



UNIVERSITAT  
POLITÈCNICA  
DE VALÈNCIA



GRADO EN INGENIERÍA AEROESPACIAL

TRABAJO DE FIN DE GRADO:

# Large Eddy Simulation en Perfiles Alares

Autor: Gascó Casado, Pablo

Tutor: Martí Gómez-Aldaraví, Pedro



# Agradecimientos

---

*A mis padres, mi hermano y mi novia por apoyarme durante estos cuatro años de carrera de manera incondicional.*

*Y a mi tutor, Pedro, por la paciencia de haberme ayudado con las infinitas preguntas y dudas que surgieron durante la realización del trabajo.*

P.G.C



# Resumen

---

Los cálculos mediante la mecánica de fluidos computacional tienen una relevancia importantísima en la investigación de hoy en día. Ya que permiten, de una manera rápida y más económica que la experimental, poder obtener conclusiones que facilitan el entendimiento del problema y proporcionan una buena aproximación al resultado real.

En la industria aeroespacial, es aún de mayor importancia debido al alto precio de fabricación de los componentes de una aeronave. Es por ello, que se tiende a realizar una estimación numérica antes de fabricar.

En este documento, se llevará un estudio de un perfil alar (NACA 0012) a diferentes ángulos de ataque. Se realizará un estudio 2D con que promedian las ecuaciones y otros 3D capaz de resolver las grandes escalas, de manera que se puedan apreciar fenómenos no estacionarios. Se probarán los diferentes modelos de turbulencia y se hará un estudio mediante diferentes curvas características para analizar los resultados.



# Índice

|          |  |           |
|----------|--|-----------|
| <b>I</b> | <b>MEMORIA</b>                                 | <b>1</b>  |
| <b>1</b> | <b>Introducción</b>                            | <b>1</b>  |
| 1.1      | Contexto: Marco Global                         | 1         |
| 1.2      | Motivación                                     | 2         |
| 1.3      | Objetivos                                      | 2         |
| 1.4      | Estructura del Documento                       | 3         |
| <b>2</b> | <b>Teoría de Perfiles</b>                      | <b>5</b>  |
| 2.1      | Introducción                                   | 5         |
| 2.2      | Partes principales                             | 5         |
| 2.3      | Denominación NACA                              | 6         |
| 2.4      | Principios de aerodinámica                     | 6         |
| 2.5      | Adimensionalización                            | 9         |
| 2.6      | Capa límite                                    | 9         |
| 2.7      | Curvas características                         | 11        |
| 2.7.1    | Representación del coeficiente de sustentación | 11        |
| 2.7.2    | Representación del coeficiente de resistencia  | 12        |
| 2.7.3    | Representación del coeficiente de momento      | 14        |
| 2.7.4    | Representación del coeficiente de presión      | 16        |
| 2.8      | Entrada en pérdida                             | 17        |
| <b>3</b> | <b>Mecánica de fluidos computacional</b>       | <b>19</b> |
| 3.1      | Introducción                                   | 19        |
| 3.2      | Esquema principal de procesos                  | 20        |
| 3.2.1    | Preproceso                                     | 20        |
| 3.2.2    | Solver   | 23        |
| 3.2.3    | Postproceso                                    | 24        |
| 3.3      | Ecuaciones del movimiento                      | 25        |
| 3.3.1    | Conservación de la masa                        | 25        |
| 3.3.2    | Ecuación de conservación del momento           | 26        |
| 3.3.3    | Ecuación de conservación de la energía         | 26        |
| 3.4      | Ecuaciones de transporte                       | 27        |
| 3.5      | Modelado de la turbulencia                     | 29        |
| 3.5.1    | Introducción                                   | 29        |
| 3.5.2    | Escalas de la turbulencia                      | 29        |
| 3.5.3    | Direct Numerical Simulation                    | 31        |
| 3.5.4    | Large Eddy Simulation                          | 32        |
| 3.5.5    | Reynolds Averaged Navier-Stokes                | 33        |
| 3.6      | OpenFOAM                                       | 35        |
| 3.6.1    | Introducción                                   | 35        |
| 3.7      | Solvers  | 37        |
| <b>4</b> | <b>Configuración y Preproceso</b>              | <b>39</b> |

|            |  |           |
|------------|--|-----------|
| 4.1        | Introducción . . . . .                           | 39        |
| 4.2        | Geometría y malla . . . . .                      | 39        |
| 4.3        | Estructura de mallado . . . . .                  | 42        |
| 4.3.1      | Análisis de sensibilidad . . . . .               | 43        |
| 4.3.2      | Independencia de malla . . . . .                 | 46        |
| 4.4        | Datos del mallado . . . . .                      | 46        |
| 4.4.1      | Mallado para estudio 2D con $y^+ = 30$ . . . . . | 47        |
| 4.4.2      | Mallado para estudio 3D con $y^+ = 5$ . . . . .  | 47        |
| 4.5        | Condiciones del problema . . . . .               | 48        |
| 4.5.1      | Condiciones iniciales . . . . .                  | 48        |
| 4.5.2      | Condiciones de contorno . . . . .                | 50        |
| <b>5</b>   | <b>Análisis de los Resultados . . . . .</b>      | <b>54</b> |
| 5.1        | Introducción . . . . .                           | 54        |
| 5.2        | Criterio de convergencia y valor final . . . . . | 54        |
| 5.3        | Curva de sustentación . . . . .                  | 57        |
| 5.4        | Curva Polar . . . . .                            | 58        |
| 5.5        | Curva de momento . . . . .                       | 59        |
| 5.6        | Curva de presiones . . . . .                     | 60        |
| 5.7        | Análisis de la frecuencia . . . . .              | 64        |
| 5.8        | Análisis del dominio . . . . .                   | 65        |
| 5.9        | Estudio de sensibilidad de malla LES . . . . .   | 67        |
| <b>6</b>   | <b>Conclusiones . . . . .</b>                    | <b>71</b> |
| 6.1        | Introducción . . . . .                           | 71        |
| 6.2        | Conclusiones . . . . .                           | 71        |
| 6.3        | Trabajos futuros . . . . .                       | 72        |
| <b>II</b>  | <b>PRESUPUESTO . . . . .</b>                     | <b>76</b> |
| <b>1</b>   | <b>Introducción . . . . .</b>                    | <b>77</b> |
| <b>2</b>   | <b>Costes a tener en cuenta . . . . .</b>        | <b>78</b> |
| <b>3</b>   | <b>Desglose de costes unitarios . . . . .</b>    | <b>79</b> |
| 3.1        | Coste de material y software unitario . . . . .  | 79        |
| 3.2        | Coste de personal cualificado unitario . . . . . | 80        |
| 3.3        | Coste de oficina unitario . . . . .              | 81        |
| 3.4        | Coste de material de oficina . . . . .           | 81        |
| <b>4</b>   | <b>Presupuesto total . . . . .</b>               | <b>81</b> |
| <b>III</b> | <b>PLIEGO DE CONDICIONES . . . . .</b>           | <b>84</b> |
| <b>1</b>   | <b>Condiciones generales . . . . .</b>           | <b>85</b> |
| 1.1        | General . . . . .                                | 85        |

|          |   |           |
|----------|---|-----------|
| 1.2      | Real Decreto 488/1997 de 14 de abril . . . . .            | 85        |
| <b>2</b> | <b>Condiciones de especificaciones técnicas . . . . .</b> | <b>92</b> |
| 2.1      | Especificaciones de materiales y equipos. . . . .         | 92        |
| 2.2      | Condiciones de calidad . . . . .                          | 93        |
| 2.3      | Condiciones de garantía y mantenimiento . . . . .         | 94        |
| 2.4      | Reclamaciones . . . . .                                   | 94        |
| 2.5      | Condiciones legales y contractuales. . . . .              | 94        |
| 2.6      | Revisión de los precios . . . . .                         | 95        |
| 2.7      | Fianza . . . . .  | 95        |
| 2.8      | Aceptación . . . . .                                      | 95        |

## Índice de figuras

|    |   |    |
|----|---|----|
| 1  | Partes de un perfil aerodinámico . . . . .  | 5  |
| 2  | Flujo de aire alrededor de un perfil alar . . . . .   | 7  |
| 3  | Distribución de presiones a $M = 1.15$ . . . . .  | 7  |
| 4  | Fuerzas aerodinámicas que actúan sobre el perfil . . . . .  | 8  |
| 5  | Capa límite cinemática . . . . .  | 10 |
| 6  | Transición de capa límite laminar a turbulenta . . . . .  | 11 |
| 7  | Curva $C_L - \alpha(AoA)$ . . . . .   | 11 |
| 8  | Torbellinos debidos a la diferencia de presiones en el ala . . . . .  | 13 |
| 9  | Resistencia inducida generada por la reducción del ángulo efectivo . . . . .  | 13 |
| 10 | Variación de la resistencia inducida y de presión con la velocidad . . . . .  | 14 |
| 11 | Desplazamiento del punto de referencia del momento de cabeceo . . . . .   | 15 |
| 12 | Representación del coeficiente de presión a $\alpha = 6^\circ$ . . . . .  | 16 |
| 13 | Desprendimiento de la capa límite . . . . .   | 17 |
| 14 | Esquema de los principales procesos en CFD . . . . .  | 20 |
| 15 | Resolución de las escalas de las turbulencias para diferentes métodos . . . . .   | 31 |
| 16 | Procesos y herramientas principales de OpenFOAM . . . . .   | 35 |
| 17 | Carpetas y archivos de un caso genérico en OpenFOAM . . . . .   | 36 |
| 18 | Cambio en el esquema de mallado general . . . . .   | 40 |
| 19 | Cambio en el esquema de mallado . . . . .   | 41 |
| 20 | Cambio en el esquema de mallado en el perfil en el borde de ataque . . . . .  | 41 |
| 21 | Bloques de la malla original . . . . .  | 42 |
| 22 | Cambio en el esquema de mallado . . . . .   | 43 |
| 23 | Variación menor del 1% del $C_D$ con la variación del dominio aguas-abajo y aguas-arriba, para $\alpha = 8^\circ$ . . . . .               | 44 |
| 24 | Variación del 1% del $C_D$ con un dominio de 30 cuerdas aguas-arriba y variando el dominio aguas-abajo, para $\alpha = 8^\circ$ . . . . . | 45 |
| 25 | Convergencia del coeficiente de resistencia y de sustentación para el caso 2D . . . . .   | 55 |
| 26 | Criterio de convergencia del coeficiente de resistencia y de sustentación para el caso 2D. Gráfica aumentada de la Figura 25 . . . . .    | 55 |
| 27 | Oscilación de la solución en el perfil de velocidades para $\alpha = 6^\circ$ . . . . .   | 56 |
| 28 | Convergencia del coeficiente de resistencia y de sustentación en el caso 3D . . . . .   | 56 |
| 29 | Criterio de convergencia del valor medio del coeficiente de resistencia y de sustentación para el caso 3D . . . . .                       | 57 |
| 30 | Curva $C_L - \alpha$ para los diferentes modelos ensayados . . . . .  | 58 |
| 31 | Curva polar $C_D - C_L$ para los diferentes modelos ensayados . . . . .   | 59 |
| 32 | Curva de momento para los diferentes modelos ensayados . . . . .  | 60 |
| 33 | Curva de presiones en el intradós y extradós de los modelos $k - \omega$ y $SST k - \omega$ . . . . .                                     | 61 |
| 34 | Curva de presiones en el intradós y extradós de los modelos $k - \epsilon$ y $SST k - \omega$ . . . . .                                   | 61 |
| 35 | Curva de presiones en el intradós y extradós de los modelos $Spalart-Almaras$ y $SST k - \omega$ . . . . .                                | 62 |

|    |  |    |
|----|--|----|
| 36 | Curva de presiones en el intradós y extradós de los modelos <i>Smagorinsky</i> y <i>SST k - <math>\omega</math></i> . . . . .            | 62 |
| 37 | Perfil de velocidades para $\alpha = 6^\circ$ . Arriba el modelo <i>Smagorinsky</i> y abajo <i>SST k - <math>\omega</math></i> . . . . . | 63 |
| 38 | Análisis de la frecuencia del coeficiente de sustentación y de resistencia   | 64 |
| 39 | Comparación de los coeficiente de fuerzas adimensionales para una envergadura de media cuerda y de cuerda entera . . . . .               | 66 |
| 40 | Coeficiente de resistencia con una envergadura de media cuerda y de cuerda entera . . . . .  | 66 |
| 41 | Coeficiente de sustentación con una envergadura de media cuerda y de cuerda entera . . . . .   | 67 |
| 42 | Estudio del criterio de sensibilidad LES. Arriba el parámetro M y abajo el perfil de velocidades. . . . .                                | 68 |

## Índice de tablas

|    |  |    |
|----|--|----|
| 1  | Términos característicos de la ecuación de transporte . . . . .  | 28 |
| 2  | Estudio de independencia de malla para ángulos de -2, 3 y 6 grados .                                       | 46 |
| 3  | Número de celdas de cada malla . . . . .   | 46 |
| 4  | Datos de la malla para $y^+ = 30$ en la dirección transversal del flujo .                                  | 47 |
| 5  | Datos de la malla para $y^+ = 30$ en la dirección del flujo . . . . .                                      | 47 |
| 6  | Datos de la malla para $y^+ = 5$ en la dirección transversal del flujo . .                                 | 47 |
| 7  | Datos de la malla para $y^+ = 5$ en la dirección del flujo . . . . .                                       | 48 |
| 8  | Datos de la malla para $y^+ = 5$ en la dirección de la envergadura del ala                                 | 48 |
| 9  | Condiciones de vuelo . . . . .   | 49 |
| 10 | Resumen de las variables turbulentas . . . . .   | 50 |
| 11 | Condiciones de contorno para los casos 2D y 3D . . . . .   | 52 |
| 12 | Pendiente de sustentación ( $\frac{\partial C_L}{\partial \alpha}$ ) para los diferentes modelos . . . . . | 58 |
| 13 | Resultados de los valores medio para una envergadura igual a una<br>cuerda y a media cuerda . . . . .      | 65 |
| 14 | Presupuesto desglosado. . . . .  | 82 |
| 15 | Presupuesto total con I.V.A . . . . .  | 83 |



# Parte I

## MEMORIA



# 1. Introducción

---

## 1.1. Contexto: Marco Global

Hoy en día, el sector de la aviación tiene uno de los papeles más importantes, puesto que es el único medio de transporte que permite recorrer una gran parte de la Tierra en tan solo unas horas. Conectando por lo tanto diferentes países y culturas. No obstante, conlleva también una gran responsabilidad y debe garantizar en todo momento la seguridad de los pasajeros y del medio ambiente. Mientras que del lado de la seguridad del pasajero se ocupa más en profundidad el campo de la aeroelasticidad, del lado del medio ambiente, está el estudio de la eficiencia aerodinámica y motores en la aeronave, que nos permitirán reducir el consumo de combustible y por tanto la contaminación.

Para este documento, se hará más especial hincapié en la aerodinámica, en especial la relacionada con los perfiles alares y qué estrategias de cálculo seguir para ser precisos en las estimaciones.

Actualmente, el Departamento de Investigación de Máquinas y Motores Térmicos cuenta con una gran experiencia en la simulación de mecánica de fluidos computacional. Permitiendo por tanto, una excelente docencia a los estudiantes que realizan en este centro su trabajo de fin de grado. Permitiéndoles aprender nuevas habilidades a la hora de realizar cálculos de CFD durante su estancia.

Estas simulaciones por ordenador son hoy en día esenciales en el campo de la aerodinámica y de fluido-dinámica, debido a que nos permiten en unas horas y sin realizar ensayos experimentales, conocer una aproximación al modelo real. Bien es cierto que también conlleva tiempo preparar, lanzar y recoger la información para su posterior análisis. Pero estamos ahorrando por otro lado tiempo y dinero con respecto a lo que supondría adquirir un modelo de avión o motor real e introducirlo en las mismas condiciones.

Una solución por tanto para mejorar aún más los costes que conllevan las simulaciones será trabajar con un software libre como OpenFOAM, el cuál no lleva asociado coste alguno en cuanto a horas de simulación. No obstante, si que se requerirá un mayor entendimiento de programación y de conocimiento del entorno UNIX/LINUX.

## 1.2. Motivación

Tras diferentes asignaturas durante la carrera como Aerodinámica I y II, u otras como Mecánica de Fluidos, los alumnos tienen acceso a programas de CFD como StarCCM+ y ANSYS Fluent, sin embargo, las prácticas o trabajos no llegan a profundizar del todo. Es por esto, que la oportunidad de desenvolverse uno mismo durante meses ante un proyecto de análisis de un perfil alar mediante simulaciones, plantea un gran interés para poder ver realmente cómo se comporta el fluido ante una sección alar y comprender mejor el fenómeno de la sustentación.

Uno de los mayores problemas actuales a la hora de realizar una simulación de fluidos reside en la turbulencia. Ya que ésta es altamente caótica, desordenada y arbitraria y no se ha podido conseguir un modelo que consiga resolverla satisfactoriamente. Por ello, durante el presente trabajo, se llevarán a cabo varias comparaciones entre diferentes modelos de turbulencia. Entre los cuales podremos distinguir dos grandes grupos, los que utilizan un modelo RANS (Reynolds-Averaged Navier Stokes) que modelizarán todas las escalas de la turbulencia, o los modelos LES (Large Eddy Simulation) que modelan las pequeñas escalas pero resuelven las grandes.

Además el estudio conlleva un aspecto innovador en cuanto al estudio de perfiles mediante modelos de turbulencia LES ya que aunque si que se habían llevado estudios similares en otras instituciones [12], [5], es la primera vez que se realiza este tipo de investigación relativa a los perfiles alares en el CMT.

## 1.3. Objetivos

Para llevar a cabo este proyecto, se comenzará con un perfil simétrico por simplicidad, y un régimen de flujo incomprensible es decir un  $Mach < 0.3$ . Para llegar a establecer todas estas condiciones, poder trabajar con el software libre OpenFOAM y extraer las conclusiones necesarias, serán necesarios establecer ciertos objetivos previos que precederán al objetivo principal, el cual es el estudio un perfil 3D en una simulación LES, con el fin de estudiar más a fondo la turbulencia, lo que permitirá analizar mejor la estela del perfil y los fenómenos no estacionarios.

Esto objetivos previos son:

- Lectura y comprensión del manual de OpenFOAM así como la adaptación al sistema UNIX/LINUX y su entorno.
- Crear e implementar una programa que nos pueda generar la malla para el caso.
- Análisis de los datos introducidos para las condiciones de contorno.
- Análisis del dominio del ala y de su geometría para poder llegar a una malla óptima.
- Simulaciones 2D del perfil alar con diferentes modelos de turbulencia RANS

- Simulación final del caso 3D del perfil extruido aplicando un modelo de turbulencia LES
- Análisis y comparación entre los resultados obtenidos de los diferentes modelos

## 1.4. Estructura del Documento

A continuación, se describe la estructura básica del trabajo, indicando brevemente de qué se va a tratar en cada sección:

### Parte I. Memoria

1. En la *primera sección* se describirán los conceptos y la organización básica del documento
2. En la *segunda sección* se describirá el marco teórico en el que se basa la realización del trabajo. Describiendo por tanto la teoría de perfiles y sus principales características.
3. En la *tercera sección* se tratará la teoría que envuelve la mecánica de fluidos computacional: la turbulencia, los modelos aplicados, los solvers, etc.
4. En la *cuarta sección* se fijarán las bases de geometría, condiciones de contorno y mallado que se utilizarán para realizar las simulaciones.
5. En la *quinta sección* se expondrán y se compararán los resultados obtenidos del postprocesado de los diferentes modelos de turbulencia estudiados.
6. En la *sexta sección* se llevarán a cabo ciertas conclusiones entorno al desarrollo del proyecto y de los resultados obtenidos y se propondrán algunos trabajos futuros.

### Parte II. Presupuestos

En este documento se estimarán los costes asociados a la elaboración del estudio llevado a cabo, teniendo en cuenta tanto los costes materiales, de licencia, de docencia e investigación, etc.

### Parte III. Pliego de condiciones

Consta de dos secciones:

1. En la *primera sección* se exponen las *Condiciones Generales* que deben seguirse por el alumno encargado del proyecto durante el desarrollo del mismo. Se incluye también el *Real Decreto* que rige las condiciones de este proyecto.
2. En la *segunda sección* se contemplan las *Especificaciones técnicas* que debe tener el proyectando para la realización del trabajo de fin de grado. Además, se comentan especificaciones de software y hardware.



## 2. Teoría de Perfiles

---

### 2.1. Introducción

En esta sección, se explicarán las principales partes de un perfil aerodinámico, que fenómenos de la física hay detrás de ellos, cuáles son los conceptos básicos que los envuelven, y que propiedades son las que permiten obtener sustentación a partir de ellos y que por tanto los hacen tan esenciales para volar.

### 2.2. Partes principales

Por ello se empezará por introducir brevemente las partes del perfil, las cuales se esquematizan en la (Figura 1):

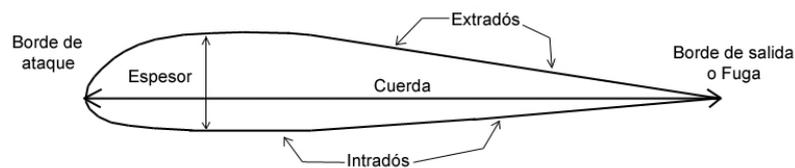


Figura 1: Partes de un perfil aerodinámico

- **Borde de ataque:** zona delantera y redondeada del perfil, se caracteriza por ser donde se sitúa el punto de remanso.
- **Borde de fuga:** zona trasera y pontiaguda del perfil. Zona donde el flujo ya suele estar desprendido.
- **Intradós:** zona inferior del perfil, caracterizada por altas presiones y bajas velocidades.
- **Extradós:** zona superior del perfil, su principal característica son las bajas presiones y altas velocidades.
- **Cuerda:** distancia entre el borde de ataque y el borde de salida
- **Espesor:** distancia máxima entre el extradós y el intradós
- **Curvatura media:** es una línea que está a la misma distancia del extradós y del intradós. Si esta se encuentra por encima de la cuerda, entonces la curvatura será positiva, sino será negativa, y si coinciden entonces es nula y el perfil es simétrico.

### 2.3. Denominación NACA

Existen actualmente diversas maneras de nombrar los perfiles aerodinámicos, una de las más sencillas y también de las más utilizadas para el estudio de perfiles son los NACA de 4 dígitos, aunque también existe nomenclatura de 5 dígitos y otras formas de clasificación. Las de 4 dígitos se caracterizan por una denominación NACA- $xyt_1t_2$ . Donde se lee como un perfil con porcentaje de curvatura máxima  $x\%$  a una distancia  $10 \cdot y\%$  de la cuerda desde el borde ataque y con un espesor relativo respecto de la cuerda de  $t_1t_2\%$ .

Para el estudio de este proyecto se ha realizado un estudio siempre con el mismo perfil: NACA-0012. Lo cual indica que es un perfil simétrico al no tener curvatura, y que su espesor es del  $12\%$  respecto de la cuerda.

### 2.4. Principios de aerodinámica

Para poder entender la aerodinámica alrededor de un perfil, es necesario primero comprender unos conceptos básicos sobre mecánica de fluidos. El más sencillo y probablemente el más importante para comprender la teoría de perfiles de manera conceptual es el principio de Bernoulli.

$$\frac{U^2}{2} + g \cdot z + \frac{p}{\rho} = cte \quad (1)$$

Lo que indica esta ecuación, es que en el seno de un fluido con número de Mach  $< 0.3$  y que por tanto se puede considerar incompresible, el balance de los tres términos de la (Ecuación 1) debe ser constante. Asumiendo que los efectos de variación de la altitud de la parte del intradós al extradós para un momento dado es despreciable y multiplicando la (Ecuación 1) por  $\rho$ , la cual es constante al ser el fluido incompresible, se llega a:

$$\frac{1}{2}\rho U^2 + p = cte \quad (2)$$

Donde se puede identificar el primer término como la presión dinámica función de la velocidad y el segundo término como la presión estática.

Una vez entendido este concepto, se puede pasar a observar como transcurre el flujo de aire alrededor de un perfil aerodinámico como se observa en la (Figura 2)

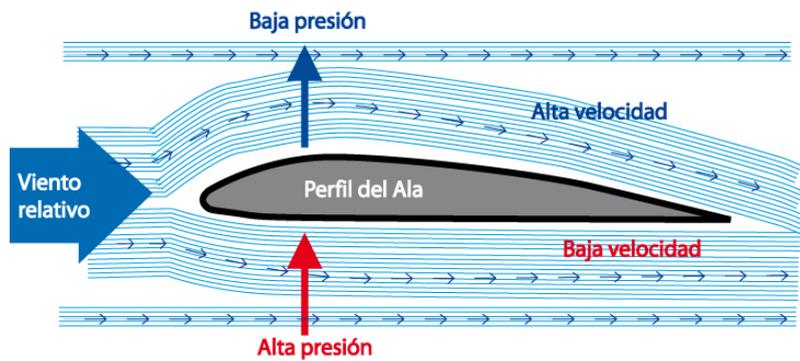


Figura 2: Flujo de aire alrededor de un perfil alar

Lo que ocurre es que la parte superior del fluido atraviesa una sección más curva del perfil, debida o bien a una curvatura del propio perfil, un ángulo de ataque no nulo, o ambas a la vez. Esto provoca que el flujo se acelere en el extradós, y como se ha visto en la (Ecuación 2), conllevará una disminución de la presión estática.

Por otro lado, en el intradós, se tendrá que el flujo no solo no se acelerará, sino que se frena, provocando una subida de presión. Esto genera por tanto una distribución de presiones tal y como la que se ve en la (Figura 3). Donde se observa como se tiene por tanto una fuerza generada por la diferencia de presiones sobre la superficie del perfil.

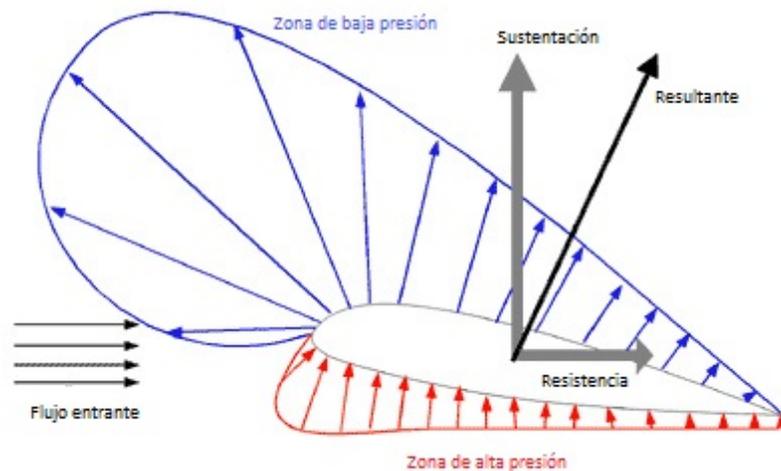


Figura 3: Distribución de presiones a  $M = 1.15$

Inicialmente se descompone la fuerza resultante o bien en una fuerza normal (N) y una fuerza longitudinal (A) a la cuerda del perfil o en una fuerza normal, sustentación (L) y una fuerza longitudinal, resistencia aerodinámica (D) a la corriente incidente. Como se puede ver esquematizado en la (Figura 4).

