



Universidad de Valladolid



**ESCUELA DE INGENIERÍAS
INDUSTRIALES**

TITULACIÓN: GRADO EN INGENIERÍA MECÁNICA

TRABAJO FIN DE GRADO

INFLUENCIA DE LA SOLIDEZ EN UN AEROGENERADOR VAWT CON ROTOR H-DARRIEUS Y PERFILES SIMÉTRICOS.

Autor:

Álvaro Alonso Gómez.

Tutores:

María Teresa Parra Santos.

Diego Palomar Trullen.

Julio 2016

Agradecimientos

A mis padres Emérita y Salvador y mi hermana María, por haber estado siempre ahí.

A Marta, por haberme estado apoyando.

A mis compañeros de clase, por estos cuatro años.

Y a Álvaro Magdaleno, ¡contigo empezó todo!

Índice de contenido

1. Aerogeneradores de eje vertical.....	1
1.1. Energía eólica.	1
1.2. Aerogeneradores VAWT.....	4
1.2.1. Tipos de generadores VAWT	5
1.2.1.1. Aerogenerador Savonius.	5
1.2.1.2. Aerogenerador Darrieus.	6
1.2.1.3. Aerogenerador H-Darrieus.....	6
1.2.1.4. Aerogenerador Windside.....	7
1.3. Nuevas tecnologías.	8
1.4. Ley de Betz.	9
1.5. Antecedentes.	10
1.6. Objetivos.	11
1.7. Estructura de la memoria.	11
2. Modelo Fluidomecánico.	13
2.1. Modelo.....	13
2.1.1. Modelo geométrico.....	14
2.1.1.1. Parámetros geométricos.	16
2.1.1.2. Perfil aerodinámico.	17
2.1.1.3. Parámetros adimensionales.....	18
2.1.2. Modelo numérico.....	19
2.1.2.1. Discretización espacial.....	20
2.1.2.2. Condiciones de contorno.	21
2.1.3. Modelo computacional.	23
2.2. Características del fluido.	24
2.3. Condiciones de operación.	24
2.4. Controles de solución.....	25
2.4.1. Algoritmo de resolución.....	25
2.4.2. Modelos de resolución matemática.....	26
2.4.3. Modelos de turbulencia.	26
2.4.4. Resolución temporal.	27
2.4.5. Periodicidad.....	27
2.5. Simulaciones.	28

3. Análisis de resultados.....	30
3.1. Modelo inicial.....	30
3.2. Puntos relevantes de las curvas características de par y potencia.	30
3.3. Influencia del mallado en el modelo numérico.	39
3.3.1. Refinado de la malla.....	40
3.3.1.1. Primer refinamiento.....	40
3.3.1.2. Segundo refinamiento.	45
3.3.1.3. Tercer refinamiento.	47
3.3.2. Comparación de contornos.....	49
3.3.2.1. Contornos de presión.	50
3.3.2.2. Contornos de vorticidad.	51
3.4. Selección de la malla definitiva.	53
3.5. Curva de rendimiento.	54
3.6. Patrón de flujo.....	58
3.6.1. Contornos de presión.....	59
3.6.1.1. Presión en los perfiles.	62
3.6.2. Contornos de vorticidad.....	64
4. Influencia del grado de solidez del aerogenerador.....	70
4.1. Metodología para disminuir el grado de solidez.	70
4.2. Comparación con Grado de Solidez 0,4.....	71
4.2.1. Curva característica.	71
4.2.2. Análisis de patrón de flujo.....	73
4.2.2.1. Contornos de presión en condiciones de diseño.	74
4.2.2.2. Contornos de vorticidad en condiciones de diseño.	76
4.3. Comparación con grado de solidez 0,3.....	77
4.3.1. Curva característica.	78
4.3.2. Análisis de patrón de flujo.....	80
4.3.2.1. Contornos de presión en condiciones de diseño.	81
4.3.2.2. Contornos de vorticidad en condiciones de diseño.	83
4.4. Comparación de los tres grados de solidez, en condiciones de diseño.	85
4.5. Comparación en un punto próximo a $C_p = 0$, con TSR pequeños.	88
4.5.1. Contornos de presión.....	89
4.6. Comparación de un punto próximo a $C_p = 0$, con TSR altos.....	91

Bibliografía.....	97
Anexo I: Parámetros del modelo.	99
Anexo II: Gráficas	114

1. Aerogeneradores de eje vertical.

1.1. Energía eólica.

Se puede definir la energía eólica como la energía obtenida a partir del viento, es decir, la energía cinética extraída al viento, que posteriormente se transforma en otras formas útiles de energía para las actividades humanas, principalmente energía eléctrica.

Actualmente, la principal aplicación de la energía eólica es producir electricidad mediante aerogeneradores conectados a las grandes redes de distribución de energía eléctrica. Generalmente, no se construyen aerogeneradores aislados, sino que se construyen un cierto número de ellos en una determinada zona, conocido como parques eólicos. Los parques eólicos terrestres forman una fuente de energía que cada vez es más barata, competitiva y sostenible, llegando incluso a ser más baratas que ciertas fuentes convencionales de energía, dependiendo de la zona.

Mediante instalaciones eólicas, que no tienen por qué ser de gran tamaño obligatoriamente, se consigue proporcionar energía eléctrica a regiones aisladas y sin acceso a la red eléctrica. En el caso de las instalaciones eólicas de carácter doméstico, éstas venden cada vez más el excedente de energía que se produce en las mismas, a las compañías eléctricas distribuidoras.



Imagen 1.1 Parque eólico terrestre.



Imagen 1.2 Parque eólico offshore (<http://www.liderdeproyecto.com>)

Todas estas características antes citadas han provocado un auge de la energía eólica, y con ello la construcción de una gran cantidad de parques eólicos, siendo alguno de ellos marinos (*Imagen 1.2*), comúnmente conocidos como parques eólicos *offshore* por su nombre en inglés. Este tipo de parque eólico tiene las ventajas de que la energía del viento es más estable y fuerte que en los parques eólicos terrestres, además tiene un menor impacto visual. Por contra, sus costes tanto de construcción como de mantenimiento son bastante más altos.

Si se analiza la evolución de la capacidad de energía eólica instalada a nivel mundial en los últimos años, a finales del año 2014 ascendía a 370GW, siendo aproximadamente un 5% del consumo eléctrico mundial. En cuanto a países, Dinamarca genera aproximadamente una cuarta parte de su demanda mediante energía eólica, y a nivel mundial, más de 80 países emplean cada vez más la energía eólica para satisfacer su demanda eléctrica, aumentando su capacidad año a año, con valores superiores al 20%. En cuanto a España, en 2014 aproximadamente el 20% del consumo eléctrico anual procedía de energía eólica, de modo que se puede decir que es la segunda tecnología con mayor contribución a la demanda energética nacional, solo por detrás de la energía nuclear que se sitúa en primer lugar con un 22% de la demanda.

En la *Imagen 1.3* se puede observar que la tecnología eólica ha sufrido una enorme evolución en los últimos años, si se toma el dato de 2005, la potencia instalada en España era de 9,6 MW, aumentando hasta los 20,6MW a finales del año 2011, esto significa un crecimiento superior al 100%, según datos de la Red Eléctrica Española.

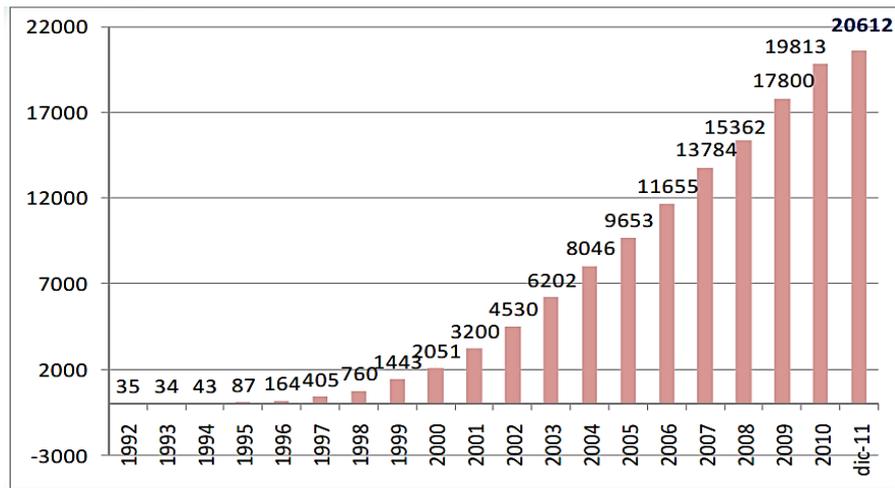


Imagen 1.3 Evolución de la potencia eólica en España (<http://www.eic.cat/gfe/docs/8827.pdf>)

El viento es una fuente de energía renovable, la energía eólica es pues una fuente abundante, limpia y renovable de energía, mediante el empleo de la cual se ayuda a disminuir las emisiones de los gases de efecto invernadero al no producirse a partir de la combustión de combustibles fósiles. En cuanto al impacto ambiental generado, por lo general es menos problemático que el de otras fuentes energéticas.

La energía eólica es bastante estable y predecible a escala anual, aunque presenta variaciones significativas dependiendo de la época del año que se analice. Como se ha comentado, la tendencia de la energía eólica producida es creciente en los últimos años, lo cual implica la necesidad de establecer distintas mejoras en la red eléctrica. Entre estas mejoras, se encuentra la implementación de diversas técnicas de control energético, como una mayor capacidad de almacenamiento de energía, una mejor distribución geográfica de los aerogeneradores evitando la diferencia de capacidad de generación de energía entre distintas regiones, disponibilidad de fuentes de energía de respaldo, la posibilidad de exportación/importación de energía a regiones cercanas, minimización de la diferencia entre oferta y demanda cuando la producción eólica es menor, etc.

Estas mejoras pueden ayudar a reducir en gran medida algunos de los problemas que presenta la energía eólica. Adicionalmente, la predicción meteorológica permite a los gestores de la red eléctrica prepararse frente a las posibles variaciones en la producción eólica que se puedan producir a corto plazo.

