



Universidad de Valladolid



**ESCUELA DE INGENIERÍAS
INDUSTRIALES**

UNIVERSIDAD DE VALLADOLID
ESCUELA DE INGENIERIAS INDUSTRIALES

Grado en Ingeniería mecánica

**Análisis CFD bidimensional y tridimensional de turbinas
de viento tipo H-Darrieus con perfiles NACA 0025.
Metodología para establecer las condiciones
operativas.**

Autor:

Revilla de Lozar, Javier

Tutores:

**Parra Santos, Maria Teresa
Departamento de Ingeniería
Energética y Fluidomecánica**

**Armando Gallegos Muñoz
Universidad de Guanajuato, Méjico**

Valladolid, Diciembre 2014

Índice

| | |
|--|----|
| Capítulo 1 Introducción | 1 |
| 1.1 Justificación..... | 1 |
| 1.2 Antecedentes | 3 |
| 1.3 Objetivos..... | 4 |
| 1.4 Estructura de la Memoria..... | 4 |
| Capítulo 2 Construcción del modelo | 6 |
| 2.1 Modelo físico | 6 |
| 2.2 Modelo geométrico | 6 |
| 2.3 Parámetros adimensionales | 9 |
| 2.4 Construcción del modelo numérico 2D | 11 |
| 2.4.1 Dominio computacional | 11 |
| 2.4.2 Condiciones de contorno | 13 |
| 2.4.3 Propiedades del fluido | 15 |
| 2.4.4 Resolución temporal | 16 |
| 2.4.5 Esquema de resolución..... | 16 |
| 2.4.6 Modelo de turbulencia | 18 |
| 2.4.7 Valores de referencia | 18 |
| 2.5 Construcción del modelo numérico 3D | 19 |
| 2.5.1 Dominio computacional | 19 |
| 2.5.2 Condiciones de contorno | 22 |
| 2.6 Resumen construcción del modelo | 22 |
| Capítulo 3 Análisis de los resultados | 23 |
| 3.1 Introducción | 23 |
| 3.2 Curvas características del NACA 0025 con $\sigma = 0.25$ (Modelo 1)..... | 23 |
| 3.2.1 Obtención de las curvas características | 24 |
| 3.2.2 Coeficiente de par | 26 |
| 3.2.3 Coeficiente de potencia | 27 |
| 3.3 Patrón de flujo en condiciones de diseño para NACA 0025 con $\sigma = 0.25$ (Modelo 1)..... | 29 |
| 3.3.1 Contornos de presión | 30 |
| 3.3.2 Contornos de vorticidad | 33 |
| 3.3.3 Vectores velocidad | 36 |
| 3.4 Análisis de sensibilidad a la malla..... | 40 |
| 3.4.1 Refinado de la malla 87600 celdas..... | 40 |

| | |
|--|-----------|
| 3.4.2 Comparación de curvas características con distinta resolución..... | 41 |
| 3.5 Análisis de la influencia de la solidez..... | 43 |
| 3.5.1 Comparación de curvas características con distinto grado de solidez | 43 |
| 3.5.2 Análisis del patrón de flujo para el modelo 3 ($\sigma = 0.15$) | 45 |
| 3.6 Análisis del modelo 3D..... | 51 |
| 3.6.1 Curvas características | 52 |
| 3.6.2 Patrones de flujo..... | 54 |
| Capítulo 4 Conclusiones y trabajos futuros | 62 |
| Bibliografía | 64 |
| Anexo I Parámetros del modelo..... | 65 |

Capítulo 1 Introducción

1.1 Justificación

El enfoque tradicional del aprovechamiento de los recursos energéticos renovables ha sido la explotación de grandes potencias, ya que desde el punto de vista comercial tienen un mayor interés. Sin embargo, debido a que la mayoría de los emplazamientos donde es rentable construir grandes aerogeneradores de eje horizontal (HAWT) ya se están explotando, comienza a adquirir una mayor importancia la utilización de pequeñas potencias. Así, se tiene una gran oportunidad para desarrollar aerogeneradores que sean capaces de funcionar en condiciones en las que la velocidad del viento no es lo suficientemente elevada como para que los HAWT puedan funcionar.

La ventaja de las turbinas eólicas de eje vertical (VAWT) es que no necesitan ser orientadas en la dirección del viento, son fáciles de construir y operan a bajas velocidades del mismo. Dentro de estos tipos aerogeneradores, destacan los Darrieus que trabajan a velocidades moderadamente bajas con rendimientos bastante aceptables. El único problema de los Darrieus es el elevado par de arranque que requieren.

En este proyecto, se opta por el estudio de los aerogeneradores de eje vertical, VAWT, del tipo H-Darrieus de 3 álabes, los cuales presentan una serie de ventajas en comparación con los HAWT.

A continuación se exponen una serie de diferencias principales entre ambos tipos de aerogeneradores:

- Orientación: Es una de las grandes diferencias entre ambos tipos de aerogeneradores. Los HAWT necesitan ser orientados mediante un mecanismo de orientación, el cual es costoso y puede dar fallos en funcionamiento. Sin embargo los VAWT pueden recibir el viento de cualquier dirección sin necesidad de ser orientados, lo que constituye una gran ventaja. Así, es posible su ubicación en emplazamientos en los que la dirección del viento cambia frecuentemente.
- Fabricación y mantenimiento: Su diseño está basado en la simplificación. En éste se elimina el sistema de orientación y la torre de gran altitud. Los perfiles de los álabes de los aerogeneradores H-Darrieus son rectos. Todo esto hace que este tipo de aerogeneradores presenten sencillez y bajo coste.

- Coste: Los principales costes de un aerogenerador están determinados principalmente por el coste de fabricación, la potencia que se pueda extraer, coste de instalación y mantenimiento, y el coste de financiación. Tanto el coste de fabricación como el de mantenimiento son mucho más pequeños que en los HAWT.
- Rendimiento: Los HAWT presentan un coeficiente de potencia (Este término se explicará más adelante) en torno a 0.4-0.5, en ventaja respecto a los VAWT, en los que este coeficiente toma valores inferiores a 0.4.
- Tamaño: Los pequeños aerogeneradores de eje vertical juegan un papel muy importante en aquellas zonas en las que los HAWT no funcionan bien, por ejemplo en áreas montañosas, o en regiones en las que hay fuertes ráfagas de viento con cambios de dirección habituales, como son los tejados.
- Autoarranque y control de la potencia: Los H-Darrieus necesitan un sistema de autoarranque a bajas velocidades del viento lo cual no sucede en los HAWT. La mayoría de los HAWT utilizan un sistema de control de la inclinación del álabe para controlar la potencia que extraen del viento. Para los H-Darrieus, los sistemas de control de potencia son opcionales, pudiendo llevar sistemas que mantienen la velocidad de giro constante. La ventaja que esto presenta, es que si se elige no incorporar este sistema, el coste se reduce.
- Mecánica estructural: En los VAWT la variación del par sobre el eje es oscilatoria debido al continuo cambio del ángulo de ataque de los perfiles aerodinámicos. Esto puede afectar a la vida útil del mismo, sin embargo este efecto se puede reducir aumentando el número de perfiles a 3 o más para equilibrarlo.
- Medio ambiente y ruido: Los H-Darrieus son más silenciosos que los HAWT, lo cual es ventajoso respecto a su utilización en áreas urbanas. Existen 2 principales focos de ruido en un aerogenerador. El ruido aerodinámico producido por el propio movimiento de los perfiles y el ruido provocado por los componentes mecánicos. El ruido aerodinámico aumenta cuando se incrementa la velocidad de la punta de los álabes, lo que implica que los VAWT presentarán un menor ruido. En relación con la utilización de combustibles fósiles, esta tecnología es de carácter renovable y no emite ningún tipo de contaminante atmosférico durante su funcionamiento.

Aunque la mayor parte son ventajas en los aerogeneradores H-Darrieus, también presentan fuertes desventajas, como el problema en la capacidad de autoarranque y el bajo rendimiento que presentan. Estas son algunas de las razones por las que

este tipo de tecnologías no han sido desarrolladas ampliamente, aunque se conozcan desde hace tiempo.

En este contexto, el presente trabajo pretende estudiar el funcionamiento de este tipo de aerogenerador, analizando aspectos relacionados con la generación de potencia y el rendimiento.

1.2 Antecedentes

Se han llevado a cabo muchos estudios relacionados con el análisis de comportamiento de los aerogeneradores de eje vertical. Los que ha servido de apoyo para la realización del presente proyecto han sido:

- [Vega, 2012], diseñó un modelo numérico en 2D para predecir el comportamiento aerodinámico de un aerogenerador de eje vertical tipo H-Darrieus, mediante Mecánica de Fluidos Computacional, utilizando el software de propósito general Fluent. Determinó el mejor algoritmo de resolución de la turbulencia y estudió el efecto de modificar un perfil simétrico
- [Ramos, 2013], diseñó una herramienta CAD con el software Gambit que genera un mallado para la geometría de un aerogenerador, en función de los parámetros que se desean para cada caso. Estudió
- [Esteban, 2014], Estudió principalmente la influencia de la solidez en aerogeneradores H-Darrieus con perfiles NACA 0025 comparando sus resultados con los obtenidos anteriormente por [Ramos-2013].
- [Lanzafame, 2014], construyó y analizó un modelo bidimensional de una turbina H-Darrieus de 3 palas empleando un modelo transitorio de turbulencia.
- Tanto [Mohamed, 2013], como [Howell-2009], estudian la influencia de la solidez en la velocidad de rotación a la cual un aerogenerador alcanza su máximo rendimiento, y en el rango de velocidades en los que una turbina extrae energía del viento.
- [Mohamed, 2012], estudia las características de funcionamiento de un H-Darrieus con diferentes tipos de perfiles, así como la influencia de la solidez para algunos de ellos.

- [Dominy, 2006], estudian la capacidad de autoarranque de aerogeneradores tipo H-Darrieus, en función de la solidez, variando el número de álabes.

1.3 Objetivos

El trabajo consiste en modelar, utilizando el código fluent, un rodete tipo H-Darrieus de 3 palas y analizar la influencia de diferentes geometrías de álabes y de diferentes grados de solidez. Un análisis paramétrico de diferentes modelos permitirá determinar tendencias que ayuden a establecer el óptimo diseño en base al coeficiente de par y de potencia.

Inicialmente se trabajará con un modelo 2D donde se analiza la sensibilidad a la malla y la influencia del parámetro adimensional solidez.

Así mismo, se construirá un modelo en 3 dimensiones para poder conocer los efectos de la capa de cortadura y de los torbellinos en punta y comparar estos resultados con los obtenidos en el análisis en 2 dimensiones.

Se determinan los objetivos principales desarrollados en este trabajo:

- Analizar las curvas características del aerogenerador H-Darrieus con 3 perfiles NACA 0025, en función de la velocidad angular.
- Estudiar el patrón de flujo existente y su influencia en las curvas características.
- Comparar 2 grados de solidez distintos para comprobar su influencia en el funcionamiento del aerogenerador. Este parámetro se definirá en el apartado 2.3.
- Construcción y análisis del modelo en 3 dimensiones, tanto el patrón de flujo como las curvas características y determinar sus diferencias con el modelo bidimensional.

1.4 Estructura de la Memoria

La memoria de este Trabajo está dividida en 4 capítulos principales en los que se desarrollan los objetivos anteriormente descritos:

- Capítulo 1: Introducción. En esta sección se establece tanto la justificación y antecedentes del Trabajo, como los objetivos que se pretenden conseguir.

- Capítulo 2: Construcción del modelo. Se desarrolla detalladamente la metodología de construcción tanto del modelo bidimensional como el modelo tridimensional.
- Capítulo 3: Análisis de los resultados. Se presentan los resultados obtenidos del análisis de los modelos en 2 dimensiones y en 3 dimensiones, en los que se incluyen curvas características y patrones de flujo, análisis de la influencia de la solidez, sensibilidad a la resolución espacial de la malla y la influencia del estudio en 3 dimensiones.
- Capítulo 4: Conclusiones y trabajos futuros. Síntesis de las conclusiones extraídas del trabajo y trabajos futuros propuestos.

Al final de este trabajo se muestran las referencias bibliográficas y en el Anexo I los parámetros del modelo extraídos del software que se ha empleado en el análisis.

Capítulo 2 Construcción del modelo

2.1 Modelo físico

El modelo que se va a analizar, es una turbina de viento de eje vertical (VAWT) del tipo H-Darrieus cuyo aspecto es similar al que se muestra en la figura 2.1. El rodete está formado por 3 álabes con un perfil normalizado NACA 0025.

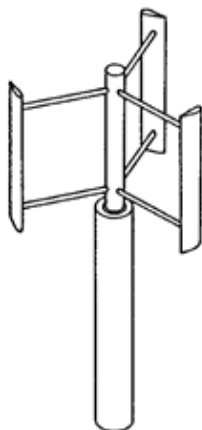


Figura 2.1 Aerogenerador H-Darrieus
(Ref: www.gienuevasenergias.wikispaces.com)

El proceso llevado a cabo para estudiar este tipo de aerogenerador consiste en la creación del dominio computacional con el software Gambit v2.4.6. En este programa se añadirán también las condiciones de contorno para su posterior análisis por volúmenes finitos con Fluent v6.3 en el que se van a definir las propiedades del fluido, el algoritmo numérico de resolución, el modelo de turbulencia empleado y los valores de referencia.

2.2 Modelo geométrico

El modelo geométrico con el que se ha trabajado, es un modelo a escala para que así puedan ser validados los resultados experimentalmente. Las características geométricas del rotor vienen reflejadas en la figura 2.2, que se muestra a continuación:

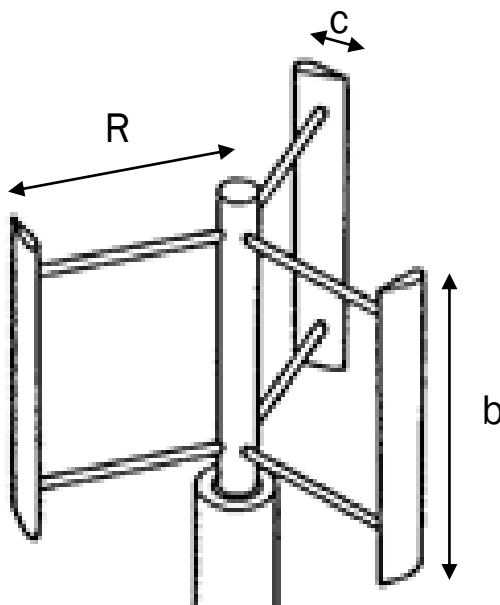


Figura 2.2 Características geométricas del rotor

Donde:

c Cuerda del perfil aerodinámico (m)

R Radio del rotor (m)

b Longitud del perfil aerodinámico (m)

Se van a estudiar 2 grados de solidez diferentes para ver en qué medida influye este parámetro, lo que implica 2 radios del rotor distintos, como se verá posteriormente en la sección 2.3, en la que se explica el concepto de solidez.

Tabla 2.1 Detalles geométricos de los modelos.

| | Modelos 1, 2 y 4 | Modelo 3 |
|-----------------------|------------------|-----------|
| Solidez (σ) | 0.25 | 0.15 |
| Radio del Rotor (R) | 0.3 m | 0.5 m |
| Número de álabes (N) | 3 | 3 |
| Perfil aerodinámico | NACA 0025 | NACA 0025 |
| Cuerda del perfil (c) | 0.05 m | 0.05 m |
| Longitud (b) | 0.2 m | 0.2 m |

El perfil de los álabes que se van a estudiar, como se ha mencionado anteriormente, es un NACA 0025. Los perfiles aerodinámicos NACA fueron desarrollados por el *National Advisory Committee for Aeronautics*, (NACA) y están divididos en varios grupos. El que se utiliza en este proyecto se encuentra dentro de la serie de 4 dígitos. En todos estos perfiles se definen una serie de conceptos geométricos que están plasmados en la Figura 2.3.

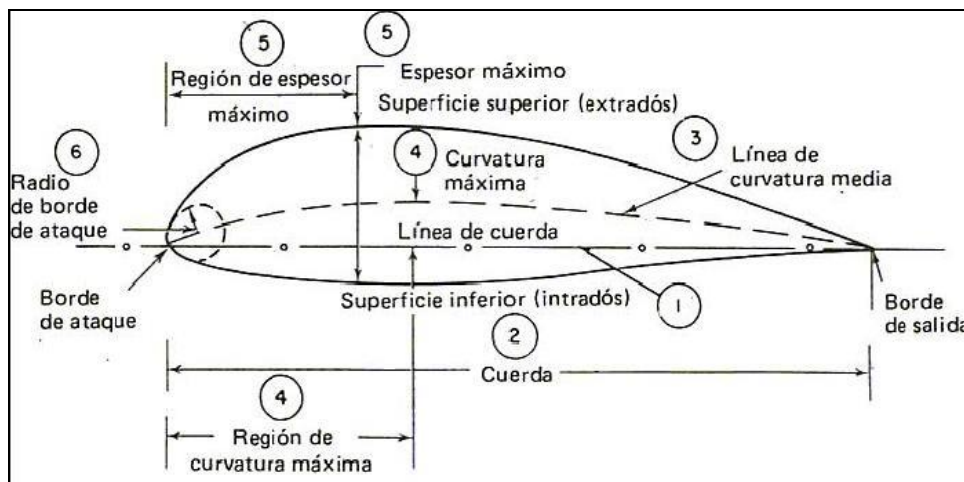


Figura 2.3 Definiciones geométricas de los perfiles NACA

(Ref: http://www.oni.escuelas.edu.ar/2003/buenos_aires/62/tecnolog/perfiles/perfil.jpg)

Estos perfiles no fueron concebidos para su uso en aerogeneradores sino para aplicaciones aeronáuticas, pero ésta se ha extendido satisfactoriamente en este terreno [Sathyajith, 2006]. Siguiendo el significado de los 4 dígitos de su designación:

- Primera cifra: Máxima curvatura descrita como porcentaje de la cuerda. En este caso es cero, ya que el perfil es simétrico
- El segundo dígito: Describe la distancia de curvatura máxima desde el borde de ataque en decenas de porcentaje de la cuerda. También esta cifra es cero para perfiles simétricos.
- Los dos últimos dígitos: Describen el espesor máximo del perfil expresado en tanto por ciento de la cuerda. En este proyecto vale 25, por lo tanto significa que el espesor máximo va a ser un 25% de la longitud total de la cuerda

Así mismo, para cada perfil está definida una función (Ecuación 2.1) que describe el perímetro de la sección del mismo. Para la serie simétrica NACA 00xx toma esta forma:

$$y = \pm \frac{t}{0.2} c \left[0.2969 \sqrt{\frac{x}{c}} + (-0.126) \left(\frac{x}{c}\right) + (-0.3516) \left(\frac{x}{c}\right)^2 + 0.2843 \left(\frac{x}{c}\right)^3 + (-0.1015) \left(\frac{x}{c}\right)^4 \right] \quad (Ec.2.1)$$

Donde:

t: es el espesor máximo del perfil en tanto por uno de la cuerda, c.

x: es la variable independiente longitudinal coincidente con la línea de cuerda (m).

Varía de 0 en el borde de ataque a c en el borde de salida coordenada.

y: es la coordenada perpendicular a la línea de cuerda para el perfil exterior e interior (m).

Representando esta ecuación con $c = 0.05$ m, $t = 0.25$ y dando valores a x, se obtiene la sección del perfil con el que se va a trabajar (figura 2.4).

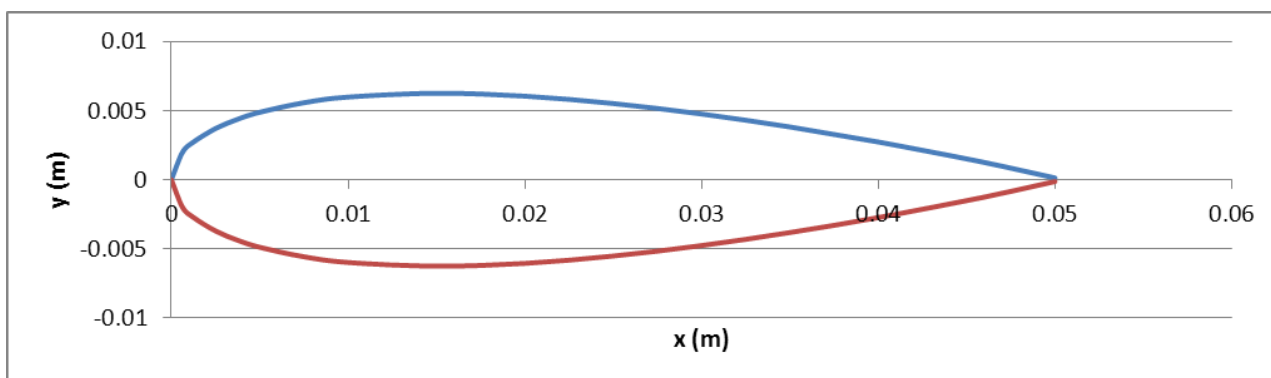


Figura 2.4 Perfil NACA 0025

Se va a emplear como sistema de referencia en coordenadas polares planas el descrito en la Figura 2.5:

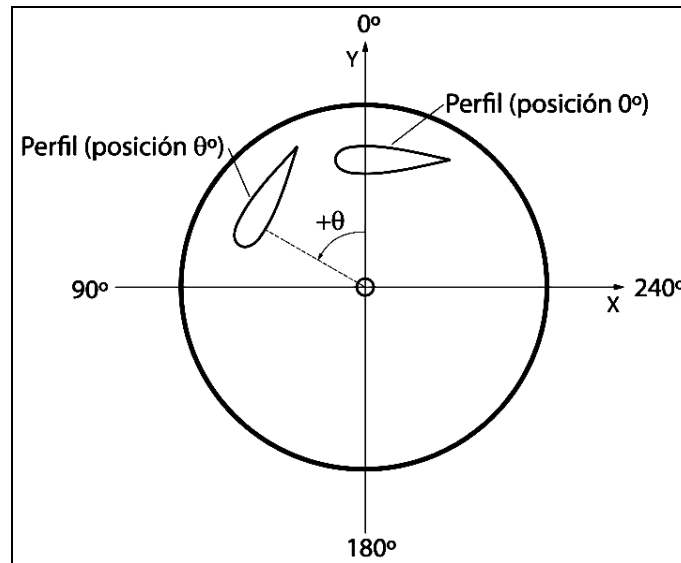


Figura 2.5 Sistema de referencia

Con todos estos datos ya se tiene la caracterización geométrica con la que se va a construir el dominio computacional, y la notación que se va a emplear.

2.3 Parámetros adimensionales

Tanto en el análisis por *CFD* como en la experimentación, se han empleado modelos a escala. Para poder extrapolar los resultados obtenidos en la simulación a un caso real, es necesaria la utilización del análisis dimensional. En este apartado se van a definir una serie de parámetros adimensionales, que serán utilizados a lo largo de todo el trabajo.

El primer parámetro que se va a presentar es la solidez, σ , la cual relaciona únicamente características geométricas del aerogenerador (Ec. 2.2):

$$\sigma = \frac{\text{Área sólida de los perfiles}}{\text{Área de paso del viento}} = \frac{N \cdot c \cdot b}{2 \cdot R \cdot b} = \frac{N \cdot c}{2 \cdot R} \quad (\text{Ec. 2.2})$$

Donde:

N: Número de perfiles aerodinámicos.

El coeficiente de velocidad, λ , o *TSR* (Por sus siglas en inglés: *Tip Speed Ratio*) relaciona la máxima velocidad lineal del rotor y la velocidad del viento (Ec. 2.3). La máxima velocidad lineal del rotor se va a encontrar en el extremo de los álabes.

$$\lambda = TSR = \frac{R \cdot \omega}{V_{\infty}} \quad (\text{Ec. 2.3})$$

Donde:

ω : Velocidad angular de rotación del rotor (rad/s).

V_{∞} : Velocidad lineal del viento (m/s).

Se puede definir el coeficiente de par, C_m , como la relación entre el par obtenido en el eje del aerogenerador, T , respecto del par máximo que se podría obtener del viento en condiciones ideales (Ec. 2.4).

$$C_m = \frac{T}{\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot A \cdot V_{\infty}^2 \cdot R} \quad (\text{Ec. 2.4})$$

Donde:

$A = 2Rb$: Superficie de paso del viento sobre el rotor (m^2).

ρ : Densidad del aire (kg/m^3).

Cuando la corriente de aire atraviesa el rotor, una parte de su energía cinética es aprovechada por el rotor y otra parte es desperdiciada [Sathyajith, 2006]. Así mismo, se puede determinar el coeficiente de potencia como la potencia extraída por el rotor, P (W), dividida entre la potencia disponible en una corriente de aire que atraviesa la superficie del rotor (Ec. 2.5).

$$C_p = \frac{P}{\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot A \cdot V_{\infty}^3} \quad (\text{Ec. 2.5})$$

Igualmente, este parámetro se puede definir también como la eficiencia con la que el rotor es capaz de obtener energía del viento. Como se observa, el factor que más influye sobre este parámetro es la velocidad de la corriente de aire, ya que tiene el exponente mayor.

A diferencia de las máquinas hidráulicas, cuya eficiencia ideal es 100 %, en aerogeneradores no se puede llevar el aire hasta el remanso, por lo que el máximo rendimiento viene dado por la teoría de Betz y es 59 %.

Tanto el coeficiente de potencia como el como el coeficiente de par varían en función de TSR , como se verá más adelante en la sección 3.2, en la que se analizarán las curvas características del aerogenerador.

Por último, el coeficiente de potencia y el coeficiente de par se relacionan entre sí con el coeficiente de velocidad, TSR , tal y como se muestra en la ecuación (Ec. 2.6):

$$TSR = \frac{C_p}{C_m} \quad (Ec. 2.6)$$

2.4 Construcción del modelo numérico 2D

En este apartado se explicará todo el proceso de realización del dominio y la malla en 2 dimensiones, la imposición de las distintas condiciones de contorno necesarias para formular el problema, así como los algoritmos de resolución empleados en la simulación con *CFD*: esquema de resolución, tratamiento cerca de la pared y modelo de turbulencia.

2.4.1 Dominio computacional

Generar el dominio computacional correcto es una parte importante del proceso de modelado numérico. Se debe tener una serie de requisitos para completarlo satisfactoriamente. El primero de todos es el tamaño del mismo, que no debe ser demasiado pequeño para poder reproducir correctamente el flujo alrededor del rotor, ni demasiado grande para que el tiempo de resolución no se incremente innecesariamente [Lanzafame, 2014].

Como en esta sección, el análisis mediante *CFD* se va a realizar en 2 dimensiones, el plano escogido para ello será el plano de corte perpendicular al eje y a una altura de $b/2$.

Se ha discretizado espacialmente el dominio en 2 zonas claramente diferenciadas. Por una parte, se tendrá una zona exterior a la que se denominará ambiente y otra interior, dentro de una circunferencia de 0.6 m, que se llamará rotor y será la que adquiera una velocidad de giro determinada en cada simulación (Figura 2.6). En esta figura se incluyen las medidas geométricas del dominio. Los perfiles se designarán con las letras A, B y C y se mantendrá esta notación a lo largo del trabajo.

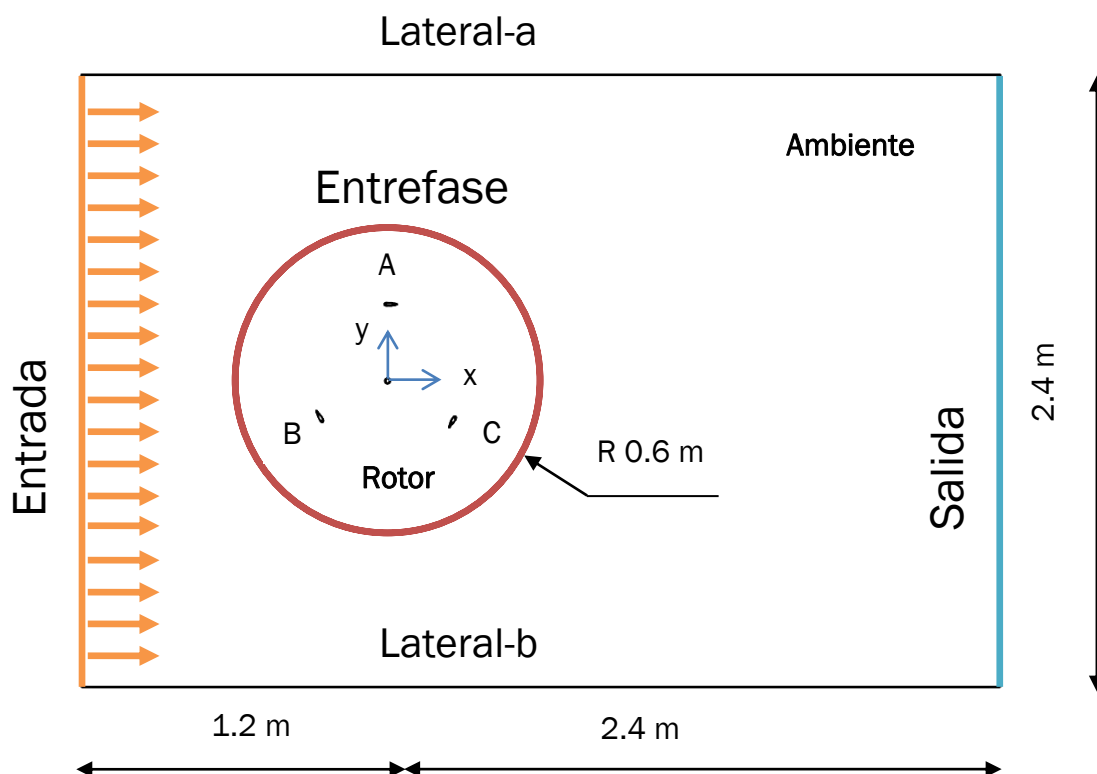


Figura 2.6 Dominio computacional y condiciones de contorno 2D para $\sigma = 0.25$.

