



UNIVERSITAT  
POLITÈCNICA  
DE VALÈNCIA

  
ETSI Aeroespacial y Diseño Industrial

UNIVERSITAT POLITÈCNICA DE VALÈNCIA

Escuela Técnica Superior de Ingeniería Aeroespacial  
y Diseño Industrial

Estudio sobre la influencia de concavidades en la  
estabilidad del fluido sobre el extradós de un perfil.

Trabajo Fin de Grado

Grado en Ingeniería Aeroespacial

AUTOR/A: Miralles Anton, Clara

Tutor/a: Tiseira Izaguirre, Andrés Omar

CURSO ACADÉMICO: 2023/2024

**Universitat Politècnica de València**



UNIVERSITAT  
POLITÈCNICA  
DE VALÈNCIA



ETSI Aeroespacial y Diseño Industrial

INGENIERÍA AEROESPACIAL

**Estudio sobre la influencia de  
concavidades en la estabilidad del  
fluido sobre el extradós de un perfil**

*Trabajo de Fin de Grado*

*Curso 2023/2024*

Autor:

Miralles Antón, Clara

Director:

Tiseira Izaguirre, Andrés Omar

Valencia, julio 2024

## Resumen

Actualmente la industria aeronáutica posee a su alcance una gran variedad de perfiles aerodinámicos. Estas geometrías se caracterizan por presentar la forma más eficiente de manera que al atravesar el aire sea capaz de generar sustentación minimizando lo máximo posible la resistencia aerodinámica. Con el paso de los años estos perfiles han sido clasificados y nombrados de distintas maneras y recogidos en amplias bases de datos. Una de las familias de perfiles alares más conocidas es la constituida por los perfiles NACA creada por el Comité Asesor Nacional para la Aeronáutica (*National Advisory Committee for Aeronautics*) la cual presenta su propia nomenclatura.

Pese a la cantidad de datos disponibles para multitud de perfiles alares, científicos e ingenieros trabajan día a día en la creación de nuevos perfiles que consigan mejores prestaciones en determinados ámbitos o condiciones de vuelo.

El objetivo de este proyecto consiste en realizar un estudio de un perfil NACA, en concreto el perfil NACA 4412, a velocidades subsónicas altas cuando se introduce una concavidad en su extradós.

La introducción de estas concavidades demuestra tener amplios beneficios a bajas velocidades debido a su influencia en la estabilidad del fluido sobre el extradós, retrasando la entrada en pérdida y mejorando la sustentación máxima del ala. Sin embargo, a mayores velocidades la presencia de estas ranuras puede derivar en un aumento de la resistencia.

El estudio realizado se centra en la comparación del comportamiento aerodinámico del perfil NACA 4412 original y su versión modificada mediante una ranura con el fin de extraer conclusiones sobre la eficiencia aerodinámica de ambos perfiles.

Para llevar a cabo la elaboración de este proyecto se ha realizado un estudio CFD de ambos perfiles y se han utilizado programas CAD para el desarrollo del perfil NACA 4412 con una ranura.

## Abstract

Currently, the aerospace industry has access to a wide variety of aerodynamic profiles. These geometries are characterized by having the most efficient shape so that when they move through the air, they are capable of generating lift while minimizing aerodynamic drag as much as possible. Over the years, these profiles have been classified and named in various ways and compiled in extensive databases. One of the most well-known families of airfoil profiles is the one constituted by the NACA profiles created by the National Advisory Committee for Aeronautics (NACA), which has its own nomenclature.

Despite the vast amount of data available for numerous airfoil profiles, scientists and engineers work daily on creating new profiles that achieve better performance in specific areas or flight conditions.

The objective of this project is to conduct a study of a NACA profile, specifically the NACA 4412, at high subsonic speeds when a concavity is introduced into its upper surface.

The introduction of these concavities shows extensive benefits at low speeds due to their influence on the stability of the fluid over the upper surface, delaying the stall and improving the maximum lift of the wing. However, at higher speeds, the presence of these slots can lead to an increase in drag.

The study focuses on comparing the aerodynamic behavior of the original NACA 4412 profile and its modified version with a slot, with the aim of drawing conclusions about the aerodynamic efficiency of both profiles.

To carry out this project, a CFD study of both profiles has been conducted, and CAD programs have been used for the development of the NACA 4412 profile with a slot.

## Resum

Actualment, la indústria aeronàutica disposa d'una gran varietat de perfils aerodinàmics. Aquestes geometries es caracteritzen per presentar la forma més eficient de manera que, en travessar l'aire, siguin capaces de generar sustentació mentre minimitzen al màxim la resistència aerodinàmica. Amb el pas dels anys, aquests perfils han estat classificats i nomenats de diverses maneres i recollits en àmplies bases de dades. Una de les famílies de perfils alars més conegudes és la constituïda pels perfils NACA creats pel Comitè Assessor Nacional per a l'Aeronàutica (NACA), el qual presenta la seva pròpia nomenclatura.

Malgrat la quantitat de dades disponibles per a una multitud de perfils alars, científics i enginyers treballen dia a dia en la creació de nous perfils que aconseguen millors prestacions en determinats àmbits o condicions de vol.

L'objectiu d'aquest projecte és realitzar un estudi d'un perfil NACA, concretament el perfil NACA 4412, a velocitats subsòniques altes quan es introdueix una concavitat en el seu extradós.

La introducció d'aquestes concavitats demostra tenir amplis beneficis a baixes velocitats a causa de la seva influència en l'estabilitat del fluid sobre l'extradós, retardant l'entrada en pèrdua i millorant la sustentació màxima de l'ala. No obstant això, a majors velocitats, la presència d'aquestes ranures pot derivar en un augment de la resistència.

L'estudi realitzat se centra en la comparació del comportament aerodinàmic del perfil NACA 4412 original i la seva versió modificada mitjançant una ranura, amb l'objectiu d'extreure conclusions sobre l'eficiència aerodinàmica dels dos perfils.

Per dur a terme l'elaboració d'aquest projecte s'ha realitzat un estudi CFD de tots dos perfils i s'han utilitzat programes CAD per al desenvolupament del perfil NACA 4412 amb una ranura.

# Índice

<b>Índice de figuras</b>	<b>6</b>
<b>Índice de cuadros</b>	<b>8</b>
<b>Nomenclatura</b>	<b>9</b>
<b>1 Introducción</b>	<b>10</b>
1.1 Objetivos . . . . .	10
1.2 Conceptos aerodinámicos . . . . .	12
1.2.1 Propiedades del fluido . . . . .	12
1.2.2 Principio de Bernoulli . . . . .	13
1.2.3 Capa límite . . . . .	14
1.2.4 Fuerzas aerodinámicas . . . . .	15
1.2.5 Compresibilidad . . . . .	18
<b>2 Perfil aerodinámico</b>	<b>20</b>
2.1 Elección del perfil . . . . .	20
2.2 Caracterización del NACA 4412 . . . . .	21
2.3 Introducción preliminar al perfil NACA 4412 con una ranura . . . . .	21
<b>3 Modelado CFD</b>	<b>23</b>
3.1 Introducción al CFD . . . . .	23
3.1.1 Historia del CFD . . . . .	24
3.1.2 Ecuaciones de gobierno . . . . .	26
3.2 Estructura CFD . . . . .	27
3.2.1 Pre-proceso . . . . .	28
3.2.2 Solver . . . . .	35
3.2.3 Post-proceso . . . . .	37
3.3 Modelado CFD caracterizado para el caso del estudio . . . . .	39
3.3.1 Objetivos y limitaciones del estudio . . . . .	39
3.3.2 Geometría y dominio . . . . .	40
3.3.3 Condiciones de la simulación . . . . .	45
3.3.4 Mallado . . . . .	46
3.3.5 Condiciones de contorno . . . . .	49
3.3.6 Modelos físicos . . . . .	49
3.3.7 Convergencia . . . . .	50
3.3.8 Independencia de malla . . . . .	51
<b>4 Resultados</b>	<b>52</b>
4.1 Resultados para el perfil NACA 4412 . . . . .	52
4.2 Resultados para el perfil NACA 4412 con una ranura . . . . .	52
4.3 Comparación de perfiles . . . . .	53
4.3.1 Coeficiente de sustentación . . . . .	56
4.3.2 Coeficiente de resistencia . . . . .	58

4.3.3	Eficiencia aerodinámica . . . . .	59
<b>5</b>	<b>Conclusiones</b>	<b>61</b>
5.1	Posible ampliación del estudio . . . . .	61
<b>6</b>	<b>Referencias</b>	<b>63</b>
	<b>Referencias</b>	<b>63</b>
<b>7</b>	<b>Anexo A</b>	<b>66</b>
7.1	Construcciones de la ranura . . . . .	66
7.2	Estudio de validación . . . . .	66
<b>8</b>	<b>Anexo B</b>	<b>69</b>
8.1	Pliego de condiciones . . . . .	69
8.1.1	Definición y alcance del pliego . . . . .	69
8.1.2	Condiciones y normas de carácter general . . . . .	69
8.1.3	Condiciones particulares . . . . .	70
<b>9</b>	<b>Anexo C</b>	<b>72</b>
9.1	Presupuesto . . . . .	72
<b>10</b>	<b>Anexo D</b>	<b>75</b>
10.1	Relación del trabajo con los Objetivos de Desarrollo Sostenible (ODS) de la agenda 2030 . . . . .	75

## Índice de figuras

2	Principio de Bernoulli aplicado a un perfil aerodinámico [1] . . . . .	14
3	Capas límite laminar y turbulenta [2] para una placa plana . . . . .	15
4	Fuerzas de sustentación ( $F_L$ ) y de resistencia ( $F_D$ ) aerodinámicas [3]	16
5	Variación de la eficiencia aerodinámica con la velocidad y el ángulo de ataque . . . . .	17
6	Flujo incidente en un perfil a distintos ángulos de ataque . . . . .	17
7	Variación del coeficiente de sustentación( $C_L$ ) con el ángulo de ataque	17
8	Ondas de choque a diferentes Mach [4] . . . . .	19
9	Partes de un perfil aerodinámico [5] . . . . .	20
10	NACA 4412 en el entorno de <i>AutoCad</i> . . . . .	22
11	Diseño preliminar NACA 4412 una ranura en el entorno de <i>AutoCad</i> .	22
12	Estructura de un proceso CFD . . . . .	27
13	Tipos de celdas 2D . . . . .	29
14	Tipos de celdas 3D . . . . .	29
15	Malla estructurada y no estructurada [6] . . . . .	30
16	Malla estructurada [7] . . . . .	31
17	Visualización de residuales . . . . .	36
18	Modelo CAD NACA 4412 con una ranura . . . . .	41
19	Detalle de la ranura . . . . .	41
20	Dominio computacional . . . . .	42
21	Acotación de los volúmenes a) <i>background</i> , b) <i>overlap</i> y c) <i>overset</i> . .	44
22	Detalle de los controles <i>Airfoil Control</i> (A.C), <i>Leading Edge Control</i> (L.E.C) y <i>Trailing Edge Control</i> (T.E.C) . . . . .	44
23	Detalle del control <i>Wave Control</i> (W.C) . . . . .	45
24	Mallado de <i>Background Mesh</i> y <i>Overset Mesh</i> . . . . .	48
25	Mallado NACA 4412 . . . . .	48
26	Mallado NACA 4412 con ranura . . . . .	48
27	Detalle de mallado NACA 4412 con ranura . . . . .	49
28	Residuales solución convergida . . . . .	50
29	Solución convergida . . . . .	51
30	Valores de la presión para el perfil NACA 4412 con una ranura y sin ranura para $\alpha=12^\circ$ . . . . .	54
31	Escena del parámetro velocidad a $\alpha=2^\circ, \alpha=8^\circ, \alpha=12^\circ$ y $\alpha=15^\circ$ . . . . .	54
32	Escena del parámetro velocidad a $\alpha=2^\circ, \alpha=8^\circ, \alpha=12^\circ$ y $\alpha=15^\circ$ . . . . .	55
33	Escena del parámetro velocidad a $\alpha=2^\circ, \alpha=8^\circ, \alpha=12^\circ$ y $\alpha=15^\circ$ . . . . .	55
34	Escena del parámetro velocidad a $\alpha=2^\circ, \alpha=8^\circ, \alpha=12^\circ$ y $\alpha=15^\circ$ . . . . .	55
35	Escena del parámetro velocidad para el perfil sin modificar a $\alpha=12^\circ$ .	56
36	Evolución de CL con el ángulo de ataque ( $^\circ$ ) perfil NACA 4412 . . . . .	56
37	Evolución de CL con el ángulo de ataque ( $^\circ$ ) perfil con una ranura . .	57
38	Comparación de los coeficientes de sustentación . . . . .	57
39	Evolución de CD con el ángulo de ataque ( $^\circ$ ) perfil NACA 4412 . . . . .	58
40	Evolución de CD con el ángulo de ataque ( $^\circ$ ) perfil con una ranura . .	58
41	Comparación de los coeficientes de resistencia . . . . .	59

42	Comparación de la eficiencia aerodinámica . . . . .	60
43	Construcciones . . . . .	66
44	Curvas de sustentación para el perfil NACA4412 a distintos Mach . . .	68
45	Grado de relación de relación del trabajo con los Objetivos de Desarrollo Sostenible (ODS) . . . . .	75

## Índice de cuadros

1	Radios de construcción de la ranura . . . . .	41
2	Propiedades del aire a 250m . . . . .	45
3	Número de Mach y número de Reynolds . . . . .	45
4	<i>Create Automated mesh</i> . . . . .	46
5	Controles de malla <i>Background Mesh</i> . . . . .	46
6	Mallado de volúmenes de control en la <i>Background Mesh</i> . . . . .	46
7	Mallado de la <i>Overset Mesh</i> . . . . .	47
8	Mallado de volúmenes de control en la <i>Overset Mesh</i> . . . . .	47
9	Condiciones de contorno . . . . .	49
10	Modelos físicos . . . . .	50
11	Independencia de malla . . . . .	51
12	Coefficientes aerodinámicos perfil NACA 4412 . . . . .	52
13	Coefficientes aerodinámicos perfil NACA 4412 con una ranura . . . . .	53
14	Validación de modelo a $M=0.3$ . . . . .	67
15	Validación de modelo a $M=0.648$ . . . . .	67
16	Validación de modelo a $M=0.6$ . . . . .	67
17	Costes humanos . . . . .	73
18	Costes materiales . . . . .	73
19	Costes de software . . . . .	74
20	Coste Total del estudio . . . . .	74

## Nomenclatura

$a$	Velocidad del sonido (m/s)
$EA$	Eficiencia aerodinámica
$EA_{max}$	Eficiencia aerodinámica máxima
$F_D$	Fuerza de resistencia (N)
$F_L$	Fuerza de sustentación (N)
$g$	Aceleración de la gravedad ( $m^2/s$ )
$M$	Número de Mach
$r_1$	Radio de la circunferencia 1 (mm)
$r_2$	Radio de la circunferencia 2 (mm)
$r_3$	Radio de la circunferencia 3 (mm)
$S$	Superficie ( $m^2$ )
$\alpha$	Ángulo de ataque ( $^\circ$ )
$\mu$	Viscosidad dinámica (Pa s)
$\nu$	Viscosidad cinemática ( $m^2/s$ )
$\rho$	Densidad ( $Kg/m^3$ )
$\tau_{ij}$	Tensor de tensiones
$\vec{U}$	Vector velocidad (m/s)
$c$	Cuerda (m)
$CD$	Coefficiente de resistencia aerodinámica
$CL$	Coefficiente de sustentación aerodinámica
$CL_{max}$	Coefficiente de sustentación aerodinámica máximo
$p$	Presión (Pa)
$Re$	Número de Reynolds
$T$	Temperatura (K)
$t$	Tiempo (s)
$V$	Velocidad (m/s)

# 1. Introducci3n

En el campo de la aerodinámica, la selecci3n y optimizaci3n de perfiles alares es crucial para mejorar el rendimiento de las aeronaves. Los perfiles NACA (National Advisory Committee for Aeronautics) han sido ampliamente estudiados y utilizados debido a su desempeo comprobado y la abundancia de datos disponibles. Este trabajo se enfoca en el estudio de dos perfiles: el perfil NACA 4412 y una variante del NACA 4412 con una ranura en el extrad3s. La comparaci3n entre estos dos perfiles se realiza para condiciones de vuelo a altas velocidades subs3nicas.

El perfil NACA 4412 es conocido por su buena relaci3n de sustentaci3n y resistencia en una amplia gama de ángulos de ataque, lo que lo convierte en una opci3n com3n en aplicaciones aeronáuticas. Sin embargo, la incorporaci3n de una ranura en el extrad3s del perfil puede ofrecer ventajas adicionales, especialmente en t3rminos de mejora de la sustentaci3n a altos ángulos de ataque.

Esta modificaci3n tiene el potencial de retrasar la entrada en p3rdida al mantener el flujo de aire adherido a la superficie del ala durante m3s tiempo, lo que hasta el momento parece ser muy ventajoso en condiciones de vuelo donde la velocidad no sea muy elevada.

## 1.1. Objetivos

El objetivo principal de este estudio es comparar el rendimiento aerodinámico de estos dos perfiles a una velocidad t3pica de crucero para muchas aeronaves comerciales. Se evaluarán parámetros clave como la sustentaci3n, la resistencia y la eficiencia aerodinámica para ambos perfiles. Adem3s, se analizará el impacto de la ranura en la dinámica del flujo de aire sobre el ala y su efecto en el ángulo de ataque crítico.

De este estudio se espera obtener los siguientes resultados:

- Aumento del ángulo crítico
- Aumento del  $CL_{max}$
- Posible aumento de la resistencia aerodinámica por la presencia de la ranura

La utilizaci3n de un perfil con una ranura presenta múltiples ventajas a velocidades bajas ya que retrasa la entrada en p3rdida y maximiza el coeficiente de sustentaci3n. Sin embargo, a velocidades elevadas la presencia de esta ranura podr3a suponer p3rdida de eficiencia aerodinámica por un gran aumento de la resistencia aerodinámica

Por todo lo comentado, para llevar a cabo este estudio, se utilizarán simulaciones de dinámica de fluidos computacional (CFD) para modelar y comparar ambos perfiles. Las simulaciones permitirán analizar el comportamiento del flujo de aire y cuantificar

los parámetros aerodinámicos bajo diversas condiciones de ángulo de ataque. Los resultados obtenidos se validarán con datos empíricos disponibles en la literatura.

## 1.2. Conceptos aerodinámicos

El objetivo de esta sección es la introducción de algunos de los principios fundamentales de la aerodinámica. Para la definición de muchos de estos conceptos se ha recurrido a la explicación que ofrecen libros académicos destacando el libro *Aerodinámica* [8].

Atendiendo a la definición que ofrece la Real Academia Española, la aerodinámica se trata de una “rama de la mecánica de fluidos que estudia el movimiento del aire y otros gases, y su interacción con los cuerpos que se mueven en ellos.”

La comprensión previa de los distintos conceptos aerodinámicos es fundamental para conocer cómo la forma y geometría de un perfil aerodinámico influyen en su comportamiento. De esta manera, esta primera parte del documento servirá como base para la realización de este proyecto.

### 1.2.1. Propiedades del fluido

Un fluido se puede definir como una sustancia que se deforma continuamente ante cualquier esfuerzo cortante proveniente de una fuerza que actúa en dirección tangencial a una superficie. Se caracterizan por su capacidad de fluir y ejercer presión sobre las superficies con las que entran en contacto. Debido a que el cuerpo del estudio se encuentra inmerso en un fluido, en este caso el aire, será de vital importancia definir algunas de sus propiedades con el fin de caracterizar su comportamiento.

El primer concepto que se va a exponer es la **densidad** de un fluido, definida como su masa por unidad de volumen. En el caso del aire la densidad presenta una gran dependencia de la altitud, presión y temperatura a la que este se encuentre. A altitudes más altas donde la presión atmosférica es menor la densidad del aire disminuye. Esta disminución en la densidad también ocurre a elevadas temperaturas ya que el aire tiende a expandirse.

Sin embargo, la densidad no es el único factor a tener en cuenta a la hora de caracterizar un fluido ya que cada uno de ellos presenta un comportamiento distinto cuando se encuentra en movimiento. La segunda propiedad que se va a exponer es la **viscosidad**, la cual constituye una medida de la capacidad de un fluido para resistir el movimiento entre sus capas cuando está sometido a una fuerza de cizallamiento.

La conexión entre la fuerza de cizallamiento a la que se ve expuesta el fluido y la deformación que experimenta se recoge en la denominada ley de fricción de Newton la cual presenta la siguiente expresión:

$$\tau = \mu \frac{du}{dy} \quad (1)$$

Mediante esta ley se reconoce que existe una relación directa entre tensión y velocidad de deformación marcada por una constante de proporcionalidad, la viscosidad

dinámica del fluido  $\mu$ . La viscosidad dinámica está vinculada a la densidad mediante la conocida como viscosidad cinemática:

$$\nu = \frac{\mu}{\rho} \quad (2)$$

Cabe señalar que tal y como ocurría con la densidad, la viscosidad del fluido también varía fuertemente con la temperatura. Específicamente para el aire un aumento de temperatura constituye un aumento de su viscosidad.

En conclusión, según se ha expuesto en este apartado un fluido en movimiento viene caracterizado por las condiciones de presión y temperatura en las que se encuentre. Dictaminar cuales son estas condiciones será primordial para el desarrollo del proyecto y para conocer como se verá afectado el perfil estudiado.