1.2. Aerogeneradores VAWT.

Se pueden encontrar una amplia gama de tipos de aerogeneradores, los cuales se pueden clasificar, de modo general, según la orientación de su eje. De toda la energía eólica generada, la mayor parte se lleva a cabo mediante aerogeneradores tipo HAWT (Eje horizontal), ya que los aerogeneradores VAWT (Eje vertical), según [Riegler, 2003] y [Eriksson, 2008], presentan algunos inconvenientes:

- Por su concepción, requieren estar implantados cerca del suelo.
- Tienen un mantenimiento barato, pero esta disminución de costes de mantenimiento no es compensada debido a los bajos rendimientos por las bajas velocidades que posee el viento cerca del suelo.



Imagen 1.4 Aerogenerador VAWT (<http://www.gstriatum.com>)

- Generan menor potencia que los aerogeneradores de eje horizontal, de momento no se han llegado a desarrollar aerogeneradores de eje vertical que puedan dar potencias del orden de MW, mientras que los HAWT permiten obtener potencias de hasta 3MW.
- Dificultad para encontrar edificios o estructuras capaces de soportar las cargas estáticas y dinámicas de una gran instalación eólica de eje vertical.
- Difícil autoarranque.

Sin embargo, los aerogeneradores VAWT (eje vertical) presentan una serie de ventajas respecto a los de eje horizontal, según [Riegler, 2003] y [Eriksson, 2008].

- Simplicidad en la estructura y pocas partes móviles.
- Bajos niveles de ruidos.
- Trabajan con similares rendimientos independientemente de la dirección del viento, por lo tanto, no requieren de un sistema de orientación en la dirección del viento.
- Mantenimiento sencillo y con bajo coste debido a su instalación cercana al suelo.
- Buen comportamiento ante vientos fuertes o racheados, mejor que el presentado en generadores de eje horizontal, lo que posibilita su implantación en azoteas.
- Combinando generadores H-Daerrius y Savonius en el mismo eje, es posible realizar el autoarranque sin necesidad de sistemas auxiliares de apoyo.
- Dentro de los aerogeneradores de eje vertical, se pueden encontrar diferentes modelos, en función de la geometría de los álabes del mismo.

1.2.1. Tipos de generadores VAWT

Dentro de los aerogeneradores de tipo VAWT se pueden distinguir diferentes tipos en función de la geometría de sus álabes, algunos de los más importantes son los citados a continuación.

1.2.1.1. Aerogenerador Savonius.

Se trata del modelo más simple de rotor, está formado por cilindros huecos desplazados sobre su eje, de forma que el viento impacta sobre la parte cóncava, ofreciendo por lo tanto resistencia al empuje del viento. Su diseño es muy simple y se puede mejorar dejando pequeños espacios libres entre caras de modo que se evita un incremento de presión en la parte cóncava del álabes, con respecto a la cara convexa.

Poseen una elevada resistencia al aire, lo cual no les hace idóneos para la producción de electricidad, sin embargo, implican un bajo coste y tienen una fácil construcción, lo que les hace interesantes para otras aplicaciones mecánicas.

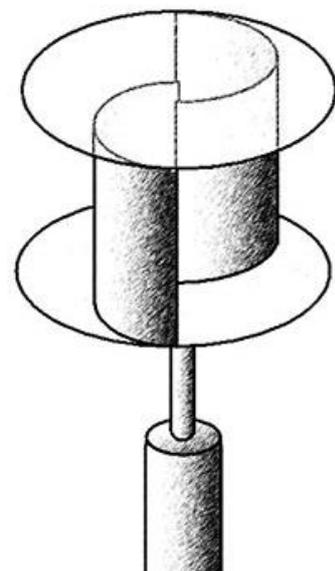


Imagen 1.5 Aerogenerador Savonius (saberesyciencias.com)

1.2.1.2. Aerogenerador Darrieus.

Tipo de aerogenerador patentado por G.J.M. Darrieus en 1931, que es el tipo de aerogenerador de eje vertical de más éxito comercial. Consiste en un eje vertical asentado sobre el rotor, con dos o más finas palas en curva unidas al eje por los dos extremos. El diseño de las palas es simétrico y similar a las alas de un avión, el modelo de curva utilizado para la unión de las palas entre los extremos del rotor es el de Troposkien, aunque puede utilizarse también catenarias.

Evita la necesidad de diseños complejos en las palas como los necesarios en los generadores de eje horizontal, permite mayores velocidades que las del rotor Savonius, aunque sin alcanzar las generadas por los modelos de eje horizontal, pero necesita de un sistema externo de arranque.



Imagen 1.6 Aerogenerador Darrieus (<http://ecotimeblog.com/sistemaseolicos.html>)

1.2.1.3. Aerogenerador H-Darrieus.

Al igual que el generador que emplea el rotor Darrieus, el rotor H-Darrieus también fue patentado por G.J.M. Darrieus. Este tipo de rotor está formado por palas verticales, unidas al eje mediante brazos horizontales, los cuales pueden salir de los extremos del perfil o bien de la parte central del mismo.

Durante el funcionamiento en servicio de este tipo de generador, la orientación de los perfiles va variando con el giro del rotor, lo cual permite un mayor aprovechamiento de la fuerza del viento.

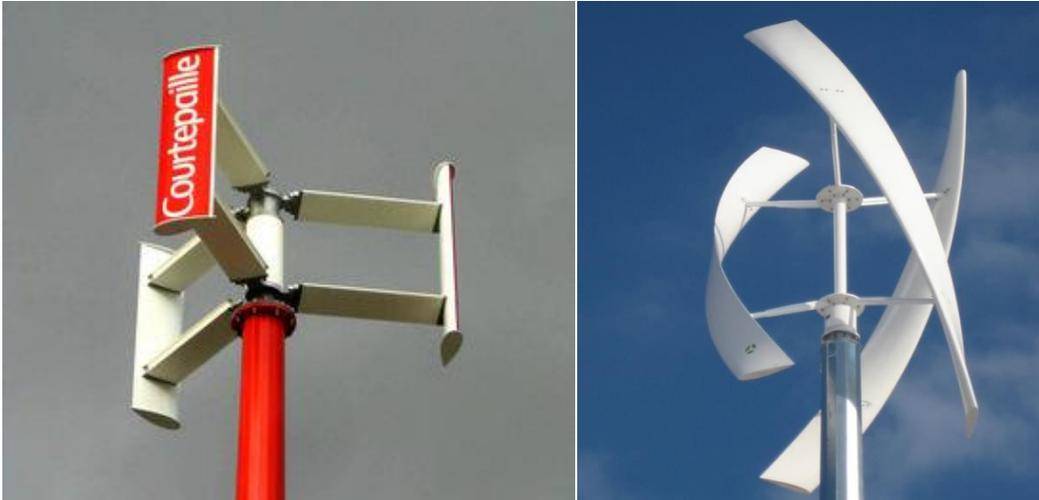


Imagen1.6 Aerogenerador H-Darrieus (<http://www.archiexpo.es>) y H-Darrieus con torsión (<http://cleantechnica.com>)

1.2.1.4. Aerogenerador Windside.

El funcionamiento de este tipo de rotor se basa en un sistema similar al empleado en el rotor Savonius, emplea un perfil alabeado con torsión que asciende por el eje vertical, en vez de emplear la estructura cilíndrica del rotor Savonius. Este tipo de aerogenerador se diferencia de los presentados hasta ahora, en que su concepto aerodinámico le permite un mayor aprovechamiento del aire, que le acerca a las eficiencias de los aerogeneradores de eje horizontal.



Imagen 1.7 Aerogenerador Windside (<http://www.archiexpo.es>)

1.3. Nuevas tecnologías.

Actualmente siguen surgiendo innovaciones tecnológicas que ayudan a mejorar aplicaciones como la energía eólica. Dentro de la energía eólica, las principales innovaciones se encuentran en la creación de nuevos diseños de aerogeneradores, cada vez más eficientes y con menor impacto sobre el medio ambiente.

Una de las últimas innovaciones es el aerogenerador sin hélices, el cual recibe el nombre de *Vortex*.

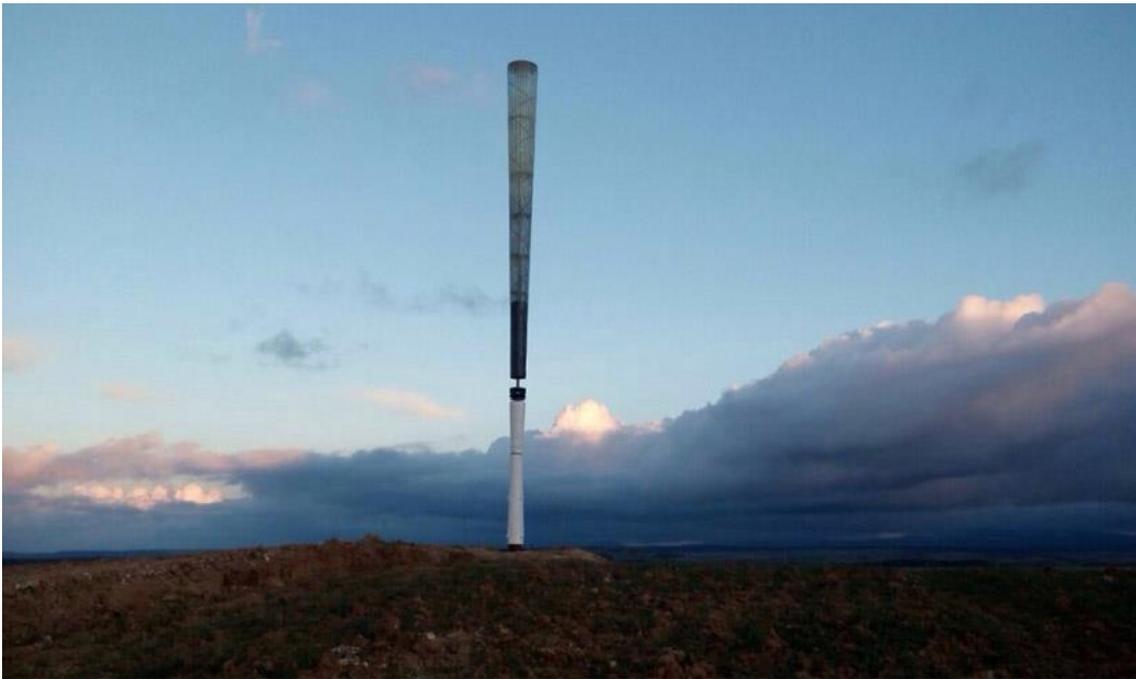


Imagen 1.8 Aerogenerador Vortex (<http://www.tecnología.net>)

Este nuevo tipo de aerogenerador, sin hélices, ha sido creado por la empresa española Deusto. Con este diseño se podrían eliminar los actuales aerogeneradores de eje horizontal que tienen un gran impacto visual, por otro lado, su funcionalidad es parecida pero suponen un importante ahorro en lo referido a costes tanto de instalación como de mantenimiento. Como última ventaja, se puede contar con una reducción del impacto medioambiental aparte de una reducción en el nivel de ruido respecto al generado por los aerogeneradores convencionales.