La discretización en las 2 zonas se explica con más detalle a continuación:

- Ambiente: Esta zona del dominio computacional corresponde a la zona más alejada de los perfiles, por lo que no será necesario un mallado de alta resolución ya que no van a tener apenas influencia sobre estos. Esta zona corresponderá a la malla fija. Hay mayor espacio aguas abajo para percibir mejor las estelas que se producen en esta zona.
- Rotor: Conformar la malla móvil. La malla de este subdominio debe tener una gran resolución espacial, sobre todo cerca de los perfiles aerodinámicos y del eje, ya que es donde se va a tener los mayores gradientes en el fluido.

Todo el dominio computacional incluyendo el mallado del mismo se ha realizado con el software Gambit v2.4.6.

Partiendo del archivo Journal (Extensión .jou) creado por [Ramos-2013], se ha modificado el valor del radio del rodete (R) y la geometría del perfil dentro del propio código, generando la geometría en 2 dimensiones de forma automática, para poder adaptarla a la configuración que se estudia.

Posteriormente se ha realizado todo el proceso de mallado de forma manual, primeramente mallando cada eje y por último las superficies.

Se pueden distinguir 2 tipos de mallas: estructuradas y no estructuradas. El tipo de mallado por el que se ha optado ha sido mallado estructurado (*Quad/Pave en Gambit*), salvo en ciertas zonas alrededor del eje, donde se han empleado mallas no estructuradas (*Tri/Pave*) por la mayor complejidad de la geometría, que hacía imposible el uso de las otras.

Finalmente, el dominio computacional discretizado con toda la malla creada, toma ese aspecto (Figura 2.7):

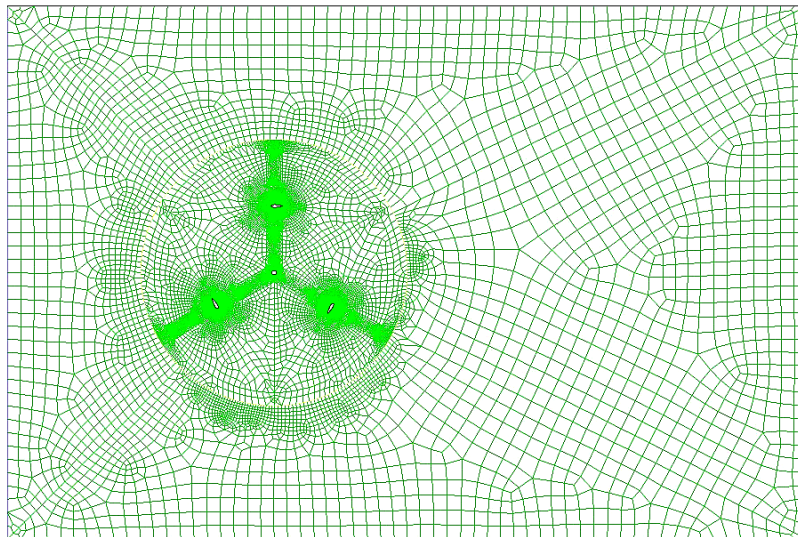


Figura 2.7 Malla del dominio 2D para $\sigma = 0.25$.

2.4.2 Condiciones de contorno

Continuando dentro del programa *Gambit*, se establecen los tipos de condiciones de contorno para poder obtener la malla definitiva, que será exportada a *Fluent*.

A modo de observaciones generales, cabe añadir las siguientes pautas para una correcta asignación de las condiciones de contorno en el modelo:

El contorno de salida debe fijarse en una zona con comportamiento parabólico donde no se presenten elevados gradientes en la dirección normal al contorno. Es decir, no deben existir recirculaciones. La condición de salida suele ser presión estática y en ningún caso debe establecerse condiciones de velocidad a la entrada y a la salida simultáneamente. En el caso de establecer una condición de presión a la entrada, será presión de remanso.

En la tabla 2.2 junto con la figura 2.6 están sintetizadas los tipos de condiciones de contorno y su imposición en el modelo numérico.

Tabla 2.2 Condiciones de contorno

| | Condiciones de contorno |
|---|---|
| Entrada | $V_{\infty} = 7 \text{ m/s}$ (Velocity Inlet) Normal to Boundary Intensidad turbulenta 7%. Escala 0.6 m |
| Salida | $P = 101325 \text{ Pa}$ (Pressure Outlet) Normal to Boundary |
| Perfiles A B y C, Eje, Lateral-a, y Lateral-b | Pared (Wall) Rugosidad del material: 0.5 |
| Entrefase | Entrefase (Interface) |
| Rotor | ω (rad/s) Centro de rotación: (x,y) = (0,0) |

A continuación se explican detalladamente cada una de ellas en el modelo:

- **Entrada:** Se encuentra aguas arriba del modelo y se corresponde a la entrada del dominio espacial. Esta superficie posee la condición *Velocity Inlet*. Para determinar que la velocidad es perpendicular a la superficie, el método seleccionado es *Magnitude, Normal to Boundary* con la opción *Reference Frame Absolute* y una magnitud de la velocidad de 7 m/s. Este flujo entra con una intensidad turbulenta de 7% y una *Length Scale* de 0.6 m según el método de especificación *Intensity and Length Scale*.
- **Salida:** Es la zona aguas abajo y corresponde a la salida del dominio. A este contorno se le va a asignar la condición *Pressure outlet* con un valor de presión manométrica de 0 Pa, y método de dirección de flujo *Normal to Boundary*. En cuanto a la turbulencia en caso de recirculación desde el exterior, el método es *K and Epsilon*, con un valor de energía cinética turbulenta $1 \text{ m}^2/\text{s}^2$ y ratio de disipación $1 \text{ m}^2/\text{s}^3$.
- **Pared:** Esta condición se asigna tanto a las superficie superior e inferior como al eje y los perfiles aerodinámicos. A estas superficies se le asignan la condición tipo Wall. El coeficiente de rozamiento del material es de 0.5. El

tratamiento cerca de la pared se añadirá posteriormente en el modelo de turbulencia y será *Non-Equilibrium Wall Functions*.

- **Entrefase:** En este modelo se denomina *Interface_ar/ra* y hará de nexo de unión entre la malla móvil y la fija para garantizar la continuidad del campo fluido. Esta unión se ha realizado mediante el comando *Define/Grid Interfaces* seleccionando *Interface_ar* (Entrefase ambiente-rodete) e *Interface_ra* (Entrefase rodete-ambiente).
- **Rotor:** Como esta parte del dominio pertenece a la malla móvil va a ser necesario asignarle una velocidad de giro que será distinta en cada simulación. El método empleado para ello es “*Moving Reference Mesh*” En la que el centro de rotación está situado en el origen de coordenadas, de tal manera que coincida con el eje del aerogenerador.

2.4.3 Propiedades del fluido

El fluido empleado en la resolución del problema es aire cuyas propiedades están reflejadas en la tabla 2.3.

Tabla 2.3 Propiedades del fluido

| Propiedad del fluido | Valor |
|----------------------|---------------------------------|
| Densidad (ρ) | 1.225 Kg/m ³ |
| Viscosidad (μ) | $1.79 \cdot 10^{-4}$ Kg/(m · s) |

Pese a que el aire es un fluido compresible, en este caso se va a considerar como incompresible, ya que el número de Mach nunca va a superar el valor de 0.3. Se puede comprobar con un sencillo cálculo (Ec. 2.7):

$$M = \frac{v}{c} = \frac{v}{\sqrt{\gamma RT}} = \frac{7 \text{ (m/s)}}{\sqrt{1.4 \cdot 287 \text{ (J/KgK)} \cdot 288.16 \text{ (K)}}} = 0.02 < 0.3 \quad (\text{Ec. 2.7})$$

Esto implica que la densidad se va a suponer constante en todo momento y se podrá desacoplar la ecuación de la energía de la de conservación de cantidad de movimiento y de la ecuación de continuidad. Como se verá más adelante, el algoritmo de resolución que se utilizará será basado en la presión (*Pressure Based*).

2.4.4 Resolución temporal

Como el método de cálculo en *CFD* en estado transitorio es discreto, es necesario definir el intervalo de tiempo, Δt , en el que se realizarán las sucesivas iteraciones. Este intervalo de tiempo se denomina *Time Step*.

El *Time Step* influye en el proceso de iteración numérica y por lo tanto en la calidad de los resultados. Esto significa que un *Time Step* demasiado grande proporciona resultados poco realistas, mientras que un *Time Step* demasiado pequeño conduce a un gran esfuerzo computacional [Lanzafame-2014].

En este trabajo se ha tomado como valor de *Time Step* el correspondiente a 300 *Time Step* por vuelta del rotor, lo que implica que cada *Time Step* corresponde a 1.2° . Así, la duración de cada *Time Step* correspondiente, se ha calculado tal y como aparece en la (Ec. 2.8):

$$\Delta t = \frac{\frac{2\pi}{\omega}}{300 \text{ Time Steps}} \quad (\text{Ec. 2.8})$$

Donde el numerador representa el periodo del rotor (Tiempo que tarda el rotor en dar una vuelta completa), expresado en función de la velocidad angular, ω .

En cada simulación, el valor del *Time Step* es diferente, porque la velocidad angular del rotor no es la misma para todas las simulaciones; Se recuerda que uno de los objetivos es determinar la variación de los parámetros adimensionales con respecto a la velocidad de giro del rotor.

2.4.5 Esquema de resolución

En el proceso de selección del esquema de resolución se deben tener en cuenta varios parámetros:

- Residuales: Son el error relativo cometido entre dos iteraciones consecutivas a lo largo de todo el proceso de resolución para cada una de las variables que se están calculando y determinan la convergencia de los resultados. Por ello este parámetro debe ser lo más bajo posible.

En estado estacionario la convergencia de los resultados depende de que los residuales alcancen un valor constante. Cuando esto sucede, es innecesario realizar más iteraciones porque se supone que el error no va a

variar. Sin embargo, la convergencia de los problemas transitorios se da por finalizada, cuando los residuales alcanzan un valor determinado.

El criterio impuesto en el modelo ha sido que en cada *Time Step*, los residuales se encuentren por debajo de 10^{-3} para que la solución pueda considerarse como correcta.

- Número de iteraciones: Este parámetro es deseable que tome el menor valor posible, ya que si no es así, se incurrirá en un mayor esfuerzo computacional, con el consiguiente aumento de tiempo en los cálculos.

A parte de esto, se pueden definir unas características diferenciadoras entre los esquemas de bajo orden y los esquemas de alto orden:

- Los esquemas de primer orden suelen presentar problemas de difusión numérica. Ésta se puede definir como un error numérico que manifiesta un menor gradiente de la solución numérica, en la que parecen efectos disipativos.
- Los esquemas de alto orden, aunque son más exactos y no presentan los problemas de difusión numérica, suelen ser inestables y mostrar oscilaciones numéricas.

[Vega, 2012] llegó a la conclusión que el mejor algoritmo de resolución para este tipo de aerogeneradores es *Second Order Upwind* para todas las ecuaciones (Cantidad de movimiento, energía cinética turbulenta y tasa de disipación turbulenta). En cuanto al acoplamiento presión-velocidad se escogió el método *SIMPLE*.

En este problema, como se analizó anteriormente, se considera el fluido como incompresible por lo que la resolución de la ecuación de la energía no es necesaria, al estar desacoplada de la ecuación de continuidad y de cantidad de movimiento. Aparte que no se va a analizar el problema térmico. La resolución va a estar basada en la presión (*Pressure Based*), en estado transitorio (*Unsteady*) con una formulación implícita de primer orden (*1 st-Order Implicit*) y en 2 dimensiones.

La opción de interpolación del gradiente será basada en las caras (*Green-Gauss Cell Based*).

2.4.6 Modelo de turbulencia

En este trabajo se ha utilizado en la resolución, el modelo de turbulencia propuesto por [Vega, 2012]. Tras comparar las distintas opciones, se escogió el modelo $k-\varepsilon$ RNG. Este modelo es una variante del modelo $k-\varepsilon$ Standard, que tiene un término adicional en la ecuación ε . Es adecuado para flujos rápidamente deformados y turbulentos como en este caso. Sin embargo, el hecho de elegir este algoritmo hace que en condiciones en las que se tiene una TSR bajas, los resultados pierdan fiabilidad.

Como se verá más adelante cuando se analizará el patrón de flujo, en los perfiles prácticamente no se tiene capa límite adherida a la superficie, por lo que el tratamiento cerca de la pared escogido será función de pared sin equilibrio (*Non-equilibrium Wall Functions*). Con este tratamiento, el flujo de la región en las proximidades de la pared afectada por la viscosidad se va a despreciar.

2.4.7 Valores de referencia

Los valores de referencia se utilizan para adimensionalizar las fuerzas y momentos que actúan sobre el modelo. Estos parámetros adimensionales son el coeficiente de arrastre, de sustentación y el coeficiente de par [Fluent, 2006]. En este caso se va a monitorizar el coeficiente de par en el eje del aerogenerador. Su significado y formulación fue definido anteriormente en el apartado 2.3

Los valores de referencia empleados en la simulación son diferentes en los 2 modelos que se van a simular, ya que son distintos geométricamente. La diferencia va a venir dada por el radio de los mismos y por lo tanto la superficie de fluido que atraviesa el rotor. En la tabla 2.4 se muestran los valores de referencia empleados en ambos modelos.

Tabla 2.4 Valores de Referencia y Número de Reynolds

| | Modelo 1, 2 y 4 | Modelo 3 |
|------------------------|-----------------|----------|
| Área (m ²) | 0.12 | 0.2 |
| Profundidad (m) | 0.2 | 0.2 |
| Longitud (m) | 0.3 | 0.5 |
| Presión (Pa) | 0 | 0 |
| Velocidad (m/s) | 7 | 7 |
| Re | 28743.0 | 23952.5 |

2.5 Construcción del modelo numérico 3D

Una vez realizado el análisis en 2 dimensiones se va a crear el modelo en 3 dimensiones para poder conocer los efectos de la capa de cortadura y de los torbellinos en punta y comparar estos resultados con los obtenidos en el análisis en 2 dimensiones.

La mayor parte de este proceso como las propiedades del fluido, esquema de resolución, modelo de turbulencia y valores de referencia son idénticos al modelo realizado en 2 dimensiones. Por eso aquí únicamente se mostrará el proceso de elaboración del dominio computacional y una breve mención a las condiciones de contorno.

2.5.1 Dominio computacional

El dominio computacional, al igual que en el modelo bidimensional, se ha dividido en 2 partes: Ambiente y Rotor tal y como se muestra en la Figura 2.8.

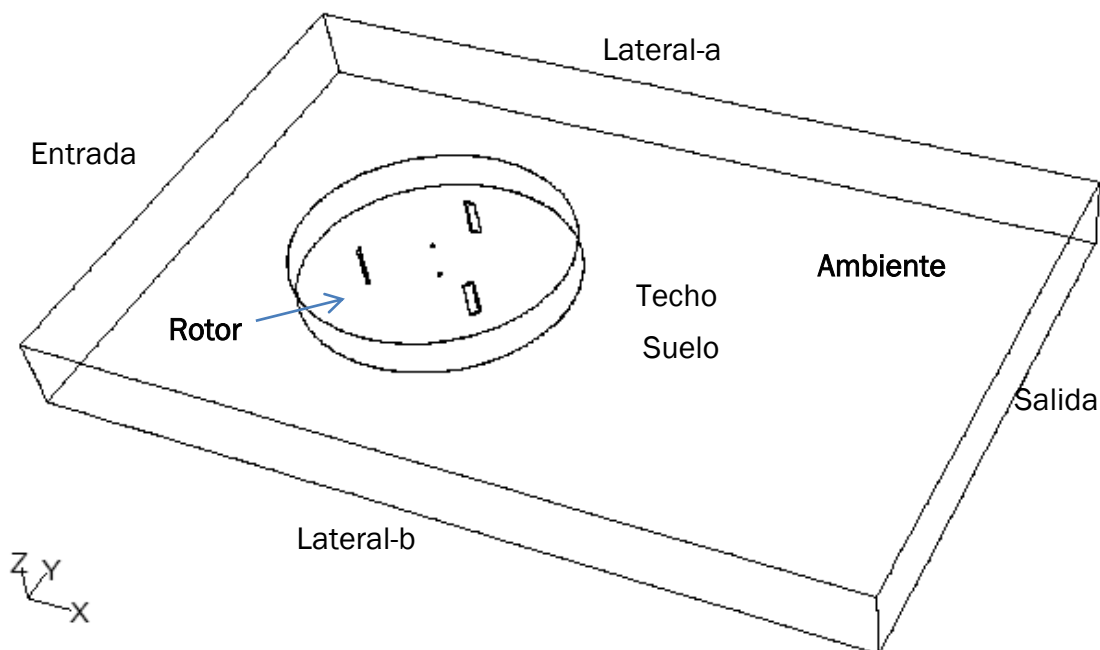


Figura 2.8 Dominio computacional y condiciones de contorno 3D para $\sigma = 0.25$

Para crear el dominio computacional se ha partido del dominio realizado en 2 dimensiones. Primeramente se ha hecho una extrusión de 0.2 m, que es la longitud de los perfiles, en la dirección del eje z, y seguidamente se ha desplazado el origen de coordenadas 0.1 m para que coincidiese con el plano medio.

Una vez hecho esto, hay que realizar una segunda extrusión tanto de la cara superior como de la inferior de tal manera que queden 0.1 m de ambiente a cada lado, entre el borde de los perfiles y la pared superior. Todo esto, junto con las medidas se resume en la Figura 2.9, en la que se muestra una sección del dominio por el plano XZ.

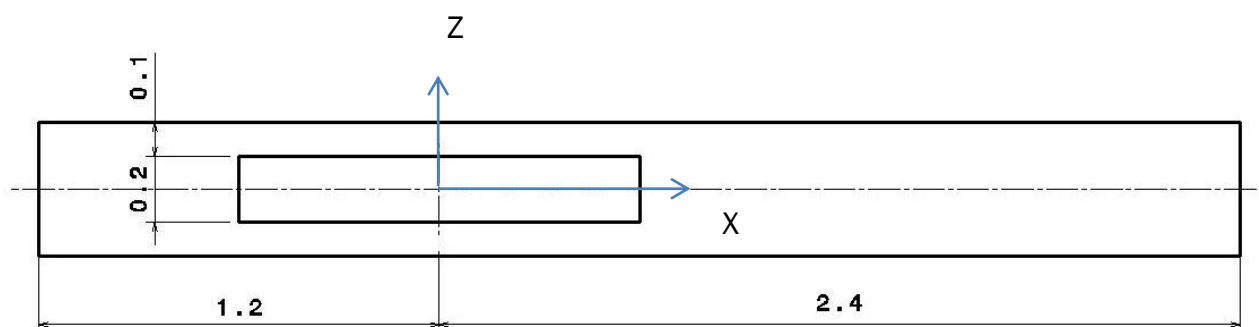


Figura 2.9 Medidas del dominio tridimensional. Plano XZ.

En toda la zona del ambiente es preferible unir todos los volúmenes que se forman, para permitir un mallado más rápido y eficiente de esta zona y así evitar problemas posteriores. De esta manera se eliminan *Edges* innecesarios, ya que no son imprescindibles ni una buena resolución ni un mallado más fino en determinadas áreas. Sin embargo, en la zona del rotor al tener *Edges* dentro de este volumen, va a facilitar el proceso de mallado posterior para conseguir distintas resoluciones espaciales donde interese.

Una vez creado el dominio computacional, es necesario realizar el proceso de mallado. Se ha empleado el software Gambit, como en el modelo bidimensional. Se mallan el dominio completo a excepción del volumen ocupado por los perfiles y el eje; Primeramente se mallan los *Edges*, luego las caras (*Faces*) y por último los volúmenes (*Volumes*). En el caso tridimensional, al igual que en el mallado del modelo en 2 dimensiones, se busca una buena resolución en la zona del rotor y una más grosera en la zona del ambiente.

Siguiendo estos pasos la malla definitiva se muestra en la Figura 2.10. El número total de celdas obtenido en este modelo ha sido de 796690.

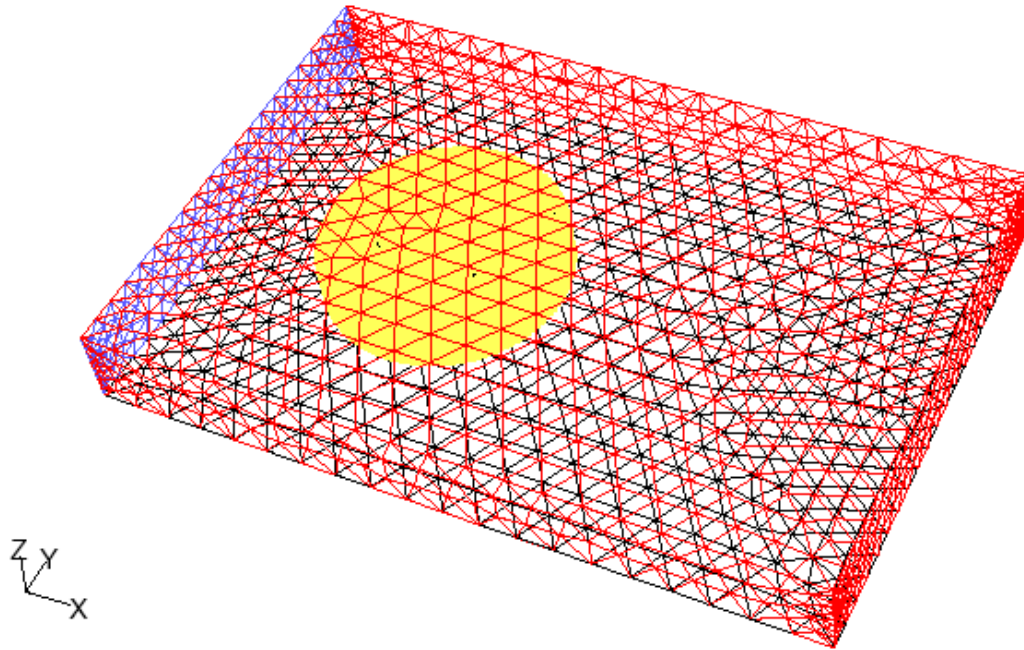


Figura 2.10 Malla del modelo tridimensional del ambiente.

En cuanto al tipo de mallado empleado, en la zona del ambiente se han utilizado mallas no estructuradas (Opción *T Grid/Hex Core*), y en la zona del rotor sitios con mallas estructuradas (Opción *T Grid/Hex Core*), y sitios con no estructuradas (Opción *Tet/Hibrid*). Esto se puede observar mejor en la figura 2.11 en la que se muestra un detalle de la malla vista desde el plano de corte XY.

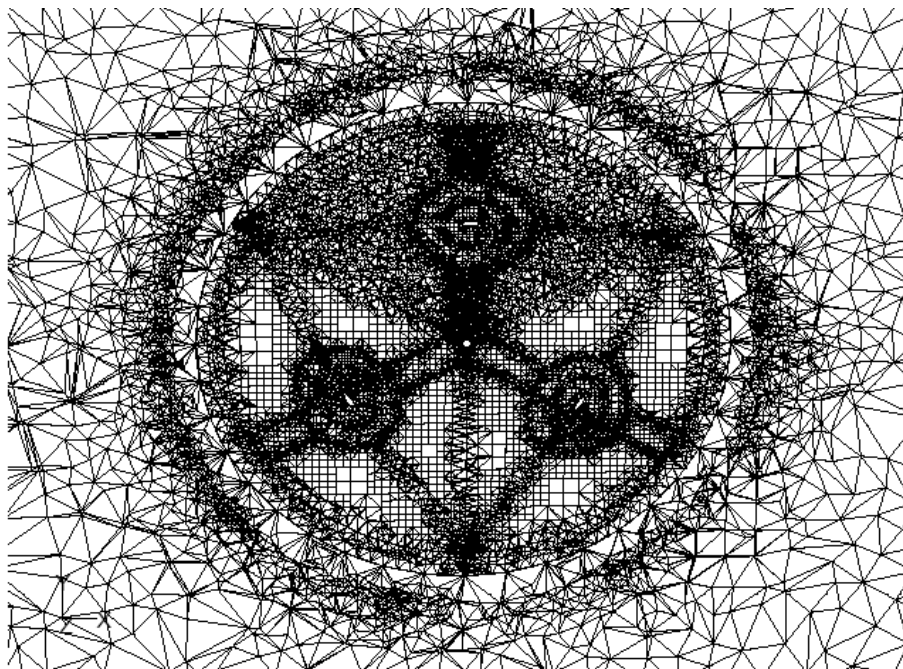


Figura 2.11 Malla de la zona del rotor. Corte por el plano XY en Z = 0.

2.5.2 Condiciones de contorno

Las condiciones de contorno son exactamente las mismas que las impuestas en el modelo 3D con la diferencia de que ahora en vez de ser sobre una línea o *Edge*, se aplican sobre una o varias superficies en algunos casos. Por ejemplo, para determinar que los perfiles son pared se tendrá que seleccionar tanto las caras exterior e interior como los extremos de los mismos. La interfase estará formada por toda la superficie que delimita la zona del rotor y el ambiente. Ahora además se tienen añadidas las condiciones en suelo y techo, y la diferencia más grande, es que únicamente se tendrá Pared en la superficie del suelo. Techo será salida.

A continuación, a modo de resumen de lo que se ha explicado, se muestran en la Figura 2.8 además la denominación de las superficies que delimitan la zona ambiente y en la Tabla 2.2 junto con la Tabla 2.5, las condiciones de contorno impuestas en cada una de estas superficies del modelo.

Tabla 2.5 Condiciones de contorno añadidas en el modelo 3D

| | Condiciones de contorno |
|-------|---------------------------------|
| Suelo | Pared (Wall) |
| Techo | P = 101325 Pa (Pressure Outlet) |

2.6 Resumen construcción del modelo

Se han construido 4 modelos:

- 3 modelos en 2 dimensiones, 2 de ellos con un grado de solidez de 0.25 y de distinta resolución espacial cada uno y otro de solidez 0.15.
- 1 modelo en 3 dimensiones de solidez 0.25.

Los resultados se muestran en el capítulo 3.

Capítulo 3 Análisis de los resultados

3.1 Introducción

El objeto de este capítulo es presentar todas las labores de post-proceso y análisis de los resultados. A modo de resumen, en la tabla 3.1 se pueden observar los 4 modelos estudiados, junto con el correspondiente análisis para el que han sido realizados.

Tabla 3.1 Modelos estudiados.

| Modelo | 2D/3D | Solidez (σ) | Nº de celdas | Análisis |
|--------|-------|----------------------|--------------|--|
| 1 | 2D | 0.25 | 44993 | Curvas características y patrón de flujo |
| 2 | 2D | 0.25 | 87612 | Sensibilidad a la malla |
| 3 | 2D | 0.15 | 110595 | Influencia de la solidez |
| 4 | 3D | 0.25 | 796690 | Influencia del análisis 3D |

Primeramente se mostrará y estudiará más detalladamente el modelo número 1, del que se ha extraído una mayor cantidad de datos y en el que se comentarán las curvas características de funcionamiento del aerogenerador y los correspondientes contornos de presión, velocidad, vorticidad.

A partir del modelo número 1 se procederá a hacer un refinado de la malla y se obtendrá el modelo 2, lo cual permitirá estudiar la sensibilidad a la malla.

Por último, se analizará la influencia de la solidez, comparando el modelo 2 y el modelo 3. Esto es posible gracias a que se ha alcanzado un número de celdas aproximadamente proporcional al tamaño en ambos casos.

El modelo 4 tridimensional se estudiará en la parte final de este capítulo.

3.2 Curvas características del NACA 0025 con $\sigma = 0.25$ (Modelo 1)

El modelo empleado en este análisis es el caso 1. Está formado por aproximadamente 45000 celdas, y es el primero que se ha analizado. Las características geométricas son las del modelo 1, y están definidas en la tabla 2.1.

El objetivo final será conocer el comportamiento del aerogenerador en función de la velocidad angular, y determinar las condiciones de diseño y el rango de funcionamiento del mismo.

3.2.1 Obtención de las curvas características

Se han simulado 4 vueltas completas del rodete en cada uno de los 14 puntos mostrados en la tabla 3.2. El coeficiente de par es proporcionado directamente por Fluent. A modo de ejemplo se muestra la simulación con una TSR = 1.75 en la que se ha representado el coeficiente de par en función del ángulo girado (Figura 3.1).