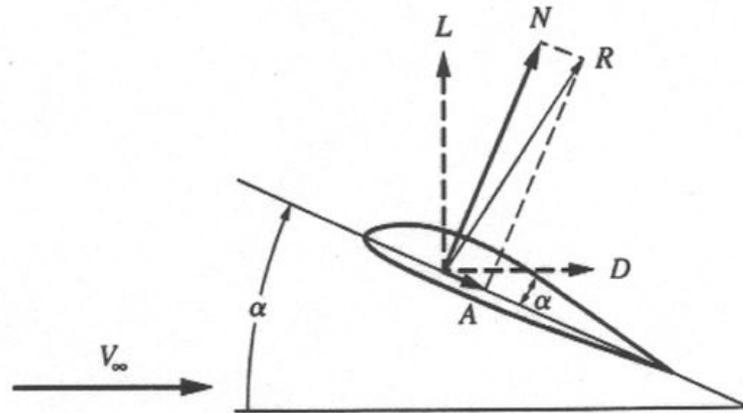


Figura 4: Fuerzas aerodinámicas que actúan sobre el perfil

Realizando ahora un análisis diferencial en el extradós e intradós del perfil:

Diferencial de fuerzas en el extradós:

$$\begin{aligned} dN_e &= (-p_e \cos \alpha - \tau_e \sin \alpha) ds_e \\ dA_e &= (-p_e \sin \alpha + \tau_e \cos \alpha) ds_e \end{aligned} \quad (3)$$

Diferencial de fuerzas en el intradós:

$$\begin{aligned} dN_i &= (p_i \cos \alpha - \tau_i \sin \alpha) ds_i \\ dA_i &= (p_i \sin \alpha + \tau_i \cos \alpha) ds_i \end{aligned} \quad (4)$$

Integrando los diferenciales obtenidos de la fuerza normal y longitudinal al perfil desde el borde de ataque (LE) hasta el borde de salida (TE) se obtiene:

$$\begin{aligned} N &= \int_{LE}^{TE} dN_e + \int_{LE}^{TE} dN_i \\ A &= \int_{LE}^{TE} dA_e + \int_{LE}^{TE} dA_i \end{aligned} \quad (5)$$

A partir de aquí se puede proceder a obtener de manera sencilla la sustentación y la resistencia, que suelen más utilizadas a la hora de analizar el comportamiento de las alas o de los perfiles.

$$\begin{aligned} L &= N \cos \alpha - A \sin \alpha \\ D &= N \sin \alpha + A \cos \alpha \end{aligned} \quad (6)$$

Para obtener ahora el diferencial de momentos en extradós e intradós respectivamente, se opera de la misma manera pero multiplicándolo por la distancia (tomando como referencia el borde de ataque).

$$\begin{aligned} dM_e &= -x \cdot dN_e + y \cdot dA_e \\ dM_i &= -x \cdot dN_i + y \cdot dA_i \end{aligned} \quad (7)$$

Integrando los diferenciales de momentos obtenidos se obtiene el momento de cabeceo del perfil respecto del borde de ataque:

$$M = \int_{LE}^{TE} dM_e + \int_{LE}^{TE} dM_i \quad (8)$$

## 2.5. Adimensionalización

Una vez obtenidas la presión, las fuerzas y los momentos, se deben adimensionalizar, para poder obtener una visión genérica del problema y que permitirá hacer comparaciones con otros perfiles aunque estos tengan características distintas. Para ello se utilizarán las siguientes adimensionalizaciones, las cuales tienen en común que se obtienen dividiendo entre la presión dinámica comentada en la (Ecuación 2).

- Coeficiente de presión:

$$C_p = \frac{p - p_\infty}{\frac{1}{2}\rho U_\infty^2} \quad (9)$$

- Coeficiente de sustentación:

$$C_L = \frac{L}{\frac{1}{2}\rho U_\infty^2 S_w} \quad (10)$$

- Coeficiente de resistencia:

$$C_D = \frac{D}{\frac{1}{2}\rho U_\infty^2 S_w} \quad (11)$$

- Coeficiente de momento:

$$C_M = \frac{M}{\frac{1}{2}\rho U_\infty^2 S_w c_w} \quad (12)$$

Se debe tener en cuenta, que cuando se trate de un perfil alar, se estará hablando de un caso 2D, por lo tanto,  $S_w \rightarrow c_w$

## 2.6. Capa límite

Cuando el flujo entra en contacto con un objeto ve alterado su campo de velocidades y de propiedades termodinámicas y másicas, por lo que se pueden definir tres tipos de capa límite diferente: cinética, térmica y másica.

No obstante, este trabajo se centrará en la cinemática, la cual acepta varios criterios para definirla, aunque uno de los más utilizados y que se usará en este proyecto será la definición de la región del flujo en el que la velocidad es el 99%  $U_\infty$  [4]. Y donde por tanto los esfuerzos viscosos no son despreciables, ya que como se ve en la (Ecuación 13), los esfuerzos cortantes son proporcionales a la variación del campo de velocidades en la dirección transversal al flujo.

$$\tau_w = \mu \frac{dU}{dy} \quad (13)$$

Este fenómeno es debido a que la condición de contorno que se le impone al obstáculo es la de no deslizamiento, que significa que en la zona del flujo en contacto con éste se va a cumplir que  $U = 0$ , mientras que en las proximidades, el campo de velocidades no será nulo, pero se verá afectado por esta condición de contorno, puesto que la lámina de partículas cuya velocidad es nula interactúa con la capa contigua, oponiéndose a su movimiento, aunque al no tener el aire una fuerte ligadura entre moléculas, no es capaz de frenarla del todo.

Se puede apreciar este fenómeno de capa límite en la (Figura 5), donde se muestra un esquema de flujo desarrollado a lo largo de una placa plana.  $\delta$  representa el espesor de la capa límite.

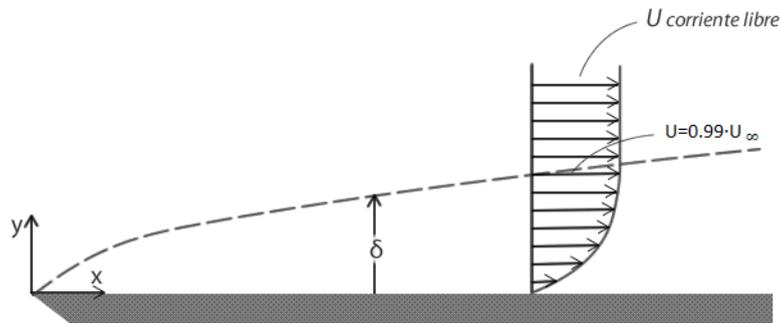


Figura 5: Capa límite cinemática

Una vez aclarado qué es la capa límite, se definen dentro de la capa límite cinemática, dos regímenes diferentes que se pueden observar dependiendo del número de Reynolds (Ecuación 14) del caso estudiado. Estos dos regímenes son el de capa límite laminar y turbulenta.

$$Re = \frac{\rho U_{\infty} x}{\mu} \quad (14)$$

El primer régimen se denomina flujo laminar ( $x$  pequeño  $\rightarrow Re$  pequeño), se caracteriza por ser ordenado, parecido a superponer láminas unas sobre otras, como se puede apreciar en la figura (Figura 6), esto provoca una baja resistencia en comparación con el segundo modelo.

Conforme aumenta  $x$ , aumenta el  $Re$ , de manera que si la placa es lo suficientemente larga, el flujo transiciona a régimen turbulento, el cuál es totalmente caótico y aleatorio, lo que conlleva una mayor resistencia, pero también una mayor energía cinética. No obstante, se aprecia en la (Figura 6), una subcapa laminar pegada a la pared, donde los esfuerzos turbulentos son despreciables frente a los viscosos. La aparición de un régimen turbulento está asociado a un aumento notable en el espesor de la capa límite. Por ello, en aviación interesa a veces conseguir una capa límite turbulenta, ya que al poseer mayor energía, se opone mejor a los gradientes de presión adversos y por tanto retrasa la entrada en pérdida del perfil, pese a presentar una mayor resistencia aerodinámica.

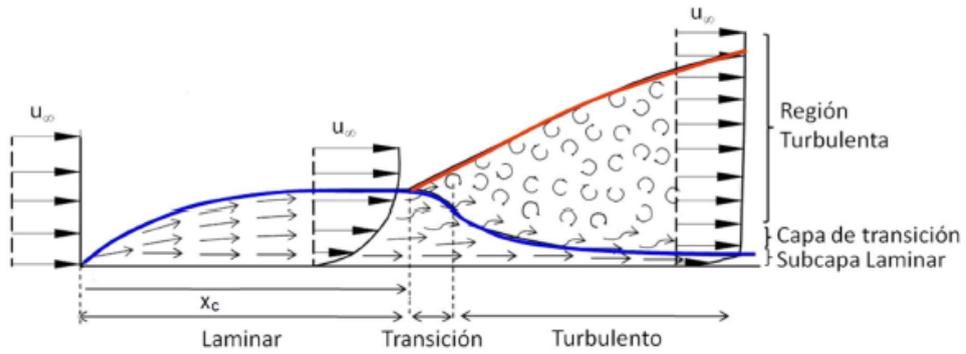


Figura 6: Transición de capa límite laminar a turbulenta

## 2.7. Curvas características

Para analizar el perfil, este documento se basará principalmente en 4 gráficos característicos de un perfil aerodinámico. Estos son, las curvas  $C_L$ ,  $C_D$ ,  $C_M$  y  $C_p$ .

### 2.7.1. Representación del coeficiente de sustentación

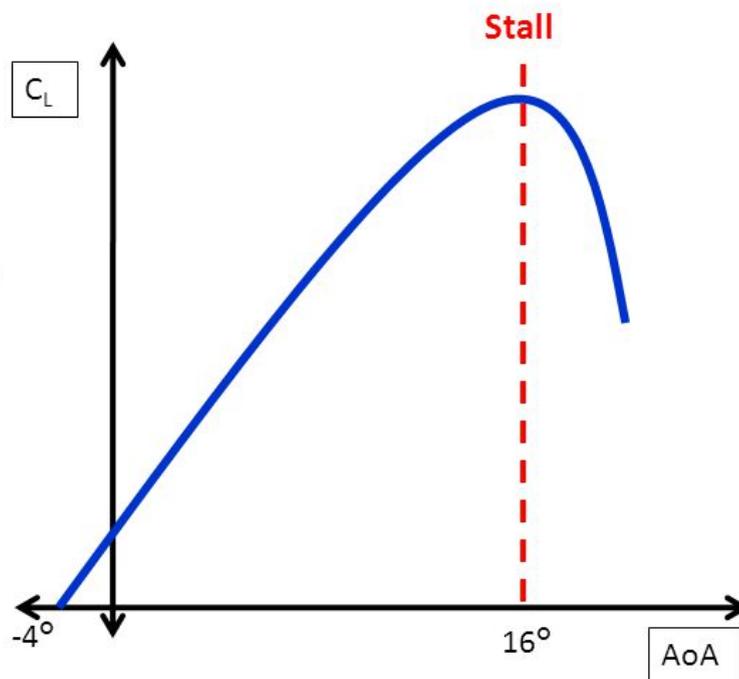


Figura 7: Curva  $C_L - \alpha(AoA)$

Se observa en la (Figura 7) que el coeficiente de sustentación tiene un carácter lineal en primera instancia, pero conforme aumenta el ángulo de ataque se empieza a desprender el flujo del perfil y entra en un régimen no lineal.

Una vez alcanzado el  $C_{Lmax}$  el gradiente de presión es adverso y por tanto el flujo no es capaz de adherirse correctamente al perfil causando la pérdida de sustentación conocida en inglés como *stall*. Ésta dependerá del tipo de perfil y sus características, así como también de los dispositivos hipersustentadores. No obstante, se suele alcanzar este fenómeno para un rango entre 12 y 16 grados de ángulo de ataque.

Por otro lado, se aprecia que la curva no pasa por el origen de coordenadas. Esto es debido a que el perfil en ese caso tiene una cierta curvatura (no ocurrirá en el presente estudio, donde será simétrico), lo cual provoca que aún a ángulo de ataque nulo, el flujo en el extradós se acelere, generando sustentación.

### 2.7.2. Representación del coeficiente de resistencia

En cuanto a la curva de resistencia, es necesario primero realizar un análisis más en profundidad para analizar de dónde viene. Así pues, la resistencia aerodinámica se descompone en:

- **Resistencia parásita:** resistencia no debida a la sustentación.
  - **Resistencia de fricción:** debida a la viscosidad del aire y a su interacción con el cuerpo. Sus efectos no dependen del ángulo de ataque, y se suele despreciar a altas velocidades, ya que en este régimen sus efectos son menos notorios comparados con los demás.
  - **Resistencia de forma o de presión:** es la generada por la estela turbulenta que queda después del obstáculo, y que al ser una zona de baja presión, succiona al objeto o perfil.
  - **Resistencia de onda:** se tiene en cuenta en régimen transónico y supersónico, en general para  $M < 0.8$  no se tiene en cuenta. Se desprecia en este proyecto ya que se trabaja con regímenes incompresibles.
  - **Resistencia de interferencia:** resistencia de importante relevancia en ensamblajes de varios cuerpos aerodinámicos, se da cuando las capas límites de estos cuerpos interfieren entre ellos. Esta resistencia siempre se debe tener en cuenta en cualquier estudio de un avión. Sin embargo en este caso, no se tendrá en cuenta debido a que se estudiará el efecto del ala sin ensamblar.
- **Resistencia inducida:** resistencia debida a la sustentación. Siempre que se genera sustentación, se tendrá una diferencia de presiones entre el extradós y el intradós. De esta manera en la punta del ala se tendrá un punto donde estas dos zonas entran en contacto generando unos torbellinos en punta de ala que reducen el ángulo efectivo (Figura 8). En esta figura se puede también observar que al situar dos placas en los laterales, se atenúa la aparición de estos torbellinos, y por tanto se reduce la resistencia inducida, en aviación esta placa en los bordes de las alas se denomina *winglet*.

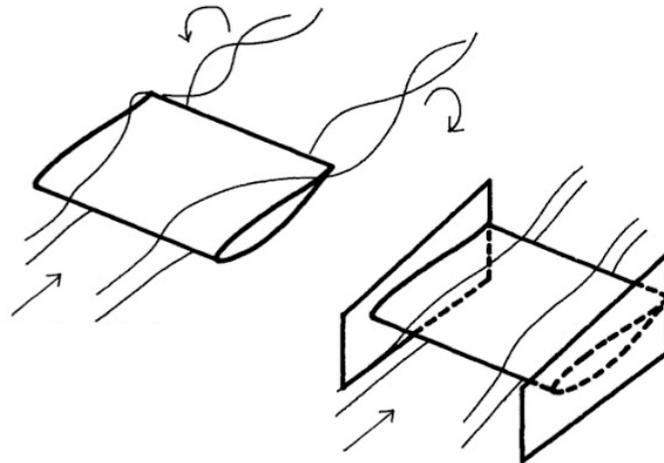


Figura 8: Torbellinos debidos a la diferencia de presiones en el ala

La reducción del ángulo debido a la resistencia inducida se traduce en una inclinación de la sustentación, de forma que se descompone en una sustentación inferior a la deseada y en una resistencia adicional, que es la llamada resistencia inducida, tal y como se aprecia en la figura (Figura 9).

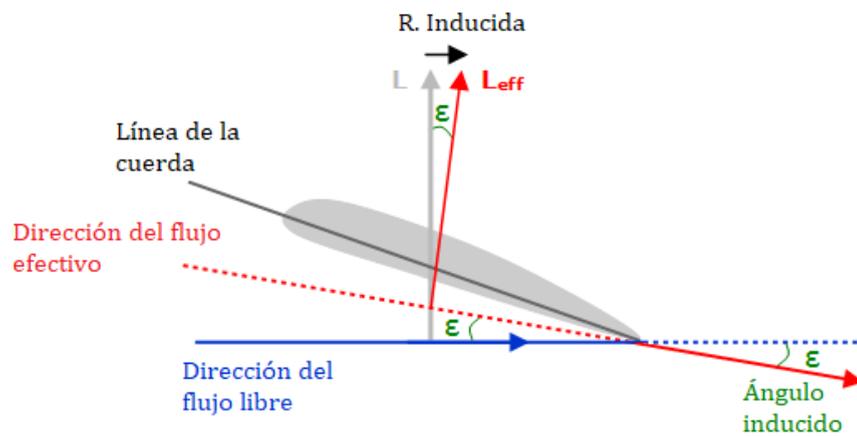


Figura 9: Resistencia inducida generada por la reducción del ángulo efectivo

Una vez visto cada uno de los componentes de la resistencia, se puede estudiar el conjunto de ellas y cómo varían. Así pues, quitando los efectos de compresibilidad y de interferencia, y sabiendo que el de fricción es prácticamente constante, es importante observar el resultado de la suma entre resistencia de forma y resistencia inducida.

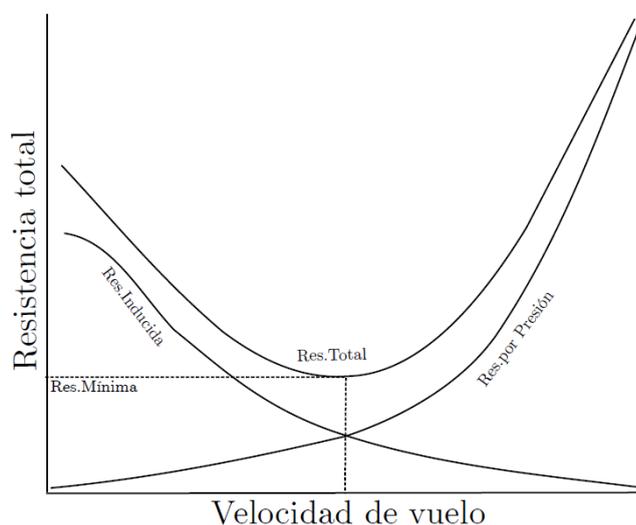


Figura 10: Variación de la resistencia inducida y de presión con la velocidad

Como se observa en la (Figura 10), se ve que la resistencia de presión aumenta con la velocidad, esto se debe a que a mayor velocidad mayor energía tiene la estela que se genera tras el perfil aumentando la succión.

Por otro lado, la resistencia inducida disminuye, esto se explica observando la (Ecuación 10), para la cual, si la sustentación es constante y se aumenta la velocidad, entonces se puede reducir el  $C_L$  lo cual se traduce en una reducción del ángulo de ataque y por tanto de los efectos de resistencia inducida.

### 2.7.3. Representación del coeficiente de momento

Para hablar del coeficiente de momentos, es importante comprender antes, que el momento de cabeceo del perfil, se puede referenciar respecto de cualquier punto aplicando la (Ecuación 15) donde se ha tenido en cuenta que  $M_{LE}$  ya ha sido obtenido en la (Ecuación 8). Se puede visualizar el esquema en la (Figura 11)

$$M_x = M_{LE} + Lx \cos \alpha + Dx \sin \alpha = M_{LE} + Nx \quad (15)$$

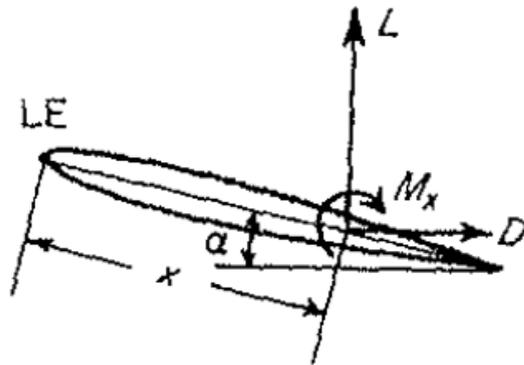


Figura 11: Desplazamiento del punto de referencia del momento de cabeceo

A partir de aquí, se pueden definir dos puntos muy utilizados a la hora de hablar del coeficiente de momentos:

- **Centro de presión:** punto del perfil en el que el momento aerodinámico generado por las cargas distribuidas de presión, la cizalla y la curvatura del propio perfil, es cero. De modo que se puede suponer que las fuerzas se aplican en dicho punto. En general, el inconveniente del centro de presiones es que cambia de posición al cambiar el ángulo de ataque. No obstante, en los perfiles simétricos, la posición del centro de presiones es independiente del ángulo de ataque, siempre y cuándo éste sea pequeño.
- **Centro aerodinámico:** el centro aerodinámico de un perfil se define como el punto alrededor del que, al cambiar el ángulo de ataque, el momento no se modifica. Para ángulos de ataque pequeños, se comprueba experimentalmente (y se puede calcular de forma analítica) que se localiza de manera aproximada en el punto de un cuarto de cuerda y que prácticamente no cambia de posición. Para perfiles simétricos, el punto de un cuarto de cuerda es, además, el centro de presiones si el ángulo de ataque es pequeño. [7]

Esto quiere decir que para la realización del presente trabajo, en el cual el perfil escogido ha sido el NACA-0012, se puede asumir en un principio, aunque después se comprobará computacionalmente, que el centro aerodinámico y el centro de presiones coinciden, y será por tanto el punto de referencia escogido, para analizar las gráficas de los coeficientes de momento.

#### 2.7.4. Representación del coeficiente de presión

En la (Figura 12) se esquematiza las distribución de presiones adimensionalizada en las paredes del perfil. De esta manera, tal y cómo se ha descrito en la (Subsección 2.4), la parte del extradós donde se acelera el flujo habrá presiones menores que en las del intradós donde el flujo se frena, lo que provoca, como se ha comentado con anterioridad, una tracción hacía arriba. Cabe mencionar que se observa que la mayor diferencia de presiones tiene lugar en el borde de ataque. Donde se aprecia que en el intradós hay una zona donde las presiones son máximas, debido a que las velocidades del flujo son muy pequeñas. Esta zona es conocida como punto de remanso.

Otro aspecto que se extrae observando la (Figura 12), es que el pico del extradós es elevado, ya que generalmente, la succión generada en el extradós contribuye más a la sustentación que la sobrepresión del intradós.

A partir del pico de succión, la corriente del extradós se decelera, puesto que se encuentra con un gradiente adverso de presiones, lo que provoca que la curva del coeficiente de presión disminuya hasta el borde de salida, donde las presiones deben igualarse con las del intradós.

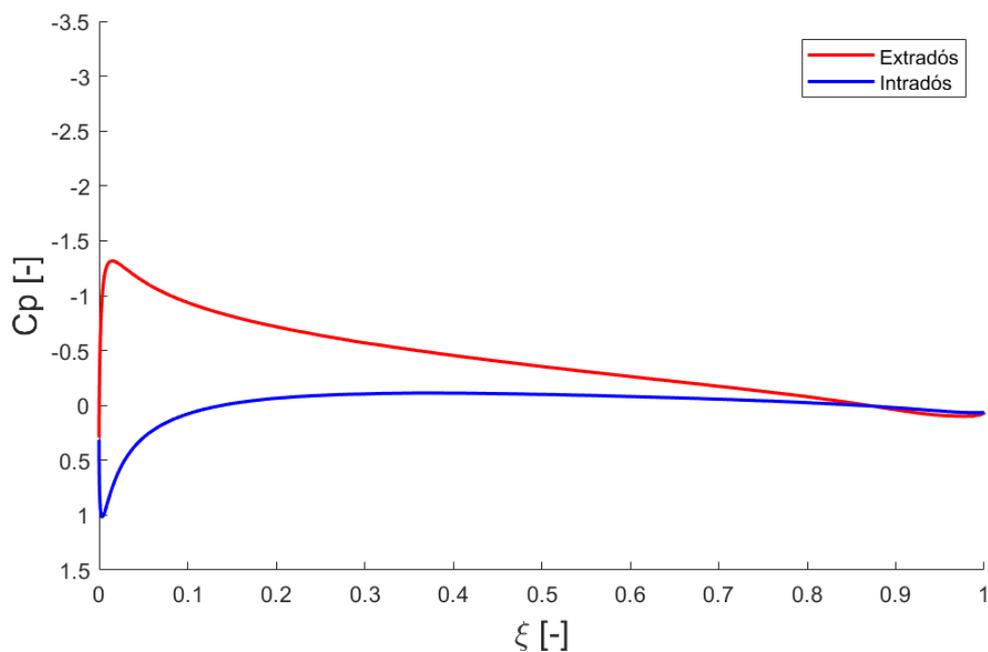


Figura 12: Representación del coeficiente de presión a  $\alpha = 6^\circ$

## 2.8. Entrada en pérdida

En fluido-dinámica, el fenómeno conocido como *stall* o entrada en pérdida, como se ha mencionado brevemente antes, es una reducción del coeficiente de sustentación generado por un elevado ángulo de ataque. Esto ocurre cuando el ángulo de  $C_{Lmax}$  es excedido, tal y como se observa en la (Figura 7).

Este fenómeno se debe a los gradientes de presión adversos que se forman en la parte final del extradós del perfil. Estos gradientes crecen conforme aumenta el ángulo de ataque aumentando la sustentación. No obstante, cuando se excede el ángulo de ataque máximo, la capa límite comienza a desprenderse del perfil de manera que si se sigue aumentando el ángulo de ataque la capa límite carece de energía para sobreponerse a los gradientes adversos y se desprende, traduciéndose en un aumento de la resistencia de forma y en una reducción de la sustentación. Se puede apreciar cómo evoluciona la capa límite hasta llegar al desprendimiento, en la (Figura 13).

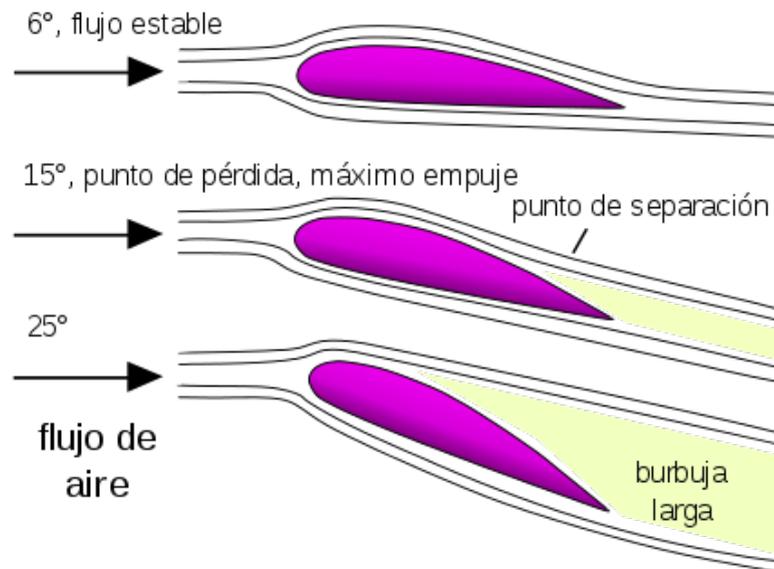


Figura 13: Desprendimiento de la capa límite

También en la (Figura 13) se puede observar que hay 3 fases diferenciadas:

1. El ángulo de ataque y la sustentación son moderados, y la corriente se adapta bien al perfil sin desprendimientos aparentes de la capa límite.
2. Se aumenta el ángulo de ataque aumentando la sustentación y acercándose a la zona de  $C_{Lmax}$ , donde ya se aprecia una zona de aire desprendido, puesto que la capa límite no es capaz de sobreponerse en esa zona al gradiente de presiones.
3. La sustentación se reduce con el aumento del ángulo de ataque, debido al desprendimiento total de la capa límite del perfil por lo que se considera que el perfil ha entrado en pérdida.



## 3. Mecánica de fluidos computacional

---

### 3.1. Introducción

La mecánica de fluidos computacional (CFD: Computational Fluid Dynamics) es una rama de la mecánica de fluidos que utiliza métodos numéricos para resolver y analizar problemas que envuelven fluidos estáticos (hidrostática) o en movimiento (fluido-dinámica).

La resolución de problemas de mecánica de fluidos computacional, como su propio nombre indica se realiza mediante computadoras, las cuales ejecutan una gran serie de cálculos, ya que el problema se descompone en trozos más pequeños llamados celdas (volumen de control) mediante el proceso de mallado. Cabe recordar, que en estas celdas no se halla una solución real sino una aproximación, donde en cada una se plantean las ecuaciones de conservación. El sistema de ecuaciones en derivadas parciales se discretiza en un sistema de ecuaciones algebraicas que se resuelven iterativamente. Por ello es importante siempre mantener un equilibrio entre cálculo computacional y precisión de la solución.

La ventaja por tanto de usar CFD, es que permite realizar ensayos no destructivos ni intrusivos y que pueden ser repetidos del mismo modo tantas veces como se quiera. Además, suelen tener un precio más económico que el ensayo experimental equivalente. No obstante, el CFD es toda una ciencia, hace falta experiencia, tiempo, dedicación y alto conocimiento de diferentes campos de estudio para poder especializarse. Es también de alta relevancia destacar, que una limitación del CFD es la limitación computacional accesible por el usuario, ya que a mayor potencia de cálculo, más rápido resuelve el ordenador el caso, y por tanto se puede aumentar la precisión para un mismo tiempo de cálculo.

Por otro lado, realizando un rápido vistazo a los programas utilizados hoy en día, cabe destacar los principales:

- Generales
  - ANSYS: Fluent/CFX
  - Siemens: Star CCM+
  - OpenSource: OpenFOAM
- Específicos
  - MClA: Converge
  - Turbomaquinaria: Numeca
  - Aerodinámica: XFLR5
  - etc.

## 3.2. Esquema principal de procesos

Para poder entender bien el análisis CFD, hay que visualizar primero los procesos que lo forman y qué subprocesos conlleva cada uno. En la (Figura 14) se puede ver esquematizado, los pasos a seguir para la correcta realización de una simulación, y los cuales se detallan a continuación. Comentar que la explicación de los procesos CFD se ha basado principalmente en el libro de Versteeg, H., y Malalasekera, W [14].