### 1.2.2. Principio de Bernoulli

El principio de Bernoulli es un principio fundamental para comprender el comportamiento de fluidos en movimiento atendiendo a algunas de sus características como son velocidad, presión, densidad, etc.

El principio de Bernoulli se resume en la siguiente ecuación:

$$p + \rho \frac{V^2}{2} + \rho g z = cte \quad (3)$$

Esta ecuación establece una relación constante entre la presión del fluido, la energía cinética y la energía potencial a lo largo de una misma línea de corriente. Una línea de corriente en el instante  $t$  es aquella línea a la que el vector velocidad es tangente en cada punto del campo en ese instante.

Se trata de un principio realmente relevante en el origen de la sustentación de cualquier perfil aerodinámico ya que con él se explica la diferencia de presión que existe entre intradós y extradós. Cuando un perfil se encuentra en el aire con cierta velocidad, el aire que circula por encima de dicho perfil se acelera mientras que el que fluye por debajo se mueve a menor velocidad. Esto según Bernoulli indicaría que la presión en el extradós será menor que en el intradós por lo que se producirá una fuerza hacia arriba, la sustentación.



Figura 2: Principio de Bernoulli aplicado a un perfil aerodinámico [1]

En resumen, el principio de Bernoulli postula la conservación de la energía a lo largo de una línea de corriente y se trata de un concepto fundamental a la hora de entender como se origina la sustentación de cualquier perfil aerodinámico.

### 1.2.3. Capa límite

Una vez recogidas las propiedades que caracterizan el fluido en el que va a estar inmerso el perfil alar se procede a introducir el concepto de capa límite. En los fluidos de baja viscosidad, como es el aire, las fuerzas viscosas son despreciables en todo el campo excepto en una zona cercana a la pared del cuerpo rígido en la que se satisface la condición de adherencia. Esta zona cuyo espesor es proporcional a la viscosidad del fluido es la conocida como capa límite. En otras palabras, la capa límite es la zona que delimita la región del campo fluido donde los efectos viscosos adquieren relevancia de modo que al exterior de este límite estas fuerzas son despreciables.

Con tal de caracterizar la amplitud que abarca esta capa límite se dispone del número de Reynolds, un número adimensional que relaciona los términos de inercia y los términos viscosos del fluido en movimiento.

$$Re = \frac{\rho v L}{\mu} \quad (4)$$

Como se puede observar, para números de Reynolds bajos los efectos viscosos son relevantes en una amplia región del espacio entorno al cuerpo, lo que indica que la capa límite será mayor y al contrario en el caso opuesto.

Por otro lado, es fácil ver como la presencia de un cuerpo en un fluido crea una alteración del flujo que influye en el campo de velocidades dentro de esta capa límite. Así la velocidad del flujo cambia del valor imperturbado presente en el límite de esta capa a poseer un valor nulo sobre la superficie del cuerpo. A esta condición de velocidad nula en la pared se la conoce como condición de adherencia y es consecuencia de la propia viscosidad del fluido.

En este último aspecto el número de Reynolds adquiere también un significado importante. La alteración de un flujo a causa de la presencia de un cuerpo conlleva una deflexión de sus líneas de corriente mayor cuanto mayor sea la capa límite, esto se aprecia en la Figura 3. Así cuanto mayor sea el número de Reynolds mayor deflexión de las líneas de corriente. Por otro lado, se distinguen dos regímenes que caracterizan el movimiento del fluido en el interior de la capa límite, régimen laminar y régimen turbulento, los cuales están asociados a unos valores determinados del número de Reynolds.

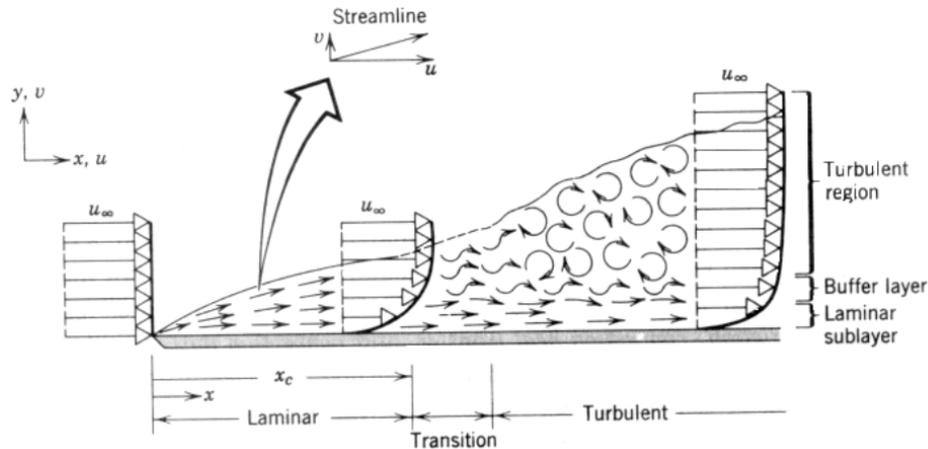


Figura 3: Capas límite laminar y turbulenta [2] para una placa plana

El flujo laminar ocurre en valores del número de Reynolds iguales o inferiores a 2300 en los cuales las líneas de corriente fluyen paralelamente al cuerpo y de manera ordenada. Al contrario, en el régimen turbulento presente a partir de valores del número de Reynolds mayores a 4000, el flujo viene caracterizado por tener un comportamiento inestable.

Para finalizar con esta sección, para valores de Reynolds intermedios entre el régimen laminar y el turbulento, es decir  $2300 < Re < 4000$ , se produce una transición entre capa laminar y turbulenta por lo que las partículas del fluido inicialmente seguirán una trayectoria paralela al cuerpo pero conforme avancen en la capa límite hacia el régimen turbulento fluirán de manera más desordenada y caótica.

#### 1.2.4. Fuerzas aerodinámicas

Uno de los aspectos más importantes a la hora del estudio de un perfil alar es el conocimiento de las fuerzas a las que este va a estar sometido por su interacción con un fluido en movimiento. En este apartado se mostrará cuáles son dichas fuerzas y cómo de importante es conocerlas con el fin de modelar un perfil buscando su máxima eficiencia.

En primer lugar, la **fuerza de sustentación** ( $F_L$ ), la cual ha sido ya comentada en alguno de los apartados anteriores, es la que permite, tal y como su nombre indica,

sustentar el perfil. Se trata de una fuerza que actúa perpendicularmente a la dirección del flujo y que posibilita que el perfil se eleve. Por otro lado se encuentra la **resistencia aerodinámica** ( $F_D$ ), que es la fuerza que se opone al movimiento del perfil. Ambas fuerzas, las cuales han sido representadas en la Figura 4, poseen las siguientes expresiones:

$$F_L = \frac{1}{2}\rho U_\infty^2 S C_L \quad (5)$$

$$F_D = \frac{1}{2}\rho U_\infty^2 S C_D \quad (6)$$

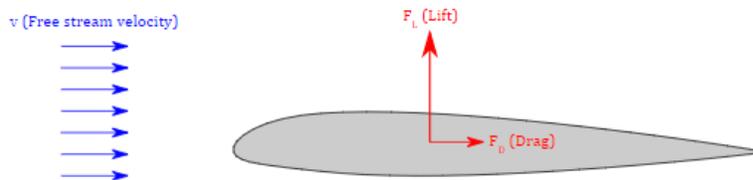


Figura 4: Fuerzas de sustentación ( $F_L$ ) y de resistencia ( $F_D$ ) aerodinámicas [3]

Se puede ver claramente como sustentación y resistencia aerodinámica dependen de la densidad ( $\rho$ ) y velocidad ( $U_\infty$ ) del fluido en movimiento, la superficie de referencia del perfil ( $S$ ) y de los denominados **coeficientes aerodinámicos**  $C_L$  (**coeficiente de sustentación**) y  $C_D$  (**coeficiente de resistencia aerodinámica**). Estos coeficientes adimensionales representan una medida para cuantificar cuanta sustentación y cuanta resistencia está generando el perfil, en otras palabras, la relación entre estos dos coeficientes constituye una medida de la **eficiencia aerodinámica (E.A)** del perfil.

$$E.A = \frac{C_L}{C_D} = \frac{L}{D} \quad (7)$$

Cabe destacar que al modificar el ángulo de incidencia del flujo en un perfil las fuerzas que actúan sobre él cambian, lo que produce al mismo tiempo la variación de los coeficientes aerodinámicos. Este ángulo de variación de la corriente incidente respecto al perfil es denominado **ángulo de ataque**. Por tanto, la eficiencia aerodinámica es función del ángulo de ataque y de las condiciones del flujo incidente en el perfil.

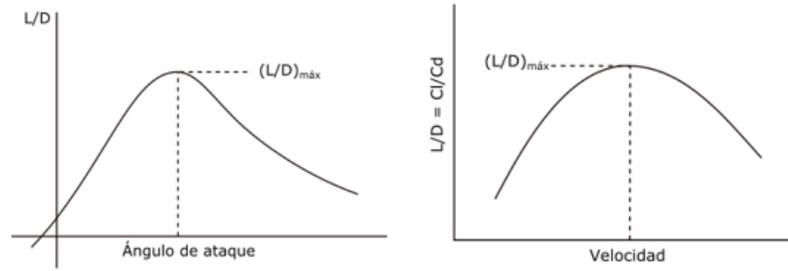


Figura 5: Variación de la eficiencia aerodinámica con la velocidad y el ángulo de ataque

Las figuras 6 y 7 expuestas en la página web *Aviación digital* [9] constituyen un ejemplo de la variación del coeficiente de sustentación en función del ángulo de ataque.

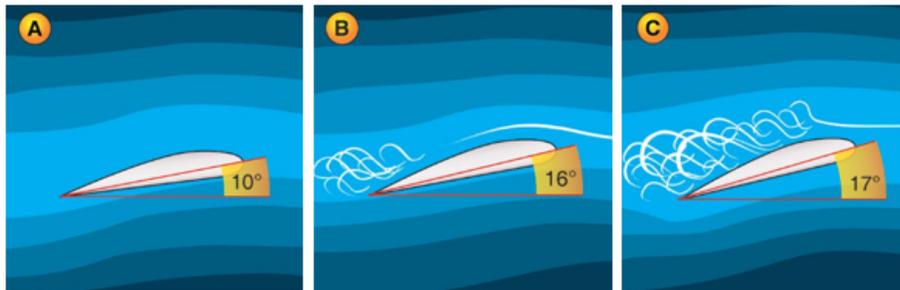


Figura 6: Flujo incidente en un perfil a distintos ángulos de ataque

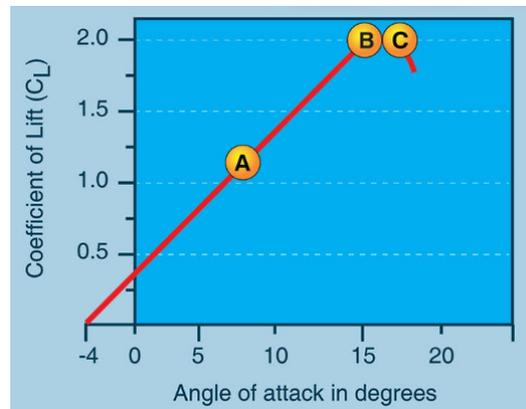


Figura 7: Variación del coeficiente de sustentación( $C_L$ ) con el ángulo de ataque

En el caso del coeficiente de sustentación, se observa un crecimiento lineal con el ángulo de ataque hasta alcanzar un máximo a partir del cual el perfil no será capaz de producir sustentación, fenómeno que se conoce como **entrada en pérdida**. Este ángulo de ataque que proporciona la sustentación máxima del perfil para unas

condiciones de flujo determinadas es el **ángulo de ataque crítico**.

A ángulos de ataque moderados el fluido en movimiento se mantiene adherido al perfil de modo que las líneas de corriente siguen su forma (A) y el punto de transición a turbulencia se encuentra cerca del final del perfil. Sin embargo, conforme aumenta el ángulo de ataque existe cada vez una mayor parte del flujo que deja de adherirse al perfil debido al intenso cambio de dirección (B). En estos casos el punto de transición se va adelantando a medida que el ángulo de ataque incrementa. Si una vez alcanzado el ángulo crítico del perfil se sigue incrementando la inclinación el flujo quedará totalmente desprendido (C) y se producirá la entrada en pérdida.

### 1.2.5. Compresibilidad

Como se ha explicado previamente, el aire es un gas que presenta una gran dependencia de condiciones como la presión o la temperatura. En este apartado se explicará el concepto de la compresibilidad de un fluido, definida como la capacidad de un fluido para cambiar de volumen bajo la acción de una fuerza externa.

En primer lugar, en lo referente a los efectos de la compresibilidad es de vital importancia el número de **Mach (M)**, un número adimensional que relaciona la velocidad del objeto (V) con la velocidad de propagación del sonido en el medio en el que se encuentre (a).

$$M = \frac{V}{a} \quad (8)$$

Si el número de Mach es bajo, la densidad del fluido que entra en contacto con el objeto se puede considerar constante, es decir, se puede asumir que el fluido es **incompresible** y por tanto la variación de la densidad debida al cambio de presión puede ser despreciada. Sin embargo, para Mach elevado los efectos de la compresibilidad adquieren relevancia y habrá que considerar cambios en la densidad del fluido. Otro de los aspectos relevantes en cuanto a números de Mach elevados es la aparición de las **ondas de choque**. Se trata de ondas de presión cuya velocidad supera la velocidad del sonido del medio en el que se encuentre el objeto en cuestión y que produce grandes diferencias de presión y un aumento de la temperatura.

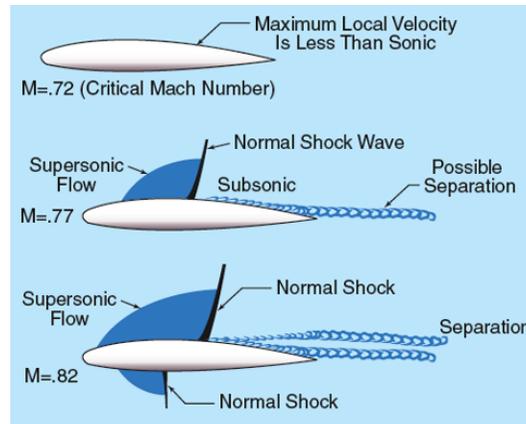


Figura 8: Ondas de choque a diferentes Mach [4]

Para finalizar con la sección de conceptos aerodinámicos, se exponen los distintos regímenes del flujo según el número de Mach:

- **Subsónico:**  $M < 0.3$  flujo incompresible
- **Subsónico alto:**  $0.3 < M < 0.8$  a partir de este régimen los efectos de la compresibilidad son importantes por lo que no se puede asumir densidad constante.
- **Transónico:**  $0.8 \geq M \leq 1.2$  aparición de ondas de choque que separan zonas subsónicas y supersónicas
- **Supersónico:**  $1.2 \geq M \leq 5$  existencia de ondas de choque pero generalmente ya no existen zonas subsónicas.
- **Hipersónico:**  $M > 5$

## 2. Perfil aerodinámico

Un perfil aerodinámico se trata de un cuerpo dotado de una forma diseñada para optimizar el flujo de aire a su alrededor generando una fuerza de sustentación y minimizando su resistencia aerodinámica. Dicha forma cuenta con diversas partes, tal y como se presenta en la Figura 9, las cuales son comentadas a continuación.

- **Borde de ataque:** generalmente es el primer punto que entra en contacto con el flujo incidente para moderados ángulos de ataque.
- **Borde de fuga:** punto contrario al borde de ataque. Es el punto por el que el flujo abandonará el perfil en el caso de tener flujo totalmente adherido.
- **Extradós o superficie superior**
- **Intradós o superficie interior**
- **Cuerda o línea de cuerda:** línea recta que une el inicio y el final del perfil, es decir el borde de ataque y el borde de fuga.
- **Curvatura o línea de curvatura:** sucesión de puntos ubicados en la coordenada central respecto del espesor del perfil. Un perfil sólo será simétrico si su línea de curvatura y su cuerda coinciden.

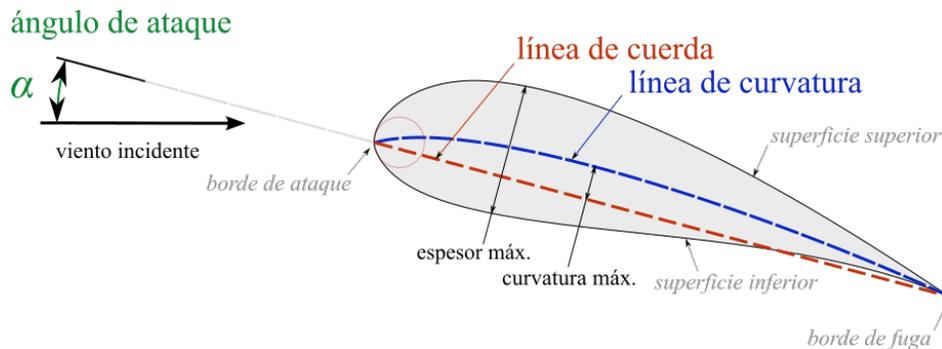


Figura 9: Partes de un perfil aerodinámico [5]

Este proyecto se sustentará en el perfil alar NACA 4412, un perfil aerodinámico desarrollado por el Comité Consultivo Nacional para la Aeronáutica (*National Advisory Commite fon Aeronautics*) de Estados Unidos. Cada uno de los perfiles NACA está identificado por un código de varios dígitos que describen sus características geométricas como son la curvatura, el espesor y la posición de máxima curvatura.

### 2.1. Elección del perfil

Para la realización de este estudio se ha escogido el perfil NACA 4412 por diversas razones entre las que se encuentran:

1. Existencia de una gran cantidad de datos y estudios sobre este perfil, lo que facilita su análisis y comparación con nuevas modificaciones. Al poseer un comportamiento aerodinámico conocido se hace más fácil su integración en diseños nuevos y su simulación en software CFD.
2. Buena documentación: la geometría es conocida y resulta sencilla, lo que facilita la fabricación y el ajuste en el diseño de alas y superficies de control.
3. Eficiencia aerodinámica: este perfil ofrece un buen compromiso entre la sustentación y resistencia, permitiendo un diseño eficiente en términos de rendimiento aerodinámico.
4. Alto coeficiente de sustentación máximo: genera una mayor fuerza de sustentación a bajas velocidades.
5. Perfil muy utilizado tanto en aeronáutica como en la industria automotriz o turbinas eólicas.

## 2.2. Caracterización del NACA 4412

Como se ha explicado previamente un perfil NACA está caracterizado por una serie de dígitos que recogen las distintas características de este perfil, en concreto el NACA 4412 pertenece a la serie de 4 dígitos. Los dos primeros "44" hacen referencia al máximo porcentaje de curvatura y la posición de la curvatura máxima desde el borde de ataque respectivamente. Por otro lado los dígitos "12" proporcionan información sobre el espesor máximo del perfil. Cabe recalcar que todos estos valores vienen expresados como porcentajes de cuerda, de esta manera el perfil seleccionado para el estudio presenta las siguientes características:

- La máxima curvatura es 4 % de la cuerda
- Localización de la curvatura máxima al 40 % de la cuerda
- El máximo espesor es 12 % de la cuerda

La nomenclatura NACA facilita el cálculo de las coordenadas del perfil. Interpretando los dígitos mencionados para el NACA 4412 adecuadamente y haciendo uso de una serie de operaciones es posible la generación del perfil. Actualmente, existen bases de datos de perfiles tales como *AirfoilTools* donde se pueden generar dichas coordenadas sin necesidad de ejecutar estos cálculos de manera manual.

## 2.3. Introducción preliminar al perfil NACA 4412 con una ranura

En este apartado se busca introducir la idea inicial que da origen a este proyecto. Esta idea se basa en realizar una modificación de un perfil NACA 4412 mediante la integración de una ranura en su extradós con el objetivo de estudiar su comportamiento y observar las posibles mejoras en sus características aerodinámicas respecto al perfil original.



Figura 10: NACA 4412 en el entorno de *AutoCad*

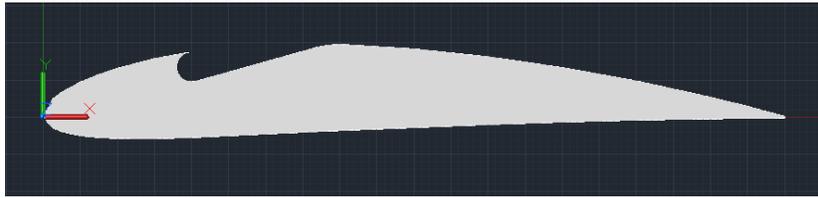


Figura 11: Diseo preliminar NACA 4412 una ranura en el entorno de *AutoCad*

En las figuras 10 y 11 se muestran el perfil NACA y la modificaci3n que se pretende estudiar como caso de estudio. Todos los aspectos referentes a esta ranura realizada en el extados ser3n comentados a lo largo del documento.

## 3. Modelado CFD

Una vez introducidas las bases del proyecto se procede a explicar la metodología que ha sido aplicada para la resolución de esta investigación. Para ello primero se realizará una introducción a la Mecánica de Fluidos Computacional (CFD) y posteriormente se abordarán las distintas fases que se han seguido para el caso de estudio utilizando el programa *STAR CCM+* como principal herramienta de trabajo.