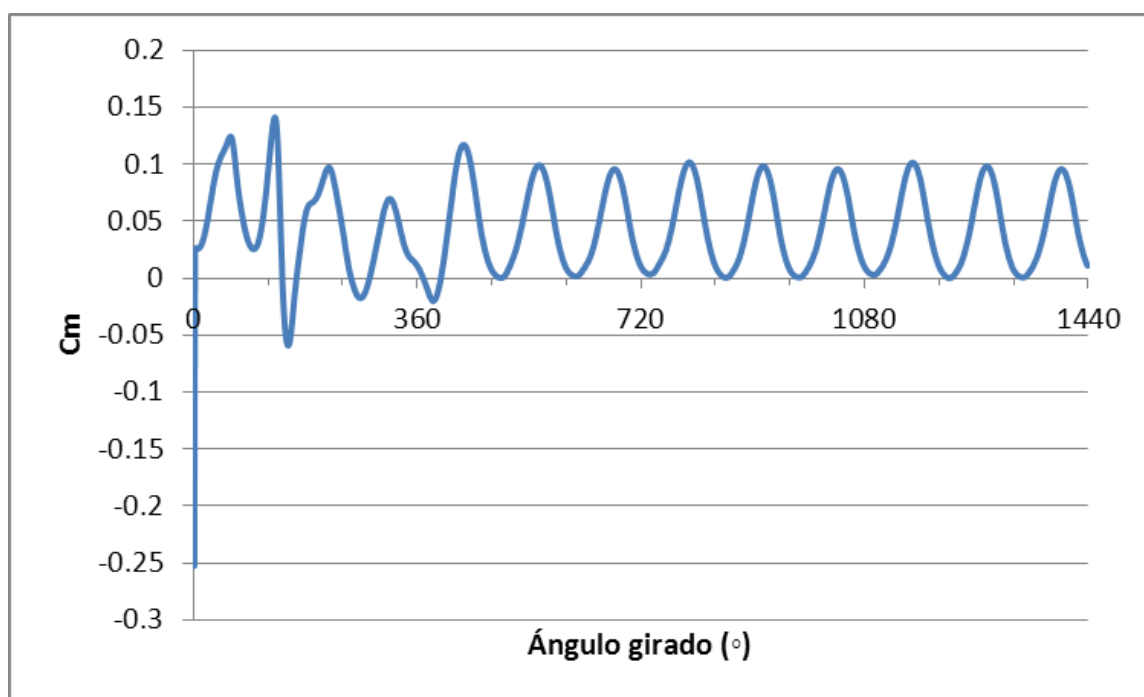


Figura 3.1 Cm instantáneo en función del ángulo girado para el modelo 1 ($\sigma = 0.25$), con TSR = 1.75.

Este modelo es transitorio, con lo que el coeficiente de par varía con respecto al tiempo. Es decir, se van a tener posiciones favorables del aerogenerador en las que el coeficiente de par va a tomar valores mayores, y posiciones desfavorables en las que éste va a ser menor.

Este fenómeno se puede explicar teniendo en cuenta la energía que es capaz de extraer del fluido, y la propia inercia que lleva el rotor. Durante el periodo en el que alcanza los valores negativos significa que el aerogenerador no es capaz de obtener la energía que le proporciona el viento y únicamente se mueve a causa de la inercia. Sin embargo, en los momentos de coeficiente de par, Cm, positivo es cuando si se va a conseguir extraer energía del viento.

Con estos resultados se puede observar además en la Figura 3.1 que se alcanza la periodicidad en las últimas vueltas. Para obtener un único valor del coeficiente de potencia, C_p , se tomará el valor medio de la última vuelta completa.

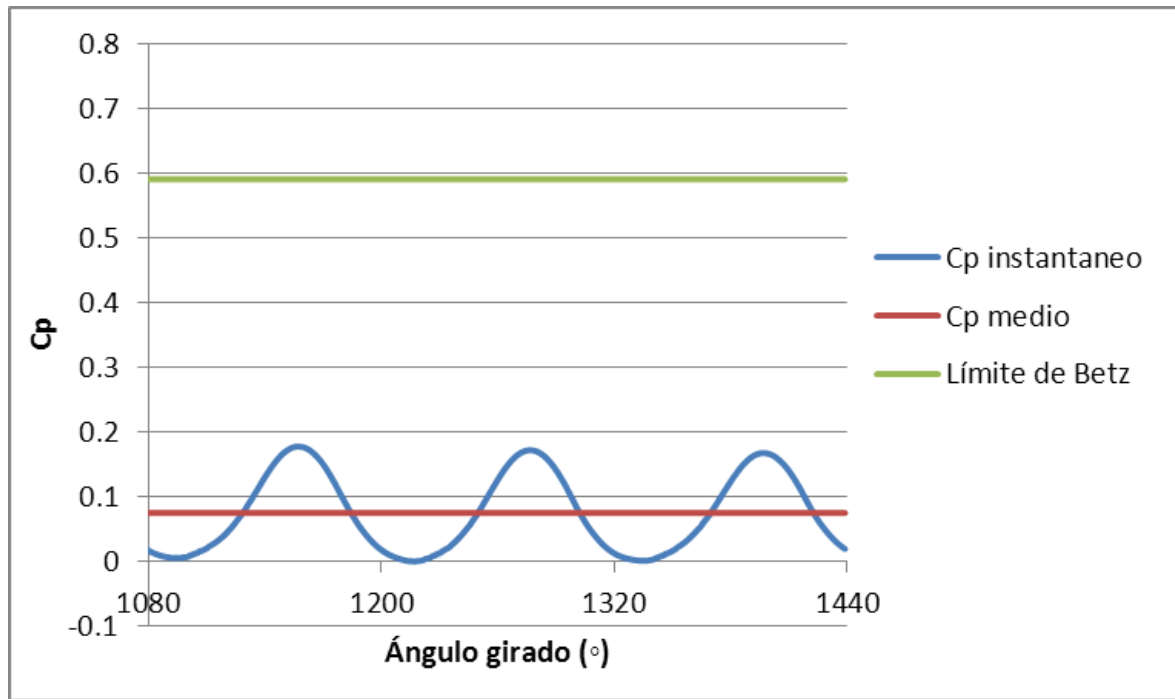


Tabla 3.2 C_p instantáneo, medio y límite de Betz en función del ángulo girado de la última vuelta simulada. Modelo 1 ($\sigma = 0.25$), con $TSR = 1.75$.

Si se representa el coeficiente de potencia, C_p , en función del ángulo girado, únicamente de la última vuelta simulada (Figura 3.2), se puede observar además cómo este no supera en ningún instante el límite teórico de Betz ($C_p = 0.59$). Esto podría haber sido posible instantáneamente, sin embargo, lo que nunca sucederá es que el coeficiente de potencia medio sea mayor que el límite de Betz.

Como se ha descrito anteriormente, de cada una de las 14 simulaciones se ha extraído un valor medio de la última vuelta periódica del aerogenerador. El procedimiento descrito hasta aquí se ha realizado igual para el resto de puntos. Todos estos resultados se muestran en la tabla siguiente (Tabla 3.2)

Tabla 3.2 Resultados del modelo 1 ($\sigma = 0.25$).

| TSR | ω (rad/s) | Cm medio | Cp medio |
|------|------------------|----------|----------|
| 0.2 | 4.667 | 0.043 | 0.009 |
| 0.3 | 7.000 | 0.040 | 0.012 |
| 0.4 | 9.333 | 0.038 | 0.015 |
| 0.5 | 11.667 | 0.036 | 0.018 |
| 0.75 | 17.500 | 0.032 | 0.024 |
| 1 | 23.333 | 0.038 | 0.038 |
| 1.25 | 29.167 | 0.036 | 0.045 |
| 1.5 | 35.000 | 0.036 | 0.054 |
| 1.75 | 40.833 | 0.043 | 0.075 |
| 2.25 | 52.500 | 0.049 | 0.111 |
| 3 | 70.000 | 0.023 | 0.070 |
| 3.25 | 75.833 | 0.010 | 0.031 |
| 3.5 | 81.667 | -0.006 | -0.020 |
| 3.75 | 87.500 | -0.020 | -0.078 |

3.2.2 Coeficiente de par

Si se representa el coeficiente de par en función de la TSR, se obtiene la curva característica de la Figura 3.3.

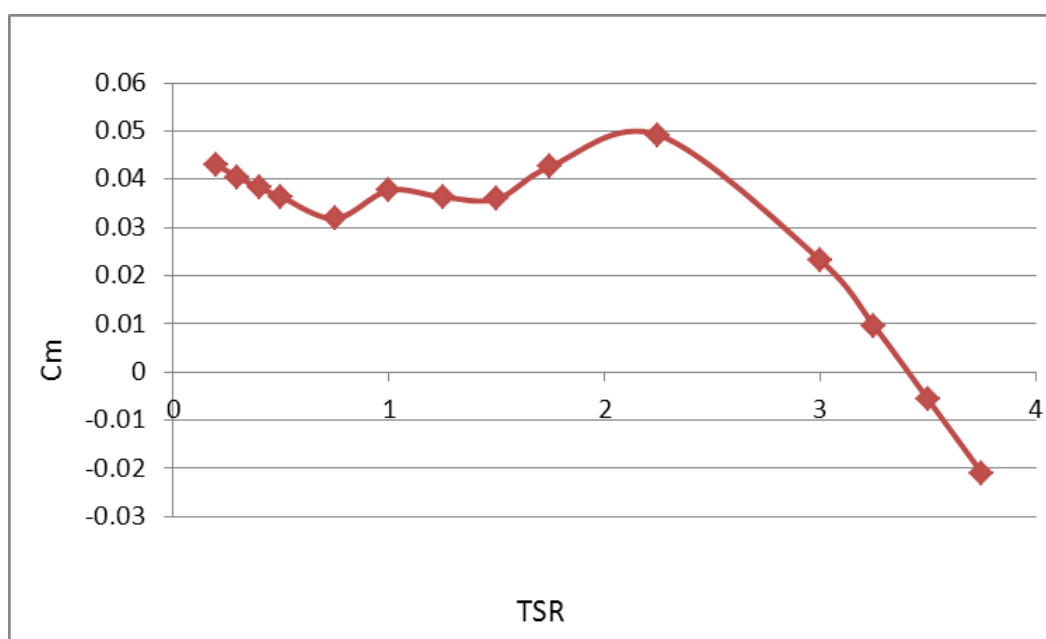


Figura 3.3 Curva característica del coeficiente de par, Cm. Modelo 1 ($\sigma = 0.25$).

En ésta se puede apreciar la variación del momento producido por el aerogenerador en función de su velocidad de giro.

Generalmente en los aerogeneradores H-Darrieus, una de las desventajas que tenían era que en ocasiones necesitaban un par de arranque elevado. Esto se traducía en valores del coeficiente de par negativos para TSR próximas a cero. Sin embargo, a la vista de los resultados obtenidos en este aerogenerador, esta característica no se cumple (No se tiene C_m negativo para valores de TSR bajos), lo que implica que no sería necesario un autoarranque adicional.

Hace falta añadir también, que para bajos valores de TSR los resultados no son fiables porque se tiene un bajo número de Reynolds y por lo tanto, habría que escoger un modelo de turbulencia adecuado para ello.

Se puede observar además, que el par se mantiene aproximadamente constante hasta una $TSR = 2.25$, punto donde se alcanza el máximo. Para valores superiores a $TSR = 2.25$ el coeficiente de par disminuye hasta hacerse negativo. En esta zona de funcionamiento, el aerogenerador no extrae energía del viento, sino que se la aporta, trabajaría como un ventilador.

3.2.3 Coeficiente de potencia

Funcionalmente tiene una mayor importancia, desde el punto de vista de la generación, la potencia que se es capaz de obtener del viento que el propio par. Por ello es más útil trabajar con el coeficiente de potencia en lugar de con el coeficiente de par. Éste se puede calcular multiplicando el coeficiente de par, C_m , por la TSR como ya se explicó anteriormente en la Ec. 2.7. En la siguiente Figura 3.4 se representa la variación del coeficiente de potencia con respecto a la TSR:

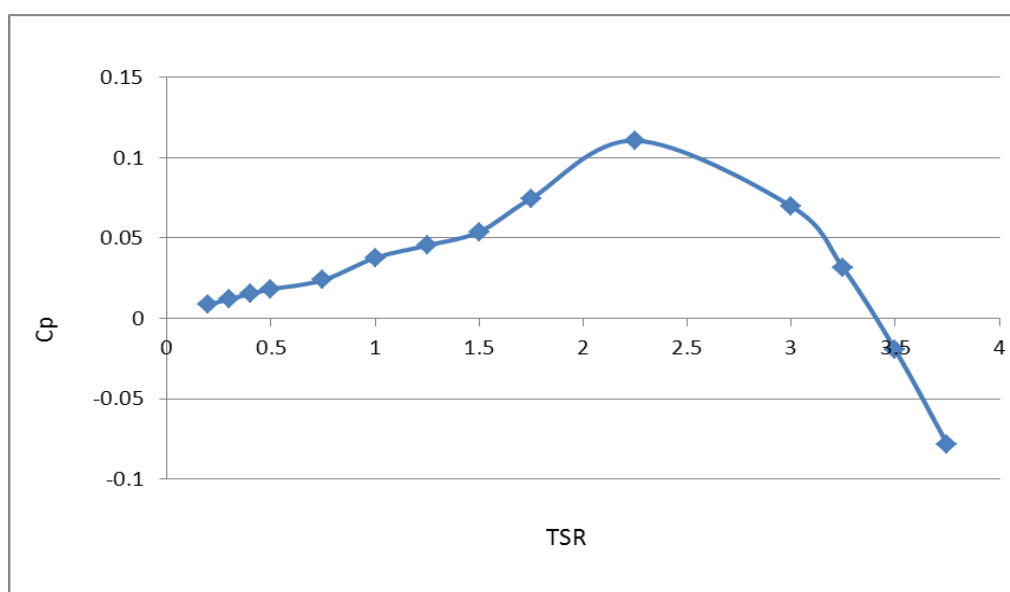


Figura 3.4 Curva característica del coeficiente de potencia, C_p . Modelo 1 ($\sigma = 0.25$).

En general, todos los aerogeneradores presentan la misma tendencia. Inicialmente el coeficiente de potencia aumenta con la TSR, alcanza un máximo a una cierta TSR, y a partir de ahí disminuye [Sathyajith, 2006]. Con lo cual, los resultados coinciden con esta afirmación.

La eficiencia con la que un rotor puede extraer energía del viento depende de la relación dinámica entre el rotor y la corriente de aire. Por lo tanto, el rendimiento de un aerogenerador se caracteriza por las variación del coeficiente de potencia respecto a la TSR [Sathyajith, 2006].

Como estos parámetros son adimensionales, la curva del coeficiente de potencia, C_p , en función de la TSR representará el rendimiento del rotor independientemente de su tamaño, siempre y cuando se conserve la semejanza geométrica.

Los valores de las condiciones de diseño se muestran en la siguiente tabla (Tabla 3.4)

Tabla 3.4 Condiciones de diseño. Modelo 1 ($\sigma = 0.25$).

| TSR | ω (rad/s) | C_m medio | C_p medio |
|------|------------------|-------------|-------------|
| 2.25 | 52.500 | 0.049 | 0.111 |

Es en este punto, denominado punto de diseño, en el que se tiene un mayor coeficiente de potencia ($C_p \approx 0.111$). Esto significa que como máximo se va a poder aprovechar un 11.1 % de la energía del viento. Será en el punto de diseño, en el que se analizará más en profundidad los patrones de flujo.

Por último se va a determinar el rango de funcionamiento del aerogenerador, que es aquel en el que el coeficiente de potencia es positivo y puede aprovechar energía del viento. En este caso comprenderá en el intervalo de TSR (0, 3.4) aproximadamente.

Se puede definir también un rango de funcionamiento eficiente si solo se considera como válido un coeficiente de potencia por encima del 80 % del coeficiente de potencia máximo. En este modelo el rango de funcionamiento eficiente se situaría aproximadamente entre $TSR = 1.75$ y $TSR = 3$, y el coeficiente de potencia sería superior a 0.0888.

3.3 Patrón de flujo en condiciones de diseño para NACA 0025 con $\sigma = 0.25$ (Modelo 1).

Continuando con el modelo 1, en este apartado se van a estudiar los distintos patrones de flujo del aerogenerador cuando este se encuentra trabajando en las condiciones de diseño (Tabla 3.4).

Se van a analizar las 3 primeras posiciones más significativas de la última vuelta simulada, que como se explicó anteriormente, se corresponden con las que presentan un coeficiente de par mínimo y máximo.

Observando la Figura 3.5, en la que se ha aislado la última vuelta, se observa que la primera posición es desfavorable, y aparece en torno a 0° con un mínimo; Cuando el aerogenerador atraviesa aproximadamente la posición 60° , C_m es máximo y por lo tanto es posición favorable.

Asimismo, en la posición 120° se producirá el primer solape de perfiles. Todo esto se presenta de manera sintetizada, como complemento, en la tabla 3.5.

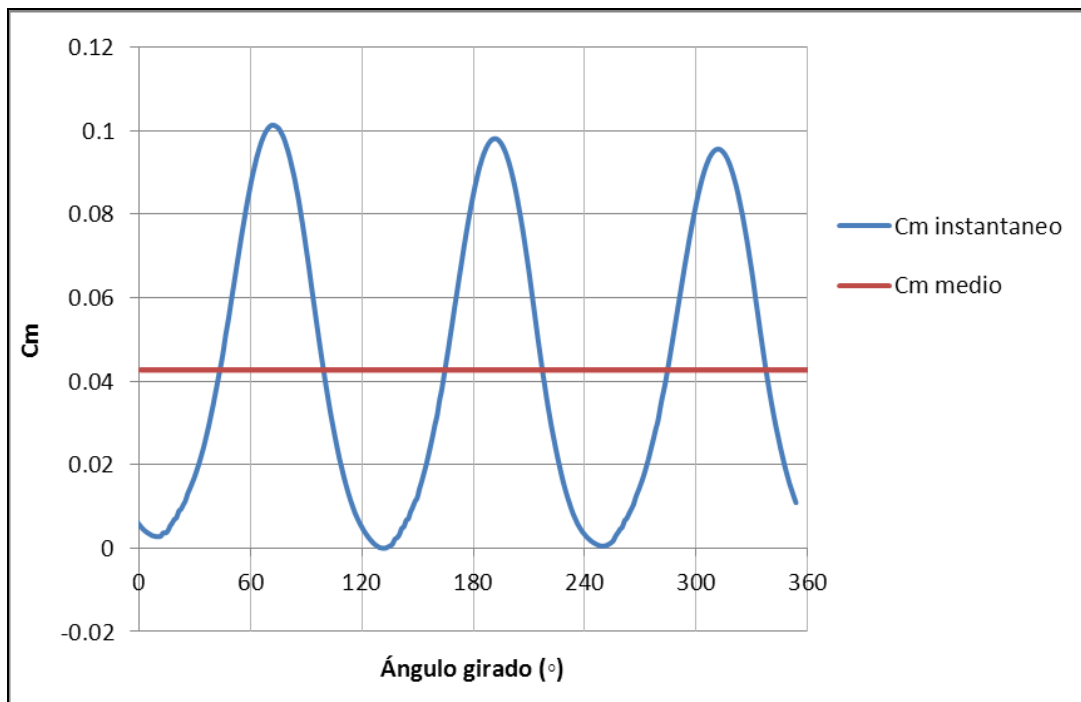


Figura 3.5 C_m instantáneo y medio en función de TSR. Última vuelta periódica

Tabla 3.5 Posiciones favorables y desfavorables del rotor

| Posición | Cm | Favorable / Desfavorable |
|----------|--------|--------------------------|
| 0° | Mínimo | Desfavorable |
| 60° | Máximo | Favorable |
| 120° | Mínimo | Desfavorable |

Para que la interpretación posterior de los diferentes contornos sea más sencilla, se incluye a continuación en la Figura 3.6, 3 imágenes con la situación de cada perfil (Nombrados con las letras A, B y C), en cada una de las posiciones de giro del rotor (0° 60° y 120°).

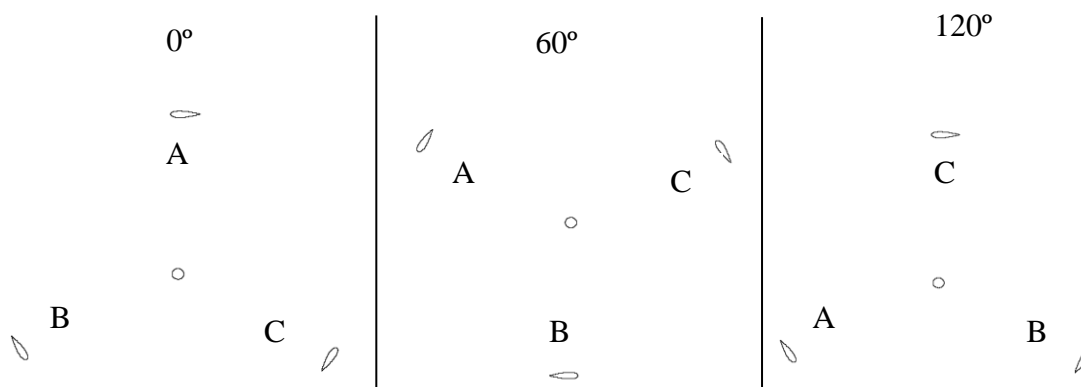


Figura 3.6 Situación de cada perfil A B y C, en las posiciones de giro 0°, 60°, y 120°

3.3.1 Contornos de presión

En este apartado se van a analizar los contornos de presión en las 3 posiciones, lo que va a permitir por un lado visualizar los campos de baja y alta presión y por otro identificar en esos 3 momentos la superficie de los álabes que pertenece al intradós y extradós y su evolución a lo largo del tiempo.

Para permitir una visualización más intuitiva y precisa se ha analizado un rango entre -5 Pa de presión mínima y 20 Pa de presión máxima. Estas variaciones de presión no son presiones absolutas sino que se refieren a valores de presión manométrica. Los contornos de presión para 0°, 60° y 120° se pueden observar en las figuras 3.7 a, b y c que se presentan a continuación:

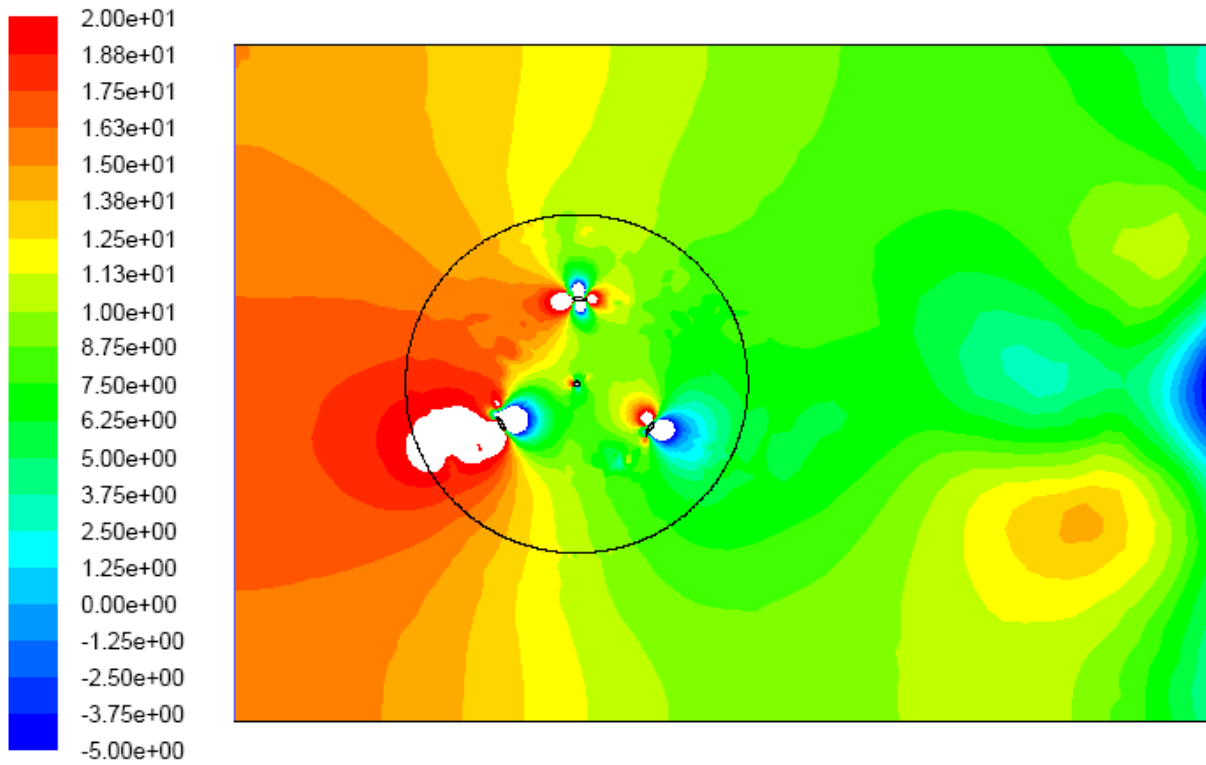


Figura 3.7-a Contornos de Presión en 0° (Modelo 1)

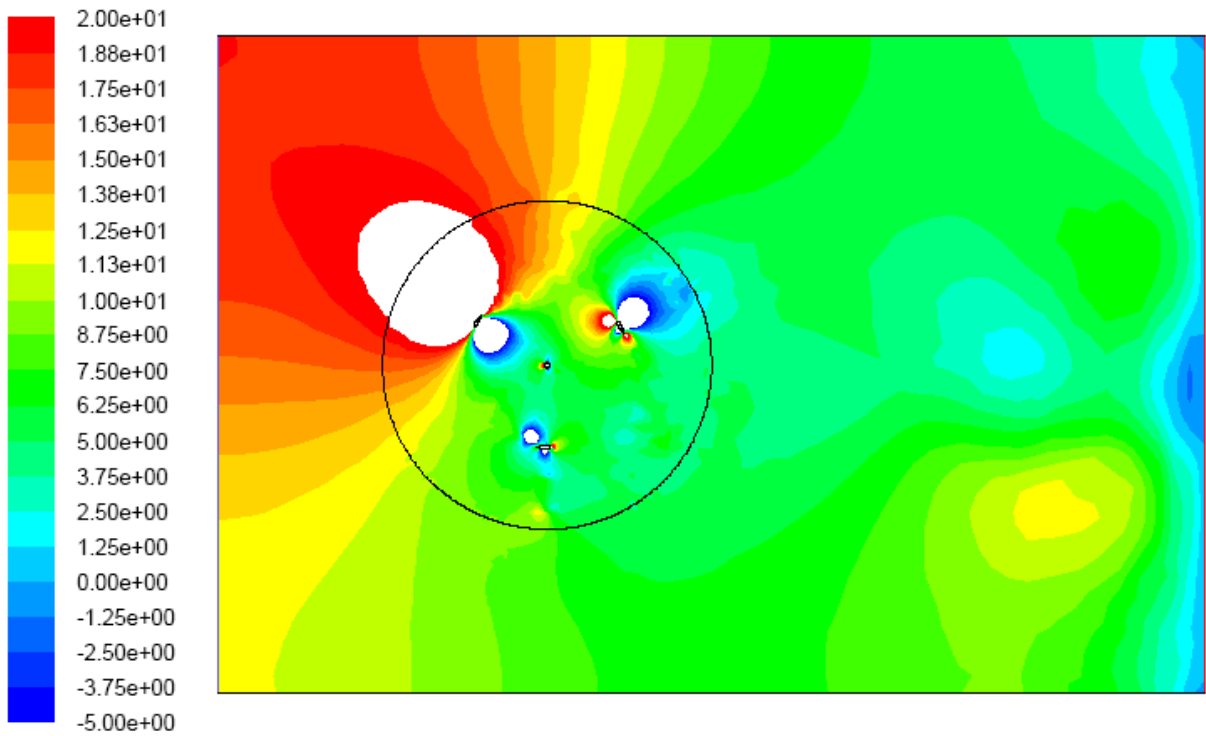


Figura 3.7-b Contornos de Presión en 60° (Modelo 1)

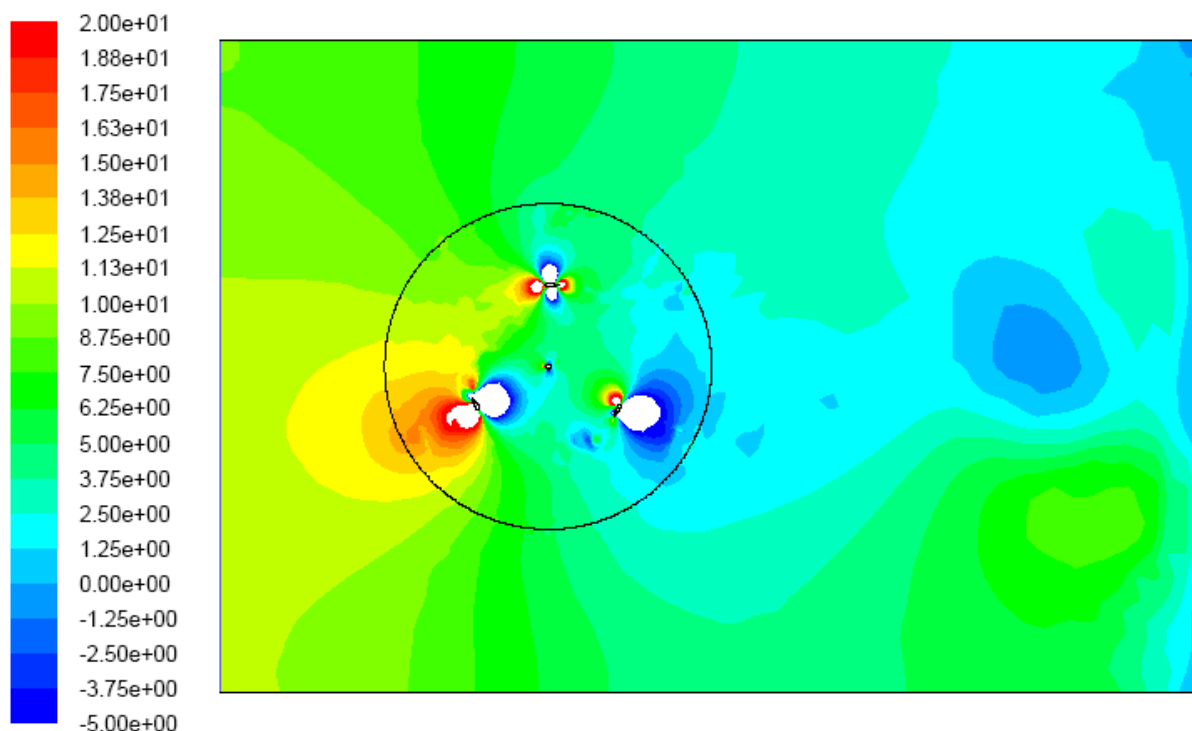


Figura 3.7-c Contornos de Presión en 120° (Modelo 1)

El movimiento del rotor va a depender básicamente de la diferencia de presión que exista en las caras de los álabes. Si se observa la presión en el entorno de cada perfil, se puede apreciar de manera intuitiva el efecto que ésta va a tener en el par que se produce sobre el eje. Esto verifica principalmente, por qué el coeficiente de par instantáneo (C_m) varía alcanzando esos máximos y mínimos periódicamente cuando el rotor se sitúa en posiciones favorables y desfavorables respectivamente.