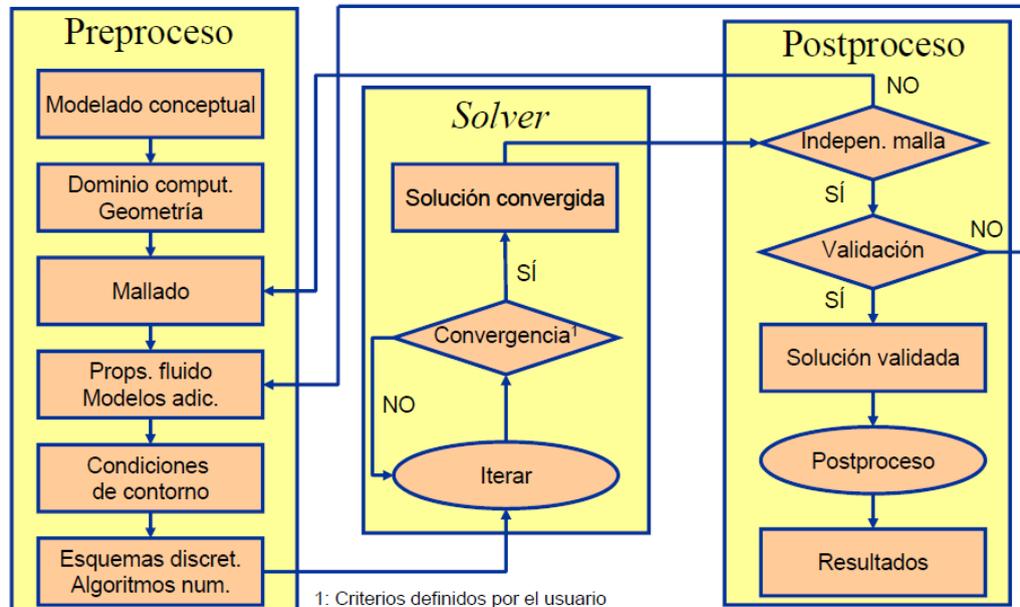


Figura 14: Esquema de los principales procesos en CFD

### 3.2.1. Preproceso

- **Modelado Conceptual:** definir objetivos, ver si estos se pueden realizar en el tiempo requerido asumiendo las simplificaciones pertinentes (2D, estacionario, simetría...). El modelado conceptual se suele realizar a partir de la experiencia previa y de la revisión bibliográfica.
- **Dominio y Geometría:** identificación del dominio de cálculo, teniendo en cuenta que las condiciones de contorno deben estar lo suficientemente lejos de la zona de interés. La geometría se podrá introducir mediante escaneo y reconstrucción o desde cero a partir de un programa CAD.
- **Mallado:** es uno de los aspectos más importantes ya que determina el coste computacional (número de celdas), la precisión (calidad de la malla) y tasa de convergencia (calidad de la malla). Además se tendrá que tener en cuenta que deberá ser más densa en la región de mayores gradientes. Por otro lado, se puede distinguir tres tipos de mallado:
  - **Estructurada:** las mallas estructuradas son aquellas que presentan una conectividad regular entre sus elementos. Constan de cuadriláteros y he-

xaedros en 2D y 3D respectivamente. Este modelo permite localizar fácilmente la situación de sus elementos, pues están definidos de manera ordenada, pues las celdas adyacentes al nodo  $(i, j)$  van a ser:  $(i - 1, j)$ ,  $(i + 1, j)$ ,  $(i, j - 1)$ ,  $(i, j + 1)$ ,  $(i - 1, j - 1)$ , y  $(i + 1, j + 1)$ . Esta tipología presenta algunas ventajas como menor requerimiento computacional y de memoria, mejor precisión de resultados, gran control sobre la malla pues es fácilmente modificable el tamaño, la direccionalidad de la deformación de los elementos, y permiten deformar los elementos en la dirección del flujo. Por otro lado, es muy difícil de aplicar a geometrías complejas, y el mallado ha de estar muy conducido por el usuario, pues ha de especificar todos los parámetros, número de elementos, direccionalidad, etc.

- **No estructurada:** por otro lado, este otro tipo de malla se caracteriza por una conectividad irregular entre elementos, pues a diferencia del método previo no se puede acceder de manera tan inmediata a la localización de sus elementos. Permite la generación de mallas mucho más rápidas que en el caso estructurado en el caso de que la geometría a mellar sea compleja. Otra ventaja es la facilidad existente para generarlos, pues requieren de muy poco tiempo para diseñarla y resulta más sencillo de automatizar el proceso para generar la malla, pues con pocos datos de entrada se puede generar una malla adecuada a las necesidades del usuario. [10]
- **Híbrido:** este tipo de mallado se utiliza para aprovechar las ventajas de los mallados mencionados anteriormente. Para lo cual dependiendo del dominio se distinguirán zonas de mallado no estructurado, que tenderán a ser aquellas zonas alejadas del objeto de estudio, y otras zonas estructuradas que se usarán donde se requiera mayor precisión.

Siguiendo con el mallado, otro aspecto relevante a destacar son los parámetros que permiten medir o estudiar la calidad de la malla, entre los cuales destacan:

- **Densidad de malla:** es importante que la malla sea densa en la región de mayores gradientes, además se deberá considerar el tamaño de las celdas más pequeñas, *base size*, en función de los parámetros característicos del caso.
- **Ortogonalidad:** se utiliza para medir la perpendicularidad de las líneas de los elementos de la malla, una baja ortogonalidad da una mayor precisión.
- **Skewness:** parámetro que permite evaluar cómo de asimétricos son los elementos de la malla. Bajos valores de *Skweness* dan una mayor precisión, ya que disminuye el error de discretización.
- **Smoothness:** se puede interpretar como cuánto de suave es la transición entre celdas, siendo recomendado que los elementos contiguos no superen

una diferencia de tamaño relativa entre ellos al 20 %. Es importante por lo tanto observar este parámetro en los límites de transición de bloques en la capa límite.

- **Aspect Ratio:** es el cociente entre el eje más largo y el más corto de un elemento de la malla. Es importante que no sobrepase ciertos límites, no obstante se pueden aceptar valores elevados de incluso  $AR > 100$  si se sitúan en la capa límite en la dirección longitudinal del flujo.

- **Modelos y Propiedades del fluido:** según las características del fluido con el que se quiera realizar las simulaciones y dependiendo de las condiciones en las que se simule, se debéra tener en cuenta una serie de factores y propiedades.

Con respecto a la compresibilidad, se podrá asumir flujo incompresible si el  $M < 0.3$ , en caso contrario se deberán introducir las ecuaciones de estado, considerando el fluido de trabajo, dependiendo de las condiciones del problema.

Por otro lado, para seleccionar las propiedades del fluido ( $c_p, \mu, etc$ ) se deberá tener en cuenta que se podrá suponerlas constantes siempre y cuando no sufran una variación mayor al 1 %.

Mención especial merecen los modelos de turbulencia, que se diferenciarán entre si dependiendo de las escalas que resuelven. Se puede distinguir principalmente tres modelados en los que se profundizará más adelante en la (Subsección 3.5), Direct Numerical Simulation (DNS), Large Eddy Simulation (LES) y Reynolds Averaged Navier-Stoke (RANS).

- **Condiciones de contorno:** para cada una de las fronteras del dominio hay que elegir una condición de contorno en función de su localización y tipo. Esto permite que el problema posea solución única siempre y cuando esté bien condicionado numérica y físicamente.
- **Discretización y algoritmos:** Las ecuaciones que rigen el problema serán la de conservación de la masa, del momento y de la energía, y dos ecuaciones de estado como por ejemplo:  $p = \rho RT$ ,  $e = c_v T$ . Con lo que se obtendría 7 ecuaciones para 7 incógnitas:  $\rho, u, v, w, p, e, T$ . No obstante, la turbulencia introduce fluctuaciones que complican la resolución del problema. Por ello existen varias formas de modelar un caso CFD como se ha comentado.

Es también relevante mencionar que la mecánica de fluidos computacional está basada en el Finite Volume Method (FVM), donde las ecuaciones de conservación se plantean de forma integral y conservativa en volúmenes de control.

Con respecto a los cálculos, es de relevante importancia en aquellos que pueden tardar meses, tener en cuenta cómo configurar el cálculo en paralelo. Este tipo de cálculo consiste en subdividir el problema en trozos más pequeños, de manera que cada thread (hilo de ejecución) resuelve su parte de malla y se comunica con los threads vecinos. Se debe tener en cuenta una serie de factores para optimizar el cálculo.

- El proceso será más rápido cuanto menor sea el ratio  $\frac{Superficie}{Volumen}$  de las particiones
  - Aumentar el número de threads reduce el tiempo de cálculo hasta que el aumento del coste de la comunicación entre los diferentes hilos no compensa la reducción del número de celdas de cada partición.
  - Un orden aproximado de magnitud, suele ser dejar que cada thread resuelva entre 10k y 100k celdas.
- **Condición de Courant-Friedrichs-Lewy:** la condición de Courant-Friedrichs-Lewy (CFL), se expresa matemáticamente como:

$$C = u \frac{\Delta t}{\Delta x}$$

Está condición, es necesaria cumplirla para asegurar la convergencia en la resolución de las ecuaciones diferenciales en derivadas parciales. El número de Courant marca el límite superior del intervalo de tiempo de los algoritmos, para que la simulación no genere resultado erróneos. En lo general se intenta mantener  $C < 1$ . No obstante, dependerá de la malla, del solver, de la formulación utilizada, etc. Puesto que algunos algoritmos de los solvers como el algoritmo PIMPLE, permiten superar dicho límite.

### 3.2.2. Solver

Uno de los aspectos que definen el tipo de solver, es por ejemplo, si la ecuación de transporte se ha linealizado asumiendo que el resto de variables son conocidas, entonces se dice que las ecuaciones están desacopladas y el enfoque se llama segregado/secuencial. También se puede resolver de forma acoplada (a la vez), pero suele ser más lento y consume más memoria RAM.

- **Tipos de solvers:** los dos tipos de solvers más conocidos son el Pressure-based y el Density-based.
  - **Density-Based:** tiene especial relevancia en simulaciones con un número de Mach elevado. La densidad y la presión se obtienen de la ecuación de continuidad y de estado respectivamente. En este tipo de solver, las ecuaciones de transporte se resuelven simultáneamente.
  - **Pressure-Based:** se utiliza en general para casos con un número de Mach bajo. La densidad en este caso se resuelve a partir de la ecuación de estado, mientras que la presión se obtiene a partir de la ecuación de continuidad y momento.
- **Convergencia:** cabe destacar también, el importante papel que juega la convergencia en un caso CFD, ya que indica cuando el caso ha alcanzado un rango en el que las variaciones entre iteraciones son menores a los límites establecidos, y por lo tanto se puede decir que ha convergido según los criterios escogidos.

Existen diferentes convenios para establecer si un caso ha convergido. Uno de los métodos más famosos de convergencia es el de los residuales.

Los residuales son una de las formas de medir la convergencia de las iteraciones del cálculo. En CFD, después de la discretización, las ecuaciones se resuelven para cada volumen de control individualmente. Por lo tanto, los residuales hacen referencia a la diferencia de los valores de las ecuaciones en cada celda entre dos pasos temporales continuos. De manera, que el residual nunca será cero. Sin embargo, cuanto más bajo sea el valor del residual, mejor será la precisión de la solución. Para lo cual la definición y umbral son arbitrarios pero se suele tomar:

$$R_{norm}^{\phi} < 10^{-3} \text{ para continuidad}$$

$$R_{norm}^{\phi} < 10^{-6} \text{ para el resto de ecuaciones}$$

Otro criterio que también cabe destacar para determinar la convergencia suele ser el siguiente. Se dice que el caso puede estar convergido si:

1. El flujo no presenta ninguna característica anómala.
2. La variación de las ecuaciones globales de conservación es menor al 0.1 %
3. La tasa de variación de las variables de interés oscilan por debajo del 0.1 %. Aunque para los casos no estacionarios que debieran serlo, se pueden entonces considerar convergidos si dentro de un periodo estudiado, las oscilaciones y el valor medio se mantienen constantes.

### 3.2.3. Postproceso

- **Independencia de malla:** su importancia recae en que se debe hallar un compromiso entre un bajo error numérico de discretización y un bajo coste computacional. Para ello, en un caso RAS, se debe ir aumentando el número de celdas hasta alcanzar la independencia de malla, partiendo de una estimación por know-how, revisión bibliográfica o una cantidad modesta de elementos. A continuación, en cada paso se deberá incrementar al menos en 1.5 veces el número de elementos en cada dirección. Por último, se deberá comprobar los resultados de las variables de interés globales y locales del problema y elegir un criterio de convergencia en dichos resultados, el cual suele ser del 1 %. Sin embargo para un caso LES, se deberá aumentar el refinamiento de la submalla, para captar mejor las pequeñas escalas hasta que la energía cinética turbulenta resuelta sea al menos el 80 % de la energía cinética total.
- **Validación :** aunque el caso halla convergido y alcanzado la independencia de malla, la incertidumbre de los datos y del modelado físico (en este caso particular, la turbulencia) puede hacer que el resultado no represente fielmente la realidad. Por ello hay que validar el modelo frente a resultados experimentales o numéricos de calidad (DNS/LES). Si la predicción es buena, se puede asumir que el modelo es preciso para el problema estudiado en un cierto rango de funcionamiento, ya que no es posible validar todos los problemas en todos los

puntos de funcionamiento. Si la predicción es mala, se ha de analizar la principal fuente de discrepancias y se deben variar los modelos, principalmente de turbulencia.

- **Postproceso:** consiste en la obtención, manipulación y visualización de los datos. Por lo tanto los principales componentes en el postproceso son:
  - Variables de postproceso tal como la presión, temperatura, vector velocidad, etc.
  - Valores numéricos de las fuerzas, promedios, integrales, flujos, etc.
  - Escenas como geometría de la malla, contornos de campos escales, vectores, streamlines, pathlines, etc.
  - Transformaciones geométricas y visuales: rotación, translación, transparencia, etc.

### 3.3. Ecuaciones del movimiento

A continuación se plantean las ecuaciones conservación que rigen un flujo newtoniano de un componente monofásico en forma integral y diferencial.

#### 3.3.1. Conservación de la masa

El teorema de transporte de Reynolds, relaciona la derivada Lagrangiana de una integral de volumen de un sistema, con una integral en derivadas Eulerianas. En un volumen de control fijo ( $V_c$ ) e indeformable que coincide en un instante dado con un volumen fluido ( $V_f$ ), el teorema de transporte de Reynolds permite afirmar:

$$\frac{d}{dt} \int_{V_f} \rho(\vec{x}, t) dV = \frac{d}{dt} \int_{V_c} \rho(\vec{x}, t) dV + \int_{S_c} \rho(\vec{x}, t) (\vec{u} - \vec{u}_c) \vec{n} dS \quad (16)$$

La ecuación (Ecuación 16) es la ecuación de la masa o ecuación de continuidad en forma integral, que indica que la variación de masa con el tiempo dentro de un volumen fluido ( $V_f$ ), es igual a la variación de la masa en un volumen de control ( $V_c$ ) más el flujo neto a través de la superficie de control ( $S_c$ ).

Dado que el volumen fluido se deforma manteniendo constante su masa con respecto al tiempo, el primer término de la igualdad de la ecuación (Ecuación 16) será nulo.

Aplicando además el teorema de Gaus o de Stokes, permite transformar la integral de volumen de la divergencia de un vector en una integral de área sobre la superficie que define el volumen. Llegando por tanto a:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \vec{\nabla} \cdot (\rho \cdot \vec{u}) = 0 \quad (17)$$

Esta ecuación es la que se conoce como ecuación diferencial general de la conservación de la masa o ecuación de continuidad.

Si el flujo es estacionario, y por tanto se anulan las derivadas respecto del tiempo:

$$\vec{\nabla} \cdot (\rho \vec{u}) = 0$$

Si además es incompresible  $\rho = cte$ :

$$\vec{\nabla} \cdot (\vec{u}) = 0$$

Es importante observar que el resultado que se llega al asumir estacionario e incompresible es el mismo que el de asumir transitorio e incompresible, ya que si la densidad es constante en espacio y tiempo, también se anula la derivada temporal.

### 3.3.2. Ecuación de conservación del momento

Según la segunda ley de Newton, la variación de la cantidad de movimiento de un volumen fluido es igual a la resultante de las fuerzas sobre el volumen fluido. En un volumen de control fijo y que no se deforma con el tiempo se puede escribir la ley de movimiento de Newton como:

$$\sum \vec{F}_{Vf} = \frac{d}{dt} \int_{V_c} \rho \vec{u} dV + \int_{S_c} \rho \vec{u} (\vec{u} - \vec{u}_c) \vec{n} dS \quad (18)$$

Llamando  $f_m$  al total de las fuerzas másicas y aplicando el teorema de transporte de Reynolds:

$$\int_{S_c} \tau \cdot \vec{n} dS + \int_{V_c} \rho \vec{f}_m dV = \frac{d}{dt} \int_{V_c} \rho \vec{u} dV + \int_{S_c} \rho \vec{u} (\vec{u} - \vec{u}_c) \vec{n} dS \quad (19)$$

Esta expresión es conocida como la ecuación de la conservación de la cantidad de movimiento en forma integral. El lado izquierdo de la igualdad de la ecuación (Ecuación 19) hace referencia a las fuerzas externas que actúan sobre el volumen de control, que es la suma de las fuerzas superficiales (normalmente debidas a la presión) y las fuerzas de tensión (normales y cortantes) más las másicas. El segundo lado de la igualdad describe que la variación de la acumulación de cantidad de movimiento dentro del volumen de control más la emisión de ésta a través de las superficies de control. Aplicando el teorema de Gauss de nuevo, se puede llegar a la expresión de la ecuación anterior en forma diferencial:

$$\rho \vec{f}_m + \vec{\nabla} \tau = \frac{\partial}{\partial t} (\rho \vec{u}) + \vec{\nabla} \cdot (\rho \vec{u} \cdot \vec{u}) \quad (20)$$

Esta ecuación es conocida como la ecuación diferencial general de la conservación de la cantidad de movimiento o ecuación de Cauchy.

### 3.3.3. Ecuación de conservación de la energía

La primera ley de la termodinámica determina que la variación de la energía interna de un sistema termodinámico es igual a la diferencia entre la cantidad de calor transferida a un sistema y el trabajo realizado por este, como se ve en la (Ecuación 21):

$$\frac{d}{dt} \int_{V_f(t)} \rho \left( e + \frac{1}{2} u^2 \right) dV = \left( \sum \dot{Q}_{ent} - \sum \dot{Q}_{sal} \right)_{V_f(t)} + \left( \sum \dot{W}_{ent} - \sum \dot{W}_{sal} \right)_{V_f(t)} \quad (21)$$

Descomponiendo ahora la ecuación anterior se llega a la (Ecuación 22):

$$\begin{aligned} \frac{d}{dt} \int_{V_c} \rho \left( e + \frac{1}{2} u^2 \right) dV + \int_{S_c} \rho \left( e + \frac{1}{2} u^2 \right) (\vec{u} - \vec{u}_c) \vec{n} dS = \\ \int_{S_c} \vec{n} \tau \vec{u} dS + \int_{V_c} \rho \cdot \vec{f}_m \vec{u} dV - \int_{S_c} \vec{q} \cdot \vec{n} dS + \int_{V_c} Q dV \end{aligned} \quad (22)$$

El lado izquierdo de la (Ecuación 22) hace referencia a la variación con el tiempo de la energía total contenida en un volumen fluido, que como se ha comentado, es igual a la variación con el tiempo de la energía total en un volumen de control que coincide con el volumen fluido en un instante dado, más la variación a través de las superficies de dicho volumen de control.

Por otro lado, a la derecha de la igualdad, los dos primeros términos representan el trabajo de las fuerzas de superficie por unidad de tiempo debidas a las fuerzas superficiales y a las másicas. Los últimos dos términos representan el flujo de calor por conducción a través de la superficie y el flujo de calor transmitido por radiación y reacciones químicas respectivamente.

Finalmente, aplicando de nuevo Gauss, se llega a:

$$\rho \frac{D}{Dt} \left( e + \frac{1}{2} u^2 \right) = \vec{\nabla} \cdot (\tau \cdot \vec{u}) + \rho \cdot \vec{f}_m \cdot \vec{u} - \vec{\nabla} \cdot \vec{q} + Q \quad (23)$$

Conocida como la ecuación de la energía en forma diferencial.

### 3.4. Ecuaciones de transporte

Las ecuaciones de transporte tienen siempre la misma forma:

$$\frac{\partial(\rho\varphi)}{\partial t} + \vec{\nabla}(\rho\varphi\vec{u}) = \vec{\nabla}(\Gamma_\varphi \cdot \vec{\nabla}\varphi) + S_\varphi \quad (24)$$

Donde se puede por lo tanto distinguir cuatro términos característicos, que quedan organizados de manera más esquemática en la (Tabla ??).

- $\frac{\partial(\rho\varphi)}{\partial t}$ : Representa la variación temporal o acumulación
- $\vec{\nabla}(\rho\varphi\vec{u})$ : Término convectivo
- $\vec{\nabla}(\Gamma_\varphi \cdot \vec{\nabla}\varphi)$ : Término difusivo
- $S_\varphi$ : Término fuente

| Ecuación         | $\varphi$    | $\Gamma_\varphi$ | $S_\varphi$   |
|------------------|--------------|------------------|---|
| Masa             | 1            | -                | -   |
| Momento (3 ecs.) | $u_i$        | $\mu$            | $-\frac{\partial p}{\partial x_i} + \text{FF.másicas} + \text{TT.viscosos}$ |
| Energía          | $e (/T/h_0)$ | $k$              | $-p\vec{\nabla} \cdot (\vec{u}) + \text{EE.másicas} + \text{TT.vicosos}$    |

Tabla 1: Términos característicos de la ecuación de transporte

Para resolver estas ecuaciones, no se realiza un cálculo analítico, sino que se discretizan y se resuelven numéricamente, siendo por tanto un resultado aproximado. No obstante, hay diversas formas de discretizar:

- Método de volúmenes finitos (FVM: Finite Volume Method): donde las ecuaciones de conservación se plantean de forma integral y conservativa en volúmenes de control, que vendrá representado por las diversas celdas del caso. Es el modelo de discretización más popular en la mecánica de fluidos computacional. Este enfoque se detallará más adelante en esta misma subsección.
- Método de elementos finitos (FEM: Finite Element Method): este tipo de formulación no es intrínsecamente conservativa y son los más usados en el estudio y análisis de la mecánica estructural. Permite obtener una aproximación mediante una solución numérica donde se definen las ecuaciones diferenciales en forma débil o integral que dividen el dominio en un gran número de subdominios, llamados elementos finitos, y que caracterizarán el comportamiento físico del problema.
- Método de diferencias finitas (FDM: Finite Difference Method): tiene la ventaja de ser fácil de implementar, por lo que se suele utilizar para aquellas geometrías complejas, difíciles de tratar mediante los otros métodos. Permite calcular de manera numérica las soluciones de las ecuaciones diferenciales haciendo uso de ecuaciones diferenciales finitas para aproximar derivadas.

Como se ha descrito arriba, en el método de volúmenes finitos, las ecuaciones se plantean de forma integral y conservativa, por lo tanto, expresando mediante integrales la (Ecuación 24):

$$\frac{\partial}{\partial t} \iiint_{V_c} \rho \phi dV + \iint_{S_c} \rho \phi \vec{u} d\vec{A} + \iint_{S_c} \rho J_\phi d\vec{A} = \iiint_{V_c} S_\phi dV \quad (25)$$

Se aprecia en la (Ecuación 25) las integraciones de un diferencial de volumen y de un diferencial de superficie, no obstante lo que se hará es aplicar estas ecuaciones a cada una de las celdas. De manera que los valores de las caras de cada volumen de control estarán relacionados con el valor del centroide de la celda considerada y de las contiguas a través de estos métodos de discretización, obteniendo:

$$\frac{\partial(\rho_p \phi_p)}{\partial t} V + \sum_f^{N_f} \rho_f \phi_f \vec{u}_f \cdot \vec{A}_f = \sum_f^{N_f} \rho_f J_{\phi_f} \cdot \vec{A}_f + S_{\phi,p} V \quad (26)$$

## 3.5. Modelado de la turbulencia

Para la redacción de esta subsección las principales referencias consultadas han sido el libro de Ferziger y Peric [6] y el artículo publicado por Capote y Al. [8].

### 3.5.1. Introducción

La turbulencia no es una propiedad del fluido, sino que es un estado del flujo, de manera que un flujo turbulento se caracteriza por las siguientes propiedades.

- Los flujos turbulentos son altamente irregulares, aleatorios y caóticos
- La energía disponible en los flujos turbulentos tiende a acelerar la homogeneización. La propiedad responsable de aumentar la mezcla y el intercambio de masa, momento y energía se llama difusividad turbulenta.
- Los flujos turbulentos son siempre tridimensionales y tienen vorticidad no nula caracterizada por la generación de fuertes vórtices tridimensionales
- Para mantener un flujo turbulento se necesita aporte constante de energía, puesto que la turbulencia se disipa rápidamente porque la energía cinética se convierte en energía interna debido a los esfuerzos tangenciales viscosos.
- La turbulencia se olvida de sus orígenes, es decir, es imposible recuperar un tiempo anterior a partir de uno presente.
- Los flujos turbulentos poseen un espectro continuo de escalas temporales y de longitud, donde las escalas más grandes están determinadas por la geometría del problema, mientras que las más pequeñas vienen determinadas por la viscosidad.

Por todo esto, cuando se repite un experimento bajo las mismas condiciones no se consiguen los mismos resultados, ya que en cualquier flujo turbulento hay perturbaciones de las condiciones iniciales y de contorno no controlables y estos flujos son muy sensibles a estas perturbaciones. Por esto mismo, además, las ecuaciones no se resuelven de manera determinista, aunque las ecuaciones de Navier-Stokes sí que lo sean. Sin embargo, se puede llevar a cabo un estudio mediante métodos estadísticos o estocásticos, como por ejemplo funciones de densidad de probabilidad. Esto no quiere decir que la turbulencia se rijan por estos modelos, puesto que tiene solución determinista, pero debido a su complejidad se opta por los modelos estadísticos.

### 3.5.2. Escalas de la turbulencia

Por otro lado, el número de Reynolds también puede interpretarse como la relación entre las máximas y las mínimas escalas longitudinales o tamaños de los remolinos, desde los más grandes a los pequeño.

Las escalas de los remolinos pueden variar desde la más grande, que en ocasiones se denomina escala longitudinal integral ( $l_t$ ), denotando que las ecuaciones de movimiento deben ser integradas en esa escala para capturar el comportamiento de los grandes remolinos, hasta la más pequeña ( $\eta_k$ ), denominada escala longitudinal de Kolmogorov.

La teoría clásica de la turbulencia de Kolmogorov plantea que la energía cinética  $k$  de los remolinos de mayor escala fluye hacia los de menor escala a través de un mecanismo de cascada. Además, esa energía que fluye es constante entre las diferentes escalas longitudinales de los remolinos y está dada por el coeficiente de disipación de la energía cinética  $k$ . Este coeficiente se define como la relación entre la energía cinética  $u^2$  y la escala temporal  $r/u$ , siendo  $r$  la longitud entre las diferentes escalas:

$$\epsilon = \frac{u^2}{r/u} = \frac{u^3}{r} \quad (27)$$

A lo largo de la cascada de remolinos los números de Reynolds van desde  $Re_t$  (turbulentos) hasta valores cercanos a la unidad. Este límite ( $Re = 1$ ) define la escala más pequeña que puede encontrarse en el flujo turbulento y es precisamente la escala de Kolmogorov de la longitud ( $\eta_k$ ).

$$\eta_k = \left(\frac{\nu^3}{\epsilon}\right)^{1/4} \quad (28)$$

Existen también escalas de Kolmogorov en el tiempo y para la velocidad, definidas como:

$$\tau_k = \left(\frac{\nu}{\epsilon}\right)^{1/2} \quad ; \quad v_k = (\nu\epsilon)^{1/4} \quad (29)$$

La relación entre las escalas longitudinales integral y de Kolmogorov ofrece una comparación dimensional entre los remolinos más grandes y más pequeños.

$$\frac{l_t}{\eta_k} = \frac{u^3/\epsilon}{(\nu^3/\epsilon)^{1/4}} = Re_t^{3/4} \quad (30)$$

Otra forma de caracterizar cuantitativamente la turbulencia es mediante las fluctuaciones de las magnitudes que caracterizan al fluido, especialmente la velocidad (aunque puede ser cualquier otra magnitud). Sea  $f$  una magnitud cualquiera del fluido se puede representar como la suma de su valor medio  $\hat{f}$  y una componente fluctuacional  $f'$ , de tal forma que:

$$f = \hat{f} + f' \quad (31)$$

Entonces la fortaleza de la turbulencia puede caracterizarse mediante la denominada intensidad turbulenta,  $I$  que es la relación entre la desviación estándar de la magnitud elegida y su valor medio:

$$I = \frac{\sqrt{\hat{f}'^2}}{\hat{f}} \quad (32)$$

A continuación se describirán los principales métodos de resolución de la turbulencia en CFD, en función de las escalas turbulentas que se quieran resolver, tal y como se aprecia en la (Figura 15), donde se muestra el espectro de la energía cinética de la turbulencia  $k$  en función del número de onda  $\xi = 2\pi/\lambda$ . Se pondrá especial atención a los utilizados en este trabajo, los RANS por ser los más utilizados, y los LES, objetivo del mismo.