### 3.1. Introducción al CFD

La mecánica de fluidos computacional, regularmente conocida por sus siglas en inglés CFD (Computational Fluid Dynamics), es una rama de la mecánica de fluidos utilizada para modelar matemáticamente problemas en los que viene involucrado un fluido y posteriormente resolverlos utilizando métodos numéricos mediante procesos computacionales.

El modelado en CFD se ha convertido hoy en día en una de las principales herramientas de simulación empleadas en los campos de ingeniería y ciencia y esto es debido a sus múltiples ventajas [10]. A continuación se exponen algunas de ellas:

- Reducción de costes: para la realización de un proceso experimental se requiere, entre otras cosas, contar con una serie de recursos como son los materiales, la construcción de prototipos o la posesión de un área de trabajo. Por otro lado, simulación CFD no requiere ninguno de estos recursos. En este caso haría falta la consecución de una licencia de software, lo que resulta generalmente mucho menos costoso.
- Ahorro de tiempo: de manera general las simulaciones CFD suelen requerir periodos de tiempo cortos.
- Optimización del diseño: el modelado en CFD permite realizar fácilmente modificaciones en el dimensionamiento de una geometría atendiendo a los requisitos de rendimiento que se busquen en la simulación. Por el contrario, en un caso experimental esto no sería posible y se debería contar con múltiples modelos.
- Información: la utilización CFD no solo cuenta con la posibilidad de acceder a distintos datos sobre la geometría como son sus coordenadas, sino que ofrece información cuantitativa y cualitativa sobre el comportamiento del flujo. De esta manera, a parte de proporcionar un análisis de variables como son la temperatura, velocidad o turbulencia de flujo, la simulación CFD ofrece herramientas de visualización tales como gráficos y animaciones que buscan la total comprensión del estudio por parte del usuario.
- Aplicación: el modelado CFD presenta diversas aplicaciones que engloban desde la mejora aerodinámica de vehículos a la evaluación del impacto del viento

en estructuras ,en lo relativo a ingeniería, posibilitando también la simulación del flujo sanguíneo o el desarrollo de dispositivos médicos en el campo de la medicina.

Como se ha expuesto hasta el momento, el modelado CFD es una herramienta poderosa que ofrece una amplia gama de beneficios en cuanto a coste, flexibilidad y obtención y tratamiento de la información entre otras. Sin embargo, también se han de tener en cuenta algunos aspectos negativos:

- **Complejidad:** la utilización de un software CFD precisa una formación previa en distintas ramas como son la mecánica de fluidos o herramientas de diseño asistido por ordenador (CAD) así como un conocimiento del programa CFD utilizado ya que inicialmente suelen ser complejos de manejar correctamente. En todo caso, la experiencia juega un papel fundamental para la comprensión del estudio.
- **Requisitos computacionales:** algunas simulaciones CFD requieren computadoras con gran capacidad de procesamiento y memoria lo cual puede ser costoso. De esta manera, los casos de estudio se verán delimitados por las características computacionales del ordenador empleado.
- **Necesidad de validación de resultados:** la precisión de los resultados dependen en gran medida de los modelos escogidos y las suposiciones consideradas. Por todo ello, los resultados obtenidos mediante análisis CFD deben ser validados con datos experimentales o soluciones analíticas para comprobar que el estudio efectivamente se está encaminando de manera correcta.
- **Limitaciones:** existen determinados casos de estudio que por su complejidad se encuentran fuera del alcance de las herramientas actuales de CFD. Es importante por tanto ser consciente previamente a la realización de una simulación de las limitaciones de este tipo de modelado.

### 3.1.1. Historia del CFD

En cuanto a la historia de la mecánica de fluidos computacional, resulta fácil deducir que ha experimentado una gran evolución desde sus inicios a principios del siglo XX hasta la actualidad. Científicos como Lewis Fry Richardson habían mostrado interés en la resolución de ecuaciones diferenciales parciales que describían flujos de fluidos, sin embargo, su estudio estaba limitado por la falta de potencia computacional que había en el momento. No fue hasta la década de los 40 cuando la creación de unos nuevos ordenadores con una tecnología más avanzada permitirían constituir una herramienta para el desarrollo de la mecánica de fluidos computacional.(Applications of Computational Fluid Dynamics Simulation and Modeling escrito por Suvanjan Bhattacharyya, John P. Abraham, Lijing Cheng and John Gorman)

De esta manera, en 1946, con la aparición de la computadora ENIAC (Computador e Integrador Numérico Electrónico) se comenzaron a realizar los primeros cálculos a ordenador para resolver problemas prácticos en el Laboratorio Nacional de Los Álamos. Es en este momento donde la figura de John von Neumann adquiere relevancia. Neumann se trataba de un brillante matemático que había destacado en muchos campos de la ciencia incluida la computación. La trayectoria de este científico tuvo una gran inflexión cuando en 1940 con su primer contacto con *Ballistic Research Laboratory* de Aberdeen escribiría su primer artículo sobre análisis numérico [11] donde desarrollaría métodos de diferencias finitas para resolver ecuaciones diferenciales. Su contribución a esta rama alcanzó su auge cuando, en 1945, junto con Prepert Eckert y Mauchly (creadores de ENIAC), dio origen al primer ordenador capaz de almacenar programas al que denominó EDVAC (Calculador Discreto Electrónico Automático Variable)[12].

Debido a los avances en computación expuestos fue posible el desarrollo de las primeras simulaciones numéricas en flujos simples. Con el tiempo, con el desarrollo de algoritmos avanzados como el método de volúmenes finitos y el método de elementos finitos en la década de los 60 se comenzaron a resolver problemas más complejos.

En 1957 Harlow propuso el método *particle-in-cell* (PIC) en el Laboratorio Nacional de los Álamos caracterizado por utilizar una descripción Lagrangiana-Euleriana del movimiento del fluido. Este método, que destaca por la resolución de las ecuaciones mediante celdas Eulerianas, instauró las bases para el futuro desarrollo de algoritmos CFD. Por otro lado, destaca Lee con las primeras aplicaciones que implican la interacción entre la capa límite y las ondas de choque o Davis quien resolvió la ecuación de la capa límite compresible multidimensional mediante una aproximación de diferencias finitas.[13]

Para finalizar, fue Dean Chapman, en ese momento director de la Dirección de Ciencias Aeronáuticas del *Ames Research Center* de la NASA, quien propuso la primera estructura de CFD dedicada exclusivamente a aplicaciones aerodinámicas. Esta organización no solo marcó un avance en la historia CFD sino que también estableció una cultura colaborativa en la comunidad de CFD.[13] Como se puede observar, son muchas las personas que han formado parte de la evolución de la mecánica de fluidos computacional hasta el punto en el que se conoce actualmente. Hoy en día el CFD se ha convertido en una herramienta muy utilizada en muchos campos de la ciencia ya que permite predecir con mucha exactitud el comportamiento del flujo en múltiples escenarios. Sin embargo, los científicos son conscientes de que existe campo de mejora, es por ello que se continúa trabajando para proseguir con su evolución y así llegar a convertirse en una herramienta aún más poderosa de lo que es actualmente.

### 3.1.2. Ecuaciones de gobierno

Las ecuaciones de gobierno de los procesos CFD son las conocidas como ecuaciones de Navier-Stokes. Estas ecuaciones describen como la velocidad, temperatura, presión y densidad de un fluido en movimiento se encuentran relacionadas. Fueron desarrolladas de manera simultánea e independiente por el ingeniero y físico francés Claude-Louis Navier y por el físico y matemático inglés George Gabriel Stokes al inicio de 1800.

Las ecuaciones de Navier-Stokes, las cuales fueron una extensión de las ecuaciones de Euler incorporando los efectos de la viscosidad en el fluido, resultaban muy complejas y no fue hasta la llegada del cálculo CFD cuando fue posible resolver de manera aproximada estas ecuaciones. Hoy en día sigue siendo un reto para los científicos resolver estas ecuaciones de manera analítica, es por ello que el desarrollo de CFD es tan importante.

Las ecuaciones de Navier-Stokes están constituidas por 5 ecuaciones:

- 1 ecuación de conservación de la masa (ecuación de continuidad)
- 3 ecuaciones de conservación del momento
- 1 ecuación de conservación de la energía

en las que vienen implicadas:

- 4 variables independientes: x,y,z (coordenadas espaciales) y t (tiempo)
- 6 variables dependientes: p (presión),  $\rho$  (densidad), T (temperatura) y las 3 componentes del vector velocidad  $\vec{U}=(u,v,w)$ .

Todas las variables dependientes son función de las variables independientes, por tanto las ecuaciones de Navier-Stokes son ecuaciones diferenciales parciales.

A continuación se recogen las diferentes ecuaciones identificando cada uno de los términos que las componen y donde se pueden observar las variables dependientes e independientes expuestas previamente.

- Ecuación de conservación de la masa

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho v)}{\partial y} + \frac{\partial(\rho w)}{\partial z} = 0 \quad (9)$$

- Ecuación de conservación del momento (3)

$$\underbrace{\frac{\rho \partial(U_j)}{\partial t}}_{\text{Término transitorio}} + \underbrace{\rho U_i \frac{\partial(U_j)}{\partial x_i}}_{\text{Término convectivo}} = \underbrace{-\frac{\partial P}{\partial x_j}}_{\text{Fuerzas de presión}} - \underbrace{\frac{\partial(\tau_{ij})}{\partial x_{ij}}}_{\text{Término difusivo}} + \underbrace{\rho g_j}_{\text{Fuerzas másicas}} \quad (10)$$

■ Ecuación de la energía

$$\underbrace{\rho c_\mu \frac{\partial T}{\partial t}}_{\text{Término transitorio}} + \underbrace{\rho c_\mu U_i \frac{\partial T}{\partial x_i}}_{\text{Término convectivo}} = \underbrace{-P \frac{\partial U_i}{\partial x_i}}_{\text{Trabajo de presión}} + \underbrace{\lambda \frac{\partial^2 T}{\partial x_i^2}}_{\text{Término difusivo}} - \underbrace{\tau_{ij} \frac{\partial U_i}{\partial x_j}}_{\text{Transferencia de calor}} \quad (11)$$

### 3.2. Estructura CFD

La estructura de un proceso CFD se divide en 3 fases:

1. Pre-proceso
2. Solver
3. Post-proceso

Estas tres fases, que serán explicadas de una manera más amplia en los siguientes apartados, vienen más detalladas en la Figura 12 extraída de los apuntes de la asignatura de *Ampliación de Mecánica de Fluidos* de la Universitat Politècnica de València [14].

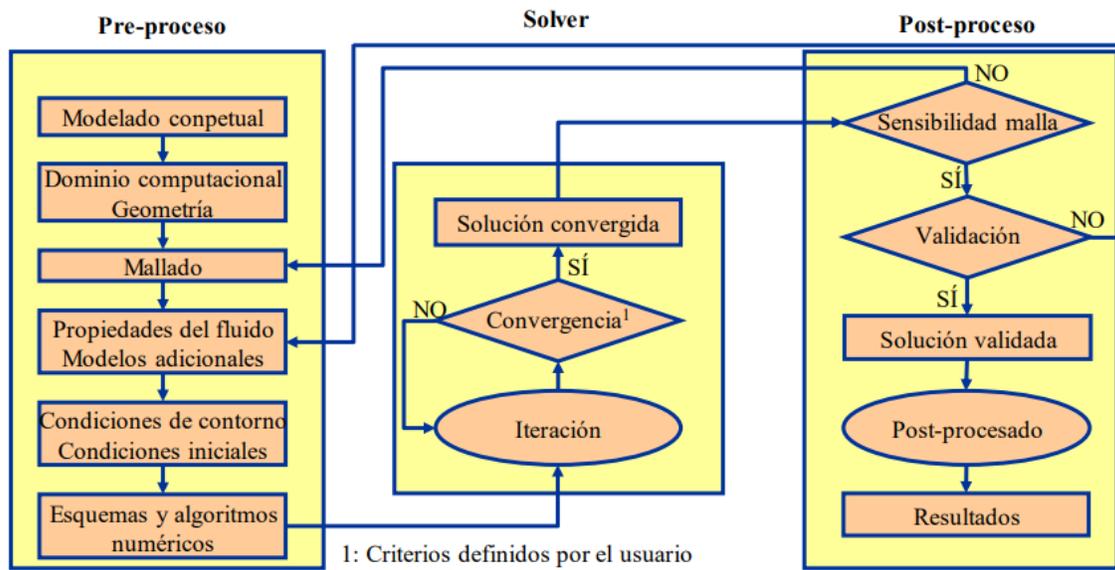


Figura 12: Estructura de un proceso CFD

La correcta ejecución de cada una de estas partes es fundamental para que el estudio CFD se realice con éxito. Para ello, de manera previa al estudio será necesario identificar claramente los objetivos que se pretenden alcanzar y organizar las distintas fases del proceso atendiendo a factores como el tiempo del que se dispone, condiciones en las que se pretende realizar la simulación, herramientas de diseño disponibles, etc. De esta manera se podrá encaminar el estudio de la manera

más eficiente posible adaptando el caso a las distintas limitaciones que puedan existir.

En cualquier caso, un factor que principalmente se ha de tener en cuenta a la hora de comenzar con un estudio en CFD es la importancia de los estudios previos. Cuando se comienza desde el inicio un caso, la definición de algunos elementos del programa puede crear confusión al usuario, es por ello que realizar un trabajo de documentación antes de comenzar el estudio puede resultar de una gran utilidad para el total entendimiento del caso.

### 3.2.1. Pre-proceso

La primera fase la metodología CFD es la conocida como pre-proceso y es una parte esencial para el desarrollo adecuado de la simulación. En esta etapa se prepara la geometría que se va a analizar así como el dominio en el que va a ser evaluada y se genera el mallado procurando que tenga una calidad que permita captar los fenómenos físicos pertinentes. En esta fase también definirán las propiedades del fluido en el que se encuentra inmerso el modelo y las condiciones de contorno y modelos físicos adecuados al entorno de la simulación.

La precisión del estudio va a depender en gran medida de como se realice esta primera fase del proceso, por tanto cuanto mejor sea la configuración de los distintos pasos pertenecientes a este bloque, mejores resultados se alcanzarán.

#### 3.2.1.1. Geometría y dominio

Los dos primeros pasos que se deben seguir para la realización del estudio es la creación de la geometría y la identificación del dominio computacional, es decir, el espacio acotado donde se va a desarrollar el flujo entorno al modelo y donde se establecerán las condiciones de contorno.

Para la definición de la geometría se hace uso de un software CAD (*Computer-Aided Design*) con el que se podrá crear modelos digitales tanto en 2D como en 3D de una manera más sencilla. En cuanto a la precisión del diseño es necesario prestar atención a los huecos que puedan haber ya que para que el modelo sea útil debe estar completamente cerrado y con todas las caras que lo componen.

Por otro lado, la identificación del dominio computacional dependerá en gran medida de la geometría que vaya a ser analizada en el estudio y de si se encuentra en condiciones de flujo interno o flujo externo. En cualquier caso los límites del dominio se establecen de acuerdo a las condiciones de contorno que vayan a ser tenidas en cuenta y la necesidad de que estas se encuentren lo suficientemente lejos de la región de interés. El establecimiento de las condiciones de contorno a una distancia adecuada es imprescindible para que el flujo se desarrolle correctamente y para evitar

posibles interferencias con la solución final.

Particularizando la definición del dominio para el objetivo de este estudio existen una serie de pautas para flujo externo entorno a un perfil aerodinámico. Estas pautas, las cuales están especificadas en la asignatura de *Ampliación de Mecánica de Fluidos* de la Universitat Politècnica de València, son las expuestas a continuación:

- 5 cuerdas arriba y abajo
- 5 cuerdas aguas arriba
- 10-20 cuerdas aguas abajo

Para finalizar con este primer punto de la fase de pre-proceso, siempre es de gran apoyo contar con una revisión bibliográfica previa para asentar las bases de la creación del dominio. REESCRIBIR CONCLUSIÓN DE APARTADO

### 3.2.1.2. Mallado

Una malla se trata de una discretización del dominio de estudio mediante una serie de elementos de pequeño tamaño que reciben el nombre de “celdas”. La precisión con la que se define la malla es un aspecto fundamental en un proceso CFD ya que el mallado será el responsable de la discretización de las ecuaciones diferenciales que describen el comportamiento del sistema.

En lo que respecta a las celdas que componen una malla, estas pueden adoptar diferentes geometrías tanto en 2D como en 3D tal y como se aprecia en las figuras 13 y 14 respectivamente.

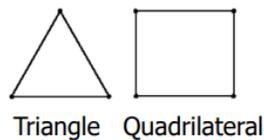


Figura 13: Tipos de celdas 2D

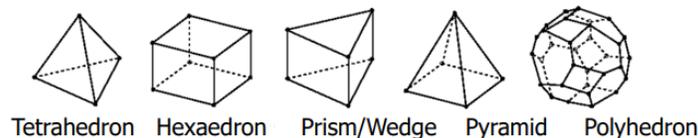


Figura 14: Tipos de celdas 3D

La configuración geométrica escogida para la celda juega un papel importante en la precisión del cálculo de malla. Ciertas geometrías necesitan un mayor número

de celdas que otras lo que resulta en una malla más robusta asociada a un mayor coste computacional y tiempo de mallado. Sin embargo, se debe tener en cuenta que cuanto menor sea el número de elementos, menor precisión de cálculo aportará el mallado y más difícil será alcanzar una correcta convergencia de los resultados. En conclusión, para lograr una malla eficiente que atienda las necesidades de la simulación será necesario establecer un balance entre el número de celdas y el nivel de precisión obtenido.

Por otro lado, a parte de la configuración geométrica de las celdas existen 3 tipos principales de mallas según la forma en la que las celdas estén conectadas entre sí:

1. Estructuradas: presentan una organización regular en la que cada celda tiene un número fijo de celdas contiguas a ella tal con una fácil identificación de puntos de malla mediante índices tal y como se observa en la figura 16. Esta caracterización hace que la generación y el manejo de la malla sea muy sencilla, sin embargo, no es la mejor opción para geometrías muy complejas. Generalmente están compuestas por cuadriláteros en 2D y hexaedros en 3D.
2. No estructuradas: no presentan una organización estructurada lo que permite su adaptación a geometrías complejas. Sin embargo, la flexibilidad que proporciona este tipo de mallado tiene asociado una dificultad mayor en su generación y manejo y un coste computacional mayor ya que las distintas conexiones requieren un mayor espacio de almacenamiento.
3. Híbridas: es una combinación de la malla estructurada y la no estructurada.

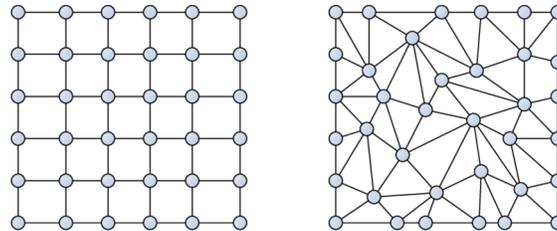


Figura 15: Malla estructurada y no estructurada [6]

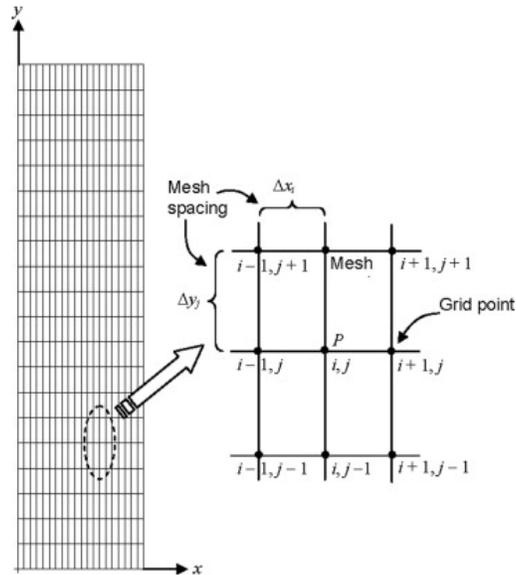


Figura 16: Malla estructurada [7]

En conclusión, tal y como se ha expuesto en este apartado, en un proceso CFD la configuración del mallado representa uno de los puntos clave para la correcta realización de cualquier estudio. El diseño de la malla atendiendo a factores como el coste computacional, tiempo de mallado, precisión de resultados y complejidad de la geometría será uno de los retos que habrá que afrontar para lograr el éxito de la simulación.

### 3.2.1.3. Condiciones de contorno

Como ya se ha explicado en apartados previos, en un proceso CFD el dominio está discretizado en una malla compuesta por muchas celdas en las que se resuelven las ecuaciones que gobiernan el flujo. La solución de estas ecuaciones depende de las condiciones de contorno (o condiciones de frontera) que se escojan. Por tanto, estas condiciones juegan un papel fundamental en la precisión y fiabilidad de cualquier proceso CFD.

Las condiciones de contorno tratan de definir la interacción existente entre un sistema y en el entorno CFD y se pueden clasificar en tres tipos [15]:

1. Condición de Dirichlet (Tipo 1): especifica el valor de una variable del flujo en el límite del dominio lo que permite captar el comportamiento del flujo en esta región (condición fija). Este hecho es de una gran importancia ya que dicho comportamiento tendrá influencia sobre lo que ocurra en todo el dominio de simulación.
2. Condición de Neumann (Tipo 2): especifica la derivada normal de la variable del flujo en el límite del dominio. En este caso no se conoce exactamente el

valor de una variable en el contorno pero sí que se conoce su tasa de variación (gradientes).