Por ejemplo, el perfil A en la posición 60°, presenta una elevada presión en la cara exterior. Este perfil es el que contribuirá en mayor medida a que en esa posición se alcance un C_m máximo. En la posición 120° los perfiles A y B provocan un par opuesto al sentido de giro del eje. Se recuerda que en 120° el par sobre el eje es mínimo.

La zona de menor presión alrededor de un perfil se va a denominar extradós, y la zona de mayor presión, intradós. A continuación, tal y como se muestra en la Tabla 3.6, se ha realizado una clasificación de las caras exterior e interior de cada perfil en cada posición de rotación, para conocer su pertenencia a extradós o intradós.

Tabla 3.6 Extradós e Intradós

| Posición del rotor | Perfil | Cara interior | Cara exterior |
|--------------------|--------|---------------|---------------|
| 0° | A | - | - |
| | B | Extradós | Intradós |
| | C | Intradós | Extradós |
| 60° | A | Extradós | Intradós |
| | B | - | - |
| | C | Intradós | Extradós |
| 120° | A | Extradós | Intradós |
| | B | Intradós | Extradós |
| | C | - | - |

Como se aprecia en los contornos de presión, en algunas ocasiones es imposible clasificar las caras de intradós y extradós, porque en ambas presentan aproximadamente la misma presión. Para poder realizar esta tarea, habría que hacer un promedio de las presiones en cada cara.

Los centros de torbellinos aparecen en puntos donde se tienen condiciones de mínima presión, velocidad nula y vorticidad máxima. Se puede observar en los contornos de presión en las figuras 3.6, cómo se va formando progresivamente un centro de baja presión que se va aproximando hacia la salida. Los puntos de máxima presión van a coincidir los puntos de remanso.

3.3.2 Contornos de vorticidad

Matemáticamente, la velocidad de rotación de un elemento fluido viene dada por la expresión que se muestra a continuación (Ecuación 3.1):

$$\vec{\omega} = \frac{1}{2} \cdot \nabla \wedge \vec{v} \quad (\text{Ec. 3.1})$$

Donde $\vec{\omega}$ es la mitad del vector vorticidad, que se define como el rotacional del vector velocidad.

Así, se puede llegar a la conclusión que la magnitud vorticidad está íntimamente relacionada con la velocidad de rotación de la partícula fluida como sólido rígido. Analizar los contornos de vorticidad permite identificar los torbellinos y por lo tanto la estela que deja el rotor aguas abajo cuando es atravesado por la corriente de viento.

Como se ha comentado en el apartado anterior en el que se analizaban los contornos de presión, los centros de torbellinos están asociados a zonas de baja presión. Sin embargo, su identificación se puede realizar de una manera más precisa a través de la vorticidad. Esta magnitud está muy relacionada con el grado de turbulencia, y debido a ello con la presencia de torbellinos.

Se muestran a continuación los 3 contornos en cada una de las posiciones del aerogenerador (Figuras 3.8 a, b y c)

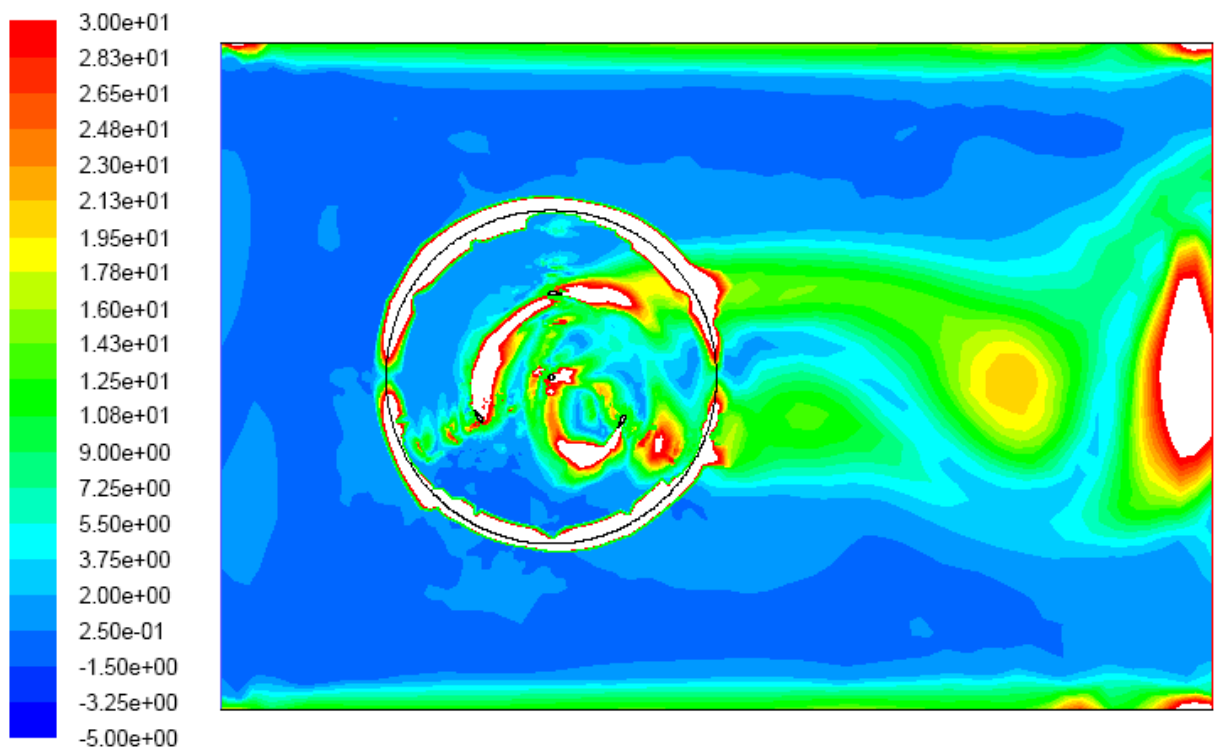


Figura 3.8-a Contornos de Vorticidad en 0° (Modelo 1)

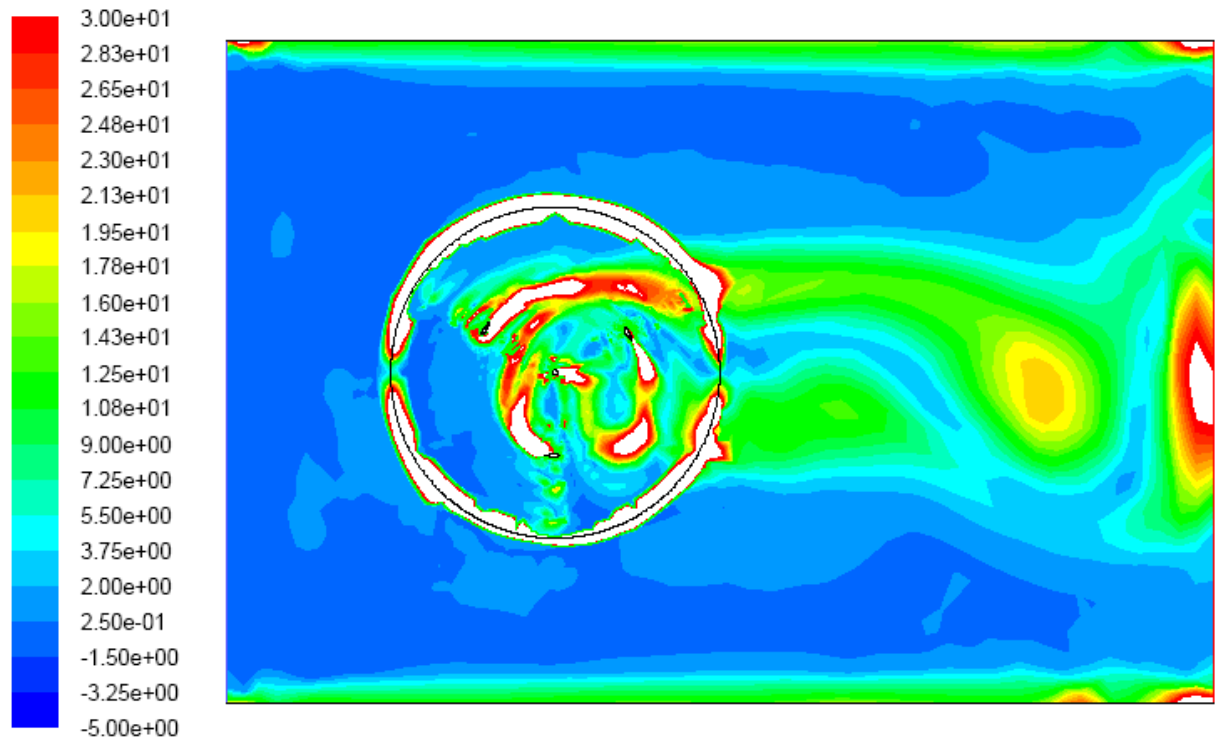


Figura 3.8-b Contornos de Vorticidad en 60° (Modelo 1)

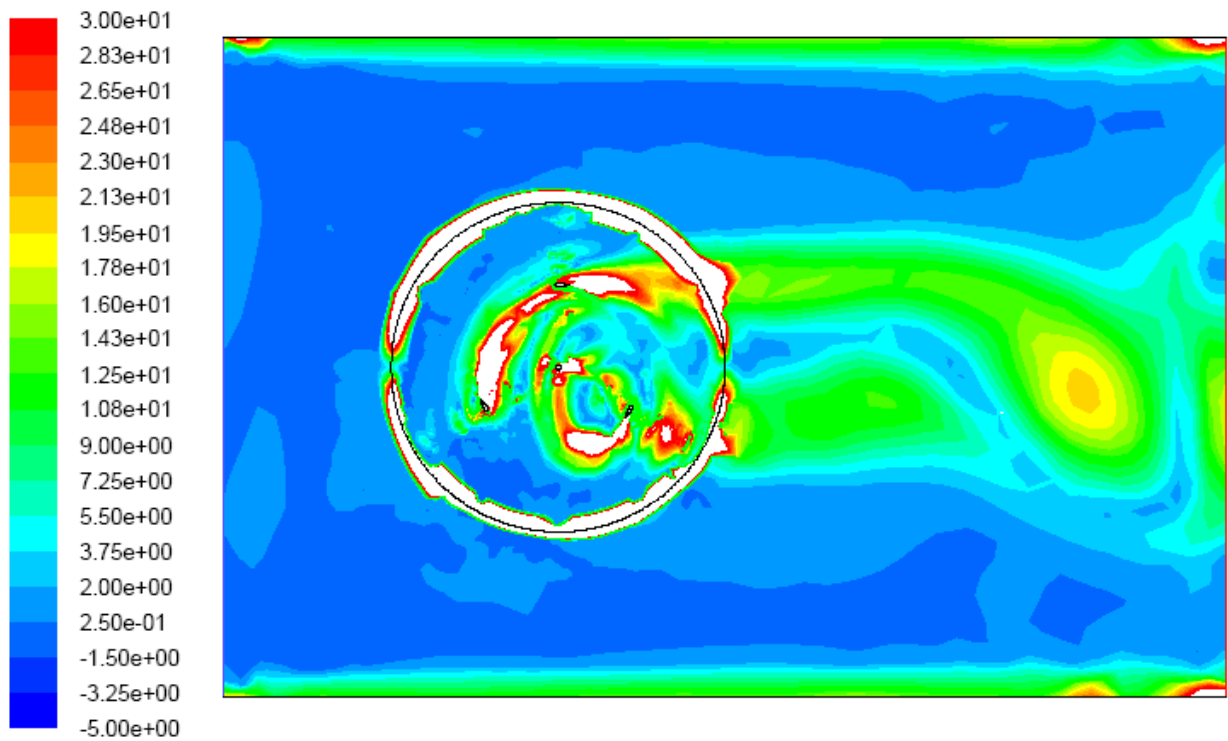


Figura 3.8-c Contornos de Vorticidad en 120° (Modelo 1)

El rango seleccionado en la vorticidad para una mejor visualización va de -5 s^{-1} a 30 s^{-1} . En los contornos únicamente se muestra la vorticidad en la dirección del eje z , perpendicular al plano de análisis.

La estela que deja el rotor aparece dividida en 2 partes, una estela superior y otra inferior. En ella se aprecian claramente los torbellinos, su formación y evolución a lo largo del tiempo. Se pueden distinguir, observando la Figura 3.8-a 3 torbellinos, uno de los cuales presenta una gran vorticidad, situado justo antes de la salida. El torbellino que se forma más cerca del rotor es el más débil y se encuentra en proceso de desprendimiento. La frecuencia de desprendimiento de los torbellinos es muy lenta, y se produce únicamente una vez por vuelta.

Si ahora se analiza la vorticidad en las estelas que provocan los perfiles, se pueden correlacionar con la correspondiente posición favorable o desfavorable. Por ejemplo en la Figura a, cuya posición es desfavorable, el perfil A se ve muy afectado por la estela que produce el perfil B. Esto sucede de la misma manera para los perfiles que se sitúan en la misma posición, en la Figura c, también desfavorable. En la posición favorable (figura b), sin embargo se observa que las estelas de los perfiles no interfieren unas con otras.

La gran vorticidad que aparece justo en la entrefase, se puede asociar a meros errores de cálculo debido al acoplamiento entre la malla móvil y la malla fija, ya que la estela atraviesa sin ningún problema esta separación entre ambas zonas del dominio computacional.

3.3.3 Vectores velocidad

En este último apartado del análisis del patrón de flujo, se van a estudiar los vectores de velocidad que aparecen únicamente en torno al perfil A cuando el rotor toma las posiciones características 0° , 60° y 120° porque es necesario un mayor detalle (Figura 3.9 a, b, y c). Examinando los vectores velocidad, se puede conocer su dirección y magnitud. Aparte de esto también es posible una identificación de la capa límite en las caras de los perfiles.

Comparando la magnitud de la velocidad en estas figuras con los contornos de presión, se puede comprobar cómo las zonas en las que aparece una mayor velocidad se corresponden con las que tienen una mínima presión. Los puntos de remanso se van a situar allá donde se tenga una velocidad nula y por lo tanto máxima presión. Si se analiza la figura 3.9-a se observa como el perfil presenta un punto de remanso en el borde de ataque y otro en el borde de salida. En las figuras 3.9-b y 3.9-c los puntos de remanso se sitúan en distintas zonas del perfil.

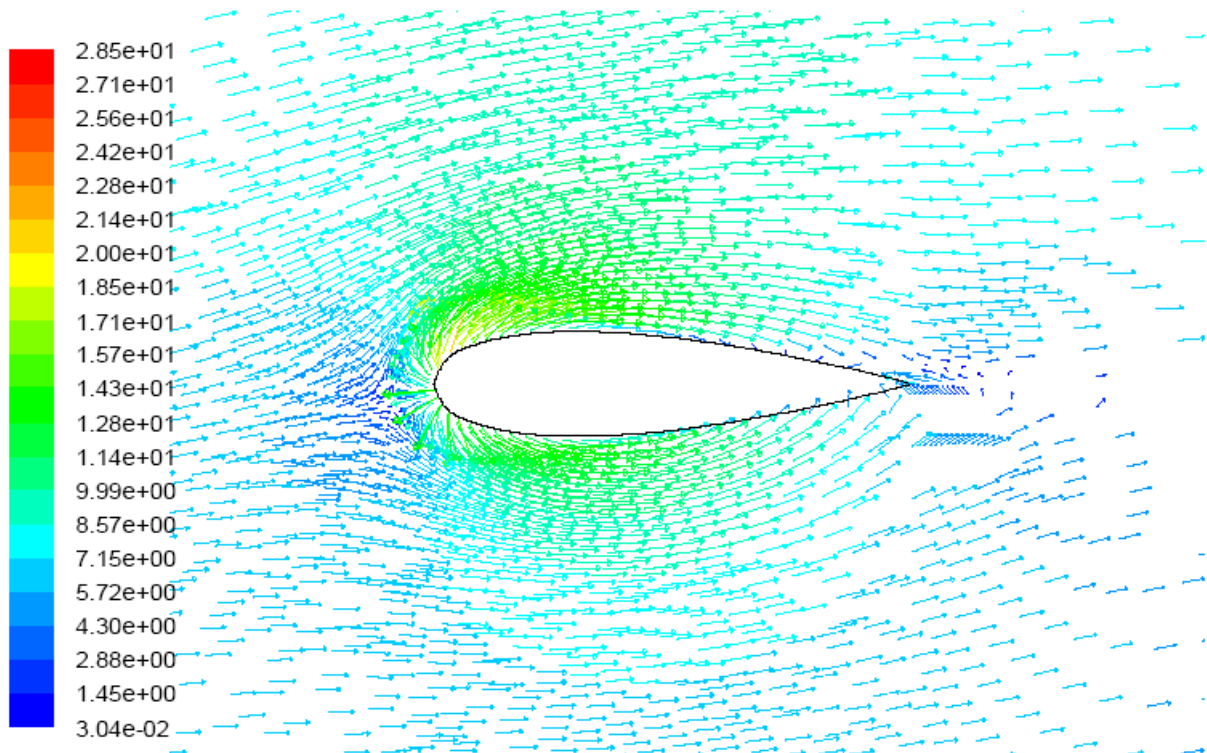


Figura 3.9-a Vectores Velocidad en 0° Perfil A (Modelo 1)

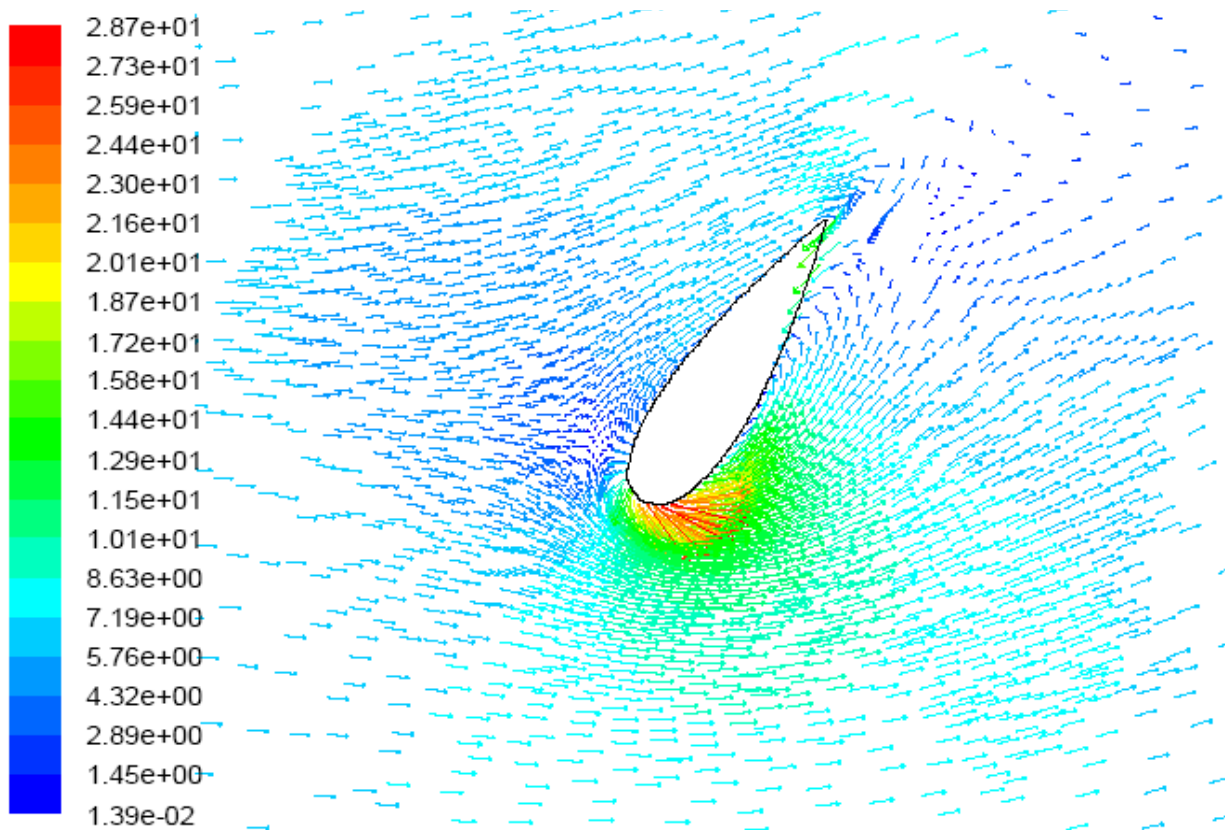


Figura 3.9-b Vectores Velocidad en 60° Perfil A (Modelo 1)

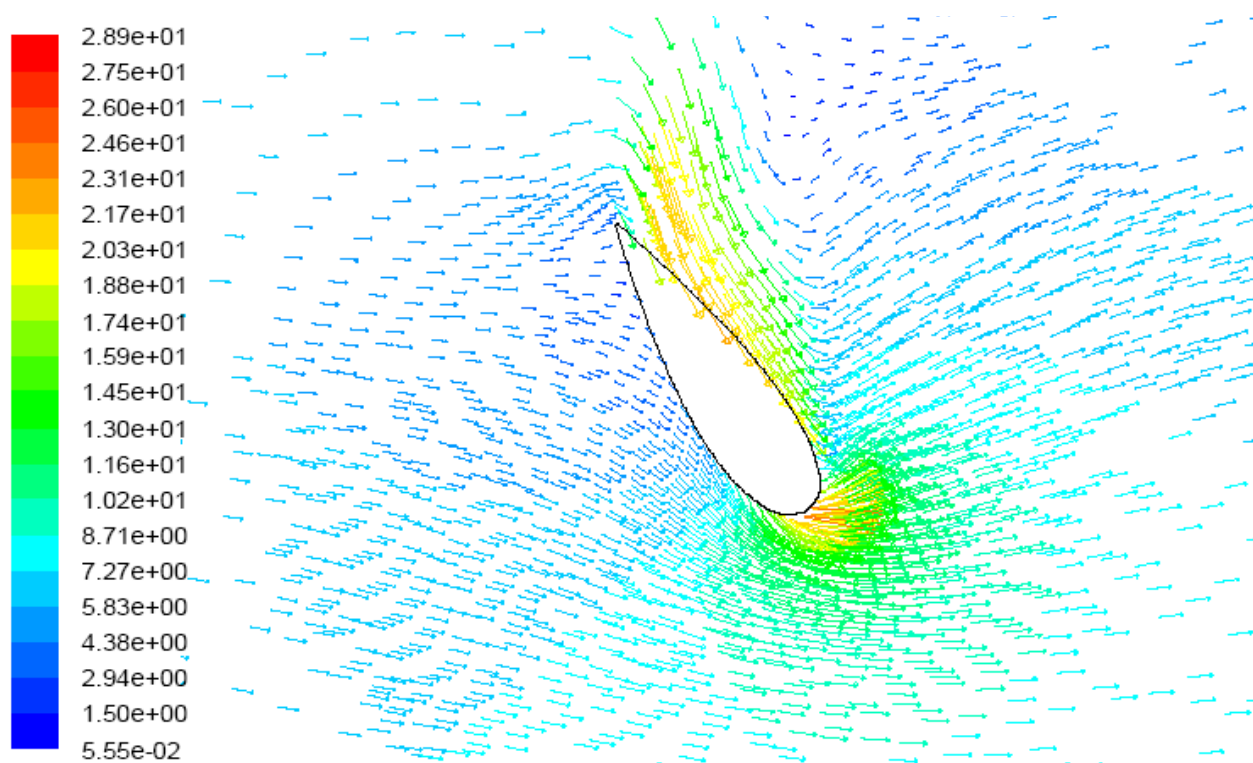


Figura 3.9-c Vectores Velocidad en 120° Perfil A (Modelo 1)

Respecto a la capa límite, prácticamente no se tiene adherencia en ninguna de las posiciones. Esto se debe en mayor medida a que el flujo incidente sobre los perfiles está cambiando continuamente de dirección debido al propio giro del rotor. Pero también influyen otros factores como la presencia de torbellinos y a que el flujo es mayormente turbulento. En algunas situaciones sí que se puede ver una adherencia de la capa límite, pero enseguida se tiene desprendimiento. En la figura 3.9-a se puede observar como el fluido que atraviesa la superficie exterior del perfil durante un corto tramo presenta capa límite hasta que el flujo se invierte cerca de la pared. El mismo comportamiento se puede apreciar en las figuras 3.9-b y 3.9-c.

En resumen, se va a considerar separación de la capa límite. Es por esto por lo que no se ha utilizado tratamiento cerca de la pared en el esquema de resolución de la turbulencia, como ya se explicó anteriormente en el apartado 2.4.5.

Como complemento al perfil A en esas tres posiciones significativas, es necesario añadir otras imágenes representando los vectores velocidad en torno a los perfiles, de: B en 60° (Figura 3.9-d), B en 120° (Figura 3.9-e), y el perfil C en la posición 60° (Figura 3.9-f). De esta manera se cubren las posiciones de una vuelta completa con las posiciones restantes: 180°, 240°, y 300°.