Su principio de funcionamiento se basa en el uso de la deformación producida por la vibración que provoca el viento sobre el cilindro vertical semirrígido que compone el rotor, al entrar en resonancia con el mismo.

La parte más importante de la estructura es el *Vortex*, es decir, el cilindro mencionado antes, el cual se fabrica a base de materiales piezoeléctricos y fibras de vidrio o carbono, de modo que la generación de energía eléctrica se produce a partir de la deformación de estos materiales.

También merece una mención el nuevo sistema *Wind Tree*, puesto que a partir de este 2016 estará lista la primera unidad de este modelo de molino eólico sin aspas. Este proyecto está siendo desarrollado por la empresa *NewWind*, el cual está compuesto por 72 hojas artificiales. Cada una de ellas es una turbina vertical con una forma cónica y tiene una pequeña masa que puede llegar a generar energía con una ligera brisa de 2 metros por segundo.



Imagen 1.9 Generador WindTree (<http://www.ibtimes.co.uk>)

Este novedoso diseño, formado por 72 turbinas, con 11 metros de alto y 8 m de diámetro en la parte superior, permite generar energía durante 280 días al año, con una potencia total de 3,1 KW. En cuanto a lo estético, el diseño y tamaño se acercan al de un árbol real, lo cual le permite encajar perfectamente en un espacio urbano.

Este proyecto, bastante diferente y particular, es un ejemplo de avance tecnológico en que se busca la eficiencia y la capacidad de proporcionar suficiente electricidad a la red, o bien emplearse como extra para un edificio.

1.4. Ley de Betz.

La ley de Betz fue formulada por Albert Betz en 1919, en la cual se define la potencia que puede obtener del aire un elemento que frena al viento, en este caso un aerogenerador, siendo la potencia máxima extraíble independiente del diseño del mismo.

De acuerdo con la ley de Betz, el rendimiento o coeficiente de potencia máxima extraíble de una corriente fluida de aire es del 0,593, valor que se conoce como coeficiente de Betz; por lo general, los aerogeneradores comerciales llegarán a alcanzar valores máximos del orden de entre el 75-80% del coeficiente de Betz.

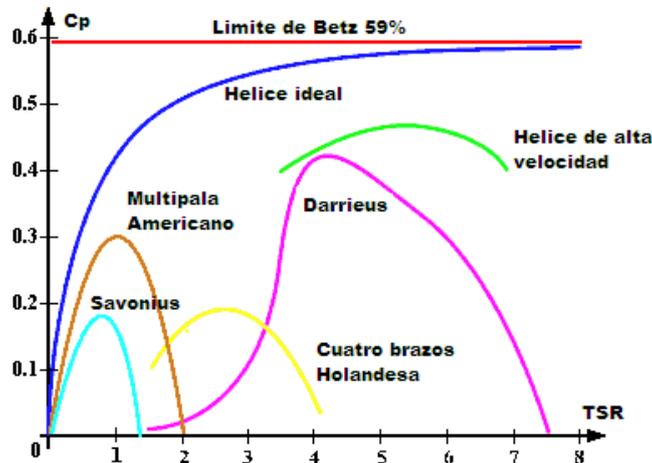


Imagen 1.10 Coeficientes de potencia(<http://docplayer.es>)

En la *Imagen 1.10* se presenta una comparativa de los valores de C_p que se alcanzan para diferentes tipos de aerogeneradores, esto da una idea de que para el rotor H-Darrieus que se estudiará en los *Capítulos 3 y 4*, se podrán obtener valores de rendimiento máximo de hasta 0,4. Este rendimiento puede parecer pequeño, pero no es así, se trata de un valor bastante aceptable si se compara con los C_p máximos obtenidos por otros modelos de aerogenerador o en comparación con el valor de rendimiento máximo, 0,593.

1.5. Antecedentes.

Anteriormente a este trabajo, se han realizado una serie de proyectos basados en el estudio y análisis sobre la influencia de diferentes parámetros, en el comportamiento de aerogeneradores de eje vertical. Algunos de estos han servido como punto de partida para este trabajo.

[Fernández, 2014] realizó un Proyecto Fin de Carrera en el que se estudia la influencia de la solidez en un aerogenerador VAWT formado por tres perfiles NACA 0025, y estudia la metodología para poder predecir el comportamiento acústico de este tipo de generadores.

[González, 2014], al igual que en el proyecto **[Fernández, 2014]** se estudia el comportamiento de un aerogenerador y se trabaja en un modelo para predecir el comportamiento acústico, en este caso en un rotor tiene perfiles asimétricos NACA 2425.

Respecto a otros equipos de trabajo:

En los estudios [Mohamed-2013] y [Howell-2009], ambos trabajos estudian la correlación existente entre la velocidad de giro a la cual el aerogenerador puede obtener su máximo rendimiento y el rango de velocidades en que el rotor extrae energía del viento, en función del grado de solidez de la turbina.

[Lanzafame, 2014] realiza un estudio muy amplio, que sirve de punto de partida para el presente proyecto, en el cual se estudia entre otros fenómenos, el comportamiento de un rotor idéntico al empleado para este trabajo, en función del grado de solidez. Además, este estudio también incluye un estudio experimental, con el cual se comparan los resultados obtenidos en el modelo numérico simulado.

Hay que añadir, que en este Trabajo Fin de Grado, es el primero que estudia un aerogenerador a escala 1:1, puesto que en los proyectos realizados anteriormente se trabajó con modelos a escala.

1.6. Objetivos.

Los principales objetivos del trabajo son:

1. Calcular y representar las curvas características de funcionamiento para un aerogenerador tipo H-Darrieus formado por tres álabes dispuestos a 120 grados, estando formado cada uno de ellos por un perfil NACA 0015. En función del parámetro adimensional denominado solidez, definido en el *Capítulo 2* se comparará el comportamiento del rotor en función de la solidez del mismo, y cuál de ellas es la idónea de cara a una posible explotación del mismo.
2. Analizar el patrón de flujo instantáneo, para identificar los efectos de la estela sobre el flujo incidente en cada perfil.
3. Comparar los resultados obtenidos en el estudio del aerogenerador, con los obtenidos en el trabajo de Rosario Lanzafame y asociados, [Lanzafame, 2014], en el cual se realiza un estudio similar al aquí realizado, empleando también perfiles NACA 0015, para determinar el efecto de la solidez del rotor.

1.7. Estructura de la memoria.

La memoria del trabajo se estructura en cuatro capítulos, a lo largo de los cuales se desarrollarán los análisis y estudios necesarios para el cumplimiento de los objetivos antes expuestos. El contenido de cada capítulo es:

Capítulo 1: Aerogeneradores de eje vertical.

Introducción a los aerogeneradores de eje vertical y enumeración de los objetivos principales a estudiar en el proyecto.

Capítulo 2: Modelo fluidomecánico.

Descripción y fundamentación de la metodología y características del modelo numérico empleado en el estudio del generador H-Darrieus, formado por tres perfiles NACA 0015, para distintos grados de solidez.

Exposición de la metodología empleada para poder llevar a cabo las simulaciones necesarias.

Capítulo 3: Análisis de resultados.

Estudio de la influencia del mallado del modelo numérico, refinando la malla para aumentar su resolución, comparación de resultados obtenidos, todo ello con el objetivo de obtener la malla idónea con la que llevar a cabo los posteriores estudios.

Simulación y análisis del modelo expuesto, mediante el programa informático *ANSYS Fluent*, estudiando el comportamiento del rotor en distintas condiciones de funcionamiento.

Análisis de resultados obtenidos, para el grado de solidez inicial 0,48, para el rotor con perfiles NACA 0015.

Capítulo 4: Influencia del grado de solidez del aerogenerador.

Estudio de la influencia del grado de solidez en aerogenerador formado por perfiles NACA 0015.

Descripción y justificación de la metodología empleada para disminuir el grado de solidez del modelo numérico analizado.

Análisis de las diferencias obtenidas en el comportamiento del aerogenerador al verse disminuido el grado de solidez del mismo.

2. Modelo Fluidomecánico.

El objetivo de este capítulo es realizar una descripción de la metodología y procesos llevados a cabo para analizar el funcionamiento de un aerogenerador de eje vertical, con rotor del tipo H- Darrieus.

Se va a partir de un modelo real, al que se le aplican una serie de hipótesis simplificadoras para facilitar el análisis del mismo, con el objetivo de obtener un modelo numérico más sencillo y conseguir una discretización más rápida de dicho modelo, desde el punto de vista computacional.

Los programas usados en este proyecto, para desarrollar el trabajo y cumplir los objetivos, serán *Gambit v.2.4.6.* y *Fluent v.6.3.26.* Mediante el uso de *Gambit* se obtiene la malla inicial con la que se comienza a trabajar; mediante *Fluent* se analiza en la malla creada por *Gambit*, en la cual se imponen las condiciones de contorno y operación, el modelo de turbulencia y algoritmo de resolución, la resolución temporal, los parámetros de referencia... con los cuales debe trabajar el programa.

2.1. Modelo.

El aerogenerador sobre el que se va a trabajar y realizar los análisis pertinentes, es un aerogenerador de eje vertical (VAWT), del tipo H-Darrieus, es decir, está formado por tres alabes rectos, sin torsión.

Este aerogenerador está formado por tres perfiles simétricos del tipo NACA 0015, distribuidos cada 120° , similar al que aparece en la *Imagen 2.1.*

En este caso y en contraposición con los rotores estudiados hasta ahora en anteriores trabajos de fin de grado, se trata de un aerogenerador a tamaño real y no a escala.



Imagen 2.1 Aerogenerador H-Darrieus
(<http://www.rc-network.de>)

A través de las condiciones impuestas en la simulación y las simplificaciones realizadas para el estudio del comportamiento del aerogenerador, se pretende representar un modelo semejante al modelo físico, implantado en una zona afectada por una corriente de aire.