3. Condición de Robin (Tipo 3): se trata de una combinación de la condición de Dirchlet y Neumann. Se conocen tanto valores concretos de variables como sus derivadas en el contorno. Es de una mayor complejidad.

[16]

- *Velocity inlet/outlet*: especificación de la magnitud y dirección de la velocidad en el inlet/outlet.
- *Pressure inlet/outlet*: especificación de la presión en el inlet/outlet. En el caso de pressure outlet se debe tener en cuenta que la condición de presión impuesta debe ser menos que la del flujo aguas arriba de manera que favorezca la continuidad fuera del volumen.
- *Wall*: se trata de una condición de frontera sólida (condición de pared). La geometría a la que se le imponga esta condición no permitirá la propagación del flujo dentro de ella y las ondas se reflejarán sobre su superficie.
- *Simetría*: si el flujo debe ser simétrico con respecto a una línea o un plano la primera condición que debe cumplirse es que no haya flujo a través de la frontera [17]. Se usa para casos donde solo se necesite simular una parte del flujo debido a la simetría. Define el límite para que no se comporte como un muro.
- *Free-stream*: se define como las propiedades de flujo lejos de la región de interés. Presenta una gran utilidad en aerodinámica externa.

También existen otro tipo de condiciones de contorno tales como *Mass flow inlet*, *Stagnation inlet* o *Flow split outlet* que no han sido utilizadas en este caso de estudio pero que podrían tener una mayor utilidad en otras simulaciones.

Para finalizar, tal y como se ha expuesto en este apartado, la elección de las condiciones de frontera es fundamental para la resolución de un caso CFD. Imponer de manera errónea estas condiciones puede conducir a que la solución no converja o a la convergencia de una solución incorrecta por tanto será clave definir las de manera apropiada atendiendo al caso que se esté estudiando.

#### 3.2.1.4. Modelos físicos

El último aspecto que se va a exponer de la primera fase del proceso CFD, el pre-proceso, es la selección de los modelos físicos. Dentro del entorno CFD existe una gran variedad de posibles fenómenos físicos, por tanto, será necesario escoger los más adecuados según las condiciones y requisitos del estudio que se realice. Algunas de estas opciones son las siguientes [16]:

- Dimensiones: permite seleccionar si las condiciones son aplicadas a un modelo 2D o 3D.
- Tiempo: se selecciona si la simulación va a ser estacionaria (independiente del tiempo) o no estacionaria (depende del tiempo).
- Material: se escoge entre sólido, líquido, gas o una combinación de las tres. Los modelos multifase resuelven flujos mixtos de dos o más estados y los medios multicomponentes están compuestos por distintos materiales en el mismo estado.
- Flujo: opción disponible cuando se trabaja con líquidos o gases. Existe la opción de flujo segregado o flujo acoplado. Se trata de dos enfoques diferentes llevados a cabo para la resolución de las ecuaciones de Navier-Stokes. En el caso de flujo segregado la ecuaciones se resuelven de manera iterativa y separada para cada variable mientras que en el acoplado todas las ecuaciones se resuelven de manera simultánea tratando todas las variables de manera conjunta.
- Ecuación de estado: en este apartado habrá que tener en cuenta aspectos como la velocidad del flujo. Para flujos incompresibles la opción más común suele ser *Constant density* sin embargo, cuando se trata de problemas donde se supera el Mach 0.3 está opción deja de ser válida. En estos casos se puede optar por la elección de *Gas ideal* o *Gas real*.
  - Gas ideal: se utiliza cuando el fluido se trata de un gas. Se fundamenta en la ecuación de estado de los gases ideales:

$$\rho = \frac{p}{RT} \quad (12)$$

Esta ley proporciona una expresión en la que la densidad es función de la presión y la temperatura del problema siendo R la constante universal de los gases ideales.

- Gas real: tiene en cuenta efectos que no se tienen en cuenta con la condición de gas ideal como pueden ser los efectos de la compresibilidad e introduce ecuaciones más complejas como la de Van der Waals.

La diferencia entre estos dos modelos radica en que mientras que la elección de gas real tiene en cuenta las interacciones intermoleculares en el fluido, en el caso del gas ideal esto no ocurre, lo que resulta en un proceso de menor complejidad.

- Viscosidad: es un factor a tener en cuenta en los casos en los que la viscosidad del flujo y la turbulencia no puedan ser despreciadas. Cuando se está trabajando con un flujo turbulento hay que tener en cuenta que las variables de velocidad y presión van a sufrir oscilaciones dependientes del tiempo y por tanto un buen refinamiento de la malla será clave para capturar el comportamiento del flujo. Conforme aumenta el número de Reynolds estas oscilaciones resultan tan

pequeñas que la solución numérica a través de un mallado resulta imposible de manejar por su altísimo coste computacional, sin embargo, las ecuaciones siguen siendo una herramienta útil para modelar la turbulencia.

Pese a que hoy en día la turbulencia es un fenómeno del que no se tiene mucho conocimiento, existen varios enfoques para modelar la turbulencia [18]:

- DNS(Direct Numerical Simulation): no representa exactamente un modelo de turbulencia ya que se refiere a la solución completa de las ecuaciones. Este método es válido para un limitado número de casos (tal y como ya se ha explicado) en los que el Reynolds permita la resolución de las ecuaciones y exige una malla de un gran coste computacional.
- LES(Large Eddy Simulation): este modelo se caracteriza por resolver los movimientos de gran escala ya que poseen mayor información al ser afectados directamente por las condiciones de contorno y por modelar los de pequeña escala. Esta organización de resolución y modelado hace de esta opción mucho más asequible computacionalmente respecto a una DNS.
- RANS(Reynolds-Averaged Navier-Stokes): propuesto por Reynolds en 1895 este método ofrece un promedio de las ecuaciones de Navier-Stokes para separar los efectos de las fluctuaciones turbulentas del flujo medio. Consiste en descomponer las variables de interés en un valor medio y otro fluctuante, hecho que marca la dependencia por parte de este método de la estabilidad de los valores promedio. A partir de este punto se origina un nuevo conjunto de ecuaciones (ecuaciones promediadas de Reynolds) que presentarán una variable adicional y por lo tanto será preciso la adición de otras ecuaciones que permitan cerrar el problema. Algunos de los modelos utilizados como cierre son:
  - Spalart-Allmaras: modelo de una única ecuación cuyo origen eran las aplicaciones aerodinámicas. Depende de la distancia a la pared más cercana y por tanto incluye una ecuación para la distancia a la pared. La experiencia muestra que no simula adecuadamente la separación de flujo, sin embargo, es estable y ofrece buena convergencia.
  - Modelo k- $\epsilon$ : caracterizado por su robustez y bajo coste computacional este método consiste en resolver dos ecuaciones adicionales. La primera destinada al transporte de la energía cinética turbulenta k (energía en turbulencia) y la segunda para la tasa de disipación de la energía cinética turbulenta  $\epsilon$  (escala de la turbulencia). Pese a ser el modelo más común hay que tener en cuenta que no presenta un buen desempeño en casos de fuertes gradientes de presión adversa.
  - Modelo k-w: modelo similar al k- $\epsilon$ , presenta dos ecuaciones pero en este caso una asociada a w la cual representa la tasa específica de disipación de energía cinética. En este caso, este modelo sí que presenta un buen desempeño en casos de fuertes gradientes de presión adversa,

sin embargo, hay que tener en cuenta que existe una gran sensibilidad al valor de  $w$  en flujo libre.

Debido al compromiso que ofrecen entre precisión y exigencia computacional, los modelos RANS se han convertido en los modelos más utilizados por la industria y la ingeniería. En comparación con los modelos DNS y LES el coste computacional es mucho menor y los resultados que proporciona son bastante acertados.

- Modelos opcionales: modelos adicionales que pueden ser seleccionados en caso de necesitar más precisión en el flujo y su convergencia.

### 3.2.2. Solver

Una vez finalizadas todas las etapas de la fase de pre-proceso de un caso CFD se procede a realizar una explicación de la fase relativa al *Solver*. Esta parte engloba la resolución directa de las ecuaciones que gobiernan el flujo, es decir, las ecuaciones de Navier-Stokes.

Para la solución de las ecuaciones existen diversos métodos cuyo trabajo es calcular los valores en lugares discretos de una geometría mallada. Los dos métodos principales para la discretización de las ecuaciones son [19] [20]:

- *Finite Volume Method* (FVM): la malla se descompone en elementos muy pequeños de tamaño finito y de forma geométrica sencilla, definiendo como “volumen finito” el volumen que rodea a cada punto nodal de la malla. Se trata de un método conservador ya que el flujo que entra en los distintos volúmenes que componen la malla es igual al que sale del volumen adyacente.
- *Finite Difference Method* (FDM): la malla se descompone en una serie de puntos en el espacio en los que se toma la representación continua de las ecuaciones y se sustituyen por un conjunto de ecuaciones discretas, denominadas ecuaciones de diferencia finita.

En general, es mejor opción utilizar las ecuaciones de gobierno con el enfoque de volumen finito ya que para este método la conservación de la masa, momento y energía es asegurada para cada celda, hecho que no ocurre para el FDM. Por otro lado el método de volúmenes finitos presenta otro tipo de ventajas como es la posibilidad de configuración para una malla desestructurada.

A continuación, tras la explicación de los distintos métodos de resolución de las ecuaciones de Navier-Stokes, se prosigue con los detalles que adquieren gran relevancia en la fase del *Solver*. La solución de un problema CFD tiene un carácter iterativo. Una vez iniciado el proceso iterativo, según la precisión con la que se haya llevado la configuración del caso y los valores iniciales que se hayan impuesto a la simulación, la solución convergerá adecuadamente en menor o mayor tiempo o no convergerá.[16]

- Criterio de parada (“Stopping criteria”): establece cuando el proceso de iteración cesa, es decir el máximo número de iteraciones que se van a efectuar. En este caso, se puede predeterminar antes del inicio del proceso iterativo un número concreto de iteraciones a partir del cual ya no hayan más o por el contrario, una vez iniciado prestar atención a la convergencia de un resultado en los monitores (explicado en próximos apartados) y realizar la parada del mismo cuando se haya alcanzado un valor estable.
- Convergencia: el fin de una simulación es lograr resultados que alcancen la convergencia para las ecuaciones de gobierno. Existen diferentes criterios para establecer que la convergencia del modelo ha sido alcanzada, algunos de ellos son:
  1. Visualización de residuales: los residuales representan el error entre los valores calculados en una iteración y los valores que satisfacen las ecuaciones de dominio del flujo. Por tanto, una solución se considerará convergida cuando los residuales se correspondan con un valor aceptablemente bajo. Según la bibliografía valores entre  $e-06$  y  $e-07$  son suficientes para dar por convergida la solución. A continuación se muestra un ejemplo de este criterio:

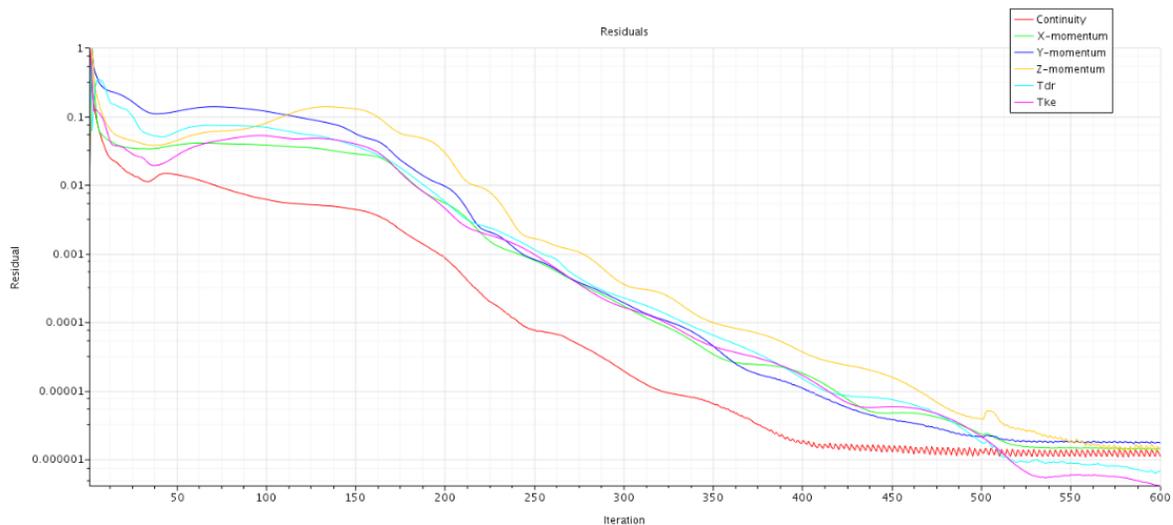


Figura 17: Visualización de residuales

2. Visualización de « Reports » o monitores: estas dos herramientas que serán explicadas con más detalle en el apartado de post-proceso constituyen uno de los criterios de convergencia válidos para un estudio CFD. Mediante la evaluación de condiciones físicas que sean de interés se establecerá el fin de la convergencia del modelo. A lo largo del proceso iterativo el valor de las variables del flujo irá acercándose cada vez más a su valor final. En caso de que no se alcance un resultado en concreto, cuando este valor

final oscile entre soluciones con un error menor o igual al 0.1% se podrá considerar que el modelo habrá alcanzado la convergencia.

### 3.2.3. Post-proceso

Tras haber completado los periodos de pre-proceso y solver se alcanza la última fase de la estructura de todo caso CFD, el post-proceso. Esta etapa se centra en la interpretación y el análisis de los resultados obtenidos en la simulación, para ello el software CFD cuenta con una serie de herramientas, resultados numéricos, gráficos y escenas que se expondrán a lo largo de este apartado. También se comentarán otra serie de recursos externos al programa que serán de gran utilidad para el tratamiento de resultados. Finalmente, se recalcará la importancia de los términos independencia de malla y validación del modelo, dos de los análisis de mayor importancia que deberá realizar el usuario para verificar que la configuración de la simulación y los resultados obtenidos sean correctos.

- Herramientas:
  - Internas: recursos disponibles dentro del software CFD
    - Valores numéricos de variables de interés
    - Perfiles/distribuciones « XY plot »
    - Escenas: posibilidad de creación de escenas de geometría, malla, campos escalares y vectoriales asociados a variables de interés o incluso *streamlines* o *pathlines*.
    - Transformaciones: pueden ser geométricas como son la rotación o translación, o visuales como transparencia, superposición, etc.
  - Externas: recursos externos al software CFD
    - Entornos matemáticos: programas como Matlab o Mathematica son útiles para realizar todo tipo de cálculos o gráficos.
    - Hojas de cálculo: MS Excel muy utilizado para gráficos, organización de datos de interés mediante tablas, etc.
- Estudio de independencia de malla: se trata de un estudio que se desarrolla con el fin de comprobar que el resultado obtenido es independiente del número de elementos que conforman la malla. Hay que tener en cuenta que aunque la malla generada sea capaz de alcanzar la convergencia de las variables de interés, puede que los resultados no sean correctos, es por ello que el objetivo de este análisis consiste en alcanzar un compromiso entre:
  - Bajo error numérico de discretización
  - Coste computacional contenido

El primer paso consiste en incrementar al menos 1.5 veces el número de elementos en cada dirección. Una vez generada la nueva malla habrá que comprobar

que la variación en los resultados sea aceptable según el criterio de convergencia establecido. Generalmente un resultado se considera válido cuando la diferencia entre los valores obtenidos en dos mallas consecutivas no supera el 1%. Si esto ocurre así, se puede afirmar que se ha alcanzado la independencia de malla.

- Validación del modelo: incluso en una simulación donde el caso haya convergido y se haya alcanzado la independencia de malla de manera satisfactoria, la incertidumbre de los datos y del modelado físico puede hacer que el resultado no represente fielmente la realidad. Por esta razón, con el fin de comprobar que el estudio CFD se ha configurado correctamente es indispensable la validación del modelo frente a resultados experimentales o numéricos fiables.

Para finalizar con el apartado de post-proceso se debe mencionar el análisis de sensibilidad. Como se ha comentado en el punto correspondiente a la validación del modelo, el resultado obtenido en cualquier simulación presenta un grado de incertidumbre determinado por las distintas decisiones que se hayan ido tomando con el avance de la configuración del caso. Para determinar este grado de incertidumbre se puede realizar un análisis de sensibilidad el cual consiste en la variación de alguno de los parámetros que puedan ser causantes de esta incertidumbre para ver qué cambios emergen en la solución.

### 3.3. Modelado CFD caracterizado para el caso del estudio

*STAR-CCM+* es un software desarrollado por Siemens PLM Software, muy utilizado en ingeniería para realizar análisis de dinámica de fluidos computacional (CFD). La elección de este programa se debe a su capacidad de simulación y su flexibilidad para manejar geometrías complejas. *STAR-CCM+* ofrece utilidades como la generación de malla, modelos de turbulencia, definición de condiciones de contorno y monitoreo entre otras, puntos clave que permitirán capturar con detalle los fenómenos aerodinámicos del perfil alar bajo diferentes condiciones y extraer conclusiones de ello.

Como ya se ha expuesto en el apartado 3.2, la metodología CFD abarca un proceso completo formado por 3 fases denominadas pre-proceso, solver y post-proceso. El desarrollo adecuado de cada una de estas partes será esencial para obtener resultados precisos atendiendo a las necesidades específicas de la simulación. A lo largo de este apartado se particularizarán cada una de sus respectivas etapas para la elaboración del estudio del perfil NACA 4412 y este mismo perfil modificado con una ranura en su extradós.

#### 3.3.1. Objetivos y limitaciones del estudio

Entre los objetivos principales se encuentran los siguientes puntos:

- Configuración adecuada del proceso CFD y realización de la simulación de manera correcta.
- Consecución de valores de coeficiente de sustentación, coeficiente de resistencia y eficiencia aerodinámica para distintos ángulos de ataque tanto para el perfil NACA 4412 como para la variación de este perfil mediante la adición de la ranura.
- Validación de resultados satisfactoria. Se compararán los resultados para que se aproximen lo máximo posible al comportamiento concluido en otras simulaciones.
- Comparación del comportamiento aerodinámico de ambos perfiles para ofrecer una conclusión del proyecto basada en el estudio realizado.

Por otro lado, anteriormente a todo proceso CFD se deben tener en cuenta las limitaciones existentes para la realización del caso. Entre ellas se pueden distinguir las siguientes:

- Muy poca experiencia previa en estudios CFD.
- Recursos computacionales disponibles.
- Tiempo para realizar el proyecto.

Pese a que en todo estudio CFD se busca que los resultados se aproximen lo máximo posible a la realidad, debido a las limitaciones ya comentadas estos tendrán un valor más cualitativo que cuantitativo. Por último, en cuanto a los recursos computacionales, estos determinarán que el proyecto se realice en el plano bidimensional ya que su ejecución en 3D implicaría un coste excesivamente elevado.

### 3.3.2. Geometría y dominio

Los dos primeros pasos que se deben seguir para la realización del estudio es la creación de la geometría, en este caso el perfil NACA 4412 y su versión modificada, y la identificación del dominio computacional, es decir, el espacio acotado donde se va a desarrollar el flujo entorno al perfil y donde se establecerán las condiciones de contorno.

#### 1. Generación de las coordenadas del perfil

Los perfiles alares, tal y como se ha visto en anteriores apartados, son geometrías que pueden ser definidas por una serie de coordenadas. Para obtener dichas coordenadas se ha recurrido a *AirfoilTools*, una plataforma online que cuenta con una amplia base de datos de perfiles alares. En esta página es posible encontrar un perfil en específico filtrando por sus características, número de serie o nombre y generar sus coordenadas haciendo posible su descarga en diversos formatos. Esto, como se explicará en próximos apartados, hace muy sencilla su importación a otros programas.

Accediendo a *AirfoilTools* se puede observar un apartado denominado “Airfoil plotter” en el que se puede realizar una búsqueda del perfil NACA 4412 y especificar diferentes características como la longitud de la cuerda o el espesor. Para el caso de estudio se ha escogido una cuerda de 1m de largo dejando el resto de valores predeterminados por la plataforma sin alterar. Una vez generadas, las coordenadas del perfil se descargan en formato CSV <sup>1</sup> con el que se podrá comenzar a definir la geometría.

#### 2. Definición de la geometría

Una de las ventajas que ofrece *STAR-CCM+* es la posible importación de geometrías desde una gran variedad de archivos. Para la creación del perfil NACA 4412 y su versión modificada se ha empleado *AutoCad*, un software de Autodesk de diseño útil para la creación de modelos 2D y 3D. Mediante la importación de las coordenadas del perfil extraídas de *AirfoilTools* a este programa se podrá obtener la geometría del perfil sin modificación y posteriormente diseñar y elaborar la ranura.

A continuación se muestra un plano del perfil con la modificación y a continuación una imagen donde se muestran los detalles de las medidas utilizadas para el diseño de la ranura:

---

<sup>1</sup>Este archivo requerirá que se realicen una serie de modificaciones para que sea posible su importación.

