



Universidad
Zaragoza

Proyecto Fin de Carrera

CÁLCULO COMPUTACIONAL DE PERFILES AERODINÁMICOS EN AEROTURBINA

Víctor M. Martínez Fernández

Director: Antonio Pascau Benito

Departamento de Ciencia y Tecnología de Materiales y Fluidos
Escuela de Ingeniería y Arquitectura – Universidad de Zaragoza

Ingeniería Industrial

Noviembre del 2012

CÁLCULO COMPUTACIONAL DE PERFILES AERODINÁMICOS EN AEROTURBINA

RESUMEN

El principal objetivo del proyecto que se expone en el siguiente documento es el cálculo computacional de perfiles aerodinámicos 2D para una aeroturbina con unas condiciones de viento dadas.

Asimismo y con el propósito de evaluar la capacidad del procedimiento de análisis numérico desarrollado en este proyecto, se lleva a cabo una comparación con resultados experimentales procedentes de publicaciones científicas.

Como objetivo final se caracterizan los perfiles desde el punto de vista energético para condiciones de viento variables.

Así pues, el análisis numérico junto con su comparación posterior se efectúa a dos perfiles aerodinámicos de geometría bien distinta. Particularmente se estudian los perfiles NACA 0015 y FX63 – 137.

En el proceso de simulación numérica, el primer paso consiste en obtener el modelo geométrico del perfil aerodinámico y de su dominio de estudio. De esta forma, una vez caracterizados correctamente, se procede a la realización de su mallado. Todas las operaciones relacionadas con el modelo CAD y su correspondiente malla han sido realizadas en un único software.

Una vez exportado el mallado al programa de cálculo CFD, y tras introducir las condiciones de contorno y demás datos necesarios, se está en disposición de iniciar el proceso de cálculo. Gracias a este proceso se obtiene la evolución de cada una de las variables físicas que intervienen en el problema (velocidades, presión), además de otros resultados de interés (coeficientes aerodinámicos).

Por último, se visualizan estos resultados en un programa de postprocesado. Este programa permite realizar una gran cantidad de representaciones y gráficos, lo que sirve de gran ayuda para analizar el nivel de validez de los resultados.

Finalmente se comparan los resultados procedentes del cálculo computacional con los obtenidos con técnicas experimentales por terceros y publicados en artículos científicos.

AGRADECIMIENTOS

Me gustaría agradecer a todas las personas que me han ayudado a lo largo de la carrera y durante la realización del presente proyecto, empezando por los profesores relacionados con la mención de energía y tecnología de calor y fluidos. He aprendido y disfrutado con cada una de estas asignaturas a la vez que han despertado mi interés por trabajar en este campo de la ingeniería.

Agradecer especialmente al Dr. Antonio Pascau Benito, profesor y director de este proyecto. Su inestimable ayuda, tiempo y orientación han sido determinantes en el desarrollo de este trabajo. Asimismo, le agradezco la experiencia y conocimientos que me ha transmitido en el ámbito del cálculo computacional.

También me gustaría señalar la ayuda y consejos prestados por el Dr. Luis Valiño García y por el Dr. Radu Mustata. Las reuniones mantenidas en el LITEC han sido de gran utilidad.

Por otra parte, me gustaría recordar a mis compañeros de clase, con los que he compartido una etapa muy importante de mi vida.

A mis compañeros y amigos Diego, Jorge, Pablo y Raúl por su ayuda y comprensión, pero sobre todo por su amistad. A Rosa por sus ánimos y su constante apoyo durante todo este tiempo.

Finalmente quiero agradecer de forma especial a toda mi familia. Particularmente, el apoyo, la ayuda, la comprensión y la paciencia de mis padres y de mi hermana durante todos estos años.

Muchas gracias a todos.

INDICE

MEMORIA	11
1. INTRODUCCIÓN	13
1.1. Motivación.....	13
1.2. Objetivos.....	14
1.3. Estructura de la memoria	15
2. CONCEPTOS PREVIOS	17
2.1. Teoría básica de la aerodinámica.....	17
2.2. Computational Fluid Dynamics (CFD).....	21
3. SIMULACIONES REALIZADAS	23
3.1. Aspectos geométricos.....	23
3.2. Parámetros del proceso de cálculo.....	25
4. PROCEDIMIENTO DE ANÁLISIS NUMÉRICO	27
4.1. Introducción.....	27
4.2. Obtención del modelo CAD.....	28
4.2.1. Consideraciones previas.....	28
4.2.2. Perfil aerodinámico	29
4.2.3. Zona inmediata al perfil.....	30
4.2.4. Zona exterior.....	31
4.2.5. Operaciones finales	31
4.3. Proceso de mallado.....	32
4.3.1. Comentarios previos.....	32
4.3.2. Mallado.....	33
4.3.3. Submallados	33
4.3.4. Resultado final.....	34
4.4. Cálculo computacional	35
4.4.1. Estructura de archivos	35
4.4.2. Proceso de cálculo.....	37
4.4.3. Resultados.....	37
4.5. Visualización de resultados.....	39

5. RESULTADOS FINALES Y COMPARACIÓN	41
5.1. Perfil NACA 0015.....	41
5.2. Perfil FX63 – 137	44
6. CONCLUSIONES	47
BIBLIOGRAFÍA	49
ANEXO I: MODELADO 3D Y MALLADO	51
I.1. INTRODUCCIÓN	53
I.2. OBTENCIÓN DEL MODELO 3D	55
I.3. GENERACIÓN DEL MALLADO	67
ANEXO II: RESULTADOS DEL CÁLCULO COMPUTACIONAL	77
II.1. INTRODUCCIÓN	79
II.2. CÁLCULOS NUMÉRICOS DEL PERFIL NACA 0015	81
II.3. CÁLCULOS NUMÉRICOS DEL PERFIL FX63 – 137	205
ANEXO III: SOFTWARE UTILIZADO	289
III.1. INTRODUCCIÓN	291
III.2. SALOME	293
III.3. OPENFOAM	303
III.4. PARAVIEW	309
III.5. COMENTARIOS FINALES	313

MEMORIA

Capítulo 1

Introducción

1.1. Motivación

La investigación y el desarrollo de tecnología capaz de aprovechar eficientemente los recursos renovables han experimentado un importante crecimiento en los últimos años. Estos avances vienen motivados por una serie de factores, entre los que destacan: el aumento de la preocupación medioambiental, la necesidad de reducir la dependencia energética exterior y la búsqueda de nuevas soluciones técnico – económicas al problema de suministro energético.

Particularmente, la energía eólica destaca frente al resto de energías renovables por su alto nivel de desarrollo, por su carácter limpio e inagotable, además de disponer de una relación costes – beneficios asumible. De este modo, la instalación de aerogeneradores en emplazamientos con un alto nivel de recurso eólico es una realidad. Sin embargo, existe una limitación en los espacios que se pueden destinar a la instalación de parques eólicos.

Esta restricción hace indispensable el trabajo de investigación en este campo. Precisamente, en este punto puede resultar de gran interés la simulación numérica mediante técnicas de CFD. Así, en este proyecto se utilizan estas herramientas de cálculo para el estudio de perfiles aerodinámicos; aunque también es posible su uso en otras aplicaciones relacionadas con este tema (cálculo del recurso eólico en el emplazamiento, estudio de los efectos dinámicos, etc).

Además, el estudio del comportamiento de perfiles aerodinámicos mediante el cálculo computacional ofrece una serie de ventajas: se reduce la cantidad de prototipos a fabricar y de ensayos a realizar, es posible evaluar diferentes diseños, se pueden predecir las condiciones óptimas de utilización y permite una rápida modificación de diseños.

Como estímulo final, la posibilidad de que este proyecto pueda servir como base para trabajos posteriores.

1.2. Objetivos

La finalidad de este apartado es exponer los objetivos que se persiguen con el desarrollo del presente proyecto.

Un posible resumen de los objetivos a cumplir es el siguiente:

- Cálculo computacional de perfiles aerodinámicos 2D para una aeroturbina con unas determinadas condiciones de viento.
- Valorar la capacidad del procedimiento de análisis numérico desarrollado mediante la comparación de sus resultados con otros experimentales.
- Clasificar los perfiles estudiados desde un punto de vista energético para unas condiciones de viento variables.

En primer lugar, hacer hincapié en que el objetivo principal de este proyecto es el cálculo computacional. Éste se utiliza como herramienta para el estudio de la interacción viento – perfil aerodinámico que tiene lugar en las aeroturbinas. En realidad, se puede afirmar que el resto de objetivos son consecuencia de este primero.

Así, la decisión de simular el comportamiento de perfiles aerodinámicos frente a una corriente de aire supone, casi obligatoriamente, su valoración energética para una serie de condiciones de viento variables.

Esta afirmación se basa en la función que desempeñan la gran mayoría de las aeroturbinas instaladas en la actualidad. Hay que tener presente que la instalación de aeroturbinas tiene como propósito la producción eléctrica y, asociada a ésta, la obtención final de un beneficio económico. De este modo, resulta imprescindible estudiar para qué condiciones se alcanza una producción y un beneficio máximos.

Por otro lado, el desarrollo de un procedimiento de análisis numérico surge como consecuencia de que se estudia la influencia de una gran cantidad de variables en el proceso de cálculo. Al análisis de qué condiciones de viento conllevan una producción máxima, se añade la necesidad de comprobar que ninguno de los parámetros de cálculo afecta negativamente al resultado final.

Finalmente, se comparan los resultados obtenidos mediante el cálculo CFD con los resultados experimentales procedentes de publicaciones científicas. De esta forma, es posible evaluar si el procedimiento de análisis seguido en este proyecto es adecuado, y si los resultados numéricos se pueden considerar válidos.

1.3. Estructura de la memoria

Esta memoria intenta resumir de la forma más breve posible todo el trabajo realizado a lo largo del presente proyecto. No obstante, a aquellos lectores interesados en la temática aquí tratada se les anima a consultar la información disponible en los anexos.

Así, el *Anexo I* explica con mayor profundidad los procesos de diseño y mallado. Por otro lado, el *Anexo II* contiene una gran cantidad de información relativa a los resultados obtenidos. Finalmente, en el *Anexo III* se describe el software utilizado durante el desarrollo del proyecto, nombrando sus principales características y todas las posibilidades que ofrecen.

Asimismo, la necesidad de reducir la extensión inicial del *Anexo II* ha supuesto la decisión de prescindir de cierto contenido de temática muy específica. Sin embargo, es posible acceder a esta información mediante el CD (*CD - Resultados*) que se encuentra en la parte posterior del proyecto.

En cuanto a la estructura que sigue la *Memoria*, decir que el contenido de este documento está repartido en un total de 6 capítulos.

En el primero se indican las razones que han motivado el desarrollo de este proyecto y los objetivos que se pretenden alcanzar. En el siguiente capítulo se explica una serie de conceptos básicos relacionados con la aerodinámica y el cálculo computacional.

El capítulo 3 especifica el conjunto de simulaciones realizadas, indicando los parámetros característicos de cada una de ellas. Después, en el capítulo 4, se explica paso a paso el procedimiento de análisis numérico desarrollado en el proyecto.

El capítulo 5 muestra un resumen final de todos los resultados obtenidos, así como la comparación efectuada con los precedentes de publicaciones científicas. En el último apartado se comentan las conclusiones extraídas tras analizar los resultados alcanzados.

Capítulo 2

Conceptos previos

En este capítulo se pretende explicar los principios básicos de la aerodinámica y del cálculo CFD, debido a que a lo largo de todo el proyecto se hace constantemente referencia a conceptos que les conciernen.

El primer apartado está dedicado a los conceptos que guardan relación con la aerodinámica. Particularmente se realiza una definición de las principales fuerzas a estudiar, además de explicar cómo influyen una serie de parámetros en el comportamiento de estas fuerzas.

