será necesario definir la dirección del flujo (sentido positivo del eje X) y la magnitud de la velocidad del mismo (20, 30 o 40 m/s según corresponda). En las *pressure outlet* es necesario definir una presión igual a la ambiente, es decir, de 98347.244 Pa. En ambos casos, la intensidad turbulenta toma un valor del 0.1% mientras que la viscosidad turbulenta es del 10%.

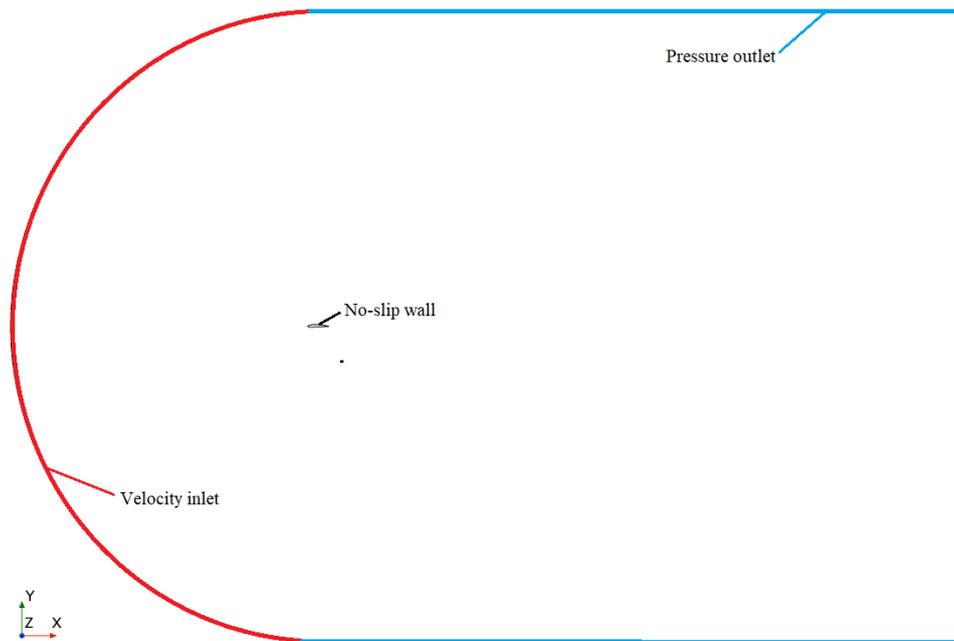


Figura 4.3.4. Esquema de las condiciones de contorno del dominio.

4.3.4. Modelado

Finalmente, sólo resta elegir los modelos físicos apropiados para la correcta simulación del flujo. En primer lugar se impone un dominio bidimensional. Debido a la uniformidad del ala a lo largo de su envergadura, esta simplificación no causará errores perceptibles en el cálculo de los coeficientes.

Se ha decidido plantear el análisis con un enfoque acoplado. El número máximo de Mach que se dará será de 0,11792 (para una velocidad de 40 m/s), por lo que se trabajará en todo momento con flujo incompresible. Esto podría llevar a optar por un enfoque segregado (menor tiempo de ejecución y aceptable para flujos de densidad constante), pero la naturaleza transitoria de la entrada en pérdida del perfil ha causado la elección de un solver acoplado con la esperanza de captar mejor el fenómeno de interés.

Respecto a la caracterización del fluido, se supone un gas a densidad constante. Como ya se ha dicho, el número de Mach es suficientemente pequeño como para considerar razonable esta simplificación.

Se considera un régimen transitorio, pues se ha comprobado que a altos ángulos de ataque un enfoque estacionario es incapaz de converger lo suficiente como para obtener un valor exacto de los coeficientes aerodinámicos, resultando por el contrario en valores oscilatorios.

Respecto al modelo de turbulencia, se ha decidido hacer uso del $k-\omega$ SST. En la literatura pueden encontrarse múltiples ejemplos de flujo alrededor de perfiles que implementan este modelo [25, 26, 30], aunque otros se decantan por el modelo Spallart-Allmaras [9, 59]. Ambos modelos son buenas opciones para simular el flujo de aire en torno a un perfil, pero el $k-\omega$ SST ha demostrado ser más preciso cuando se trata de predecir la entrada en pérdida. [60, 61] Ésta es la razón por la que se ha optado por este modelo a pesar de suponer un mayor coste computacional. Adicionalmente, se realizaron pruebas con ambos modelos para el perfil base y se encontró que los resultados obtenidos con el modelo $k-\omega$ SST eran más cercanos a los experimentales [62] que aquellos correspondientes a las simulaciones que implementaban el modelo Spallart-Allmaras.

4.3.5. Criterios de convergencia

Existen varios criterios que indican que se ha alcanzado la convergencia en una simulación numérica:

1. Residuales: el valor de los mismos debe reducirse conforme avanza la simulación. Se considera que una simulación ha convergido pobremente cuando se estabilizan en un valor de $10e-4$, mientras que una simulación fuertemente convergida se caracteriza por un valor de los residuales menor de $10e-6$. [63]
2. Estabilidad de las magnitudes de interés: un valor invariable de las magnitudes que se pretenden medir refleja que la simulación ha convergido en un valor exacto. Se busca una variación menor del 0.5% en las últimas 100 iteraciones.

En la **Figura 4.3.5** pueden verse las gráficas de residuales y de los coeficientes de sustentación y resistencia frente al número de iteraciones (o el tiempo simulado) para el caso del perfil *PI* con un ángulo de ataque de 16° . Es inmediato observar cómo los residuales se estabilizan a valores menores de $10e-14$, así como que los coeficientes aerodinámicos no varían su valor a lo largo de 1 segundo de tiempo simulado.

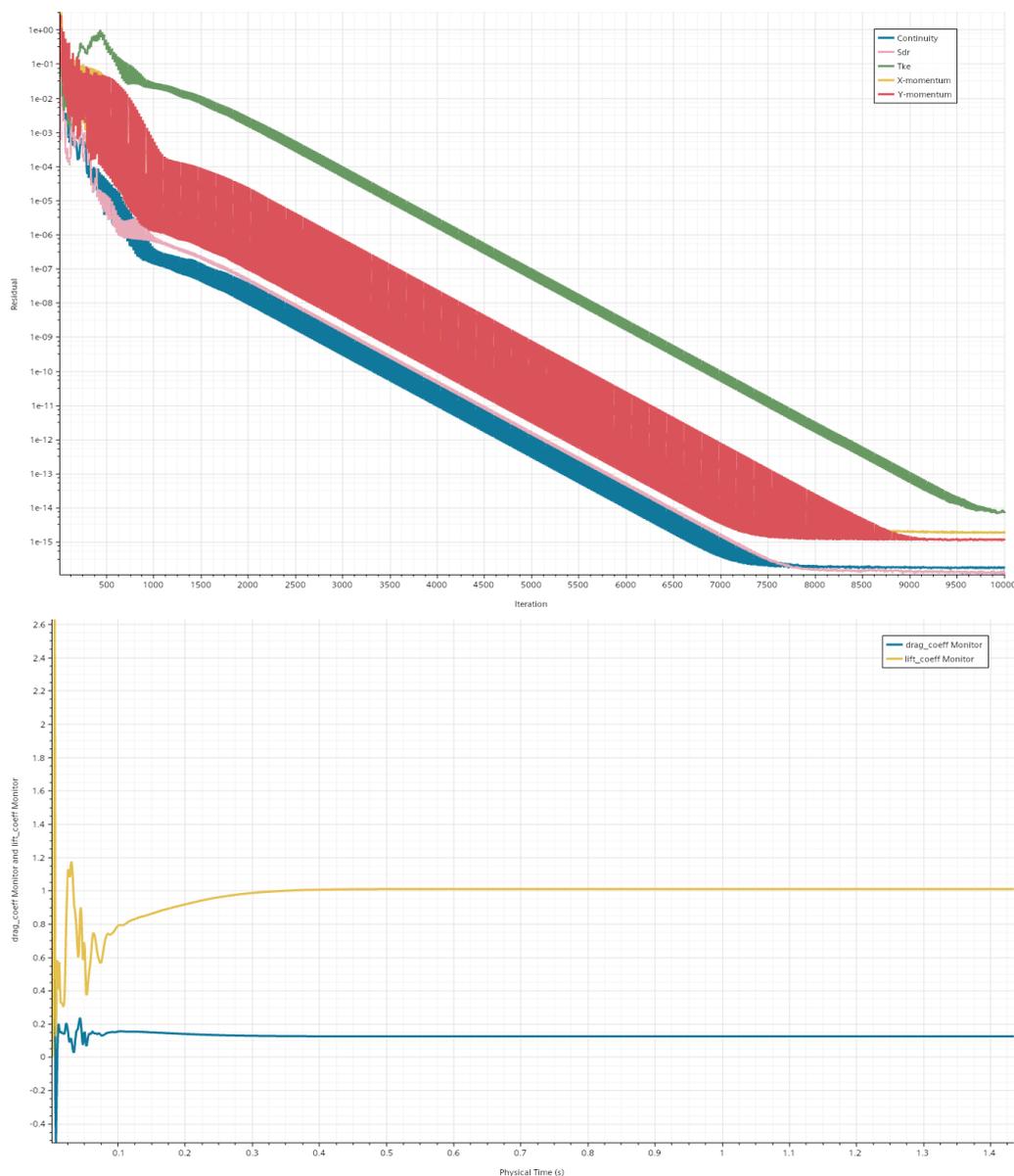


Figura 4.3.5. Gráfica de residuales (superior) y coeficientes aerodinámicos (inferior) a lo largo de la simulación del perfil *PI* inclinado a un ángulo de ataque de 16° .

4.3.6. Resultados

Finalmente es el momento de ejecutar las simulaciones y llevar a cabo la fase de postprocesado. Se han obtenido diversas representaciones características del flujo con el objetivo de analizarlo tanto cuantitativa como cualitativamente.

En primer lugar es necesario validar los resultados obtenidos. Para ello, se compara la curva $C_L-\alpha$ del perfil base obtenida numéricamente con los datos experimentales extraídos del estudio de Lyon et al. [62] La comparación se ha llevado a cabo por separado para cada uno de los números de Reynolds estudiados y puede verse en la **Figura 4.3.6**. Las curvas experimentales se obtuvieron a Reynolds de $1e+5$, $2e+5$ y $3e+5$ respectivamente. La parte lineal de la curva se ha predicho de forma muy precisa, aunque la exactitud se pierde al aumentar el ángulo de ataque. A partir de los 12 grados de ángulo de ataque, la curva obtenida numéricamente se aleja ligeramente de los datos experimentales. Sin embargo la entrada en pérdida se capta adecuadamente y puede verse cómo el perfil entra en barrena a un ángulo de ataque de 14° para los Reynolds más bajos y de 16° cuando la velocidad es de 40 m/s. La diferencia máxima con los datos consultados tiene lugar para una velocidad de 40 m/s a un ángulo de ataque de 18° y tiene un valor de 0.2. Es considerablemente alta (casi un 20% del v valor del coeficiente de sustentación), pero se ha aceptado como plausible al no poderse alcanzar una mayor precisión. El error se debe a la inexactitud de los modelos supuestos y de las simplificaciones asumidas. En la realidad la densidad cambia ligeramente aunque se haya supuesto que ésta es constante, la bidimensionalidad asumida crea disparidad con el flujo real y el modelo de turbulencia únicamente modela la misma pero no la refleja de forma exacta.