Las condiciones de trabajo del aerogenerador, a nivel ambiental, son:

1. Velocidad del viento, en la entrada al dominio espacial, constante e igual de 7 m/s.
2. Se trata el aire como un fluido incompresible, es decir, se le va a dar un tratamiento similar al que se utiliza cuando se trabaja con gases a baja velocidad.

2.1.1. Modelo geométrico.

Existe una amplia gama de tipos de perfiles aerodinámicos, de entre los cuales, los más empleados en distintas aplicaciones, son los perfiles NACA, dentro de esta clase de perfil se pueden dividir en dos grandes grupos, simétricos y antisimétricos.

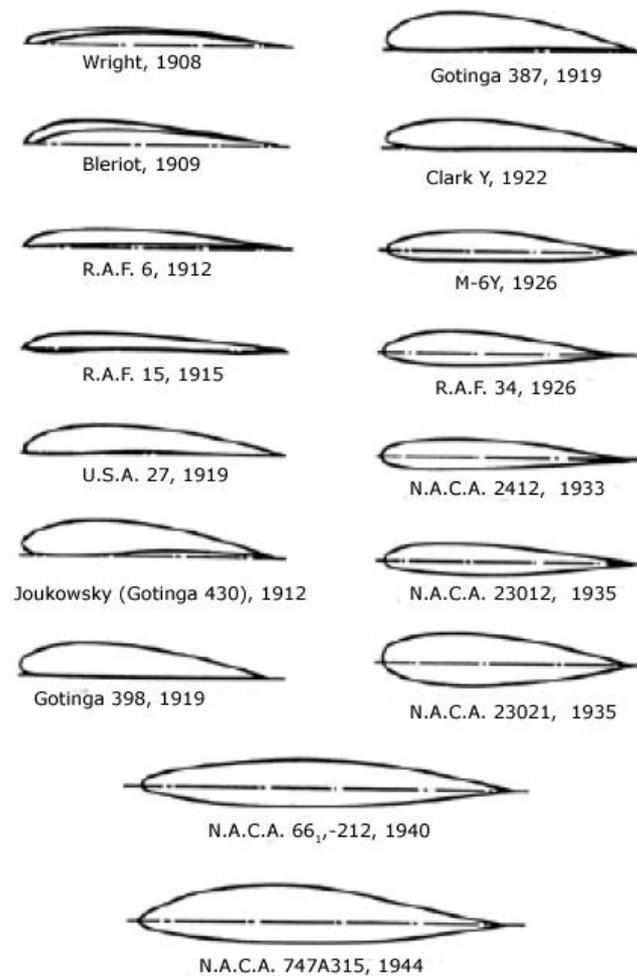


Imagen 2.2 Perfiles aerodinámicos (<http://www.despegamos.es>)

Dentro de los perfiles NACA, tanto en simétricos como antisimétricos, se pueden distinguir las mismas partes fundamentales.

- **Borde de ataque:** Zona del perfil que se encuentra más adelantada y en la cual incide el aire.
- **Borde de salida:** Zona del perfil que se encuentra más retrasada y por la cual el aire abandona el perfil.
- **Cuerda:** Dimensión característica del perfil, es la distancia en línea recta entre los bordes de ataque y salida.
- **Extradós:** Zona periférica del perfil, en la cual el aire posee la máxima velocidad y la mínima presión, dentro de la corriente fluida.
- **Intradós:** Zona periférica del perfil, en la cual el aire posee la mínima velocidad y la máxima presión, dentro de la corriente fluida
- **Línea media:** Línea equidistante entre el extradós y el intradós. Sobre esta línea se define la torsión del perfil, de modo que si la línea media se encuentra por encima de la cuerda hay torsión positiva, la torsión será negativa si se encuentra por debajo de la cuerda. Puede haber doble torsión, cuando la línea media se encuentra tanto por encima como por debajo de la cuerda.
- **Ordenada máxima de la línea media [m]:** Máxima distancia entre la línea media y la cuerda del perfil, se expresa en porcentaje de la cuerda.
- **Posición de torsión máxima:** Distancia desde el borde de ataque hasta la ordenada máxima de la línea media, se expresa en porcentaje de la cuerda.
- **Espesor máximo[t]:** Dimensión característica del perfil, se trata de la máxima distancia entre el extradós y el intradós a lo largo de todo el perfil, medida de forma perpendicular a la cuerda y expresada en tanto por ciento de la misma.
- **Posición del espesor máximo[p]:** Distancia entre el borde de ataque y el punto en que se encuentra el espesor máximo del perfil, dicha distancia se toma de forma paralela a la cuerda.
- **Radio de torsión del borde de ataque:** Parámetro con el que se define la forma del borde de ataque, se trata del radio de un círculo tangente al extradós e intradós, cuyo centro debe estar situado sobre la línea tangente a la línea media que pasa por el borde de ataque.

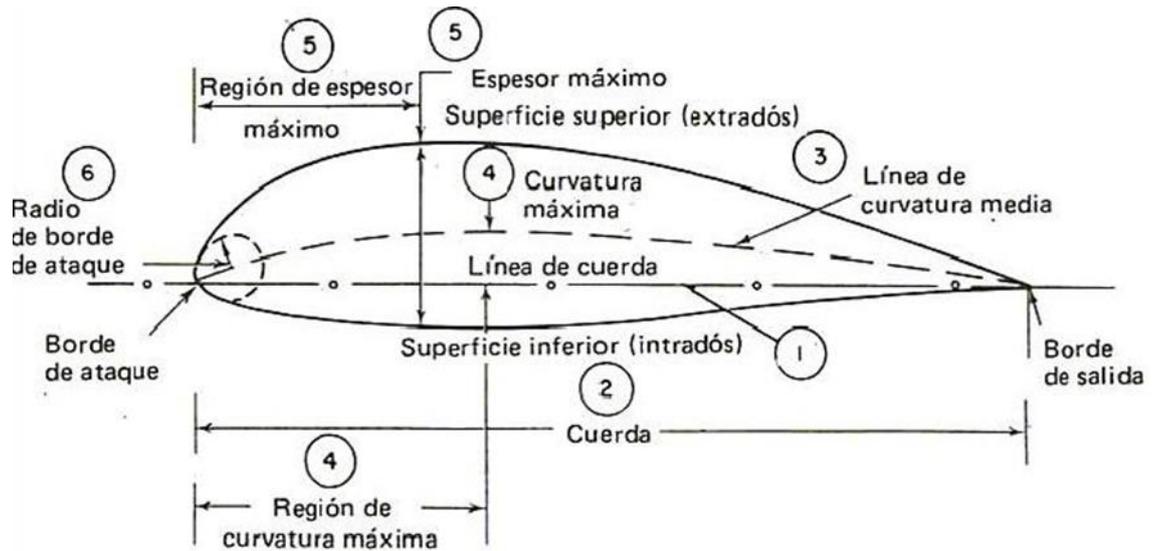


Imagen 2.3 Parámetros de un perfil NACA (<https://es.scribd.com>)

Los perfiles NACA se denominan mediante una serie de cuatro números consecutivos, que hacen referencia a alguno de los parámetros expuestos, por ejemplo, NACA 4215.

El primer dígito indica la torsión máxima, expresada en porcentaje de la cuerda. El segundo número indica la posición de la torsión máxima, en décimas partes de la cuerda, es decir, $X \cdot 10\%$ de la cuerda. Los dos últimos números forman un solo dígito y expresan el espesor máximo que posee el perfil, expresado en tanto por ciento de la cuerda.

2.1.1.1. Parámetros geométricos.

Una vez explicados los parámetros que caracterizan los perfiles NACA, se explican de forma breve los factores a tener en cuenta al caracterizar un aerogenerador. Estas medidas son indispensables para poder comprender los distintos parámetros adimensionales empleados en los análisis que se realizan en capítulos posteriores.

Estos parámetros son los siguientes:

- **Radio de giro [r]:** Radio de la circunferencia descrita por la trayectoria circular que dibujan los álabes al moverse.
- **Número de álabes [Z]:** Número de perfiles aerodinámicos unidos al eje de giro del rotor.
- **Envergadura [b]:** Altura de cada uno de los perfiles que forman el rotor.

2.1.1.2. Perfil aerodinámico.

El aerogenerador estudiado está formado por tres álabes, siendo cada uno de ellos un perfil NACA 0015, por lo tanto, los parámetros m (ordenada máxima de la línea media) y p (posición del espesor máximo) son nulos, es decir, se trata de un perfil simétrico.

Las características del perfil NACA 0015 se encuentran en la *Tabla 2.1*, adjuntada a continuación.

Tabla 2.1 Características perfil NACA 0015

NACA 0015		
Ordenada máxima	m [% cuerda]	0
Posición ordenada máxima	p [$X \cdot 10\%$ cuerda]	0
Espesor máximo	t [% cuerda]	15

A continuación se presenta la geometría del perfil, discretizada en un serie de puntos (*Tabla 2.2*), y representado en la *Imagen 2.4*.

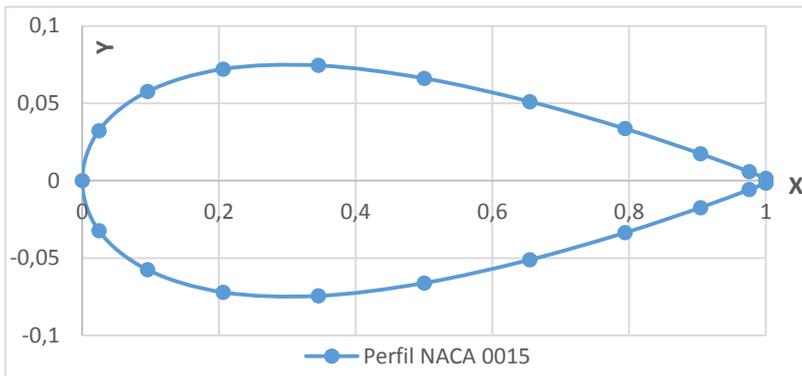


Imagen 2.4 Perfil NACA 0015

Tabla 2.2 Puntos perfil NACA 0015

Perfil NACA 0015	
X	Y
1	0,001575
0,97552826	0,0058031
0,9045085	0,0173929
0,79389263	0,03363146
0,6545085	0,05114676
0,5	0,06617532
0,3454915	0,0744684
0,20610737	0,07214266
0,0954915	0,05756117
0,02447174	0,03236664
0	0
0,02447174	-0,03236664
0,0954915	-0,05756117
0,20610737	-0,07214266
0,3454915	-0,0744684
0,5	-0,06617531
0,6545085	-0,05114676
0,79389263	-0,03363146
0,9045085	-0,0173929
0,97552826	-0,0058031
1	-0,001575

Se puede observar en la gráfica adjunta, que el perfil es simétrico respecto del eje X y que el espesor máximo del mismo es el 15% de la longitud, como se había adelantado anteriormente.