En un apartado siguiente se describen los fundamentos del cálculo computacional, así como la metodología específica de trabajo necesaria para analizar problemas mediante estas técnicas de cálculo.

2.1. Teoría básica de la aerodinámica

La aerodinámica es la rama de la mecánica de fluidos que se ocupa del estudio de las acciones ejercidas por el aire y otros fluidos gaseosos sobre los cuerpos sólidos cuando existe un movimiento relativo entre ellos.

La presencia de un cuerpo en un gas modifica los campos de presión y velocidad del fluido, lo que a su vez conlleva la aparición de una serie de fuerzas aerodinámicas en el objeto. Es importante destacar que no importa si es el objeto el que se está desplazando en el seno del fluido o, si es el fluido el que se encuentra con el cuerpo a lo largo de su trayectoria. Las fuerzas aerodinámicas dependen del movimiento relativo entre el cuerpo y el fluido.

En el caso de estudio, se analiza el comportamiento de un perfil alar de una aeroturbina expuesto a unas determinadas condiciones de viento. Los parámetros más importantes de un perfil aparecen definidos gráficamente en la *Figura 2.1*.

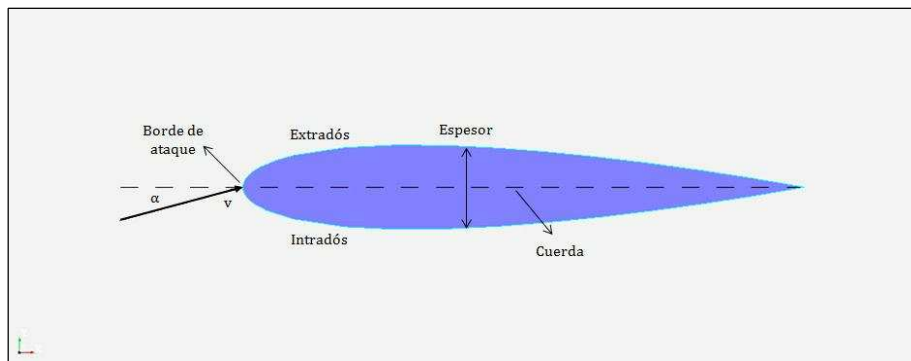


Figura 2.1: Perfil aerodinámico

Para un ángulo de ataque α adecuado (ángulo que forma la dirección de la velocidad relativa del fluido y la cuerda), la geometría del perfil aerodinámico provoca una aceleración del fluido situado en la parte superior (extradós) respecto al fluido de la parte inferior (intradós). Esto a su vez supone que la presión en la zona superior sea menor a la de la zona inferior, apareciendo una fuerza resultante a consecuencia de esta diferencia de presiones.

Una práctica muy común para analizar esta fuerza resultante \bar{R} es proyectarla en unos ejes afines a la dirección de la velocidad relativa del fluido. De este modo aparecen las fuerzas aerodinámicas de sustentación (\bar{L} - *Lift*) y de resistencia o arrastre (\bar{D} - *Drag*). Esta descomposición de fuerzas se muestra en la Figura 2.2.

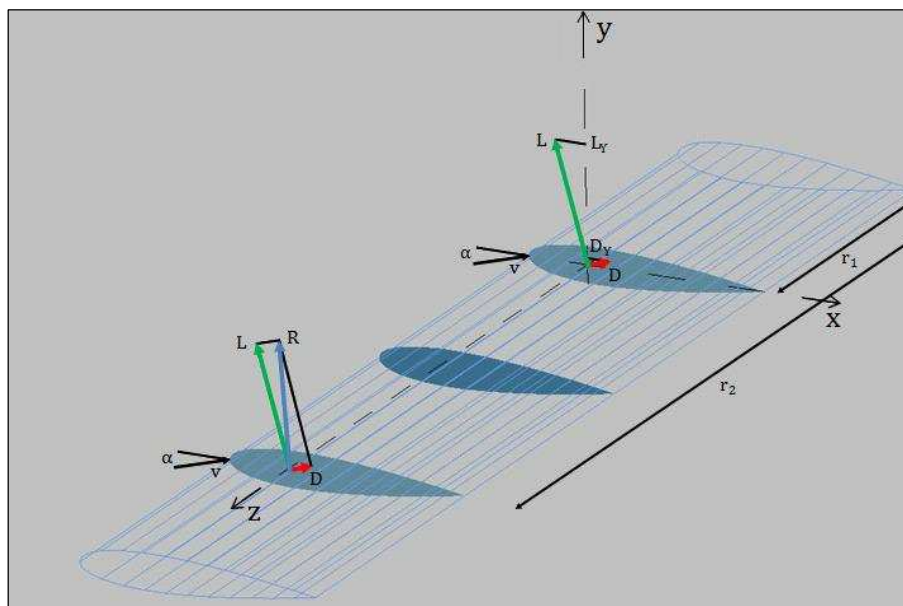


Figura 2.2: Fuerzas aerodinámicas

Así pues, la sustentación \bar{L} es la fuerza generada sobre un cuerpo en dirección perpendicular a la velocidad relativa del fluido. La resistencia aerodinámica \bar{D} es la fuerza que se opone al movimiento entre cuerpo y fluido, siguiendo la misma dirección que la velocidad relativa del fluido.

En este punto resulta interesante saber que, para la mayoría de los perfiles aerodinámicos utilizados actualmente y en la mayor parte de las condiciones de operación en las que trabajan, la magnitud de la fuerza de sustentación suele ser hasta un orden de magnitud superior a la fuerza de arrastre. Por otro lado, aunque la fuerza de resistencia también contribuye al movimiento de rotación de la aeroturbina y por tanto a la generación eléctrica, la proyección que genera momento de giro es mínima. Este aspecto puede observarse en la imagen anterior *Figura 2.2*.

Así pues, atendiendo a estos razonamientos se puede asumir cometiendo un error mínimo que la producción eléctrica es consecuencia directa de la fuerza de sustentación.

A la hora de cuantificar estas fuerzas son muchos los factores que influyen en su valor final, como la geometría del perfil; la velocidad relativa; ángulo de ataque; propiedades físicas del fluido; etc.

De este modo, para facilitar la comparación entre distintas situaciones de estudio, se utilizan coeficientes adimensionales al igual que en muchas otras ramas de la mecánica de fluidos. Estos coeficientes y su relación con las fuerzas de sustentación y de arrastre se definen a continuación:

$$C_L = \frac{L}{\frac{1}{2} \rho V^2 S} \cong f(\alpha, Re) \quad \text{Coeficiente de sustentación}$$

$$C_D = \frac{D}{\frac{1}{2} \rho V^2 S} \cong f(\alpha, Re) \quad \text{Coeficiente de resistencia}$$

L	Fuerza de sustentación
D	Fuerza de resistencia aerodinámica
ρ	Densidad del fluido gaseoso
V	Velocidad relativa entre el cuerpo y el fluido
S	Superficie característica, en este caso longitud de cuerda por anchura
α	Ángulo de ataque
Re	Número de Reynolds. Número adimensional que relaciona las fuerzas dinámicas con las fuerzas debidas a la viscosidad. Cuantitativamente:

$$Re = \frac{\rho v D}{\mu}$$

ρ	Densidad del fluido gaseoso
v	Velocidad relativa entre el cuerpo y el fluido
D	Longitud característica, en este caso longitud de la cuerda
μ	Viscosidad dinámica del fluido gaseoso

Los coeficientes de sustentación y de resistencia dependen principalmente del ángulo de ataque y del Número de Reynolds. De esta forma, es importante conocer cómo afectan para buscar las condiciones en las que el coeficiente de sustentación, y por tanto la producción eléctrica, sean máximos.

El número de Reynolds depende de la velocidad del viento y de las propiedades del fluido de trabajo (en este caso aire), y éstas vienen impuestas por las condiciones atmosféricas.

Por otro lado, en el caso del ángulo de ataque es posible fijar aquél que más convenga en términos relativos a la producción y a la operación. Por este motivo es importante explicar el comportamiento general de los coeficientes aerodinámicos según el ángulo de ataque. Precisamente, este comportamiento se describe en la *Figura 2.3*:

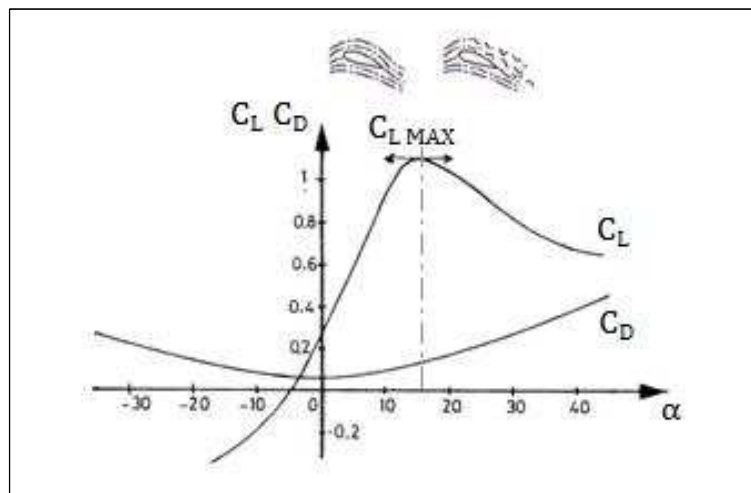


Figura 2.3: Evolución de C_L y C_D según α

Se puede observar como el coeficiente de sustentación aumenta con α hasta llegar a su valor máximo. A partir de ese punto, la sustentación disminuye bruscamente debido a que para un ángulo de ataque suficientemente elevado se produce un desprendimiento de la capa límite, provocando la formación de torbellinos. Cuando ocurre este fenómeno se dice que el perfil aerodinámico ha entrado en pérdida.

Desde el punto de vista de producción eléctrica, interesa situar el coeficiente de sustentación próximo a su valor máximo, pero sin que en ningún caso comience el fenómeno de desprendimiento de la capa límite. Por otra parte, para ángulos de ataque cercanos al de sustentación máxima, el coeficiente de resistencia también aumenta con α . Sin embargo, en la mayoría de los casos los efectos derivados del incremento en la resistencia son insignificantes.

Como consecuencia de los argumentos anteriores, el dominio de estudio no se extiende demasiado a partir del punto de sustentación máxima ya que, tanto las fuerzas resultantes como las condiciones de operación no son convenientes.

2.2. Computational Fluid Dynamics (CFD)

La computación de sistemas fluidos (CFD) es una de las ramas de la mecánica de fluidos que utiliza métodos numéricos y algoritmos para resolver y analizar problemas relacionados con el flujo de líquidos y gases.

Para este propósito, se utilizan ordenadores que realizan los millones de cálculos necesarios para simular la interacción entre los fluidos y los cuerpos que tienen interés desde el punto de vista de la ingeniería. No obstante, aún con ecuaciones y modelos simplificados y ordenadores de gran capacidad de cálculo, en muchos casos solo se pueden alcanzar resultados aproximados. Sin embargo, la continua evolución de los sistemas informáticos hace posible disponer cada día de software más potente que reduce el tiempo de cálculo y el error total cometido. Además, la mejora de estas prestaciones permite analizar situaciones cada vez más complejas como los fluidos transónicos o los flujos turbulentos.

Para tener confianza en los cálculos obtenidos es aconsejable la verificación de los resultados numéricos procedentes del cálculo, realizándola en túneles de viento u otros modelos físicos a escala, o mediante comparación con resultados publicados de experimentos similares al de estudio. De este modo es posible evaluar cómo de preciso es el resultado obtenido mediante el cálculo computacional, y determinar si son válidos el modelo matemático y el mallado realizado a la geometría representativa del sistema.

El análisis de un determinado flujo mediante técnicas de CFD requiere el seguimiento de una metodología específica de trabajo.

En primer lugar es necesario plantear desde un punto de vista técnico el problema a estudiar. A continuación, se formulan las ecuaciones que definen el sistema y las condiciones de contorno que lo caracterizan.