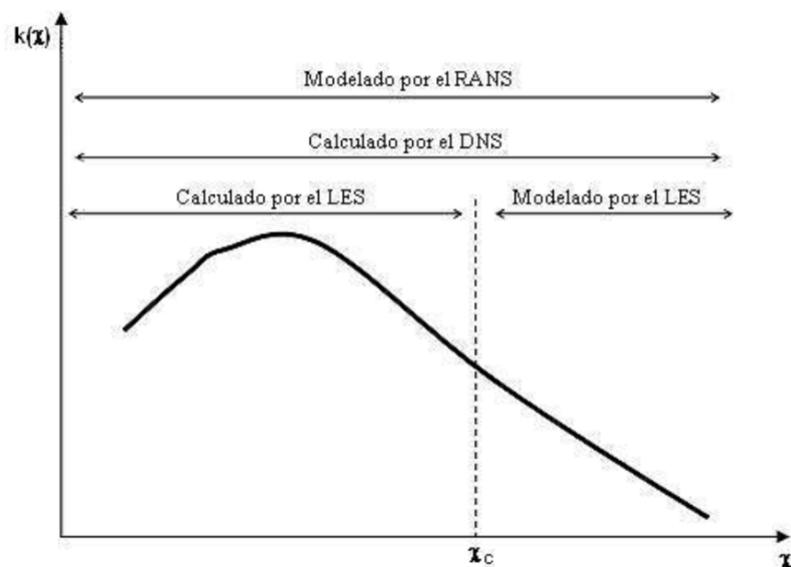


Figura 15: Resolución de las escalas de las turbulencias para diferentes métodos

### 3.5.3. Direct Numerical Simulation

Una simulación DNS (Direct Numerical Simulation) es una simulación en mecánica de fluidos computacional en la cual las ecuaciones de Navier-Stokes son numéricamente resueltas sin ningún modelo de turbulencia. Esto significa que tanto las escalas espaciales como las temporales de la turbulencia deben ser resueltas. Desde las escalas disipativas más pequeñas (microescala de Kolgomorov), hasta las escalas integrales asociadas con los movimientos que contienen la mayor parte de la energía cinética. La escala de Kolgomorov,  $\eta$ , viene dada por (Ecuación 28). Por otro lado, la escala integral depende normalmente de las condiciones de contorno elegidas para la simulación.

Cuando se realiza un caso DNS hay que tener en cuenta que los requisitos de memoria crecen muy rápido, ya que son proporcionales a  $Re^3$ . Por lo tanto, el coste computacional del DNS es muy alto incluso a bajos números de Reynolds. Por ello, para la mayoría de casos que se encuentran en la industria, los recursos requeridos para un DNS exceden la capacidad computacional disponible.

Sin embargo, este tipo de simulaciones son una herramienta fundamental y muy útil en la investigación de la turbulencia. Usando DNS es posible realizar "experimentos numéricos", y extraer de ellos información muy difícil o imposible de obtener en un laboratorio, permitiendo un mejor entendimiento de los fenómenos físicos que envuelven la turbulencia.

### 3.5.4. Large Eddy Simulation

El modelo LES se basa en un filtrado espacial de las ecuaciones de gobierno del fluido de tal manera que se resuelven computándose las grandes escalas (el movimiento turbulento de grandes remolinos), mientras que para escalas más pequeñas se asume un modelo que permite considerar de forma aproximada su influencia en la variación general de los parámetros del flujo.

Teóricamente esto corresponde al filtrado matemático de las ecuaciones de conservación mediante la convolución de estas con diferentes funciones filtrantes, que pueden ser de dependencia espacial o frecuencial. Comúnmente se emplean dos funciones espaciales, una de tipo rectangular y otra gaussiana y una frecuencial de tipo filtro paso bajo. Las más empleadas son las de filtrado espacial. Producto de este filtrado todas las variables de las ecuaciones se representan como la suma de una componente de fondo (filtrada) y otra adicional fluctuante. Esto trae como consecuencia la aparición de nuevas variables en el sistema de ecuaciones que obliga a emplear expresiones adicionales para cerrar el sistema. Precisamente estas expresiones de cierre constituyen la modelación de los componentes turbulentos de menor escala espacial.

De acuerdo al método de filtrado y a la forma concreta de las expresiones de cierre se conocen varios submodelos dentro del LES. A continuación se detallará el submodelo de Smagorinsky, debido a que será el utilizado en el desarrollo de este documento.

#### Submodelo de Smagorinsky [13]

Se emplea un filtrado espacial rectangular, modelando los pequeños remolinos con expresiones que permiten el cálculo aproximado de los coeficientes de viscosidad, de conductividad térmica y de disipación (Ecuación 33). El modelo de submalla propuesto, está basado en la aproximación de Boussinesq.

$$\begin{aligned}\mu_{LES} &= C_s^2 \rho \nabla^2 |\bar{S}| \\ k_{LES} &= \frac{\mu_{LES} c_p}{Pr} \\ (\rho D)_{l,LES} &= \frac{\mu_{LES}}{Sc}\end{aligned}\tag{33}$$

Sin embargo, este modelo presenta la desventaja de la incertidumbre de un coeficiente empírico en la expresión para el cálculo del coeficiente de viscosidad, denominado coeficiente de Smagorinsky  $C_s$ , que posee un rango de 0.065-0.25. Por otro

lado,  $\nabla$  representa la longitud del filtro, el cual está relacionado con el tamaño de la celda de malla local,  $\nabla = (\nabla_x \nabla_y \nabla_z)^{1/3}$ .  $|\bar{S}|$  es la escala mayor del tensor de deformaciones del campo resuelto de velocidades. Se plantea en la literatura que este submodelo tiende a ser muy disipativo, además de las desventajas señaladas presenta baja exactitud en flujos laminares y en las cercanías de paredes. No obstante, en una primera aproximación LES 2D, fue el que menos problemas de convergencia y que mejor resultados presentaba.

### 3.5.5. Reynolds Averaged Navier-Stokes

Reynolds Averaged Navier-Stokes (RANS), como su nombre indica, son ecuaciones promediadas del flujo. Son posiblemente las más utilizadas en el campo del CFD ya que son usadas tanto para casos sencillos en los que no se requiere mucho detalle como para casos más complejos (LES, DNS) que requieren de un primer análisis del dominio, de malla, etc.

La implementación de este modelo de turbulencia requiere de la aplicación de la descomposición de Reynolds, que significa descomponer las variables en una promediada más otra pulsante como se ha explicado en la (Subsubsección 3.5.2), de manera que las ecuaciones de Navier-Stokes se puedan descomponer en dos. Utilizar la variable promediada para resolver el flujo medio ahorra una gran cantidad de recursos computacionales, sin embargo, las simulaciones RANS, tienen la desventaja frente a los otros modelos de tener una mayor pérdida de información en la resolución de las ecuaciones.

La descomposición de Reynolds se realiza de la siguiente manera:

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

De manera que sustituyendo en las ecuaciones de Navier-Stokes, se llega a:

$$\frac{\partial \hat{u}_i}{\partial t} + \hat{u}_j \frac{\partial \hat{u}_i}{\partial x_j} = -\frac{\partial \hat{P}}{\partial x_j} + \nu \frac{\partial}{\partial x_j} \left( \frac{\partial \hat{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \hat{u}_j}{\partial x_i} \right) - \frac{\partial}{\partial x_j} \left( \widehat{u'_i u'_j} \right) \quad (34)$$

El último término de la ecuación (Ecuación 34) se conoce como el tensor de esfuerzos de Reynolds, que se puede descomponer en:

$$R_{ij} = \widehat{u'_i u'_j} = S_{ij} + \frac{2}{3} k \delta_{ij}$$

Donde  $S_{ij}$  representa la parte anisótropa de la turbulencia, y el término  $\frac{2}{3} k \delta_{ij}$  hace referencia a la parte isotropa, es decir no depende de la dirección examinada, la velocidad turbulenta da el mismo valor independientemente de la dirección escogida.

Una de las formas de resolver este problema es mediante el teorema de Boussinesq, quien postuló que el transporte de momento debido a los torbellinos turbulentos

se puede modelar a través de una viscosidad turbulenta. No obstante, esto representa un nuevo problema, ya que se añade una nueva incógnita a las ecuaciones. Este problema es conocido como el problema de cierre, que consiste en especificar el valor de la viscosidad turbulenta del tensor de esfuerzos de Reynolds, que no se conoce. Esto a su vez permite reescribir el tensor de esfuerzos de Reynolds como:

$$R_{ij} = \widehat{u'_i u'_j} = 2\nu_t S_{ij}^* + \frac{2}{3}k\delta_{ij}$$

Para resolver este problemas aparecen muchos métodos. Se puede distinguir los modelos RANS que se basan en modelar la viscosidad turbulenta:

- Modelos lineales: modelos algebraicos (Baldwin-Lomax), de una ecuación (Spalart-Allmaras) o de dos ecuaciones ( $k-\epsilon$ ,  $k-\omega$ ).
- Modelos no lineales: de relación constitutiva explícita ( $k-\epsilon$  cúbico), o modelos v2-f.

Por otro lado, existen otras alternativas RANS que no modelan la viscosidad turbulenta y se centran en modelar el tensor de esfuerzos de Reynolds, conocidos como RSM (Reynolds Stress Model). A continuación se detallan los principales modelos utilizados para la realización de simulaciones durante este proyecto:

- Spalart-Allmaras [2]: modelo lineal de una sola ecuación, que se centra en resolver la viscosidad turbulenta. Es un método desarrollado y usado especialmente en el ámbito aeroespacial. Se ha demostrado que da resultados aceptables para capas límites de bajos gradientes de presión adversos.
- $k-\epsilon$  [3]: modelo de dos ecuaciones, ya que se incorporan dos variables más que son  $k$ , la energía cinética turbulenta del flujo, y  $\epsilon$  que es la tasa de disipación turbulenta, la cual permite determinar la escala de la turbulencia. Esto además tiene la ventaja de determinar la viscosidad turbulenta y el tamaño de las escalas de manera independiente.

Mediante las dos ecuaciones se calculan los valores de las dos variables para posteriormente calcular  $\mu_t$ :

$$\mu_t = \bar{\rho} C_\mu \frac{k^2}{\epsilon} \quad (35)$$

El modelo  $k-\epsilon$  obtiene buenos resultados cuando se trabaja a altos números de Reynolds, pero tiende a dar errores en zonas con altos gradientes de presión adversos. Mencionar que este modelo, posee otras variantes derivadas del *Standard* como el modelo *Realizable*  $k-\epsilon$  y el modelo *RNG*  $k-\epsilon$

- $k-\omega$  [15]: para este modelo se encuentran como en el anterior dos variables y por tanto dos ecuaciones. En este caso a parte de la energía cinética turbulenta,  $k$ , se tiene  $\omega$  que representa disipación específica. Al igual que antes permite determinar el tamaño de las escalas y la viscosidad turbulenta de manera

independiente. Hallando el valor de las dos variables, se puede determinar la viscosidad turbulenta:

$$\mu_t = \frac{k^2}{\omega \rho}$$

Este modelo funciona mejor a bajos números de Reynolds y cerca de la pared, también da mejores resultados para gradientes adversos.

## 3.6. OpenFOAM

### 3.6.1. Introducción

OpenFOAM (Open-source Field Operation And Manipulation) es una librería de código abierto y gratuita basada en la programación de C++, usada para crear aplicaciones que pueden ser utilizadas tanto en mecánica de fluidos, problemas de turbulencia, transferencia de calor e incluso problemas de electromagnetismo. OpenFOAM está desarrollado originalmente para ejecutarse en un sistema operativo Linux, lo que permite al usuario modificar y personalizar las herramientas. Para la realización del presente trabajo se ha utilizado la versión 6.0.

Dentro de OpenFOAM se encuentran dos grandes diferencias entre sus programas, lo que lleva a diferenciar dos bloques, el primero de ellos los solvers, que permitirán resolver los cálculos y ecuaciones, y las utilidades, que permiten realizar las tareas de preproceso y postproceso, que son las etapas que envuelven el proceso de resolución, como se puede ver en el siguiente esquema, el cual se puede observar que tiene una estructura esquematizada de la misma manera en la que se dividen los procesos de CFD (Figura 14).

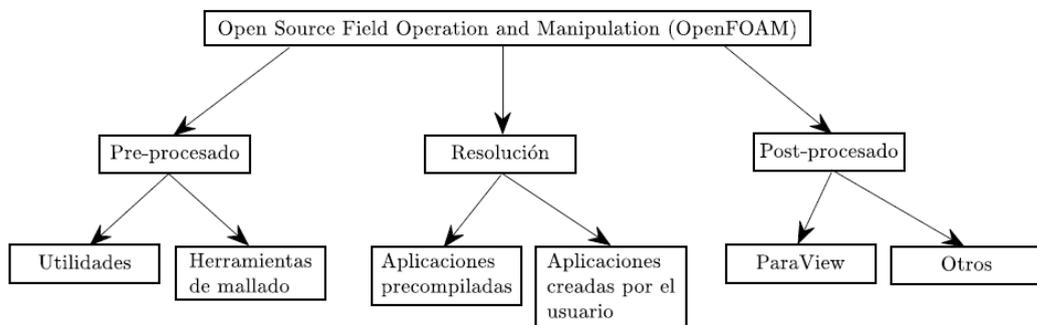


Figura 16: Procesos y herramientas principales de OpenFOAM

1. **Pre-Procesado:** incluye las herramientas necesarias de mallado como blockMesh, y otras para evaluar la calidad de la malla como por ejemplo checkMesh.
2. **Resolución:** en este apartado, se incluyen los solvers mencionados con anterioridad.

3. **Post-Procesado:** hace referencia al almacenamiento, manipulación y visualización de los datos generados por el caso. De esta manera utilizando paraview, herramienta de OpenFOAM, u otra externa como MatLab, se pueden interpretar los datos y extraer conclusiones.

Todo caso que se simule en OpenFOAM deberá tener las siguientes tres carpetas con sus respectivos archivos:

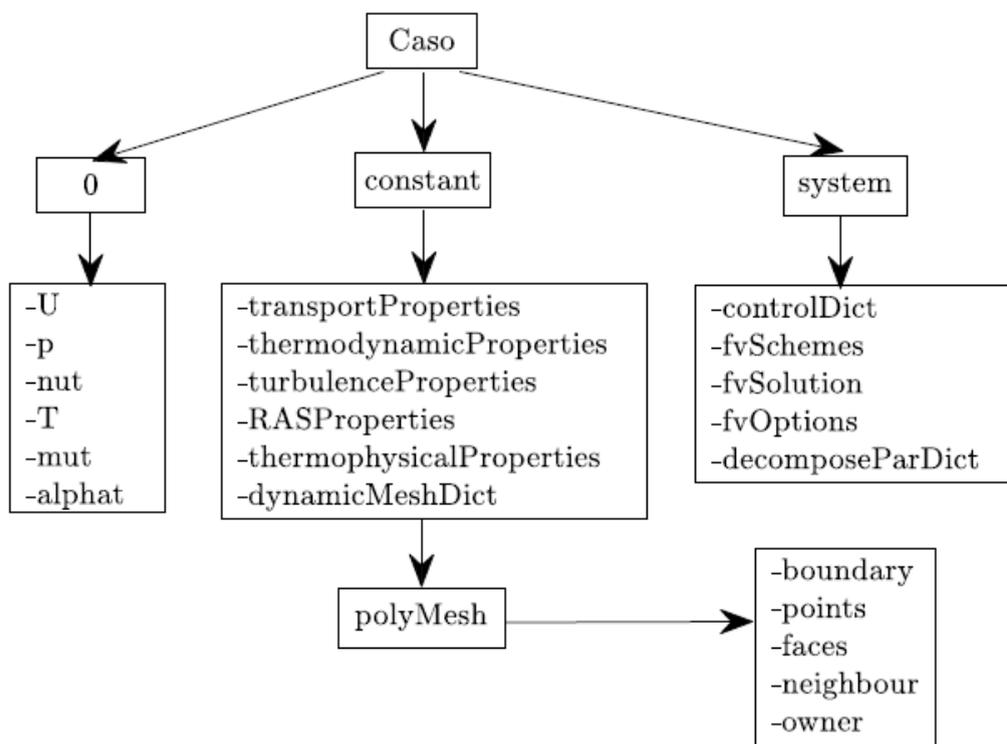


Figura 17: Carpetas y archivos de un caso genérico en OpenFOAM

- Carpeta **0**: se situarán en esta carpeta las condiciones iniciales y las condiciones de contorno de cada variable relevante en la resolución de la simulación y las turbulentas en función del modelo utilizado. Las más importantes suelen ser U (velocidad), p (presión) y T (temperatura).
- Carpeta **constant**: aquí se encuentran los archivos referentes al modelo de turbulencia escogido, a las propiedades termodinámicas seleccionadas y la configuración de la malla escogida.
- Carpeta **system**: en esta carpeta se sitúan los archivos de discretización del caso (fvSchemes), los solvers y algoritmos de resolución (fvSolutions), la descomposición en paralelo previa a la ejecución (decomposeParDict) y los intervalos de guardado, tiempo de finalización, Courant máximo (controlDict) y muchos más archivos (como funciones creadas por el usuario) conforme se van necesitando.

### 3.7. Solvers

OpenFOAM no tiene un solver aplicable a todos los casos. En su lugar, el usuario debe escoger un solver específico en función del problema. Cada solver tiene un nombre descriptivo, dependiendo del algoritmo en el que este basado, así por ejemplo simpleFoam usa el algoritmo SIMPLE. Los algoritmos más destacados se detallan a continuación

- **Algoritmo SIMPLE:** Semi-Implicit Method for Pressure Linked Equation, es un algoritmo iterativo que resuelve la presión utilizando el valor anterior y el campo de velocidad usando la ecuación del momento.

$$p^{k+1} = p^k + \alpha \cdot p'$$
$$u^{\vec{k}+1} = u^{\vec{*}} - \frac{Vol \nabla p'}{a_p^{\vec{v}}}$$

- $\alpha$  representa el factor de relajación utilizado para poder dotar de cierta estabilidad a las iteraciones calculadas.
  - $\nabla p'$  es el gradiente corrector de presión.
  - $a_p^{\vec{v}}$  hace referencia al vector de coeficientes centrales del del sistema lineal discretizado.
- **Algoritmo PISO:** Pressure Implicit with Splitting of Operator, se trata de un algoritmo que a pesar de ser desarrollado originalmente para problemas compresibles no-estacionarios, con el tiempo se ha adaptado a problemas estacionarios. Este algoritmo además destaca por su característica predictor-corrector, ya que contiene un bucle de predicción donde se deduce el campo de presiones a partir del campo de velocidad, utilizando para ello la ecuación de momentos discretizada, y otros dos bucles correctores. Estos últimos se utilizan para obtener los factores correctores de la velocidad y de la presión a partir del campo de velocidades anterior.
  - **Algoritmo PIMPLE:** Pressure-Implicit Method for Pressure Linked Equation, se trata de un algoritmo que mezcla los dos anteriores, obteniendo tanto los campos de presiones como usando el bucle predictor-corrector. Para ello, primero se obtiene el momento y la presión, después a partir de esta presión se corrige el momento obtenido y por último se corrige la presión con el último momento obtenido.



## 4. Configuración y Preproceso

---

### 4.1. Introducción

Como se ha comentado previamente, el caso de estudio consistirá en analizar mediante una simulación LES un perfil alar extruido (3D) sometido a bajos números de Reynolds. No obstante, para llevar a cabo este estudio se partirá inicialmente de un caso RANS para poder evaluar de manera óptima la malla que se usará posteriormente. La conveniencia de este procedimiento reside en que al realizarlo con RAS se podrá evaluar el modelo en 2D con una menor resolución al de un caso LES. Esto permite acortar el número de celdas y poder ejecutar cálculos más rápidamente.

En esta sección se desarrollarán todos los pasos tomados para poder iniciar la simulación. Para ello, se describirá inicialmente el procesado de mallado del perfil que se ha seguido. Y seguidamente, se comentarán las condiciones de contorno en las diferentes secciones, y que condiciones iniciales se le han asignado a las variables del problema.

Uno de los primeros aspectos que se deben tener en cuenta a la hora de realizar una malla adecuada al perfil, es escoger la geometría que mejor se ajuste y que además permita calcular de forma eficaz. Por ello, en esta sección además, se destacará un trabajo paralelo a la realización de este TFG, el cuál ha sido el desarrollo de un nuevo programa de mallado de perfiles con MatLab, optimizando el ya existente en el Departamento. La utilidad de este nuevo mallado, es que consigue mejorar en dos órdenes de magnitud el paso temporal, de manera que los resultados se obtienen más rápidamente, ya que se mejora la calidad de la malla.

### 4.2. Geometría y malla

La principal característica del nuevo mallado reside en curvatura de la zona de entrada del flujo (inlet), tal y como se aprecia en la (Figura 18). Por lo tanto, se consigue reducir el número de elementos utilizados para un mismo *growth rate* y una misma distancia adimensionalizada ( $y^+$ ), es decir mismo *base size*.

Por otro lado, en cuanto a calidad de la malla, como se puede observar en la (Figura 19), la segunda centra más el gradiente alrededor del borde de ataque del perfil, evitando grandes *aspect ratios*. Sin embargo, en la primera se ve claramente como el tener una malla cuadrada y refinar el borde de ataque, conlleva tener un gradiente elevado en tres direcciones partiendo desde el borde. Esto provoca que conforme más lejos se esté del perfil, en las tres direcciones se llegará a zonas con un aspect ratio elevadísimo que provocarán una mayor ralentización de los cálculos debido a la mala calidad de la malla.

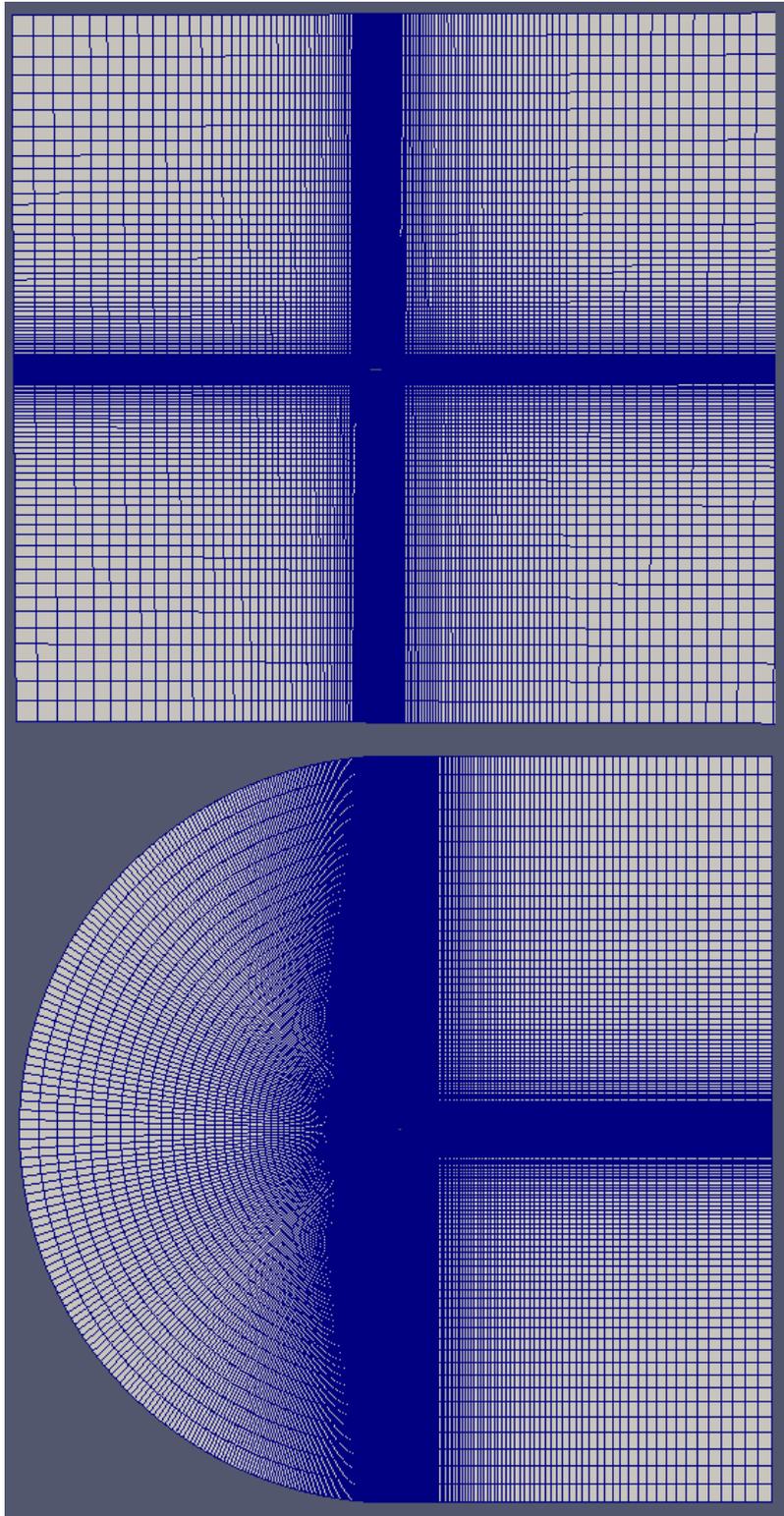


Figura 18: Cambio en el esquema de mallado general

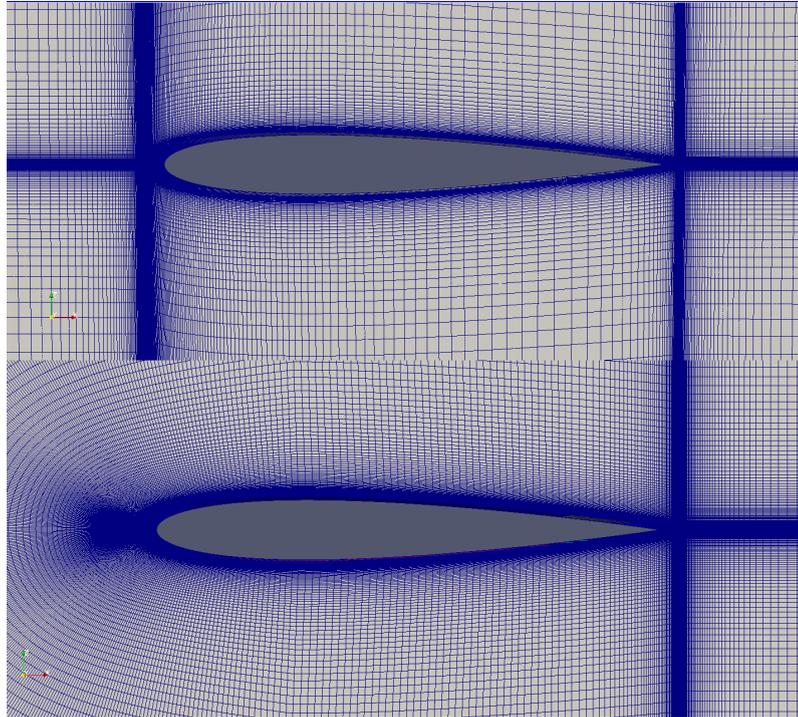


Figura 19: Cambio en el esquema de mallado

En la (Figura 20) se comprueba como en el borde de ataque los puntos de remanso quedarán mejor mallados en la segunda malla, ya que en la primera se encuentran altas deformaciones debidas a los conexiones entre los elementos horizontales con los que se curvan siguiendo la forma del perfil, lo que empeora la calidad de la malla.