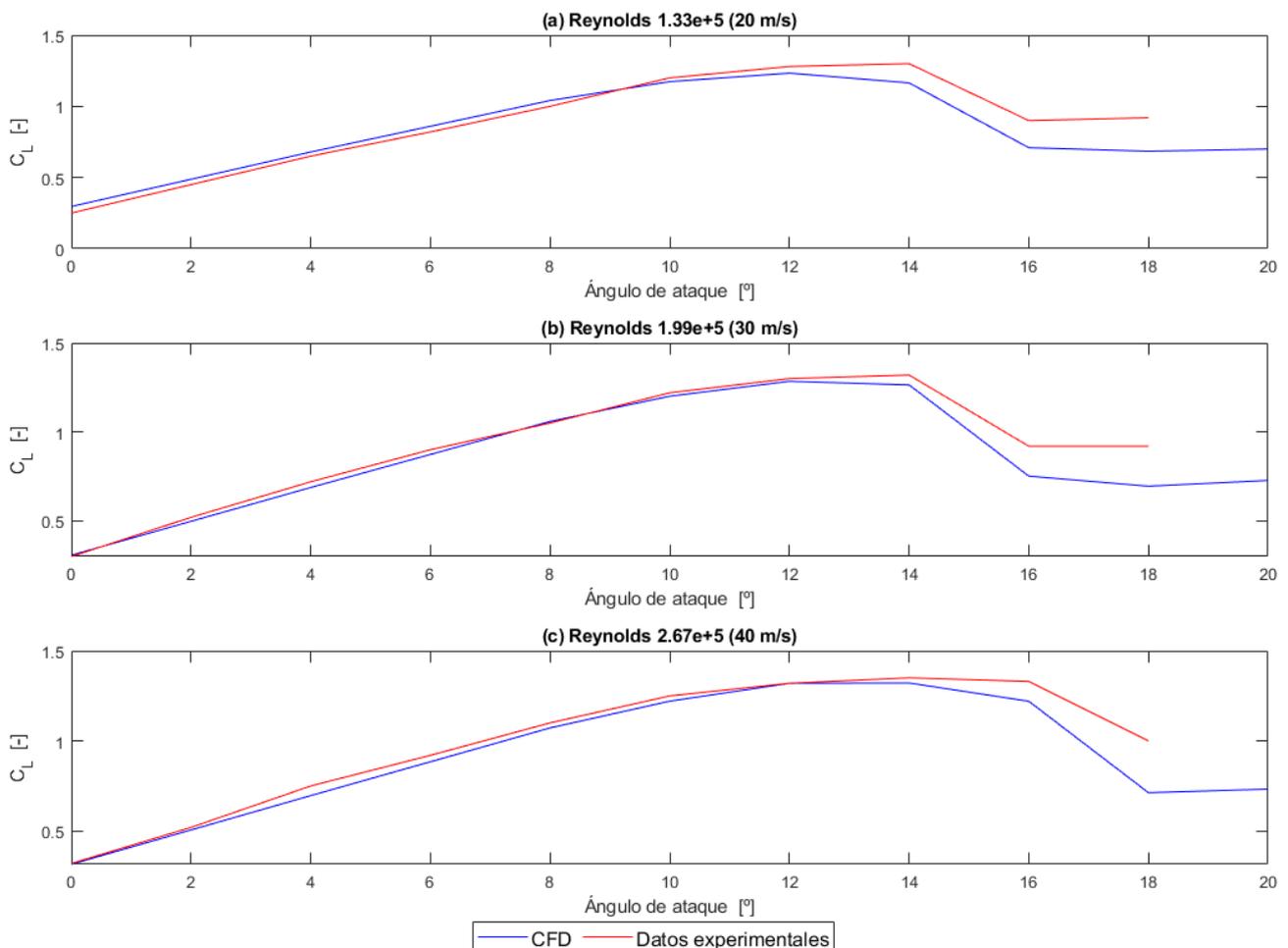


Figura 4.3.6. Comparación de la curva $C_L-\alpha$ obtenida numéricamente con datos experimentales a distintos Re.

Se ofrece a continuación un análisis cualitativo del flujo. La **Figura 4.3.7** representa los campos de velocidad y presión alrededor del perfil para cuatro perfiles distintos: $P0$ (a, b), $P1$ (c, d), $P4$ (e, f) y $P5$ (g, h). Puede verse cómo el flujo se encuentra menos separado para el perfil ranurado a un 1% de la cuerda ($P1$). En la escena de velocidad (c) se ve cómo la capa límite se readhiere ligeramente justo al rebasar la modificación como motivo de la turbulencia creada en la zona. Es también el perfil que presenta una estela más ancha, ya que la turbulencia creada en la ranura se une a la propia de la separación. En las escenas de presión (derecha) se ve cómo el extradós mantiene una presión baja en mayor parte de su superficie para los perfiles modificados que para el original. Ésta baja presión se mantiene en un área mayor para los perfiles $P1$ (d) y $P4$ (f). El perfil $P5$ es el que peores prestaciones presenta de los tres, siendo su comportamiento prácticamente igual que el del caso base. Esto se debe a que la modificación queda en ‘sombra’ cuando se separa el flujo y no produce ningún efecto.

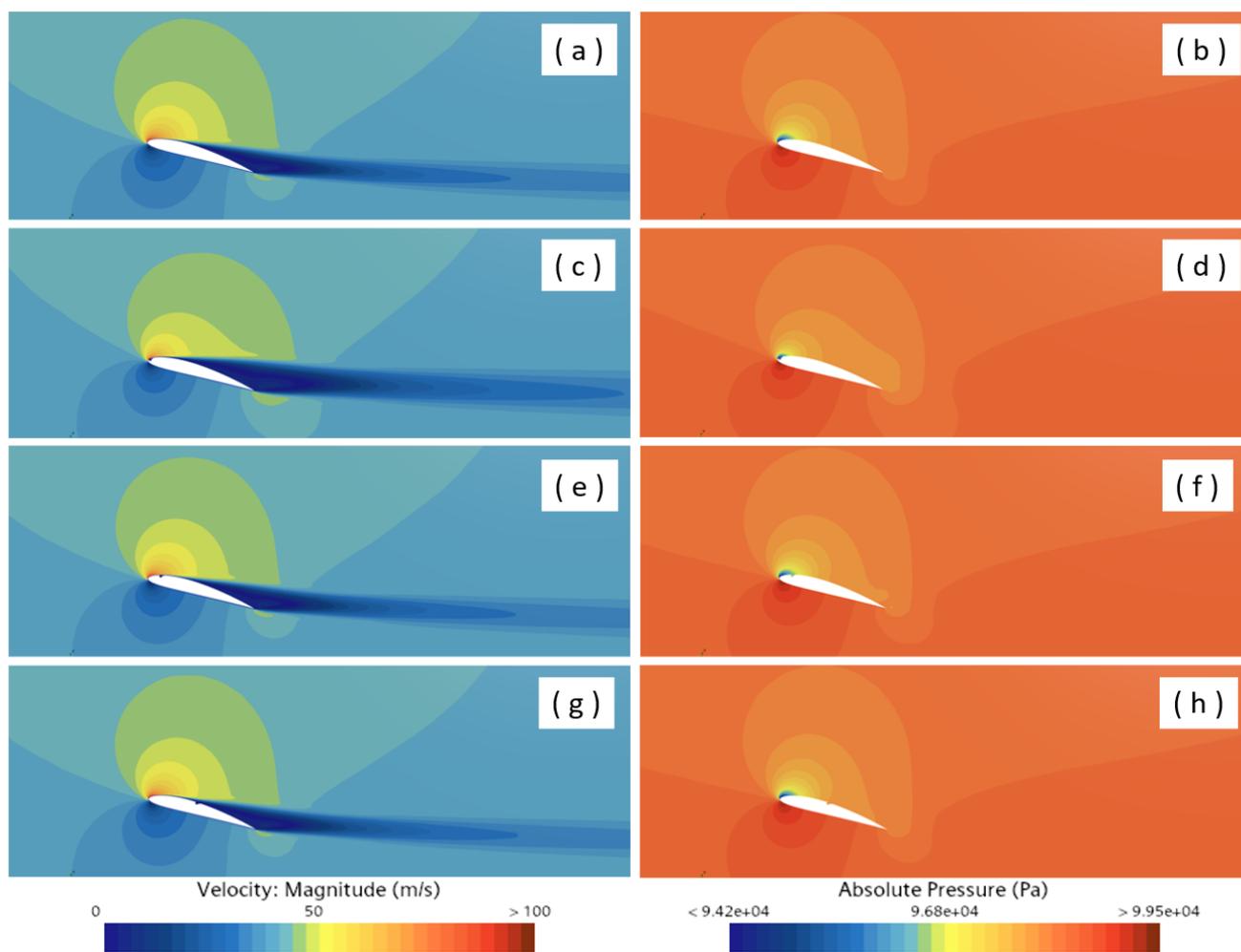


Figura 4.3.7. Campos de velocidad (izquierda) y presión (derecha) de los perfiles $P0$ (a, b), $P1$ (c, d), $P4$ (e, f) y $P5$ (g, h).

En la **Figura 4.3.8** puede verse un detalle del campo de velocidad en la zona de la ranura para los perfiles $P1$ (a), $P4$ (b) y $P5$ (c). Se incluyen las líneas de corriente para facilitar la comprensión del comportamiento del flujo. Puede verse cómo se crean dos vórtices en el interior de la ranura y la influencia que esta turbulencia tiene en el aire circundante. Se observa que el aire tras la modificación del perfil $P1$ (a) no se mueve de forma completamente paralela a la superficie, sino que las líneas de corriente presentan cierta inclinación hacia el ala. Así, el flujo tardará más en desprenderse y la entrada en pérdida se producirá más tarde. En el caso del perfil $P5$ (c) la turbulencia creada en la hendidura es arrastrada aguas abajo, pero no provoca ningún efecto beneficioso al producirse dicha turbulencia después de que el flujo se haya desprendido del ala.

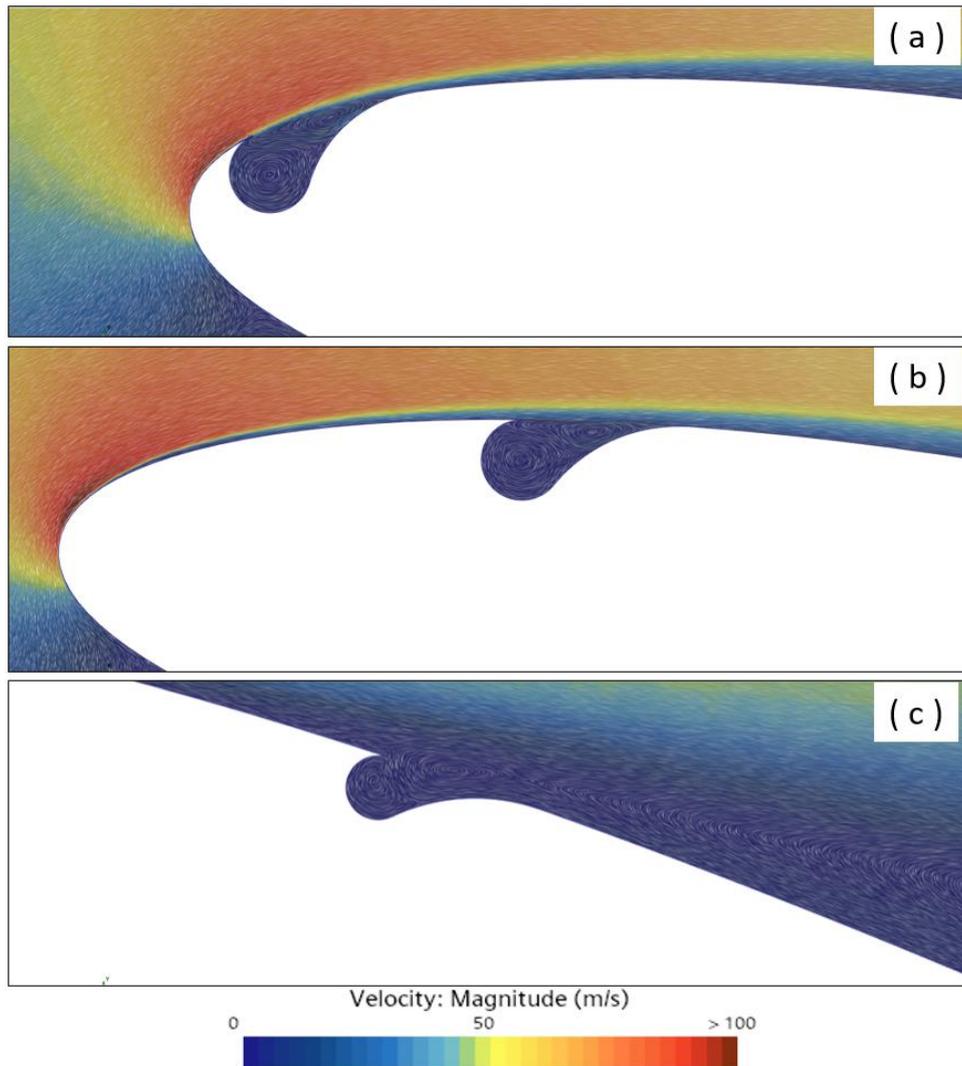


Figura 4.3.8. Líneas de corriente y campo de velocidad en la ranura de los perfiles *P1* (a), *P4* (b) y *P5* (c).

Una vez que se ha caracterizado el problema cualitativamente, se pasa a analizar los resultados cuantitativos. En la **Figura 4.3.9** se realiza la comparación entre los perfiles modificados con una ranura de 1 mm de radio localizada en distintos porcentajes de la cuerda. Cuando la velocidad del aire es de 20 m/s, únicamente el perfil *P1* (1%) consigue suavizar y retrasar la entrada en pérdida. A una velocidad de 30 m/s, el perfil que mejores prestaciones proporciona es el *P4* (10%), seguido de cerca por el *P1*. Cuando la velocidad se iguala a 40 m/s (la máxima estudiada) ninguno de los perfiles modificados mejora perceptiblemente el comportamiento del original

Por norma general, la sustentación producida por los perfiles se reduce cuando se adelanta la ranura. Éste comportamiento se explica como una consecuencia del salto de presión producido por la modificación. En la **Figura 4.3.10** se presentan las distribuciones de presión en el extradós de todos los perfiles con modificación de 1 mm de radio, considerando el caso en que el aire tiene una velocidad de 40 m/s. El perfil de presiones del caso base es considerablemente suave, mientras que la presión presenta un pronunciado pico para los perfiles modificados en torno a la ranura. Justo antes de la hendidura la presión aumenta drásticamente al acelerarse el flujo para compensar el aumento de superficie. El pico de presión es más acusado cuanto más cerca del borde de ataque se encuentra la ranura, lo que causa una mayor caída de la sustentación.