El siguiente paso consiste en la división de la geometría que caracteriza al sistema en pequeños volúmenes de control, proceso que se conoce como mallado del sistema. Durante el proceso de generación de la malla, una división del dominio en un número mayor de partes supone generalmente un resultado más preciso, si bien es cierto que el coste computacional aumenta. En el momento en el que se dispone del sistema mallado se procede a la resolución numérica de las ecuaciones.

Este proceso de resolución necesita realizar una serie de aproximaciones a la hora de calcular. En primer lugar, cada una de las variables (ρ, u, v, w, p, \dots) se aproxima por un número finito de valores en los nodos (puntos situados en el interior de los volúmenes de control), proceso conocido como discretización de las variables. Las ecuaciones que caracterizan el flujo también se discretizan, realizando para ello una serie de aproximaciones a partir de los valores en los nodos. De este modo, las ecuaciones integrales de variables continuas se transforman en ecuaciones algebraicas de variables discretizadas. En este punto es necesario hacer referencia a la existencia de múltiples esquemas de discretización para las variables.

Finalmente, se resuelve el sistema de ecuaciones algebraicas obteniendo los valores de las variables en cada uno de los nodos del mallado. El proceso de cálculo finaliza cuando se alcanza un determinado número de iteraciones o un nivel de precisión, ambos previamente fijados.

En el último paso se analizan los resultados numéricos obtenidos. Debido a la inmensa cantidad de información calculada, normalmente se realiza una representación gráfica de las variables de interés del flujo, lo cual facilita considerablemente el análisis del resultado final.

Se recomienda comparar los resultados con otros de características similares y disponibles en normativas o publicaciones científicas, ya sean obtenidos mediante técnicas experimentales o computacionales.

A pesar de que se ha hecho alguna referencia en este apartado, antes de concluir es preciso señalar que la validez del resultado numérico final depende de multitud de factores relativos al cálculo computacional. Entre los factores con mayor nivel de influencia destacan: tipología y número de divisiones del mallado, modelos físicos y ecuaciones empleados, esquemas de discretización elegidos, errores globales máximos permitidos en cada una de las variables, número máximo de iteraciones y coeficientes de relajación.

Capítulo 3

Simulaciones realizadas

Una vez explicados los conceptos básicos de la aerodinámica y del cálculo CFD, se comprende mejor qué motivos han llevado a analizar situaciones tan distintas.

Toda la información comentada hasta este punto debería dar una idea sobre la multitud de parámetros y variables que poseen cierto nivel de influencia en el resultado final. Precisamente, el hecho de disponer de un grado de libertad casi total en el diseño aerodinámico añade un abanico de posibilidades a la hora de realizar las simulaciones numéricas.

Así, con el propósito de ver cómo afectan todas estas variables al procedimiento de análisis numérico, se efectúan una serie de estudios de distinta naturaleza.

3.1. Aspectos geométricos

En primer lugar, parece obvio pensar que la geometría del perfil aerodinámico influye en los resultados numéricos finales. Por este motivo, el cálculo computacional se lleva a cabo en dos perfiles distintos, el perfil NACA 0015 y el perfil FX63 – 137.

La decisión de analizar el perfil NACA 0015 viene motivada por el gran desarrollo que ha experimentado la familia de perfiles NACA simétricos de 4 cifras. De hecho, aunque este proyecto está enfocado para un aerogenerador de eje horizontal, es preciso destacar que en los últimos años se están realizando numerosos estudios para aerogeneradores de eje vertical con este tipo de perfil. Por otra parte, en la elección del perfil FX63 – 137 ha sido determinante la disposición de una gran cantidad de datos experimentales, así como el hecho de presentar una geometría bien distinta a la del perfil anterior.

En este punto es importante comentar que, mientras que en los cálculos realizados al perfil NACA 0015 se ha escogido una velocidad relativa del aire de 20 m/s ($Re \cong 533000$), para el perfil FX63 – 137 se ha reducido esta velocidad a $18,75\text{ m/s}$ ($Re = 500000$). Esta modificación queda justificada al disponer de resultados experimentales para ese determinado número de Reynolds. De este modo, se pueden comparar de forma directa los resultados numéricos y experimentales del perfil FX63 – 137.

En otro sentido, la principal característica geométrica del perfil NACA 0015 es su simetría. Este hecho invita a pensar que los resultados obtenidos para un determinado ángulo de ataque deberían ser muy similares a los correspondientes a un ángulo de ataque negativo y del mismo valor.

Por otra parte, el perfil FX63 – 137 presenta un nivel de asimetría importante, además de disponer en su parte posterior de una geometría de cierta complejidad. Estas particularidades repercuten notablemente en el comportamiento aerodinámico del perfil. De hecho, existen ángulos de ataque negativos para los cuales se obtiene una fuerza de sustentación positiva.

De esta forma, conviene tener presente estas circunstancias a la hora de determinar las condiciones de viento a estudiar en cada uno de los perfiles.

Por otro lado, se ha descrito anteriormente la evolución que experimentan las fuerzas de sustentación y de resistencia con el ángulo de ataque. Por ello, al igual que en todo estudio relacionado con la aerodinámica, es obligado realizar simulaciones para distintos valores de este ángulo. Además, esto supone cumplir el objetivo inicial de caracterizar los perfiles desde el punto de vista energético. Para determinar el conjunto de ángulos de ataque a estudiar, a las consideraciones geométricas previas se suman otras cuestiones como la convergencia de los resultados según el ángulo fijado, la disposición de un número limitado de datos experimentales para su comparación, etc.

De este modo, para el perfil NACA 0015 se realizan simulaciones que abarcan desde un ángulo de ataque de 0° hasta un ángulo de 16° , avanzando de grado en grado. En el caso del perfil FX63 – 137 se estudia el conjunto de ángulos comprendidos entre -8° y 18° con un paso de 2° .

En este punto puede resultar útil un esquema que contenga la información anterior y clasifique de nuevo los cálculos computacionales a realizar:

- | | |
|-------------------------------------|--------------------------------------|
| • Simulaciones del perfil NACA 0015 | • Simulaciones del perfil FX63 – 137 |
| - Ángulo de ataque 0° | - Ángulo de ataque -8° |
| - Ángulo de ataque 1° | - Ángulo de ataque -6° |
| - Ángulo de ataque 2° | - Ángulo de ataque -4° |
| - Ángulo de ataque ... | - Ángulo de ataque ... |
| - Ángulo de ataque 15° | - Ángulo de ataque 16° |
| - Ángulo de ataque 16° | - Ángulo de ataque 18° |

3.2. Parámetros del proceso de cálculo

En primer lugar, indicar que en el presente proyecto no se ha valorado la posibilidad de trabajar con varios modelos físicos y esquemas de discretización.

La utilización de varios esquemas de discretización ha sido descartada ya que se piensa que conciernen a estudios con un carácter más matemático y, que la relación trabajo – aportación iba a ser muy elevada. Por otro lado, se ha estimado oportuno trabajar con un único modelo de turbulencia. Concretamente se utiliza el modelo $K - \epsilon$, considerado en la actualidad como uno de los modelos de turbulencia más importantes.

Por otro lado, los coeficientes de relajación y los errores globales permitidos tienen un mayor peso en la valoración del procedimiento de análisis numérico.

Debido a que no han sido definidos previamente por tratarse de conceptos muy específicos, explicar que el error global relativo a una variable hace referencia al error total cometido en la ecuación asociada a esta variable por el conjunto de valores obtenidos en cada uno de los nodos.

En cuanto a los coeficientes de relajación, cuando el programa de cálculo evalúa el cambio estimado en cada una de las ecuaciones, calcula unos nuevos valores para cada una de las variables con el fin de reducir el error. La labor de estos coeficientes de relajación es disminuir el valor del cambio estimado, de tal forma que no se produzcan grandes cambios en las variables de iteración en iteración y se consiga una convergencia en los resultados, lenta pero adecuada.

Una vez explicados estos conceptos, comentar que se ha decidido estudiar 3 casos diferentes para cada uno de los ángulos de ataque previamente especificados.

El primer caso (caso base) tiene asignados en sus parámetros de cálculo los valores de defecto. Estos valores tienen fijados los coeficientes de relajación a 0,3 para la presión y a 0,7 para el resto de variables (velocidades, variables turbulentas). Para considerar que se ha alcanzado un nivel de precisión adecuado, se establece un error global máximo de $2 \cdot 10^{-4}$ para la presión, $1 \cdot 10^{-5}$ para las velocidades y $1 \cdot 10^{-3}$ para las variables turbulentas.

En el segundo caso, mientras que los errores globales no varían, los coeficientes de relajación de todas las variables se disminuyen a un valor de 0,2.

En el último caso se restablecen los coeficientes de relajación a sus valores de defecto, a la vez que se impone para cada una de las variables un error global máximo de un orden de magnitud inferior.

Por otro lado, a la información dada en cada uno de los casos hay que añadir que, si durante el proceso de cálculo no se alcanza el nivel de precisión exigido, éste finaliza transcurrido un determinado número de iteraciones.

Concretamente, para el perfil NACA 0015 el número máximo de iteraciones es 30000 en los dos primeros casos y 50000 en el tercero. En cambio, en los cálculos realizados al perfil FX63 – 137 se han modificado los valores a 20000 iteraciones para los dos primeros casos y a 30000 iteraciones para el último. Esta ligera reducción está justificada en los resultados obtenidos en las simulaciones del primer perfil. En ellos se observa que en los casos en los cuales se produce una convergencia de resultados, ésta se alcanza para un número de iteraciones mucho menor que los máximos fijados.

Por último, se debe comprobar que los mallados diseñados para realizar toda esta serie de cálculos son adecuados, es decir, poseen un número suficiente de nodos y su distribución es correcta. Para ello, se comparan los resultados con los obtenidos mediante un nuevo mallado más fino. Si las diferencias son pequeñas se concluye que la solución es independiente de la malla.

Así, se ha diseñado exclusivamente para el perfil NACA 0015 dos mallas nuevas con un nivel de refinamiento más elevado. Mientras que en la primera de ellas se ha doblado el número de nodos en la zona inmediata al perfil aerodinámico, en la segunda se ha utilizado dos veces el número inicial de nodos en todo el dominio de estudio. La comparación de resultados se lleva a cabo para unos valores del ángulo α de 10° y 11° , analizando casos homólogos a los casos 1, 2 y 3 descritos anteriormente.

Se ha descartado estudiar otros ángulos de ataque con estas mallas, así como crear nuevas versiones de la correspondiente al perfil FX63 – 137. En primer lugar, se piensa que los mallados base son apropiados para el cálculo, y por otra parte se considera suficiente analizar estos casos para comprobar que el mallado no influye en los resultados finales obtenidos.

Capítulo 4

Procedimiento de análisis numérico

4.1. Introducción

En toda labor de investigación es recomendable disponer de una metodología específica de trabajo que sirva como guía durante su realización. De hecho, el seguimiento de un método correctamente estructurado conlleva una serie de beneficios, como el ahorro de tiempo en el desarrollo de las distintas operaciones y la posibilidad de evitar que se cometan errores y que se olvide la realización de alguna de las tareas.

En este capítulo se describe de forma clara y detallada el procedimiento de análisis numérico desarrollado en este proyecto. El desarrollo de un método propio viene motivado por los razonamientos anteriores, además de las implicaciones que supone la gran cantidad de situaciones analizadas y el elevado número de cálculos efectuados. Por otra parte, esta metodología también puede resultar interesante desde el punto de vista de posibles futuras líneas de trabajo e investigación.

Sintetizando, el procedimiento de análisis numérico se basa en la consecución de las siguientes tareas principales: obtención del modelo CAD, proceso de mallado, cálculo computacional y visualización de resultados.