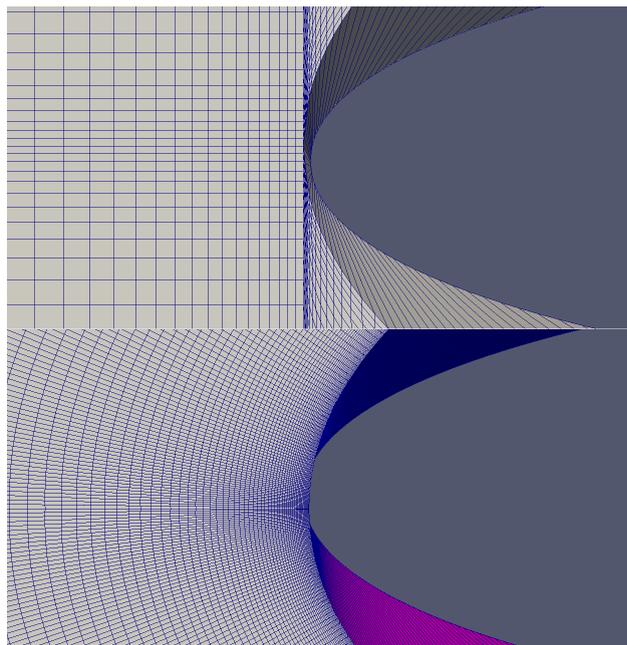


Figura 20: Cambio en el esquema de mallado en el perfil en el borde de ataque

### 4.3. Estructura de mallado

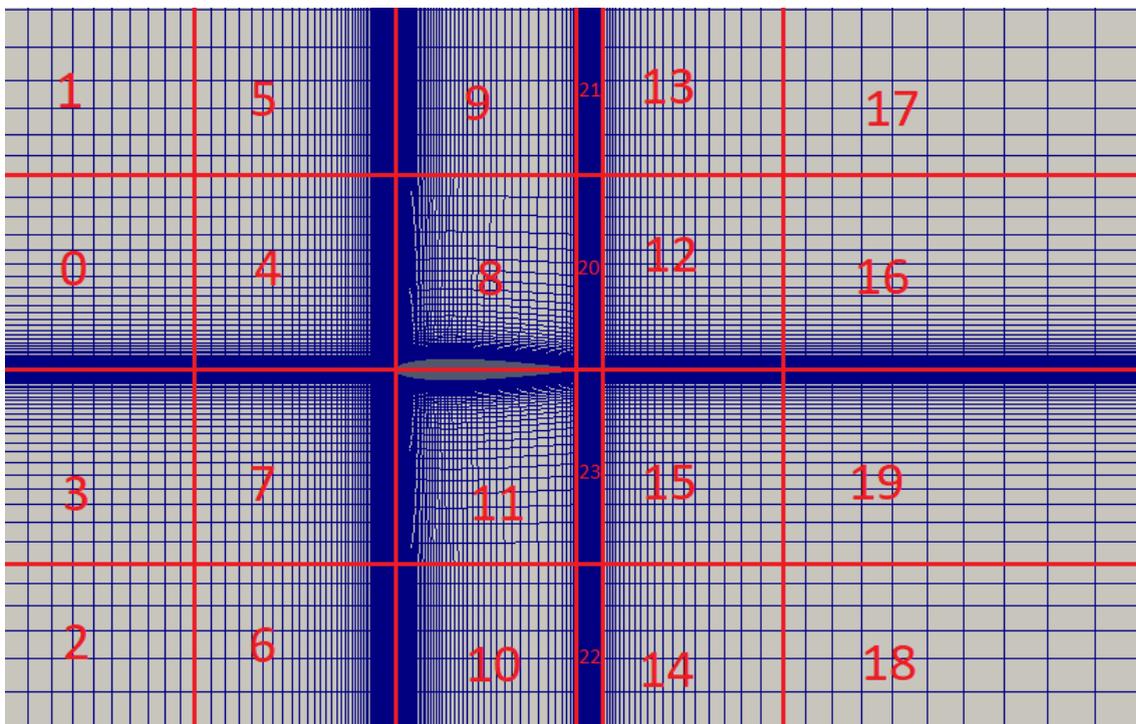


Figura 21: Bloques de la malla original

En la figura (Figura 21) se observan 24 bloques<sup>1</sup> desde el bloque 0 al 23. La idea de tener una gran cantidad de bloques reside en una mayor maniobrabilidad y control a la hora de configurar la malla. Esto se comprueba por ejemplo en dos bloques contiguos verticales, dónde si se quiere un alto refinado en la pared del perfil se deberá tener un alto gradiente, que si se deja que se extienda hasta arriba verticalmente dará lugar a elementos muy grandes. Sin embargo si se divide este bloque en dos, se puede obtener entonces un primer bloque pegado al perfil con un gradiente elevado, y otro situado entre el límite del dominio, situado lo suficientemente lejos y este primer bloque, con un gradiente más suave. Tal y como se aprecia en la (Tabla 5), con los grupos 0 y 1.

En esta malla cabe mencionar que se han situado los bloques 20, 21, 22 y 23 desde el 80 % de la cuerda hasta el 100 % para poder conseguir una mejor resolución del desprendimiento de la capa límite y también poder incluir en trabajos posteriores una deflexión de flap.

La modificación de la malla realizada a lo largo de este trabajo se aprecia en la (Figura 22). En la que se destacan las siguientes modificaciones:

<sup>1</sup>Los bloques exteriores son realmente más grandes, pero se ha realizado zoom para poder ver bien el perfil y los diferentes grupos

1. Eliminación de los bloques 4, 5, 6 y 7.
2. Curvatura elíptica (la curvatura circular da lugar a problemas en la forma de las celdas alrededor del perfil) de los bloques 0, 1, 2 y 3 para poder reducir el número de celdas y mejorar la adaptación a la curva del borde de ataque.
3. Desplazamiento aguas abajo del punto donde coinciden los bloques 0, 3, 8 y 11. Ya que se observa que ahora en vez de comenzar justo en la punta, se sitúa justo en el punto más elevado del perfil.
4. Inclinación de  $2^\circ$  de los bloques 8,9, 10 y 11. Esto se ha realizado para mejorar la adaptación de los bloques curvados a los bloques horizontales.
5. Cambio en el modelo de gradiente. En la figura (Figura 21) los gradientes son constantes a lo largo de toda su verticalidad u horizontalidad. Sin embargo, en este nuevo mallado, los gradientes varían. Como se puede observar en el bloque 0 y 3 de la figura (Figura 22), donde se ve que pegado al perfil el gradiente es muy elevado, pero este se va abriendo conforme se avanza hacia el bloque 1 y 2.

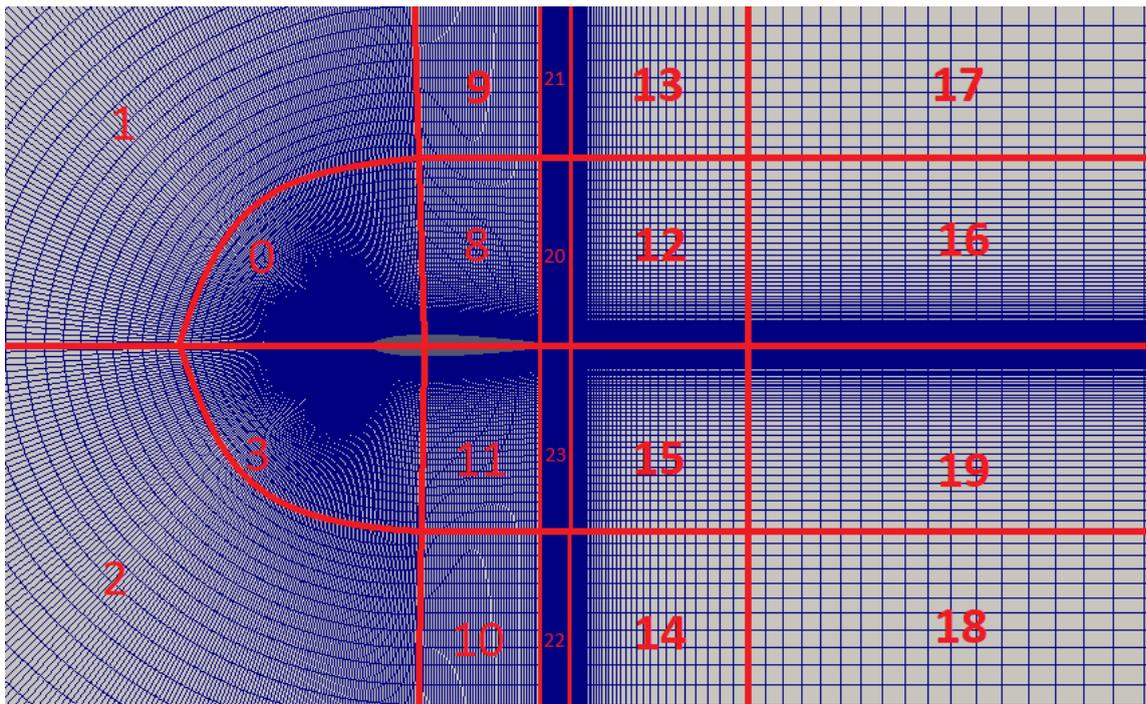


Figura 22: Cambio en el esquema de mallado

#### 4.3.1. Análisis de sensibilidad

Para hablar del dominio primero es necesario entender el concepto de distancia adimensionalizada a la pared,  $y^+$ , que es función del número de Reynolds y viene definida matemáticamente como:

$$Re_x = \frac{\rho U_\infty L}{\nu}; C_f = \frac{0.026}{Re_x^{1/7}}; \tau_{wall} = \frac{C_f \rho^2}{2}; U_{fric} = \sqrt{\frac{\tau_{wall}}{\rho}}; \Delta s = \frac{y^+ \nu}{U_{fric} \rho} \quad (36)$$

Donde se llega finalmente a  $\Delta s$  que es el tamaño que deben tener las celdas en la dirección perpendicular al flujo y pegadas al perfil.

Para llevar a cabo el estudio de sensibilidad del dominio se partirá inicialmente de un caso RAS, ya que un caso RAS conlleva dos ventajas:

- La bibliografía recomienda utilizar en modelos RAS un  $y^+$  de entre 30 y 300, a diferencia del modelado LES que deberá ser entre 1 y 5. Un  $y^+$  bajo, requerirá un *base size* pequeño que implicará un mayor número de celdas. Esto por lo tanto hace que un estudio RAS contenga menor número de celdas.
- Un caso LES debe ejecutarse en 3D, ya que la turbulencia es tridimensional. Si se ejecuta en 2D habrá altas fluctuaciones además de resultados menos fiables.

Para este caso, se ha optado por coger un modelado RAS (modelo *kOmegaSST*) con  $y^+ = 30$  y poder así, darle mayor fiabilidad a los resultados. Se ha tenido también en cuenta, que el *growth rate*, o tasa de crecimiento entre celdas contiguas no debe superar el 20%. También se ha estudiado el  $C_D$  por ser más sensible a las variaciones que el  $C_L$ . Además, se estudiará a  $\alpha = 8^\circ$  ya que así se aprecian mejor los cambios en el dominio. Para fijar el dominio se estudiará el radio aguas arriba y la distancia aguas abajo.

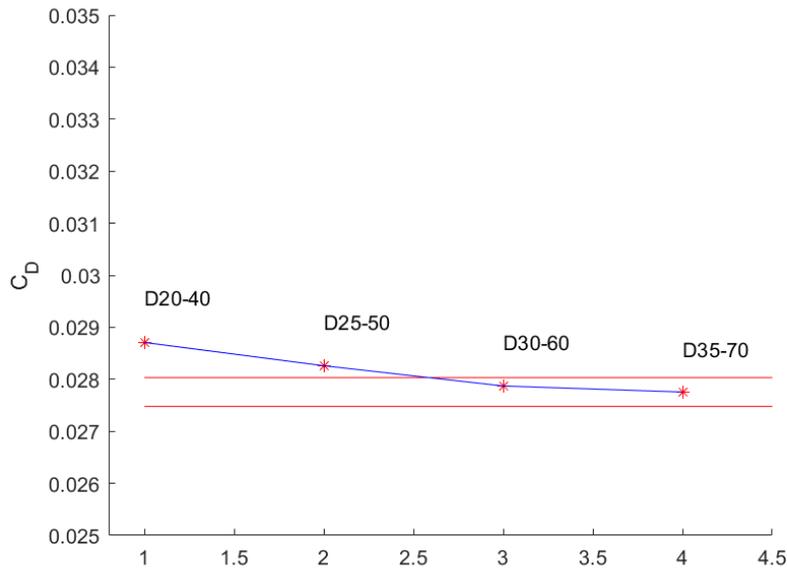


Figura 23: Variación menor del 1% del  $C_D$  con la variación del dominio aguas-abajo y aguas-arriba, para  $\alpha = 8^\circ$

Inicialmente, como se aprecia en la figura (Figura 23), se parte de un radio de 20 veces la cuerda de perfil y una distancia aguas debajo de 40 veces la cuerda (D20-40). A partir de ahí la manera de proceder será ir aumentando en 5 cuerdas la distancia aguas arriba y 10 cuerdas la distancia aguas abajo y comparar resultados: D25-50, D30-60, etc. Si la diferencia de resultados convergidos entre dos dominios contiguos es menor del 1 % entonces se dirá que el caso está convergido.

Finalmente se alcanzó una independencia parcial del dominio para D30-60. Ya que entra dentro del rango de una variación del 1 % del dominio siguiente D35-70. A partir de aquí se procederá a reducir el dominio aguas-abajo del perfil.

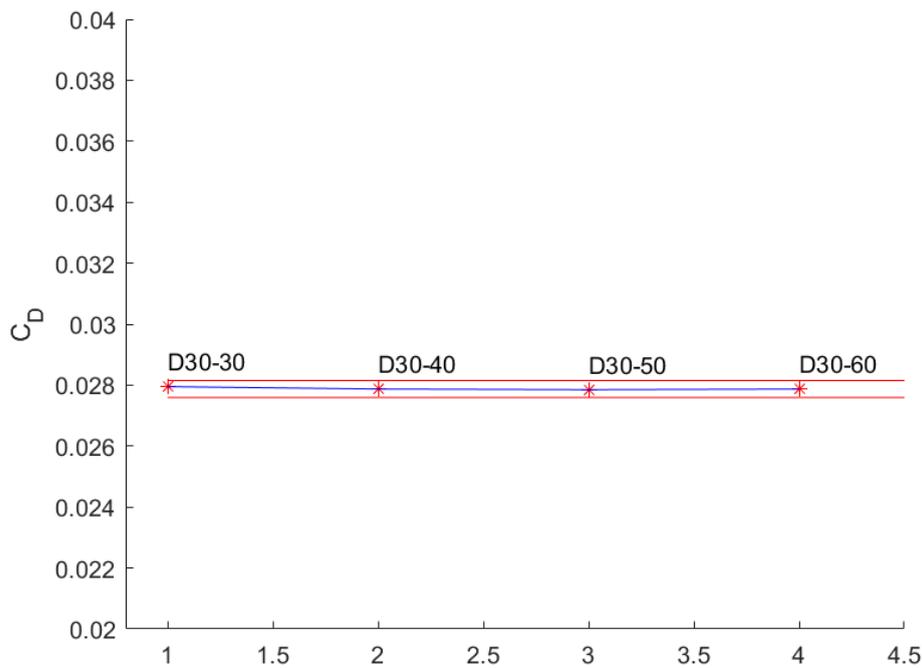


Figura 24: Variación del 1 % del  $C_D$  con un dominio de 30 cuerdas aguas-arriba y variando el dominio aguas-abajo, para  $\alpha = 8^\circ$

Para este caso se ve en la (Figura 24) que incluso el dominio D30-30 entra dentro del rango de variación de 1 % de D30-60. Es decir, se podría seguir aún reduciendo la distancia aguas abajo del perfil. Sin embargo, con tal de mantener un dominio con misma distancia aguas-abajo y aguas-arriba para poder tener mejor maniobrabilidad sobre el mallado, se fijará para los estudios posteriores D30-30.

### 4.3.2. Independencia de malla

Generalmente, una vez se consigue un dominio adecuado para el caso estudiado, se pasa a definir la calidad o precisión de la malla, intentando alcanzar un compromiso entre coste computacional y precisión de los resultados. Para ello, cómo se comentó en la (Subsubsección 3.2.3), para los casos RAS, se irá incrementando la resolución de la malla hasta que la diferencia de resultados entre una iteración y la siguiente sea del  $\sim 1\%$  donde se habrá alcanzado la independencia de malla.

Para este caso se ha analizado una malla de  $y^+ = 2$  y  $y^+ = 5$  para ver si se ha cumplido el criterio de independencia de malla (Tabla 2). Sin embargo se aprecia en la tabla, que los resultados, sobretodo en el coeficiente de resistencia, exceden el límite fijado, por lo que se debería seguir reduciendo el  $y^+$  todavía más hasta alcanzar en todos los coeficientes de fuerzas estudiados una variación menor al  $1\%$ .

|            | Nº Elementos | Cd (-2°) | Cd (3°) | Cd (6°) | Cl (-2°) | Cl (3°) | Cl (6°) |
|------------|--------------|----------|---------|---------|----------|---------|---------|
| $y^+=5$    | 149388       | 0.01248  | 0.01335 | 0.01926 | -0.21335 | 0.31829 | 0.62443 |
| $y^+=2$    | 272480       | 0.01185  | 0.01265 | 0.01658 | -0.20966 | 0.31995 | 0.63522 |
| Diferencia | 82.4%        | 5.05%    | 5.24%   | 13.91%  | 1.73%    | 0.5%    | 1.7%    |

Tabla 2: Estudio de independencia de malla para ángulos de -2, 3 y 6 grados

El estudio de sensibilidad de malla para el caso LES, es más compleja y se analizará posteriormente junto con los resultados en la (Sección 5).

### 4.4. Datos del mallado

Principalmente se trabajará con dos mallas (Tabla 3), una para los cálculos 2D, y otra para los cálculos 3D, que tendrá el mismo aspecto, pero con un mayor número de celdas en dirección de la envergadura del ala, en cuya dirección se extruirá el perfil una cuerda. A continuación se especificarán los gradientes y celdas de cada bloque en correspondencia con el esquema de la (Figura 22).

|                      | Malla 2D | Malla 3D |
|----------------------|----------|----------|
| Espesor (nº cuerdas) | 0.1      | 1        |
| Nº Elementos         | 83780    | 149388   |

Tabla 3: Número de celdas de cada malla

A continuación se exponen en las siguientes tablas: (Tabla 4), (Tabla 5), (Tabla 6), (Tabla 7), (Tabla 8) los números de celdas y gradientes de los bloques para los modelos 2D con un  $y^+ = 30$ , y para el caso 3D con  $y^+ = 5$ . Los números de los bloques hacen referencia a los comentados en la (Figura 22)

#### 4.4.1. Mallado para estudio 2D con $y^+ = 30$

| <i>Grupo</i> | <i>Bloques</i> | <i>Dirección</i> | <i>Nº Elementos</i> | <i>Gradiente</i> |               |                 |
|--------------|----------------|------------------|---------------------|------------------|---------------|-----------------|
|              |                |                  |                     | <i>Wall</i>      | <i>Middle</i> | <i>Farfield</i> |
| 3            | 0-1            | z                | 85                  | 50               | 0.3           | 0.06            |
| 3            | 3-2            | z                | 85                  | 50               | 0.3           | 0.06            |
| 4            | 8-9            | z                | 30                  | 1.5              | 1.8           | 0.2             |
| 4            | 11-10          | z                | 30                  | 1.5              | 1.8           | 0.2             |
| 5            | 12-13          | z                | 70                  | 250              | 250           | 250             |
| 5            | 15-14          | z                | 70                  | 250              | 250           | 250             |
| 6            | 16-17          | z                | 70                  | 12               | 12            | 12              |
| 6            | 19-20          | z                | 70                  | 12               | 12            | 12              |
| 7            | 20-21          | z                | 40                  | 1/65             | 1/65          | 1/65            |
| 7            | 23-22          | z                | 40                  | 1/65             | 1/65          | 1/65            |

Tabla 4: Datos de la malla para  $y^+ = 30$  en la dirección transversal del flujo

| <i>Grupo</i> | <i>Bloques</i> | <i>Dirección</i> | <i>Nº elementos</i> | <i>Gradiente</i> |
|--------------|----------------|------------------|---------------------|------------------|
| 0            | 0-8-20-12-16   | x                | 80                  | 200              |
| 1            | 1-9-21-13-17   | x                | 62                  | 24               |

Tabla 5: Datos de la malla para  $y^+ = 30$  en la dirección del flujo

#### 4.4.2. Mallado para estudio 3D con $y^+ = 5$

| <i>Grupo</i> | <i>Bloques</i> | <i>Dirección</i> | <i>Nº Elementos</i> | <i>Gradiente</i> |               |                 |
|--------------|----------------|------------------|---------------------|------------------|---------------|-----------------|
|              |                |                  |                     | <i>Wall</i>      | <i>Middle</i> | <i>Farfield</i> |
| 3            | 0-1            | z                | 150                 | 180              | 0.65          | 0.1             |
| 3            | 3-2            | z                | 150                 | 180              | 0.65          | 0.1             |
| 4            | 8-9            | z                | 40                  | 0.87             | 1.15          | 0.15            |
| 4            | 11-10          | z                | 40                  | 0.87             | 1.15          | 0.15            |
| 5            | 12-13          | z                | 85                  | 1300             | 1300          | 1300            |
| 5            | 15-14          | z                | 85                  | 1300             | 1300          | 1300            |
| 6            | 16-17          | z                | 70                  | 12               | 12            | 12              |
| 6            | 19-20          | z                | 70                  | 12               | 12            | 12              |
| 7            | 20-21          | z                | 77                  | 1/240            | 1/240         | 1/240           |
| 7            | 23-22          | z                | 77                  | 1/240            | 1/240         | 1/240           |

Tabla 6: Datos de la malla para  $y^+ = 5$  en la dirección transversal del flujo

| <i>Grupo</i> | <i>Bloques</i> | <i>Dirección</i> | <i>Nº elementos</i> | <i>Gradiente</i> |
|--------------|----------------|------------------|---------------------|------------------|
| 0            | 0-8-20-12-16   | x                | 115                 | 950              |
| 1            | 1-9-21-13-17   | x                | 62                  | 24               |

Tabla 7: Datos de la malla para  $y^+ = 5$  en la dirección del flujo

| <i>Grupo</i> | <i>Bloques</i> | <i>Dirección</i> | <i>Nº elementos</i> | <i>Gradiente</i> |
|--------------|----------------|------------------|---------------------|------------------|
| 8            | Todos          | y                | 77                  | 1                |

Tabla 8: Datos de la malla para  $y^+ = 5$  en la dirección de la envergadura del ala

## 4.5. Condiciones del problema

A continuación se comentarán las condiciones iniciales y de contorno que se fijarán para las simulaciones RANS y LES. Estas condiciones deberán cumplir ciertos requisitos para asegurar la fiabilidad de los resultados:

- **Aplicabilidad:** los modelos usados para las simulaciones deben poder ajustarse de manera aproximada a la realidad, pudiendo describir el comportamiento físico que envuelve el problema.
- **Conservación:** como se ha mencionado en la subsección (Subsubsección 3.2.1), se han de cumplir las ecuaciones de conservación de la masa, momento y energía.
- **Estabilidad:** la solución será estable si los parámetros de configuración en las simulaciones como los factores de relajación, número de Courant, etc, no provocan la inestabilidad de la simulación.
- **Convergencia:** se debe determinar un criterio para establecer la convergencia de los resultados y como se obtendrá el valor final

### 4.5.1. Condiciones iniciales

Por un lado habrá que fijar las condiciones de vuelo en las que se va a analizar el perfil aerodinámico, las cuales se han fijado siguiendo una atmósfera ISA +10 (Tabla 9).

Se puede observar por lo tanto que al tratarse de un caso con  $Mach < 0.3$  se puede considerar incompresible. No obstante, se ha escogido un solver compresible, *rhoPimpleFoam*. Esto se ha realizado intencionadamente, para poder facilitar el futuro estudio de casos compresibles. Así, se ha conseguido converger el caso teniendo en cuenta todos los factores necesarios y solo conlleva la desventaja de un mayor coste computacional, aunque los resultados serán los mismos.

| <i>Dato</i>         | <i>Valor</i> | <i>Unidades SI</i> |
|---------------------|--------------|--------------------|
| Altitud             | 0            | m                  |
| Velocidad           | 34.6         | m/s                |
| Mach                | 0.1          | [-]                |
| Temperatura         | 298.15       | K                  |
| Presión             | 101325       | Pa                 |
| Densidad            | 1.184        | kg/m <sup>3</sup>  |
| Viscosidad dinámica | 1.86e-5      | Pa·s               |
| $\gamma$            | 1.4          | [-]                |
| Cuerda              | 1            | [m]                |

Tabla 9: Condiciones de vuelo

Por otro lado, como ya se dijo en la subsección (Subsección 2.3), el perfil estudiado será un NACA-0012 y tanto para el caso 2D como el 3D, la cuerda será de 1 metro. Se ha fijado esta longitud de cuerda, porque se trabajará siempre en adimensional.

Por último, un dato que se puede extraer a partir de los datos de la tabla (Tabla 9) y que es de relevante importancia para el estudio de la turbulencia es el número de Reynolds. El cual para este caso resulta ser mayor que  $5 \cdot 10^5$  (Ecuación 37). Según la literatura, en aerodinámica externa, generalmente el flujo se considerará laminar para  $Re < 10^5$  y turbulento para  $Re > 5 \cdot 10^5$  (aunque depende del caso de aplicación). Por lo tanto, en el presente estudio, la capa laminar será muy pequeña debido a que se encontrará en un régimen turbulento [14].

$$Re = \frac{\rho U_{\infty} c}{\mu} \approx 2.075 \cdot 10^6 \quad (37)$$

En cuanto a los valores de las variables turbulentas, cabe destacar que requieren de un proceso más elaborado para obtenerlas. Para ello, se pueden expresar en función de otras variables como son la escala de la turbulencia ( $l$ ), la intensidad turbulenta ( $I$ ) y el ratio entre las viscosidad turbulenta y dinámica molecular ( $\frac{\mu_t}{\mu}$ ).

- **Energía cinética turbulenta**

$$k = \frac{3}{2} (UI)^2 \quad (38)$$

Se observa entonces que se puede calcularla a partir de la velocidad del flujo medio ( $U$ ) y la intensidad turbulenta ( $I$ ).

- **Tasa de disipación turbulenta**

$$\epsilon = C_{\mu} \frac{k^{3/2}}{l} \quad (39)$$

Para este caso, se puede calcular a partir de la energía cinética turbulenta ya vista, la constante turbulenta ( $C_{\mu}=0.09$ ) y la escala turbulenta ( $l$ ) que viene representada por un porcentaje de una longitud característica, en este caso la cuerda.

- **Tasa de disipación específica turbulenta**

$$w = \frac{\sqrt{k}}{l} \quad (40)$$

Se aprecia que para este caso, depende solo de las variables  $l$  y  $k$  mencionadas anteriormente.

- **Viscosidad dinámica turbulenta** Para este proyecto se ha fijado la variable de viscosidad como 0, en las condiciones iniciales, ya que se calcula según se ha visto en la sección de modelos de turbulencia (Subsección 3.5).

Se pueden por tanto resumir las condiciones turbulentas elegidas para este caso en la (Tabla 10).

| $Re$               | $k$    | $\omega$             | $\epsilon$        | $\mu_t$ |
|--------------------|--------|----------------------|-------------------|---------|
| $2.075 \cdot 10^6$ | 668.57 | $5.74594 \cdot 10^6$ | $2.55 \cdot 10^7$ | 0       |

Tabla 10: Resumen de las variables turbulentas

#### 4.5.2. Condiciones de contorno

OpenFOAM posee una gran variedad de condiciones de contorno para poder tener mayor control sobre la configuración del caso. Entre ellas, las más destacadas y que se utilizarán para este proyecto son [1]:

- **calculated**: esta condición de contorno no está diseñada para ser evaluada; se considera que el valor se asigna a través de la asignación de campo, y no a través de una llamada.
- **fixedValue**: esta condición proporciona una restricción de valor fijo y es la clase base para una serie de otras condiciones de contorno.
- **zeroGradient**: esta condición de contorno aplica una condición de gradiente cero desde el campo interno del contorno a las caras de éste. De manera que en dirección perpendicular al contorno, no haya variaciones.
- **empty**: esta condición de contorno se aplica para casos de dimensiones reducidas, es decir, geometrías 1 y 2-D. Se utiliza principalmente esta condición a los contornos cuya normal está alineada con direcciones geométricas que no constituyen direcciones de solución.
- **symmetry**: sirve para especificar, que la superficie elegida con esta condición constituye un plano de simetría.
- **freeStream**: esta condición límite proporciona una condición de flujo libre. Es una condición 'mixta' derivada de la condición inletOutlet, por la cual el modo de operación cambia entre un valor fijo (flujo libre) y un gradiente cero basado en el signo del flujo.

- **inletOutlet**: esta condición de contorno provee una salida genérica de flujo, con entrada especificada para el caso de flujo de retorno.