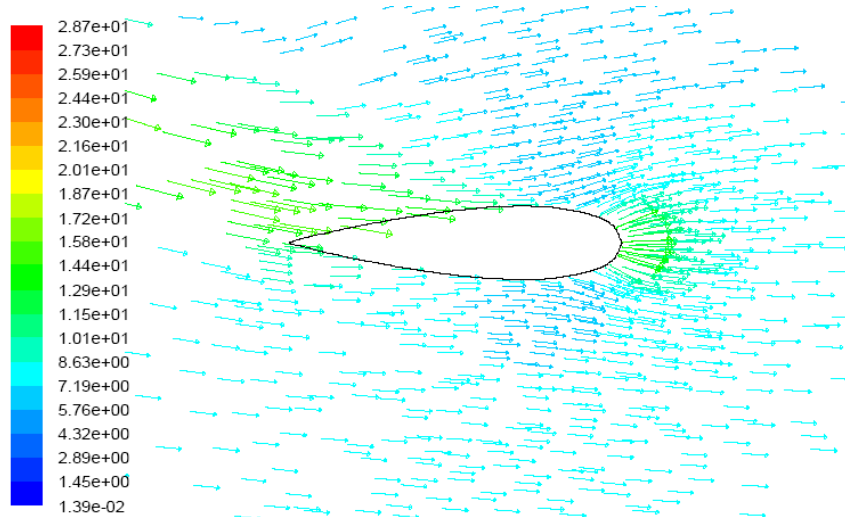


Figura 3.9-d Vectores Velocidad en 60° Perfil B (Posición 180°) (Modelo 1)

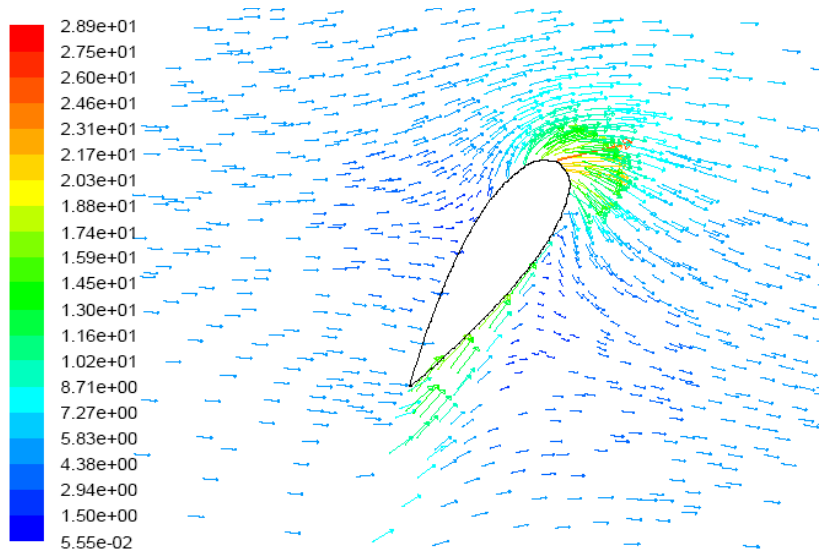


Figura 3.9-e Vectores Velocidad en 120° Perfil B (Posición 240°) (Modelo 1)

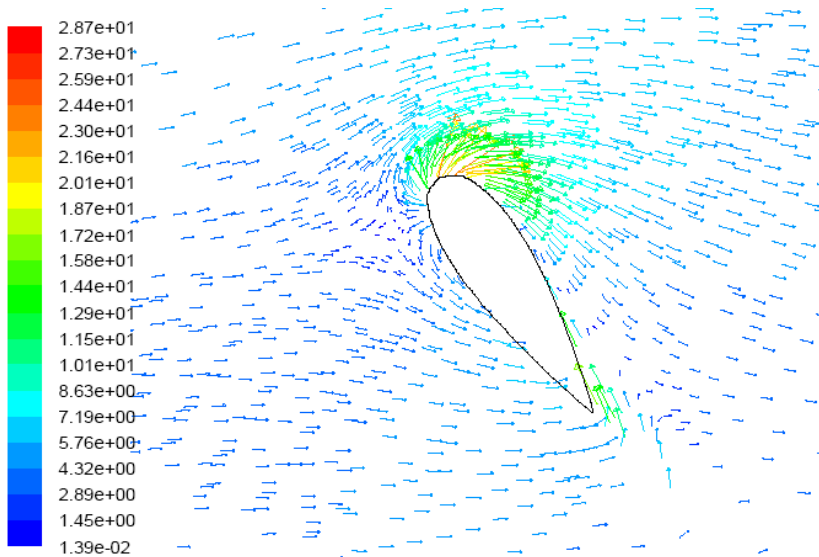


Figura 3.9-f Vectores Velocidad en 60° Perfil C (Posición 300°) (Modelo 1)

3.4 Análisis de sensibilidad a la malla

Como se explicó al comienzo de este capítulo, para realizar el análisis de sensibilidad a la malla se va a partir del modelo número 1 que posee aproximadamente 45000 celdas. A partir de éste, se procederá a hacer un refinado de la malla y se obtendrá el modelo 2, lo cual permitirá estudiar la sensibilidad a la malla comparando las curvas características de ambos modelos.

3.4.1 Refinado de la malla 87600 celdas

Si se observan los distintos contornos que han sido analizados en el apartado anterior en el que se estudió el patrón de flujo, se ve que la zona donde se tienen unos mayores gradientes se corresponde a la zona del rotor. Sin embargo, la zona ambiente, en la que ya de partida hay una menor resolución, apenas se aprecian variaciones significativas en el patrón de flujo. Lo ideal hubiese sido refinar por gradiente, ya que es precisamente ahí donde se necesita una mayor resolución. No obstante, esto no es nada aconsejable en mallas móviles ni en estado transitorio, ya que los gradientes nunca se van a situar en el mismo sitio a medida que avanza el tiempo y lo único que se conseguiría así es distorsionar los resultados.

Con lo dicho anteriormente, la estrategia seguida para refinar la malla ha sido realizar un remallado zonal en la zona del rotor. Se ha mejorado la resolución en esta zona para captar mejor los gradientes que aparecen.

Para ello se ha escogido la opción de refinar en una circunferencia de centro el origen de coordenadas del rotor y radio delimitado por la entrefase. En resumen toda la zona del rotor (Figura 3.10). Así se ha aumentado la resolución, elevando el número de celdas.

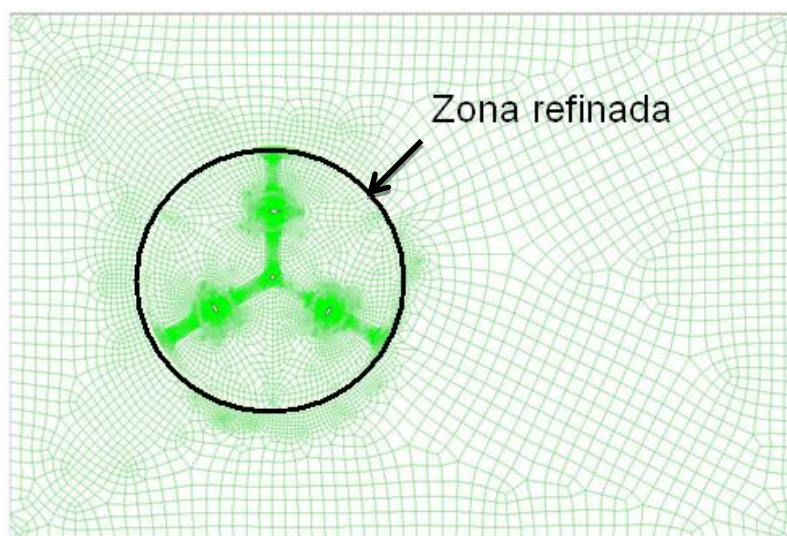


Figura 3.10 Zona refinada en el Modelo 1

Puesto que en el momento de chequear la malla aparecían muchos problemas de que no permitían lanzar el modelo, como volúmenes negativos, la opción final que se decidió fue mallar de nuevo, esta vez con mallas no estructuradas, y con más resolución en el rotor (Figura 3.11).

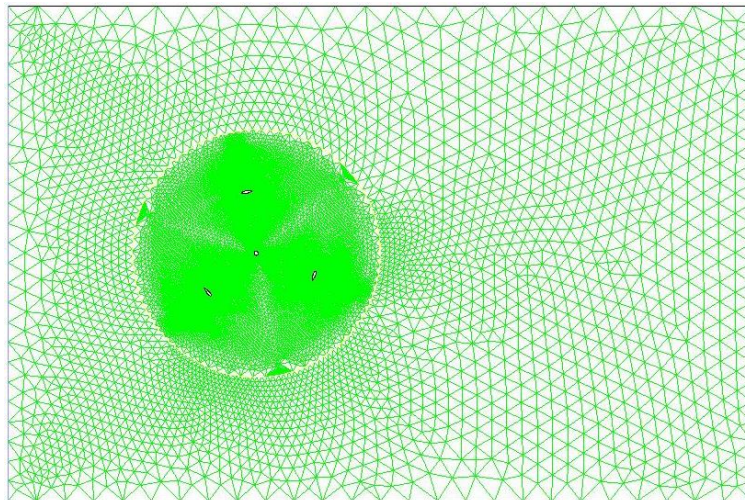


Figura 3.11 Malla Refinada. Modelo 2

Siempre se confía en que los resultados mejoren según se tenga una mayor resolución. Realizado el proceso de refinado se llegará a una situación en la que por mucha resolución que se tenga, los resultados permanecerán casi invariantes. La malla escogida o final, será la penúltima del análisis, ya que interesa también un menor número de celdas y por lo tanto un menor tiempo de resolución posible.

3.4.2 Comparación de curvas características con distinta resolución

Para poder comparar ambos resultados, se han simulado en el modelo 2 únicamente algunos de los puntos característicos de la curva como son el punto de diseño, un punto negativo y varios puntos intermedios, porque la tendencia debe ser similar. Los puntos simulados con sus resultados se recogen en la Tabla 3.7

Tabla 3.7 Resultados del modelo 2 ($\sigma = 0.25$).

| TSR | ω (rad/s) | Cm medio | Cp medio |
|------|------------------|----------|----------|
| 0.4 | 9.33 | 0.032 | 0.013 |
| 0.75 | 17.50 | 0.028 | 0.021 |
| 1.25 | 29.17 | 0.023 | 0.028 |
| 1.75 | 40.83 | 0.029 | 0.050 |
| 2.25 | 52.50 | 0.036 | 0.082 |
| 3 | 70.00 | 0.012 | 0.035 |
| 3.25 | 75.83 | -0.004 | -0.012 |

En la figura 3.12 se presentan las curvas características de funcionamiento del coeficiente de potencia, C_p , para el modelo 1 sin refinar y el modelo 2 refinado.

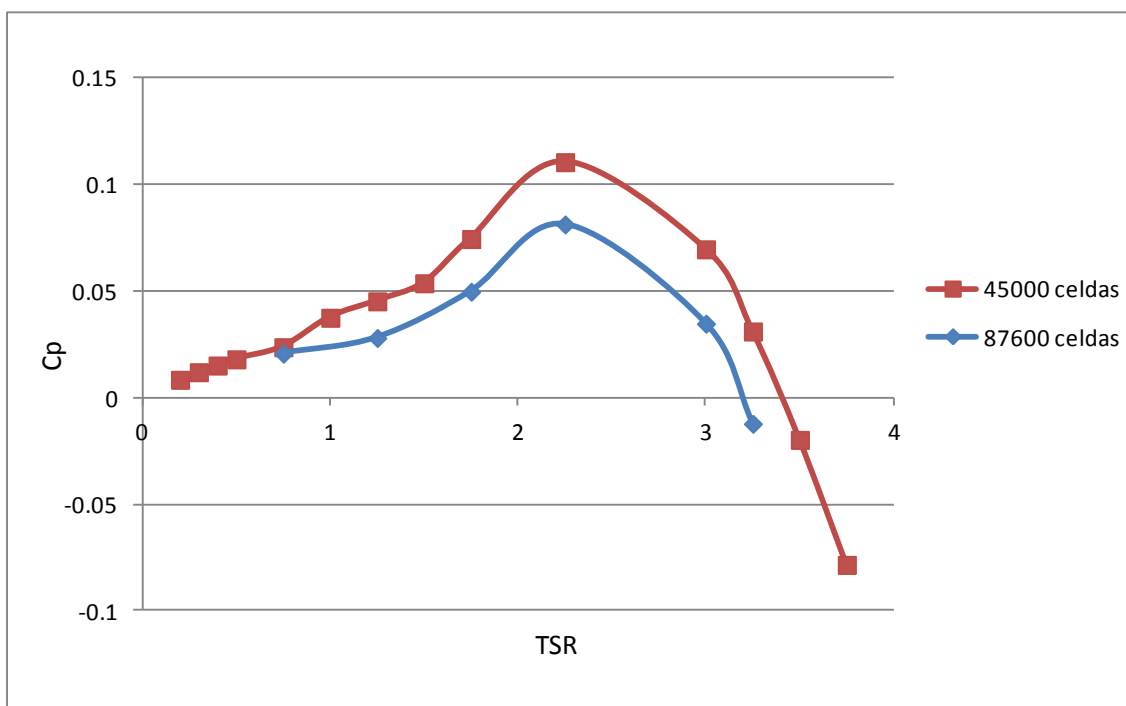


Figura 3.12 Curvas características del coeficiente de potencia para los modelos de 45000 y 87600 celdas.

En ambos casos se observa una tendencia similar. Los puntos con una TSR baja presentan una mayor similitud, que los valores a TSR elevadas, donde los resultados varían más de un modelo a otro.

La condición de punto de diseño se conserva para los 2 modelos, situándose aproximadamente en una $TSR = 2.25$. Sin embargo el coeficiente de potencia se ve que ha disminuido en un 26.41 % en la malla refinada. Ha pasado de tomar un valor de 0.443, a 0.326.

El rango de funcionamiento también ha disminuido, aunque las características ventajosas de este tipo de aerogenerador, que era que no necesitaba un autoarranque adicional, siguen manteniéndose (No se hace negativo C_p para valores bajos de TSR). El rango de funcionamiento se sitúa ahora en $TSR = (0,3.15)$

En resumen la malla escogida es la que tiene mayor resolución, ya que observando la curva, está dentro de la normalidad y los resultados se suponen mejores al aumentar la resolución espacial.

3.5 Análisis de la influencia de la solidez

En esta sección el objetivo principal es determinar el comportamiento y las diferencias entre rodets con distinto radio y por lo tanto distinto grado de solidez. Primeramente se compararán las curvas del modelo 2 con $\sigma = 0.25$ y el modelo 3 con $\sigma = 0.15$. Por último, y para determinar las prestaciones del nuevo modelo, se realizará un análisis del patrón de flujo del mismo.

Para permitir un análisis equivalente de ambos modelos, es necesario que contengan un número equivalente de celdas. Así la malla del modelo con la nueva solidez ($\sigma = 0.15$), mostrada en la Figura 3.13, se construyó con similitud a la del modelo 1, con la única diferencia que en la zona del rotor en vez de utilizar mallas estructuradas se emplearon mallas no estructuradas con una mayor resolución espacial. El ambiente se ha mallado igual, con el mismo tipo y número de celdas. Por último se realizó un suavizado en Fluent por el método Laplaciano para eliminar así los problemas de ángulos demasiado agudos en las celdas lo que originaba que, aunque el modelo permitía su ejecución, los resultados eran totalmente inestables.

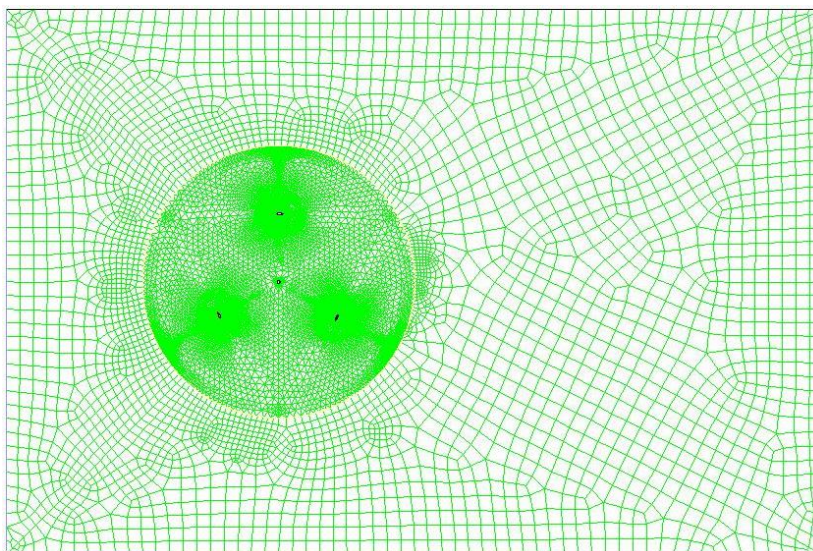


Figura 3.13 Malla del modelo 3 Solidez 0,15

3.5.1 Comparación de curvas características con distinto grado de solidez

Para el modelo 3 se han simulado 6 puntos característicos de la curva, con el fin de determinar todo su rango de comportamiento. Los resultados obtenidos se encuentran en la tabla 3.8 y las curvas con solidez 0.15 y 0.25 aparecen superpuestas en la figura 3.14

Tabla 3.8 Resultados del modelo 3 ($\sigma = 0.15$).

| TSR | ω (rad/s) | Cm medio | Cp medio |
|------|------------------|----------|----------|
| 0.75 | 10.5 | 0.032 | 0.024 |
| 1.75 | 24.5 | 0.068 | 0.118 |
| 2.25 | 31.5 | 0.059 | 0.133 |
| 3.25 | 45.5 | 0.029 | 0.095 |
| 4 | 56.0 | 0.000 | -0.001 |
| 5 | 70.0 | -0.039 | -0.194 |

[Esteban, 2014] comparó varias curvas características con diferentes grados de solidez y llegó a la conclusión que a medida que se disminuye la solidez, el rango de funcionamiento aumenta, sin embargo el rendimiento máximo disminuye.

En este caso la tendencia de los valores obtenidos para Cp de diseño no se corresponden con los alcanzados por otros autores ya que el coeficiente de potencia máximo aumenta de 0.082 en el modelo con $\sigma = 0.25$ a 0.133 en el modelo con $\sigma = 0.15$, cuando debería disminuir. Lo que sí es coincidente con lo que se manifiesta en la bibliografía, es la tendencia del aumento de rango de funcionamiento de la TSR llegando hasta aproximadamente $TSR = 4$ en el caso con $\sigma = 0.15$. Probablemente la solidez es tan baja que la influencia del fluido sobre el rotor es mínima, lo que justificaría las variaciones observadas.

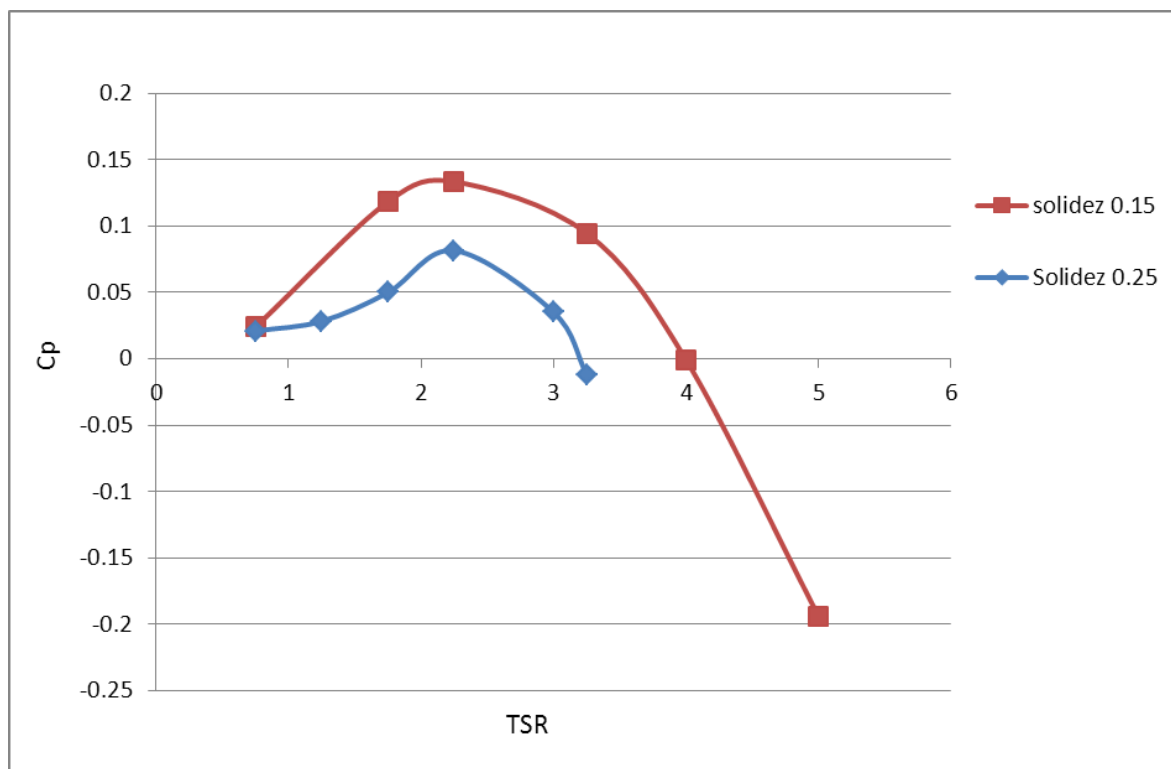


Figura 3.14 Comparación de la Solidez 0.25 (Modelo 2) y 0.15 (Modelo 3)

3.5.2 Análisis del patrón de flujo para el modelo 3 ($\sigma = 0.15$)

Este análisis se va a realizar de manera similar al que se hizo en la sección 3.3. Igualmente se analizarán las 3 primeras posiciones características del rotor: 0° , 60° , y 120° en las condiciones operativas de diseño del aerogenerador ($TSR = 2.25$). Las variables que se van a analizar son la presión, la vorticidad, y la evolución de los vectores velocidad en torno al perfil A.

Contornos de Presión

En la visualización del campo de presión se ha empleado el mismo rango que el que se empleó en el modelo 1 de solidez 0.25, analizado en la sección 3.3.1 para que la comparación entre ambos grados de solidez sea lo más precisa posible.

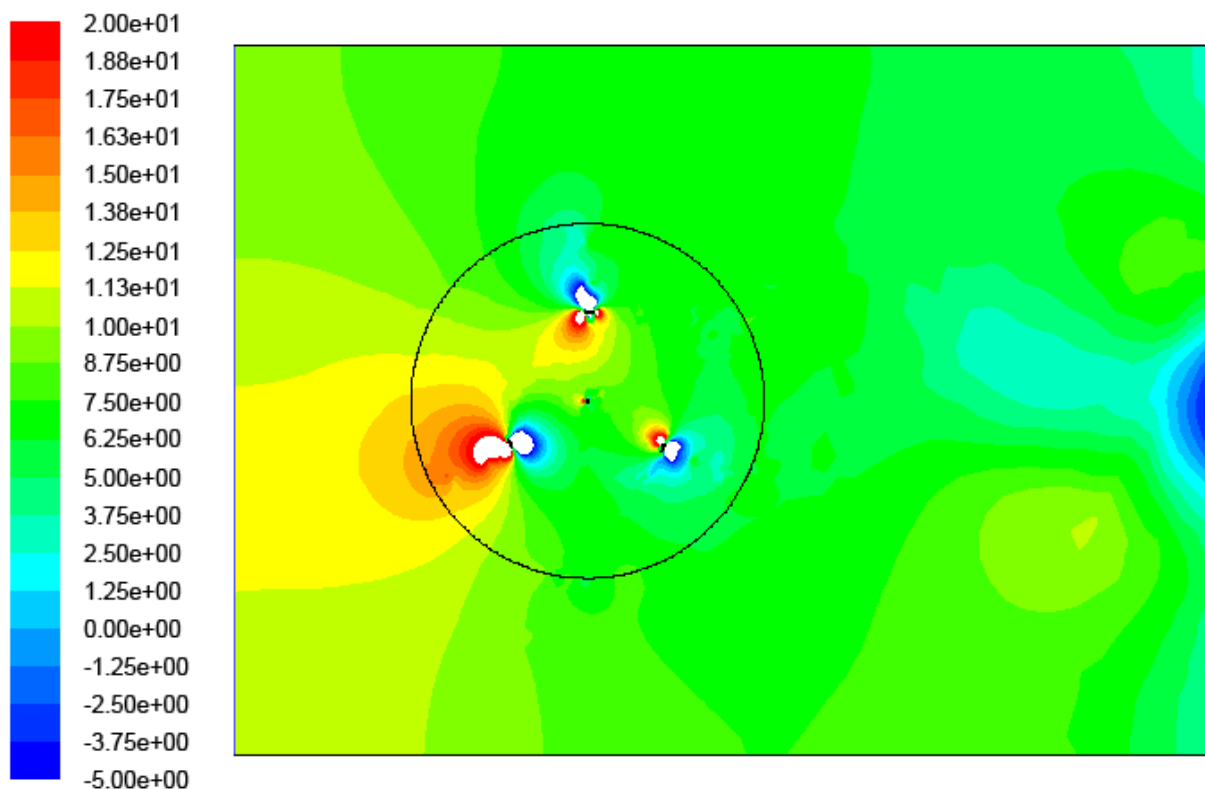


Figura 3.15-a Contornos de presión en 0° (Modelo 3)

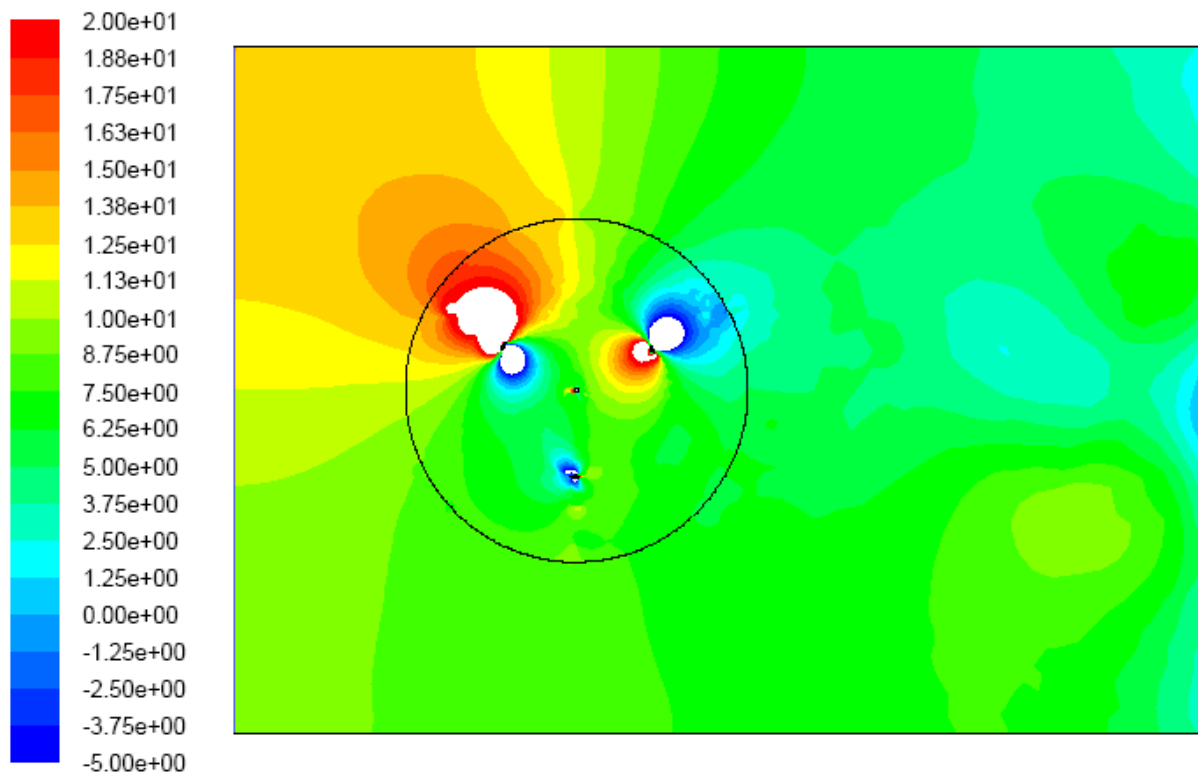


Figura 3.15-b Contornos de presión en 60° (Modelo 3)

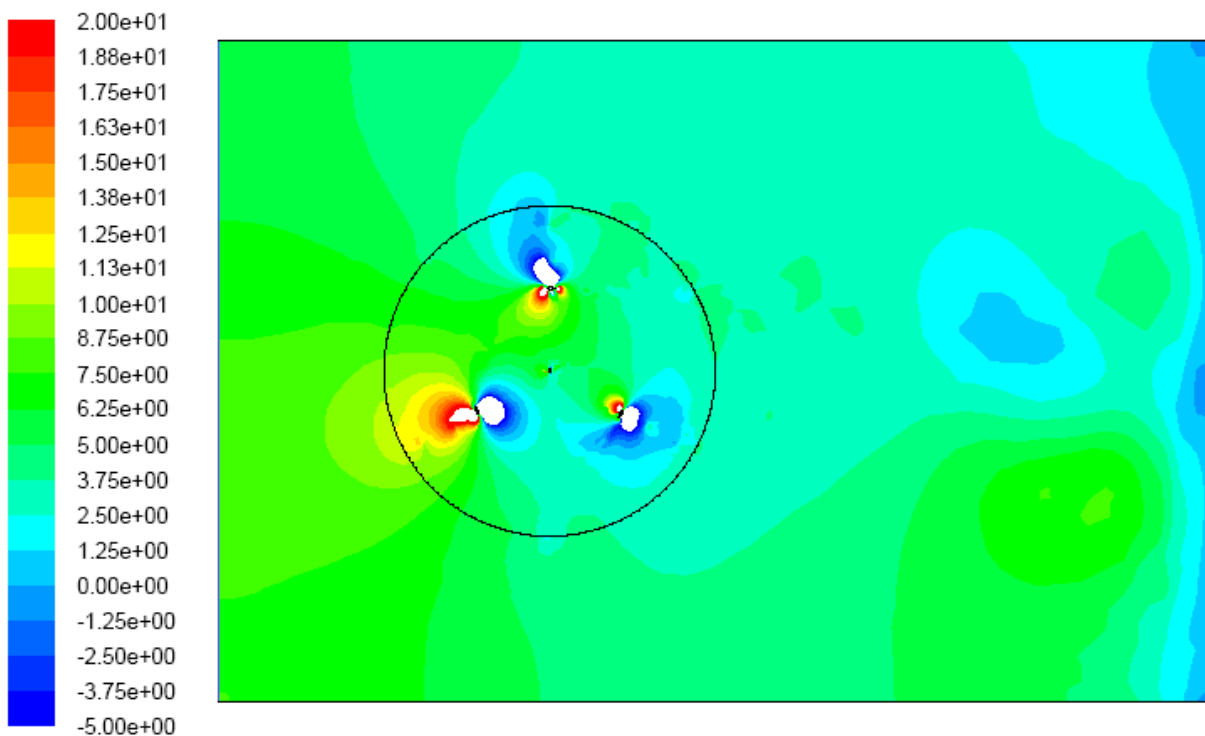


Figura 3.15-c Contornos de presión en 120° (Modelo 3)

En este caso, cuya solidez es más baja, se puede ver claramente como la influencia del fluido sobre los perfiles es menor, así como el desprendimiento de torbellinos

Contornos de vorticidad

El rango empleado para analizar la variable vorticidad es de -5 a 30 s⁻¹ y ha sido el mismo al empleado en el análisis de la solidez 0.25 con el fin de poder establecer una comparativa entre la magnitud e influencia de los torbellinos.