A continuación se procede a la descripción de cada uno de los pasos intermedios citados anteriormente. Mencionar que la explicación está orientada a uno de los casos estudiados en el proyecto, de esta forma se pueden mostrar visualmente resultados parciales que sirven de ayuda para entender el procedimiento seguido. Concretamente, se hace referencia al análisis realizado al perfil NACA 0015, con unas condiciones de viento tales que el ángulo de ataque es de 10° .

4.2. Obtención del modelo CAD

La finalidad de este apartado es explicar el proceso de creación del modelo 3D que representa el sistema a estudiar. Para una descripción más exhaustiva se remite al segundo capítulo del *Anexo I: Modelado 3D y Mallado*.

4.2.1. Consideraciones previas

En primer lugar, mencionar que el software elegido para las tareas de modelado y creación del mallado es *Salome*, software de uso libre. Por otro lado, el programa de cálculo empleado en este proyecto es *OpenFOAM*, que es asimismo software de uso libre. En el caso de requerir información específica de alguno de estos programas se sugiere acudir al *Anexo III: Software utilizado*.

La puntualización anterior se debe a que el uso de estos programas condiciona notablemente las características geométricas del modelo.

En un principio, el sistema a estudiar se podría representar mediante un modelo 2D, compuesto por un plano provisto de un orificio central con la forma del perfil aerodinámico. Sin embargo, con este diseño la exportación del mallado desde *Salome* a *OpenFOAM* reporta un error debido a que *OpenFOAM* necesita una malla 3D cuando ésta es exportada con el formato de fichero usado en *Salome*.

Considerando lo anterior, la solución más inmediata consiste en darle cierta profundidad al diseño 2D, es decir, crear un modelo ‘falso 3D’. Simplemente se realiza un mallado del sistema de tal forma que no se produzcan divisiones a lo largo de su espesor. Por último se deben reajustar en el programa de cálculo las condiciones de contorno para que el sistema trabaje como si fuera un diseño 2D.

Una vez determinadas las pautas generales de cómo ha de representarse el dominio de estudio, es preciso fijar una serie de medidas que acaben de caracterizar el sistema.

El tamaño del perfil está asociado al rango de potencia eléctrica que se desea producir. Así, para una producción de unos $10kW$ se ha optado por un perfil con una longitud de cuerda de $0,4\text{ m}$. Por otra parte, se estima que con un plano rectangular de $3 \times 3\text{ m}$ se puede estudiar correctamente la interacción fluido – perfil. Finalmente se realiza una extrusión a este plano de $0,1\text{ m}$ de espesor para obtener el modelo ‘falso 3D’.

Retomando las consideraciones a tener presentes en el proceso de diseño, decir que la configuración específica que ha de tener el mallado también influye de forma significativa en el modelado. De este modo, aunque todas estas características se explican detalladamente en el siguiente apartado, es necesario avanzar alguna de ellas para justificar ciertas decisiones en el diseño.

Para empezar, la necesidad de realizar una malla de elementos rectangulares supone un proceso de diseño más complejo. Asimismo, mientras que en las inmediaciones del perfil aerodinámico se precisa un mallado más compacto, en el contorno exterior la malla puede ser más basta. Por este motivo se decide dividir el dominio de estudio en dos zonas diferenciadas: una zona inmediata al perfil, y el resto del dominio hasta el contorno exterior.

4.2.2. Perfil aerodinámico

Comentadas todas las directrices a seguir, el primer paso en el proceso de modelado consiste en obtener la geometría del perfil aerodinámico a estudiar.

Una técnica bastante utilizada en casos similares es la de importar un archivo previamente programado que, al ejecutarlo en el propio programa de diseño, genere la geometría deseada. Pensar que la obtención del perfil introduciendo los puntos a mano implicaría mucho tiempo y esfuerzo.

De esta forma, se aprovecha la opción disponible en *Salome* de importar scripts (archivos de texto) en lenguaje *Python*. El archivo contiene básicamente los datos geométricos del perfil, la ecuación característica para los perfiles NACA simétricos de 4 dígitos (en este caso 0015), los datos para su representación discreta y las acciones de generación y unión de los elementos que lo componen. La importación de este script genera la geometría que se muestra en la *Figura 4.1*.

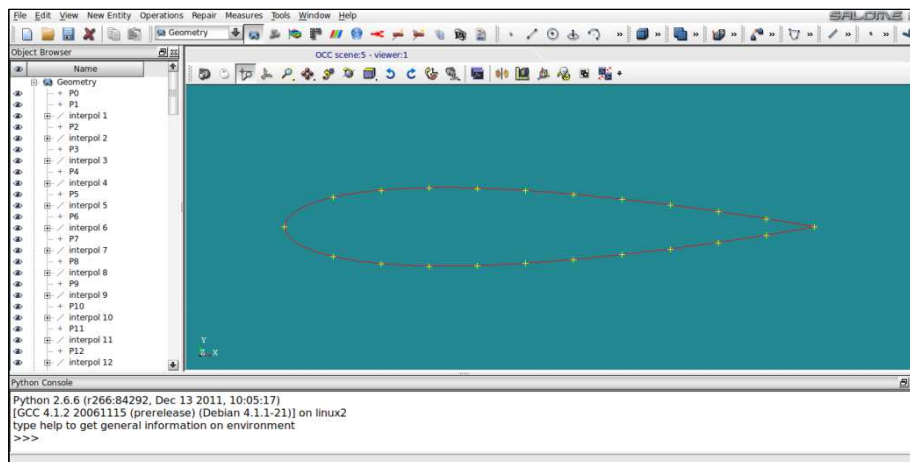


Figura 4.1: Geometría del perfil aerodinámico

4.2.3. Zona inmediata al perfil

El siguiente paso es diseñar la zona próxima al perfil, teniendo en cuenta que la configuración de esta región del dominio está fuertemente condicionada por el mallado que se efectúa posteriormente. Así pues, a la necesidad de realizar un mallado rectangular se añade la circunstancia de que los rectángulos situados sobre el perfil aerodinámico deben disponerse de tal forma que sus aristas laterales sean perpendiculares a la curvatura del perfil.

Para conseguir este propósito se crea un contorno exterior que delimite esta parte del dominio del resto. Este contorno debe respetar la curvatura del perfil, acabando de forma rectangular en la parte posterior de éste. Después se crean las aristas que subdividirán en primera instancia esta parte del dominio. Estas aristas tienen que ser perpendiculares a la curvatura del perfil para que tras obtener el mallado final, éste sea normal al perfil en sus proximidades.

Finalmente se efectúan una serie de operaciones para obtener una superficie de estas características y con una subdivisión correcta.

En términos cuantitativos, se considera oportuno que la distancia perpendicular entre el perfil y el contorno exterior y, por tanto, de la zona con un mallado más compacto sea de $0,1\text{ m}$.

El diseño final de esta región del dominio puede observarse en la *Figura 4.2*.

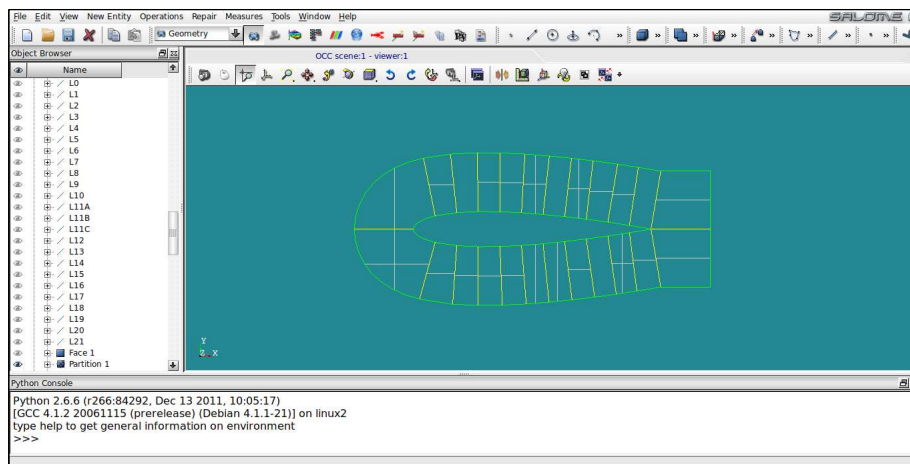


Figura 4.2: Zona inmediata al perfil aerodinámico

Concluido el diseño de esta primera región del dominio, se procede a la creación de la zona más alejada del perfil, la cual se nombra como zona exterior.

4.2.4. Zona exterior

Como puede parecer obvio, el primer paso consiste en delimitar geoméricamente el modelo. Para ello, se sitúa el plano de dominio en una posición centrada respecto al perfil aerodinámico. A continuación, se efectúa un orificio central al plano anterior con la forma característica del perfil.

Finalmente, es necesario realizar una serie de divisiones que guarden cierta concordancia con las correspondientes a la zona inmediata al perfil. Deben de estar distribuidas de tal forma que supongan una prolongación de las divisiones realizadas en la zona próxima al perfil, y a su vez produzcan una primera división de esta zona exterior que posibilite el posterior trabajo de mallado.

Totalmente caracterizadas ambas zonas, el último paso se reduce a su fusión, obteniendo un único elemento correctamente dividido y que delimita la región en la que se estudia la interacción fluido – perfil. En la *Figura 4.3* se presenta de forma gráfica el resultado de esta unión.

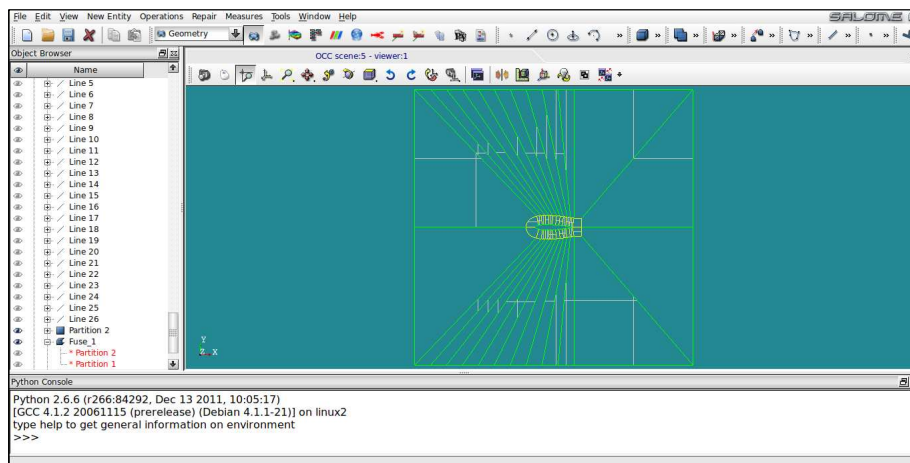


Figura 4.3: Fusión entre zona inmediata al perfil y zona exterior

4.2.5. Operaciones finales

En este momento se dispone de un modelo 2D que representa correctamente el sistema a analizar. Así pues, el siguiente paso consiste en obtener su versión correspondiente en 3D, es decir, el ‘falso 3D’ comentado anteriormente. Para ello, simplemente hay que someter el modelo inicial a una operación de extrusión, obteniendo directamente el modelo final.

El resultado final del proceso de diseño seguido a lo largo de todo este apartado queda reflejado en la *Figura 4.4*.