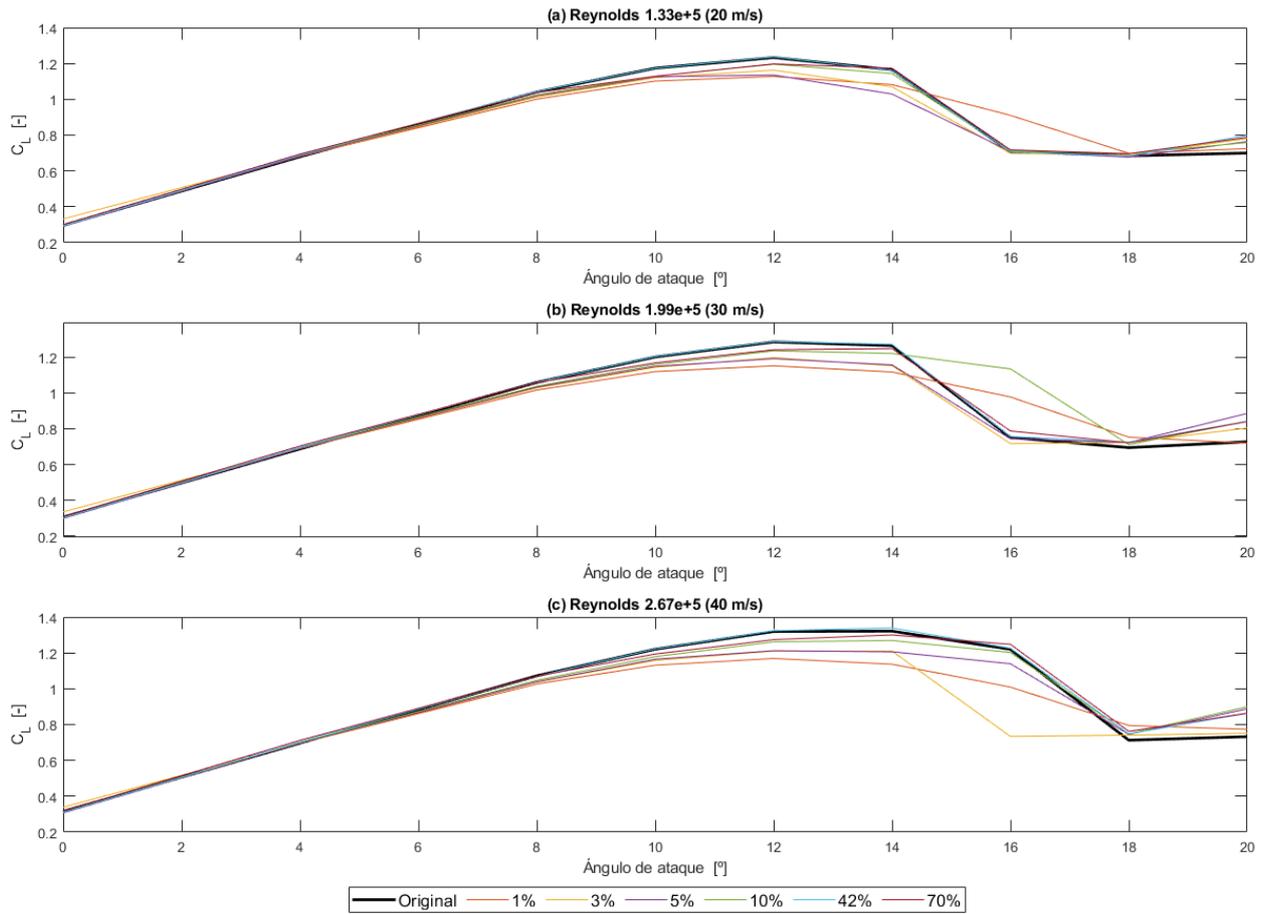


Figura 4.3.9. Curvas C_L - α de los perfiles con modificación de 1 mm de radio para Reynolds de $1.33e+5$ (a), $1.99e+5$ (b) y $2.67e+5$ (c).

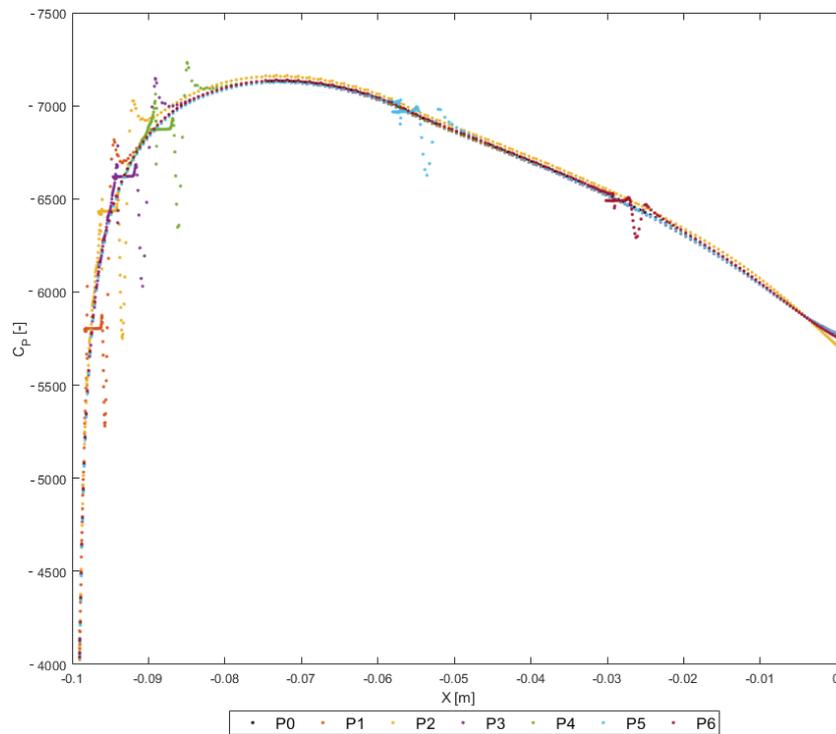


Figura 4.3.10. Distribución de presiones en el extradós de los perfiles con modificación de 1 mm de radio con aire a 40 m/s.

Puede concluirse que el porcentaje de cuerda que mayores beneficios representa para introducir la modificación es el 1% (P1). La ranura al 3% produce mejores resultados cuando la velocidad es de 30 m/s, pero

no tiene ningún impacto sobre la pérdida cuando la velocidad baja a 20 m/s. Así, se ha decidido que el estudio acerca del radio de la hendidura se va a llevar a cabo tomando como base el perfil *P1*. Se consideran radios desde 0.25 mm hasta 1.5 mm.

La **Figura 4.3.11** recoge las curvas de coeficiente de sustentación para estos nuevos perfiles (*P1*, *P7-P10*). Puede verse cómo un menor tamaño de ranura produce una mayor sustentación para todas las velocidades consideradas. La mejora en la pérdida a 40 m/s sigue siendo mínima, aumentando ligeramente la sustentación una vez que ésta se ha producido pero sin conseguir suavizar ni retrasar la ocurrencia de la misma. Así, se concluye del estudio que el perfil que mejores prestaciones proporciona es aquel con una ranura de 0.25 mm de radio localizada en el 1% de la cuerda. Un radio de 0.50 mm aumenta ligeramente la sustentación producida a ángulos de ataque mayores de 18° respecto a la modificación con radio de 0.25 mm, pero empeora el comportamiento aerodinámico del perfil a ángulos de ataque menores.

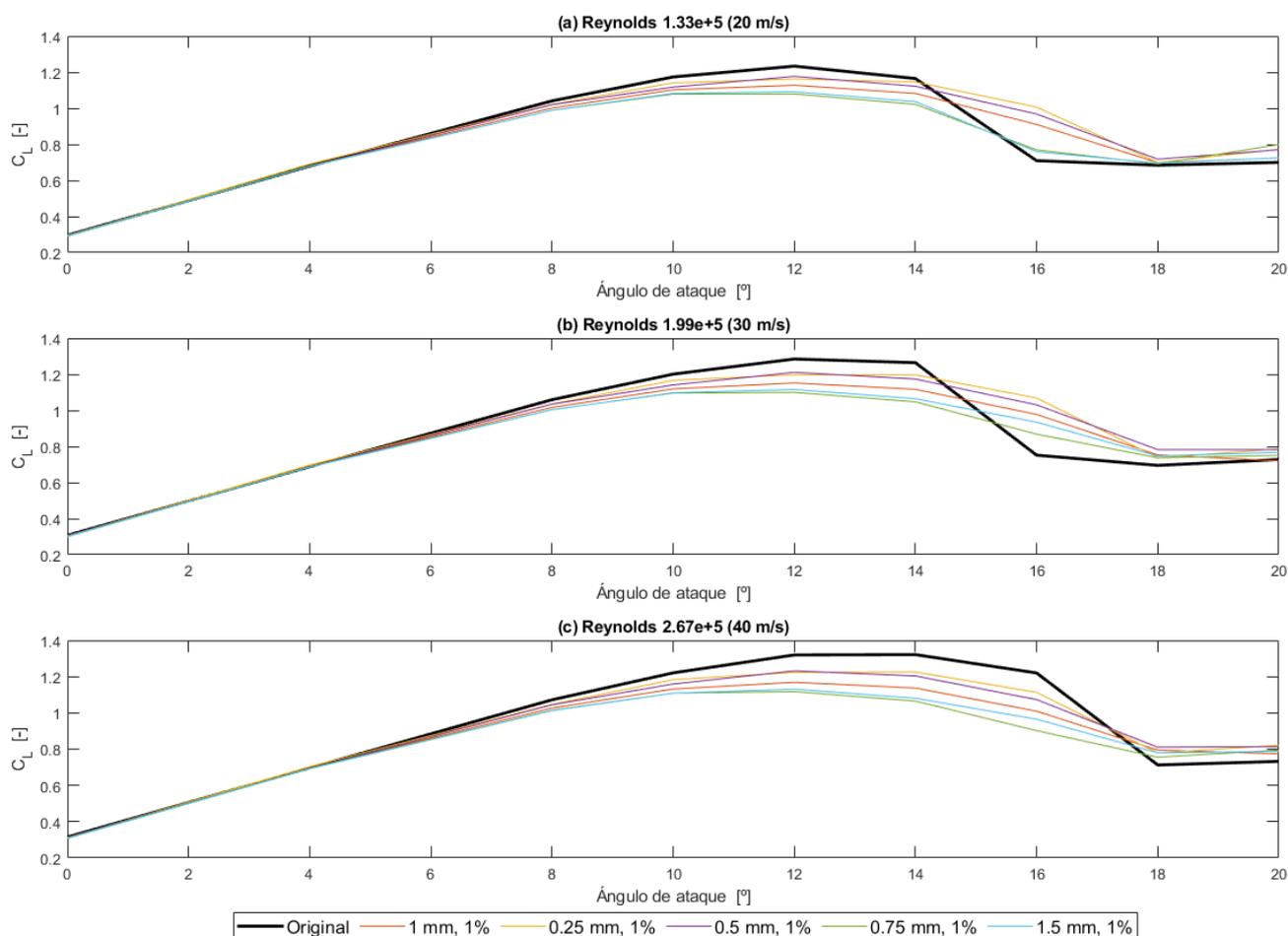


Figura 4.3.11. Curvas C_L - α de los perfiles con modificación localizada a un 1% de la cuerda para Reynolds de $1.33e+5$ (a), $1.99e+5$ (b) y $2.67e+5$ (c).

La **Figura 4.3.12** recoge las curvas de eficiencia aerodinámica ($EA = C_L/C_D$) de los perfiles localizados al 1% de la cuerda para las tres velocidades estudiadas. Puede verse cómo la eficiencia aerodinámica es mejorada por los perfiles modificados para las velocidades de 20 y 30 m/s a ángulos de ataque mayores de 15°. Sin embargo, presentan un peor comportamiento aerodinámico para ángulos de ataque medios. Éste comportamiento se comprende al conocer de antemano el hecho de que la ranura empeora la sustentación del perfil entre 8 - 15°, mientras que al retrasar la pérdida aumenta el coeficiente de sustentación por encima de los 15°. De nuevo, la ranura no ofrece ningún beneficio cuando se trabaja con una velocidad del flujo de 40 m/s.