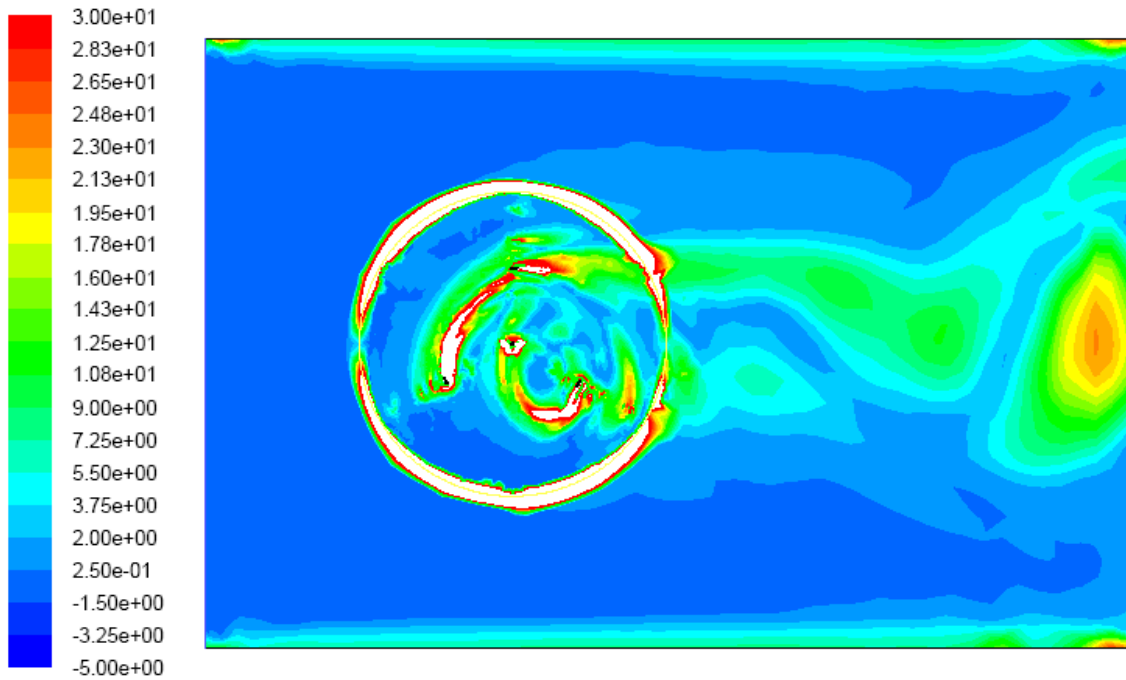


Figura 3.16-a Contornos de vorticidad en 0° (Modelo 3)

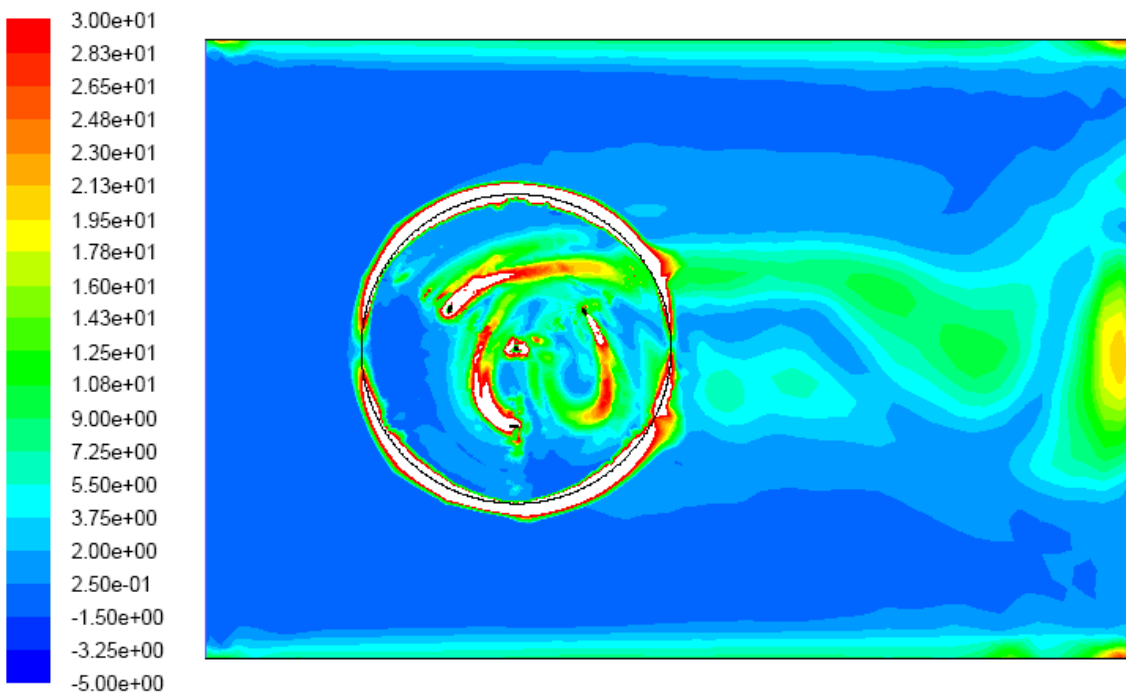


Figura 3.16-b Contornos de vorticidad en 60° (Modelo 3)

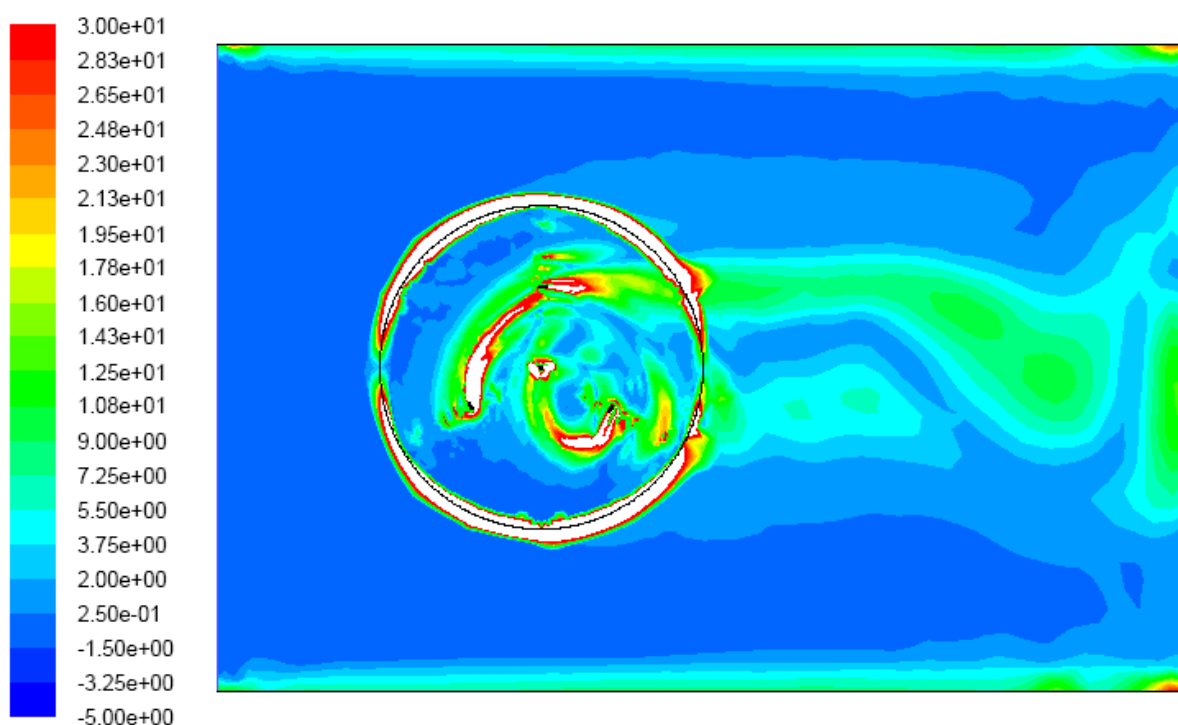


Figura 3.16-c Contornos de vorticidad en 120° (Modelo 3)

Se puede observar claramente como para este grado de solidez hay una disminución de la vorticidad en general, tanto en las estelas mayores que deja el rodete aguas abajo como en las que dejan cada perfil. La estela y el desprendimiento de torbellinos siguen el mismo patrón y situación en ambos grados de solidez.

Si ahora se analiza la vorticidad en las estelas que provocan los perfiles, se pueden correlacionar con la correspondiente posición favorable o desfavorable al igual que se explicó anteriormente.

En resumen, se tiene similar patrón en la vorticidad, pero en general con una magnitud menor.

Vectores velocidad

En este último apartado del análisis del patrón de flujo para el rotor de solidez 0.15, se van a estudiar los vectores de velocidad que aparecen únicamente en torno al perfil A cuando el rotor toma las posiciones características 0°, 60° y 120°.

Los vectores de velocidad alrededor de los perfiles en el rotor de nueva solidez, son equivalentes a la otra solidez analizada y el análisis sería igual al realizado en el otro modelo. Existe correspondencia entre las zonas de menor presión con las de mayor velocidad y no se aprecia apenas adherencia de la capa límite.

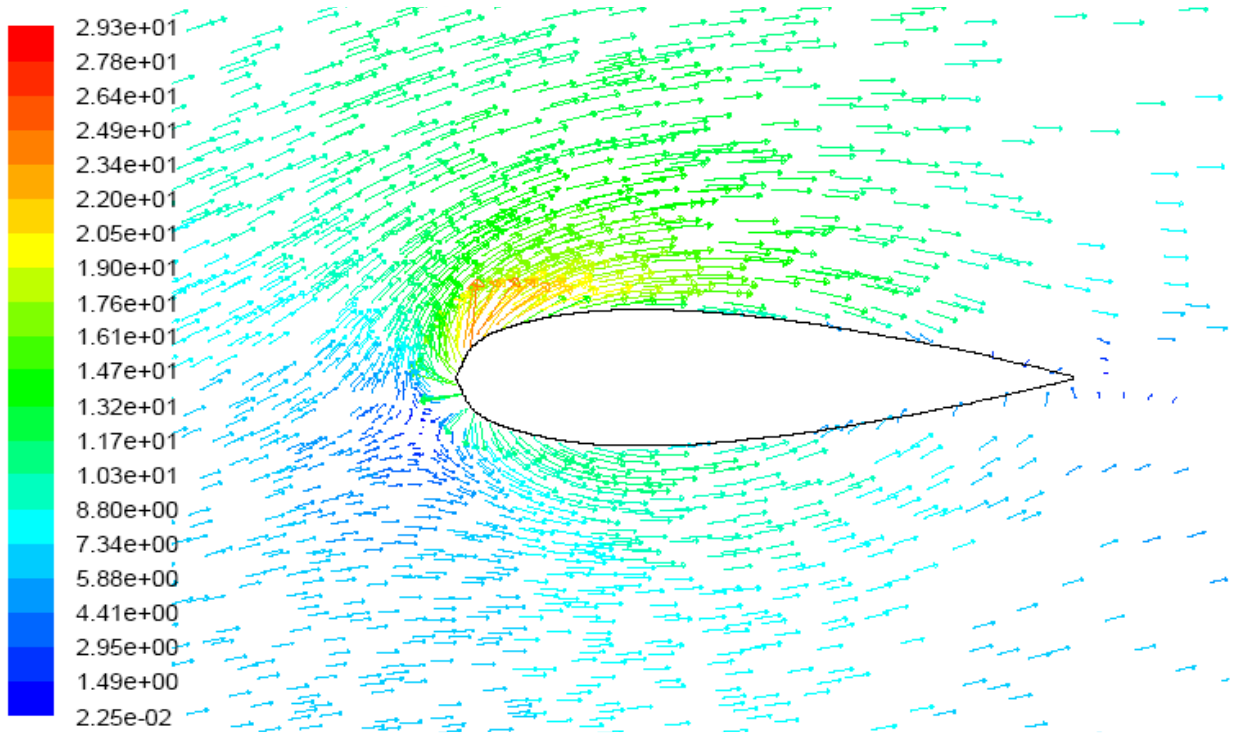


Figura 3.17-a Vectores Velocidad en 0° Perfil A (Modelo 3)

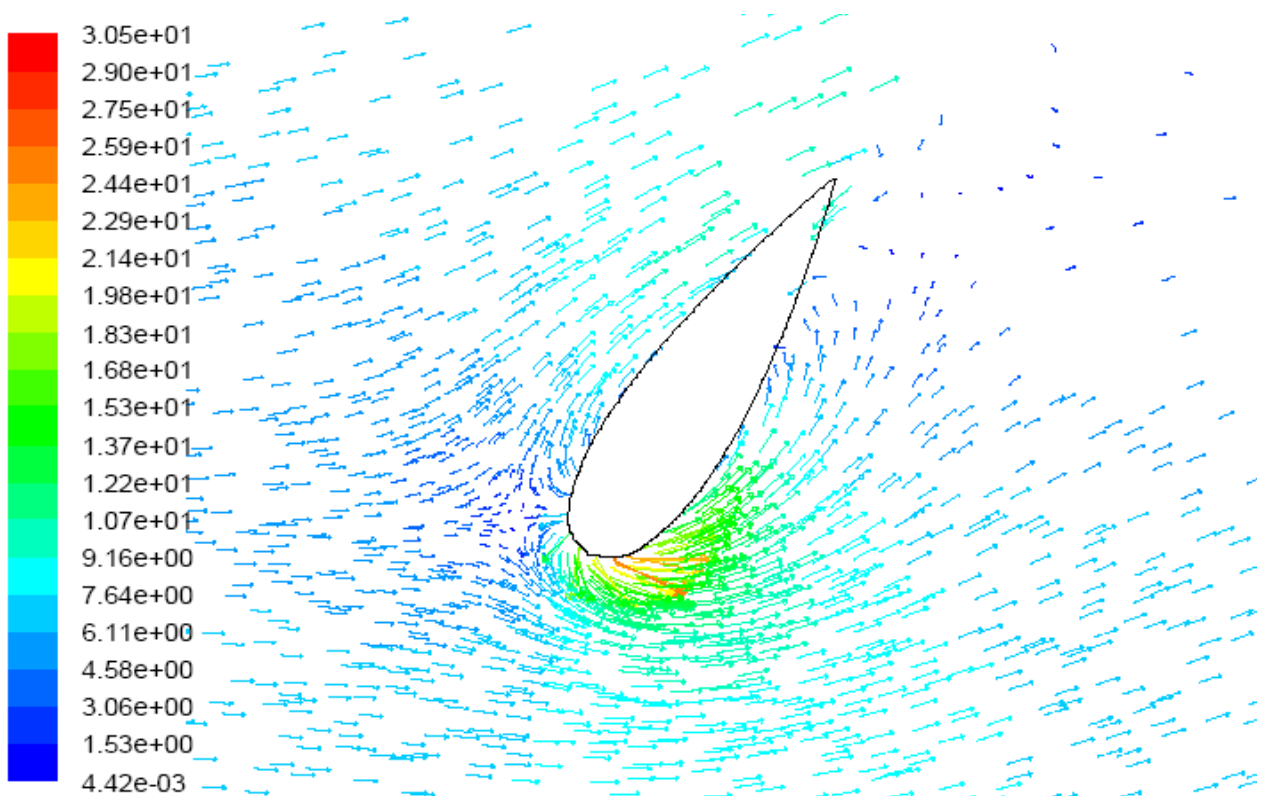


Figura 3.17-b Vectores Velocidad en 60° Perfil A (Modelo 3)

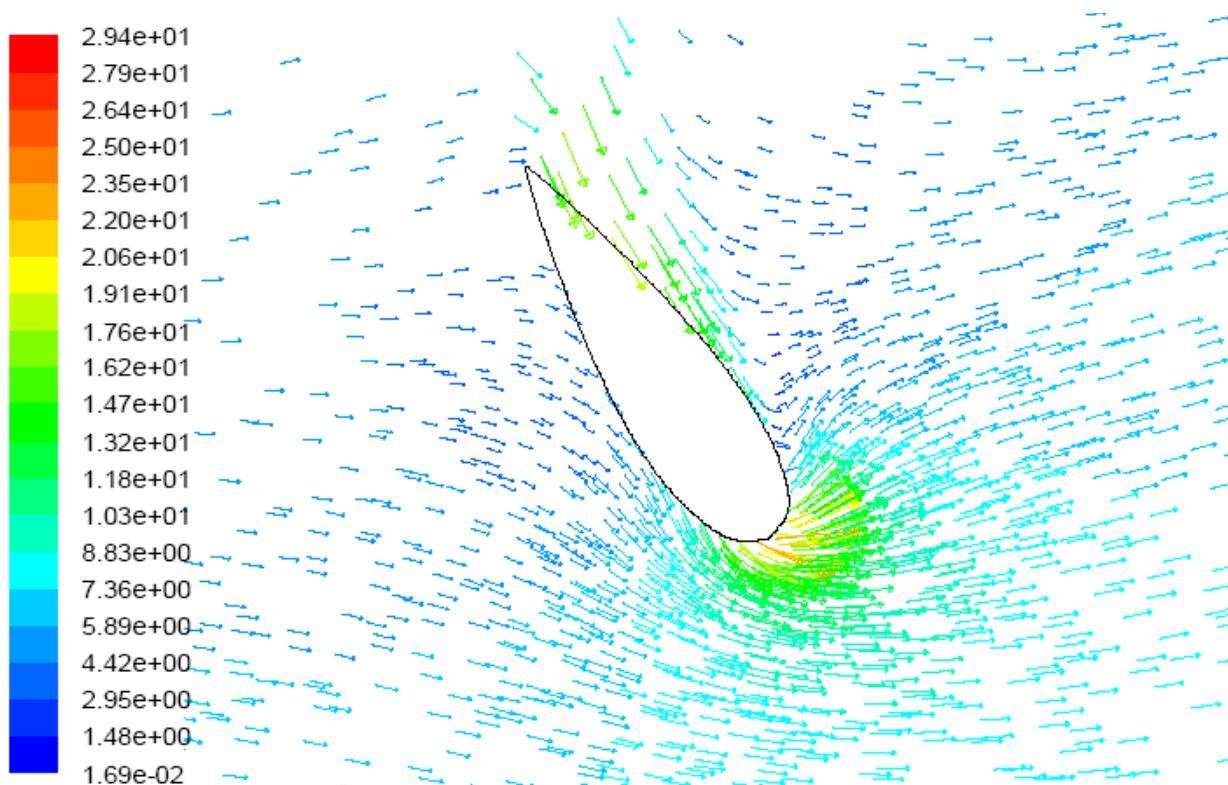


Figura 3.17-c Vectores Velocidad en 120° Perfil A

Como complemento al perfil A en esas tres posiciones significativas, es necesario añadir otras imágenes representando los vectores velocidad en torno a los perfiles, de: B en 60° (Figura 3.17-d), B en 120° (Figura 3.17-e), y el perfil C en la posición 60° (Figura 3.17-f). De esta manera se cubren las posiciones de una vuelta completa con las posiciones restantes: 180°, 240°, y 300°.

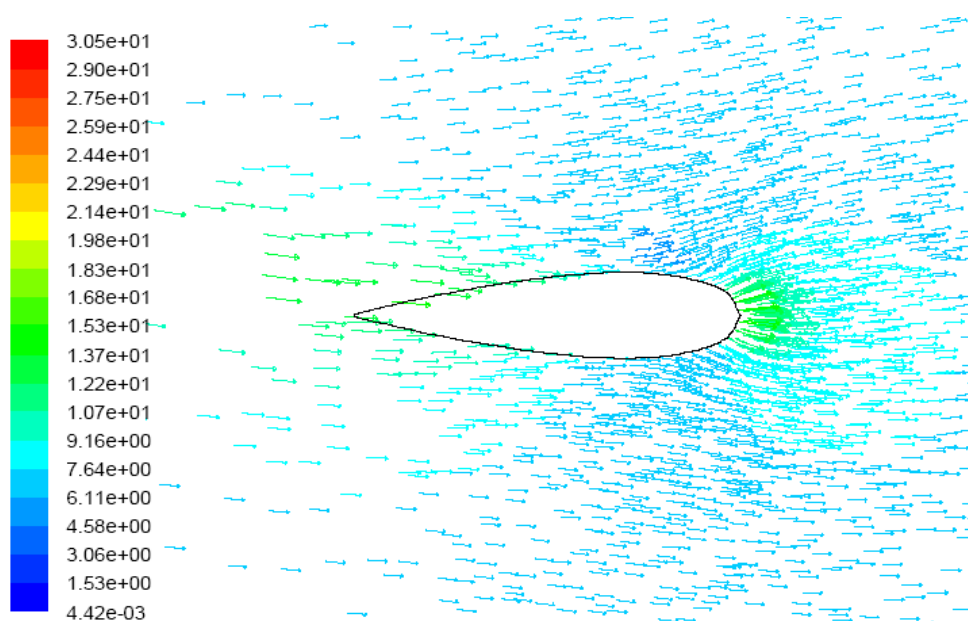


Figura 3.17-d Vectores Velocidad en 60° Perfil B (Posición 180°) (Modelo 3)

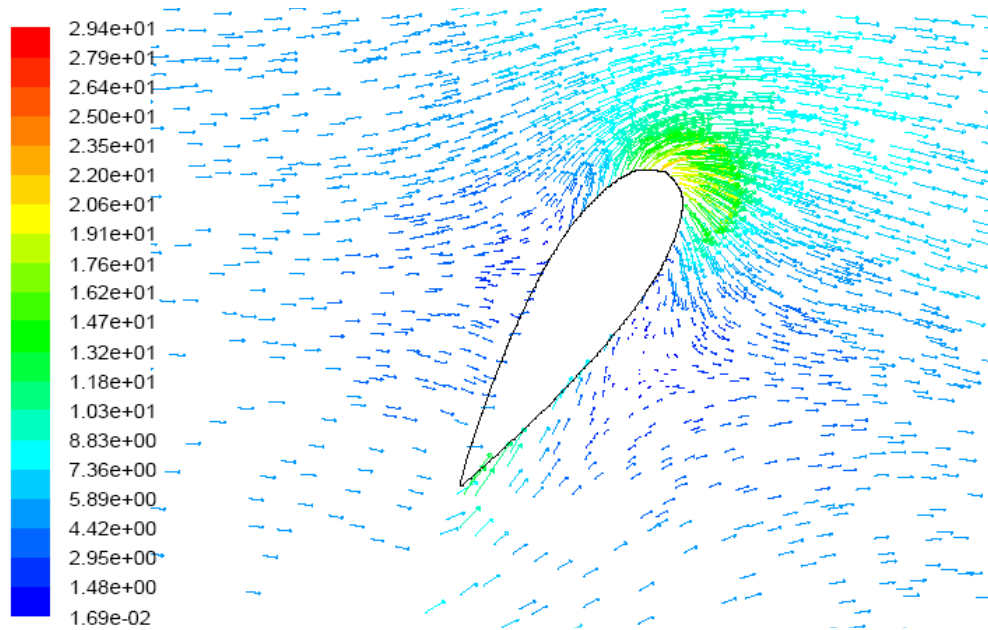


Figura 3.17-e Vectores Velocidad en 120° Perfil B (Posición 240°) (Modelo 1)

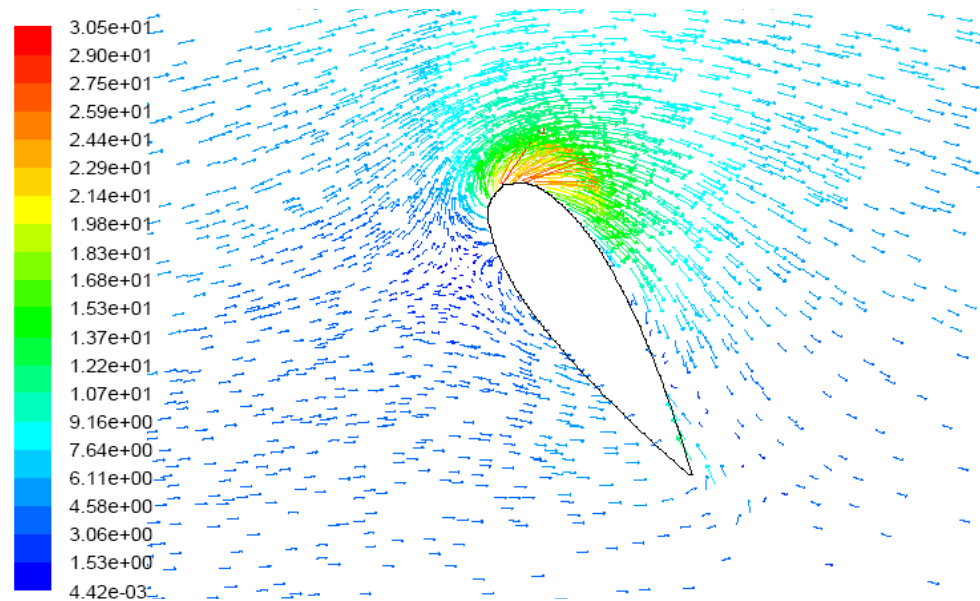


Figura 3.17-f Vectores Velocidad en 60° Perfil C (Posición 300°) (Modelo 1)

3.6 Análisis del modelo 3D

En el momento de analizar este nuevo modelo, se plantean nuevas alternativas de análisis. Es posible estudiar ciertos fenómenos que sin embargo en 2 dimensiones sería imposible.

Primeramente se van a analizar las curvas características, y posteriormente el patrón de flujo. Ambos análisis se van a comparar con los resultados en 2

dimensiones. Las características de ambos modelos están extraídas de la tabla 3.1 y a modo de recordatorio reflejadas en la Tabla 3.9.

Tabla 3.9 Características Modelos 1 y 4

| Modelo | 2D/3D | Solidez (σ) | Nº de celdas |
|--------|-------|----------------------|--------------|
| 1 | 2D | 0.25 | 87612 |
| 4 | 3D | 0.25 | 796690 |

La simulación de todos los modelos en 3 dimensiones se ha realizado en un *Cluster*. Así el tiempo de simulación se ha podido acortar considerablemente. Se han lanzados los modelos utilizando 4 núcleos para cada uno.

3.6.1 Curvas características

El procedimiento de obtención de estas curvas características de funcionamiento del aerogenerador es el mismo al realizado en 2 dimensiones.

Se han simulado hasta 12 vueltas completas del rotor en cada uno de los puntos obtenidos, y de la última vuelta periódica se ha extraído el valor correspondiente de C_p medio.

Observando la variación del coeficiente de par instantáneo en función del ángulo de giro del rotor para los diferentes puntos extraídos, se puede apreciar, que sobre todo a TSR elevadas, la convergencia tardaba mucho más en alcanzarse. Por eso, en estos casos ha sido imprescindible simular un mayor número de vueltas. Los picos que en ocasiones aparecen pueden estar asociados a errores puntuales de cálculo.

Se han simulado algunos de los puntos más destacados del modelo 3 en 2 dimensiones, ya que se supone igual tendencia de la curva. Los datos de los resultados obtenidos aparecen reflejados en la Tabla 3.10

Tabla 3.10 Resultados del modelo 3D (Modelo 4)

| TSR | ω (rad/s) | C_m medio | C_p medio |
|------|------------------|-------------|-------------|
| 0.25 | 5.833 | 0.04087883 | 0.003 |
| 0.5 | 11.667 | 0.00530072 | 0.001 |
| 0.75 | 17.500 | -0.01191017 | -0.002 |
| 1.75 | 40.833 | 0.09308092 | 0.041 |
| 2.25 | 52.500 | -0.13991368 | -0.079 |

A continuación se muestra la curva característica del coeficiente de par (Figura 3.18):

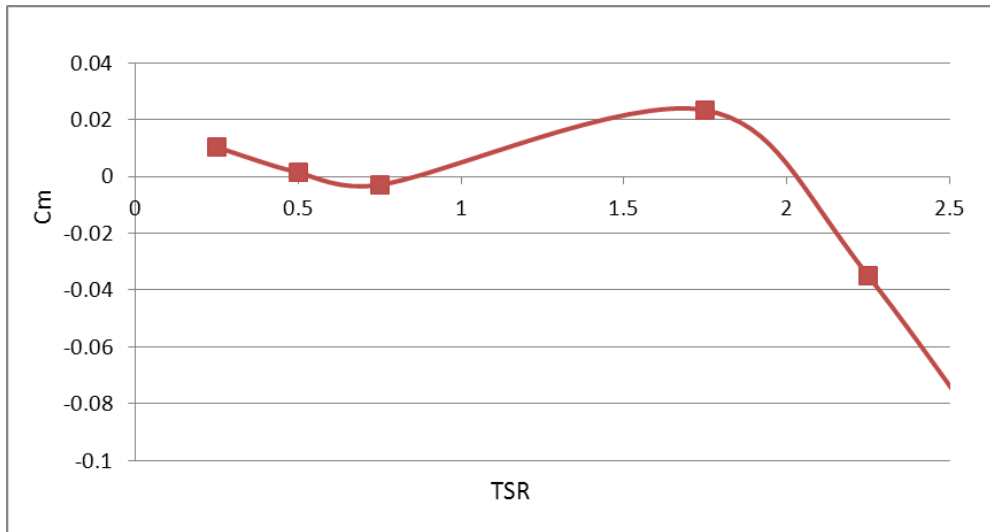


Figura 3.18 Curva característica del coeficiente de par. Modelo 4 ($\sigma = 0.25$)

Representando el coeficiente de potencia medio en función de TSR se obtiene la curva característica del Coeficiente de potencia, tal y como se muestra en la Figura 3.19. En este caso, la curva hay una zona en la que sí presenta valores negativos del coeficiente de potencia para bajas TSR. Se recuerda que esto en el análisis en 2 dimensiones no sucedía: Se tenía autoarranque del aerogenerador.