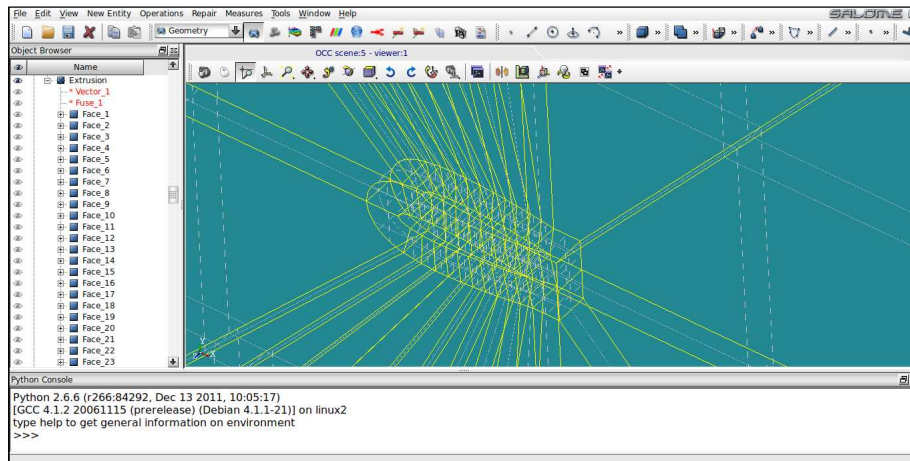


Figura 4.4: Resultado final modelo 'falso 3D'

4.3. Proceso de mallado

En este apartado se expone el proceso de generación del mallado, partiendo para ello del modelo 3D previamente obtenido. Se puede encontrar una explicación más detallada en el tercer capítulo del *Anexo I: Modelado 3D y Mallado*.

4.3.1. Comentarios previos

La utilización de un mallado con una distribución adecuada y un número suficiente de nodos es determinante a la hora de conseguir unos resultados finales válidos. La caracterización dada al mallado se apoya en estudios previos realizados por terceras personas. Las conclusiones extraídas indican que, para el estudio del flujo alrededor de un perfil aerodinámico, es conveniente emplear un mallado rectangular orientado según la curvatura del perfil.

Siguiendo estas pautas se efectúa un mallado rectangular en todo el dominio de estudio. Además, debido a que las variaciones más bruscas de las variables se producen en las proximidades del perfil, se realiza en esta zona un mallado más fino que sea capaz de reproducir estos cambios. La zona más alejada puede disponer de una malla menos compacta sin ninguna repercusión en los resultados.

Por último, el hecho de tener que trabajar con un modelo 'falso 3D' supone realizar finalmente un mallado hexaédrico que, a su vez, disponga de un mallado rectangular a nivel superficial.

4.3.2. Mallado

El proceso de mallado debe llevarse a cabo por etapas, partiendo de un mallado básico para todo el modelo. A continuación se realizan consecutivamente tantos submallados como sean necesarios. De esta forma, cada submallado proporciona las características buscadas en su radio de influencia. Finalmente, la acción conjunta del mallado principal junto con cada uno de los diferentes submallados permite conseguir el resultado final deseado.

Para obtener una malla principal hexaédrica, y rectangular a nivel superficial, tan solo es necesario introducir estas hipótesis en el cuadro de edición. Además, para evitar dividir el espesor del modelo ‘falso 3D’ se escoge a nivel unidimensional un número de divisiones igual a la unidad.

4.3.3. Submallados

El siguiente paso consiste en la creación del conjunto de submallados que redefinan sucesivamente la malla hasta obtener el resultado buscado.

La forma de proceder consiste en partir de un mallado general válido en una zona amplia del modelo, para caracterizar repetidamente zonas específicas. La interacción entre el mallado y los distintos submallados obedece a una ley de jerarquía. Así, un submallado puede modificar una zona mallada si impone unas restricciones más fuertes que las asignadas por un mallado o submallado anterior.

Para mostrar cómo evoluciona la malla a lo largo de este proceso, en la *Figura 4.5* y en la *Figura 4.6* se observa el cambio progresivo en la zona próxima al perfil.

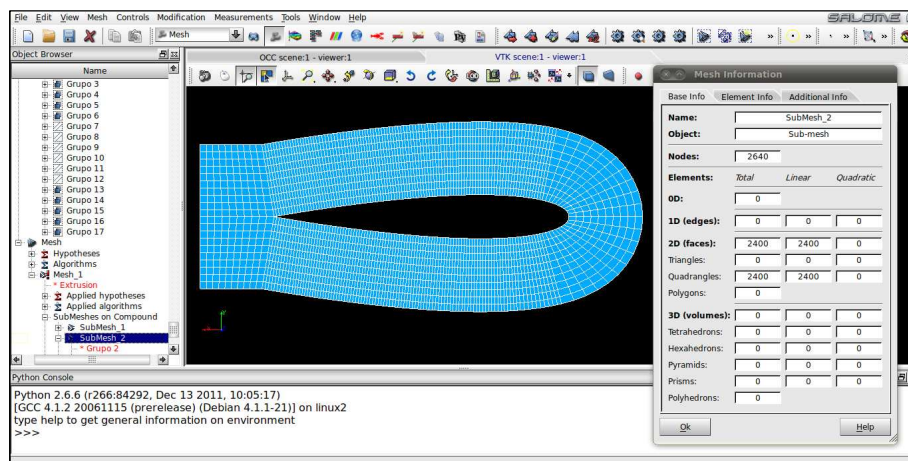


Figura 4.5: Proceso de mallado 1

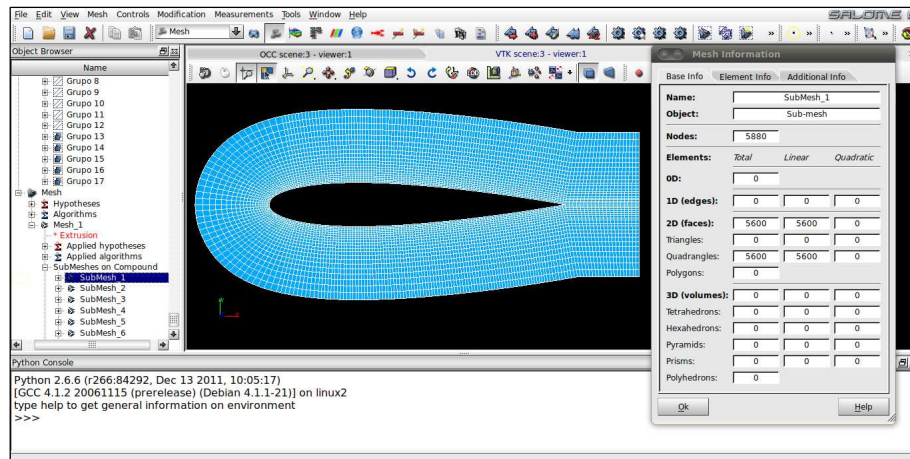


Figura 4.6: Proceso de mallado 2

4.3.4. Resultado final

El resultado de la interacción entre el mallado principal y los distintos submallados creados queda representado en la *Figura 4.7* y *Figura 4.8*.

Finalmente, antes de exportar el mallado y proceder a los cálculos, es necesario crear una serie de grupos. Cada grupo engloba uno de los patches presentes en el modelo (*Wall*, *Inlet*, *Outlet*, *Front*, *Back*), entendiendo patch como un conjunto de superficies con características comunes.

Esto es necesario para poder identificarlos en los distintos archivos requeridos por *OpenFOAM* a la hora de efectuar el cálculo. De esta forma es posible delimitarlos y definir las condiciones de contorno que afectan a cada uno de ellos.

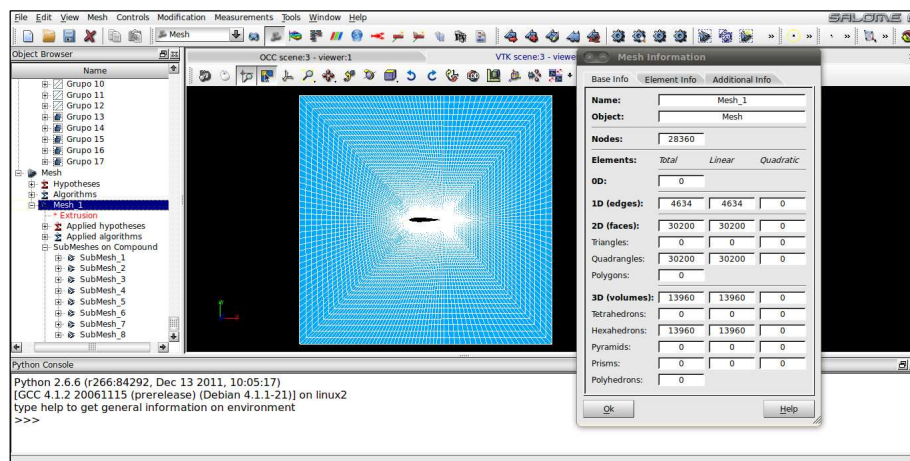


Figura 4.7: Resultado final 1

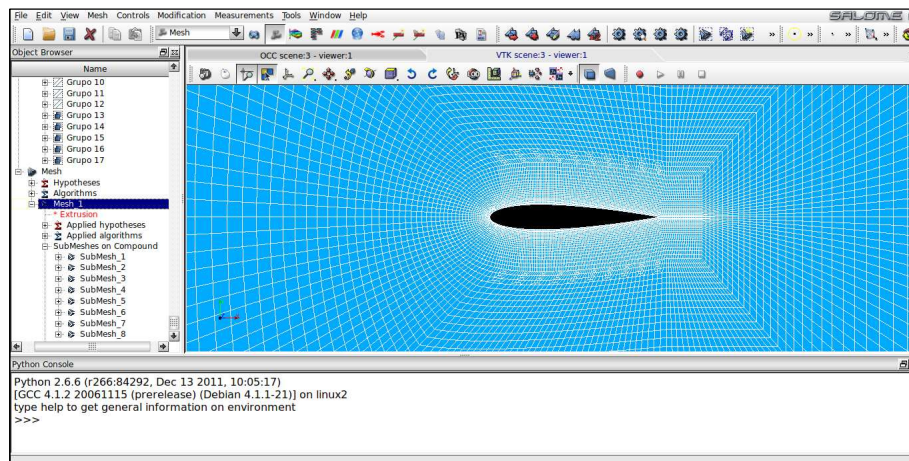


Figura 4.8: Resultado final 2

4.4. Cálculo computacional

A continuación se describen los pasos a seguir para realizar las distintas simulaciones numéricas al mallado obtenido anteriormente. El programa de cálculo CFD utilizado en este proyecto es *OpenFOAM*, indicado anteriormente debido a la gran influencia que ha tenido en el proceso de diseño.

A pesar de que en este apartado se explica todo el proceso a seguir, señalar que en el segundo capítulo del *Anexo III: Software utilizado* se puede encontrar información más específica sobre este programa.

4.4.1. Estructura de archivos

Antes de iniciar el proceso de cálculo es necesario crear una serie de archivos con una determinada estructura. En caso contrario, se podría producir un error al ejecutar en *OpenFOAM* una aplicación o solver. En la *Figura 4.9* se muestra un esquema con la estructura de archivos necesaria para que el programa de cálculo funcione correctamente.

La carpeta denominada *case* es el directorio en el cual se encuentran todos los demás archivos y subdirectorios del estudio. Este directorio debe de disponer de los subdirectorios *system*, *constant* y *time directories*.

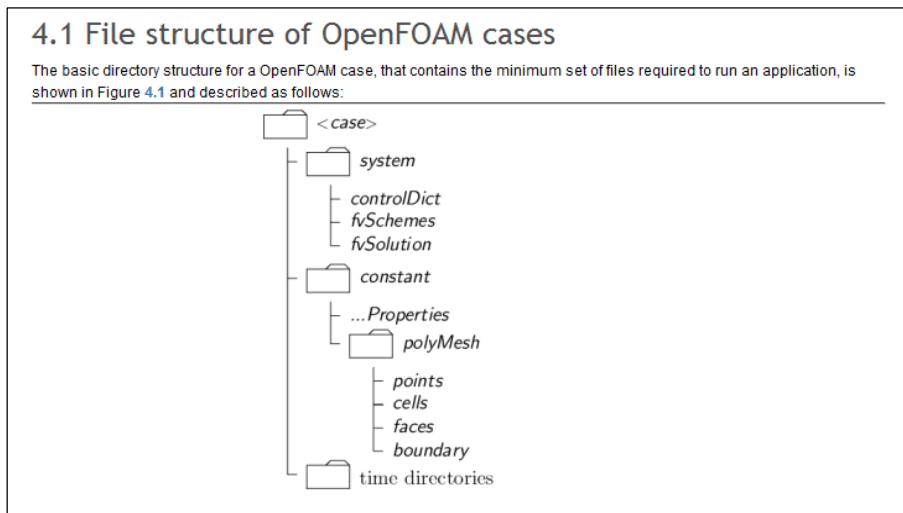


Figura 4.9: Estructura de archivos

En el subdirectorio *system* se establecen los parámetros asociados al proceso de resolución numérica. Esta carpeta debe contener al menos los archivos *controlDict*, *fvSchemes* y *fvSolution*.