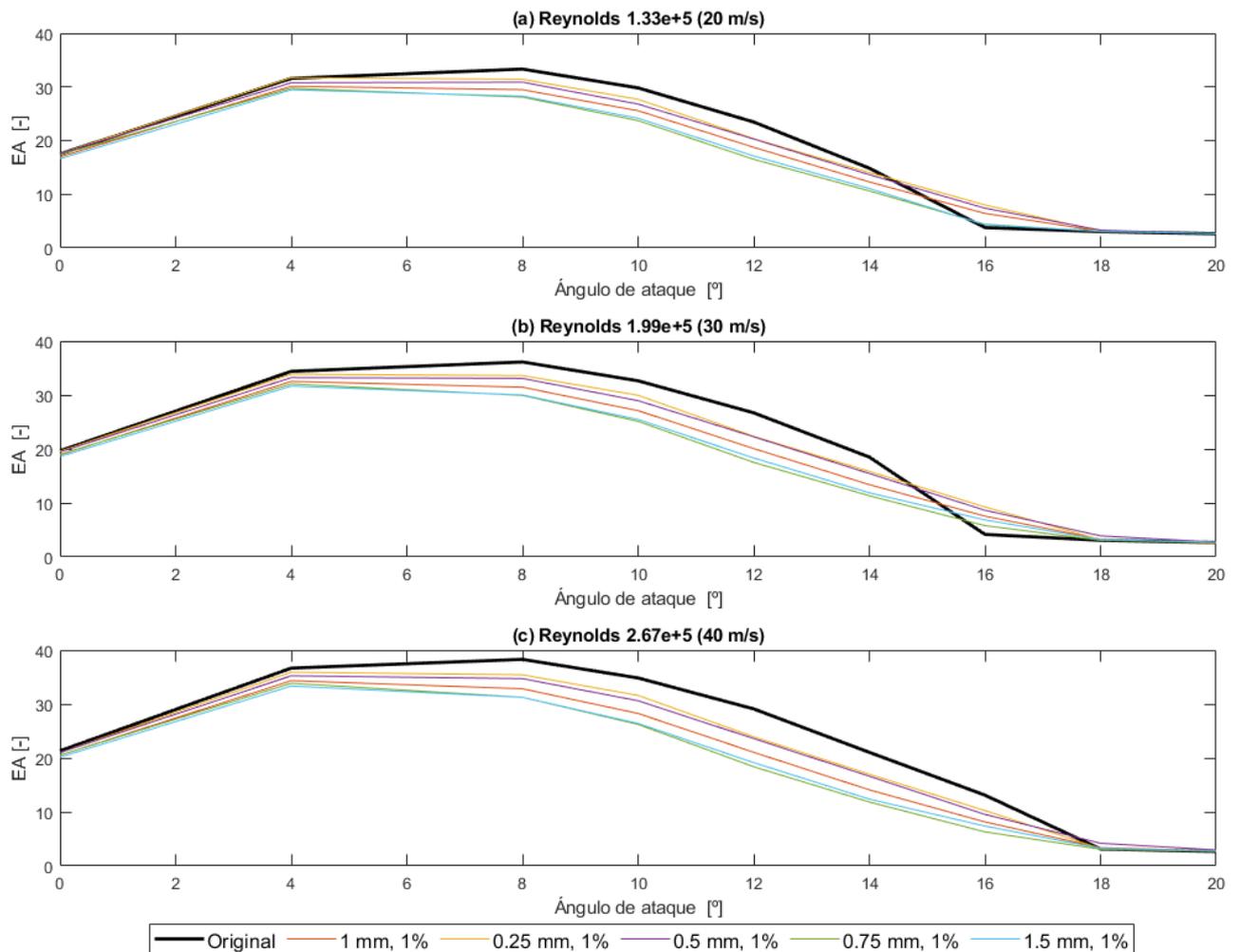


Figura 4.3.12. Eficiencia aerodinámica de los perfiles con modificación localizada a un 1% de la cuerda para Reynolds de $1.33e+5$ (a), $1.99e+5$ (b) y $2.67e+5$ (c).

Se presenta en la **Figura 4.3.13** el campo de velocidad sobre el caso base (a) y el P7 (b), que ha demostrado ofrecer los mayores beneficios. Se ofrece también un detalle del flujo alrededor de la ranura del perfil modificado (c). Las imágenes han sido tomadas teniendo en cuenta una velocidad de 20 m/s, con los perfiles inclinados a un ángulo de ataque de 16° . Efectivamente, se comprueba de manera visual lo que ya habían dejado claro las curvas de sustentación: el perfil que incorpora una ranura de 0.25 mm de radio al 1% de la cuerda retrasa considerablemente la pérdida. Puede verse cómo el flujo se separa para el caso base en el borde de ataque, encontrándose en el caso en que menos sustentación produce. En cambio, la modificación del perfil P7 mantiene el flujo adherido a la superficie gracias a la burbuja de recirculación creada en su interior.

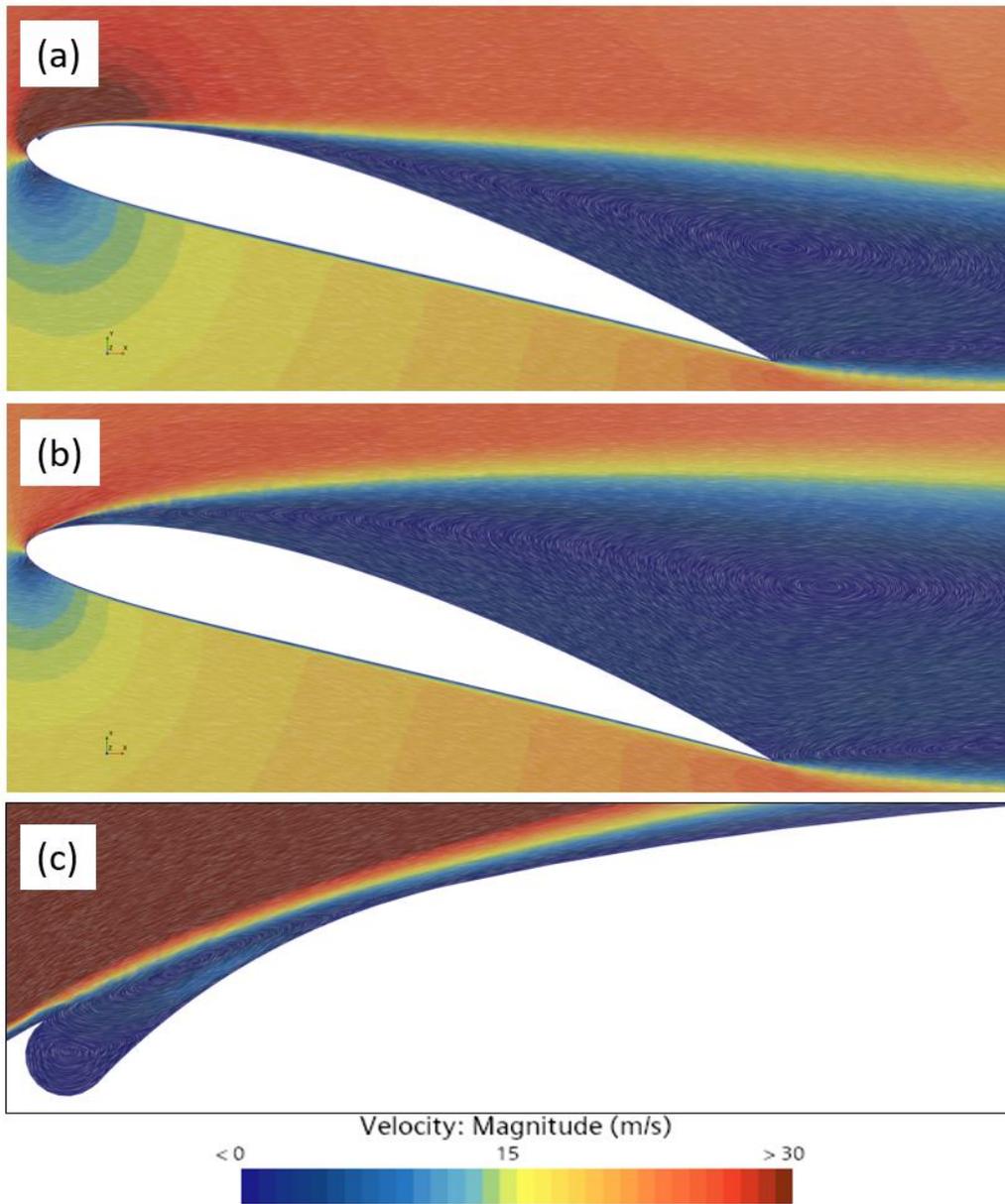


Figura 4.3.13. Campo de velocidad con flujo a 20 m/s para el caso base (a) y el perfil P7 (b) con un ángulo de ataque de 16° . Detalle de la ranura del perfil P7 (c).

5. Estudio en túnel de viento

A lo largo de este apartado se expondrá el proceso llevado a cabo para la realización de un estudio experimental en el túnel de viento. El objetivo del estudio es obtener datos que permitan verificar la validez de los resultados obtenidos numéricamente. Ya se ha realizado una validación de los datos en la *Sección 4.2.6*, pero de todas formas se desarrolla el experimento para despejar dudas acerca de la veracidad de la fuente consultada para la validación anterior.

Debido a limitaciones de tiempo e instrumentación (la falta de una balanza que permitiese medir las fuerzas aerodinámicas en el túnel), solamente se han obtenido las distribuciones de presión en el extradós de los perfiles *P0*, *P2*, *P5* y *P6*. Las gráficas obtenidas experimentalmente se contrastan con las curvas procedentes del estudio numérico para analizar la precisión con que se ha realizado el estudio CFD.

El proceso experimental se divide en dos partes: la impresión de los modelos necesarios y las mediciones sobre los mismos en túnel de viento.

5.1. Impresión 3D de los modelos

En primer lugar se hace necesario obtener modelos materiales de los perfiles estudiados para poder introducirlos posteriormente en túnel de viento. Para ello se ha llevado a cabo el diseño CAD necesario haciendo uso del software de *Ansys SpaceClaim* y posteriormente se ha pasado a su impresión en tres dimensiones.

Se expone a continuación una breve introducción a la historia y evolución del proceso de impresión en 3D y posteriormente se detalla el proceso seguido en este estudio.

5.1.1. Historia de la impresión 3D

El proceso de impresión 3D (también llamada fabricación aditiva) consiste en crear un objeto tridimensional mediante la superposición de capas aditivas de distintos materiales. [64] Para ello es necesario disponer previamente de un diseño CAD tridimensional con un formato compatible (generalmente STL, *STereoLithography*) con el software de la impresora.

La impresión 3D se encuentra hoy en el seno de toda clase de campos como joyería, calzado, arquitectura, ingeniería o automoción. Es destacable la aplicación médica de esta técnica, en la que se utilizan células vivas para imprimir tejidos y órganos.

La historia de la impresión 3D se remonta al año 1981 en Japón, donde el Dr. Hideo Kodama presentó la primera solicitud de patente para un dispositivo de impresión tridimensional. Kodama inventó dos métodos de fabricación de un modelo de plástico con un polímero fotoendurecible. Sin embargo el proyecto fue abandonado por falta de presupuesto y de interés. En la misma década, un equipo de ingenieros franceses presentó al Centro Nacional de Investigación Científica de Francia (CNRS) un proyecto de fabricación aditiva mediante solidificación de resinas fotosensibles. [65]

En el año 1984 apareció el primer sistema prototipo basado en la estereolitografía, presentado por Chuck Hull. El proceso consiste en la adición de capas mediante el curado de fotopolímeros con láseres de rayos ultravioleta. El propio Hull definió el la estereolitografía como un “*sistema para generar objetos tridimensionales mediante la creación de un patrón transversal del objeto a formar*”. La mayor contribución de Hull no fue el proceso en sí (definido anteriormente por Kodama), sino el diseño del formato STL.

A lo largo de los años se han desarrollado diversas técnicas de fabricación aditiva, algunas de las más comunes son:

- Estereolitografía (SLA): curado de resina líquida mediante un láser. Entre sus aplicaciones se encuentran la fabricación de prototipos con alto detalle, la joyería y la odontología.

- Modelado por Deposición Fundida (FDM): impresión del modelo capa a capa haciendo uso de un filamento de plástico. Es principalmente empleada para fabricar piezas de uso personal.
- Sinterizado Selectivo por Láser (SLS): consistente en la fusión de polvo plástico o metálico haciendo uso de un láser. Se utiliza principalmente para la impresión de piezas industriales.
- Fusión por Haz de Electrones (EBM): su principio de funcionamiento es similar al del SLS, pero el polvo es fundido mediante un haz de electrones. Se emplea para fabricar implantes médicos.
- Bioimpresión 3D: impresión de órganos y tejidos haciendo uso de células vivas. Vital para el campo de la medicina regenerativa.

Las amplias posibilidades que ofrece la fabricación aditiva y el gran interés que despierta en la población han hecho posible la aparición de infinidad de avances en su funcionamiento. Así, en 1999 se implementó por primera vez en un cuerpo humano un órgano desarrollado con tecnología 3D (un aumento de la vejiga). En 2002 un equipo del instituto de Wake Forest de Medicina Regenerativa fue capaz de imprimir un riñón con la capacidad de filtrar sangre y orina. En 2011 aparecen simultáneamente el primer avión y el primer coche impresos en 3D y en 2013 una familia francesa comienza a vivir por primera vez en una casa impresa en 3D [65]. En el año 2018 la startup *Be More 3D* de la Universidad Politécnica de Valencia se convierte en la primera empresa española en imprimir una casa de hormigón *in situ* (**Figura 5.1.1**, izquierda) [66]. En 2021 un equipo de investigación de la Universidad Tecnológica de Nanyang consiguió por primera vez crear comida con una impresora que mejorara la vida de los pacientes con disfagia al tener una textura similar al puré (**Figura 5.1.1**, derecha).



Figura 5.1.1. Primera casa impresa en hormigón en España (izquierda); zanahorias de puré impresas en 3D (derecha).

5.1.2. Impresión de los modelos utilizados para el experimento

Por imposibilidad de acceder a los servicios de impresión 3D de la UPV, se contactó con la empresa *Albazetech* [67] para la impresión de las piezas. Tras pasar a formato STL los diseños CAD de las alas (*Sección 3.3.2*), se pasó a elegir la técnica de impresión más conveniente.