A continuación se muestran los parámetros del modelo físico estudiado, las cuales aparecen reflejadas en la *Tabla 2.3*.

Tabla 2.3 Características del aerogenerador.

Parámetro	NACA 0015	
Radio	r [m]	1,25
Cuerda	C [m]	0,4
Envergadura	b [m]	3
Nº Alabes	Z [-]	3
Area	A [m ²]	3,6
Grado de solidez	σ [-]	0,48
Diametro Hidraulico	D _h [m]	2,5

En esta tabla se han presentado valores que salen de forma indirecta a partir de otros, aplicando unas determinadas fórmulas.

El área del aerogenerador, A, se considera la proyección sobre el plano YZ del mínimo cilindro que contiene el rodete, como se muestra en la siguiente ecuación.

$$A = Z \cdot b \cdot c \quad (1)$$

El diametro hidráulico, D_h, el cual es necesario especificar en el modelo de turbulencia que se elija para realizar las simulaciones, se define como la sección de dicho cilindro mínimo.

$$D_h = 2 \cdot r \quad (2)$$

Finalmente, el parámetro más importante, y sobre el cual se realizará el estudio posterior, estudiando su influencia, es el grado de solidez, σ .

2.1.1.3. Parámetros adimensionales.

En los análisis realizados en los siguientes capítulos se usan una serie de parámetros adimensionales en base a los cuales se trabaja, y a los que se hace constante referencia, por lo tanto, es necesario definir previamente todos estos parámetros.

- **Grado de solidez (σ):** Parámetro adimensional mediante el que se define la densidad de distribución de los perfiles, es decir, expresa la fracción de área del rotor que ocupan los álabes. Este se define mediante la siguiente ecuación.

$$\sigma = \frac{Z \cdot b \cdot c}{2 \cdot r \cdot b} \quad (3)$$

- **Tip Speed Ratio (TSR):** Significa 'Coeficiente de velocidad', y relaciona la velocidad en movimiento, de la punta del perfil, con la velocidad del viento.

$$TSR = \frac{\omega \cdot r}{V_{viento}} \quad (4)$$

- **Coeficiente de par (C_m):** Parámetro que relaciona el par que el viento ejerce sobre el aerogenerador(T) con el par máximo que podría producir la corriente de aire, cuando el aerogenerador está trabajando con las condiciones de contorno impuestas por el viento, con la geometría del generador.

$$C_m = \frac{T}{r} / \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V_{viento}^2 \cdot A \quad (5)$$

- **Coeficiente de potencia (C_p):** Mediante este número se relaciona la potencia obtenida en el aerogenerador, con toda la potencia que se podría extraer de la corriente de aire, es decir, este parámetro indica el rendimiento de aerogenerador.

$$C_p = TSR \cdot C_m = \omega \cdot T / \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V_{viento}^3 \cdot A \quad (6)$$

- **Numero de Strouhal (St):** Último parámetro adimensional a tener en cuenta, el cual no se emplea apenas en este trabajo y con el que se relaciona el comportamiento periódico del fluido con su velocidad media, dicho de otra manera, con su comportamiento estacionario. Existen dos opciones, si el número de Strouhal toma valores inferiores a uno, predomina el comportamiento estacionario; en caso contrario, predomina el comportamiento periódico.

$$St = \frac{\omega \cdot L}{U} \quad (7)$$

L: Longitud característica.

U: Velocidad del fluido.

ω : Frecuencia angular del flujo.

2.1.2. Modelo numérico.

En el modelo computacional, sobre el que se va a realizar todo el trabajo, se realiza una discretización temporal, se selecciona un modelo numérico de resolución de la ecuaciones de Navier-Stokes, el modelo de turbulencia y se establecen las condiciones de contorno y las condiciones operativas pertinentes, finalmente, las características del medio fluido en que va a trabajar el aerogenerador.

2.1.2.1. Discretización espacial.

Para realizar una discretización espacial y generar una malla, la cual se adjunta en la *Imagen 2.5*, se emplea el programa *Gambit v.2.3.16*.

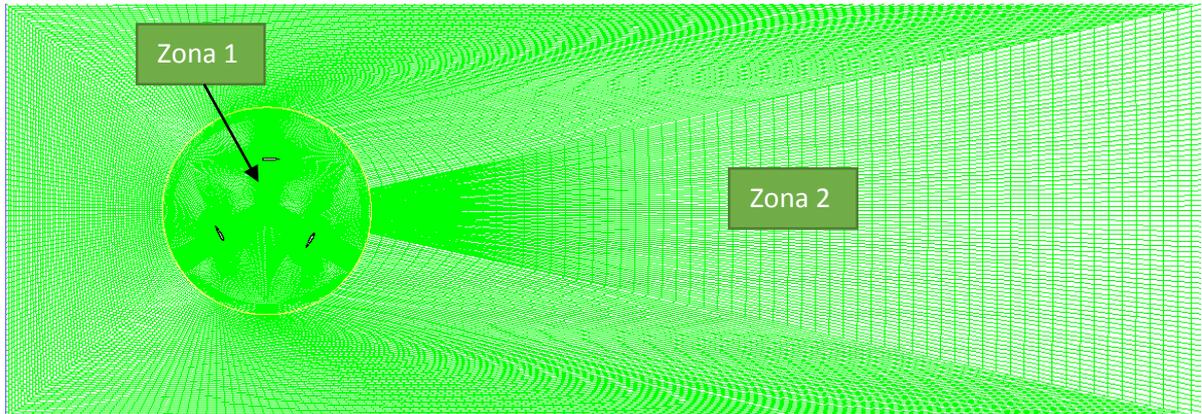


Imagen 2.5 Malla inicial de 139020 celdas-

Dentro de esta malla se diferencian dos zonas, las cuales será necesario separar previamente, generando una *Interface* entre ambas, para poder realizar todas las simulaciones y estudios posteriores:

- **Zona 1 o Ambiente:** Parte fija de la malla que se corresponde con la zona más alejada de los álabes. Generalmente se trata de una malla de poca resolución ya que es la zona que menos influencia tendrá sobre el aerogenerador puesto que los fenómenos más interesantes se producen en el rotor. Por esto, en esta parte se emplean menos celdas, de modo que se permita acelerar el tiempo de cálculo en las simulaciones.
- **Zona 2 o Rotor:** Parte móvil de la malla, es decir, aquella parte de la malla que se encuentra más cercana a los álabes. En esta zona, el número de celdas que forman la malla debe ser muy superior a la Zona 1, ya que se requiere una mayor resolución espacial que permita mejorar la precisión tanto en la captación de los fenómenos producidos como en los resultados obtenidos.

Esta necesidad de disponer de un mayor número de celdas en esta zona es debido a que en el rotor se va a producir los mayores gradientes debido a la interacción entre el fluido y los álabes, los cuales deben ser captados lo mejor posible.

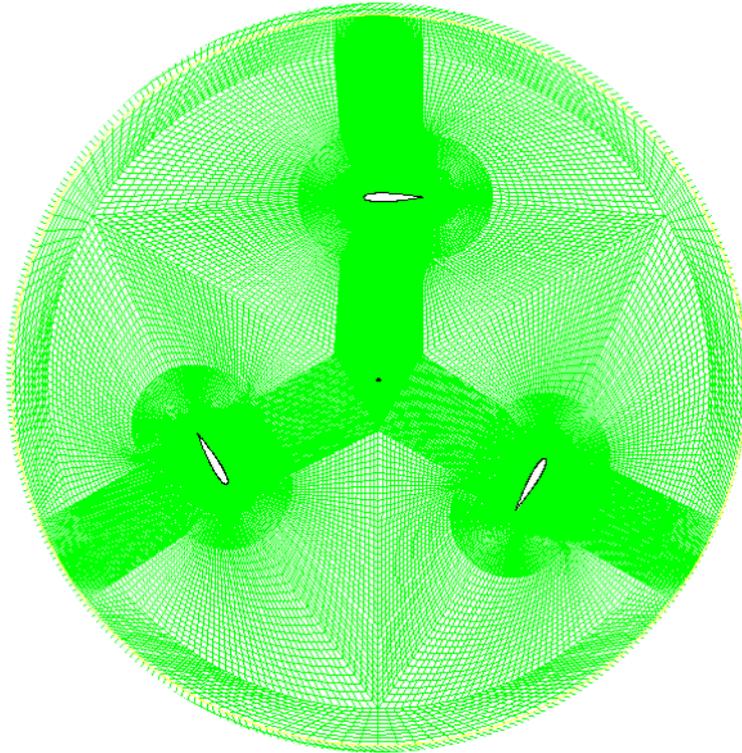


Imagen 2.6 Zona 2 o Rotor.

La malla inicial con la que se empieza a trabajar está compuesta de 139020 celdas, cuyos datos se muestran en la *Imagen 2.5*, extraída directamente de *Fluent*.

Level	Cells	Faces	Nodes	Partitions
0	139020	280222	140263	1

Imagen 2.7 Características de la malla inicial.

2.1.2.2. Condiciones de contorno.

Una vez generada la *Interface* que delimita y separa las Zonas 1 y 2 de la malla, se deben definir las condiciones de contorno, a las cuales se le darán valores numéricos posteriormente mediante *Fluent*. Estas *Boundary Conditions* tienen el objetivo de controlar ciertas variables en los entornos del dominio espacial.

Se pueden enumerar las siguientes condiciones de contorno:

- **Entrada:** Entrada al dominio espacial de trabajo, es decir, es la zona situada aguas arriba del rotor del aerogenerador. Se asigna una condición *Velocity Inlet*, por la cual se impone que existe una entrada libre del fluido, perturbada según el grado de intensidad turbulenta y con una velocidad y características definidas.