En este apartado se va a hacer también un análisis comparativo entre ambas curvas características: La obtenida anteriormente del análisis en 2 dimensiones y la curva del modelo en 3 dimensiones. En la Figura 3.19 se muestran las curvas características de ambos modelos superpuestas.

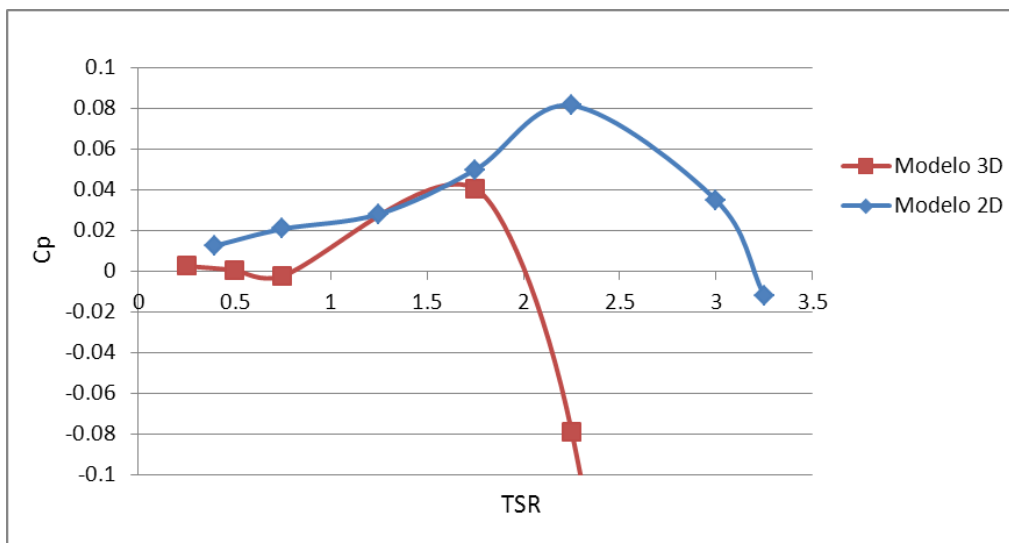


Figura 3.19 Curvas características del coeficiente de potencia para modelos 2D (Modelo 1) y 3D (Modelo 4). ($\sigma = 0.25$)

Para bajos valores de TSR los resultados no difieren tanto en comparación con altos valores de TSR.

Como se puede observar, el rango de funcionamiento ha disminuido notablemente, pasando del intervalo aproximado de $TSR = (0, 3.25)$ en el modelo bidimensional, a $TSR = (0.75, 2)$ en el modelo tridimensional.

El punto de diseño ahora se encuentra en $TSR = 1.75$, menor que en dos dimensiones. El coeficiente de potencia máximo ha disminuido en un 63.06 %, Pasando de 0.111 a 0.041. En la tabla 3.11, que se muestra a continuación aparece sintetizado todo lo referente al punto de diseño comparando ambos modelos, 1 y 4.

Tabla 3.11 Puntos de diseño para modelos 2D y 3D.

| Modelo | 2D/3D | TSR | ω (rad/s) | Cm medio | Cp medio |
|--------|-------|------|------------------|----------|----------|
| 1 | 2D | 2.25 | 52.500 | 0.049 | 0.111 |
| 4 | 3D | 1.75 | 40.833 | 0.093 | 0.041 |

3.6.2 Patrones de flujo

Una vez estudiadas las curvas características se van a analizar los patrones de flujo correspondientes. En ellos se podrá observar el flujo tridimensional alrededor de los perfiles y el eje principalmente, porque es la zona de más interés.

La comparación con los patrones de flujo en 2 dimensiones solo se podrá realizar si se analiza el plano medio de corte del aerogenerador.

Los patrones de flujo se van a extraer del modelo en 3 dimensiones con una $TSR = 1.75$, ya que es aproximadamente el punto de diseño (Obtenido en 3D)

Contornos de Presión

En este análisis primeramente se va a realizar una comparativa de los contornos de presión del modelo bidimensional y el modelo tridimensional. En las figuras 3.20 y 3.21 se muestran ambos contornos:

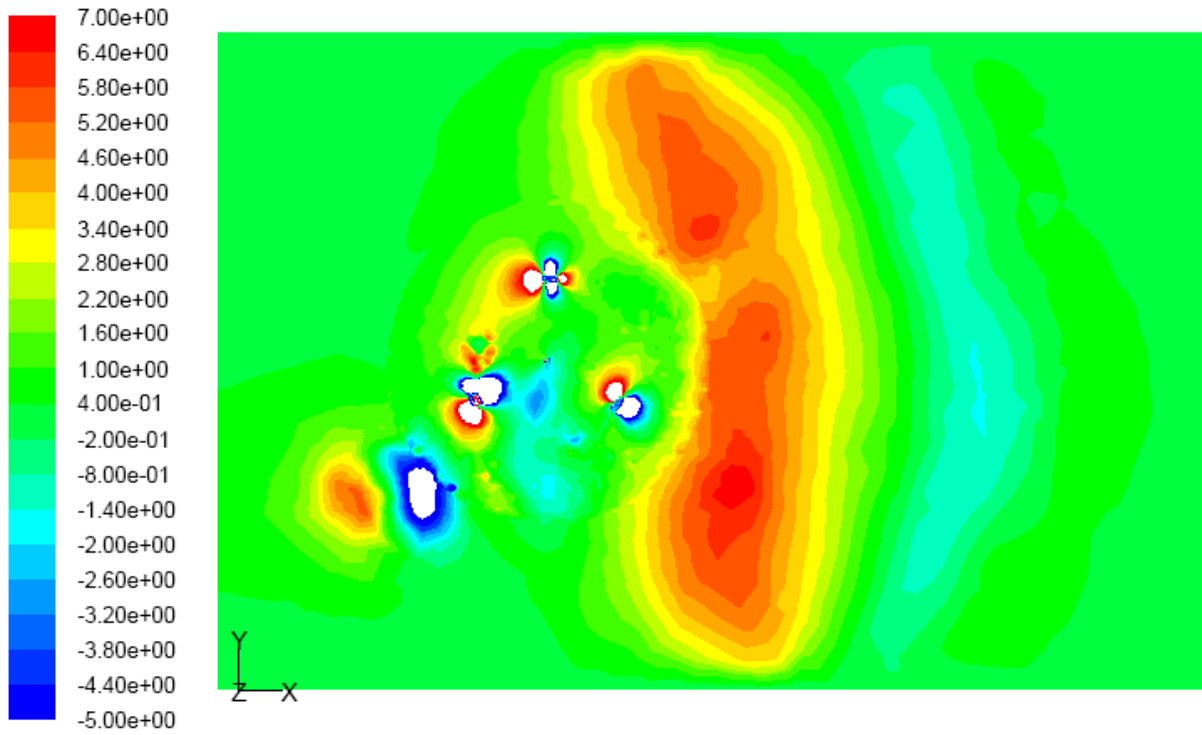


Figura 3.20 Contorno de Presión en el modelo 3D. Plano medio

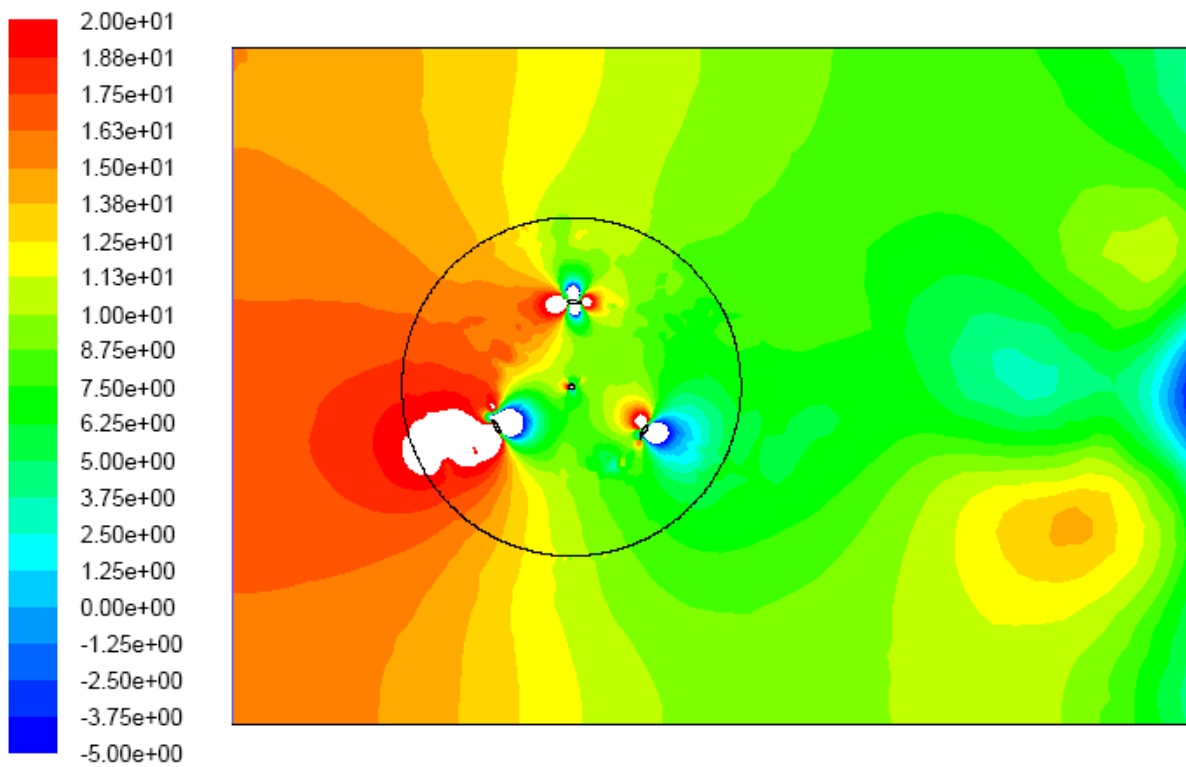


Figura 3.21 Contorno de Presión en el modelo 2D

Si se observan estas figuras, se puede apreciar una variación considerable de los mismos. Una de las razones se debe a que en tres dimensiones también es posible la formación del flujo vertical, que en el caso bidimensional es imposible simular.

En la figura 3.20 los contornos aparentan dentro de la normalidad y, aunque el rango en ambos modelos es diferente y no se tiene la misma presión, las zonas de baja y alta presión coinciden en situación. Es decir, van a coincidir en ambos análisis las superficies que pertenecen al extradós e intradós, tal y como se definieron en la tabla 3.6 de la sección 3.3.1. Los 2 centros de gran presión aguas abajo de los perfiles se pueden asociar a 2 torbellinos en formación, uno superior y otro inferior. Y la zona de baja presión situada posteriormente pertenece a un torbellino que ya se ha desprendido, coincidiendo aproximadamente con el contorno del modelo bidimensional

Cuando el flujo se encuentra con un obstáculo se va a apreciar una variación más significativa de la presión. Para ver la variación vertical de la presión, cosa que en el modelo bidimensional era imposible, se ha representado el contorno de presión en un plano de normal dirección y, y que corta a 2 perfiles, tal y como se muestra en la Figura 3.22 a continuación:

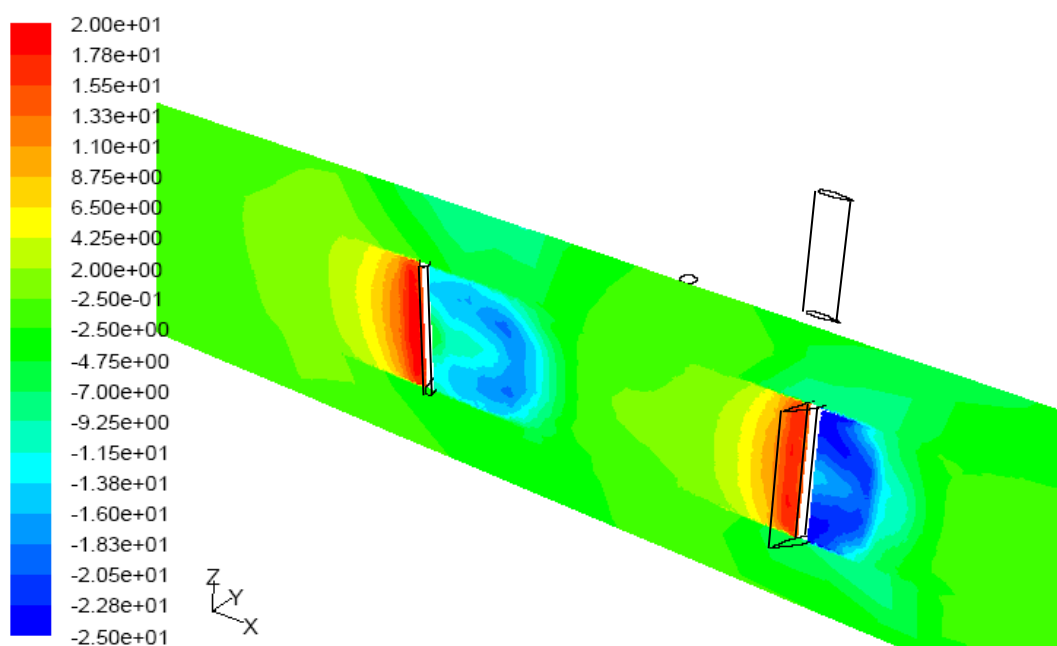


Figura 3.22 contornos de presión. Plano de corte y = -0.15 m

Se aprecia la zona de alta presión aguas arriba y la zona de baja presión aguas abajo de cada perfil. Aprovechando la posibilidad que ofrece el análisis del flujo en 3 dimensiones, se han representado gráficamente en la figura 3.23, las superficies isobáricas correspondientes a una presión de -10 Pa (Color Azul) y 10 Pa (Color Rojo). Esto permite observar la distribución de presión a lo largo del perfil.

Se puede apreciar cómo la Presión es mayor en el plano medio del rotor y disminuye progresivamente mientras se va acercando a los extremos de los perfiles

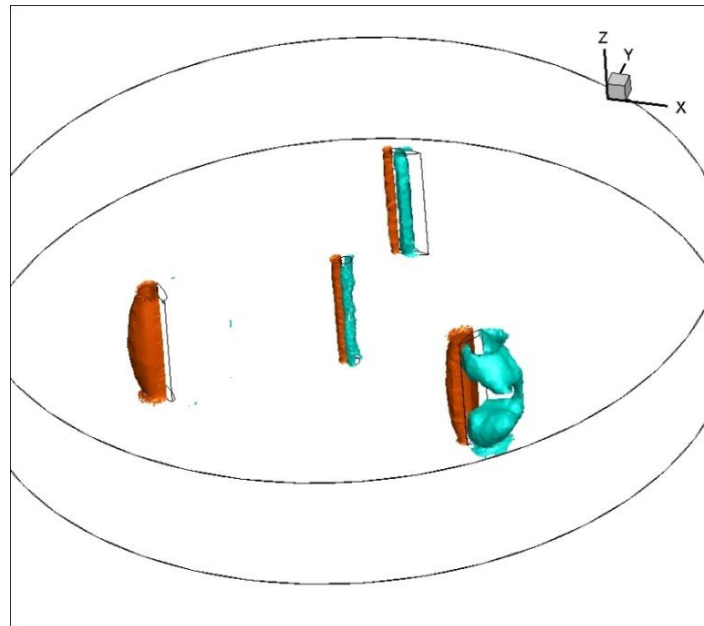


Figura 3.23 Superficies isobáricas tridimensionales

Contornos de vorticidad

En los contornos de vorticidad, se pueden apreciar muy bien los efectos del flujo tridimensional, sobre todo, los torbellinos de punta aparecen en los perfiles. Representando el contorno de vorticidad en la dirección y en un plano que corta a los perfiles (Figura 3.24-a) se aprecian las estelas superiores de vorticidad positivas y las inferiores negativas.

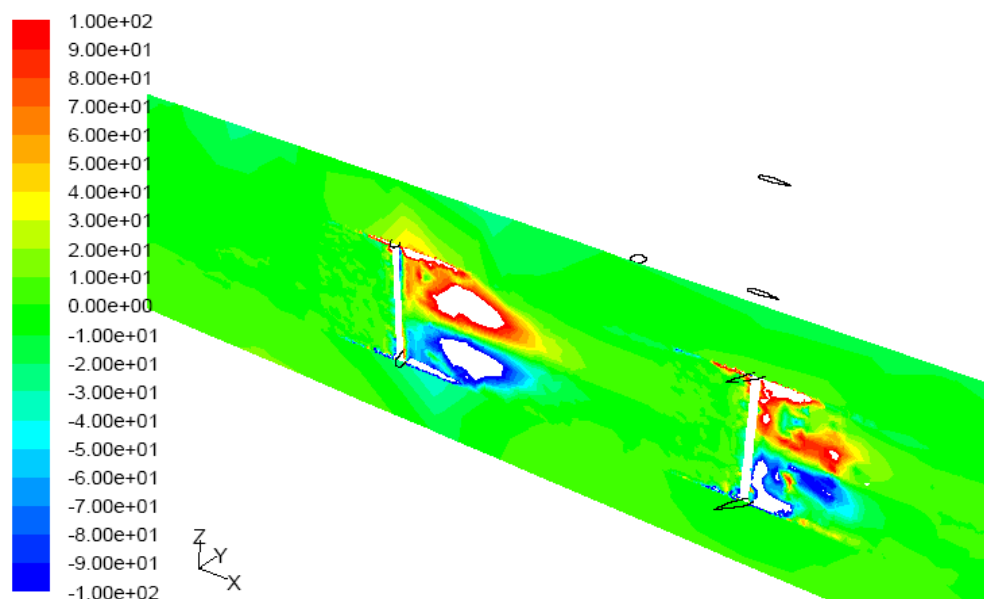


Figura 3.24-a Contornos de vorticidad en la dirección y. Plano de corte y = -0.15 m

En la figura 3.24-b se muestran las superficies de iso-vorticidad en la dirección y, que da idea de los torbellinos cuya dirección de giro está en esta dirección. En la parte superior de los perfiles se observa una estela con vorticidad positiva (100 1/s) y en el extremo inferior, se desprende otra estela cuyos torbellinos giran en sentido contrario a los de la estela superior (vorticidad = -100 1/s).

En resumen se aprecian las estelas que se desprenden del extremo superior e inferior de los perfiles.

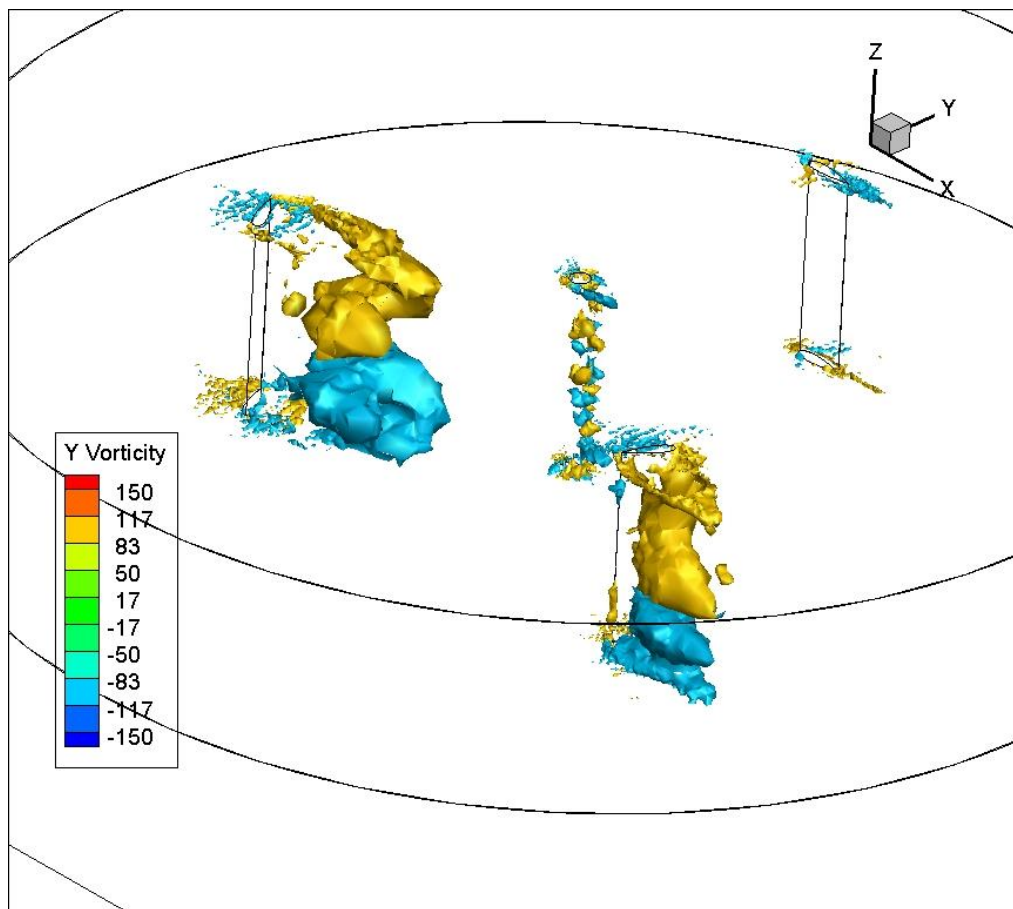


Figura 3.24-b Superficies de Iso-Vorticidad en la dirección y

Al igual que antes se muestra en la figura 3.25-a el contorno de vorticidad en la dirección del eje z, en el plano de corte XZ.

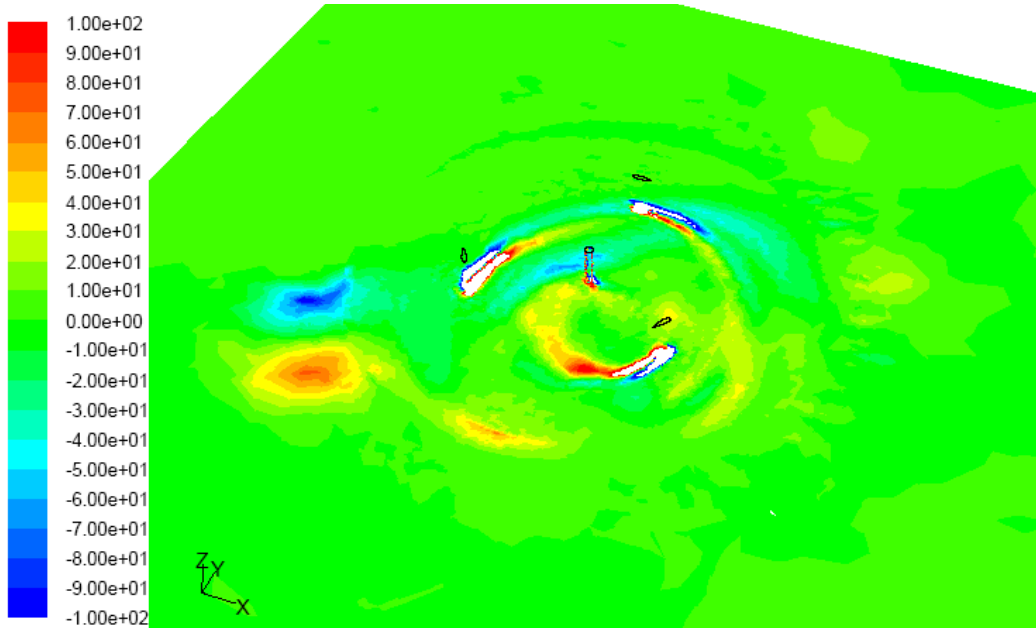


Figura 3.25-a Contornos de vorticidad en la dirección y. Plano de corte XY

Comparando este último contorno con el obtenido en el modelo 1 (Figura 3.8-a) se aprecia una gran similitud entre ellos. Las estelas que dejan los perfiles a su paso son prácticamente idénticas. Lo que no aparece igual son los torbellinos que en el caso bidimensional (Modelo 1), aparecían aguas abajo los cuales puede que no sean visibles por el rango empleado. Si ahora se representan superficies de iso-vorticidad en la dirección del eje z se pueden observar las estelas que aparecen en los laterales del perfil (Figura 3.25-b). En azul vorticidad -100 1/s , y en amarillo vorticidad 100 1/s .

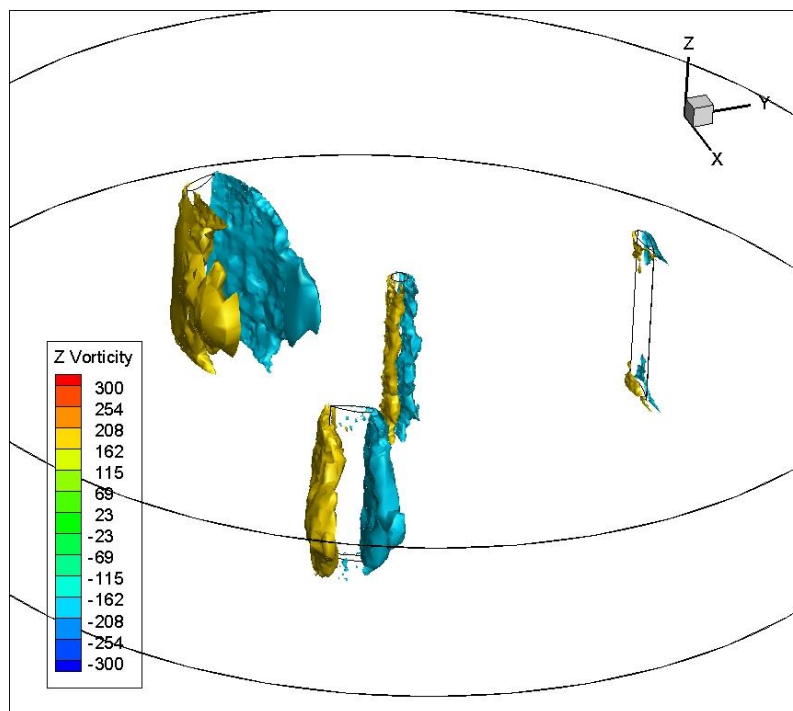


Figura 3.25-b Superficies de Iso-Vorticidad en la dirección z

Vectores velocidad

En el análisis tridimensional, lo realmente interesante es comprobar la dirección del flujo alrededor de los perfiles y el eje, en el plano de corte perpendicular al ya estudiado en el modelo en 2 dimensiones.

A continuación se muestra en la figura 3.26 el flujo en torno al perfil B en un plano paralelo al plano XZ. En la figura 3.27 lo mismo pero en un plano de corte con el eje.

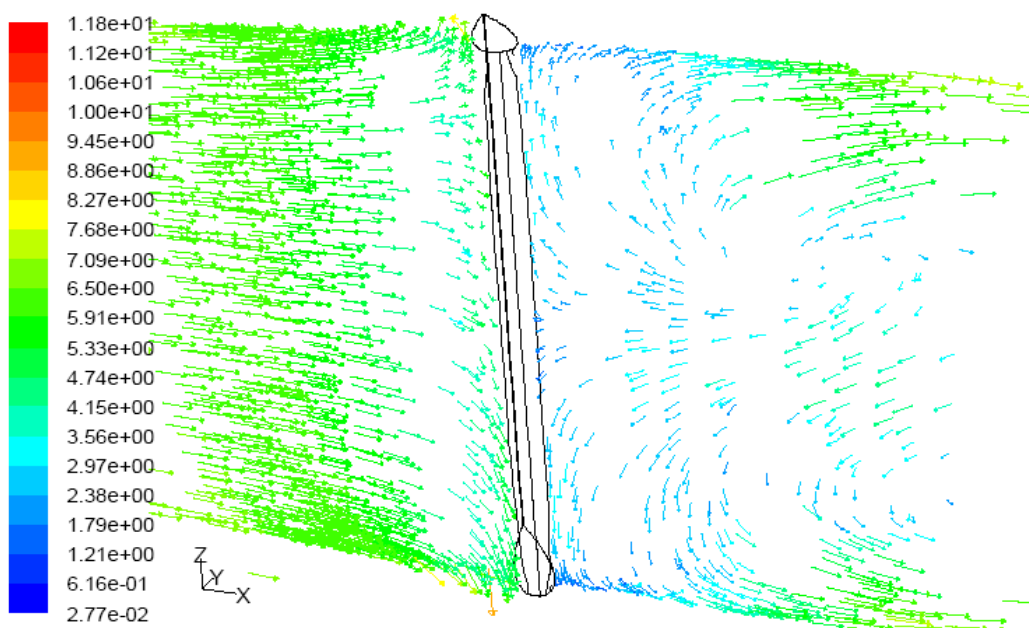


Figura 3.26 Vectores velocidad alrededor de uno de los perfiles

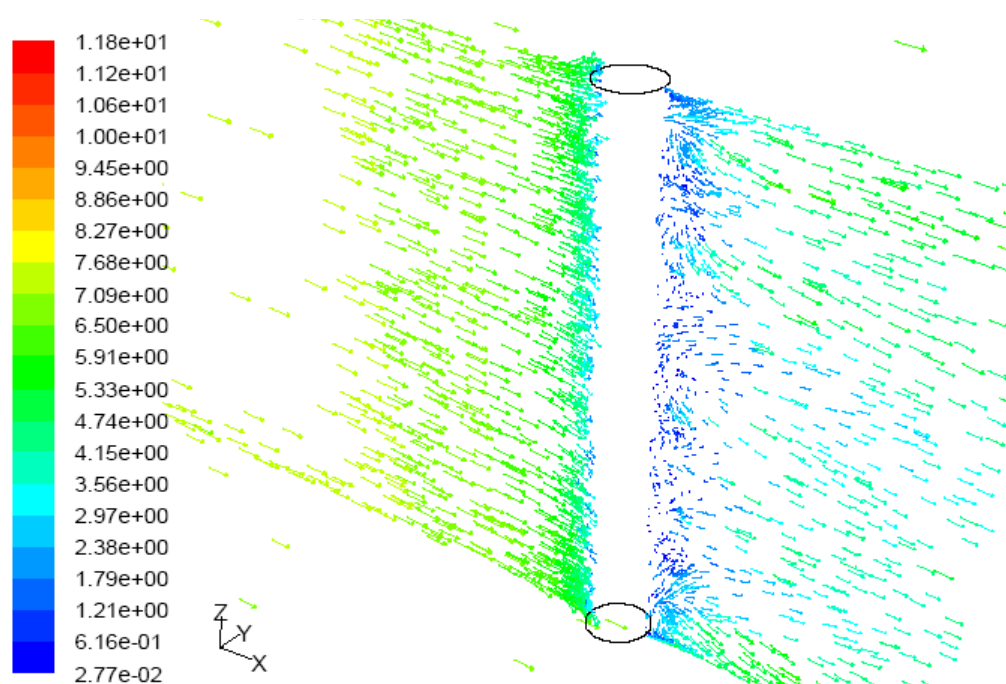


Figura 3.27 Vectores velocidad alrededor del eje. Plano de corte XZ

En la figura 3.26 se puede apreciar la correspondencia de la dirección de los torbellinos con los contornos de vorticidad en la dirección y anteriormente expuestos.