La empresa disponía de impresoras de SLA y FDM, pero el filamento de plástico disponible tenía un grosor de 0.4 mm. Esto imposibilitaba la correcta replicación de los orificios necesarios para la medición de la presión en el extradós (el grosor de los tubos es de 0.25 mm). Por este motivo se decidió imprimir las piezas en resina, la cual ofrece mayor calidad de detalle.

Una vez impresos todos los perfiles, se hizo necesario lijar superficialmente los prototipos para eliminar las marcas dejadas por los soportes necesarios para la impresión. Finalmente, se curaron las piezas al sol para proporcionarles mayor dureza y resistencia.

En la *Figura 5.1.2* se presentan algunas imágenes de las piezas terminadas, listas para introducirlas en túnel de viento.

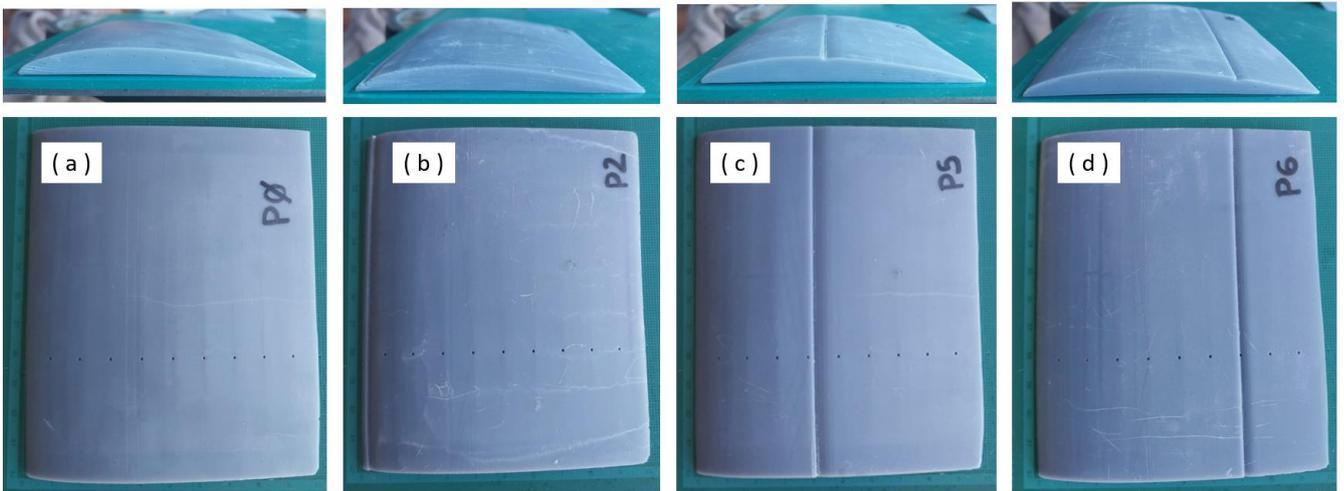


Figura 5.1.2. Planta y perfil del extradós de los prototipos P0 (a), P2 (b), P5 (c) y P6 (d) impresos.

5.2. Experimento en túnel de viento

Una vez se han impreso los modelos necesarios para el experimento es el momento de introducirlos en túnel de viento para medir la diferencia de presiones entre los distintos puntos del extradós.

El estudio se ha llevado a cabo en el túnel de viento cerrado localizado en el edificio 8P de la UPV. En la *Figura 5.2.1* se presentan un render y un esquema de un túnel de viento de las mismas características.

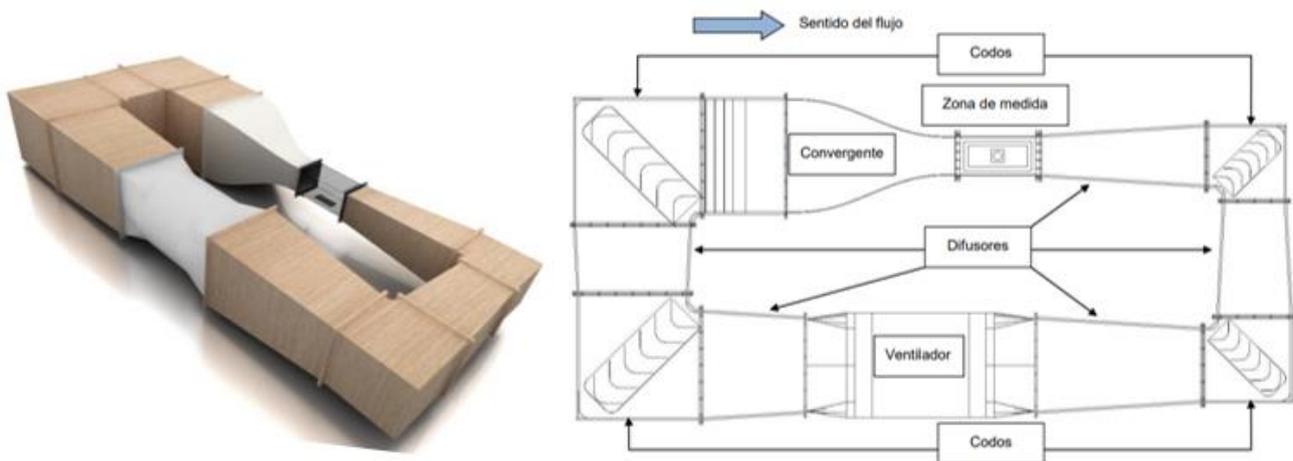


Figura 5.2.1. Render (izquierda) y esquema (derecha) de un túnel de viento cerrado.

A lo largo de esta sección se desarrollarán una breve introducción a la historia y clasificación de los túneles de viento, una descripción de las características del túnel utilizado y una explicación de la metodología seguida para la realización del experimento. Finalmente se presentarán los resultados obtenidos y se compararán los mismos con los datos numéricos.

5.2.1. Introducción a los túneles de viento

Según la definición de la NASA [68], un túnel de viento consiste en un conducto en cuyo interior se desarrolla un flujo de aire. Los túneles son utilizados para simular el comportamiento de un objeto en movimiento y su utilización es beneficiosa para múltiples aplicaciones en industrias como la aeroespacial,

automotriz, ingeniería civil o deportiva, entre otras. A través del número de Reynolds se hace posible escalar estudios realizados sobre pequeños prototipos a datos útiles acerca de grandes aparatos.

Existen diversas clasificaciones de los túneles de viento en función de ciertas características de los mismos, como la geometría que los construye o la velocidad que el aire es capaz de alcanzar en su interior. Los túneles de viento suelen clasificarse según [69]:

- El rango de velocidades del aire: la clasificación se lleva a cabo según el número de Mach (M) que puede alcanzarse en su interior. Suelen dividirse en:
 - Subsónicos ($M < 0.8$).
 - Transónicos ($0.8 < M < 1.2$).
 - Supersónicos ($1.2 < M < 5$).
 - Hipersónicos ($M > 5$).
- La geometría y el flujo de aire: se diferencia entre túneles de circuito abierto y cerrado.
 - Túneles de circuito abierto: el aire entra desde la atmósfera y vuelve a ella tras circular por el túnel.
 - Túneles de circuito cerrado: el aire se mueve en un bucle cerrado a través del túnel.
- El objetivo de su uso: diferenciando según el campo de aplicación que se pretende abarcar con los experimentos.
 - Túneles aerodinámicos: diseñados para estudiar las fuerzas aerodinámicas que afectan al movimiento de objetos en el aire.
 - Túneles climáticos: utilizados para simular condiciones atmosféricas extremas (tormentas, huracanes, etc).
 - Túneles para estudios de contaminación: para investigar la presencia de contaminantes en el aire.
- La escala: existen aquellos en los que se introducen prototipos de pequeño tamaño (de escala reducida) y otros que son capaces de albergar modelos a tamaño real (de escala real).
- El tipo de flujo: de flujo laminar o turbulento. Los segundos son capaces de introducir turbulencias controladas en el flujo.

Respecto a los elementos constituyentes de un túnel de viento, existen gran cantidad de elementos añadidos que pueden ajustar el funcionamiento de un túnel al propósito deseado. De manera general, un túnel está compuesto por:

- Ventilador: produce la corriente de aire del circuito. La potencia con que se le haga funcionar determina la velocidad del flujo.
- Cámara de mediciones: sección en la que se localiza el modelo a ensayar. Su tamaño determina la máxima escala con la que se puede trabajar. Es importante asegurarse de que la pieza introducida no cree interacciones con las paredes de la cámara.
- Estabilizadores de corriente: se localizan tras el ventilador y su función es anular la rotación originada por el ventilador.
- Ventanillas anti-pompaje: equilibran las presiones y evitan las oscilaciones críticas.

- Difusores: su objetivo es reducir la velocidad expandiendo el fluido y recuperando la presión estática. Su diseño es crítico ya que pueden originar separación del flujo, vibraciones en el túnel, oscilación en el ventilador y variaciones no deseadas de la velocidad.
- Cono de contracción: se encarga de aumentar la velocidad del flujo.

5.2.2. Instrumentación empleada en este estudio

Para la realización del experimento se ha hecho uso del instrumental disponible en el edificio 8P de la UPV. En concreto, ha sido necesario el empleo de un túnel de viento de circuito cerrado (**Figura 5.2.2**, izquierda) y un banco de medición de presiones (**Figura 5.2.2**, derecha).



Figura 5.2.2. Túnel de viento (izquierda) y banco de presiones (derecha) utilizados para el estudio.

Atendiendo a la clasificación desarrollada en la sección anterior, el túnel de viento empleado es de tipo subsónico (velocidad máxima de 75 m/s, número Mach de 0.22), circuito cerrado, aerodinámico, escala reducida y flujo turbulento (intensidad turbulenta del orden de 0.15% en mitad de sección y 0.5% a 0.1 m de las paredes).

La sección de medida del túnel tiene un tamaño de 0.5 x 0.5 x 1.0 m. El túnel en su totalidad tiene una longitud de 9 metros y un ancho de 4 metros. No admite estudios de capa límite atmosférica y el número típico de Reynolds alcanzado en su interior para alas es de $2e+5$.

La geometría de los modelos limitó la velocidad máxima con la que se podían realizar las pruebas, siendo ésta de 15 m/s. Teniendo en cuenta que el aire ensayado estaba a condiciones al nivel de mar, con lo que el número de Reynolds alcanzado fue de $1.02e+5$. Se desprecia la diferencia con el Reynolds simulado ($1.33e+5$) y se comparan los resultados obtenidos en túnel de viento con los extraídos de las simulaciones a velocidad de 20 m/s.

La imposibilidad de hacer uso de la balanza que mide las fuerzas aerodinámicas en el túnel hizo que únicamente se pudiese cuantificar la distribución de presiones en el extradós de los perfiles.

Respecto al banco de presiones utilizado, se trata de un modelo de 20 tubos de *Armfield* [70] que permite medir pequeñas diferencias de presión (0-280 mm H₂O en este caso, ya que el agua de los tubos se encuentra enrasada en la marca de 80 mm H₂O). La sensibilidad es de 2 mm H₂O. El banco fue colocado en posición vertical para la lectura de las mediciones.

Para llevar a cabo las medidas, se conectaron ocho de los tubos del banco de presiones a los orificios presentes en el extradós de las piezas (**Figura 5.2.3**). Estos orificios se encuentran localizados a lo largo de la cuerda con intervalos entre ellos del 10% de la misma. La oquedad correspondiente al 90% de la cuerda se dejó libre por imposibilidad de conectar el tubo correspondiente (el perfil Clark-Y se caracteriza por tener un grosor

muy fino en la parte posterior, y la pequeña escala del prototipo hizo imposible construir un tubo de la longitud suficiente).



Figura 5.2.3. Conexión de los tubos de presión al extradós del perfil.

5.2.3. Resultados y validación del estudio CFD

Tras ensayar los cuatro perfiles ($P0$, $P2$, $P5$ y $P6$), los datos leídos en el banco de presiones deben ser procesados antes de la comparación. Para ello se hace uso del software *Matlab*.

Las diferencias de presión deben ser pasadas a Pascales y posteriormente añadidas a la presión de referencia utilizada para las simulaciones (98347 Pa). Una vez que se han procesado los datos, se representan las distribuciones de presión obtenidas experimentalmente junto a las obtenidas numéricamente (**Figura 5.2.4**).

Observando las gráficas puede verse en primer lugar la diferencia de magnitud existente entre los datos experimentales y los numéricos. No resulta una diferencia preocupante, ya que los números de Reynolds característicos de los flujos no son iguales. Como era de esperar, la caída de presión obtenida experimentalmente es menor que la numérica, ya que el Reynolds utilizado fue menor ($1.01e+5$ frente a $1.36e+5$).

Los datos experimentales presentan muy poca definición ya que las curvas se construyeron con únicamente ocho medidas. Debido a ello, los picos de presión causados por las modificaciones no se han captado con precisión.