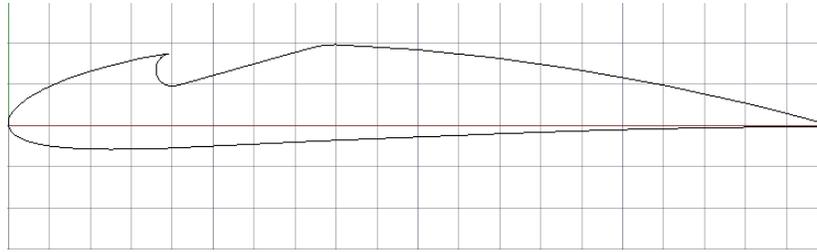


Figura 18: Modelo CAD NACA 4412 con una ranura

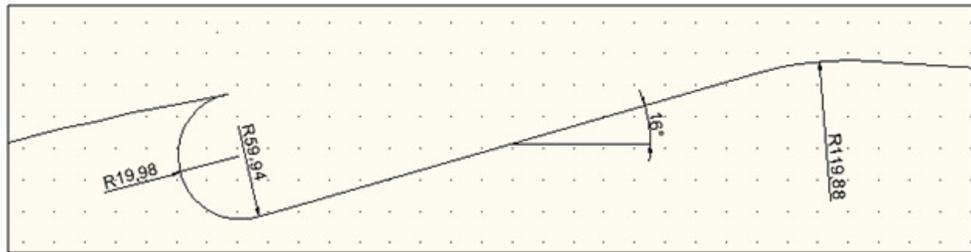


Figura 19: Detalle de la ranura

r1	-	18.9803 mm
r2	3r1	59.9409 mm
r3	2r2	119.8818 mm

Cuadro 1: Radios de construcción de la ranura

Por último recalcar que la distancia a la que se ha situado el primer centro de circunferencia correspondiente al radio 1 ( $r_1$ ) es de 200 mm respecto al borde de ataque. Esta medida también se ha aplicado para la distancia al centro de la circunferencia 3 cuyo radio es  $r_3$ , por tanto estos centros distan 200 mm.

Las construcciones han sido plasmadas en el Anexo.

### 3. Definición del dominio

Para la definición del dominio computacional se ha optado por una superficie rectangular que presenta las siguientes medidas:

- 8 cuerdas aguas arriba del perfil
- 8 cuerdas arriba y abajo del perfil
- 21 cuerdas aguas abajo del perfil

Cabe recalcar que todas las medidas se han propuesto tomando como base la cuerda del perfil que en este estudio es de 1m y que se ha posicionado el origen de coordenadas en el borde de ataque del perfil. En la siguiente figura se pueden apreciar de una manera más visual las dimensiones del dominio computacional.

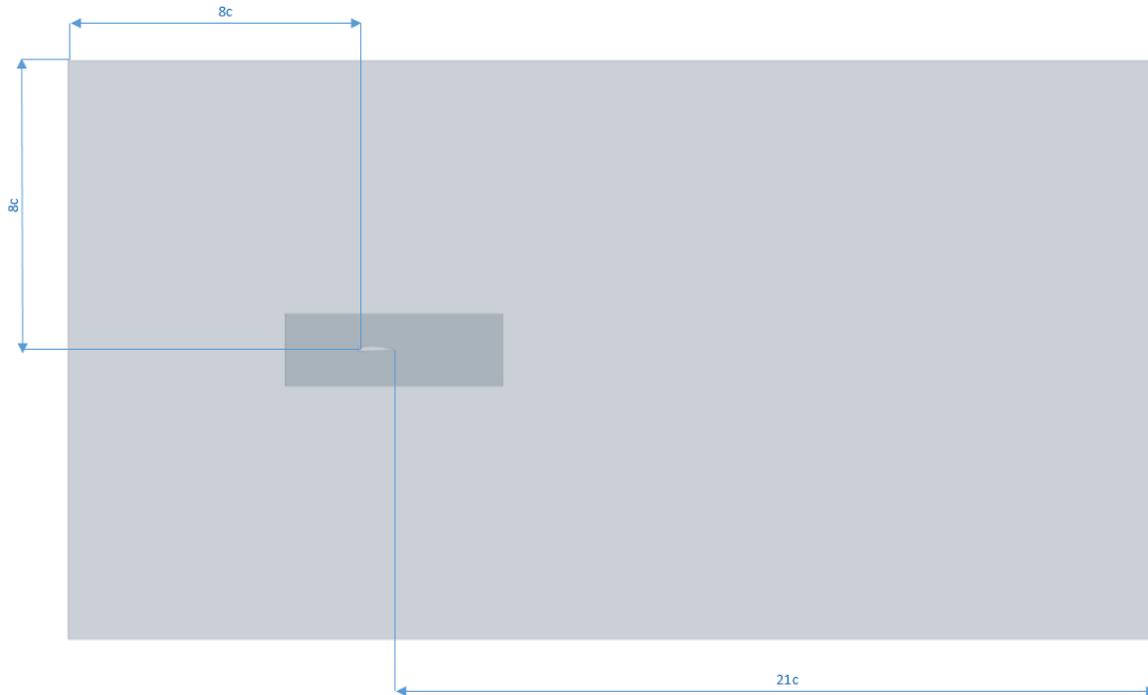


Figura 20: Dominio computacional

Por otro lado, con el objetivo de lograr una malla que capture de una manera más eficiente todos los fenómenos aerodinámicos de importancia para este estudio, se ha efectuado una subdivisión del dominio computacional en distintos espacios. De esta manera el dominio computacional que representa los límites del estudio pasa a ser denominado como *background* y dentro de él existirán dos subdivisiones: *overset* y *overlap*.

Cabe comentar que todas estas divisiones han sido obstruidas una distancia igual al ancho del perfil, por tanto todos los espacios del dominio poseerán un ancho de 0.1m de manera que ambos extremos del perfil se encuentren en contacto con las paredes del dominio. Sin embargo, hay que tener en cuenta que entre el perfil y el espacio destinado al *overset* se requerirá realizar una operación booleana con el fin de substraer la figura del perfil de esta región. De esta manera ahora en la zona que antes ocupaba el perfil ahora existe un hueco del mismo tamaño y forma que este lo que permitirá posteriormente realizar correctamente la simulación.

En primer lugar, el espacio destinado al *overset* está destinado a captar el

comportamiento del flujo en la zona más cercana al perfil donde el flujo está completamente desarrollado y se predice que se producirán alteraciones por la presencia de la geometría. Dentro de este subespacio se han creado otras regiones que han recibido el nombre de “zonas de control” donde se efectuará un mayor refinamiento de la malla. De esta manera, para el perfil **NACA 4412** se han creado las siguientes zonas de control:

- a) *Airfoil Control*: zona dedicada al refinamiento de malla en la región más próxima al perfil donde se establecerán los controles sobre el dimensionamiento de la capa límite.
  - largo x alto x ancho =  $1.8c \times 0.8c \times 0.1c$
- b) *Leading Edge Control*: zona dedicada al refinamiento de malla en el borde de ataque.
  - largo x alto x ancho =  $0.3c \times 0.3c \times 0.1c$
- c) *Trailing Edge Control*: zona dedicada al refinamiento de malla en el borde de salida.
  - largo x alto x ancho =  $2.3c \times 0.2c \times 0.1c$

En el caso del perfil **NACA 4412 con una ranura** se incluirá una cuarta zona de control enfocada en la ranura: *Wave Control*.

- largo x alto =  $0.28c \times 0.14c \times 0.1c$

Por último, el objetivo del espacio correspondiente al *overset* es el de originar una capa de transición entre el *background* y el *overset*. De esta manera se asegura que no exista un cambio brusco entre las condiciones del mallado establecidas para un espacio y otro. Como apoyo visual a la descripción de todos estos espacios y subespacios que se han establecido para subdividir el dominio computacional se proporcionan las siguientes figuras

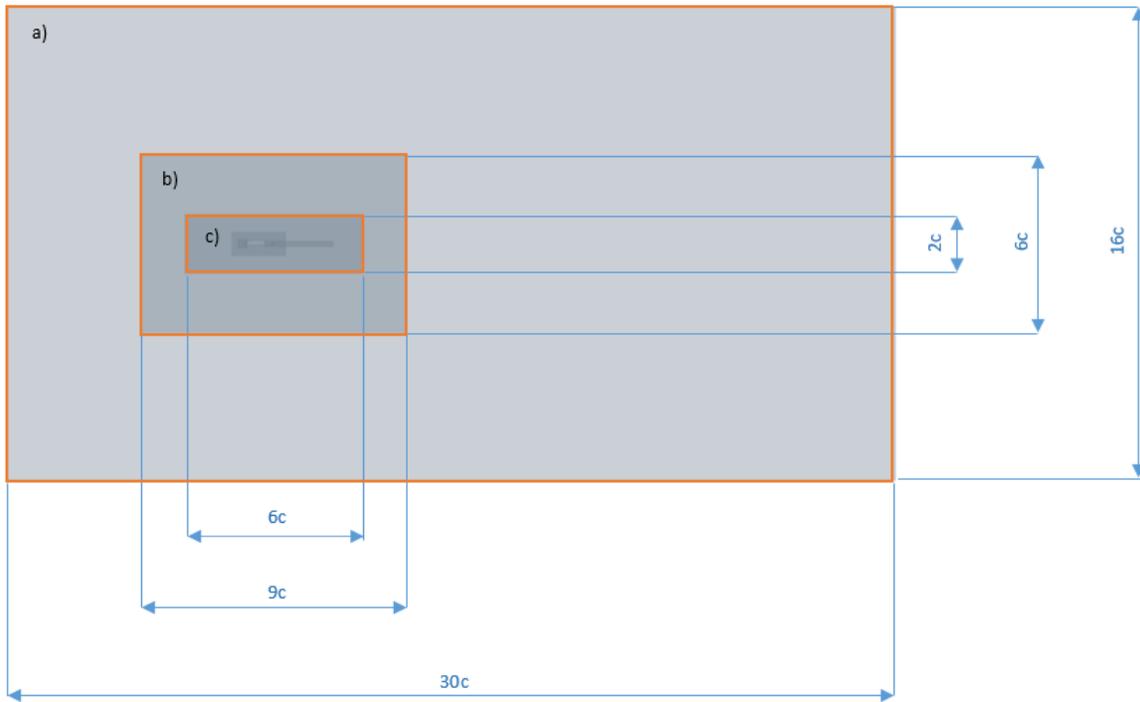


Figura 21: Acotación de los volúmenes a) *background*, b) *overlap* y c) *overset*

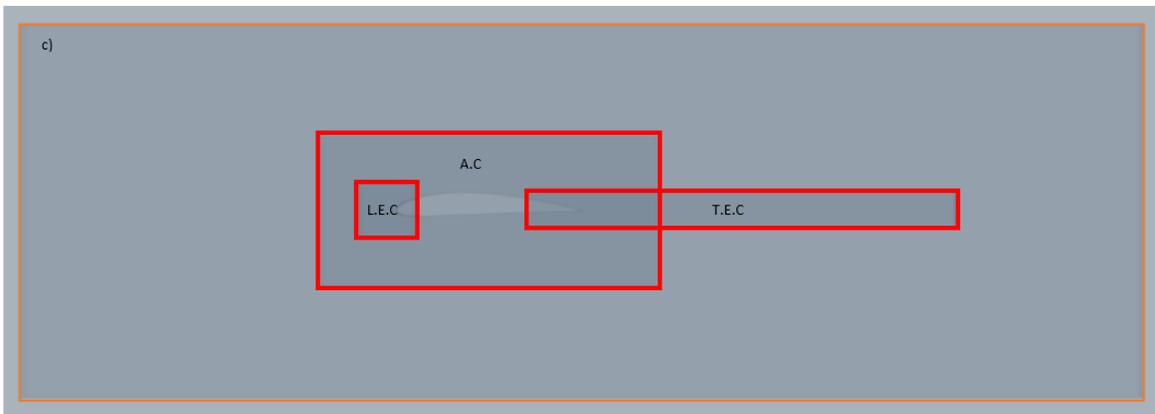


Figura 22: Detalle de los controles *Airfoil Control* (A.C), *Leading Edge Control* (L.E.C) y *Trailing Edge Control* (T.E.C)

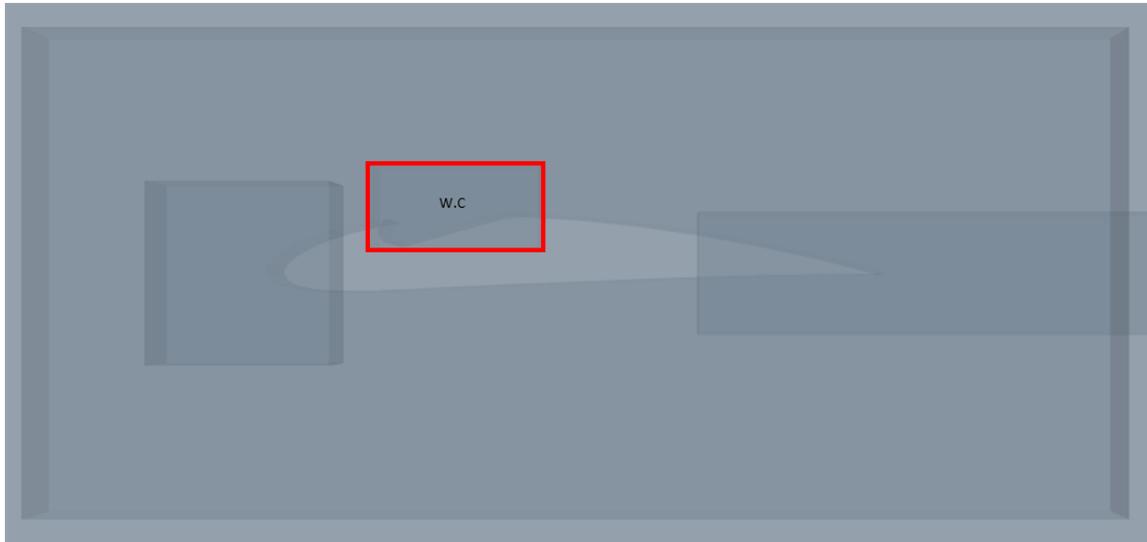


Figura 23: Detalle del control *Wave Control* (W.C)

### 3.3.3. Condiciones de la simulaci3n

El fluido que va a caracterizar este estudio es el aire a una altura de 250m. Sus propiedades est3n recogidas en la siguiente tabla:

$\rho$	1.1959
$\mu$	1.7809e-05
$\nu$	9.8358e+04
T	286.5250
p	9.8358e+04
a	339.3332

Cuadro 2: Propiedades del aire a 250m

Por otro lado, se pretende realizar la simulaci3n a velocidad de 220 m/s y por tanto los n3meros adimensionales que caracterizan el movimiento del fluido son los expuestos a continuaci3n:

Mach	0.6483
Reynolds	1.4773e+07

Cuadro 3: N3mero de Mach y n3mero de Reynolds

Como se puede observar el perfil estar3 sometido a condiciones de flujo subs3nico alto donde  $M > 0,3$  por tanto habr3 que tener en cuenta la compresibilidad del fluido. Por otro lado, atendiendo al n3mero de Reynolds se puede concluir que el perfil se encuentra en r3gimen turbulento.

### 3.3.4. Mallado

Como se ha visto previamente, la consecución de una malla que sea apropiada para resolver un problema de manera eficaz exige un compromiso entre precisión numérica y un coste computacional moderado.

Por este motivo, para la configuración del mallado se generará una malla destinada a la sección de *background* y otra distinta para el *overset* y se creará una interfaz entre ellas. Mediante esta distinción se busca al mismo tiempo procurar un refinamiento más intenso de las zonas de interés y reducir el coste computacional aplicando mayor tamaño de celda a zonas donde no es requerida tanta precisión.

Ambas mallas se crearán de acuerdo a lo especificado en el siguiente cuadro:

<i>Create Automated Mesh</i>	
<b>Surface Mesher</b>	Surface Remesher
<b>Core Volume Meshers</b>	Trimmed Cell Mesher
<b>Boundary Layer Meshers</b>	Prism Layer Mesher

Cuadro 4: *Create Automated mesh*

En lo que respecta a los controles de mallado se especifican de manera diferente para cada malla tal y como se expone en los siguientes puntos.

- Background Mesh

<i>Default Controls</i>		
<b>Base Size</b>	0.5	-
<b>Minimum Size</b>	25 %	-
<b>Volume Growth Rate</b>	Default Growth Rate	Slow
	Surface Growth Rate	Slow

Cuadro 5: Controles de malla *Background Mesh*

<i>Custom Controls: Volumetric Control</i>		
<b>Overlap</b>	<b>Surface Remesher</b>	Yes
	<b>Istropic Size</b>	Yes
	<b>Custom Size</b>	12 %

Cuadro 6: Mallado de volúmenes de control en la *Background Mesh*

- Overset mesh

<i>Default Controls</i>		
<b>Base Size</b>	0.5	-
<b>Minimum Size</b>	25 %	-
<b>Number of Prism Layers</b>	15	-
<b>Prism Layer Near Wall Thickness</b>	4e-6	-
<b>Volume Growth Rate</b>	Default Growth Rate Surface Growth Rate	Slow Slow

Cuadro 7: Mallado de la *Overset Mesh*

<i>Custom Controls: Volumetric Control</i>		
<i>Overlap</i>	<b>Surface Remesher</b>	Yes
	<b>Istropic Size</b>	Yes
	<b>Custom Size</b>	12 %
<i>Airfoil Control</i>	<b>Surface Remesher</b>	Yes
	<b>Istropic Size</b>	Yes
	<b>Custom Size</b>	5 %
<i>Leading Edge Control</i>	<b>Surface Remesher</b>	Yes
	<b>Istropic Size</b>	Yes
	<b>Custom Size</b>	1 %
<i>Trailing Edge Control</i>	<b>Surface Remesher</b>	Yes
	<b>Istropic Size</b>	Yes
	<b>Custom Size</b>	2 %
<i>Wave Control</i>	<b>Surface Remesher</b>	Yes
	<b>Istropic Size</b>	Yes
	<b>Custom Size</b>	1 %

Cuadro 8: Mallado de volúmenes de control en la *Overset Mesh*

Cabe recordar lo comentado en cuanto a las limitaciones de la simulación. El mallado hasta el momento se ha configurado en 3D, sin embargo antes de la simulación será necesario convertirlo a 2D ya que de esta manera el coste computacional será asequible.

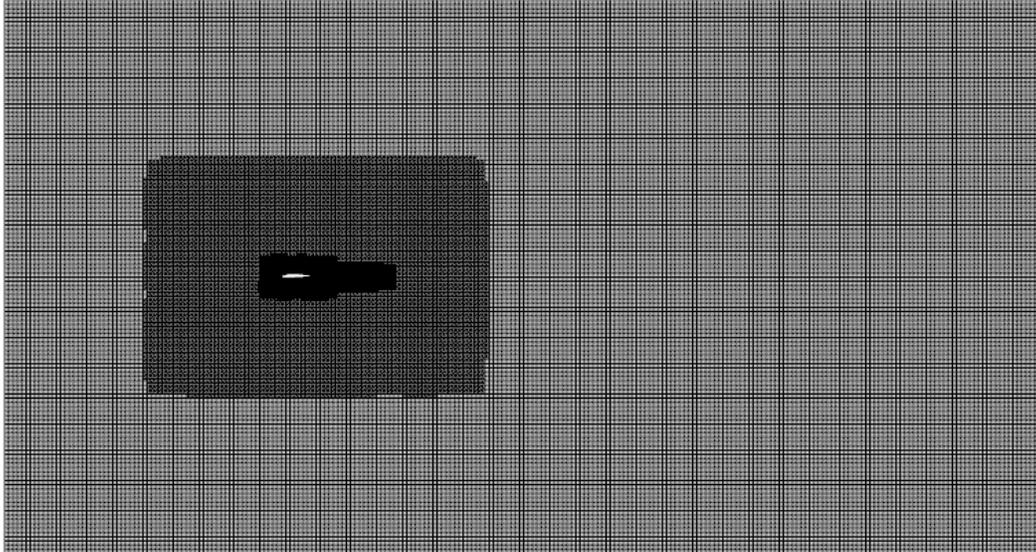


Figura 24: Mallado de *Background Mesh* y *Overset Mesh*

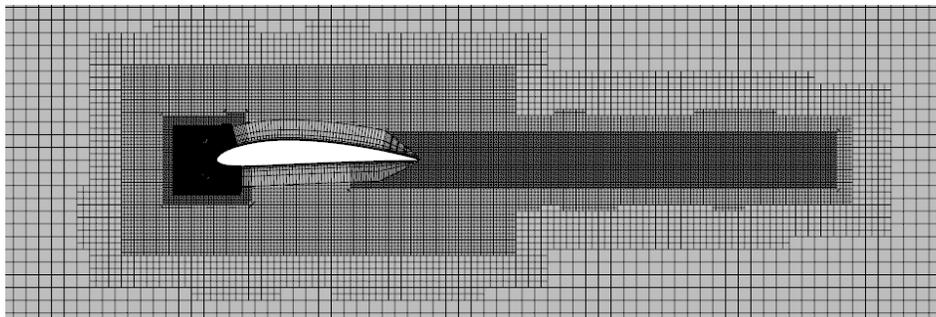


Figura 25: Mallado NACA 4412

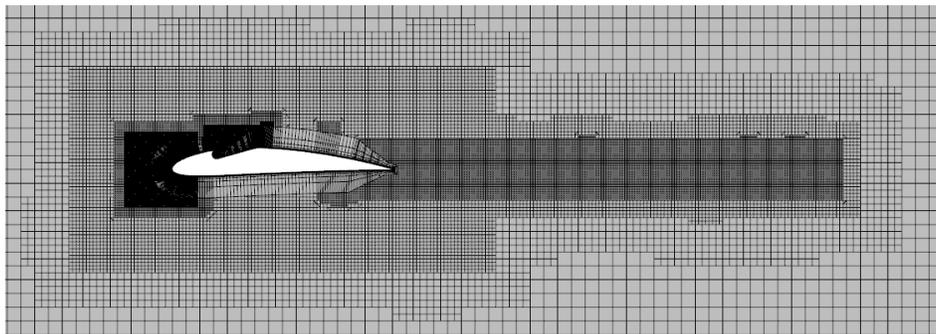


Figura 26: Mallado NACA 4412 con ranura

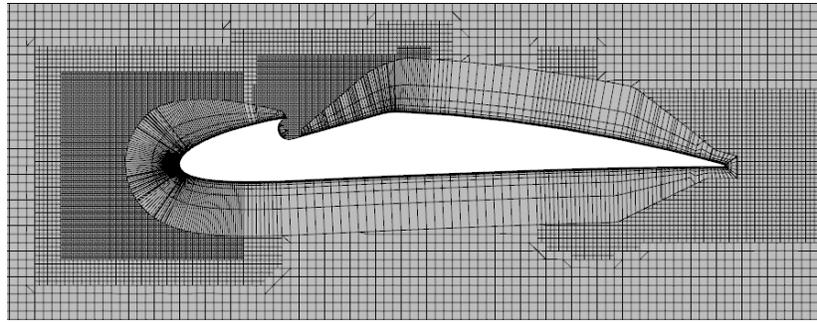


Figura 27: Detalle de mallado NACA 4412 con ranura

Para concluir con la sección de mallado, se puede apreciar en las distintas imágenes como el mallado en la sección de *background* es menos denso y como la transición hacia las zonas donde se requiere más refinamiento es suave. Las zonas de control tienen un tamaño más reducido lo que permitirá capturar de una manera más eficaz y adecuada el comportamiento del flujo en estas superficies.