El archivo *controlDict* se encarga de los parámetros de control de la ejecución, como son el tiempo de inicio y de fin de ejecución, el paso temporal y las tareas de monitorización de datos. Por otro lado, en el archivo *fvSchemes* se determinan los esquemas de discretización a utilizar en el proceso de cálculo. Por último, en *fvSolution* se especifican los solvers para cada una de las ecuaciones, las tolerancias, los coeficientes de relajación y otros controles de algoritmo.

El subdirectorio *constant* contiene una descripción completa del mallado en una carpeta llamada *Polymesh*, así como un conjunto de archivos donde se especifican una serie de propiedades físicas relativas al análisis numérico a realizar.

Volviendo a la carpeta *Polymesh*, esta descripción del mallado se realiza a través de una serie de archivos (*points*, *cells*, *faces*, *neighbour*, *boundary*, etc). Estos archivos contienen una gran cantidad de elementos geométricos que forman parte del mallado, además de información que los sitúa en el espacio, ordena y relaciona entre ellos.

Cada uno de los subdirectorios de tiempo (*time*) dispone de un conjunto de archivos con datos numéricos correspondientes a campos de velocidades, presiones y a cualquier otra variable física presente en el estudio.

Estos datos numéricos pueden proceder por parte del usuario como valores iniciales y condiciones de contorno, o pueden haber sido creados durante la ejecución en *OpenFOAM* como resultado del cálculo computacional.

En el caso estudiado, es necesario imponer una serie de condiciones iniciales para llevar a cabo las simulaciones numéricas. Para ello, todos los valores iniciales de las distintas variables que participan en la simulación son guardados en una serie de archivos dentro de una carpeta designada como 0.

Los resultados numéricos obtenidos por *OpenFOAM* aparecen en carpetas cuyos nombres son números, como por ejemplo 1603 ó 2805. Esta cifra guarda relación con el número de iteración en que finaliza el cálculo.

4.4.2. Proceso de cálculo

Antes de comenzar con el proceso de cálculo es preciso codificar correctamente todos los archivos comentados anteriormente. Esto conlleva un estudio exhaustivo del manual de usuario o; si al igual que en este caso, el fenómeno físico a analizar coincide con algún ejemplo disponible en *OpenFOAM*, basta con adaptar el código a la condiciones buscadas.

En el primer paso se exporta el mallado procedente de *Salome* al programa de cálculo *OpenFOAM*. De este modo, se actualiza la carpeta *Polymesh* con los nuevos elementos geométricos. A continuación, una vez introducidos los valores iniciales y las condiciones de contorno, se inicia el proceso de cálculo.

Este proceso finaliza cuando se alcanza un nivel de precisión mayor al fijado o transcurrido el número máximo de iteraciones permitido. Asimismo, el fin de este proceso supone la creación de un directorio de tiempo con los valores de las variables calculadas en cada uno de los nodos de la malla. Por otro lado, también se crea un archivo con los valores que toman los coeficientes aerodinámicos en cada una de las iteraciones realizadas, información que se utiliza para estudiar la convergencia del proceso de cálculo.

4.4.3. Resultados

En este último apartado se exponen en la *Tabla 4.1* los resultados finales relativos a los coeficientes aerodinámicos, en el estudio concreto del perfil NACA 0015 para un ángulo de ataque α de 10°. Recordar que las condiciones establecidas en el estudio de este perfil llevan asociadas un número de Reynolds aproximadamente igual a 533000.

	Iteraciones	C_L	C_D
Cálculo CFD			
Caso 1	445	0,9441	0,0363
Caso 2	2797	0,9693	0,0330
Caso 3	50000	0,9446	0,0363
Caso 4	926	0,9904	0,0326
Caso 5	5094	0,9774	0,0331
Caso 6	50000	0,9922	0,0325
Caso 7	1412	0,9901	0,0323
Caso 8	5299	0,9786	0,0328
Experimentales			
Re 700000	-	0,9937	0,0164
Re 360000	-	0,9440	0,0191

Tabla 4.1: Resultados finales

En primer lugar, aclarar que los casos 4, 5 y 6 corresponden a los estudios realizados con la segunda versión de la malla y con unas condiciones equivalentes a las de los casos 1, 2 y 3 respectivamente. En la misma línea, en los casos 7 y 8 los cálculos se realizan utilizando la tercera versión de la malla, para las mismas condiciones que en los casos 1 y 2.

Obviamente, los resultados numéricos deberían situarse en el intervalo formado por los valores experimentales. Partiendo de esta hipótesis, no se observa que los resultados numéricos sean más precisos en el caso de utilizar un mallado más fino. En relación a este aspecto, se considera que el análisis de otros casos utilizando mallados con un mayor número de nodos es contraproducente, ya que no se compensa en ningún momento el aumento del coste computacional.

Por último, comparando entre sí los resultados obtenidos en los casos 1,2 y 3, se concluye que la influencia de los parámetros numéricos en el resultado final no es demasiado significativa.

4.5. Visualización de resultados

El último paso del procedimiento de análisis numérico consiste lógicamente en observar y analizar el producto final de todo el trabajo desarrollado.

A modo de ejemplo se muestran en este apartado los resultados finales del caso 1 del análisis realizado al perfil NACA 0015 para un ángulo de ataque de 10° . No se muestran el resto de casos por el hecho de que aumentaría considerablemente la extensión de la *Memoria* y además, éstos pueden ser consultados en el *Anexo II: Resultados del cálculo computacional*.

En primer lugar, en la *Figura 4.10* y en la *Figura 4.11* se muestra el estudio de convergencia realizado. Para este propósito se ha utilizado el archivo que dispone de los valores de los coeficientes en cada una de las iteraciones ejecutadas.

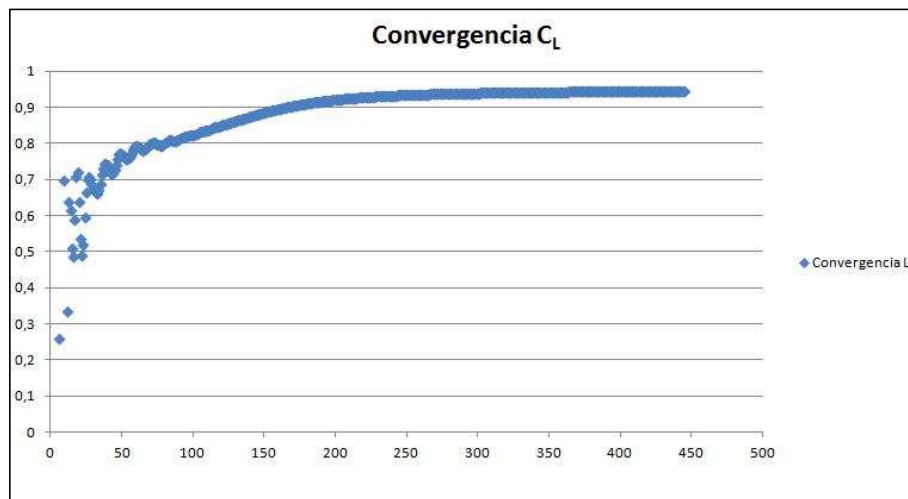


Figura 4.10: Convergencia C_L

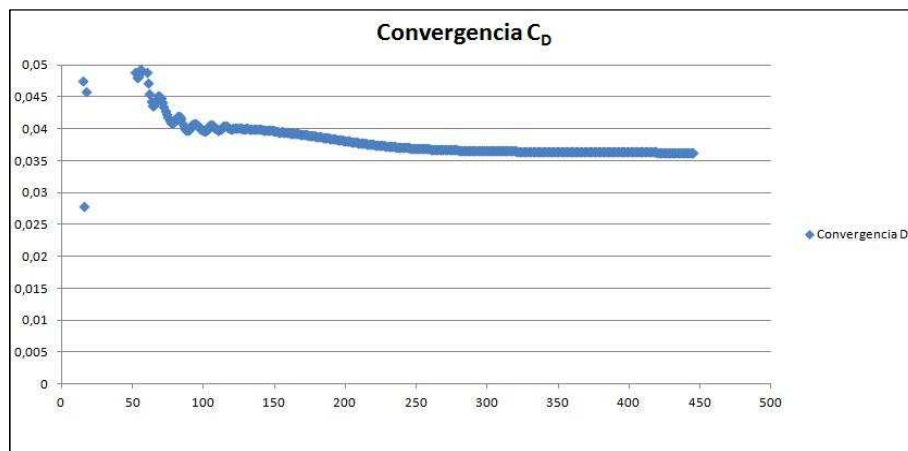


Figura 4.11: Convergencia C_D

A la vista de estos resultados, se puede concluir que este caso presenta un nivel de convergencia bastante aceptable. Así pues, parece lógico pensar que el proceso se ha desarrollado correctamente y que los resultados son válidos, aunque el grado de precisión alcanzado respecto a los resultados experimentales no sea el óptimo.

Finalmente, se analiza la evolución de las variables presión y velocidad en el dominio de estudio. La utilización del programa de postprocesado *Paraview* permite representar la evolución de estas variables a partir del directorio de tiempo creado por *OpenFOAM* al finalizar el cálculo.

Para realizar estas representaciones *Paraview* crea un modelo 3D a partir de la geometría declarada en la carpeta de *Polymesh*. A continuación lee el valor de la variable en cada uno de los nodos del mallado para producir finalmente un gráfico con su evolución. En la *Figura 4.12* se muestra el campo de presiones (presión relativa en Pa), mientras que en la *Figura 4.13* se representa la velocidad (m/s).

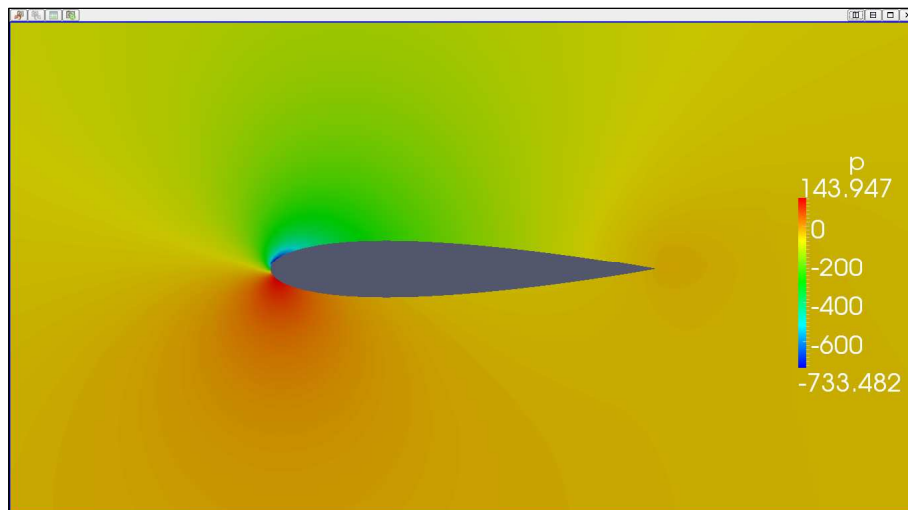


Figura 4.12: Campo escalar de presiones

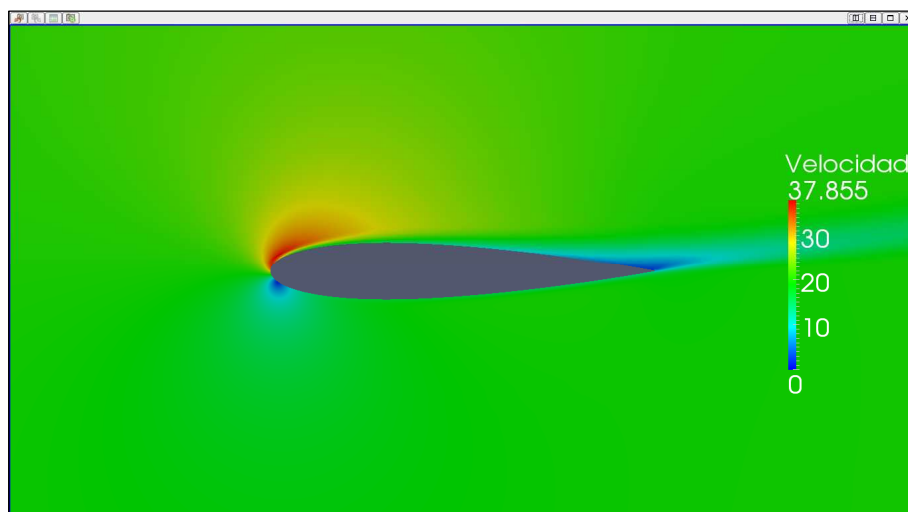


Figura 4.13: Módulo de la velocidad

Capítulo 5

Resultados finales y comparación

En este capítulo se comparan los coeficientes aerodinámicos procedentes del cálculo numérico con los obtenidos mediante técnicas experimentales y publicados en artículos científicos. Gracias a esto, es posible evaluar la capacidad del procedimiento de análisis numérico desarrollado en este proyecto.