En el caso del perfil original (a), la curva obtenida parece ajustarse relativamente bien a los datos numéricos, aunque presenta una pendiente más suave en la parte final del perfil. El pico de presión creado por la modificación del perfil $P2$ (localizada en el 3% de la cuerda) no se ha captado en el túnel de viento, ya que la primera toma de presión se encuentra a un 10% del perfil. En el caso del perfil $P5$ (ranura en el 42% de la cuerda), la caída súbita de presión tampoco se ha captado al producirse entre los orificios localizados a un 40% y un 50% de la cuerda. Sin embargo, puede verse una fluctuación en la curva experimental en esa zona, indicando que efectivamente la hendidura modifica la presión en el extradós. Finalmente, el cambio de presión creado por una hendidura localizada al 70% de la cuerda ($P6$) ha sido el que mejor se ha captado con el experimento. Puede verse cómo la presión cae a la vez que lo hace la de la curva obtenida numéricamente. Esto se debe a que existe una toma de presión exactamente al 70% de la cuerda, atravesando la ranura.

No puede decirse que los datos obtenidos con CFD hayan sido correctamente validados con el experimento, ya que la precisión obtenida no ha sido suficiente para captar cambios significativos en la presión. Además, dificultades como la imposibilidad de alcanzar el mismo número de Reynolds o la poca estabilidad de los perfiles en túneles de viento han introducido errores en las mediciones. Queda como trabajo futuro realizar un experimento que verifique la validez de las simulaciones implementando varias mejoras:

- Mejorar el diseño de los modelos
- Medir las fuerzas de sustentación y resistencia sobre los perfiles.

- Obtener curvas de presión sobre el extradós más definidas, aumentando el número de puntos donde se mide la presión.

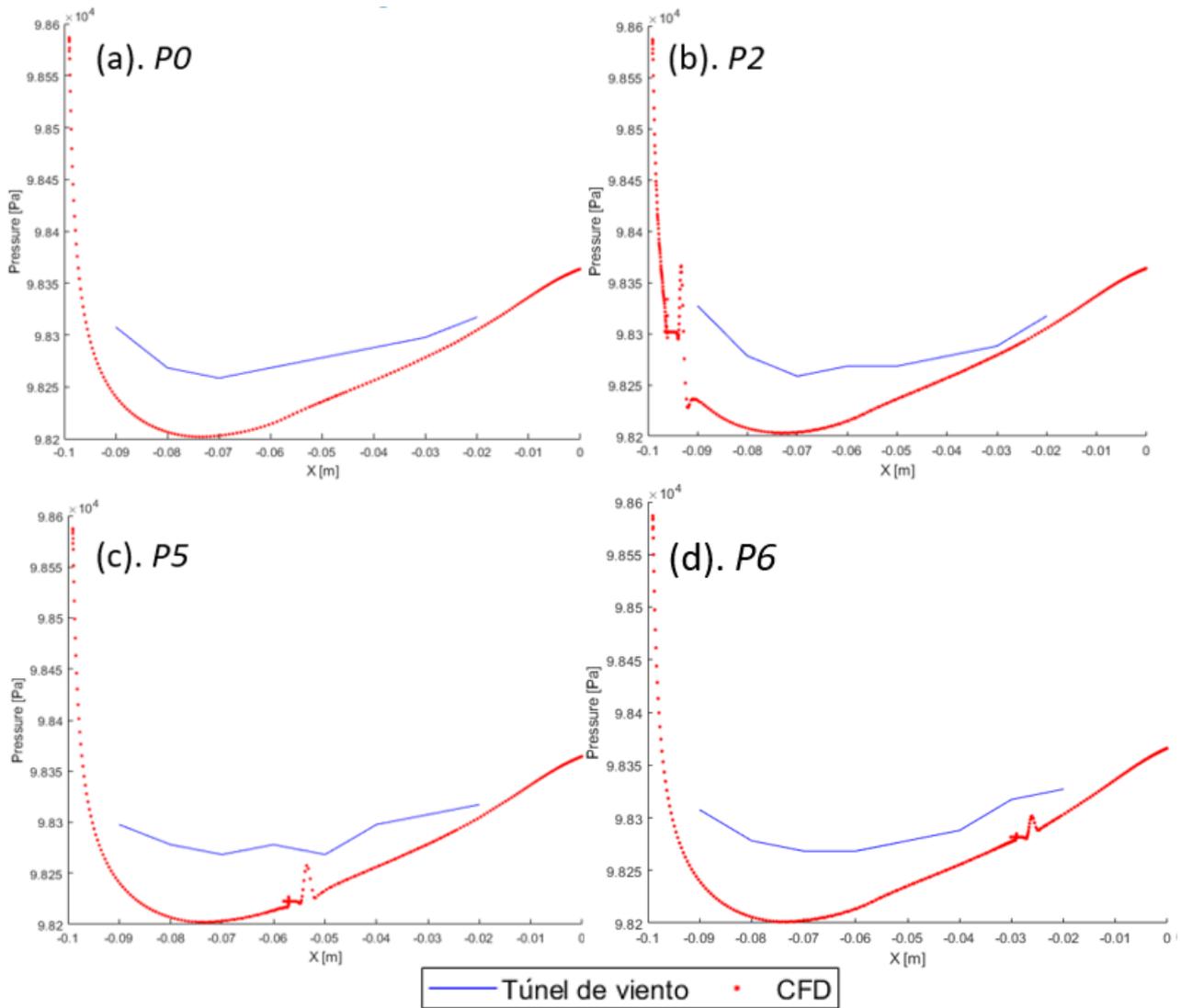


Figura 5.2.4. Distribución de presiones en el extradós de los perfiles P0 (a), P2 (b), P5 (c) y P6 (d) obtenidas experimental y numéricamente.

6. Conclusión y trabajo futuro

Se ha llevado a cabo el análisis del impacto de una modificación en forma de ranura circular sobre las prestaciones a la entrada en pérdida de un perfil Clark-Y. La inspiración para el estudio surgió del mundo animal, en concreto de los vórtices de borde de ataque (LEVs) que se crean en las alas de los murciélagos a causa de los huesos protuberantes presentes en la parte anterior del ala. Estos vórtices retrasan la entrada en pérdida durante el vuelo, lo que permite a los murciélagos realizar maniobras y giros muy cerrados. Debido a razones de escala, se ha decidido orientar el proyecto a mejorar las características de pérdida de pequeñas aeronaves no tripuladas (UAVs). Así, se ha decidido tener en cuenta un perfil base con 10 cm de cuerda y unas condiciones de vuelo a baja altura (250 m sobre el nivel del mar) y velocidades moderadas (20, 30 y 40 m/s). Los números de Reynolds característicos del problema (basados en la cuerda) son de $1.36e+5$, $1.99e+5$ y $2.67e+5$, respectivamente.

Se han ejecutado un total de 297 simulaciones numéricas para caracterizar el comportamiento aerodinámico de 11 perfiles distintos: el caso base y 10 modificaciones sobre el mismo. Así, se pretendía discernir qué efecto producía sobre la pérdida la variación del radio y la localización de la ranura. En primer lugar se estudiaron 6 perfiles que implementaban una modificación de 1 mm de radio, localizados a diferentes porcentajes de la cuerda: 1, 3, 5, 10, 42 y 70%. Posteriormente se tomó como base el perfil que ofrecía mejores resultados (1%) y se varió el radio de la ranura (valores de 0.25, 0.5, 0.75 y 1.5 mm) obteniendo otros cuatro modelos de estudio.

Las curvas de coeficiente de sustentación y de eficiencia aerodinámica obtenidas demostraron que el perfil con mejores características de pérdida era aquel que implementaba una ranura de 0.25 mm de radio localizada a un 1% de la cuerda (*P7*). Se ha conseguido suavizar la entrada en pérdida, así como aumentar en un grado el ángulo de ataque máximo para las velocidades de 20 y 30 m/s. No se ha alcanzado ninguna mejora para el caso con velocidad de 40 m/s. Durante la caracterización cualitativa del flujo se ha observado cómo los vórtices creados en la ranura originan una burbuja de recirculación que mantiene el flujo adherido al perfil.

Se han validado los resultados obtenidos en las simulaciones con dos fuentes distintas: las curvas de coeficiente de sustentación del perfil original se han contrastado con los datos experimentales obtenidos por Lyon et al. [62] mientras que la distribución de presiones en el extradós de los perfiles base, *P2*, *P5* y *P6* se han comparado con los datos obtenidos en un ensayo personal llevado a cabo en túnel de viento. La comparación con los datos de Lyon et al. ha sido satisfactoria, obteniéndose resultados muy cercanos a los experimentales para ángulos de ataque menores de 14° . Para altos ángulos de ataque la similitud se pierde considerablemente, debido a la inexactitud de los modelos y simplificaciones utilizados y a la dificultad de predecir la entrada en pérdida numéricamente. Por otra parte, la comparación con los datos de túnel de viento obtenidos personalmente ha sido insatisfactoria, debido a la poca definición de las curvas obtenidas experimentalmente y a problemas surgidos durante el ensayo. Se puede ver cómo las curvas experimentales parecen reflejar los picos de presión causados por la ranura, pero el número de medidas tomadas es demasiado escaso para asegurar la validación.

Finalmente, puede concluirse que la modificación introducida ha proporcionado resultados satisfactorios en lo que a las características de pérdida del perfil se refiere a bajas velocidades. Sin embargo, la sustentación producida por los perfiles ranurados es ligeramente menor que la del caso base. Así, podría ser conveniente introducir la innovación en alas de UAVs que necesiten realizar maniobras más arriesgadas (por necesidad de introducirse en entornos con muchos obstáculos), pero habrá que tener en cuenta que la aeronave sustentará en menor medida. La eficiencia aerodinámica obtenida con la modificación es ligeramente mayor a altos ángulos de ataque, pero empeora para un vuelo poco inclinado. Por tanto el ahorro de combustible no sería posible con la modificación, ya que lo más común es que un dron vuele de manera más prolongada a bajos ángulos de ataque. La modificación podría ser también beneficiosa para el diseño de hélices que incorporen el perfil Clark-Y, permitiendo colocar las palas a un mayor ángulo de ataque y obteniendo por tanto una mayor velocidad de rotación.

Los resultados satisfactorios del estudio no hacen más que crear nuevas vertientes de estudio, pudiendo ampliarse el conocimiento de cómo funciona la modificación ranurada de forma circular en los perfiles aerodinámicos. Dentro del trabajo futuro que podría llevarse a cabo para ampliar el alcance de este estudio, se destaca:

- Investigar el efecto de la modificación sobre otros perfiles aerodinámicos. Es posible que la mejora obtenida sea mayor o menor que para el perfil Clark-Y.
- Analizar el comportamiento del perfil ante la pérdida al introducir varias ranuras consecutivas en el extradós.
- Simular una ranura inversa, que sobresalga del extradós en lugar de 'introducirse' en él (más similar a las alas de los murciélagos).
- Ampliar el rango de velocidades estudiado.
- Estudiar el efecto de la modificación sobre alas de mayor tamaño, pudiendo ampliar el campo de aplicación a aeronaves militares o de extinción de incendios (donde sería beneficioso disponer de un mayor rango de ángulo de ataque).
- Realizar los ensayos correspondientes en túnel de viento para asegurar la correcta validación de los resultados.

7. Referencias

- [1]. G. Arthur, Tracy (2001). *The aviation century in America: Effects of selected segments of aviation development on American foreign affairs, military history, and social history, 1900–1939*. St. John's University (New York). <https://www.proquest.com/docview/304727518/previewPDF/8BC6623319F84138PQ/1?accountid=28445&sourcetype=Dissertations%20&%20Theses>
- [2]. John F., Manet (2000). *Aviation and the American imagination during World War II*. University of Illinois. <https://www.proquest.com/docview/304665068?pq-origsite=wos&accountid=28445&sourcetype=Dissertations%20&%20Theses>
- [3]. V., P. (2022, November 30). *Lockheed SR-71, el avión más rápido del mundo invicto tras seis décadas*. Expansion. <https://www.expansion.com/fueradeserie/motor/2022/11/30/637bafbde5fdea817b8b467f.html>
- [4]. Wikipedia contributors. (n.d.). *Historia de la aviación*. Wikipedia, The Free Encyclopedia. https://es.wikipedia.org/w/index.php?title=Historia_de_la_aviaci%C3%B3n&oldid=162055990
- [5]. *Pérdida de control por entrada en pérdida y barrena*. European General Aviation Safety Team. <chrome-extension://efaidnbnmnibpcjpcglclefindmkaj/https://www.seguridadaaerea.gob.es/sites/default/files/ga08-perdida-de-control-por-entrada-en-perdida-y-en-barrena.pdf>
- [6]. Navarro, M. Á. M. (n.d.). *La pérdida. Cómo y por qué se produce*. Manualvuelo.es. Retrieved September 13, 2024, from https://www.manualvuelo.es/1pbav/18_perdd.html
- [7]. Aviación, T. (2021, August 25). *Slats: ¿Qué son y para qué sirven?* TMAS Aviación; Actualidad TMA. <https://www.tmas.es/blog/mecanica-de-aviones/slats-que-son-y-para-que-sirven/>
- [8]. Martín, A. (2022, January 4). *Las semillas voladoras que inspiraron a los creadores de los primeros aviones*. Hipertextual. <https://hipertextual.com/2022/01/liana-borneo-semillas>
- [9] Sanz, D., & José, E. (2021). *Estudio modelado y experimental de un ala con protuberancias*. Universitat Politècnica de València.
- [10] Kant, R., & Bhattacharyya, A. (2022). *Hydrofoil geometry and leading-edge modifications: Influence of section profile, aspect ratio, and sweep*. Ocean Engineering, 262(112306), 112306. <https://doi.org/10.1016/j.oceaneng.2022.112306>
- [11] Gutierrez, M. (2018, February 9). *Biomimetismo: Ingeniería aeronáutica al estilo de la naturaleza*. Aviación Digital; Aviaciondigital SL. <https://aviaciondigital.com/biomimetismo-ingenieria-aeronautica-al-estilo-la-naturaleza/>
- [12] Aerospace Engineering. (2019, August 7). *AlbatrossOne Airbus, revolutionising aircraft wing design*. Aerospace Engineering. <https://www.aerospacengineering.net/albatrossone-airbus-revolutionising-aircraft-wing-design/>
- [13]. Chin, D. D., Matloff, L. Y., Stowers, A. K., Tucci, E. R., & Lentink, D. (2017). *Inspiration for wing design: how forelimb specialization enables active flight in modern vertebrates*. Journal of the Royal Society, Interface, 14(131), 20170240. <https://doi.org/10.1098/rsif.2017.0240>
- [14]. (2019, August 13). *10 datos increíbles sobre los murciélagos*. The Nature Conservancy. <https://www.nature.org/es-us/que-hacemos/nuestra-vision/perspectivas/top-10-datos-sobre-los-murcielagos/>
- [15]. Hedenström, A., & Johansson, L. C. (2015). *Bat flight: aerodynamics, kinematics and flight morphology*. The Journal of Experimental Biology, 218(5), 653–663. <https://doi.org/10.1242/jeb.031203>
- [16]. Hedenström, A., & Johansson, L. C. (2015). *Bat flight: aerodynamics, kinematics and flight morphology*. The Journal of Experimental Biology, 218(5), 653–663. <https://doi.org/10.1242/jeb.031203>
- [17]. Wood RJ, Steltz E, Fearing RS. 2005 *Optimal energy density piezoelectric bending actuators*. Sens. Actuators A Phys. 119, 476–488. (doi:10.1016/j.sna.2004.10.024)
- [18]. Muijres, F. T., Johansson, L. C., Barfield, R., Wolf, M., Spedding, G. R., & Hedenström, A. (2008). *Leading-edge vortex improves lift in slow-flying bats*. Science (New York, N.Y.), 319(5867), 1250–1253. <https://doi.org/10.1126/science.1153019>