Es importante destacar que para la (Tabla 11) las condiciones de contorno en 2D y 3D se mantienen iguales exceptuando las caras *frontface* y *backface*, que serán *empty* para las simulaciones 2D, y *symmetry* para las 3D.

| patch            | alphat            | k                          | omega                         | epsilon                       | nut                         | p                                    | T                          | U   |
|------------------|-------------------|----------------------------|-------------------------------|-------------------------------|-----------------------------|--------------------------------------|----------------------------|---|
| <i>inlet</i>     | zeroGradient      | fixedValue<br>uniform 670  | fixedValue<br>uniform 5.75e6  | fixedValue<br>uniform 2.55e7  | calculated<br>uniform 0.002 | freestreamPressure<br>uniform 101325 | fixedValue<br>uniform 298  | freestreamVelocity<br>uniform<br>U (cos(x) 0 sin(x))  |
| <i>outlet</i>    | zeroGradient      | inletOutlet<br>uniform 670 | inletOutlet<br>uniform 5.75e6 | inletOutlet<br>uniform 2.55e7 | calculated<br>uniform 0.002 | waveTransmissive                     | inletOutlet<br>uniform 298 | pressureInletOutlet<br>uniform<br>U (cos(x) 0 sin(x)) |
| <i>farfield</i>  | zeroGradient      | inletOutlet<br>uniform 670 | inletOutlet<br>uniform 5.75e6 | inletOutlet<br>uniform 2.57e7 | calculated<br>uniform 0.002 | freestreamPressure<br>uniform 101325 | inletOutlet<br>uniform 298 | freestreamVelocity<br>uniform<br>U (cos(x) 0 sin(x))  |
| <i>walls</i>     | alphaWallFunction | kqRWallFunction            | omegaWallFunction             | epsilonWallFunction           | nutWallFunction             | zeroGradient                         | zeroGradient               | noSlip  |
| <i>frontface</i> | empty/symmetry    | empty/symmetry             | empty/symmetry                | empty/symmetry                | empty/symmetry              | empty/symmetry                       | empty/symmetry             | empty/symmetry  |
| <i>backface</i>  | empty/symmetry    | empty/symmetry             | empty/symmetry                | empty/symmetry                | empty/symmetry              | empty/symmetry                       | empty/symmetry             | empty/symmetry  |

Tabla 11: Condiciones de contorno para los casos 2D y 3D



## 5. Análisis de los Resultados

---

### 5.1. Introducción

En la siguiente sección se verá el postprocesado de los resultados obtenidos tras las simulaciones realizadas. Para ello, se extraerán diferentes datos con la ayuda de las funciones de *postProcess* de OpenFOAM y a partir de ahí se intentarán construir gráficas con fácil interpretación para el usuario tales como la curva de sustentación, la polar, etc.

A continuación, se examinarán las diferentes curvas generadas por los diferentes modelos de turbulencia utilizados. Además, para comprobar los modelos, se han incluido datos experimentales de la NASA [9]. Este procedimiento sirve para poder obtener el modelo de turbulencia que más se ajusta a los resultados experimentales y el cual se utilizará para realizar comparaciones posteriores.

Para poder extraer el modelo que más se ajusta al caso particular que se desarrolla en este documento, se procederá tomando tres muestras por cada modelo analizado, a ángulos de ataque de -2, 3 y 6. Los cuales se han seleccionado para que queden dentro de la zona lineal de la curva  $C_L - \alpha$

Debido a que OpenFOAM genera múltiples archivos de texto con la información de las fuerzas u otros datos, para la realización del análisis de los resultados y su visualización se ha utilizado MatLab, el cual ha permitido poder graficar los datos obtenidos por OpenFOAM.

### 5.2. Criterio de convergencia y valor final

Antes de analizar primero los resultados, se debe definir el criterio de convergencia. Para ello, se ha decidido centrarse en la curva del coeficiente de sustentación y el de resistencia, aunque se podría proceder para el coeficiente de momento exactamente de la misma manera.

Como se puede observar en la (Figura 25), conforme transcurre el tiempo de simulación el valor de las variables comienza a tender asintóticamente a un valor determinado, esto ocurre porque se trata de una simulación de un caso estacionario. Sin embargo, la tendencia presenta oscilaciones conforme más de cerca se examina la gráfica como se ve en la (Figura 26). Por lo tanto, para determinar su valor final se deberá establecer antes un valor de convergencia de la solución.

Para ello, primero se establece como valor medio de la variable estudiada, el valor medio de los últimos 0.3 segundos de simulación. A partir de aquí se definen tres pares de líneas (Figura 26), las cuales son en orden amplitud decreciente del 0.2 %, 0.1 % y 0.05 % del valor medio. Para que se cumpla por tanto el criterio de convergencia establecido, todas las iteraciones durante los últimos 0.3 segundos deberían entrar dentro del par de líneas roja (0.1 %), no obstante, si una de las variables, como en

este caso el  $C_L$  cumple dicho criterio, y la otra entra al menos en el rango del par de líneas negras (0.2%), se considerará el caso convergido. Finalmente el valor final será el valor medio en los últimos 0.3 segundos de simulación una vez el caso ha convergido.

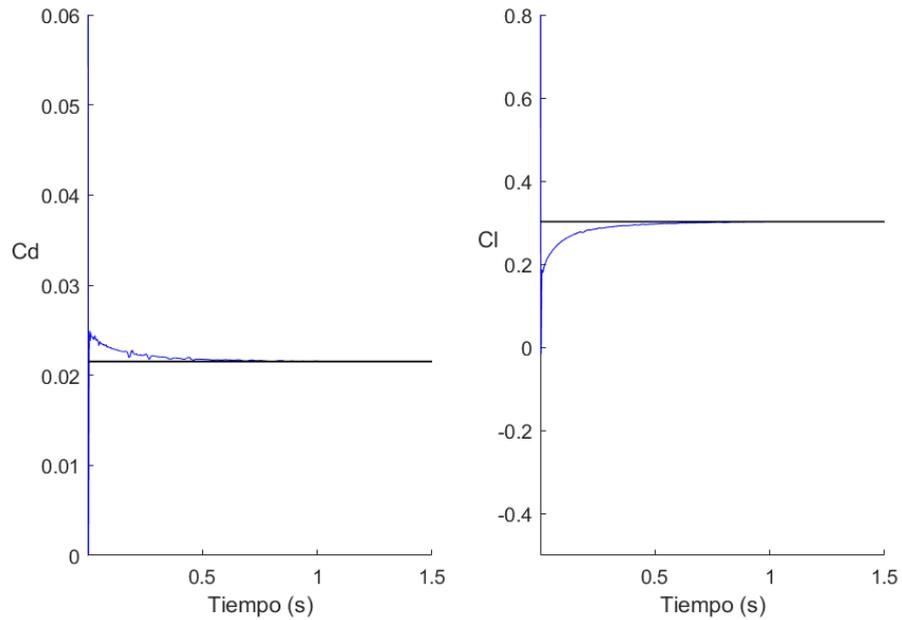


Figura 25: Convergencia del coeficiente de resistencia y de sustentación para el caso 2D

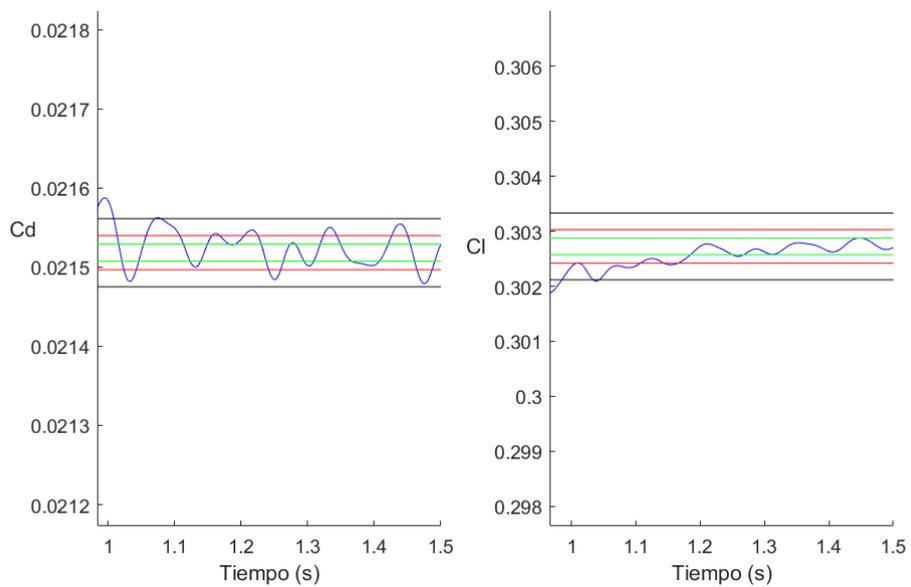


Figura 26: Criterio de convergencia del coeficiente de resistencia y de sustentación para el caso 2D. Gráfica aumentada de la Figura 25

Sin embargo, el criterio aplicado para el modelado LES es diferente, ya que como se aprecia en la (Figura 27), aparecen zonas de capa límite donde ésta se desprende del perfil provocando pérdida de sustentación y aumento de resistencia, y a continuación se readhiere de nuevo, lo que provoca oscilaciones en la solución (Figura 28). De manera que se debe establecer otro tipo de criterio, este será la convergencia del valor medio de las oscilaciones de los coeficientes. (Figura 29).

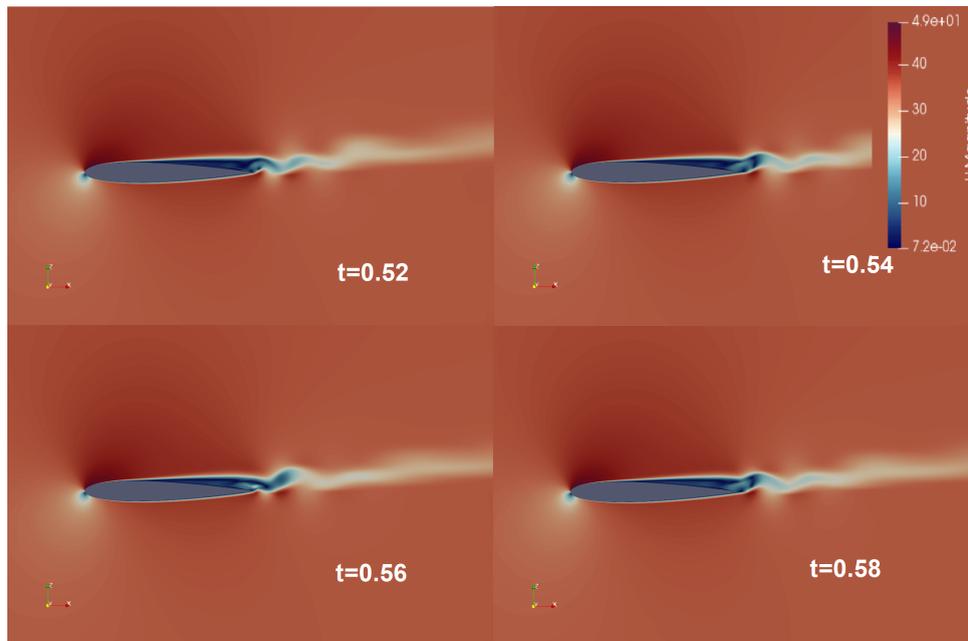


Figura 27: Oscilación de la solución en el perfil de velocidades para  $\alpha = 6^\circ$

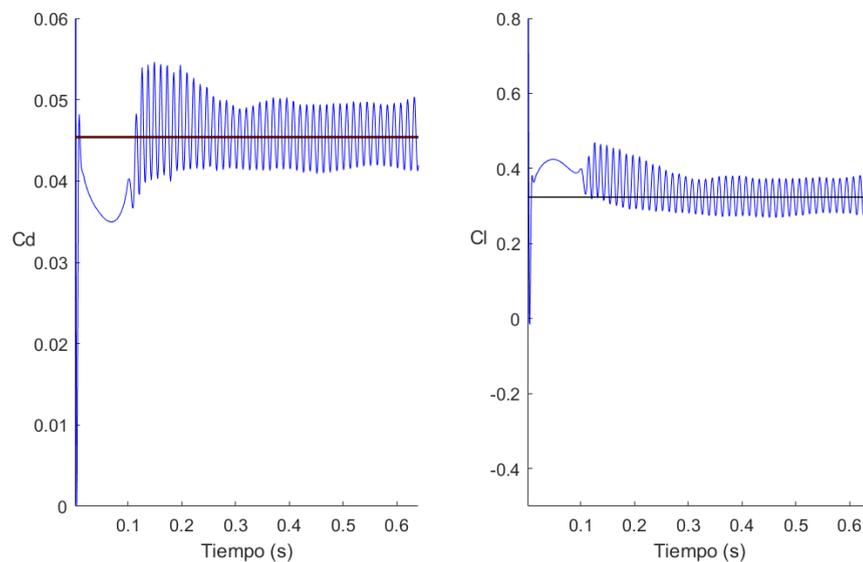


Figura 28: Convergencia del coeficiente de resistencia y de sustentación en el caso 3D

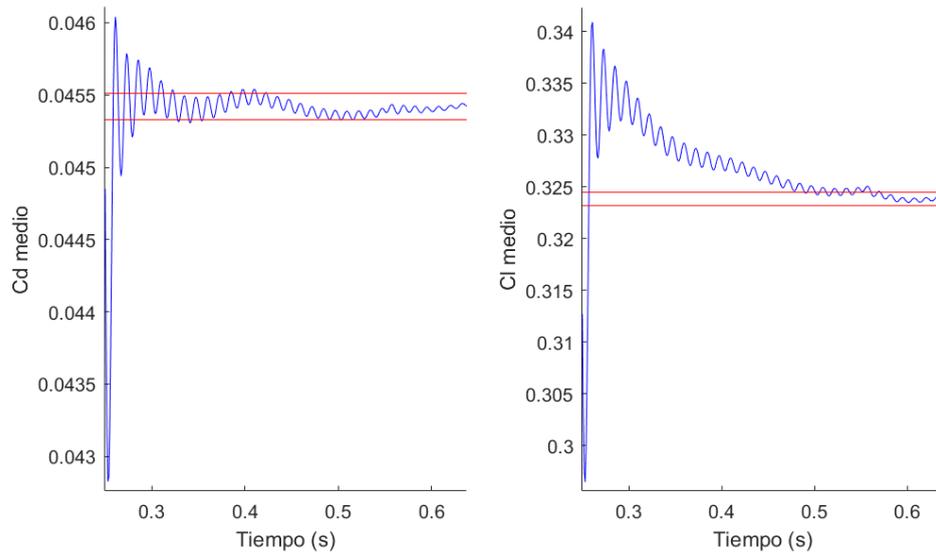


Figura 29: Criterio de convergencia del valor medio del coeficiente de resistencia y de sustentación para el caso 3D

En la (Figura 29) se representa el valor medio de los últimos 0.3 segundos respectivos a cada paso temporal. Y a continuación se calcula la variación del 0.2% del último valor medio, representado por las líneas rojas. Donde se puede observar como el  $C_D$  converge dentro de estas líneas en los últimos 0.3 segundos en el caso del  $C_D$  y durante 0.1 segundos en el caso del  $C_L$ , condición con la cual se asume que la solución ha convergido (un criterio ligeramente menos exigente que para el caso 2D). Cabe destacar, que para los análisis de frecuencia posteriores se cogerán siempre los últimos 0.3 segundos.

### 5.3. Curva de sustentación

Una de las gráficas por excelencia en la ingeniería aeronáutica es la curva  $CL - \alpha$ , la cual indica como varía la sustentación del perfil con el ángulo de ataque respecto de la corriente incidente.

Como se puede observar en la (Figura 30) los modelos  $k - \omega$  y  $SST k - \omega$  son prácticamente iguales y son los que más se parecen a los resultados experimentales (Ladson [9]) y analíticos. Por otro lado,  $k - \epsilon$  y  $Spalart - Almaras$  se desvían más conforme se acercan ángulos más elevados. Además, en estos últimos modelos llama la atención que dejan de ser lineales pese a estar en ángulos bajos ( $\leq 6^\circ$ ) ya que hasta aproximadamente los  $14^\circ$ , los resultados experimentales mantienen una dependencia lineal. Esto por tanto se debe a que el modelo no calcula bien los gradientes adversos de presión en la capa límite, lo cual también se verá más adelante en la (Subsección 5.6).

Las pendientes de las curvas de sustentación obtenida para cada modelo se pueden analizar en la (Tabla 12).

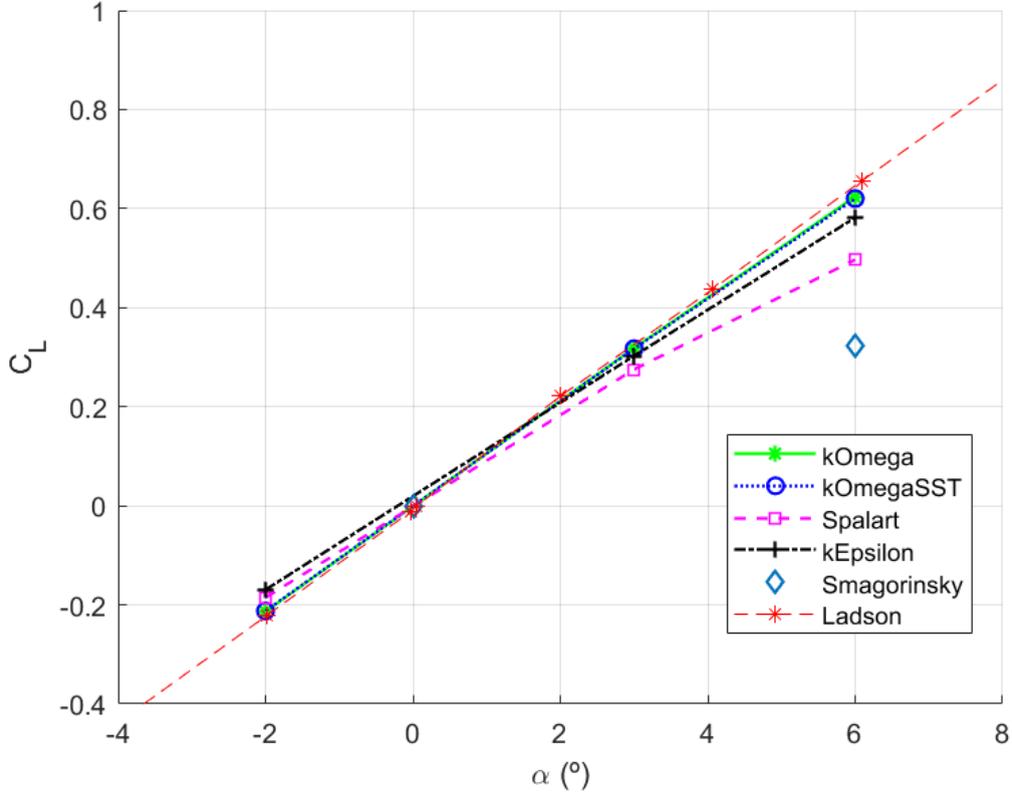


Figura 30: Curva  $C_L - \alpha$  para los diferentes modelos ensayados

| $k - \omega$ | $SST$ | $k - \omega$ | $k - \epsilon$ | $Spalart$ | $Smagorinsky(LES)$ | $Ladson$ | $Analítica$ |
|--------------|-------|--------------|----------------|-----------|--------------------|----------|-------------|
| 6.007        | 5.974 | 5.382        | 4.925          |           | 3.093              | 6.13     | 6.283       |

Tabla 12: Pendiente de sustentación ( $\frac{\partial C_L}{\partial \alpha}$ ) para los diferentes modelos

Se puede también distinguir una gran diferencia entre los resultados experimentales y los modelos RANS respecto del modelo Smagorinsky, la pendiente del cual se ha extraído sabiendo que para ángulo de ataque nulo, la sustentación deber ser nula también y por tanto deberá pasar por el punto (0,0). Aunque no será del todo correcto ya que se aleja de la zona lineal. Todo esto se explicará más adelante donde se intentará dar explicación a la mala predicción del modelo (Subsección 5.6).

## 5.4. Curva Polar

A continuación, en la (Figura 31) se puede ver la curva polar, la cual muestra como varía el coeficiente de resistencia con el coeficiente de sustentación. Al igual que antes, se aprecia que los modelos  $k - \omega$  y  $SST$   $k - \omega$  son los que mejor se aproximan a los resultados experimentales aunque el  $k - \omega$  con un mayor error. No obstante, el modelo  $k - \epsilon$  y  $Spalart - Allmaras$ , siguen siendo los que más se desvían.

Como se ha comentado antes, estos errores respecto de la curva de sustentación se deben principalmente a una mala modelización de la capa límite. No obstante, los errores en los modelos  $k-\omega$  y  $SST k-\omega$  que sí que tienen aproximadamente la misma forma de la polar que los resultados obtenidos por *Ladson*, podrían deberse el error a las condiciones de pared escogidas.

Por lo tanto, en futuros proyectos se podrían llevar a cabo diversas simulaciones con diferentes condiciones de pared, para analizar como varían los resultados respectivamente.

Por otro lado el modelo LES, presenta una mayor resistencia para un mismo ángulo de ataque debido a que se producen desprendimientos de la capa límite lo que provoca un aumento de la resistencia de forma del perfil. Esto se analizará también desde el punto de vista del coeficiente de presión (Figura 36).

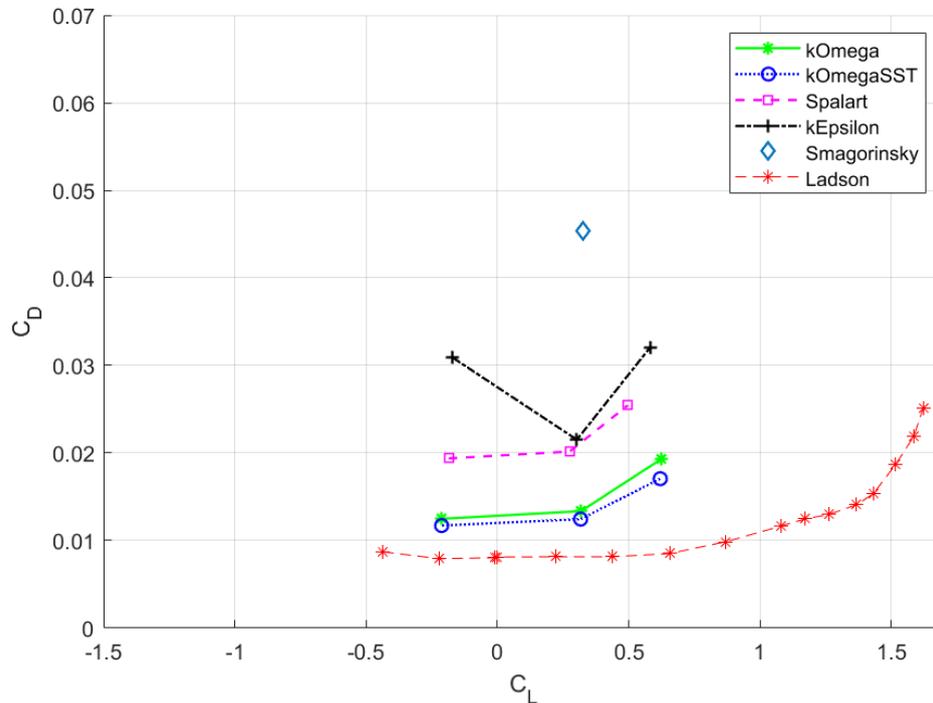


Figura 31: Curva polar  $C_D - C_L$  para los diferentes modelos ensayados

## 5.5. Curva de momento

Tal y como se comentó en la (Subsección 2.7), los perfiles simétricos a bajos ángulos de ataque permiten afirmar que el centro aerodinámico y el centro de presiones coinciden y se mantienen constantes. Estos además, estarán localizados a un cuarto de la cuerda desde el borde de ataque, que ha sido el punto desde el cual se ha analizado el coeficiente de momento del perfil en este documento. Por lo tanto, es de esperar que el coeficiente de momento se mantenga constante e igual a cero para el

rango de ángulos de ataque examinados. Sin embargo, se observa que de nuevo los modelos  $k - \epsilon$  y *Spalart - Allmaras* se ajustan peor a esta condición, mientras que los modelos  $k - \omega$  y *SST k -  $\omega$*  sí que se mantienen prácticamente en cero.

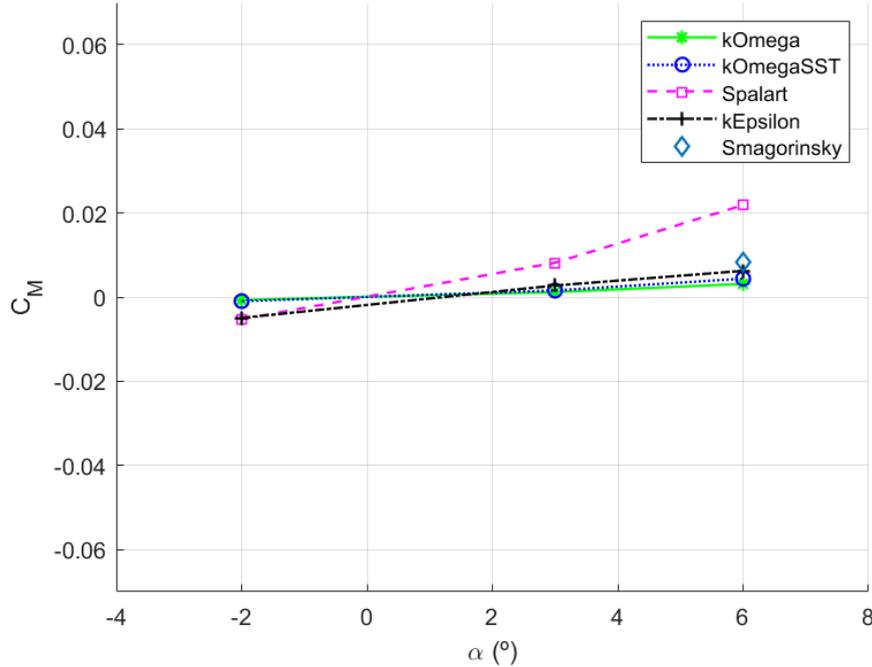


Figura 32: Curva de momento para los diferentes modelos ensayados

## 5.6. Curva de presiones

Al observar que tanto los modelos  $k - \omega$  y *SST k -  $\omega$*  dan resultados bastante aproximados a los resultados experimentales, se ha decidido escoger el modelo *SST k -  $\omega$*  como referencia para comparaciones con otros modelos RAS o LES, debido a que en la polar presenta una mejor aproximación que  $k - \omega$ .

A continuación, se realizará un estudio de las curvas de presiones en el último intervalo de tiempo de cada modelo para un ángulo de ataque de  $6^\circ$ , ya que como se ve en la (Figura 30), es donde mayor diferencia hay entre los diferentes modelos.

Se contempla en las imágenes, que mientras el coeficiente de presiones es prácticamente el mismo en el caso de  $k - \omega$  (Figura 33), para el modelo  $k - \epsilon$  (Figura 34), y sobretodo para el modelo *Spalart-Allmaras* (Figura 35), se aprecia que la distribución de presiones varía. Esto se contempla en el pico de succión y en la zona del borde de fuga, donde se puede ver que efectivamente estos dos últimos modelos fallan en el modelado de la capa límite, lo que provoca medidas más desviadas de los resultados experimentales. Lo que coincide con la literatura que indica que estos modelos no son óptimos para gradientes de presión adversos.

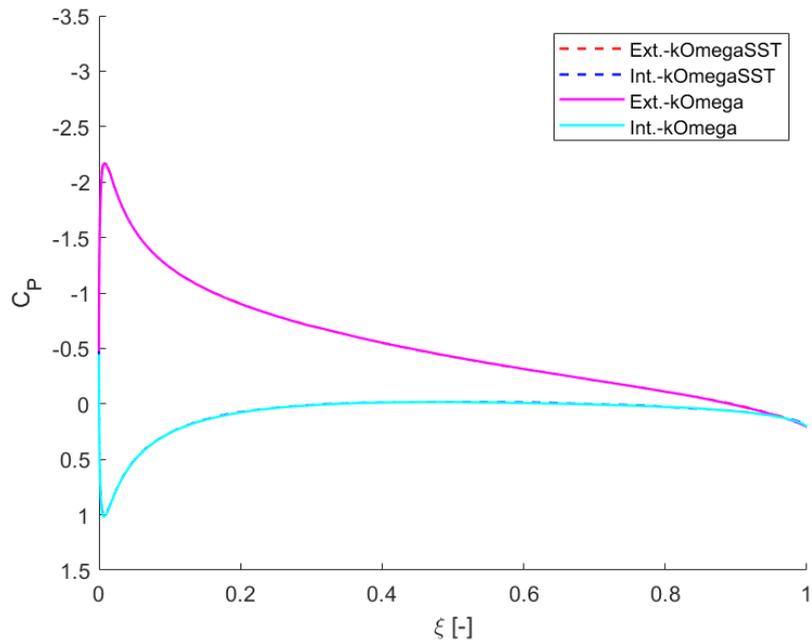


Figura 33: Curva de presiones en el intradós y extradós de los modelos  $k - \omega$  y  $SST k - \omega$

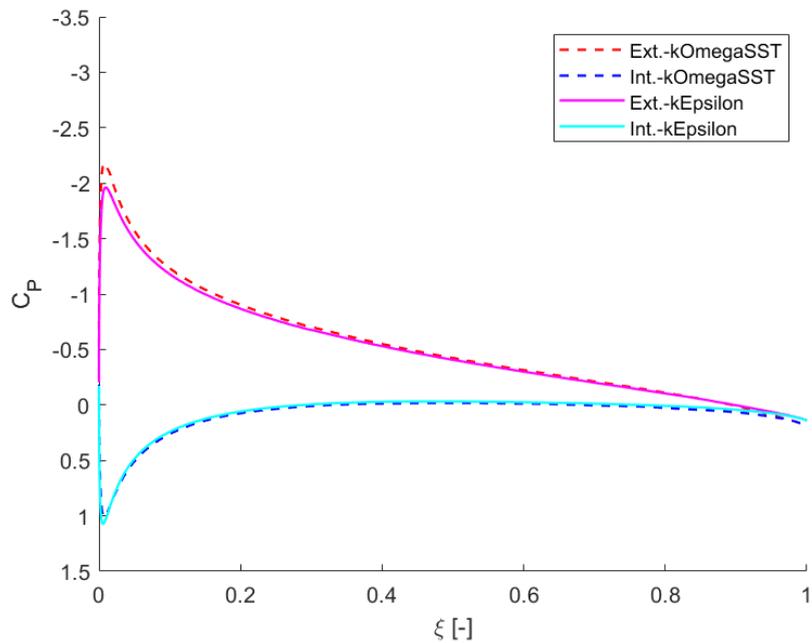


Figura 34: Curva de presiones en el intradós y extradós de los modelos  $k - \epsilon$  y  $SST k - \omega$

La diferencia de la distribución de presiones también justifica que el coeficiente de momento no se ajuste a las conclusiones teóricas. Ya que la fuerza resultante se aplicará en puntos diferentes.