De este modo, si los resultados presentan un comportamiento apropiado y el nivel de precisión alcanzado se sitúa dentro de unos márgenes asumibles, se podría pensar en emplear este procedimiento para predecir el comportamiento que ofrecería un determinado perfil frente a unas condiciones de viento dadas.

5.1. Perfil NACA 0015

En este apartado se presentan de forma resumida los resultados correspondientes al perfil NACA 0015. Así, mientras que en la *Tabla 5.1* se muestran los coeficientes aerodinámicos obtenidos en cada una de las simulaciones realizadas; la *Tabla 5.2* recoge los resultados experimentales con los que se lleva a cabo la comparación. Notar que en la *Tabla 5.1* solo aparecen los resultados en los que el proceso de cálculo presenta un nivel de convergencia aceptable.

Por otro lado, disponiendo de datos experimentales para ensayos realizados a n° de Reynolds de 700000 y 360000, y teniendo en cuenta que el n° de Reynolds característico de estas simulaciones es 533000, los resultados numéricos deberían ubicarse dentro del intervalo formado por los valores experimentales. Además, aunque la dependencia de los coeficientes aerodinámicos con el n° de Reynolds no es lineal, se espera que los resultados numéricos estén próximos al promedio de los valores experimentales.

Si se compara cuantitativamente atendiendo a este razonamiento, se concluye que el error relativo medio es de un 7,95% para el coeficiente de sustentación y de un 104,60% para el coeficiente de resistencia aerodinámica.

Finalmente, se muestra gráficamente la evolución de estos coeficientes según el ángulo de ataque en la *Figura 5.1* y en la *Figura 5.2*, así como una representación de la curva polar (coeficiente de sustentación frente al de arrastre) en la *Figura 5.3*.

Ángulo	C _L - Caso1	C _L - Caso2	C _L - Caso3	C _D - Caso1	C _D - Caso2	C _D - Caso3
0º	0,0001	-0,0001	0,0000	0,0146	0,0140	0,0146
1º	0,1061	0,1065	0,1063	0,0147	0,0141	0,0147
2º	0,2099	0,2102	0,2100	0,0152	0,0145	0,0152
3º	0,3126	0,3115	0,3128	0,0159	0,0152	0,0159
4º	0,4140	0,4146	0,4142	0,0171	0,0162	0,0171
5º	0,5137	0,5157	0,5139	0,0186	0,0176	0,0186
6º	0,6106	0,6152	0,6110	0,0207	0,0194	0,0207
7º	0,7040	0,7117	0,7045	0,0233	0,0217	0,0233
8º	0,7921	0,8043	0,7926	0,0267	0,0247	0,0267
9º	0,8732	0,8908	0,8735	0,0309	0,0284	0,0309
10º	0,9441	0,9693	0,9446	0,0363	0,0330	0,0363
11º	1,0020	1,0386	1,0025	0,0430	0,0387	0,0430
12º	1,0407	1,0957	1,0415	0,0516	0,0458	0,0516
13º	1,0526	1,1343	1,0525	0,0628	0,0548	0,0627
14º	1,0188	1,1405	1,0194	0,0780	0,0665	0,0780
15º	0,9081	1,1064	0,9098	0,1005	0,0822	0,1005

Tabla 5.1: Resultados numéricos NACA 0015

Ángulo	C _L - Exp1	C _L - Exp2	C _D - Exp1	C _D - Exp2
Re	700000	360000	700000	360000
0º	0,0000	0,0000	0,0077	0,0091
1º	0,1100	0,1100	0,0078	0,0092
2º	0,2200	0,2200	0,0080	0,0094
3º	0,3300	0,3300	0,0083	0,0098
4º	0,4400	0,4400	0,0089	0,0105
5º	0,5500	0,5500	0,0098	0,0114
6º	0,6600	0,6600	0,0108	0,0126
7º	0,7483	0,7390	0,0122	0,0143
8º	0,8442	0,8240	0,0135	0,0157
9º	0,9260	0,8946	0,0149	0,0173
10º	0,9937	0,9440	0,0164	0,0191
11º	1,0363	0,9572	0,0182	0,0211
12º	1,0508	0,9285	0,0200	0,0233
13º	1,0302	0,8562	0,0221	0,0257
14º	0,9801	0,7483	0,0244	0,0283
15º	0,9119	0,6350	0,0269	0,0312

Tabla 5.2: Resultados experimentales NACA 0015

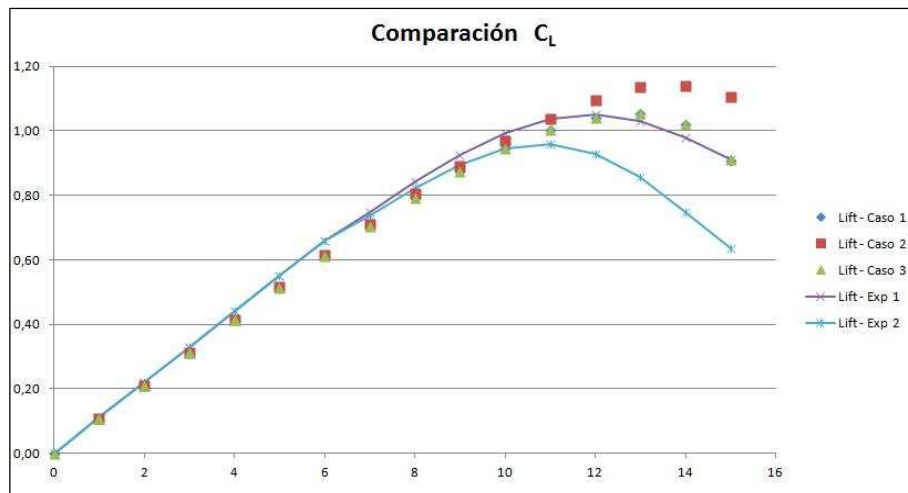


Figura 5.1: Comparación coeficiente de sustentación

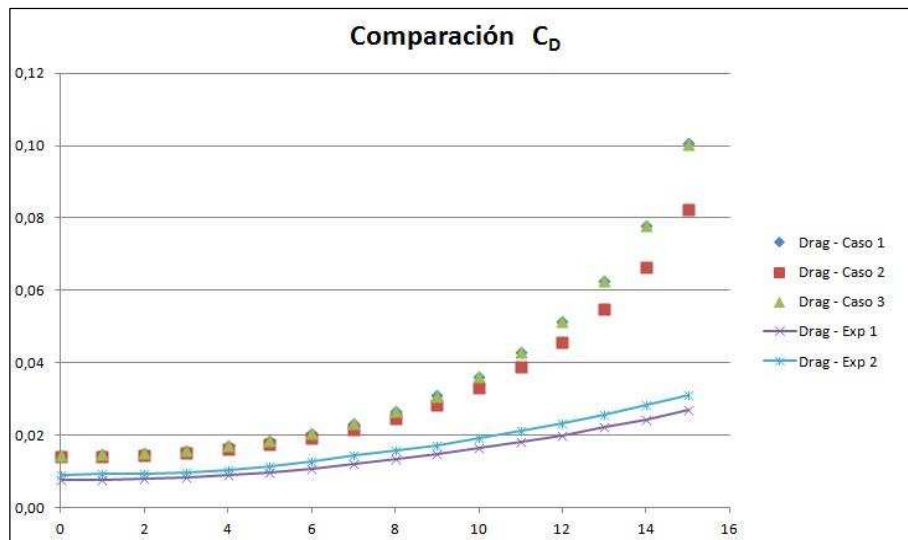


Figura 5.2: Comparación coeficiente de resistencia

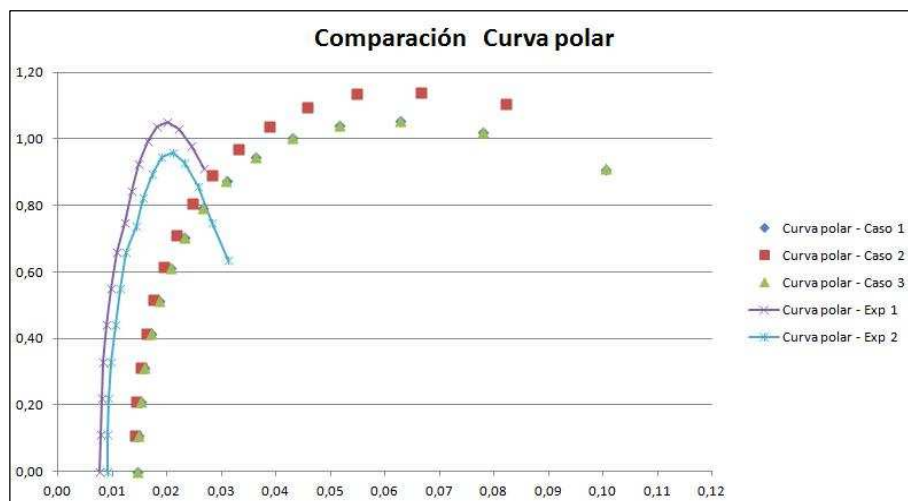


Figura 5.3: Comparación curva polar

5.2. Perfil FX63 – 137

A continuación se resumen los resultados correspondientes al perfil FX63 – 137. De este modo, la *Tabla 5.3* agrupa los coeficientes aerodinámicos procedentes del cálculo numérico; mientras que en la *Tabla 5.4* se exponen los resultados experimentales con los que se compara posteriormente. Al igual que en el apartado anterior, en la *Tabla 5.3* solo aparecen los resultados para los cuales el proceso de cálculo presenta un nivel de convergencia aceptable.

En este punto resulta conveniente justificar la presencia de dos conjuntos de valores experimentales en la *Tabla 5.4*, ya que en este caso tanto los ensayos como los cálculos computacionales se han efectuado para el mismo n° de Reynolds (500000). La razón que ha llevado a publicar ambos resultados es que se han obtenido con unas condiciones de ensayo distintas. Así, los primeros resultados corresponden a un ensayo (*Exp1*) en el que se permite que la turbulencia se desarrolle libremente. En cambio, en el otro ensayo (*Exp2*) se fuerza el inicio del régimen turbulento en una posición determinada del perfil aerodinámico.