- [19]. Ramezani, A., Shi, X., Chung, S.-J., & Hutchinson, S. (2016). *Bat Bot (B2), a biologically inspired flying machine*. 2016 IEEE International Conference on Robotics and Automation (ICRA), 3219–3226.
- [20]. Hoff, J., Ramezani, A., Chung, S.-J., & Hutchinson, S. (2018). *Optimizing the structure and movement of a robotic bat with biological kinematic synergies*. The International Journal of Robotics Research, 37(10), 1233–1252. <https://doi.org/10.1177/0278364918804654>
- [21]. Ramezani, A., Chung, S.-J., & Hutchinson, S. (2017). *A biomimetic robotic platform to study flight specializations of bats*. Science Robotics, 2(3). <https://doi.org/10.1126/scirobotics.aal2505>
- [22]. Wlezien, R.W., Homer, G.C., McGowan, A.R., Padula, S.L., Scott, M.A., Silcox, R.J. and Simpson, J.O. (1998). *The Aircraft Morphing Program*. AIAA. Paper 98-1927.
- [23]. Fertis, D. G., & Smith, L. L. (1986). *U.S. Patent No. 4,606,519*. Washington, DC: U.S. Patent and Trademark Office.
- [24]. Fertis, D. G. (1994). *New airfoil-design concept with improved aerodynamic characteristics*. Journal of Aerospace Engineering, 7(3), 328-339.
- [25]. *Numerical Investigation of Turbulent Flow Around a Stepped Airfoil at High Reynolds Number - 2*. (n.d.). SlideShare. Retrieved September 13, 2024, from <https://es.slideshare.net/slideshow/numerical-investigation-of-turbulent-flow-around-a-stepped-airfoil-at-high-reynolds-number-2/235750246>
- [26]. Mishriky, F., & Walsh, P. (2016). *Effect of step depth and angle in Kline-Fogleman (KFm-2) airfoil*. Global Journals of Research in Engineering, 16(J4), 1–8. <https://gjre.org/index.php/gjre/article/view/998>
- [27]. J. M. Davies, “*The aerodynamics of golf balls*”, Journal of Applied Physics, Vol. 20, Issue 9, pp. 821-828, 1949. <https://doi.org/10.1063/1.1698540>
- [28]. R. Mustak, N. Uddin, and M. Mashud “*Effect of Different Shaped Dimples on Airfoils*”, International Conference on Mechanical Engineering and Renewable Energy 2015, November 2015.
- [29]. Maraf, A.; Singh, M.; Chouhan, T.S.: *Effect of dimple on aero-dynamic behaviour of airfoil*. Int. J. Eng. Technol. 9, 2268–2277(2017). https://www.researchgate.net/publication/318369673_Effect_of_Dimple_on_Aerodynamic_Behaviour_of_Airfoil/citations
- [30]. D T Venkatesh, Dr. N. Chikkanna, Dr. Basawaraj, S. Palekar, A. Raikar (2021). *Design and Computational Analysis of Continuous Groove Effect on the Wing*. International Research Journal of Engineering and Technology. <http://chrome-extension://efaidnbmnnnibpcajpcgiclfefindmkaj/https://www.irjet.net/archives/V8/i10/IRJET-V8I1066.pdf>
- [31]. *Basrah journal for engineering sciences*. (n.d.). Iasj.net. Retrieved September 13, 2024, from <https://www.iasj.net/iasj/journal/66/issues>
- [32]. *NACA 0012 AIRFOILS (n0012-il)*. (n.d.). Airfoiltools.com. Retrieved September 13, 2024, from <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=n0012-il>
- [33]. *Superficie de sustentación Clark Y*. (n.d.). Wikibrief.org. Retrieved September 13, 2024, from https://es.wikibrief.org/wiki/Clark_Y_airfoil
- [34]. *CLARK Y AIRFOIL (clarky-il)*. (n.d.). Airfoiltools.com. Retrieved September 13, 2024, from <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=clarky-il>
- [35]. Gori, Y., Patil, P. P., & Taluja, R. (2021). *UAV Structure and Aerodynamic Character Research on two different Airfoils*. Webology. <https://doi.org/10.29121/web/v18i3/122>
- [36]. M. A. Karthik, H. V. Adithya, A. Purantagi, R. Hari, C. Vinay (2018). *Analysis and Selection of Airfoil sections for Low Speed UAV's*. International Journal of Latest Engineering Research and Applications. <chrome-extension://efaidnbmnnnibpcajpcgiclfefindmkaj/http://www.ijlera.com/papers/v3-i5/7.201805099.pdf>

- [37]. Wikipedia contributors. (2024, August 19). *Computational fluid dynamics*. Wikipedia, The Free Encyclopedia. https://en.wikipedia.org/w/index.php?title=Computational_fluid_dynamics&oldid=1241121206
- [38]. *Computational Fluid Dynamics (CFD) - ultimate guide*. (2018, December 15). SimScale. <https://www.simscale.com/docs/simwiki/cfd-computational-fluid-dynamics/what-is-cfd-computational-fluid-dynamics/>
- [39]. DConcept. (2024, April 24). *Qué es el CFD (Computational Fluid Dynamics): Una Guía Completa*. DConcept; DConcept Arquitectura Data Centers. <https://dconceptgroup.com/que-es-el-cfd-computational-fluid-dynamics-una-guia-completa/>
- [40]. M. Kawaguti, “Numerical Solution of the NS Equations for the Flow Around a Circular Cylinder at Reynolds Number 40”, 1953, Journal of Phy.Soc. Japan, vol. 8, pp. 747-757
- [41]. Super User. (n.d.). *Industry oriented courses*. Iitk.Ac.In. Retrieved September 14, 2024, from <https://www.iitk.ac.in/dord/industry-oriented-courses>
- [42]. J. L. Hess, A. Smith. (1987) *Calculation of potential flow about arbitrary bodies*. <https://www.sciencedirect.com/science/article/abs/pii/0376042167900036>
- [43]. Jameson, A., Schmidt, W. and Turkel, E., “Numerical Solution of the Euler Equations by Finite Volume Methods”
- [44]. *The history of Computational Fluid Dynamics*. (n.d.). Resolved Analytics. Retrieved September 14, 2024, from <https://www.resolvedanalytics.com/cfd/history-of-cfd>
- [45]. Frank M. White, *Viscous Fluid Flow*, McGraw-Hill Mechanical Engineering, 3rd Edition, ISBN-10: 0072402318
- [46]. Wikipedia contributors. (2024b, September 4). *Navier–Stokes equations*. Wikipedia, The Free Encyclopedia. https://en.wikipedia.org/w/index.php?title=Navier%E2%80%93Stokes_equations&oldid=1243966741
- [47]. Antonio Gil Megías. (2023) *Apuntes de Geometría y Mallado: sesión 1*. MUMFC.
- [48] Pedro Martí Gómez-Aldaraví. *Ampliación de mecánica de fluidos: Pre-proceso en cfd*. Universidad Politécnica de Valencia.
- [49]. *Cfd computational domain*. Online. URL: <https://www.idealsimulations.com/resources/cfd-computational-domain/>.
- [50]. Internacional, K. (2024, January 30). *CFD: una herramienta para la simulación y modelado en ingeniería*. Kin.Energy. <https://www.kin.energy/blogs/post/cfd-una-herramienta-para-la-simulaci%C3%B3n-y-modelado-en-ingenier%C3%AD>
- [51]. Sergio Hoyas. *Apuntes de Turbulencia: RANS*. MUMFC
- [52]. Sergio Hoyas. *Apuntes de Turbulencia: LES*. MUMFC
- [53]. *Journal of wind engineering and industrial aerodynamics*. (n.d.). Scimagojr.com. Retrieved September 13, 2024, from <https://www.scimagojr.com/journalsearch.php?q=110486&tip=sid&clean=0>
- [54]. *Thermal Science - scientific journal [paper: Optimal airfoil design and wing analysis for solar-powered high altitude platform station]*. (n.d.). Vinca.Rs. Retrieved September 13, 2024, from <https://thermalscience.vinca.rs/2022/3/12>
- [55]. Li, X. (2022). *Numerical simulations of the effect of the asymmetrical bending of the hindwings of a hovering C. buqueti bamboo weevil with respect to the aerodynamic characteristics*. *Micromachines*, 13(11), 1995. <https://doi.org/10.3390/mi13111995>
- [56]. StarCCM+ Manual > Tutorials > Compressible Flow > Anisotropic Volume Meshing: Onera M6 Wing > Preparing and Generating the Mesh
- [57]. *Specs*. (n.d.). DJI Official. Retrieved September 13, 2024, from <https://www.dji.com/es/dji-fpv/specs>

- [58]. Cavcar, M. (n.d.). *The International Standard Atmosphere (ISA)*. Uba.Ar. Retrieved September 13, 2024, from <http://fisicaatmo.at.fcen.uba.ar/practicas/ISAwweb.pdf>
- [59]. Xu, X., Zhou, Z., Fan, R., & Wang, J. (2010). *Investigation of active flow control on aerodynamic performance of HALE UAV airfoil*. 2010 Second International Conference on Computer Modeling and Simulation, 18, 123–126.
- [60]. Li, D. (2007). *Numerical simulation of thin airfoil stall by using a modified DES approach*. International Journal for Numerical Methods in Fluids, 54(3), 325–332. <https://doi.org/10.1002/flid.1403>
- [61]. *SST k-omega model*. (n.d.). Cfd-online.com. Retrieved September 14, 2024, from https://www.cfdonline.com/Wiki/SST_k-omega_model
- [62]. C. Lyon, A. Broeren, P. Giguère, A. Gopalathnam, M. Selig (1997). *Summary of Low-Speed Airfoil Data*. University of Illinois at Urbana-Champaign. chrome-extension://efaidnbmnnnibpcajpcglclefindmkaj/https://m-selig.ae.illinois.edu/uiuc_lsat/Low-Speed-Airfoil-Data-V3.pdf
- [63]. Baskar, N. (2022, November 25). *Learn everything about the convergence criteria in CFD*. Skill-Lync; Skill Lync. <https://skill-lync.com/blogs/technical-blogs/cfd-all-about-the-convergence-criteria>
- [64]. Wikipedia contributors. (n.d.-b). *Impresión 3D*. Wikipedia, The Free Encyclopedia. https://es.wikipedia.org/w/index.php?title=Impresi%C3%B3n_3D&oldid=161989873
- [65]. impresoras3d.com. (2023, February 8). *Breve Historia de la impresión 3D*. impresoras3d.com. <https://www.impresoras3d.com/breve-historia-de-la-impresion-3d/>
- [66]. *Noticia UPV: Be More 3D, “start up” surgida del entorno emprendedor de la UPV, construye la primera casa impresa en tres dimensiones de África*. (n.d.). Upv.Es. Retrieved September 13, 2024, from <https://www.upv.es/noticias-upv/noticia-11471-en-el-marco-de-es.html>
- [67]. *Servicios de Impresión 3D en Albacete*. (2023, April 14). ALBAZETECH - Impresión 3D en Albacete. <https://www.albazetech.com/>
- [68]. Wild, F. (2017, April 5). *What are wind tunnels? (grades K-4)*. NASA. <https://www.nasa.gov/learning-resources/for-kids-and-students/what-are-wind-tunnels-grades-k-4/>
- [69]. *Types of Wind Tunnels*. (n.d.). Nasa.gov. Retrieved September 13, 2024, from <https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/tuntype.html>
- [70]. *Armfield Catalogue*. <chrome-extension://efaidnbmnnnibpcajpcglclefindmkaj/https://armfield.co.uk/wp-content/uploads/2023/11/Armfield-Catalogue-2024-Live-1.pdf>
- [71]. Wikipedia contributors. (n.d.-c). *Pliego de condiciones*. Wikipedia, The Free Encyclopedia. https://es.wikipedia.org/w/index.php?title=Pliego_de_condiciones&oldid=159785054
- [72]. *BOE-A-1997-8669 Real Decreto 486/1997, de 14 de abril, por el que se establecen las disposiciones mínimas de seguridad y salud en los lugares de trabajo*. (n.d.). Boe.es. Retrieved September 14, 2024, from <https://www.boe.es/buscar/act.php?id=BOE-A-1997-8669>
- [73]. *BOE-A-1997-8671 Real Decreto 488/1997, de 14 de abril, sobre disposiciones mínimas de seguridad y salud relativas al trabajo con equipos que incluyen pantallas de visualización*. (n.d.). Boe.es. Retrieved September 14, 2024, from <https://www.boe.es/buscar/act.php?id=BOE-A-1997-8671>
- [74]. *UNE-EN ISO/ASTM 52910:2020*. (n.d.). Une.org. Retrieved September 14, 2024, from <https://www.une.org/encuentra-tu-norma/busca-tu-norma/norma/?c=N0063724>
- [75]. *Resina Estándar*. (n.d.). ANYCUBIC-ES. Retrieved September 14, 2024, from https://www.anycubic.es/collections/materiales/products/resinauv?_gl=1*130bct*_up*MQ..&gclid=CjwKCAjw6JS3BhBAEiwAO9waF6sVES4LnT1asNStgcfrlNYotsynL0ISDQ3qHjQFSKhMITQGOWmj0hoCUR0QAvD_BwE
- [76]. *Tablas retributivas : Vicegerencia de Recursos Humanos i Estructura Organizativa : UPV*. (n.d.). Upv.Es. Retrieved September 14, 2024, from <https://www.upv.es/entidades/SRH/retribuciones/787565normalv.html>