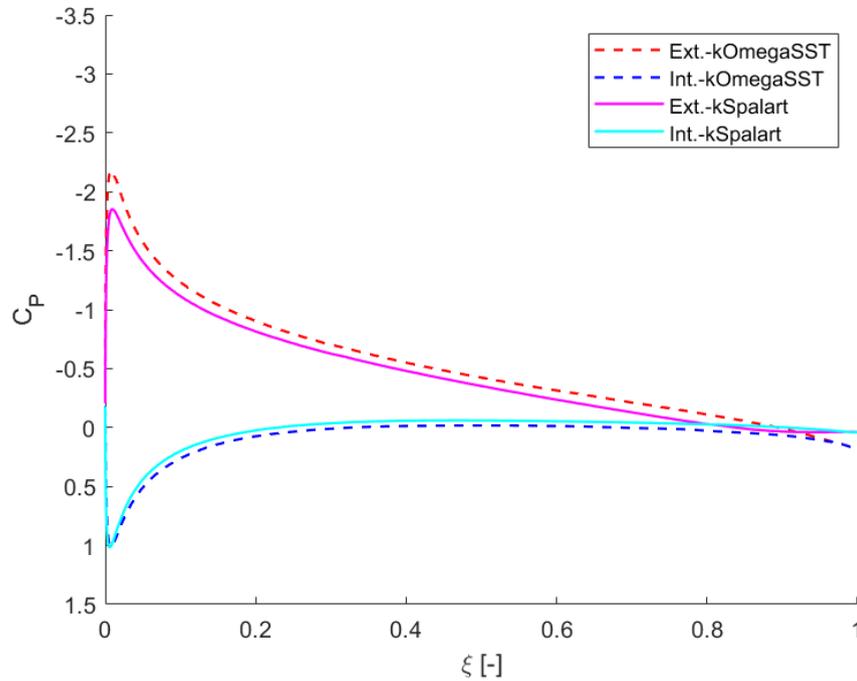


Figura 35: Curva de presiones en el intradós y extradós de los modelos *Spalart-Almaras* y *SST  $k - \omega$*

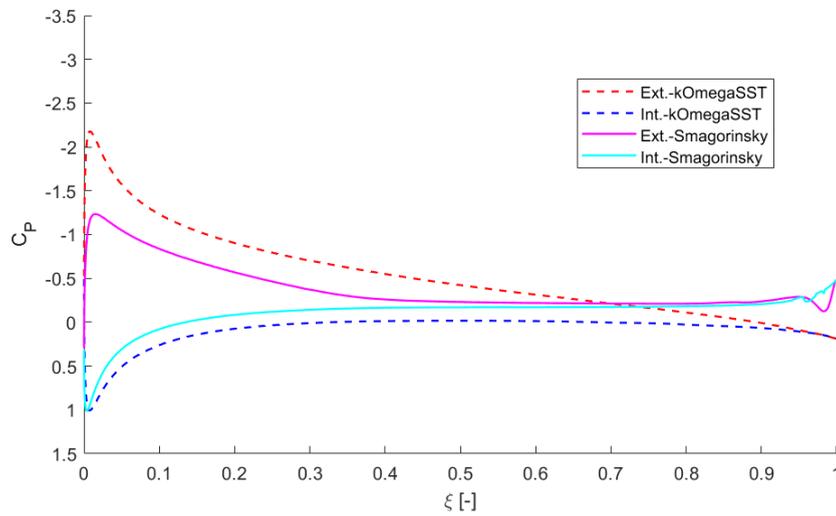


Figura 36: Curva de presiones en el intradós y extradós de los modelos *Smagorinsky* y *SST  $k - \omega$*

En la (Figura 36) se ha extraído el promediado de la curva del coeficiente de presiones en el centro del ala durante el estacionario en el caso LES. Y se ha comparado con la curva dada por el modelo *SST  $k - \omega$*  una vez alcanzado el estacionario. También se observa en la figura que la curva de la distribución de presiones en el modelo *Smagorinsky*, predice de manera imprecisa tanto el pico de succión como

la capa límite del perfil, de hecho se aprecia que el área entre extradós e intradós es mucho menor, lo que conlleva que la integración de estas curvas genere una resultante menor, que se verá traducida en menor valores de sustentación para un mismo ángulo de ataque.

Cabe destacar que se ha visto en la (Figura 31) que la resistencia es más elevada que en el resto de modelos. Observando la (Figura 37), que muestra el contorno de velocidades del modelo subgrid *Smagorinsky* comparado con el *SST  $k - \omega$* . Se puede concluir, que se debe a los desprendimientos en el perfil. Los cuales se aprecia como ocurren mucho antes, casi pegados al borde de ataque en comparación con el modelo *SST  $k - \omega$* . De manera que reducen el área de encerrada en la curva de presiones, y a la vez incrementan la resistencia de forma del perfil, generando por tanto una eficiencia muy baja. Estos malos resultados se pueden deber a una mala predicción del modelo *Smagorinsky*, ya que como se comentó en la (Subsubsección 3.5.4), no presenta una buena aproximación en flujo cercano a las paredes.

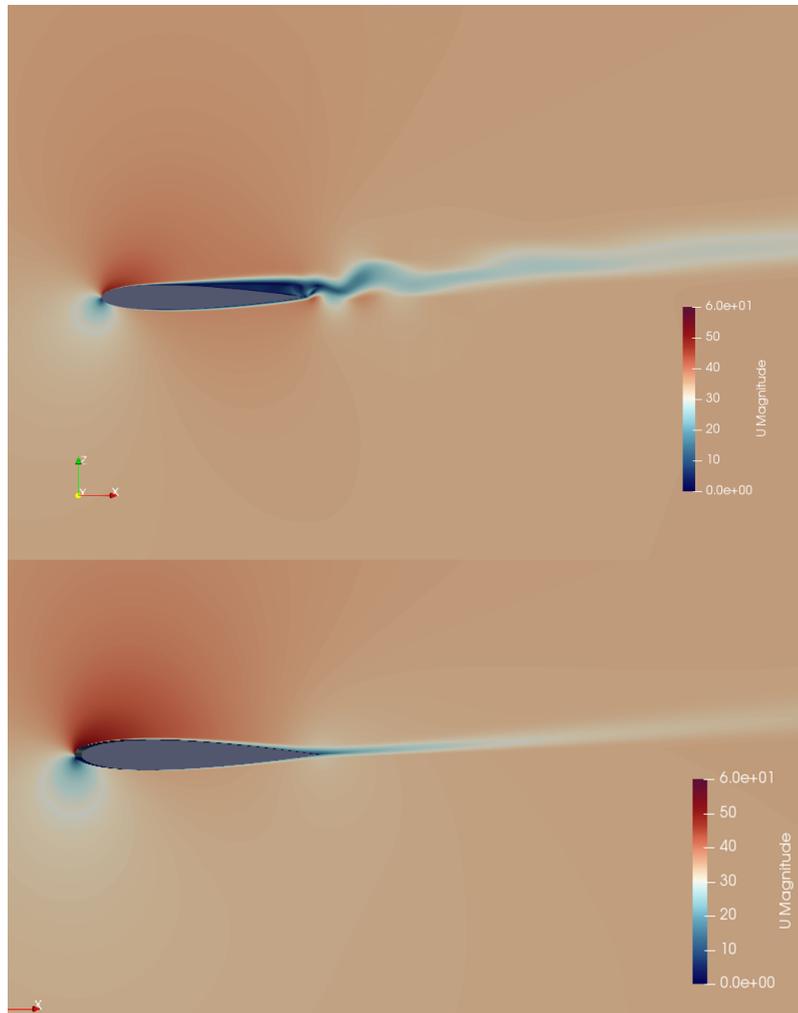


Figura 37: Perfil de velocidades para  $\alpha = 6^\circ$ . Arriba el modelo *Smagorinsky* y abajo *SST  $k - \omega$*

## 5.7. Análisis de la frecuencia

Primeramente se analizará la frecuencia de la solución oscilatoria aportada por el caso LES, lo que implica que estamos antes fenómenos aerodinámicos no estacionarios. Se utilizarán las oscilaciones del coeficiente de sustentación y resistencia de la (Figura 28), a partir del instante en el que se consideran estacionarios, esto es a partir de 0.25 segundos.

A partir de aquí se realizará un estudio en frecuencia de ambas señales utilizando para ello la transformada de Fourier, que permitirá obtener las frecuencias de características del problema.

Para adimensionalizar la frecuencia se ha utilizado el número adimensional de Strouhal, definido en la (Ecuación 41). El cual será dependiente del ángulo de ataque y del número de Reynolds del problema, e indicará la frecuencia de desprendimiento de torbellinos del perfil.

$$St = \frac{fL}{U_\infty} = \frac{fc \sin \alpha}{U_\infty} \quad (41)$$

Donde  $f$  es la frecuencia de desprendimiento de torbellinos y  $L$  es una longitud característica perpendicular a la dirección del flujo, por lo que en este caso será la cuerda por el ángulo de ataque.

El desprendimiento de vórtices en cuerpos sólidos provoca la aparición de fuerzas cíclicas, las cuales se deben de evitar que coincidan con la frecuencia natural del objeto o uno de sus armónicos, ya que se pueden producir efectos de resonancia.

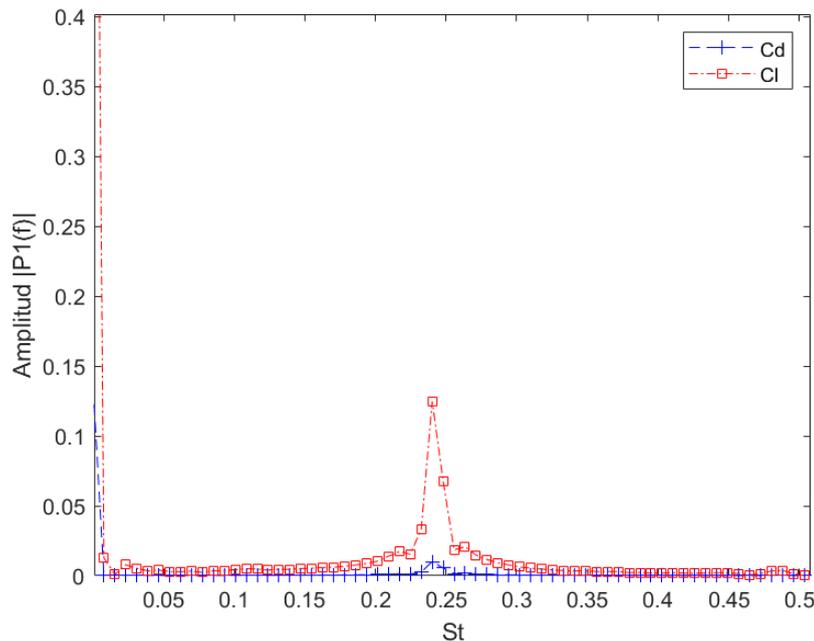


Figura 38: Análisis de la frecuencia del coeficiente de sustentación y de resistencia

Se observa además en la (Figura 38), que la frecuencia adimensional coincide en el coeficiente de resistencia y de sustentación, lo cual era de esperar ya que el torbellino afecta por igual a las fuerzas que actúan sobre el perfil. Se obtiene de la última figura mencionada, que el número de Strouhal del problema es  $St = 0.24$ . Aunque también se aprecia ligeramente, una frecuencia de vibración de poca amplitud para  $St = 0.485$ , que se puede ver en la (Figura 39), y que representa parámetros de segundo orden de la solución.

## 5.8. Análisis del dominio

Cómo se ha comentado anteriormente, la envergadura escogida para realizar la simulación LES en 3D ha sido de una cuerda. Sin embargo, aunque las condiciones de contorno aplicadas a los extremos ha sido *Symmetry* (Tabla 11), es decir, un ala infinita, se deberá realizar un estudio para ver si el la envergadura escogida es suficiente o por lo contrario se debe aumentar. Para ello, se hará uso de la curva de presiones, la cuál podemos integrar a lo largo de la superficie del ala, para poder extraer las fuerzas según se explica en la (Subsección 2.4).

De esta manera, la resultante de la integral de superficie se puede obtener a partir de los datos discretizados extraídos de OpenFOAM. La integral de superficie por lo tanto, se descompone en dos sumatorios: uno que recorre el perfil desde el *TrailingEdge* (*TE*) o borde de fuga hasta el *LeadingEdge* (*LE*) o borde de ataque, y otro que recorre la envergadura.

$$R = - \iint \Delta p \cdot \vec{n} \cdot dS = - \int_{TE}^{LE} \int_{-b/2}^{b/2} \Delta p \cdot \vec{n} \cdot dS = - \sum_{i=1} \sum_{j=1} \Delta p_{i,j} \cdot \vec{n}_i \cdot dl_i dy_j \quad (42)$$

Se debe tener en cuenta que la expresión es función de la envergadura,  $b$ . De manera que se puede por lo tanto integrar la envergadura completa, es decir una cuerda, o solo media cuerda. De este modo, se puede analizar la diferencias obtenidas para cada integración, ya que la resultante se descompone y se adimensionaliza, para poder estudiar el  $C_D$  y  $C_L$ , y comprobar si la envergadura elegida es suficiente (Figura 39). Los valores medios se pueden ver en la (Tabla 13), donde se contempla que la variación es mínima, entorno al 1 %.

|             | $\overline{C_L}$ | $\overline{C_D}$ |
|-------------|------------------|------------------|
| $b_w = 1$   | 0.3178           | 0.04292          |
| $b_w = 0.5$ | 0.3222           | 0.04357          |
| Diferencia  | 1.37 %           | 1.48 %           |

Tabla 13: Resultados de los valores medio para una envergadura igual a una cuerda y a media cuerda

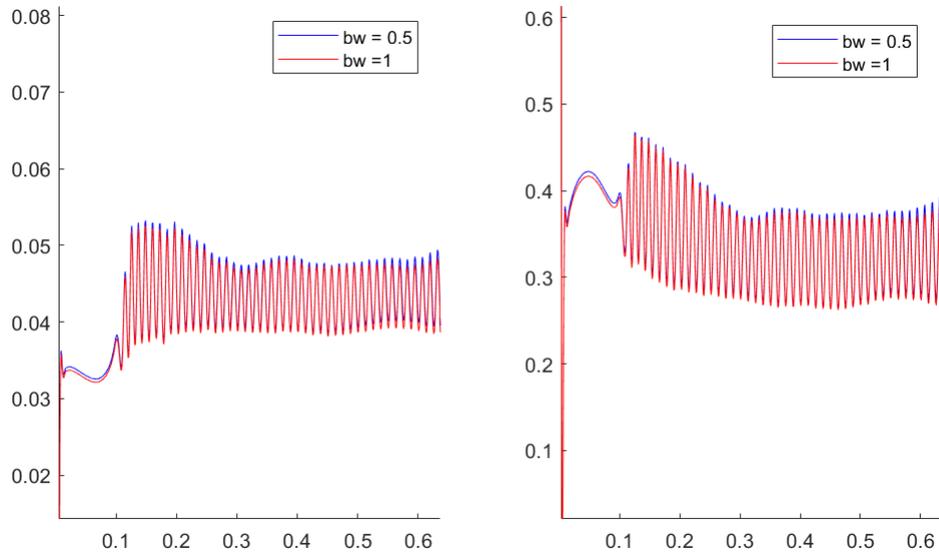


Figura 39: Comparación de los coeficiente de fuerzas adimensionales para una envergadura de media cuerda y de cuerda entera

Si además se obtiene de nuevo el número de *Strouhal*, para cada caso, se observa que la frecuencia de desprendimiento de torbellinos en ambos casos es idéntica ( $St = 0.24$ ,  $St = 0.485$ ), como se comprueba en la (Figura 40) y (Figura 41). Lo único que varía levemente es la amplitud, debida a las variaciones observadas en la (Tabla 13).

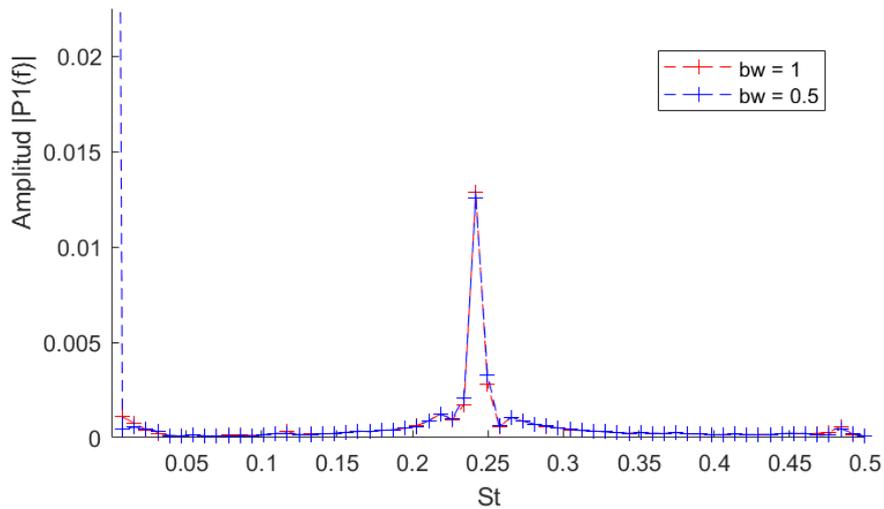


Figura 40: Coeficiente de resistencia con una envergadura de media cuerda y de cuerda entera

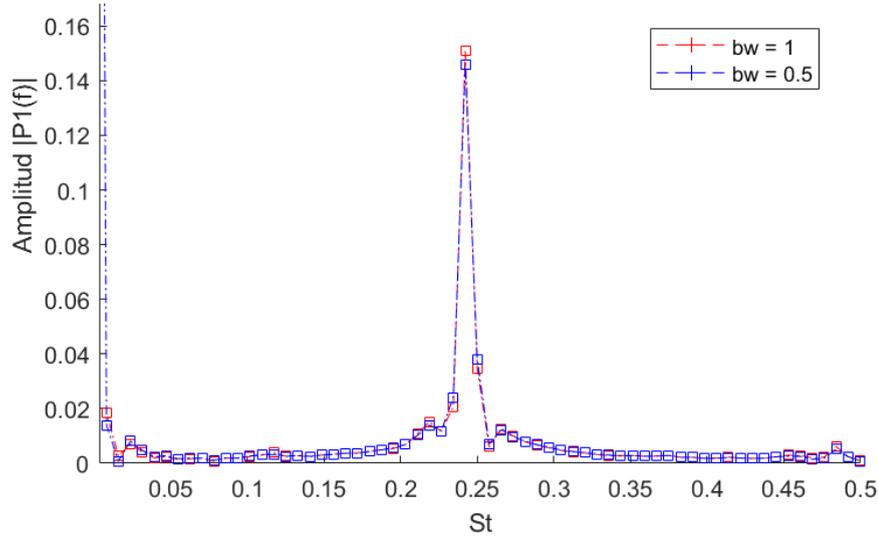


Figura 41: Coeficiente de sustentación con una envergadura de media cuerda y de cuerda entera

Con todo esto por lo tanto, se puede afirmar que no se necesita ampliar la envergadura del ala estudiada. Y que incluso para posteriores trabajos, se podría estudiar reducir más la envergadura alar, para ahorrar coste computacional.

## 5.9. Estudio de sensibilidad de malla LES

Cómo se comentó en la (Tabla 2). El estudio de la sensibilidad de malla, para los modelos LES, es diferente al estudio convencional de independencia de malla para los modelos RAS.

En un mallado LES, se debe conseguir que el modelo *subgrid* sea capaz de resolver al menos el 80% de la energía cinética turbulenta total. Para ello, cabe definir dos tipos de energía cinética turbulenta. La energía cinética turbulenta resuelta (Ecuación 43), y la energía cinética turbulenta no resuelta (Ecuación 44).

$$K_{gs} = \frac{1}{2} \cdot U \cdot U \quad (43)$$

$$K_{sgs} = \left( \frac{\nu_t}{\Delta C_k} \right)^2 \quad (44)$$

Donde  $\Delta$  representa el filtro del modelo *subgrid* y se puede expresar como  $\Delta = cV_c^{1/3}$ . Donde  $c$  es un coeficiente del modelo utilizado, y  $V_c$  es el volumen de la celda examinada. Por esta razón, al ser el filtro proporcional al volumen de la celda, se requieren  $y^+ < 5$  para los caso LES, para que el filtrado sea pequeño, de manera que se resuelvan gran parte de las ecuaciones de conservación (grandes escalas de la turbulencia) y se modelen las restantes (pequeñas escalas de la turbulencia).

Cabe tener en cuenta, que si se reduce demasiado el volumen de la celda, se podría acabar resolviendo todas las escalas, aumentando el coste computacional y consiguiendo un modelo DNS. Sin embargo, un filtro demasiado grande, hará que se modele la mayor parte de la turbulencia y se resuelva la restante, asemejándose a un caso RAS. De esta manera definimos el criterio de sensibilidad de malla, para el modelado LES [11] (Ecuación 45).

$$M = \frac{K_{sgs}}{K_{sgs} + K_{gs}} = \frac{1}{1 + \frac{K_{gs}}{K_{sgs}}} > 80\% \quad (45)$$

Podemos contemplar el ratio  $M$  para el caso de estudio presente en la (Figura 42).

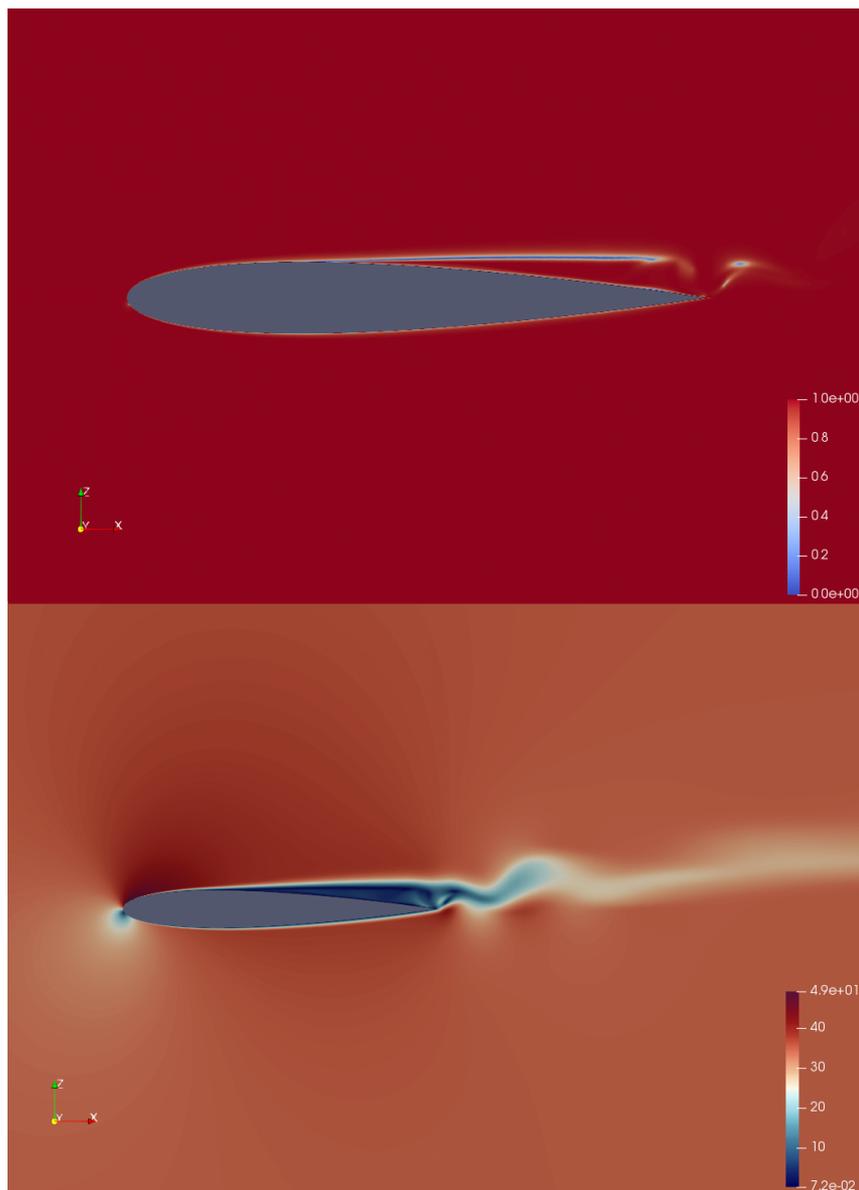


Figura 42: Estudio del criterio de sensibilidad LES. Arriba el parámetro  $M$  y abajo el perfil de velocidades.

En la (Figura 42) se contempla como en la zona donde hay desprendimientos del flujo existen zonas donde el ratio de energía cinética turbulenta resuelta no llega a alcanzar el 80 % deseado. Esto se debe, observando la (Ecuación 45), a las zonas de la malla donde el volumen de la celda y la energía cinética turbulenta son elevados. De manera que da lugar a celdas donde se tiene un bajo valor del flujo medio con altas fluctuaciones, donde la celda no es suficientemente pequeña para resolver el 80 % de la energía cinética turbulenta. Por lo tanto se deberá refinar más la malla en la zona de desprendimiento del flujo. No obstante, se aprecia que por lo general el criterio de sensibilidad de malla, se cumple en el resto del dominio.



## 6. Conclusiones

---

### 6.1. Introducción

A lo largo de este trabajo se han desarrollado todas las etapas que envuelven un estudio CFD, que van desde el estudio preliminar hasta el diseño del mallado, análisis del dominio, independencia de malla, postproceso, etc. Todo esto ha servido para afianzar conceptos y poder fijar las bases para futuros proyectos que envuelvan los modelos LES en perfiles alares u otro tipo de simulaciones CFD.

### 6.2. Conclusiones

A partir de los estudios y análisis que se han llevado a cabo, las conclusiones que se han extraído son las siguientes:

- Uno de los primeros pasos al realizar un estudio CFD, debe ser conseguir la independencia del dominio. Con ello, se intenta conseguir un compromiso entre coste computacional y precisión de la solución. Ya que para ciertos dominios, muy cercanos al objeto estudiado, la solución se puede ver gravemente afectada, prediciendo un resultado erróneo. Ha resultado que la independencia del dominio venía más limitada por el dominio aguas arriba que aguas abajo, no obstante se ha determinado por facilidad la misma distancia de 30 cuerdas.
- Otro paso importante a la hora de realizar un estudio CFD es conseguir que la malla sea lo suficientemente precisa. En este proyecto se ha conseguido desarrollar una malla capaz de adaptarse a cualquier tipo de perfil. Para el mallado en los casos RANS, se ha aumentado el número de elementos. Para este estudio se deberá seguir probando con  $y^+ < 2$  hasta conseguir una variación entre mallas menor al 1-5 %. Por otro lado, para los estudios LES, se ha examinado un criterio diferente, ya que no tiene sentido examinar la variación de los resultados, porque la solución dependerá del filtro, es decir de la malla. El parámetro que se estudia es la energía cinética turbulenta resuelta, la cual debe ser mayor del 80 % de la energía cinética turbulenta total. Y por tanto se deberá mallar mejor la capa límite para obtener mayor sensibilidad en zonas de desprendimiento..
- Para realizar un estudio LES resulta de manera casi imprescindible realizar un estudio RANS para poder evaluar tanto los dos puntos anteriores, como nuevos parámetros, nuevas condiciones de contorno, o primeras aproximaciones a los resultados esperados, de manera que se pueden detectar errores previos. No obstante, los modelos LES que resuelven las grandes escalas de la turbulencia son más sensibles a ciertos parámetros como el Courant, los factores de relajación o la calidad de la malla. Por lo que un caso RANS previo, no garantiza en absoluto el correcto funcionamiento del posterior caso LES. En este caso, como el modelo subgrid estudiado generaba una mayor zona de desprendimiento de la capa límite, daba lugar a divergencias de la solución que no aparecían en el

caso RAS. La solución a este problema fue bajar el Courant y subir los factores de relajación, a costa de un mayor coste computacional.