Al igual que en 2 dimensiones se cumple que las zonas de mayor presión se corresponden con las zonas de velocidad nula y las zonas de menor presión con las de velocidad máxima.

En el caso tridimensional no se va a tener adherencia de la capa límite debido a que los efectos de punta perturban la misma. Por lo tanto en este modelo se sigue considerando despreciable.

Por último, en la Figura 3.28 al observar el plano medio se ve que el flujo alrededor de los perfiles aparenta dentro de la normalidad y su descripción sería similar a la que se realizó en el análisis de los vectores velocidad en el modelo bidimensional.

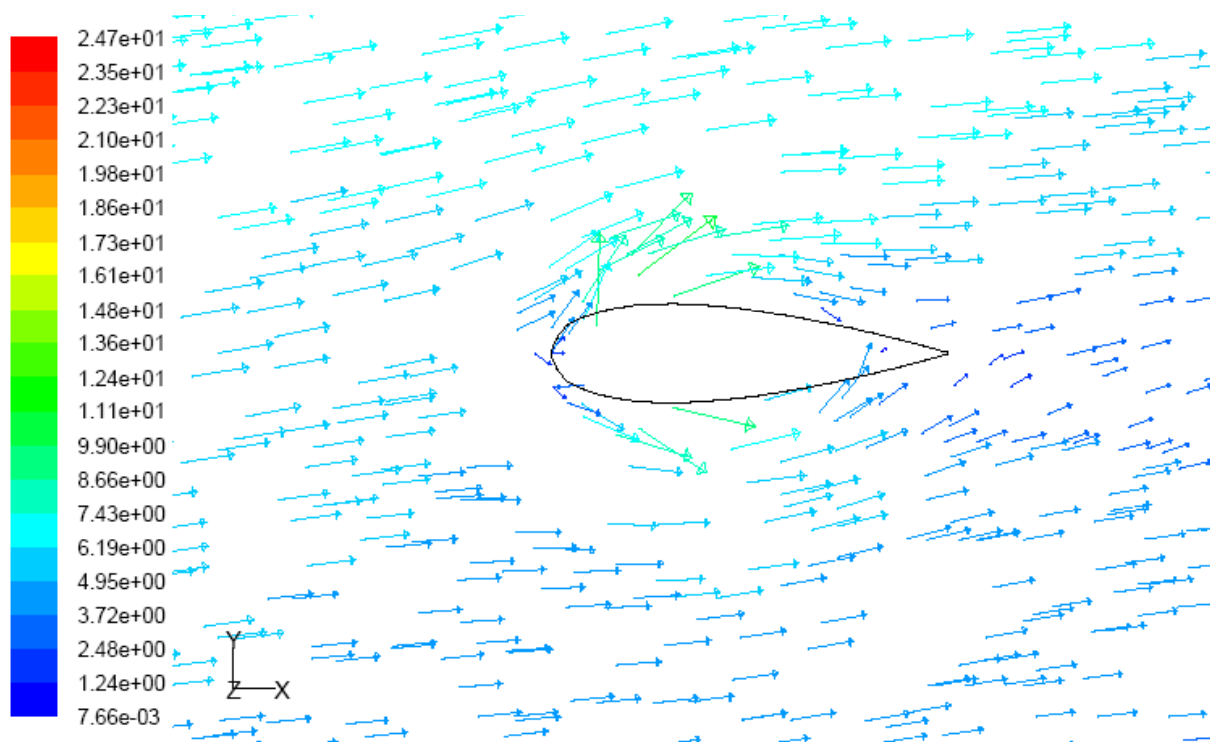


Figura 3.28 Vectores velocidad alrededor del Perfil A en 0°. Plano de corte XY

No se aprecia ninguna adherencia de la capa límite, menos aún que en el problema bidimensional ya que se tiene además del flujo que atraviesa el aerogenerador en dirección perpendicular al eje.

Capítulo 4 Conclusiones y trabajos futuros

Se ha analizado un aerogenerador H-Darrieus, con perfiles NACA 0025 mediante CFD tanto en 2 como en 3 dimensiones. Primeramente se ha analizado el modelo 2D, en el que se han estudiado las curvas características con un grado de solidez 0.25, se han determinado el punto de diseño y rango de funcionamiento, se ha hecho un análisis de sensibilidad a la malla, y se ha analizado el patrón de flujo. Posteriormente, en el modelo 3D se han comparado las curvas características y se han estudiados los patrones de flujo tridimensional.

Analizando las prestaciones respecto a generación para permitir una comparación entre los 2 grados de solidez analizados, se va a calcular la potencia neta extraída por ambos generadores a tamaño real suponiendo que los modelos analizados tienen una escala de 1:10. El cálculo de la potencia viene dado por la expresión en la Ecuación 4.1, obtenida de la definición del propio coeficiente de potencia:

$$P = C_p \cdot \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V_{\infty}^3 \cdot A \quad (\text{Ec. 4.1})$$

Se va a utilizar el coeficiente de potencia en las condiciones de diseño. Los resultados se muestran en la Tabla 4.1

Tabla 4.1 Potencia extraída en modelos 2 y 3

| Modelo | σ | C_p (Rendimiento) | P (W) |
|--------|----------|---------------------|-------|
| 2 | 0.25 | 0.086 | 206.7 |
| 3 | 0.15 | 0.133 | 558.8 |

Como se puede comprobar, rodetes con grado de solidez inferior (Radio mayor) y aunque el rendimiento mejore, pueden ofrecer una potencia neta superior.

Si se basa en los resultados obtenidos se pueden extraer las siguientes conclusiones en 2 y 3 dimensiones:

2D

- Existe una disposición de los álabes en la que el coeficiente instantáneo de par (y por tanto el de potencia) es máximo, ésta se ha denominado posición favorable y se tiene cuando uno de los álabes se encuentra en la posición de 60° , aproximadamente. De la misma manera, se tiene una disposición de los álabes en la que, tanto el coeficiente instantáneo de par como el de

potencia, son mínimos, ésta se ha denominado posición desfavorable y se tiene cuando uno de los álabes pasa por la posición 0° .

- En la denominada posición desfavorable, en general los álabes están trabajando en malas condiciones, ya que sobre ellos incide la estela que deja el perfil precedente o el eje del rotor. Mientras que en la posición favorable las condiciones de funcionamiento mejora considerablemente, puesto que las estelas afectan menos a éstos.
- Al disminuir el grado de solidez aumenta el rango de operación de la TSR lo cual permite un mayor rango en el que se puede aprovechar energía del viento. Sin embargo el rendimiento máximo que podemos alcanzar es menor que el 13% en grados de solidez tan bajos

3D

- Los modelos en 3 dimensiones son menos estables que los de dos dimensiones. Es necesario simular más vueltas para conseguir periodicidad en el coeficiente de par, sobre todo a TSR elevadas. Aparecen picos que son necesarios filtrar y pueden estropear los resultados.
- En las curvas características del modelo en 3 dimensiones se aprecia cierta tendencia similar, con más o menos coincidencia en el coeficiente de potencia para valores bajos de TSR.
- Los resultados obtenidos en 3 dimensiones dan valores más bajos en comparación con 2 dimensiones. Esto puede ser debido a los efectos de los torbellinos en punta de los perfiles, ya que interfieren en el plano medio.

Trabajos futuros

- Analizar más en profundidad y mejorar los resultados obtenidos de la malla tridimensional. Optimizar el análisis en 3 dimensiones.
- Estudiar una comparativa entre aerogeneradores con una solidez menor de 0.25 y sus efectos sobre las curvas características y los patrones de flujo.
- Analizar el efecto real y su influencia en el rendimiento y las curvas características de los soportes reales que sostienen los perfiles al eje
- Construir un modelo real para su ensayo en un túnel de viento con el fin de permitir la validación de todos los resultados obtenidos en este trabajo.

Bibliografía

[Fluent, 2006] Fluent Inc. tutorial 3. Modeling External Compressible Flow

[Crespo, 2006] A. Crespo “Mecánica de fluidos” International Thomson Editores Spain.

[Sathyajith, 2006] M. Sathyajith “Wind Energy: Fundamentals, Resource Analysis and Economics”. Springer Science and Business Media.

[Howell-2009], Howell R., Qin N., Edwards J. and Durrani N. Wind tunnel and numerical study of a small vertical axis wind turbine. *Renewable Energy* 35 (2010), 412–422.

[Gupta-2010], Gupta R. and Biswas A. Computational fluid dynamics analysis of a twisted three-bladed H-Darrieus rotor. *Renewable and Sustainable Energy* 2 (2010).

[Mohamed-2012], Mohamed M.H., Performance investigation of H-rotor Darrieus turbine with new airfoil shapes. *Energy* 47 (2012), 522-530.

[Vega, 2012], Vega C.V. Elaboración de un modelo basado en CFD para predecir el comportamiento de un Aerogenerador de Eje Vertical. TFM UVa 2012.

[Ramos, 2013], Ramos R. Desarrollo y explotación de una herramienta CAD para la optimización del diseño de un aerogenerador Darrieus tipo H. PFC UVa 2013.

[González, 2014], González F. Análisis CFD de aerogeneradores H-Darrieus. Influencia de la solidez en perfiles asimétricos NACA. PFC UVa 2014.

[Esteban, 2014], Esteban M. Estudio numérico de la influencia de la solidez en aerogeneradores H-Darrieus con perfiles NACA 0025. PFC UVa 2014.

[Lanzafame, 2014] R. Lanzafame, S. Mauro, M. Messina “2D CFD Modeling of H-Darrieus Wind Turbines using a Transition Turbulence Model” *Energy Procedia* 45 (2014) 131 – 140 doi: 10.1016/j.egypro.2014.01.015

Páginas Web:

<http://es.scribd.com/doc/125835576/Perfiles-Aerodinamicos-Familias-y-tipos>
(7/9/2014)

<http://scialert.net/fulltext/?doi=jest.2011.302.312&org=11> (7/9/2014)

<http://www.windturbinestar.com/Aerogenerador-300w.html> (7/9/2014)

Anexo I Parámetros del modelo

FLUENT

Version: 2d, pbns, rngke, unsteady (2d, pressure-based, RNG k-epsilon, unsteady)

Release: 6.3.26

Title:

Models

| Model | Settings |
|----------------------------------|--------------------------------|
| Space | 2D |
| Time | Unsteady, 1st-Order Implicit |
| Viscous | RNG k-epsilon turbulence model |
| Wall Treatment | Non-Equilibrium Wall Functions |
| RNG Differential Viscosity Model | Disabled |
| RNG Swirl Dominated Flow Option | Disabled |
| Heat Transfer | Disabled |
| Solidification and Melting | Disabled |
| Species Transport | Disabled |
| Coupled Dispersed Phase | Disabled |
| Pollutants | Disabled |
| Pollutants | Disabled |
| Soot | Disabled |

Boundary Conditions

Zones

| name | id | type |
|----------------------|----|-----------------|
| rotor | 2 | fluid |
| ambiente | 3 | fluid |
| wall-18 | 18 | wall |
| wall-17 | 17 | wall |
| interfase_ar | 4 | interface |
| interfase_ra | 5 | interface |
| salida | 6 | pressure-outlet |
| entrada | 7 | velocity-inlet |
| pared_inferior | 8 | wall |
| pared_superior | 9 | wall |
| perfil_c | 10 | wall |
| perfil_b | 11 | wall |
| perfil_a | 12 | wall |
| eje | 13 | wall |
| default-interior | 15 | interior |
| default-interior:001 | 1 | interior |

Boundary Conditions

rotor

Anexo I Parámetros del modelo

| Condition | Value |
|---|-------|
| Material Name | air |
| Specify source terms? | no |
| Source Terms | |
| ((mass) (x-momentum) (y-momentum) (k) (epsilon)) | |
| Specify fixed values? | no |
| Fixed Values | |
| ((x-velocity (inactive . #f) (constant . 0) (profile)) (y-velocity (inactive . #f) (constant . 0) (profile)) (k (inactive . #f) (constant . 0) (profile)) (epsilon (inactive . #f) (constant . 0) (profile))) | |
| Motion Type | 2 |
| X-Velocity Of Zone (m/s) | 0 |
| Y-Velocity Of Zone (m/s) | 0 |
| Rotation speed (rad/s) | 52.5 |
| X-Origin of Rotation-Axis (m) | 0 |
| Y-Origin of Rotation-Axis (m) | 0 |
| Deactivated Thread | no |
| Laminar zone? | no |
| Set Turbulent Viscosity to zero within laminar zone? | yes |
| Porous zone? | no |
| X-Component of Direction-1 Vector | 1 |
| Y-Component of Direction-1 Vector | 0 |
| Relative Velocity Resistance Formulation? | yes |
| Direction-1 Viscous Resistance (1/m ²) | 0 |
| Direction-2 Viscous Resistance (1/m ²) | 0 |
| Choose alternative formulation for inertial resistance? | no |
| Direction-1 Inertial Resistance (1/m) | 0 |
| Direction-2 Inertial Resistance (1/m) | 0 |
| C0 Coefficient for Power-Law | 0 |
| C1 Coefficient for Power-Law | 0 |
| Porosity | 1 |

ambiente

| Condition | Value |
|--|-------|
| Material Name | air |
| Specify source terms? | no |
| Source Terms | () |
| Specify fixed values? | no |
| Fixed Values | () |
| Motion Type | 0 |
| X-Velocity Of Zone (m/s) | 0 |
| Y-Velocity Of Zone (m/s) | 0 |
| Rotation speed (rad/s) | 0 |
| X-Origin of Rotation-Axis (m) | 0 |
| Y-Origin of Rotation-Axis (m) | 0 |
| Deactivated Thread | no |
| Laminar zone? | no |
| Set Turbulent Viscosity to zero within laminar zone? | yes |
| Porous zone? | no |
| X-Component of Direction-1 Vector | 1 |
| Y-Component of Direction-1 Vector | 0 |

| | |
|---|-----|
| Relative Velocity Resistance Formulation? | yes |
| Direction-1 Viscous Resistance (1/m ²) | 0 |
| Direction-2 Viscous Resistance (1/m ²) | 0 |
| Choose alternative formulation for inertial resistance? | no |
| Direction-1 Inertial Resistance (1/m) | 0 |
| Direction-2 Inertial Resistance (1/m) | 0 |
| C0 Coefficient for Power-Law | 0 |
| C1 Coefficient for Power-Law | 0 |
| Porosity | 1 |

wall-18

| Condition | Value |
|--|-------|
| ----- | ----- |
| Wall Motion | 0 |
| Shear Boundary Condition | 0 |
| Define wall motion relative to adjacent cell zone? | yes |
| Apply a rotational velocity to this wall? | no |
| Velocity Magnitude (m/s) | 0 |
| X-Component of Wall Translation | 1 |
| Y-Component of Wall Translation | 0 |
| Define wall velocity components? | no |
| X-Component of Wall Translation (m/s) | 0 |
| Y-Component of Wall Translation (m/s) | 0 |
| Wall Roughness Height (m) | 0 |
| Wall Roughness Constant | 0.5 |
| Rotation Speed (rad/s) | 0 |
| X-Position of Rotation-Axis Origin (m) | 0 |
| Y-Position of Rotation-Axis Origin (m) | 0 |
| X-component of shear stress (pascal) | 0 |
| Y-component of shear stress (pascal) | 0 |
| Specularity Coefficient | 0 |

wall-17

| Condition | Value |
|--|-------|
| ----- | ----- |
| Wall Motion | 0 |
| Shear Boundary Condition | 0 |
| Define wall motion relative to adjacent cell zone? | yes |
| Apply a rotational velocity to this wall? | no |
| Velocity Magnitude (m/s) | 0 |
| X-Component of Wall Translation | 1 |
| Y-Component of Wall Translation | 0 |
| Define wall velocity components? | no |
| X-Component of Wall Translation (m/s) | 0 |
| Y-Component of Wall Translation (m/s) | 0 |
| Wall Roughness Height (m) | 0 |
| Wall Roughness Constant | 0.5 |
| Rotation Speed (rad/s) | 0 |
| X-Position of Rotation-Axis Origin (m) | 0 |
| Y-Position of Rotation-Axis Origin (m) | 0 |
| X-component of shear stress (pascal) | 0 |
| Y-component of shear stress (pascal) | 0 |
| Specularity Coefficient | 0 |

interfase_ar

Anexo I Parámetros del modelo

Condition Value

interfase_ra

Condition Value

salida

| Condition | Value |
|---|-------|
| ----- | |
| Gauge Pressure (pascal) | 0 |
| Backflow Direction Specification Method | 1 |
| X-Component of Flow Direction | 1 |
| Y-Component of Flow Direction | 0 |
| X-Component of Axis Direction | 1 |
| Y-Component of Axis Direction | 0 |
| Z-Component of Axis Direction | 0 |
| X-Coordinate of Axis Origin (m) | 0 |
| Y-Coordinate of Axis Origin (m) | 0 |
| Z-Coordinate of Axis Origin (m) | 0 |
| Turbulent Specification Method | 0 |
| Backflow Turbulent Kinetic Energy (m2/s2) | 1 |
| Backflow Turbulent Dissipation Rate (m2/s3) | 1 |
| Backflow Turbulent Intensity (%) | 0.1 |
| Backflow Turbulent Length Scale (m) | 1 |
| Backflow Hydraulic Diameter (m) | 1 |
| Backflow Turbulent Viscosity Ratio | 10 |
| is zone used in mixing-plane model? | no |
| Specify targeted mass flow rate | no |
| Targeted mass flow (kg/s) | 1 |

entrada

| Condition | Value |
|------------------------------------|------------|
| ----- | |
| Velocity Specification Method | 2 |
| Reference Frame | 0 |
| Velocity Magnitude (m/s) | 7 |
| X-Velocity (m/s) | 0 |
| Y-Velocity (m/s) | 0 |
| X-Component of Flow Direction | 1 |
| Y-Component of Flow Direction | 0 |
| X-Component of Axis Direction | 1 |
| Y-Component of Axis Direction | 0 |
| Z-Component of Axis Direction | 0 |
| X-Coordinate of Axis Origin (m) | 0 |
| Y-Coordinate of Axis Origin (m) | 0 |
| Z-Coordinate of Axis Origin (m) | 0 |
| Angular velocity (rad/s) | 0 |
| Turbulent Specification Method | 1 |
| Turbulent Kinetic Energy (m2/s2) | 1 |
| Turbulent Dissipation Rate (m2/s3) | 1 |
| Turbulent Intensity (%) | 0.07 |
| Turbulent Length Scale (m) | 0.60000002 |


```

Hydraulic Diameter (m)          1
Turbulent Viscosity Ratio       10
is zone used in mixing-plane model? no

```

pared_inferior

| Condition | Value |
|--|-------|
| Wall Motion | 0 |
| Shear Boundary Condition | 0 |
| Define wall motion relative to adjacent cell zone? | yes |
| Apply a rotational velocity to this wall? | no |
| Velocity Magnitude (m/s) | 0 |
| X-Component of Wall Translation | 1 |
| Y-Component of Wall Translation | 0 |
| Define wall velocity components? | no |
| X-Component of Wall Translation (m/s) | 0 |
| Y-Component of Wall Translation (m/s) | 0 |
| Wall Roughness Height (m) | 0 |
| Wall Roughness Constant | 0.5 |
| Rotation Speed (rad/s) | 0 |
| X-Position of Rotation-Axis Origin (m) | 0 |
| Y-Position of Rotation-Axis Origin (m) | 0 |
| X-component of shear stress (pascal) | 0 |
| Y-component of shear stress (pascal) | 0 |
| Specularity Coefficient | 0 |

pared_superior

| Condition | Value |
|--|-------|
| Wall Motion | 0 |
| Shear Boundary Condition | 0 |
| Define wall motion relative to adjacent cell zone? | yes |
| Apply a rotational velocity to this wall? | no |
| Velocity Magnitude (m/s) | 0 |
| X-Component of Wall Translation | 1 |
| Y-Component of Wall Translation | 0 |
| Define wall velocity components? | no |
| X-Component of Wall Translation (m/s) | 0 |
| Y-Component of Wall Translation (m/s) | 0 |
| Wall Roughness Height (m) | 0 |
| Wall Roughness Constant | 0.5 |
| Rotation Speed (rad/s) | 0 |
| X-Position of Rotation-Axis Origin (m) | 0 |
| Y-Position of Rotation-Axis Origin (m) | 0 |
| X-component of shear stress (pascal) | 0 |
| Y-component of shear stress (pascal) | 0 |
| Specularity Coefficient | 0 |

perfil_c

| Condition | Value |
|--|-------|
| Wall Motion | 0 |
| Shear Boundary Condition | 0 |
| Define wall motion relative to adjacent cell zone? | yes |

| | |
|---|-----|
| Apply a rotational velocity to this wall? | no |
| Velocity Magnitude (m/s) | 0 |
| X-Component of Wall Translation | 1 |
| Y-Component of Wall Translation | 0 |
| Define wall velocity components? | no |
| X-Component of Wall Translation (m/s) | 0 |
| Y-Component of Wall Translation (m/s) | 0 |
| Wall Roughness Height (m) | 0 |
| Wall Roughness Constant | 0.5 |
| Rotation Speed (rad/s) | 0 |
| X-Position of Rotation-Axis Origin (m) | 0 |
| Y-Position of Rotation-Axis Origin (m) | 0 |
| X-component of shear stress (pascal) | 0 |
| Y-component of shear stress (pascal) | 0 |
| Specularity Coefficient | 0 |

perfil_b

| Condition | Value |
|--|-------|
| ----- | ----- |
| Wall Motion | 0 |
| Shear Boundary Condition | 0 |
| Define wall motion relative to adjacent cell zone? | yes |
| Apply a rotational velocity to this wall? | no |
| Velocity Magnitude (m/s) | 0 |
| X-Component of Wall Translation | 1 |
| Y-Component of Wall Translation | 0 |
| Define wall velocity components? | no |
| X-Component of Wall Translation (m/s) | 0 |
| Y-Component of Wall Translation (m/s) | 0 |
| Wall Roughness Height (m) | 0 |
| Wall Roughness Constant | 0.5 |
| Rotation Speed (rad/s) | 0 |
| X-Position of Rotation-Axis Origin (m) | 0 |
| Y-Position of Rotation-Axis Origin (m) | 0 |
| X-component of shear stress (pascal) | 0 |
| Y-component of shear stress (pascal) | 0 |
| Specularity Coefficient | 0 |

perfil_a

| Condition | Value |
|--|-------|
| ----- | ----- |
| Wall Motion | 0 |
| Shear Boundary Condition | 0 |
| Define wall motion relative to adjacent cell zone? | yes |
| Apply a rotational velocity to this wall? | no |
| Velocity Magnitude (m/s) | 0 |
| X-Component of Wall Translation | 1 |
| Y-Component of Wall Translation | 0 |
| Define wall velocity components? | no |
| X-Component of Wall Translation (m/s) | 0 |
| Y-Component of Wall Translation (m/s) | 0 |
| Wall Roughness Height (m) | 0 |
| Wall Roughness Constant | 0.5 |
| Rotation Speed (rad/s) | 0 |
| X-Position of Rotation-Axis Origin (m) | 0 |

```

Y-Position of Rotation-Axis Origin (m)      0
X-component of shear stress (pascal)        0
Y-component of shear stress (pascal)        0
Specularity Coefficient                     0

```

eje

```

Condition                                     Value
-----
Wall Motion                                  0
Shear Boundary Condition                    0
Define wall motion relative to adjacent cell zone?  yes
Apply a rotational velocity to this wall?      no
Velocity Magnitude (m/s)                   0
X-Component of Wall Translation              1
Y-Component of Wall Translation              0
Define wall velocity components?             no
X-Component of Wall Translation (m/s)        0
Y-Component of Wall Translation (m/s)        0
Wall Roughness Height (m)                   0
Wall Roughness Constant                     0.5
Rotation Speed (rad/s)                      0
X-Position of Rotation-Axis Origin (m)      0
Y-Position of Rotation-Axis Origin (m)      0
X-component of shear stress (pascal)        0
Y-component of shear stress (pascal)        0
Specularity Coefficient                     0

```

default-interior

```

Condition  Value
-----

```

default-interior:001

```

Condition  Value
-----

```

Solver Controls

Equations

```

Equation      Solved
-----
Flow          yes
Turbulence    yes

```

Numerics

```

Numeric                                     Enabled
-----
Absolute Velocity Formulation              yes

```

Unsteady Calculation Parameters

Anexo I Parámetros del modelo

```

-----
Time Step (s)                0.000398932
Max. Iterations Per Time Step 20
  
```

Relaxation

| Variable | Relaxation Factor |
|----------------------------|-------------------|
| Pressure | 0.30000001 |
| Density | 1 |
| Body Forces | 1 |
| Momentum | 0.69999999 |
| Turbulent Kinetic Energy | 0.80000001 |
| Turbulent Dissipation Rate | 0.80000001 |
| Turbulent Viscosity | 1 |

Linear Solver

| Variable | Solver | Termination Criterion | Residual Tolerance |
|----------------------------|----------|-----------------------|--------------------|
| Pressure | V-Cycle | 0.1 | |
| X-Momentum | Flexible | 0.1 | 0.7 |
| Y-Momentum | Flexible | 0.1 | 0.7 |
| Turbulent Kinetic Energy | Flexible | 0.1 | 0.7 |
| Turbulent Dissipation Rate | Flexible | 0.1 | 0.7 |

Pressure-Velocity Coupling

| Parameter | Value |
|-----------|--------|
| Type | SIMPLE |

Discretization Scheme

| Variable | Scheme |
|----------------------------|---------------------|
| Pressure | Standard |
| Momentum | Second Order Upwind |
| Turbulent Kinetic Energy | Second Order Upwind |
| Turbulent Dissipation Rate | Second Order Upwind |

Solution Limits

| Quantity | Limit |
|--------------------------------|--------|
| Minimum Absolute Pressure | 1 |
| Maximum Absolute Pressure | 5e+10 |
| Minimum Temperature | 1 |
| Maximum Temperature | 5000 |
| Minimum Turb. Kinetic Energy | 1e-14 |
| Minimum Turb. Dissipation Rate | 1e-20 |
| Maximum Turb. Viscosity Ratio | 100000 |

Material Properties

 Material: air (fluid)

| Property | Units | Method | Value (s) |
|-------------------------------|-------------------|----------|------------|
| Density | kg/m ³ | constant | 1.225 |
| Cp (Specific Heat) | J/kg-K | constant | 1006.43 |
| Thermal Conductivity | W/m-K | constant | 0.0242 |
| Viscosity | kg/m-s | constant | 1.7894e-05 |
| Molecular Weight | kg/kgmol | constant | 28.966 |
| L-J Characteristic Length | angstrom | constant | 3.711 |
| L-J Energy Parameter | K | constant | 78.6 |
| Thermal Expansion Coefficient | 1/K | constant | 0 |
| Degrees of Freedom | | constant | 0 |
| Speed of Sound | m/s | none | #f |

Material: aluminum (solid)

| Property | Units | Method | Value (s) |
|----------------------|-------------------|----------|-----------|
| Density | kg/m ³ | constant | 2719 |
| Cp (Specific Heat) | J/kg-K | constant | 871 |
| Thermal Conductivity | W/m-K | constant | 202.4 |