- [77]. University of Washington. *Services rates. Online*, July 2019. URL: <https://www.a.washington.edu/AERL/KWT/rateguide>.
- [78]. *3DI_ADD_FACEBOOK_TITLE_3DI*. (n.d.). Aceglass.com. Retrieved September 14, 2024, from <https://www.aceglass.com/html/3dissues/GeneralCatalog/html5/index.html?page=1&noflash>
- [79]. *Pricing and licensing*. (n.d.). Mathworks.com. Retrieved September 14, 2024, from <https://es.mathworks.com/pricing-licensing.html?prodcod=ML&intendeduse=student>
- [80]. Es, T. (2019, January 28). *¿Cuánto cuesta el kilovatio hora de luz (kWh) en España?* tarifaluzhora.es. <https://tarifaluzhora.es/info/precio-kwh>

Parte II

Pliego de condiciones

1. Pliego de condiciones

1.1. Definición y objeto del pliego

Se denomina pliego de condiciones a un documento contractual, de carácter exhaustivo y obligatorio en el cual se establecen las condiciones o cláusulas que se aceptan en un contrato de obras o servicios, una concesión administrativa, una subasta, etc. [71]

Así, el presente documento pretende identificar y regular las condiciones, tanto generales como específicas, del proyecto asociado. Se desarrollarán las disposiciones de carácter general, de materiales y de ejecución que deben cumplirse para asegurar que el proyecto se lleva a cabo de forma correcta.

1.2. Condiciones de equipamiento y materiales

Para el correcto desarrollo del proyecto, es necesario cumplir ciertos requisitos en lo que a equipamiento y materiales se refiere. Los equipos que han sido necesarios para la elaboración del mismo pueden consultarse en el documento de Memoria del proyecto, desglosándose a continuación los requisitos mínimos que deberían cumplirse para llevar a cabo una réplica del mismo.

- **Materiales:** se trata del campo menos restrictivo del proyecto, ya que el estudio se ha desarrollado en su mayoría en un entorno informático. Se requiere disponer de:
 - Resina adecuada para la impresión de las piezas físicas. Las prestaciones mínimas pueden ser alcanzadas haciendo uso de una resina estándar de fabricación aditiva. [75]
 - Un mástil rígido para los ensayos de túnel de viento. Debe aguantar velocidades de 16 m/s sin combarse, además de caracterizarse por un radio lo suficientemente bajo como para no introducir resistencia aerodinámica significativa en el ensayo.
- **Equipamiento:** se hace necesario disponer de un laboratorio especializado en aerodinámica, que disponga de las siguientes infraestructuras:
 - Túnel de viento de circuito cerrado. Debe poder alcanzarse una velocidad mínima de 15 m/s, siendo posible crear una intensidad turbulenta del flujo del 0,15% en la parte media de la cámara de mediciones.
 - Banco de medida de presiones. Debe poderse medir una diferencia de presiones mínima de 120 mm de agua, con al menos ocho tubos de medición.
 - Adicionalmente, debe disponerse de una impresora 3D de estereolitografía, con un banco de impresión de al menos 26 cm de rango (longitud óptima del mástil).
- **Software:** la casi totalidad del estudio se ha llevado a cabo haciendo uso de un ordenador equipado con un procesador Intel(R) Core i7. Un menor número de núcleos disponible podría ser aceptable siempre que el tiempo disponible para realizar las simulaciones fuese mayor de al menos un mes (jornada de ocho horas). Para la correcta ejecución del estudio debería disponerse de las siguientes facilidades de software:
 - *StarCCM+*, versión 2210 o similar.
 - *Ansys SpaceClaim*, versión 2023 R1 o similar.

- *Mathworks Matlab*, versión R2023a o similar.
- Sistema operativo *Windows*, ya sea nativo, partición de disco o máquina virtual.

1.3. Condiciones de ejecución

Se definen a continuación aquellas normas comunes que deben tenerse en cuenta al llevar a cabo proyectos de naturaleza semejante a la de este estudio.

Por una parte, las condiciones mínimas de seguridad y salud en los lugares de trabajo (como lo son los laboratorios donde se llevaron a cabo los experimentos expuesto en la memoria del proyecto) están recogidas en el Real Decreto 486/1997 del 14 de abril. [72] En los anexos de dicho decreto se desarrollan ciertas cuestiones de importancia vital tanto a nivel legal como de seguridad que deben ser cumplidas en los lugares de trabajo donde se desarrolla el proyecto (laboratorios, oficinas, etc):

- Anexo I: Condiciones de seguridad en los lugares de trabajo.
- Anexo II: Orden, limpieza y mantenimiento.
- Anexo III: Condiciones ambientales de los lugares de trabajo.
- Anexo IV: Iluminación de los lugares de trabajo.
- Anexo V: Servicios higiénicos y locales de descanso.

En otro orden de cosas, la realización del proyecto lleva ligada sin remedio la utilización de equipos informáticos (ordenadores). Es oportuno por tanto cumplir también las disposiciones en cuanto a las medidas mínimas de seguridad y salud relativas al trabajo con equipos que incluyen pantallas de visualización, publicadas en el anexo del Real Decreto 488/1997 del 14 de abril [73].

La utilización de una impresora 3D obliga de igual manera a cumplir las disposiciones legales asociadas a su uso. Las obligaciones y limitaciones de su uso versan acerca de la apropiación intelectual e industrial, los derechos de imagen, la impresión de objetos ilícitos y los requerimientos de seguridad para su uso, recogidos en la Norma UNE-EN ISO/ASTM 52910:2020. [74]

1.4. Condiciones económicas

Los requerimientos mínimos económicos necesarios para la ejecución del proyecto se definen de forma independiente en el documento **Presupuesto**, que se adjunta al proyecto para su consulta.

Parte III

Presupuesto

1. Presupuesto

A lo largo del presente documento anexo al estudio se desglosan los costes asociados a la ejecución del mismo. Se tendrán en cuenta aspectos como los recursos humanos y materiales empleados, y se proporcionará finalmente un presupuesto justificado del coste total.

Como una primera aproximación, se desglosan las diferentes actividades asociadas a la realización del proyecto, incluyendo las tareas necesarias para consumir cada una de ellas:

1. Revisión bibliográfica: consulta de documentación en internet y libros.
2. Diseño de las geometrías utilizadas: modelado de los perfiles bidimensionales para el estudio CFD y de las alas tridimensionales para la fase experimental.
3. Estudio CFD: trabajo de pre-proceso de las simulaciones, tiempo de ejecución de las mismas, post-procesado y análisis de los resultados.
4. Estudio experimental: impresión de los modelos, desplazamiento a Valencia, toma de mediciones en el túnel, tratamiento y análisis de resultados.
5. Redacción de la memoria.

Cada una de las tareas puede englobarse en una categoría diferente en función de su naturaleza. Las distintas categorías están asociadas a diversos tipos de coste económico en función de los recursos necesarios.

- Recursos humanos:
 - Horas de trabajo del alumno (sueldo de ingeniero aeroespacial en prácticas).
 - Horas de trabajo de los profesores involucrados (sueldo de ingeniero aeroespacial con experiencia).
- Recursos materiales:
 - Ordenador utilizado.
 - Túnel de viento.
 - Impresión 3D.
 - Banco de presiones.
- Recursos de software:
 - Licencia de *Ansys SpaceClaim*.
 - Licencia de *StarCCM+*.
 - Licencia de *Matlab*.
 - Licencia de *Office*.
- Otros:
 - Consumo eléctrico.
 - Consumo de combustible (desplazamiento a Valencia).

A continuación se desglosarán los costes asociados a cada una de las categorías. Algunos de ellos son estimados, sin poderse conocer la carga económica exacta que han supuesto.

Se calculan en primer lugar los costes asociados a los recursos humanos (**Tabla 1.1**). El sueldo del alumno se ha supuesto el de un ingeniero aeroespacial en prácticas (situación actual del autor), mientras que el de los profesores se ha consultado en el portal de transparencia de la UPV. [76]

Concepto	Coste unitario	Cantidad	Coste total
Horas alumno	7.5 €/h	480 h	3600 €
Horas profesorado	36 €/h	20 h	720 €

Tabla 1.1. Costes asociados a recursos humanos.

Se pasa a continuación a calcular los costes de los recursos materiales (**Tabla 1.2**). El ordenador utilizado (modelo MSI DESKTOP-96N96JN) tiene un coste en el mercado de 1500 €. Suponiendo una vida útil

de 6 años, se estima que el coste por hora del equipo es de 0.03 €/h. El coste del túnel se ha calculado según un presupuesto de la Universidad de Washington [77], siendo el coste por día de 600 €. El precio en mercado del banco de presiones es de 300 € [78] con una vida útil en torno a los 10 años.

Concepto	Coste unitario	Cantidad	Coste total
Ordenador	0.03 €/h	470	14.1 €
Túnel de viento	25 €/h	10	250 €
Banco de presiones	0.004 €/h	10	0.04 €
Impresión 3D	80 €	1	80 €

Tabla 1.2. Costes asociados a recursos materiales.

La siguiente categoría abarca el coste asociado a la licencias de los distintos software utilizados para desarrollar el estudio (**Tabla 1.3**). Para calcular los precios de las licencias de *StarCCM+* y *Office* se ha tomado como referencia el estudio de Sanz. [9] Se ha considerado el precio de una licencia de *SpaceClaim* comercial (18 000 € por una licencia anual) por imposibilidad de encontrar el precio de la licencia educativa. El precio de la licencia de *Matlab* es de 262 € al año para propósitos educativos. [79]

Concepto	Coste unitario	Cantidad	Coste total
Licencia <i>StarCCM+</i>	0.5 €/h	200	100 €
Licencia <i>SpaceClaim</i>	2.05 €/h	50	102.5 €
Licencia <i>Matlab</i>	0.03 €/h	20	0.6 €
Licencia <i>Office</i>	31.5 €/mes	2	63 €

Tabla 1.3. Costes asociados a licencias de software.

Finalmente queda calcular los gastos adicionales (**Tabla 1.4**). Se ha hecho una media aritmética del coste del kWh en España en horario de 8:00 a 14:00, resultando en un precio de 0.0579 €/kWh. [80] Se asume un consumo en torno a 1kW por hora. Por otra parte, el vehículo utilizado para el desplazamiento a Valencia con el objetivo de realizar las pruebas en túnel de viento es de 0.107 €/km.

Concepto	Coste unitario	Cantidad	Coste total
Consumo eléctrico	0.0579 €/h	470	27.21 €
Consumo de combustible	0.107 €/km	189	20.22 €

Tabla 1.4. Costes asociados a gastos adicionales.

En la **Tabla 1.5** se presenta el coste total que ha supuesto el estudio.

Concepto	Coste total
Recursos humanos	4320 €
Recursos materiales	344.14 €
Recursos de software	266.1 €
Otros	47.43 €
Total neto	4977.67 €

Tabla 1.5. Costes totales asociados al estudio.