- **Salida:** Salida del dominio espacial de trabajo, dicho de otra forma, es la zona situada aguas abajo del rotor del aerogenerador. Se asigna una condición *Pressure Outlet*, ya que se considera que esa zona no tiene influencia en el aerogenerador y por lo tanto se toma la presión en esa zona como presión de referencia.
- **Symmetry:** Esta condición de contorno, junto con la entrada y la salida, delimitan el espacio de trabajo. Se asigna la condición de contorno *Symmetry* ya que se intenta simular un aerogenerador en un campo libre. Mediante esta restricción se establece que el gradiente en la dirección perpendicular en el dominio sea nulo, también conocido como condición de Von Neumann.

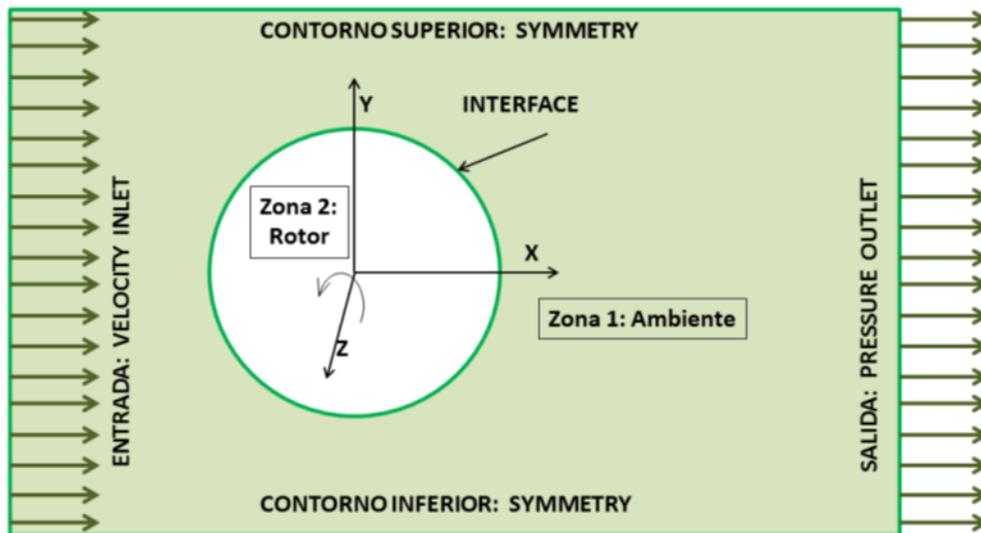


Imagen 2.8 Boundary Conditions.

- **Perfiles:** Elementos que interactúan con el fluido y a los cuales el aire aporta energía. Tiene una condición de contorno tipo *Wall* ya que son superficies impermeables al fluido, es decir, el aire no puede penetrar en estos cuerpos.
- **Interfase:** Superficie de separación de las Zonas 1 y 2 expuestas anteriormente. Debe generarse una *Interface* para poder garantizar la continuidad del campo fluido.

En el caso del modelo estudiado, el dominio espacial posee unas dimensiones de 28,75 m y 10 m, en los ejes X e Y respectivamente. Para el modelo inicial, con un grado de solidez de 0,48, el diámetro del rotor es de 5m.

2.1.3. Modelo computacional.

En este trabajo se estudia un problema transitorio y bidimensional, además el fluido de trabajo se toma como incompresible debido a su baja velocidad. En este apartado se expone el modelo de turbulencia empleado y los valores otorgados a cada una de las condiciones de contorno.

El problema consiste en la resolución de las ecuaciones de Navier-Stokes, para ser más exactos, se deben resolver las ecuaciones de conservación de cantidad de movimiento (Ecuación 8) y de continuidad (Ecuación 9).

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \bar{u}_i) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho \bar{u}_i \bar{u}_j) + \rho(2\bar{\omega} \times \bar{u}_i + \bar{\omega} \times \bar{\omega} \times \bar{r}) = -\frac{\partial \bar{p}}{\partial x_i} + \frac{\partial (\bar{\tau}_{ij})_{eff}}{\partial x_j} \quad (8)$$

$$\frac{\partial}{\partial x_i}(\rho \bar{u}_i) = 0 \quad (9)$$

En la ecuación de conservación de la cantidad de movimiento se tienen en cuenta las fuerzas de Coriolis y la fuerza centrífuga, ya que el rodete tiene una velocidad de rotación con respecto al Ambiente y, por lo tanto, van a aparecer este tipo de fuerzas de inercia. En la fórmula aparece el tensor de esfuerzos viscosos, el cual tiene la siguiente expresión, de acuerdo con la Ley de Poisson.

$$(\bar{\tau}_{ij})_{eff} = \mu \left(\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \bar{u}_j}{\partial x_i} - \frac{2}{3} \delta_{ij} \frac{\partial \bar{u}_k}{\partial x_k} \right) - \overline{\rho u_i u_j} \quad (10)$$

El tensor de Reynolds es el último término que compone el tensor de esfuerzos viscosos, éste se modela utilizando un tensor de deformación basado en las velocidades temporales medias temporales, a través de la viscosidad turbulenta de un torbellino común.

$$-\overline{\rho u_i u_j} = \mu_t \left(\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \bar{u}_j}{\partial x_i} \right) - \frac{2}{3} \left(\rho k + \mu_t \frac{\partial \bar{u}_k}{\partial x_k} \right) \delta_{ij} \quad (11)$$

La viscosidad turbulenta se corresponde con el término μ_t . Si se sustituye este término en las ecuaciones anteriores y se reordena, se puede llegar a la expresión de la viscosidad efectiva.

$$\mu_{eff} = \mu + \mu_t \quad (12)$$

Por su parte, la viscosidad turbulenta se puede obtener a partir de la siguiente expresión.

$$\mu_t = \rho \cdot C_\mu \cdot \frac{k^2}{\varepsilon} \quad (13)$$

Para este trabajo, en ocasiones se tiene una capa límite, en transición entre laminar y turbulenta, adherida a los perfiles y por lo tanto, se ha tomado un modelo de turbulencia K-omega SST Transicional, propuesto por [Lanzafame, 2014].

2.2. Características del fluido.

El fluido con el que trabaja el aerogenerador es aire, el cual entra al dominio espacial con una velocidad lineal media de 7m/s y se considera como fluido incompresible, por su baja velocidad.

Se emplea un modelo de turbulencia, con densidad y viscosidad constante, ya que no se contemplan posibles cambios de temperatura en el fluido, manteniéndose este parámetro constante durante la simulación.

Las características del aire se muestran en la *Tabla 2.4*.

Tabla 2.4 Características del aire.

Característica	Valor
Densidad (kg/m ³)	1,225
Viscosidad(kg/m/s)	1,79e-5

En el modelo, se estudia y representa un aerogenerador formado por tres perfiles NACA 0015 y grado de solidez igual a 0,48

2.3. Condiciones de operación.

La presión de trabajo del rotor es la presión atmosférica (101325 Pa), pero debido a la acción del rotor que interactúa con el fluido extrayendo una energía de él, la corriente fluida sufre modificaciones de presión al acercarse y atravesar el rodete. Para medir las variaciones en la presión que se producen en cada punto, es necesario definir el punto en el cual se toma la presión de referencia, respecto del cual se comparen las presiones de cada celda.

En la *Tabla 2.5* se define la presión de trabajo y el punto respecto del cual se miden las presiones en cada celda.

Tabla 2.5 Presión de referencia.

Presión de trabajo	Valor
Presión de trabajo (Pa)	101325
Referencia de presiones (m)	(22'5, 0)

El punto donde se toma la presión de referencia debe cumplir la condición de que no se encuentre perturbado por la acción del aerogenerador, por lo que se toma un punto lo más alejado posible del rodete, este punto se tomará en el centro del límite derecho de la malla.

Dentro de las condiciones de operación, se debe establecer el punto de referencia de presiones antes citado, otorgando un valor de presión a ese punto. Dicho valor de presión servirá de referencia para calcular el valor de la presión existente en cualquier punto de la malla.

Los puntos cuya presión caiga por debajo del valor de referencia, en este caso es la presión atmosférica e igual a 101325 Pa, tomarán valores negativos de presión, y como se ha comentado anteriormente, el punto de referencia se encuentra en el punto medio del segmento de salida del volumen de control.

2.4. Controles de solución.

Para la resolución del modelo, se establecen las condiciones necesarias para obtener la estabilidad y precisión deseada, de acuerdo con las condiciones a las que se llega en el trabajo de [Lanzafame, 2014].

2.4.1. Algoritmo de resolución.

Será necesario elegir el tipo de algoritmo de resolución con el que se va a trabajar. Para las ecuaciones de tipo Flujo, se toma un acoplamiento entre velocidad y presión del tipo *Simple*.

Para las presiones se toma un algoritmo del tipo *Standard*. Entre los posibles algoritmos de resolución, se toma el *Second Order Upwind*, en este trabajo se emplea este algoritmo para la resolución de la conservación de la cantidad de movimiento, para la energía cinética turbulenta y la correspondiente disipación de energía.

Tabla 2.6 Algoritmos de resolución.

Ecuación	Algoritmo
Presión	Standard
Cantidad de movimiento	Second Order Upwind
Energía cinética turbulenta	Second Order Upwind
Disipación turbulenta	Second Order Upwind

2.4.2. Modelos de resolución matemática.

Existe la posibilidad de tomar distintas opciones a la hora de seleccionar un modelo de resolución matemática, para este trabajo el modelo seleccionado es el siguiente:

- **Pressure Based:** Se va a trabajar con un fluido "incompresible" por lo que ésta es la opción adecuada. En este caso, el fluido es aire pero tiene una velocidad muy baja, de modo que cuando se trabaja con gases a baja velocidad, es decir, con Mach menores de 0,3, se puede tomar el gas como fluido incompresible.
El número de Mach para el caso de estudio es:

$$c = \sqrt{\gamma \cdot R \cdot T / M} = \sqrt{1,4 \cdot 8,314 \cdot 288,16 / 0,029} = 340,08 \text{ m/s} \quad (14)$$

$$\text{Mach} = V_{\text{viento}} / c = 7 / 340,08 = 0,0206 \quad (15)$$

Y: Coeficiente de dilatación adiabática, 1.4 para el aire
R: Contante de los gases, 8.314 J/mol·K
T: Temperatura, 288.16 K
M: Masa molar del gas, 29 g/mol de aire

- **Green-Gaus Node Based:** Empleo de método de cálculo por diferencias finitas para el transporte difusivo.
- **Implicit:** Se busca mejorar la convergencia de los resultados, pero esto tiene un inconveniente, requiere una mayor potencia de cálculo.
- **Unsteady Formulation: 2st-Order Implicit:** Permite una mayor precisión en los resultados, menor error de discretización, cuanto mayor es el orden.