### 3.3.5. Condiciones de contorno

Para el establecimiento de las condiciones de contorno se definen en primer lugar dos regiones asociadas a los espacios *background* y *overset* respectivamente. Una vez las regiones han sido creadas, el siguiente paso es seleccionar cuidadosamente las condiciones de contorno para cada una de las partes que las conforman. En el Cuadro 9 están plasmadas cada una de los espacios con sus respectivas condiciones de contorno.

Región	Espacio	Condición de contorno
background	outside symmetry planes	Free Stream Symmetry
overset	airfoil overset symmetry planes	Wall Overset Mesh Symmetry

Cuadro 9: Condiciones de contorno

### 3.3.6. Modelos físicos

Para la selección de los modelos físicos se deben tener en cuenta factores como la el tipo de flujo y sus propiedades, la velocidad y las condiciones de la simulación. Atendiendo al caso de estudio el apartado *Select Models* se configurará de la siguiente manera:

<i>Select Models</i>	
<b>Time</b>	Steady
<b>Material</b>	Gas
<b>Flow</b>	Coupled
<b>Equation of State</b>	Ideal Gas
<b>Viscous Regime</b>	Turbulent
<b>Reynolds Average Turbulence</b>	K-Omega Turbulence

Cuadro 10: Modelos físicos

### 3.3.7. Convergencia

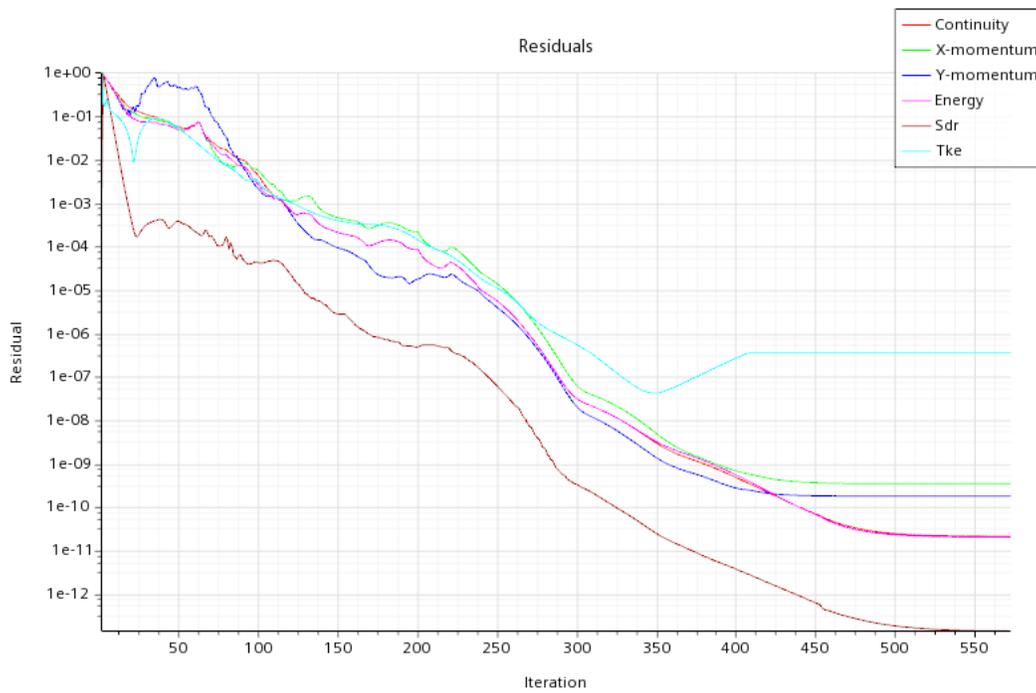


Figura 28: Residuales solución convergida

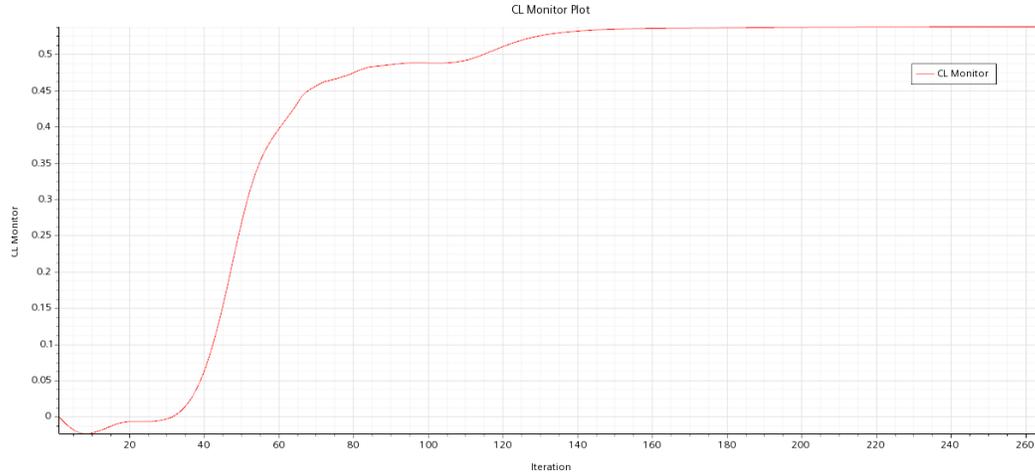


Figura 29: Solución convergida

Atendiendo a los criterios establecidos en la sección 3.2.2 de este documento, se puede concluir que la solución de la simulación ha alcanzado la convergencia ya que el valor de los residuales alcanza valores lo suficientemente bajos (valores  $< e^{-6}$ ) y el resultado de las variables de interés presentan oscilaciones menores al 0.1 %.

### 3.3.8. Independencia de malla

Malla	Base Size	Celdas background	Celdas overset	CL
<b>Malla Base</b>	0.5	43980	30120	0.5376
<b>Malla 1</b>	0.45	49417	98584	0.5328
<b>Malla 2</b>	0.4	67728	44760	0.5344

Cuadro II: Independencia de malla

Tal y como muestran los resultados recogidos de las distintas mallas el error en el valor del coeficiente de sustentación perteneciente a las distintas mallas está en torno al 1% . Se concluye que el error entre las soluciones es lo suficientemente bajo como para aceptar la malla escogida para el estudio ya que es la de menor número de celdas y por ello menor coste computacional.

## 4. Resultados

El objetivo de esta sección es la interpretación y análisis de los resultados obtenidos en el caso CFD. Este apartado ha sido organizado de manera que en primer lugar quedan expuestos los resultados numéricos de forma separada para el perfil NACA 4412 y el perfil modificado con una ranura. Posteriormente se realizará una comparación del comportamiento aerodinámico que los caracteriza con el fin de extraer las conclusiones finales.

### 4.1. Resultados para el perfil NACA 4412

Los resultados correspondientes a las distintas simulaciones efectuadas para el perfil NACA 4412 están recogidas en el Cuadro 12. En dicha tabla vienen resaltados los valores correspondientes a la eficiencia aerodinámica máxima del perfil y a su ángulo de ataque crítico.

Ángulo de ataque( $\alpha$ )	CL	CD	Eficiencia aerodinámica
0°	0.5376597	0.01277136	42
2°	0.8019353	0.01854878	43
4°	0.981911	0.03316192	30
5°	1.003678	0.04273542	23
6°	0.98361	0.05294599	19
8°	0.9365464	0.074607	13
10°	0.9230252	0.09801562	9
12°	0.9022951	0.1275927	7
15°	0.9022951	0.1275927	7

Cuadro 12: Coeficientes aerodinámicos perfil NACA 4412

Los resultados obtenidos para el perfil NACA 4412 son acertados de acuerdo al estudio de validación plasmado en el Anexo.

### 4.2. Resultados para el perfil NACA 4412 con una ranura

Siguiendo el mismo procedimiento anterior, en la siguiente tabla se muestran los coeficientes aerodinámicos del perfil NACA 4412 con una ranura.

Ángulo de ataque( $\alpha$ )	CL	CD	Eficiencia aerodinámica
0°	0.404514	0.02881608	14
2°	0.6126644	0.03647993	17
4°	0.7477705	0.0498218	15
5°	0.7933185	0.05842663	14
6°	0.8610065	0.06566026	13
8°	0.9508314	0.0838187	11
10°	1.0434	0.1070909	10
12°	1.106854	0.1349071	8
13°	1.057779	0.1532261	7
15°	0.9758635	0.1909299	5

Cuadro 13: Coeficientes aerodinámicos perfil NACA 4412 con una ranura

Como se puede apreciar, en este caso también han sido resaltados los valores de la eficiencia aerodinámica máxima y ángulo de ataque crítico.

### 4.3. Comparación de perfiles

A continuación se procede a realizar una comparación del comportamiento aerodinámico de los dos perfiles presentados hasta el momento. Este análisis tratará de exponer de manera concisa cada detalle de las variables de interés que sea relevante para el objeto de estudio.

Para facilitar la comprensión de los resultados se han generado una serie de escenas en STAR-CCM que ayudarán a interpretar las diferencias existentes entre ambos perfiles. En primer lugar, en la Figura 30 se ha buscado representar la variable correspondiente a la presión para ambos perfiles. El objetivo era mostrar para el ángulo de ataque crítico del perfil modificado ( $\alpha=12^\circ$ ) como se refleja la relación de presiones entre y extradós para el perfil sin modificación que al tener un ángulo crítico de  $5^\circ$  ya habría entrado en pérdida.

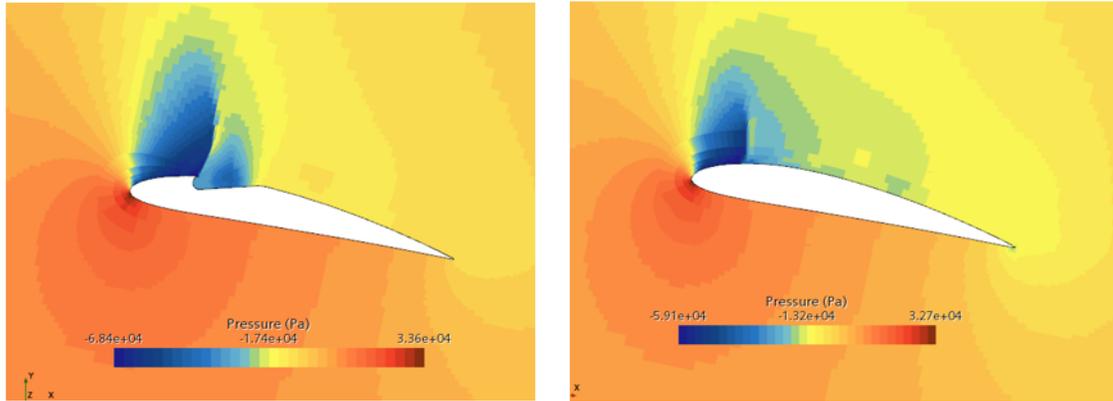


Figura 30: Valores de la presión para el perfil NACA 4412 con una ranura y sin ranura para  $\alpha=12^\circ$

Por otro lado, las siguientes figuras muestran la evolución vectorial del parámetro de la velocidad que ha sido configurado para ser representado mediante la opción *Line Integral Convolution* para proporcionar una visualización más detallada de esta variable. Como se puede apreciar conforme va aumentando el ángulo de ataque el flujo va separándose del perfil hasta quedar totalmente desprendido tras sobrepasar el ángulo de  $12^\circ$ . En contraste se muestra para este mismo ángulo el resultado para el perfil sin modificar en la Figura 35.

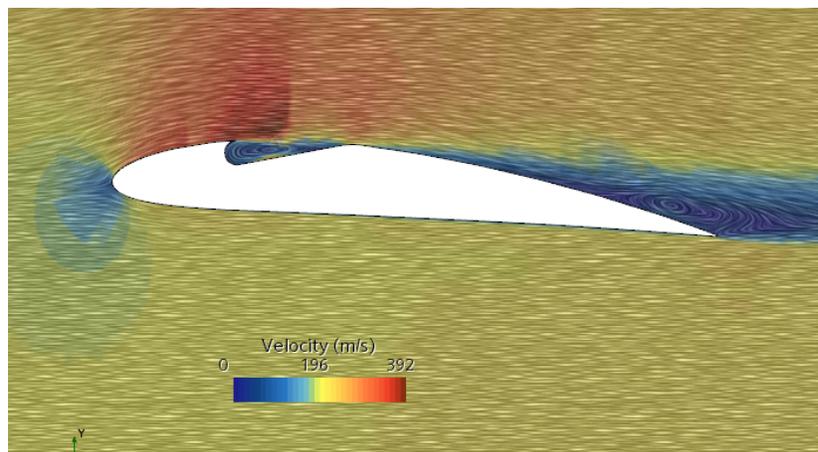


Figura 31: Escena del parámetro velocidad a  $\alpha=2^\circ, \alpha=8^\circ, \alpha=12^\circ$  y  $\alpha=15^\circ$

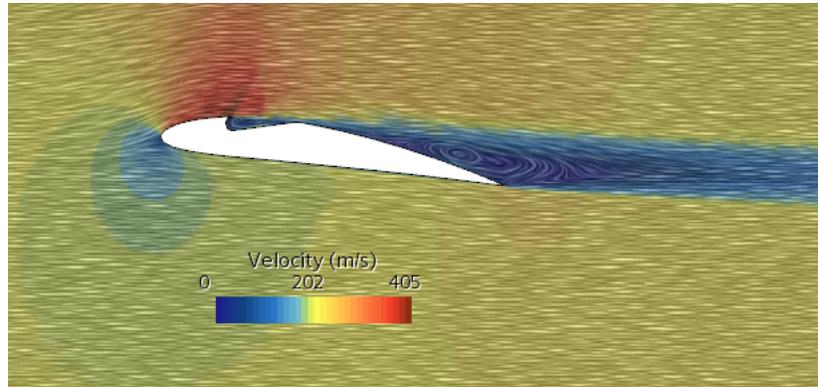


Figura 32: Escena del parámetro velocidad a  $\alpha=2^\circ, \alpha=8^\circ, \alpha=12^\circ$  y  $\alpha=15^\circ$

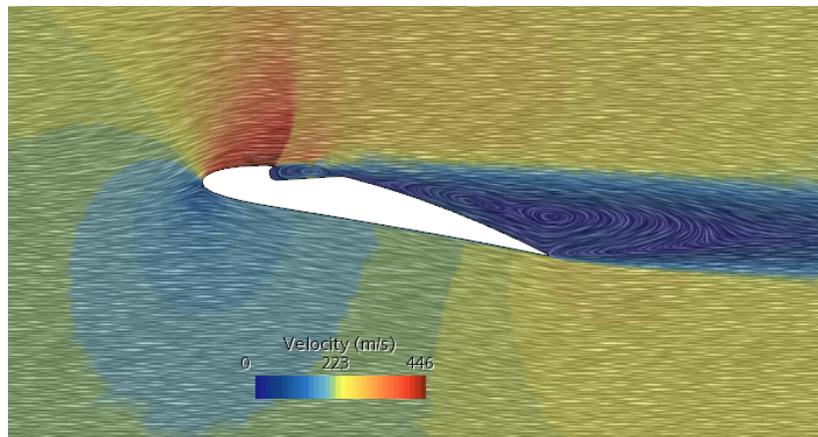


Figura 33: Escena del parámetro velocidad a  $\alpha=2^\circ, \alpha=8^\circ, \alpha=12^\circ$  y  $\alpha=15^\circ$

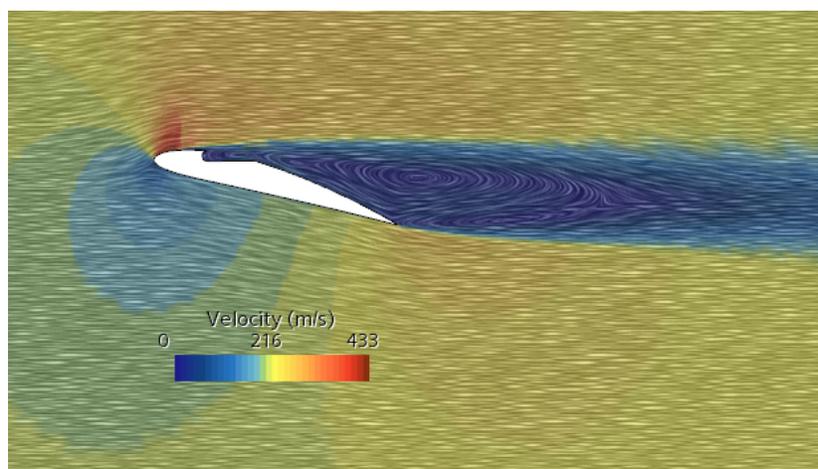


Figura 34: Escena del parámetro velocidad a  $\alpha=2^\circ, \alpha=8^\circ, \alpha=12^\circ$  y  $\alpha=15^\circ$

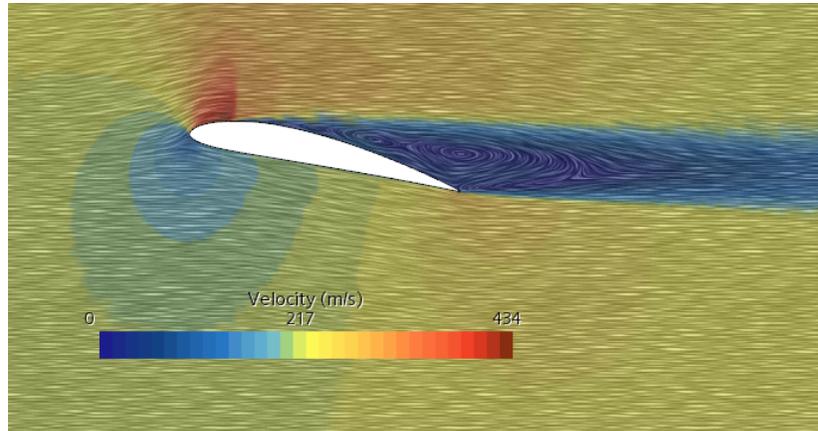


Figura 35: Escena del parámetro velocidad para el perfil sin modificar a  $\alpha=12^\circ$

Una vez comentadas las escenas se procede a realizar la comparación de los resultados. Para realizar dicha comparación se hace uso de una hoja de cálculo Excel en la que se realizarán diferentes gráficos con la finalidad de facilitar la interpretación de los resultados.