Comparando los resultados numéricos con los correspondientes a ambos experimentos se observa que éstos poseen un mayor grado de similitud con los obtenidos en el primer ensayo (*Exp1*). Este hecho parece lógico si se considera que el modelo de turbulencia utilizado en los cálculos (modelo $K - \epsilon$) también permite el desarrollo libre de la turbulencia.

De este modo, se decide comparar en términos cuantitativos los resultados numéricos con los obtenidos mediante este ensayo, a pesar de que los ángulos de ataque no son exactamente iguales en ambos casos. Así, el error relativo medio es de un 4,89% para el coeficiente de sustentación y de un 76,56% para el coeficiente de arrastre.

Finalmente, en la *Figura 5.4* y en la *Figura 5.5* se muestra la evolución de todo este conjunto de coeficientes aerodinámicos según el ángulo de ataque. Por otra parte, en la *Figura 5.6* se representa la curva polar.

Ángulo	C _L - Caso1	C _L - Caso2	C _L - Caso3	C _D - Caso1	C _D - Caso2	C _D - Caso3
-6°	0,1068	0,1307	0,1063	0,0340	0,0304	0,0340
-4°	0,3760	0,3994	0,3766	0,0196	0,0194	0,0196
-2°	0,6194	0,6283	0,6200	0,0166	0,0165	0,0166
0°	0,8537	0,8567	0,8537	0,0157	0,0162	0,0157
2°	1,0718	1,0639	1,0718	0,0171	0,0186	0,0171
4°	1,2796	1,2668	1,2797	0,0198	0,0218	0,0198
6°	1,4693	1,4548	1,4713	0,0243	0,0266	0,0241
8°	1,6349	1,6159	1,6378	0,0311	0,0335	0,0308
10°	1,7658	1,7390	1,7673	0,0412	0,0424	0,0409
12°	1,8384	1,8587	1,8391	0,0559	0,0566	0,0556
14°	1,8314	1,8680	1,8324	0,0766	0,0774	0,0768
16°	1,7465	1,7873	1,7476	0,1072	0,1012	0,1074

Tabla 5.3: Resultados numéricos FX63 – 137

Ángulo - Exp1	C _L - Exp1	C _D - Exp1	Ángulo - Exp 2	C _L - Exp 2	C _D - Exp2
-6,11°	0,1470	0,0148	-6,13°	0,1420	0,0144
-5,08°	0,2590	0,0123	-5,09°	0,2600	0,0115
-4,09°	0,3810	0,0108	-4,07°	0,3660	0,0111
-2,98°	0,5070	0,0094	-3,09°	0,4630	0,0112
-1,96°	0,6300	0,0087	-2,02°	0,5720	0,0121
-1,05°	0,7250	0,0090	-0,99°	0,6670	0,0133
0,07°	0,8410	0,0096	-0,02°	0,7490	0,0145
1,11°	0,9480	0,0100	1,07°	0,8530	0,0158
2,10°	1,0520	0,0106	2,08°	0,9430	0,0171
3,17°	1,1620	0,0109	3,06°	1,0320	0,0183
4,25°	1,2740	0,0116	4,16°	1,1350	0,0201
5,14°	1,3600	0,0124	5,18°	1,2180	0,0221
6,20°	1,4590	0,0135	6,16°	1,2870	0,0248
7,26°	1,5470	0,0147	7,21°	1,3500	0,0294
8,26°	1,6170	0,0166	8,22°	1,3950	0,0362
9,27°	1,6730	0,0197	9,23°	1,4310	0,0486
10,28°	1,7040	0,0249	10,22°	1,4560	0,0667
11,26°	1,7170	0,0338	-	-	-
12,32°	1,7220	0,0505	-	-	-
13,31°	1,7230	0,0675	-	-	-
14,24°	1,7210	0,0800	-	-	-

Tabla 5.4: Resultados experimentales FX63 – 137

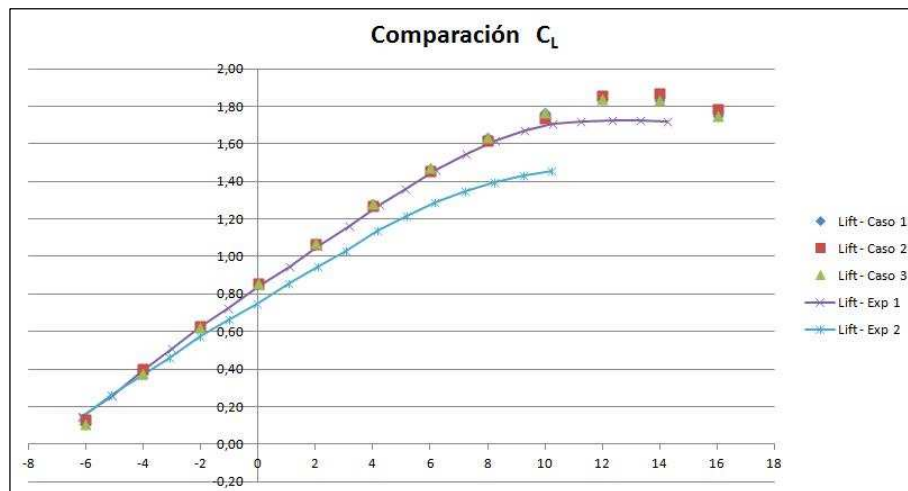


Figura 5.4: Comparación coeficiente de sustentación

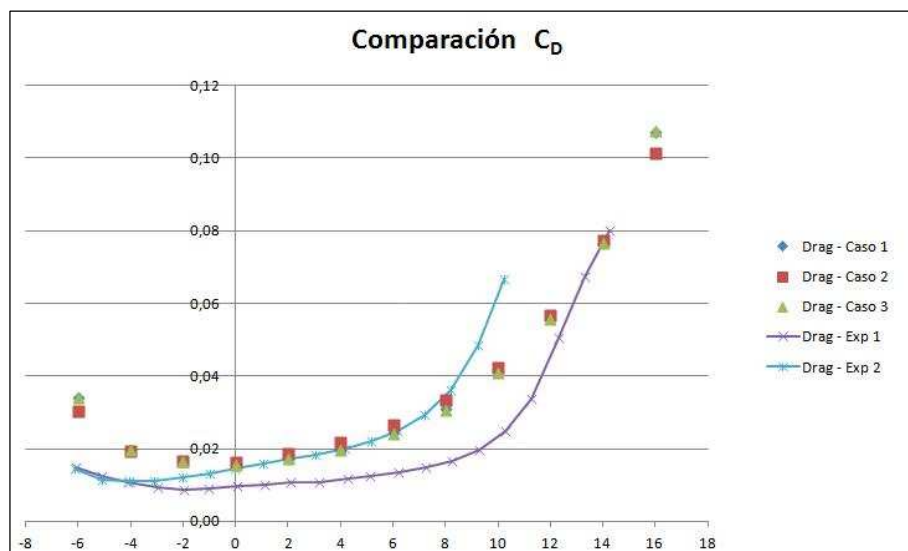


Figura 5.5: Comparación coeficiente de resistencia

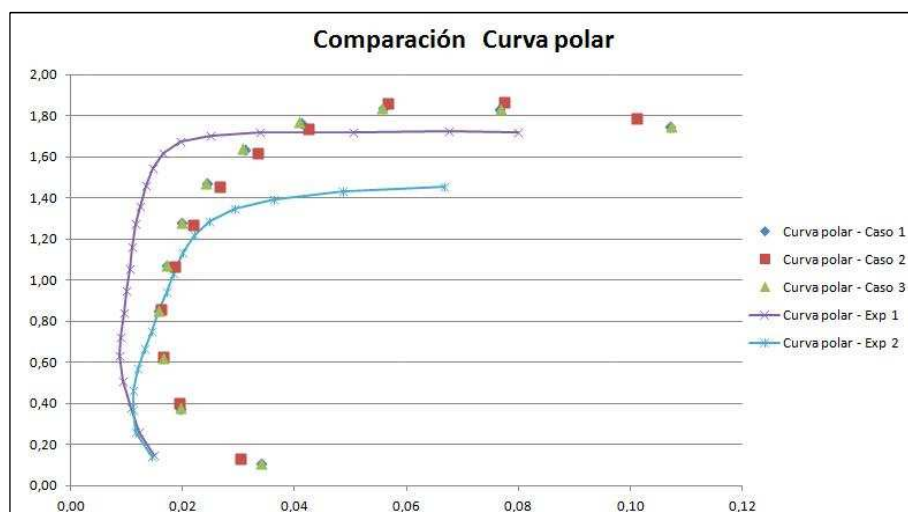


Figura 5.6: Comparación curva polar

Capítulo 6

Conclusiones

En este último capítulo es imprescindible realizar una valoración de los resultados finales así como de todo el trabajo desarrollado en este proyecto.

En el capítulo anterior se ha estimado de manera aproximada el error cometido en el conjunto de simulaciones numéricas. Concretamente, se ha concluido que el cálculo del coeficiente de sustentación conlleva un error medio menor del 10% (entre 5% - 8%); mientras que el error asociado al cálculo del coeficiente de resistencia es considerablemente mayor, alcanzando valores superiores al 100%. De este modo, a pesar de que los resultados asociados a la fuerza de sustentación son más que alentadores, la precisión en las estimaciones de la resistencia aerodinámica es mínima. No obstante, la valoración final del procedimiento de análisis numérico desarrollado en este proyecto ha de ser positiva.

En primer lugar, recordar que el objetivo de un aerogenerador es la producción eléctrica, y que ésta es consecuencia casi en exclusiva de la fuerza de sustentación. Por otro lado, consultando en bibliografía resultados obtenidos en cálculos similares, mientras que normalmente se consigue un alto nivel de precisión en la estimación de la fuerza de sustentación, en la mayoría de los casos tan solo se logra alcanzar valores de la resistencia aerodinámica del mismo orden de magnitud.

Siguiendo todo este razonamiento, se valora la posibilidad de que el procedimiento de análisis desarrollado sirva de apoyo a posibles líneas futuras de trabajo e investigación.

Una vez finalizada la explicación del proyecto, mencionar que se han cubierto todos los objetivos fijados inicialmente.

La aplicación del cálculo CFD al estudio de la interacción perfil aerodinámico – aire es más que evidente. Por otra parte, se ha efectuado un profundo análisis del procedimiento numérico desarrollado en el proyecto, para lo cual se ha necesitado caracterizar desde un punto de visto energético el comportamiento de los perfiles en unas condiciones de viento variables.

BIBLIOGRAFÍA

FERZIGER, J. H. and MILOVAN, P. *Computational methods for fluid dynamics*. Berlin, Springer, 2002.

ABBOTT, I. H. and DOENHOFF, A. E. *Theory of wing sections*. New York, Dover, 1959.

SELIG, M. S. and McGRANAHAN, B. D. *Wind Tunnel Aerodynamic Tests of Six Airfoils for Use on Small Wind Turbines*. Illinois, University of Illinois at Urbana – Champaign, 2003.

McLaren, K., Tullis, S. and Ziada, S. *Small – Scale Vertical Axis Wind Turbine Blade Optimization Through Numerical Modeling Techniques*. Canada, Department of Mechanical Engineering, McMaster University, 2007.

Sheldahl, R. E. and Klimas, P. C. *Aerodynamic Characteristics of Seven Airfoil Sections Through 180 Degrees Angle of Attack for Use in Aerodynamic Analysis of Vertical Axis Wind Turbines*. New Mexico, Sandia National Laboratories, Albuquerque, 1981.

Salome User Guide.

http://docs.salome-platform.org/salome_6_5_0/gui/GUI/index.html

OpenFOAM User Guide.

<http://foam.sourceforge.net/docs/Guides-a4/UserGuide.pdf>

Paraview User Guide.

<http://www.paraview.org/paraview/help/download/ParaViewUserGuide3.10.pdf>

CFD Online Discussion Forums.

<http://www.cfd-online.com/Forums/>