2.4.3. Modelos de turbulencia.

Cualquier flujo se caracteriza por el parámetro adimensional Número de Reynolds, mediante el cual se puede determinar si un flujo es laminar o turbulento, en este caso, el Re_{critico} a partir del cual el flujo es turbulento es $1 \cdot 10^5$.

Para calcular el número de Reynolds adecuado para el aerogenerador estudiado, se usa la Ecuación 16.

$$Re = V_{\text{viento}} \cdot \rho \cdot TSR \cdot c / \mu \quad (16)$$

El tipo de flujo del cual extrae energía el rotor es turbulento o al menos de transición turbulenta, por no mantenerse constante el número de Reynolds ni en tiempo ni en espacio, ya que se encuentran torbellinos y fenómenos de vorticidad como consecuencia de la inestabilidad de la capa límite del perfil.

Se elige un modelo de turbulencia K- ω SST Transicional, al igual que propone [Lanzafame, 2014].

2.4.4. Resolución temporal.

El caso que se va a desarrollar en este trabajo, es transitorio puesto que se estudia un rotor en movimiento con una determinada velocidad angular, lo que implica que la posición de los álabes cambia con el tiempo. Para la resolución se debe discretizar el tiempo, es decir, se divide cada vuelta en un número definido de *time steps* o pasos de tiempo.

Para este trabajo, la resolución temporal se realiza dividiendo cada vuelta en 300 *time steps*, de modo el alabe gira 120° por cada 100 *time steps*. En caso de que este valor fuera inadecuado en alguna de las simulaciones, por su baja resolución, se señalará y cambiará el número de *time steps* tomados por vuelta.

El tiempo que tarda el aerogenerador en dar una vuelta completa depende de la velocidad de rotación, por lo tanto, el tiempo que corresponde a cada *time step* se obtiene al dividir el tiempo que se tarda en dar una vuelta completa entre el número de *time steps* en que se divide esa misma vuelta.

$$T = 2 \cdot \pi / \omega \quad (17)$$

$$\Delta T = \frac{2 \cdot \pi / \omega}{300} \quad (18)$$

2.4.5. Periodicidad.

Cuando se realiza una simulación, el objetivo es obtener algunos datos a lo largo de una vuelta completa del aerogenerador, siendo condición necesaria pero no suficiente para que los resultados sean fiables, que el valor de dicho parámetro se comporte de manera periódica.

Para conseguir esta periodicidad, no es suficiente con simular una única vuelta del rotor ya que el funcionamiento del aerogenerador no es perfecto desde el arranque, por lo tanto habrá que simular más de una única vuelta para que el funcionamiento se estabilice.

Esta periodicidad necesaria se consigue antes para altas velocidades del rotor que para bajas velocidades de rotación, siendo necesario en estas últimas simular un mayor número de vueltas hasta obtener la periodicidad de los resultados. Cuando se simula velocidades de giro demasiado bajas surgen problemas de convergencia de los resultados debido a que el modelo de resolución propuesto obtiene mejores resultados para valores altos de velocidad.

Como se ha comentado antes, la periodicidad se obtiene aumentando el número de vueltas simuladas, por lo cual se establece un mínimo de 3 vueltas (900 *time steps*), de modo que sea posible encontrar periodicidad en los resultados tanto para bajas como para altas velocidades de giro.

Para el modelo inicial de estudio, con grado de solidez de 0,48, estudiado en el *Capítulo 3*, se realizan 10 simulaciones mediante las cuales se caracteriza el modelo y se obtiene la curva de rendimiento o coeficiente de potencia.

A lo largo del proyecto, surgen algunos problemas y se llega a la conclusión de que a partir de cierta velocidad de giro del rotor no se obtiene la periodicidad necesaria, lo cual se soluciona aumentando el número de *time steps* por vuelta hasta 900, siguiéndose simulando 3 vueltas completas.

El siguiente paso, expuesto en el *Capítulo 4*, es analizar los modelos con grados de solidez de 0,4 y 0,3, con la misma malla empleada en el modelo de grado de solidez igual a 0,48, y posteriormente comparar los resultados obtenidos para los tres casos.

En una vuelta, se obtienen los valores de distintos parámetros adimensionales empleados para llevar a cabo el análisis debido a la influencia que el cambio de posición del rotor en cada momento.

2.5. Simulaciones.

Para realizar todas las simulaciones y llevar a cabo el tratamiento de los datos, se realizan una serie de pasos:

1. El resultado de una simulación, caracterizado por la velocidad de giro del rodete y a la cual le corresponde un TSR determinado, es una serie de valores en la que aparece el valor del coeficiente de par que se obtiene para cada paso de tiempo. Los cuales se deben graficar y tratar de forma adecuada.
2. Se debe comprobar la periodicidad de los resultados, descrita en el *Apartado 2.4.5*. y se realiza el promedio de los valores del coeficiente de par obtenido en la última vuelta simulada.
3. El valor promedio del coeficiente de par (C_m) se representa en una gráfica respecto al *Tip Speed Ratio*.
4. Con la relación presentada en la *Ecuación 6*, se realiza otra gráfica de coeficiente de potencia, $C_p - \text{TSR}$.

El método de trabajo seguido para obtener las curvas necesarias consiste en ir realizando distintas simulaciones, variando la velocidad de giro del aerogenerador, obteniendo un punto C_p -TSR por simulación, y representando dichos puntos en la gráfica $C_p - \text{TSR}$, hasta obtener la curva completa.

Antes de obtener la forma de la curva, se debe encontrar el rango de valores de TSR entre los cuales se obtienen los valores de C_p positivos; posteriormente, se consigue la forma de la misma.

Todas las simulaciones se realizan en un ordenador HP Pavilion, con procesador AMD A10 QuadCore de 3,7 GHz cada uno, y 12 Gb de memoria RAM; siendo el tiempo aproximado de simulación de una hora y media.

3. Análisis de resultados.

Con *Fluent* en 2D, se abre la malla *NACA0015Lanzafame.msh*, sobre la cual se realiza el trabajo posterior.

En esta malla se trabaja con un rotor con 3 perfiles NACA0015, con radio de giro 1,25 metros, envergadura de 3 metros y una cuerda de 0,4 metros cada uno de los perfiles.

$$R = 1,25 \text{ m}$$

$$b = 3 \text{ m}$$

$$c = 0,4 \text{ m}$$

Se calcula la solidez del aerogenerador mediante la Ecuación 3.

$$\sigma = \frac{Z \cdot b \cdot c}{2 \cdot r \cdot b} \quad (3)$$
$$\sigma = 0,48$$

3.1. Modelo inicial.

En primer lugar, se debe crear una *Interface* entre el rotor y la parte fija, y se comprueba que la malla esta correcta, en este caso la malla analizada tiene 139020 celdas.

Se introducen las condiciones de contorno, las condiciones operativas, el modelo de resolución, los valores de referencia y demás parámetros necesarios para poder realizar la simulación de manera correcta. Todos estos parámetros a introducir en el programa fueron adecuadamente expuestos en el *Capítulo 2*.

Tanto los parámetros de referencia, como los modelos de resolución empleados, deben obligatoriamente ser los mismos en todas las simulaciones realizadas posteriormente, con el objetivo de que los resultados obtenidos en todas ellas sean comparables.

3.2. Puntos relevantes de las curvas características de par y potencia.

El objetivo de este apartado es conocer, de manera aproximada, cuáles serán los valores de TSR entre los que funciona el rotor, así como el punto en que el rendimiento del mismo es máximo.

En primer lugar, se analiza el sistema en las condiciones de diseño, es decir, donde el aerogenerador trabaja con un rendimiento óptimo. No se sabe cuál es dicho rendimiento ni a que TSR se produce, por lo cual se toma como referencia la curva obtenida experimentalmente para el mismo molino, en el artículo de *Rosario Lanzafame*, [Lanzafame, 2014].

$$TSR = 1,6$$

A partir de este valor, se obtiene el valor de la velocidad de rotación del rotor para el punto dicho, empleándose la Ecuación 4.

$$TSR = \frac{\omega \cdot r}{V_{viento}} \quad (4)$$

$$V_{viento} = 7 \text{ m/s}$$

$$\omega = 8,96 \text{ m/s}$$

Se simula el modelo para esta velocidad de giro del rotor, para lo cual se toman 300 *time steps* para cada vuelta, por lo tanto el intervalo de tiempo es:

$$\Delta T = \frac{2 \cdot \pi}{\omega \cdot 300} \quad (18)$$

$$\Delta T = 0,002337495 \text{ s}$$

Una vez realizadas estas operaciones, se procederá a simular. Primeramente, se simulan 3 vueltas, se obtiene la gráfica de C_m para los últimos 300 *time steps*, es decir, para la última vuelta, el cual debe de ser periódico, teniendo 3 máximos y 3 mínimos locales.

En caso de que la evolución del C_m durante esa última vuelta no sea periódica, esto implicará que los resultados no son fiables y, por lo tanto, que alguno de los parámetros o el modelo no es el adecuado para la resolución del proceso que se pretende simular.