#### 4.3.1. Coeficiente de sustentación

En esta sección se pretende analizar la curva de sustentación. Para este estudio, son esenciales factores como el ángulo de ataque crítico y la entrada en pérdida. A partir de los resultados presentados en los cuadros 12 y 13, se generan los siguientes gráficos:

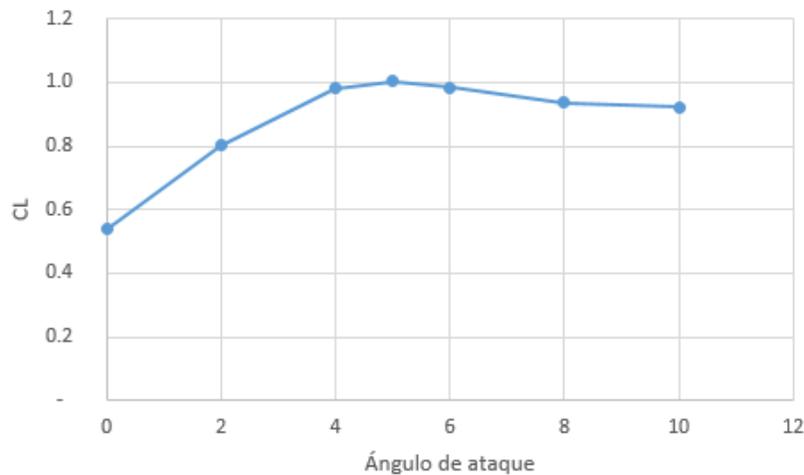


Figura 36: Evolución de CL con el ángulo de ataque ( $^\circ$ ) perfil NACA 4412

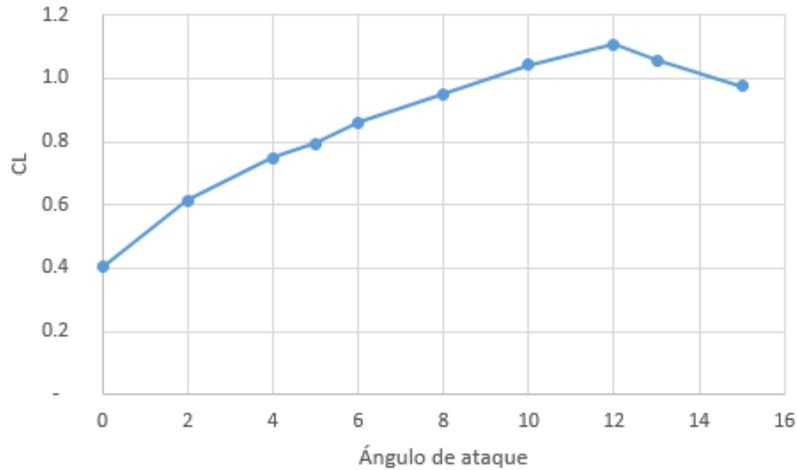


Figura 37: Evolución de CL con el ángulo de ataque (°) perfil con una ranura

Tal y como se aprecia en los gráficos, las curvas de ambos perfiles presentan la evolución típica de una curva de sustentación, inicialmente ambos presentan una zona lineal donde la sustentación aumenta progresivamente hasta su llegada al  $CL_{max}$ , punto donde se alcanza el ángulo crítico y comienza la entrada en pérdida.

En cuanto a los resultados, fijando la atención en los datos recogidos sobre el comportamiento aerodinámico de ambos perfiles, el coeficiente de sustentación máximo obtenido para las condiciones de estudio establecidas es de 1.003678 para el perfil sin modificación y de 1.106854 para el que presenta una ranura. Este aumento del  $CL_{max}$  constituye un desplazamiento del punto máximo de la curva de sustentación hacia arriba tal y como se aprecia en la siguiente figura.

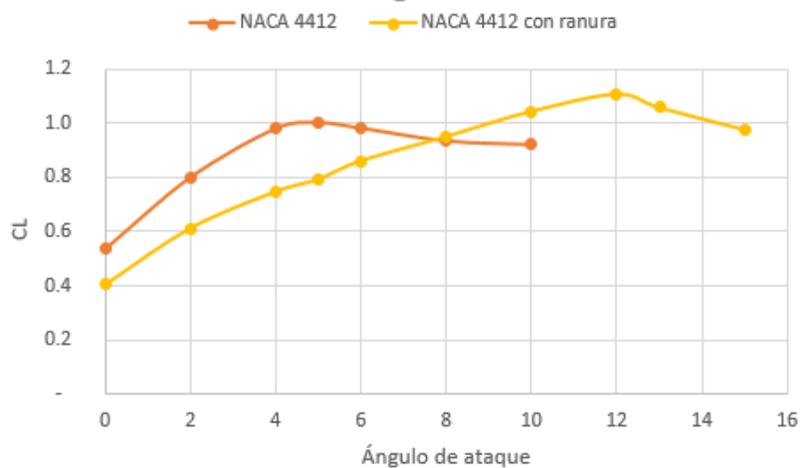


Figura 38: Comparación de los coeficientes de sustentación

Sin embargo, el factor más recalable del estudio de la curva de sustentación se encuentra en el ángulo de ataque crítico. La entrada en pérdida del perfil se

ha retrasado con la implementaci3n de la ranura. Mientras que el perfil NACA 4412 presenta un ángulo crítico cercano a 5° el perfil modificado sigue incrementando su sustentaci3n hasta los 12°.

Por último, otro de los puntos a tener en cuenta es la disminuci3n del coeficiente de sustentaci3n obtenido al modificar el extrad3s del perfil para  $\alpha=0^\circ$  y en general en todo el rango operativo del perfil original. Es decir, para el perfil que presenta una ranura el crecimiento del coeficiente de sustentaci3n hasta llegar a su m3ximo es menos pronunciado, sin embargo, la curva se alarga y mejora su m3ximo.

### 4.3.2. Coeficiente de resistencia

Siguiendo el mismo procedimiento que para el CL los resultados para el coeficiente de resistencia vienen expuestos en los siguientes gr3ficos:

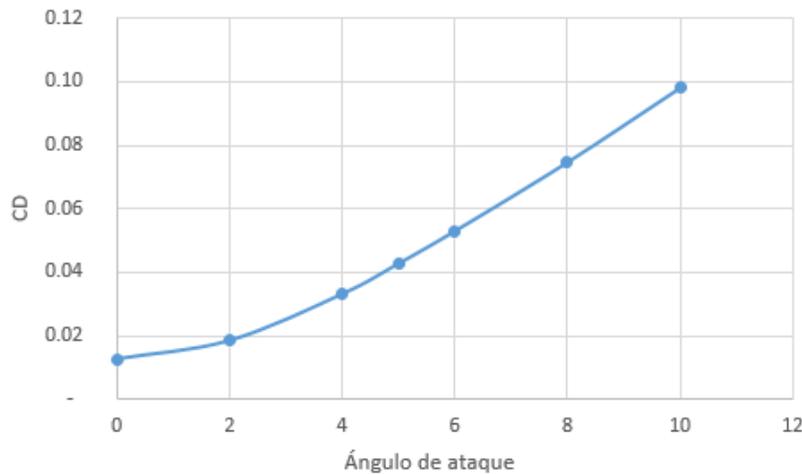


Figura 39: Evoluci3n de CD con el ángulo de ataque (°) perfil NACA 4412

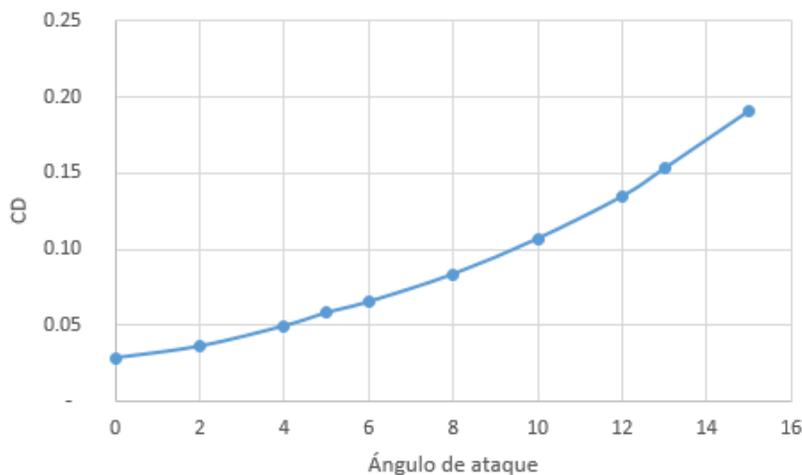


Figura 40: Evoluci3n de CD con el ángulo de ataque (°) perfil con una ranura

De nuevo, los gráficos presentan la evolución esperada para el coeficiente de resistencia. Según se va incrementando el ángulo de ataque, mayor será la superficie frontal que interactuará con el flujo lo que conlleva un aumento de la resistencia. De esta manera, conforme el ángulo de ataque vaya siendo más pronunciado se generará cada vez más resistencia dando como resultado las evoluciones de las figuras 39 y 40.

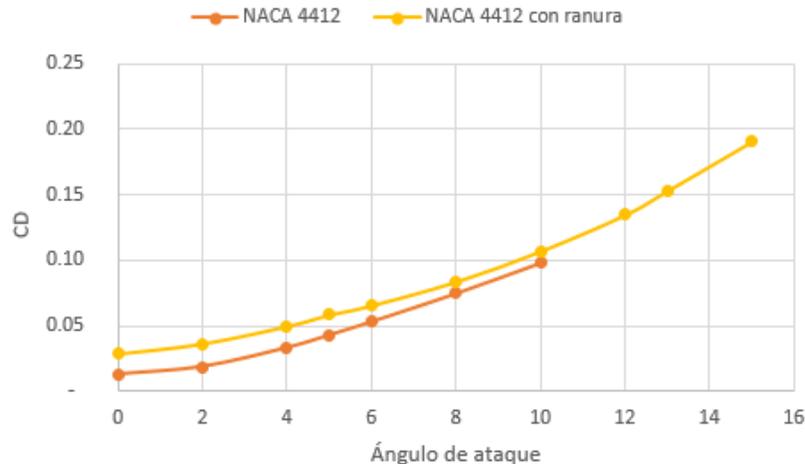


Figura 4l: Comparación de los coeficientes de resistencia

Prestando atención a la comparación de las curvas, se observa como el perfil de la modificación presenta un mayor valor del coeficiente de resistencia para los distintos ángulos de ataque. La presencia de la ranura generará más oposición al flujo incidente alcanzando valores en torno al 0.1 para ángulos de  $10^\circ$ , punto anterior a haber alcanzado el ángulo de ataque crítico que en este caso es a los  $12^\circ$ . En el caso del perfil sin modificación estos valores de resistencia también los alcanzará a los  $10^\circ$ , sin embargo, este ya habrá entrado en pérdida.

### 4.3.3. Eficiencia aerodinámica

Por último la resistencia aerodinámica de ambos perfiles estaría graficada de la siguiente manera:

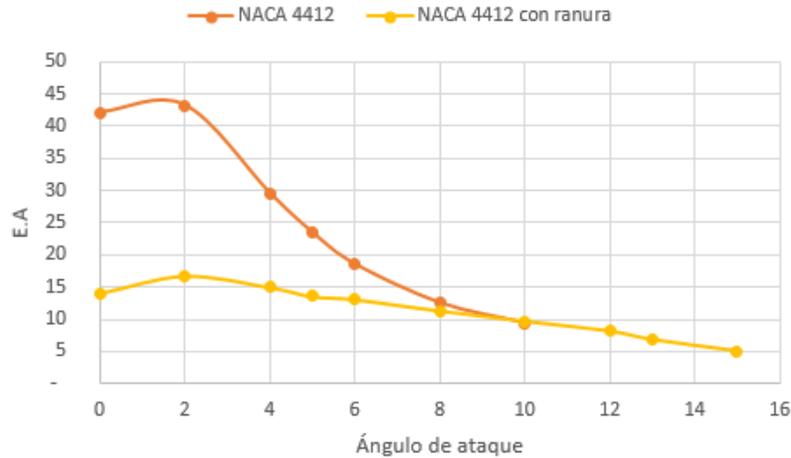


Figura 42: Comparación de la eficiencia aerodinámica

Por lo que respecta a este gráfico hay dos aspectos a tener en cuenta:

1. Punto en el que se alcanza la eficiencia máxima. En ambos casos la eficiencia máxima se alcanza para ángulos de ataque próximos a 2°. Sin embargo, la eficiencia máxima del perfil sin modificación (EA=43) es mucho mayor que la del perfil modificado (EA=17).
2. Evolución de la eficiencia durante la simulación. A pesar de que la eficiencia en general para el perfil con una ranura es menor, la variación de la eficiencia con el ángulo de ataque es mucho menos pronunciada en comparación con el perfil original.

Como conclusión a esta sección donde se han mostrado las diferencias en términos de comportamiento aerodinámico para ambos perfiles, el perfil modificado mediante la adición de una ranura en su extradós supone una pérdida significativa en la eficiencia aerodinámica global. Pese a conseguir un mayor coeficiente de sustentación máxima y retrasar de una manera notable la entrada en pérdida respecto a la versión original, los resultados muestran como la evolución de la generación de sustentación avanza de una manera más suave respecto al ángulo de ataque. De esta manera al alcanzar el ángulo crítico la resistencia será tal que la eficiencia aerodinámica presentará un valor cercano al que se obtiene del perfil original tras haber entrado en pérdida.

También cabe recalcar que al igual que la evolución del coeficiente de sustentación, la eficiencia aerodinámica del perfil con modificación presenta menores pendientes en su evolución, lo que indica que en el perfil original las variaciones de la relación entre sustentación y resistencia son más bruscas de un ángulo de ataque a otro.

## 5. Conclusiones

Según fuentes bibliográficas, la presencia de ranuras en el extradós podría presentar grandes ventajas en el comportamiento aerodinámico de un perfil a velocidad subsónica baja. El objetivo de este estudio radicaba en estudiar cuales eran estos efectos en velocidades superiores del régimen subsónico. Para ello se ha realizado un estudio CFD en el que se han abordado retos como la creación de la geometría, la simulación del caso y la contrastación y validación de los distintos resultados.

Como conclusión del caso realizado cabe destacar que se han obtenido resultados acordes a las hipótesis realizadas al inicio del estudio. La modificación del extradós del perfil ofrece varios beneficios en cuanto a sustentación y retraso de la entrada en pérdida sin embargo, la presencia de una ranura operando en régimen subsónico alto resulta en una penalización de la eficiencia aerodinámica del perfil.

A lo largo del proyecto se ha expuesto como el perfil NACA 4412 con una ranura ofrece una ventaja respecto al perfil original ya que este presenta mayor ángulo crítico. La presencia de dicha ranura mantiene adehrido el flujo por más tiempo retrasando la entrada en pérdida y logrando a su vez alcanzar una mayor sustentación a ángulos en los que el perfil original ya se encontraría en pérdida. Otro hecho que se buscaba estudiar era el probable aumento de la resistencia aerodinámica por la presencia de la ranura. Los resultados exponen como el perfil modificado presenta una gran penalización en la eficiencia aerodinámica respecto al perfil original que viene dado por una maximización de la resistencia.

Por lo que respecta a los aspectos del desarrollo del proyecto, se ha conseguido profundizar y seguir detalladamente los pasos establecidos para la elaboración del estudio utilizando softwares como *AutoCad* y *Star-CCM+* superando todos los retos que han ido surgiendo a lo largo de la creación y desarrollo del caso así como del análisis y validación de los resultados.

Finalmente, se concluye que pese a las limitaciones y retos que se han ido planteando durante la elaboración del proyecto, los cuales han repercutido en la precisión o tiempo de adquisición de los resultados obtenidos, se ha conseguido alcanzar los diferentes objetivos de manera satisfactoria.

### 5.1. Posible ampliación del estudio

Una vez dado por finalizado el estudio, este apartado busca dejar abierto el caso a posibles ampliaciones o modificaciones futuras.

Dado que este trabajo constituye el inicio de una línea de investigación como es la implicación de este tipo de concavidades en el extradós de un perfil, presenta

diversas variaciones respecto al caso objeto de este proyecto.

La primera posible modificación se encuentra en la variación de las medidas de la geometría. Mediante un nuevo dimensionamiento de los 3 radios utilizados para la definición del modelo se podría optar a un perfil con ranuras de menor tamaño que pudieran suponer una menor resistencia aerodinámica. Esta alteración de la geometría inicial podría derivar en la consecución de una mayor eficiencia aerodinámica y por tanto en la optimización del diseño.

Otra de las variaciones posibles radica en la ubicación de la concavidad. Acercar o alejar aún más el centro de los radios del borde de ataque o ajustar la distancia entre los distintos centros también podría generar diferencias respecto al caso base, lo que podría resultar interesante para la investigación.

Es importante mencionar que este estudio se realizó inicialmente con la intención de evaluar la posible adición de otra concavidad, en caso de obtener resultados que respaldaran esta iniciativa. Sin embargo, con el diseño empleado y bajo las condiciones del estudio, los resultados no justifican la incorporación de una segunda ranura, ya que la eficiencia del perfil con una sola ranura se ha visto significativamente penalizada. No obstante, si alguna de las variantes introducidas hasta el momento lograra incrementar la eficiencia del modelo, la adición de una segunda ranura podría considerarse como una posible línea de investigación futura.

## 6. Referencias

### Referencias

- [1] WORLD AVIATION. ¿por qué vuelan los aviones? principio de bernoulli. <https://worldaviationato.com/es/principio-de-bernoulli/>, -.
- [2] R.Royo JM Corberán. Introducción a la convección. <https://www.upv.es/upl/U0296621.pdf>.
- [3] [https://kdusling.github.io/teaching/Applied-Fluids/Notes/](https://kdusling.github.io/teaching/Applied-Fluids/Notes/DragAndLift) DragAndLift, 2020.
- [4] ASOC.PASIÓN POR VOLAR. Avión subsónico y supersónico cap-2. <https://www.pasionporvolar.com/avion-subsonico-y-supersonico-cap-2/>, 2014.
- [5] Marcelo Adotti. Perfiles aerodinámicos: ¿cómo se diseñan? <https://www.aerodinamicaf1.com/2020/06/perfiles-aerodinamicos-como-se-disenan/>, 2020.
- [6] Von Karman Institute for Fluid Dynamics Mohamed Hassanine Aissa. Gpu-accelerated cfd simulations for turbomachinery design optimization. [https://www.researchgate.net/publication/320979427\\_GPU-accelerated\\_CFD\\_Simulations\\_for\\_Turbomachinery\\_Design\\_Optimization](https://www.researchgate.net/publication/320979427_GPU-accelerated_CFD_Simulations_for_Turbomachinery_Design_Optimization), 2017.
- [7] Jiyuan Tu Guan Heng Yeoh. Computational fluid dynamics, second edition. <https://www.sciencedirect.com/topics/engineering/structured-mesh>, 2013.
- [8] Giorgio Graziani Grätzer. *Aerodinamica*. Casa Editrice Università La Sapienza, 2010.
- [9] Aviación Digital. Conciencia del ángulo de ataque. <https://aviaciondigital.com/conciencia-del-angulo-de-ataque/>, 2021.
- [10] Eduardo José Demetrio Sanz. Estudio modelado y experimental de un ala con protuberancias, 2021.
- [11] Boletín de SeMA. Dpto. de Matemática Aplicada. Universidad de Salamanca. Boletín número 32. [https://www.sema.org.es/Documentos/Fotos/1/0/2/5/pagina\\_fichero\\_1025-ficheros-1644765645-20428300-9163.pdf#page=149](https://www.sema.org.es/Documentos/Fotos/1/0/2/5/pagina_fichero_1025-ficheros-1644765645-20428300-9163.pdf#page=149), 2005.
- [12] Robert Cardona. John von neumann, el matemático que diseñó los ordenadores modernos. <https://elpais.com/ciencia/cafeyteoremas/2023-02-23/john-von-neumann-el-matematico-que-diseno-los-ordenadores-modernos.html#>, 2023.

- [13] J.S. Shang. Three decades of accomplishments in computational fluid dynamics. <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0376042104000211>, 2004.
- [14] Roberto Navarro García Pedro Quintero Igeño. Ampliación de mecánica de fluidos, -.
- [15] Resolved Analytics. An introduction to boundary conditions. <https://www.resolvedanalytics.com/cfd/what-is-a-boundary-condition#:~:text=Boundary%20conditions%20play%20a%20critical,known%20as%20mixed%20boundary%20conditions.>, -.
- [16] Siemens Community. A new user's guide to simcenter star-ccm+ simulation (part 4/5): Physics setup and solvers. <https://community.sw.siemens.com/s/article/A-new-user-s-guide-to-STAR-CCM-simulation-Part-4-5-Physics-setup-and-Solvers>, 2021.
- [17] Jiyuan Tu Guan Heng Yeoh. Computational fluid dynamics, third edition. <https://www.sciencedirect.com/topics/engineering/boundary-condition>, 2018.
- [18] Costa Rican Institute of Technology (ITCR) Gustavo Richmond. Modelos de turbulencia introductorio. [https://www.researchgate.net/publication/335611158\\_Modelos\\_de\\_turbulencia\\_introductorio](https://www.researchgate.net/publication/335611158_Modelos_de_turbulencia_introductorio), 2019.
- [19] MachineDesign Bjorn Sjodin. What's the difference between fem, fdm and fvm? <https://www.machinedesign.com/additive-3d-printing/fea-and-simulation/article/21832072/whats-the-difference-between-fem-fdm-and-fvm>, 2024.
- [20] American Journal of Computational and Applied Mathematics. A comparative study of finite volume method and finite difference method for convection-diffusion problem. <http://article.sapub.org/10.5923.j.ajcam.20110102.13.html#:~:text=In%20finite%20difference%20%5B5%5D,centre%20of%20the%20finite%20volume>, 2011.
- [21] Middle East Technical University Mahnoor Akhter. Compressibility effects of naca 0012 y naca 4412. [https://www.researchgate.net/publication/372910314\\_Compressibility\\_effects\\_of\\_NACA\\_0012\\_4412](https://www.researchgate.net/publication/372910314_Compressibility_effects_of_NACA_0012_4412), 2023.
- [22] W.F. Lindsey y Robert E.Littell John Atack. The compressibility burble and the effect of compressibility on pressures and forces acting on an airfoil, 1938.
- [23] BOE. 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. <https://www.boe.es/eli/es/rd/1997/04/14/488/con>, 1997.
- [24] UPV Javier Císcar Cuña. Documentos de un proyecto de ingeniería: El pliego de condiciones. <https://www.youtube.com/watch?v=9wvjsrx1N4w>, 2017.