- Se han realizado estudios RANS a diferentes ángulos de ataque y se han comparado con resultados experimentales, donde se ha visto que el modelo que mejor modela se adapta para este caso particular, es el *kOmegaSST*, mientras que los otros modelos fallan al predecir la distribución de presiones a lo largo del perfil.
- Se ha realizado un estudio LES a  $6^\circ$  de ángulo de ataque el cual se ha visto que falla de manera bastante notable ya que no se ajusta al pico de succión ni al desarrollo de la capa límite presentada por el modelo *SST  $k - \omega$* . Esto es provocado por desprendimientos en el perfil que aumentan de manera considerable la resistencia de forma. Por lo tanto, se ha visto que el modelo *Smagorinsky*, no se ajusta bien a estudios de aerodinámica externa. Lo que coincide con la literatura consultada.
- Se debe asegurar en un estudio 3D que el dominio escogido para la envergadura sea suficiente para asegurar la precisión de los resultados. Por lo tanto se ha analizado la envergadura inicial y un medio de ella, para analizar si existen variaciones importantes. Siendo el resultado, que una envergadura de una cuerda era suficiente.

### 6.3. Trabajos futuros

Aunque a lo largo del proyecto son varios los puntos que se han contemplado y analizado, solo resulta una base de partida para proyectos futuros que pueden consistir tanto en ampliar ciertos aspectos, como revisar ciertos criterios.

De este modo, uno de los primeros aspectos que se debería revisar es la independencia de malla para los modelos RAS y la sensibilidad de malla para los modelos LES, así como los modelos de pared utilizado para las simulaciones realizando un estudio de las diferentes condiciones de contorno existentes, y observando cuál se acerca más a los resultados experimentales.

Algunos proyectos futuros interesantes sería también realizar deflexiones de flaps en el perfil y examinar entonces la variación de la frecuencia de torbellinos y como afectan estos a los coeficientes de fuerzas.

También sería de gran interés, probar diferentes modelos LES a diferentes ángulos de ataque, aunque conllevaría un enorme gasto computacional y una gran inversión de tiempo. Pero de esta forma se conseguiría dar con el modelo que más se ajuste a las condiciones de estudio deseadas.

Otra opción, una vez conseguido un modelo LES adecuado, sería probar números de Mach por encima de 0.3, para poder observar los efectos de compresibilidad del flujo y ver cómo estos afectan a la solución.

Finalmente, se podrían cambiar las condiciones de contorno del caso para estudiar un ala finita, con el fin de poder realizar un estudio de un ala tridimensional y ver los efectos del aumento de resistencia inducida por el enrollamiento de torbellinos. También se podrían introducir *winglets* para poder analizar cómo estos mejoran la eficiencia aerodinámica.



# Referencias

---

- [1] <https://www.openfoam.com/documentation/user-guide/standard-boundaryconditions.php>. [Online; accessed 04-June-2019].
- [2] ALLMARAS., P. S. . S. *A One Equation Turbulence Model for Aerodynamic Flows*. 1992.
- [3] CHIEN, K. *Predictions of Channel and Boundary-Layer Flows with a Low-Reynolds- Number Turbulence Model*. 1982.
- [4] COUSTEIX, J. CEBECI, T. *Modeling and Computation of Boundary-Layer Flows*. 1999.
- [5] FARSHAD REZAEI, E. R. . M. P.-F. Stall simulation of flow around an airfoil using les model and comparison of rans models at low angles of attack.
- [6] FERZIGER, J., AND PERIC, M. *Computational Methods for Fluid Dynamics*. 2002.
- [7] GARCÍA-CUEVAS GONZÁLEZ, LUIS MIGUEL; CARRERES TALENS, M. . T. I. A. O. Centro de presiones, centro aerodinámico y cuerda media aerodinámica.
- [8] J.A. CAPOTE, D. ALVEAR, O. A. M. L. Y. P. E. Influencia del modelo de turbulencia y del refinamiento de la discretización espacial en la exactitud de las simulaciones computacionales de incendios.
- [9] LADSON, C. L. *Effects of Independent Variation of Mach and Reynolds Numbers on the Low-Speed Aerodynamic Characteristics of the NACA 0012 Airfoil Section*. October 1988.
- [10] MARCO GIMENO, J. Estudio computacional de un ala y sus partes móviles en condiciones realistas de vuelo.
- [11] POPE, S. B.
- [12] RIDEG, J. Large-eddy simulation of airfoil flow using openfoam.
- [13] SMAGORINSKY, J. *General circulation experiments with the primitive equations, I. The basic experiment*. 1963.
- [14] VERSTEEG, H., AND MALALASEKERA, W. *An introduction to computational fluid dynamics: the finite volume method*. 2007.
- [15] WILCOX., D. C. *Re-assessment of the scale-determining equation for advanced turbulence models*. 1988.

## Parte II

# PRESUPUESTO

# 1. Introducción

---

Este documento muestra los costes que ha supuesto la realización del proyecto “Large Eddy Simulation en Perfiles Alares”. A lo largo de esta sección se presentan los gastos de material, software, personal y de oficina. Los precios aplicados a los grupos de coste corresponden a tarifas legales vigentes, habiéndose realizado, en caso de necesidad, estimaciones coherentes. El trabajo realizado en el presente proyecto está destinado a investigaciones internas del DMMT (Departamento de Motores y Máquinas Térmicas), es por ello que no es necesario incluir el Impuesto sobre el Valor Añadido (IVA). Aún así, el presupuesto se mostrará incluyendo los gastos generales, beneficio económico e IVA.

El coste de amortización se calcula como:

$$a = \frac{VC - VR}{n} \quad (46)$$

$$t_h = \frac{a}{h} \quad (47)$$

donde,

$a$ : amortización en euros/año

$VC$ : valor de compra, en euros

$VR$ : valor residual al cabo del periodo de amortización, en euros

$n$ : período de amortización, en años

$t_h$ : tasa horaria, en euros/hora

$h$ : horas trabajadas al año

Los precios unitarios correspondientes al personal se calcula como:

$$\frac{\text{horas trabajadas}}{\text{año}} = \left( \frac{\text{sem}}{\text{año}} - \frac{\text{sem}_{\text{vacaciones/festivos}}}{\text{año}} \right) \frac{\text{horas trabajadas}}{\text{sem}} \quad (48)$$

Para el cálculo de la tasa horaria  $t_h$ , se han tenido en cuenta 40 horas de trabajo semanales durante aproximadamente 16 semanas, hacen un total de:

$$t = 16 \cdot 40 = 640h$$

## 2. Costes a tener en cuenta

---

A continuación, se definen los recursos que han sido necesarios para el correcto desarrollo del presente proyecto de fin de carrera:

- Conjunto de equipos informáticos y software

| <b>Descripción</b>                       | <b>Unidades</b> |
|--|-----------------|
| Ordenador portátil HP OMEN 15-DC0009NS   | 1               |
| Estación de cálculo                      | 1               |
| Ratón convencional                       | 1               |
| Licencia OpenFOAM                        | 1               |
| Licencia VirtualBox                      | 1               |
| Licencia Matlab                          | 1               |
| Licencia L <sup>A</sup> T <sub>E</sub> X | 1               |

- Montaje e instalación del equipo informático

| <b>Descripción</b>         | <b>Unidades</b> |
|----------------------------|-----------------|
| Ordenador portátil HP-Omen | 1               |
| Estación de cálculo        | 1               |
| Técnico informático        | 1               |

- Instalación del software específico

| <b>Descripción</b>                         | <b>Unidades</b> |
|--|-----------------|
| OpenFOAM                                   | 1               |
| Matlab                                     | 1               |
| OverLeaf (L <sup>A</sup> T <sub>E</sub> X) | 1               |
| VirtualBox                                 | 1               |
| Técnico informático                        | 1               |

- Personal específico para el desarrollo del proyecto

| Descripción                        | Unidades |
|------------------------------------|----------|
| Becario                            | 1        |
| Doctor Ingeniero de la Universidad | 1        |

- Alquiler de una oficina para la ubicación de los elementos y desarrollo del proyecto

| Descripción         | Unidades |
|---------------------|----------|
| Oficina             | 1        |
| Permisos de oficina | 1        |
| Seguro de oficina   | 1        |

- Material de oficina

| Descripción          | Unidades |
|----------------------|----------|
| Ratón convencional   | 1        |
| Libreta de apuntes   | 1        |
| Lápices y bolígrafos | 1        |
| Folios               | 1        |

### 3. Desglose de costes unitarios

#### 3.1. Coste de material y software unitario

- Equipo informático

- Portátil: se ha estimado un valor residual del 20% y un periodo de amortización de 5 años.

$$a = \frac{1100 - 220}{5} = 176 \quad (49)$$

$$t_h = \frac{176}{640} = 0,275 \frac{\text{euros}}{\text{hora}} \quad (50)$$

- Ratón convencional: se ha estimado un valor de 10 euros por unidad.
- Estación de cálculo: el valor residual estimado es del 20 % y el periodo de amortización es de 8 años.

$$a = \frac{3000 - 600}{8} = 300 \quad (51)$$

$$t_h = \frac{300}{640} = 0,469 \frac{\text{euros}}{\text{hora}} \quad (52)$$

- Software: el coste anual de los softwares se consideran amortizados en ese año de licencia y sin valor residual:
  - Licencia OpenFOAM: actualmente OpenFOAM es software libre y por tanto la licencia es gratuita.
  - Licencia VirtualBox: actualmente VirtualBox es software libre y por tanto la licencia es gratuita.
  - Overleaf L<sup>A</sup>T<sub>E</sub>X: se ha utilizado la versión gratuita online y por lo tanto no se han generado costes asociados.
  - Licencia Matlab: el valor de una licencia estándar anual es de 1.523 euros.

$$t_h = \frac{1523}{640} = 2,38 \frac{\text{euros}}{\text{hora}} \quad (53)$$

### 3.2. Coste de personal cualificado unitario

- Coste asociado al becario: dado que el becario ha tenido un contrato de duración de 3 meses, el coste horario se calcula utilizando los valores correspondientes a un mes y no a un año. Por lo tanto, para el cálculo asociado a un becario se obtienen las horas trabajadas a lo largo de un mes y el coste horario se calcula a partir del salario bruto mensual.

$$\text{Salario bruto mensual} = 420 \frac{\text{euros}}{\text{mes}} \quad (54)$$

$$4 \frac{\text{sem}}{\text{mes}} \cdot 40 \frac{\text{horas}}{\text{sem}} = 160 \frac{\text{horas}}{\text{mes}} \quad (55)$$

$$\text{Coste horario} = \frac{420}{160} = 2,625 \frac{\text{euros}}{\text{hora}} \quad (56)$$

- Coste asociado al Doctor de la Universidad: se ha estimado en base al estudio realizado por la Universidad Politécnica de Valencia sobre complementos retributivos autonómicos y a los méritos de investigación.

$$\text{Salario bruto mensual} = 3200 \frac{\text{euros}}{\text{mes}} \quad (57)$$

$$\text{Coste horario} = \frac{3200}{160} = 20 \frac{\text{euros}}{\text{hora}} \quad (58)$$

- Coste asociado al técnico informático.

$$\text{Salario bruto mensual} = 2200 \frac{\text{euros}}{\text{mes}} \quad (59)$$

$$\text{Coste horario} = \frac{2200}{160} = 13.75 \frac{\text{euros}}{\text{hora}} \quad (60)$$

### 3.3. Coste de oficina unitario

El lugar de desarrollo del proyecto está ubicado en el Departamento de Máquinas y Motores Térmicos, en la Universitat Politècnica de Valencia. El coste de alquiler de la oficina se ha estimado en base a la media de alquiler de oficinas de la ciudad de Valencia con un valor de 900 euros. Además, los costes se dividen entre 8 personas que la ocupan ajenas al proyecto:

$$\text{Coste mensual oficina} = \frac{900}{8} = 112.5 \frac{\text{euros}}{\text{mes}} \quad (61)$$

Los costes incluyen permisos, gastos de luz, agua, calefacción y seguro correspondiente.

### 3.4. Coste de material de oficina

Dentro de estos costes se incluyen materiales de oficina necesarios para la realización del estudio.

- Libreta para apuntes (3,5 euros)
- Lápices y bolígrafos (5 euros)
- Paquete de folios (3 euros)
- Disco duro externo 2 TB (90 euros)

Ésto hace por tanto un total de:

$$\text{Coste material} = 101.5 \text{ euros} \quad (62)$$

## 4. Presupuesto total

---

A continuación se adjuntan dos tablas que se han estimado oportunas para definir el presupuesto del trabajo. Dicho presupuesto presenta una apariencia reducida, dadas las características del proyecto llevado a cabo. Las partes que se presentan son: el cuadro de precios simples, el cuadro de precios descompuestos, el resumen del presupuesto por capítulos y el presupuesto final.

| <i>Descripción del recurso</i> | <i>Cantidad (h)</i> | <i>Precio (€)</i> | <i>Importe (€)</i> |
|--------------------------------|---------------------|-------------------|--------------------|
| <b>Mano de obra</b>            |                     |                   |                    |
| Técnico Informático            | 4                   | 13,75             | 55                 |
| Becario                        | 640                 | 2,625             | 1680               |
| Doctor Ingeniero               | 60                  | 20                | 1200               |
| <b>Total</b>                   |                     |                   | <b>2935,00</b>     |
| <b>Maquinaria</b>              |                     |                   |                    |
| Ordenador portátil             | 600                 | 0,275             | 165                |
| Estación de cálculo            | 600                 | 0,469             | 281,4              |
| <b>Total</b>                   |                     |                   | <b>446,40</b>      |
| <b>Material</b>                |                     |                   |                    |
| Material de oficina            | 1 (cantidad)        | 101.5             | 101.5              |
| Licencia Matlab                | 250                 | 2,38              | 595                |
| <b>Total</b>                   |                     |                   | <b>696,50</b>      |
| <b>Medio auxiliar</b>          |                     |                   |                    |
| Alquiler oficina               | 112.5               | 4                 | 450                |
| <b>Total</b>                   |                     |                   | <b>450</b>         |
| <b>Total recursos</b>          |                     |                   | <b>4527,90</b>     |

Tabla 14: Presupuesto desglosado.

El coste total del presupuesto con el I.V.A aplicado es:

|                                     |                |
|-------------------------------------|----------------|
| <b>TOTAL EJECUCIÓN MATERIAL</b>     | <b>4527,90</b> |
| 13% Gastos Generales                | 588,63         |
| 6% Beneficio Industrial             | 271,67         |
| <b>TOTAL EJECUCIÓN POR CONTRATA</b> | <b>5388,2</b>  |
| 21% I.V.A                           | 1131,52        |
| <b>TOTAL PRESUPUESTO C/IVA</b>      | <b>6519,72</b> |

Tabla 15: Presupuesto total con I.V.A

El presupuesto proyectado asciende a la expresada cantidad de:

**SEIS MIL QUINIENTOS DIECINUEVE EUROS CON SETENTA Y DOS CÉNTIMOS**

## Parte III

# PLIEGO DE CONDICIONES

# 1. Condiciones generales

---

## 1.1. General

Cualquier puesto de trabajo en el que habitualmente y durante una parte relevante del trabajo se utilice un equipo con pantalla de visualización (ya sea un ordenador o vigilancia con pantallas) está sujeto a unos riesgos bien definidos y se deben prevenir. El trabajo con pantallas de visualización de datos es quizás el ejemplo más característico de cómo una nueva tecnología puede suponer la introducción de unos nuevos riesgos: problemas en los ojos y visión, posturales y lesiones por movimientos repetidos y estrés.

Para mitigar estos efectos, el *Real Decreto 488/1997 de 14 de abril* establece las disposiciones mínimas de seguridad y de salud para la utilización por los trabajadores de equipos que incluyan pantallas de visualización donde se aplican las *disposiciones de la Ley 31/1995, de 8 de noviembre, de Prevención de Riesgos Laborales*.

Se debe prestar atención a cuatro variables principalmente para prever el tipo de riesgos que el trabajador puede encontrarse en la realización del proyecto:

- Tiempo de permanencia requerida ante la pantalla, el cual puede ser de manera continua o discontinua.
- Tiempo de trabajo con la pantalla de visualización.
- Exigencia y grado de complejidad de la tarea que el operario tiene que realizar ante la pantalla de visualización.
- Necesidad de obtener información de manera rápida y precisa.

Los factores generales a tener en cuenta para la prevención de riesgos laborales se describen en los siguientes puntos:

- Seguridad (debido a contactos eléctricos, caída o golpes en el puesto de trabajo).
- Higiene industrial (iluminación, ruido y condiciones termo-higrométricas, transmisiones de virus en el ambiente de trabajo o bacterias nocivas a través del contacto en el teclado que podría acumular una gran cantidad de estas).
- Ergonomía (fatiga visual, picores, percepción borrosa, fatiga física y mental, ansiedad, irritabilidad o insomnio).

## 1.2. Real Decreto 488/1997 de 14 de abril

### Artículo 1. Objeto.

1. El presente Real Decreto establece las disposiciones mínimas de seguridad y de salud para la utilización por los trabajadores de equipos que incluyan pantallas de visualización.

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

#### **Artículo 2. Definiciones.**

A efectos de este Real Decreto se entenderá por:

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

### **Artículo 3. Obligaciones generales del empresario.**

1. El empresario adoptará las medidas necesarias para que la utilización por los trabajadores de equipos con pantallas de visualización no suponga riesgos para su seguridad o salud o, si ello no fuera posible, para que tales riesgos se reduzcan al mínimo. En cualquier caso, los puestos de trabajo a que se refiere el presente Real Decreto deberán cumplir las disposiciones mínimas establecidas en el anexo del mismo.
2. A efectos de lo dispuesto en el primer párrafo del apartado anterior, el empresario deberá evaluar los riesgos para la seguridad y salud de los trabajadores, teniendo en cuenta en particular los posibles riesgos para la vista y los problemas físicos y de carga mental, así como el posible efecto añadido o combinado de los mismos.

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

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

### **Artículo 4. Vigilancia de la salud**

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

- a) Antes de comenzar a trabajar con una pantalla de visualización.
  - b) Posteriormente, con una periodicidad ajustada al nivel de riesgo a juicio del médico responsable.
  - c) Cuando aparezcan trastornos que pudieran deberse a este tipo de trabajo.
2. Cuando los resultados de la vigilancia de la salud a que se refiere el apartado 1 lo hiciese necesario, los trabajadores tendrán derecho a un reconocimiento oftalmológico.
  3. El empresario proporcionará gratuitamente a los trabajadores dispositivos correctores especiales para la protección de la vista adecuados al trabajo con el equipo del que se trate, si los resultados de la vigilancia de la salud a los que se refieren los apartados anteriores demuestran su necesidad y no pueden utilizarse dispositivos correctores normales.

#### **Artículo 5. Obligaciones en materia de información y formación.**

1. De conformidad con los artículos 18 y 19 de la Ley de Prevención de Riesgos Laborales, el empresario deberá garantizar que los trabajadores y los representantes de los trabajadores reciban una formación e información adecuadas sobre los riesgos derivados de la utilización de los equipos que incluyan pantallas de visualización, así como sobre las medidas de prevención y protección que hayan de adoptarse en aplicación del presente Real Decreto.
2. El empresario deberá informar a los trabajadores sobre todos los aspectos relacionados con la seguridad y la salud en su puesto de trabajo y sobre las medidas llevadas a cabo de conformidad con lo dispuesto en los artículos 3 y 4 de este Real Decreto.
3. El empresario deberá garantizar que cada trabajador reciba una formación adecuada sobre las modalidades de uso de los equipos con pantallas de visualización, antes de comenzar este tipo de trabajo y cada vez que la organización del puesto de trabajo se modifique de manera apreciable.

#### **Artículo 6. Consulta y participación de los trabajadores.**

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

## **Anexo.**

### **■ Disposiciones mínimas**

Por todo lo dispuesto anteriormente, se va a definir el puesto de trabajo específico para la prevención de riesgos laborales y seguridad.

#### 1. Equipo.

##### a) Observación general.

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

##### b) Pantalla.

Los caracteres de la pantalla deberán estar bien definidos y configurados de forma clara, y tener una dimensión suficiente, disponiendo de un espacio adecuado entre los caracteres y los renglones. La imagen de la pantalla deberá ser estable, sin fenómenos de destellos, centelleos y otras formas de inestabilidad. El usuario de terminales con pantalla deberá poder ajustar fácilmente la luminosidad y el contraste entre los caracteres y el fondo de la pantalla, y adaptarlos fácilmente a las condiciones del entorno. La pantalla deberá ser orientable e inclinable a voluntad, con facilidad para adaptarse a las necesidades del usuario. Podrá utilizarse un pedestal independiente o una mesa regulable para la pantalla. La pantalla no deberá tener reflejos ni reverberaciones que puedan molestar al usuario.

##### c) Teclado.

El teclado deberá ser inclinable e independiente de la pantalla para permitir que el trabajador adopte una postura cómoda que no provoque cansancio en los brazos o las manos. Tendrá que haber espacio suficiente delante del teclado para que el usuario pueda apoyar los brazos y las manos. La superficie del teclado deberá ser mate para evitar reflejos. La disposición del teclado y las características de las teclas deberán tender a facilitar su utilización. Los símbolos de las teclas deberán resaltar suficientemente y ser legibles desde la posición normal de trabajo.

##### d) Mesa o superficie de trabajo.

La mesa o superficie de trabajo deberán ser poco reflectantes, tener dimensiones suficientes y permitir una colocación flexible de la pantalla, del teclado, de los documentos y del material accesorios. El soporte de los documentos deberá ser estable y regulable y estará colocado de tal modo que se reduzcan al mínimo los movimientos para permitir a los trabajadores una posición óptima.

##### e) Asiento de trabajo.

El asiento de trabajo deberá ser estable, proporcionando al usuario libertad de movimiento y procurándole una postura confortable. La altura del mismo deberá ser regulable. El respaldo deberá ser reclinable y su altura ajustable. Se pondrá un reposapiés a disposición de quienes lo deseen.

## 2. Entorno

### a) Espacio

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

### b) Iluminación

La iluminación general y la iluminación especial (lámparas de trabajo), cuando sea necesaria, deberán garantizar unos niveles adecuados de iluminación y unas relaciones adecuadas de luminancias entre la pantalla y su entorno, habida cuenta del carácter del trabajo, de las necesidades visuales del usuario y del tipo de pantalla utilizado. El acondicionamiento del lugar de trabajo y del puesto de trabajo, así como la situación y las características técnicas de las fuentes de luz artificial, deberán coordinarse de tal manera que se eviten los deslumbramientos y los reflejos molestos en la pantalla u otras partes del equipo.

### c) Reflejos y deslumbramientos.

Los puestos de trabajo deberán instalarse de tal forma que las fuentes de luz, tales como ventanas y otras aberturas, los tabiques transparentes o translúcidos y los equipos o tabiques de color claro no provoquen deslumbramiento directo ni produzcan reflejos molestos en la pantalla. Las ventanas deberán ir equipadas con un dispositivo de cobertura adecuado y regulable para atenuar la luz del día que ilumine el puesto de trabajo.

### d) Ruido.

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

### e) Calor.

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

### f) Emisiones.

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

### g) Humedad.

Deberá crearse y mantenerse una humedad aceptable.

## 3. Interconexión ordenador/persona

Para la elaboración, la elección, la compra y la modificación de programas, así como para la definición de las tareas que requieran pantallas de visualización, el empresario tendrá en cuenta los siguientes factores:

- a)* El programa deberá estar adaptado a la tarea que deba realizarse.
- b)* El programa deberá de ser fácil de utilizar además de, en su caso, poder adaptarse al nivel de conocimientos y de experiencia del usuario; no deberá utilizarse ningún dispositivo cuantitativo o cualitativo de control sin que los trabajadores hayan sido informados y previa consulta con sus representantes.
- c)* Los sistemas deberán proporcionar a los trabajadores indicaciones sobre su desarrollo.
- d)* Los sistemas deberán mostrar la información en un formato y a un ritmo adaptado a los operadores.
- e)* Los principios de ergonomía deberán aplicarse en particular al tratamiento de la información por parte de la persona.

## 2. Condiciones de especificaciones técnicas

---

Al ser este un proyecto principalmente de software de simulación, no requiere grandes dimensiones espaciales o equipos físicos complejos. Básicamente se necesita hardware, software (y su documentación, licencias, manuales, etc), conexión a internet, conocimientos previos de índole ingenieril, en concreto de fluidodinámica y métodos numéricos, cierta experiencia con equipos informáticos, acceso a material adicional relacionado con el tema para la mejor comprensión (tesis doctorales, proyectos previos, estudios similares, etc), y personal cualificado para la supervisión del mismo. A continuación se especifican en detalle los requisitos establecidos.

### 2.1. Especificaciones de materiales y equipos.

#### Hardware

El hardware deberá ser sofisticado para soportar cómodamente los procesos de cálculo que requiere este tipo de proyectos teniendo en cuenta los largos tiempos de simulación que son habituales. Debe garantizar la relativamente rápida convergencia de los casos lanzados en el mismo para poder tener holgura y hacer las pruebas necesarias para la correcta implementación del proyecto. Se ha utilizado un ordenador portátil y una estación de cálculo de 16 núcleos conectados a través del software VirtualBox que usa protocolo SSH .

#### Software

Los programas utilizados para la elaboración de este proyecto han sido:

- OpenFOAM
- Matlab
- Paraview
- OverLeaf ( $\text{\LaTeX}$ )
- PDF reader
- Línea de comandos en UNIX de LINUX
- Microsoft Powerpoint

#### Conexión a internet

Mantener una conexión estable a internet es un factor importante a tener en cuenta ya que al lanzar desde una conexión remota si la conexión a internet falla, también lo hace la conexión al ordenador *host* donde se ejecutan los casos y por lo tanto se interrumpe el cálculo.

La transferencia de archivos entre ambos ordenadores requiere una conexión a internet constante ya sea para la transferencia de grandes cantidades de archivos *output* generados en los cálculos a través de MobaXTerm o para archivos más pequeños como artículos o manuales.

También es necesaria dicha conexión para la continua búsqueda bibliográfica en internet, descarga de artículos, foros de ayuda, comunicación vía email con los miembros del Departamento de Máquinas y Motores Térmicos implicados directa o indirectamente con el proyecto.

### **Conocimientos previos**

Se necesita cierta formación enfocada a la ingeniería: termofluidodinámica, turbulencia, métodos numéricos, modelado, etc.

Se recomienda tener predisposición, cierta autonomía, capacidad analítica y de síntesis, paciencia y perseverancia.

### **Conocimientos informáticos**

En el ámbito de la simulación es necesario estar familiarizado con ciertas herramientas que ayudarán a cumplir los objetivos y a solventar problemas de manera más rápida y eficiente. El total desconocimiento de los programas informáticos arriba mencionados puede causar un desarrollo lento y tedioso del proyecto dado el nivel de exigencia que entraña. Se recomienda un aprendizaje concurrente y un proceder multitarea para no generar cuellos de botella.

### **Material adicional**

Se necesita acceso a documentos específicos del tema a tratar debido a la complejidad del mismo. Se recomienda que el usuario tenga conocimientos de otros idiomas, principalmente inglés ya que gran parte de este material se encontrará escrito en esta lengua. Manejar la bibliografía con cierta soltura será un factor clave para el avance del proyecto.

### **Supervisión**

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

## **2.2. Condiciones de calidad**

La empresa encargada de la realización del proyecto ha de poder garantizar la calidad del producto final. Por este motivo, se tendrá en cuenta la calidad de los proyectos realizados por dicha empresa en ocasiones anteriores. En particular, se valorará que la empresa disponga del certificado de calidad ISO-9001. La empresa deberá realizar pruebas intermedias a lo largo del proceso de desarrollo del proyecto. Durante la programación se probarán cada una de las funciones o rutinas, para

depurar errores de codificación. Después se realizarán pruebas para comprobar que cumplen las funciones previstas. Finalmente, se desarrollarán pruebas de aceptación con el sistema completamente integrado. Tanto el sistema de calidad de la empresa como el proceso de pruebas y sus resultados deberán estar debidamente documentados. Particularmente, se deberá presentar un registro impreso en el que se recojan las pruebas llevadas a cabo, indicando título de la prueba, descripción, entorno y fecha de realización, resultados y valoraciones o comentarios.

### **2.3. Condiciones de garantía y mantenimiento**

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

En el caso del presente producto no hará falta un mantenimiento específico para su uso. Solo un uso adecuado evitando los riesgos explicados en el tutorial de la garantía solventa el buen funcionamiento del mismo.

### **2.4. Reclamaciones**

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

### **2.5. Condiciones legales y contractuales.**

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

## **2.6. Revisión de los precios**

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

## **2.7. Fianza**

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

## **2.8. Aceptación**

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