- [25] Jobted. Salario ingeniero aeroespacial en españa. <https://www.jobted.es/salario/ingeniero-aeroespacial>, 2024.
- [26] Daniel Soler Tejada. Desarrollo de la metodología para la obtención de las derivadas aerodinámicas de estabilidad de las aeronaves mediante herramientas de mecánica de fluidos computacional., 2018.

## 7. Anexo A

### 7.1. Construcciones de la ranura

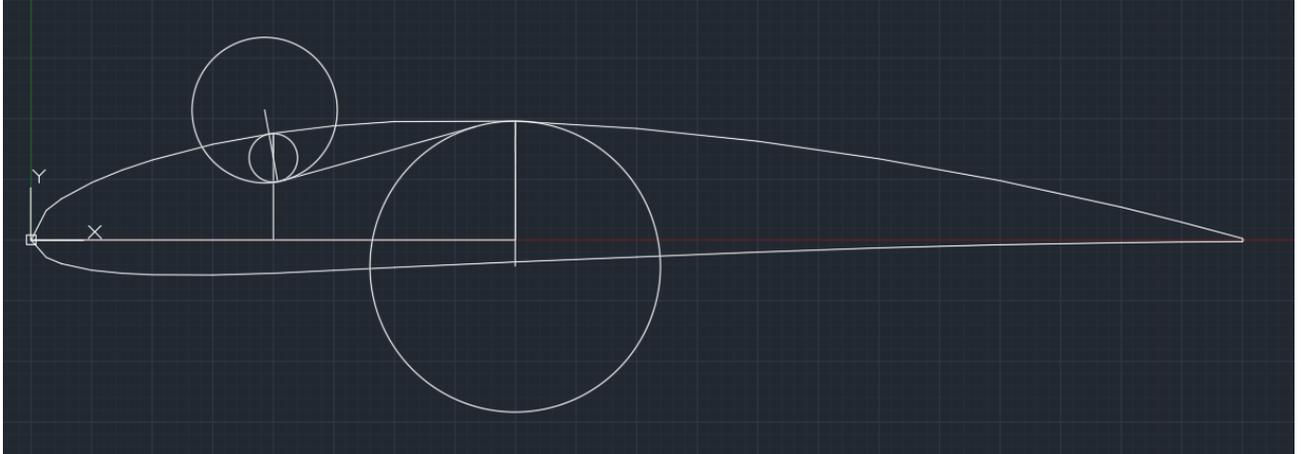


Figura 43: Construcciones

### 7.2. Estudio de validación

En todo proyecto realizado con CFD es de vital importancia comparar los resultados obtenidos en el caso, bien con valores pertenecientes a otras simulaciones, o con resultados experimentales. En este caso, a falta de un estudio experimental que lo respalde, se deberá validar el comportamiento aerodinámico del perfil NACA 4412 con resultados recogidos de la literatura.

La validación de este estudio ha seguido dos fases:

1. Comparación de resultados con datos recogidos en otros estudios de simulación en condiciones distintas a las condiciones del estudio [21]. Para ello el caso base se ha realizado a las mismas condiciones que el estudio de referencia.
2. Comparación de datos a las condiciones del flujo con curvas de sustentación representadas por el Comité Asesor Nacional de Aeronáutica (*National Advisory Committee for Aeronautics*) [22].

A continuación están reflejados los resultados obtenidos para el caso configurado en el estudio modificando las condiciones de simulación para el coeficiente de sustentación y el resultado para estos valores en otras simulaciones CFD.

<b><math>M=0.3, \rho=1.125, p=101325 \text{ Pa}</math></b>			
$\alpha$	<b>CL estudio</b>	<b>CL</b>	<b>error</b>
0	0.4610278	0.4390500	5%
5	1.048801	0.97392	7%
10	1.566853	1.47379	6%

Cuadro 14: Validación de modelo a  $M=0.3$

En segundo lugar, los Cuadros 15 y 16 recogen los resultados de este proyecto y los resultados en el caso de imponer  $M=0.6$  respectivamente. Ya que para velocidades subsónicas altas no se han encontrado resultados numéricos exactos, el objetivo de estos cuadros radica en ubicar estos valores en las curvas de sustentación recogidas de la bibliografía para ver si los resultados son aceptables.

<b>Condiciones del estudio</b>	
$\alpha$	<b>CL estudio</b>
0	5.376597e-01
2	8.019353e-01
4	9.819110e-01

Cuadro 15: Validación de modelo a  $M=0.648$

<b>Condiciones del estudio y Mach=0.6</b>	
$\alpha$	<b>CL estudio</b>
0	5.071199e-01
2	7.696078e-01
4	1.031434

Cuadro 16: Validación de modelo a  $M=0.6$

Atendiendo a este último cuadro y observando las líneas de tendencia para el coeficiente de sustentación para el perfil NACA 4412 a  $M=0.6$  de la Figura 44 se puede concluir que los resultados son bastante aceptables.

Con esta última comparación y teniendo en cuenta que los errores a  $Mach=0.3$  no son muy significantes se puede concluir que la validación del estudio se ha realizado con éxito.

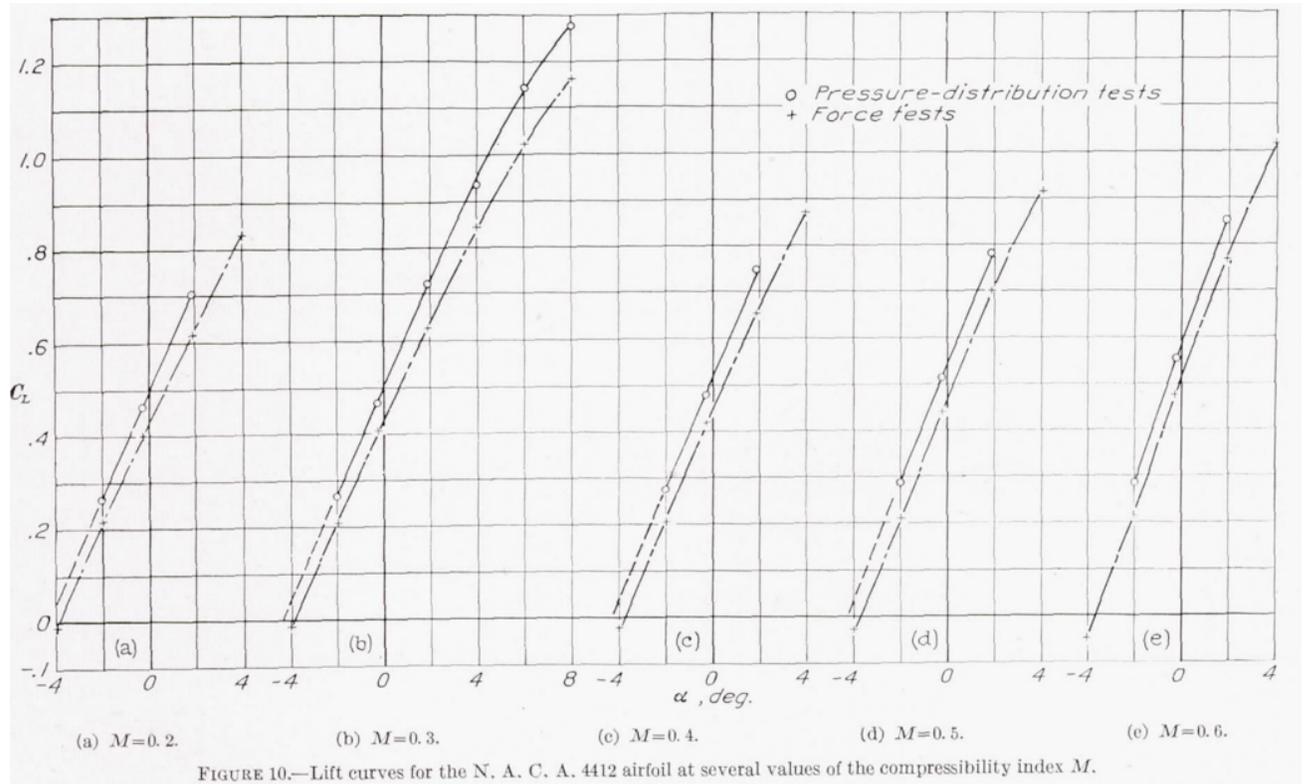


Figura 44: Curvas de sustentación para el perfil NACA4412 a distintos Mach

## 8. Anexo B

### 8.1. Pliego de condiciones

#### 8.1.1. Definición y alcance del pliego

El pliego de condiciones para el presente trabajo de fin de grado actúa como un documento clave que define en detalle los aspectos fundamentales del proyecto. En este caso, el estudio se enfoca en un análisis CFD (Computational Fluid Dynamics) de un perfil aerodinámico modificado, específicamente el perfil NACA 4412 con una ranura en el extradado. Este documento establece de forma precisa los objetivos del estudio, la metodología a seguir, las herramientas a emplear, los entregables esperados y los requisitos necesarios para llevar a cabo el trabajo de manera efectiva.

El propósito del pliego es garantizar que el estudio se desarrolle conforme a los estándares académicos y técnicos requeridos, asegurando que los resultados obtenidos sean precisos y válidos. El alcance del pliego abarca todos los aspectos necesarios para ejecutar el análisis CFD de manera exhaustiva. Esto incluye desde el diseño y la modificación del perfil aerodinámico, pasando por la simulación y el análisis de los datos, hasta la presentación final de los resultados.

De esta forma, el pliego no solo proporciona una guía detallada para la ejecución del proyecto, sino que también establece un marco claro para la evaluación. Esto asegura que el trabajo de fin de grado se realice con una metodología rigurosa, utilizando las herramientas adecuadas y cumpliendo con todos los requisitos académicos. Al seguir estas directrices, el proyecto estará bien documentado y presentado de manera efectiva, cumpliendo con las expectativas tanto académicas como profesionales.

#### 8.1.2. Condiciones y normas de carácter general

Este Trabajo de Fin de Grado se ha efectuado en su inmensa mayoría utilizando como principal herramienta un ordenador. Es por ello que en esta sección se hará referencia a la Directiva 90/270/CEE, de 29 de mayo, la cual establece las disposiciones mínimas de seguridad y de salud relativas al trabajo con equipos que incluyan pantallas de visualización [23].

Esta directiva recoge los siguientes artículos:

- Artículo 3. Obligaciones generales del empresario.
- Artículo 4. Vigilancia de la salud.
- Artículo 5. Obligaciones en materia de información y formación.
- Artículo 6. Consulta y participación de los trabajadores.

y un Anexo donde se especifican las disposiciones mínimas sobre aspectos detallados a continuación:

## 1. Equipo

- Observación general
- Pantalla
- Teclado
- Mesa o superficie de trabajo
- Asiento de trabajo

## 2. Entorno

- Espacio
- Iluminación
- Reflejos y deslumbramientos
- Ruido
- Calor
- Emisiones
- Humedad

3. Interconexión ordenador/persona: en esta sección se especifican los factores que el empresario tendrá en cuenta para la elaboración, la elección, la compra y la modificación de programas, así como para la definición de las tareas que requieran pantallas de visualización.

### 8.1.3. Condiciones particulares

En esta parte del pliego se especificarán las condiciones que se exigen de manera explícita y concreta en cada una de las partes que conforman este proyecto.[24]

- **Condiciones técnicas:**

La herramientas utilizadas en la realización de este proyecto son las siguientes:

1. AirfoilTools: generación de coordenadas del perfil aerodinámico. Página online.
2. Autodesk AutoCAD: creación de las geometrías utilizadas en el estudio CFD. Instalación con licencia.
3. STAR CCM+: realización del estudio CFD. Instalación con licencia.
4. Microsoft Excel: recolección y análisis de datos así como la comparación de resultados mediante tablas y gráficos. Instalación.
5. Microsoft Teams: plataforma de comunicación primaria con los supervisores del proyecto. Instalación.
6. Overleaf: redacción de memoria.

## 7. PowerPoint: presentación del proyecto final. Instalación.

Las condiciones que rigen la utilización de las siguientes herramientas informáticas vendrán impuestas de acuerdo a las mínimas de seguridad y de salud relativas al trabajo con equipos que incluyan pantallas de visualización [23] tal y como se ha visto en la normatica general.

### ■ **Condiciones facultativas** [24]:

Estas condiciones serán las referidas a los derechos y obligaciones de las partes, con sus respectivos representantes, que componen el proyecto. Entre las obligaciones y derechos del contratista se encuentran:

- Conocer la normativa aplicable así como el proyecto en todas sus partes.
- Habilitar un espacio para la consulta del proyecto.
- Obligación de disponer de un documento donde costen las indicaciones, aclaraciones o modificaciones del proyecto.
- Obligación de seguir en todo momento las indicaciones del proyecto y de la dirección facultativa.
- Obligación de cumplimiento de los plazos especificados.
- Obligación de realizar cuantas inspecciones fuesen necesarias para garantizar el correcto desarrollo del proyecto.

Por otro lado las obligaciones y derechos de la dirección facultativa:

- Supervisar todos los aspectos del proyecto que pueden afectar a la fiabilidad, calidad y seguridad durante su ejecución.
- Complimentar los certificados de la dirección exigidos por la normativa vigente o por el pliego de condiciones técnicas.
- Realizar el seguimiento necesario para intentar obligar a la contrata a cumplir los plazos pactados.
- Aportar soluciones técnicas a problemas no previstos durante la ejecución.

### ■ **Condiciones económicas:**

Esta sección es la encargada de plasmar todos los costes asociados a la realización del presente Trabajo de Fin de Grado. En este caso, esta información perteneciente al presupuesto total del estudio, se desarrollará de manera independiente en el Anexo C.

## 9. Anexo C

### 9.1. Presupuesto

En el proceso de elaboración del presente Trabajo de Fin de Grado, uno de los elementos cruciales a considerar es el desarrollo detallado de los presupuestos asociados. Este apartado tiene como objetivo proporcionar una visión clara y exhaustiva de los recursos financieros necesarios para llevar a cabo el proyecto con éxito. En esta sección, se desglosarán todas las actividades realizadas durante el desarrollo del trabajo, incluyendo tanto las tareas de investigación como las acciones prácticas llevadas a cabo.

Se incluirá una estimación detallada de los costes asociados a cada una de las fases del proyecto, desglosando los gastos en diferentes categorías como los recursos humanos, materiales, y cualquier otro gasto relevante. La sección abordará, además, las horas de dedicación estimadas, el coste de materiales y suministros necesarios, y cualquier otro recurso indispensable para la correcta ejecución del trabajo.

Este análisis exhaustivo del presupuesto no solo facilitará una planificación más precisa y eficiente, sino que también permitirá identificar y gestionar adecuadamente los recursos requeridos, garantizando que el proyecto se mantenga dentro de los límites financieros previstos. De esta manera, se asegura un desarrollo ordenado y fundamentado del Trabajo de Fin de Grado, maximizando la utilización de los recursos y minimizando posibles desviaciones económicas.

#### ■ Desarrollo del proyecto

1. Documentación y revisión bibliográfica
2. Diseño de geometrías
  - AirfoilTools
  - Autodesk AutoCad
3. Estudio CFD
  - STAR CCM+
4. Validación de resultados
  - Fuentes bibliográficas
5. Estudio y comparación de resultados
  - STAR CCM+
  - Microsoft Excel
6. Redacción del proyecto
  - Overleaf

#### ■ Costes humanos

- Ingeniero aeroespacial recién titulado
- Ingeniero aeroespacial senior
- **Costes materiales**
  - Ordenador
- **Costes de software**
  - Autodesk AutoCad
  - Siemens STAR CCM+
  - Office

En primer lugar el coste humano se ha establecido considerando el trabajo de un ingeniero aeroespacial recién titulado y la supervisión de un tutor, en este caso ingeniero aeroespacial superior [25].

Humano	Coste (€)/hora	Horas (h)	Coste total (€)
Ingeniero aeroespacial recién titulado	10.77	520	5.605,40
Ingeniero aeroespacial senior	38.46	26	999,96

Cuadro 17: Costes humanos

En cuanto a las herramientas empleadas en el estudio se utilizará un ordenador portátil HP Pavilion Notebook Intel Core i5-8300H CPU el cual cuenta con 4 procesadores principales y 24 GB de RAM. El precio inicial del equipo en 2019 rondaba unos 900 € y tras 5 años de utilización el valor actual se encontraría en torno a los 600 €. Teniendo en cuenta unas 43800 horas, el coste por hora del equipo es de 0.0068 €/h. Si evaluamos a efectos de consumo eléctrico cuyo coste está actualmente a 0.1116 €/kWh, teniendo en cuenta un consumo de 150 W, el precio efectivo del equipo rondaría los 0.025 €/h (se ha añadido un pequeño coste por mantenimiento).

Herramienta	Coste (€)/hora	Horas (h)	Coste total (€)
Ordenador	0,025	520	13

Cuadro 18: Costes materiales

Por último, los costes asociados a los diferentes softwares empleados en el desarrollo del proyecto se han establecido de acuerdo a los costes por suscripción mensual y en el caso del software Siemens Star CCM+ se ha tomado como referencia el estudio de Daniel [26].

<b>Software</b>	<b>Coste</b>	<b>Horas (h)</b>	<b>Coste total (€/)</b>
Autodesk AutoCad	291 €/mes	16	291
Siemens STAR CCM+	0,5 €/hora	504	252
Office	31.5 €/mes	12	31,5

Cuadro 19: Costes de software

Finalmente el coste total del estudio sería el presentado a continuación:

<b>Coste Humano</b>	<b>Coste Herramientas</b>	<b>Coste Software</b>	<b>Coste total</b>
6605.36 €		574.5 €	—

Cuadro 20: Coste Total del estudio

## 10. Anexo D

### 10.1. Relación del trabajo con los Objetivos de Desarrollo Sostenible (ODS) de la agenda 2030

Objetivos de Desarrollo Sostenibles	Alto	Medio	Bajo	No Procede
ODS 1. <b>Fin de la pobreza.</b>				X
ODS 2. <b>Hambre cero.</b>				X
ODS 3. <b>Salud y bienestar.</b>				X
ODS 4. <b>Educación de calidad.</b>				X
ODS 5. <b>Igualdad de género.</b>				X
ODS 6. <b>Agua limpia y saneamiento.</b>				X
ODS 7. <b>Energía asequible y no contaminante.</b>		X		
ODS 8. <b>Trabajo decente y crecimiento económico.</b>				X
ODS 9. <b>Industria, innovación e infraestructuras.</b>	X			
ODS 10. <b>Reducción de las desigualdades.</b>				X
ODS 11. <b>Ciudades y comunidades sostenibles.</b>		X		
ODS 12. <b>Producción y consumo responsables.</b>		X		
ODS 13. <b>Acción por el clima.</b>		X		
ODS 14. <b>Vida submarina.</b>				X
ODS 15. <b>Vida de ecosistemas terrestres.</b>				X
ODS 16. <b>Paz, justicia e instituciones sólidas.</b>				X
ODS 17. <b>Alianzas para lograr objetivos.</b>				X

Figura 45: Grado de relación de relación del trabajo con los Objetivos de Desarrollo Sostenible (ODS)

- **ODS 7. Energía asequible y no contaminante:** un perfil alar más eficiente reduce el arrastre aerodinámico, lo que permite a los aviones utilizar menos energía para mantener el vuelo. Esto se traduce en un menor consumo de combustible, lo que contribuye a una reducción de las emisiones de gases de efecto invernadero y disminuye el impacto ambiental de la aviación.
- **ODS 9. Industria, innovación e infraestructuras:** la mejora de los perfiles alares está relacionada con la investigación y el desarrollo de nuevas tecnologías

en la industria aeroespacial. Esto promueve la innovación y la mejora de las infraestructuras de transporte, fomentando avances tecnológicos que pueden tener aplicaciones más amplias en otros sectores.

- **ODS 11. Ciudades y comunidades sostenibles:** una mayor eficiencia en el diseño de perfiles alares puede contribuir a la reducción de la contaminación aérea en las áreas urbanas cercanas a aeropuertos. Menos emisiones y un menor impacto ambiental asociado con el transporte aéreo ayudan a mejorar la calidad del aire y la sostenibilidad de las comunidades.
- **ODS 12. Producción y consumo responsables:** optimizar el diseño de perfiles alares puede llevar a una reducción en el consumo de recursos naturales y en la generación de residuos asociados con la producción y operación de aeronaves. Esto está alineado con los principios de producción y consumo responsables al fomentar prácticas más sostenibles en la industria aeroespacial.
- **ODS 13. Acción por el clima:** un perfil alar más eficiente contribuye directamente a la reducción de las emisiones de CO<sub>2</sub> y otros gases de efecto invernadero. La aviación es una fuente importante de estas emisiones, por lo que cualquier mejora en la eficiencia de vuelo ayuda en la lucha contra el cambio climático.

En resumen, la mejora en la eficiencia de un perfil alar puede tener un impacto positivo en varios ODS, especialmente en términos de sostenibilidad ambiental, innovación tecnológica y eficiencia energética. Estas mejoras no solo benefician al sector de la aviación, sino que también contribuyen a objetivos globales más amplios relacionados con la protección del medio ambiente y el desarrollo sostenible.