Los resultados obtenidos, para la malla de 139020 celdas, con un $TSR = 1,6$ son los siguientes:

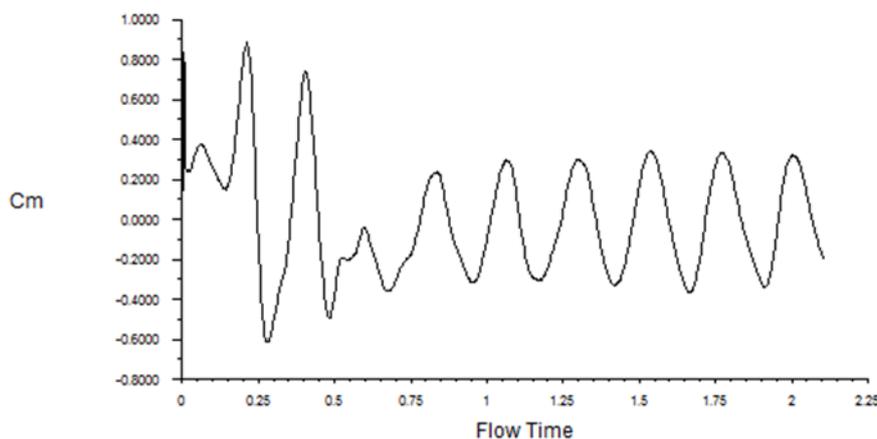


Imagen 3.1 C_m en 3 vueltas para $TSR = 1,6$

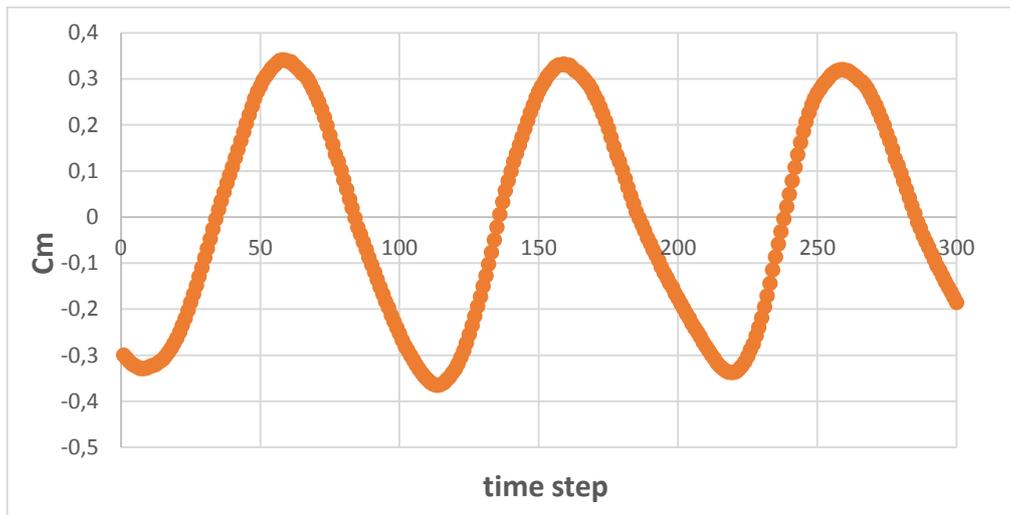


Imagen 3.2 C_m en una vuelta para $TSR = 1,6$

El C_m evoluciona de manera periódica, lo cual significa que el modelo funciona bien y que los resultados son fiables. A continuación, se calcula el valor promedio del coeficiente de par durante toda la vuelta.

$$C_{m\text{ promedio}} = -0,00380657$$

El C_m promedio durante la vuelta completa es negativo, es decir, el molino aporta energía al fluido y no al revés, como debería ser. El punto $TSR = 1,6$ se encuentra fuera del rango de funcionamiento del aerogenerador, y por lo tanto, el siguiente paso será conocer cuáles son los valores de TSR entre los cuales funciona correctamente el molino de viento estudiado, con la malla de la que se dispone.

Es posible que la gráfica $C_m=f(TSR)$ sea decreciente en el punto simulado anteriormente, y por lo tanto, habrá que desplazarse hacia la izquierda, por lo tanto, a continuación se simula una velocidad de giro del rotor, inferior.

$$\omega = 7\text{ rad/s}$$

$$TSR = \frac{\omega \cdot r}{V_{viento}}$$

$$V_{viento} = 7\text{ m/s}$$

$$TSR = 1,25$$

Se simula el modelo para esta velocidad de giro del rotor, para lo cual se vuelven a tomar 300 *time steps* para cada vuelta, por lo tanto el intervalo de tiempo por cada *time step* es:

$$\Delta T = \frac{2 \cdot \pi}{\omega \cdot 300}$$

$$\Delta T = 0,002991993\text{ s}$$

Al igual que en la primera simulación, se debe obtener la gráfica de C_m para los últimos 300 pasos de tiempo.

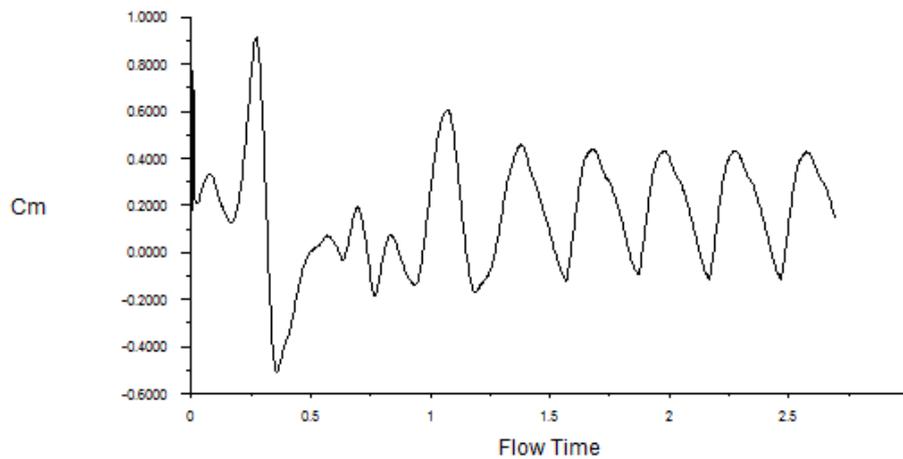


Imagen 3.3 C_m en 3 vueltas para $TSR = 1,25$

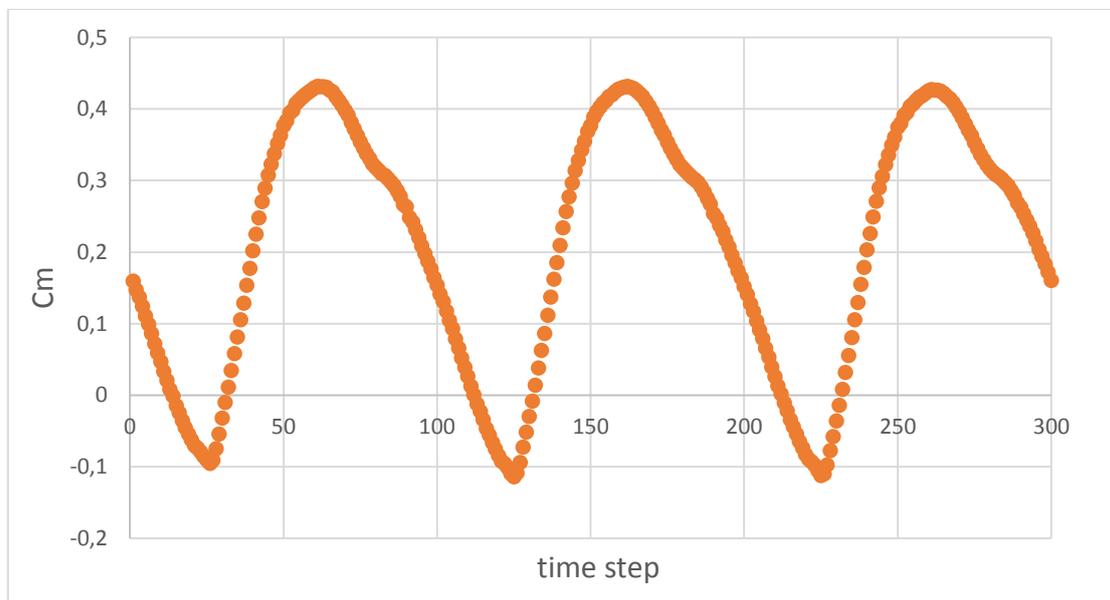


Imagen 3.4 C_m en una vuelta para $TSR=1,25$

El coeficiente de par se sigue comportando de manera periódica al disminuir el TSR, y el valor promedio en la última vuelta simulada es:

$$C_{m_{promedio}} = 0,20546883$$

Como se había supuesto, la parte de la curva en la que se ha estado simulando es decreciente, por lo tanto, al disminuir el TSR en que se simula, se entra en el intervalo de funcionamiento del aerogenerador.

Un parámetro muy importante a controlar, es el valor que toma el Y^+ en la pared de los tres perfiles NACA0015 con que se está trabajando. El modelo elegido para la resolución del problema es K-omega SST Transicional, en el cual se debe cumplir el requisito de que el Y^+ en la mayoría de los puntos sea menor o igual que 5.

Los valores de Y+ sobre los perfiles, son los siguientes:

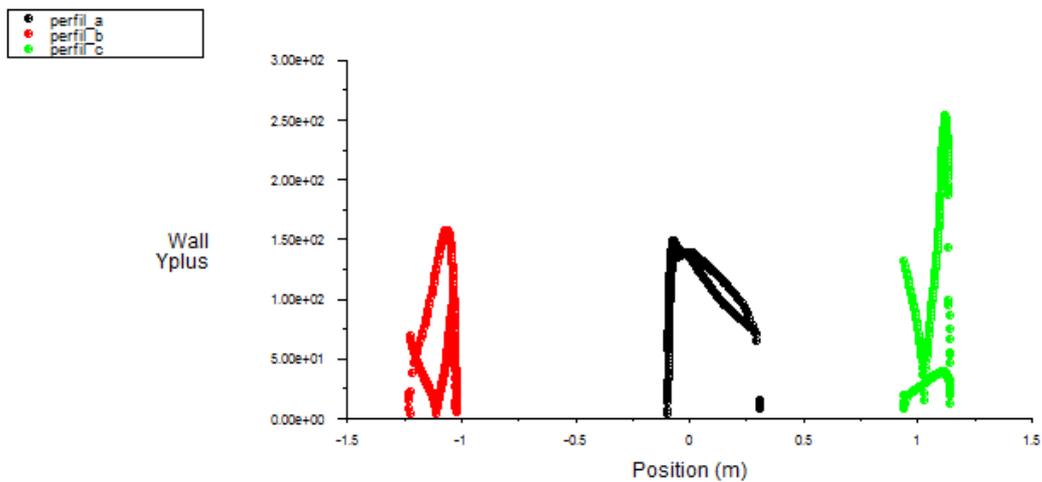


Imagen 3.5 Y+ en la pared de los perfiles para TSR=1,25

Los valores de Y+ llegan hasta 250, estando la gran mayoría por encima de 5, y por lo tanto, es necesario intentar reducir lo máximo posible dichos valores, refinando la malla en el contorno de los tres perfiles.

Con el objetivo de conocer el límite superior del intervalo de trabajo del aerogenerador, se simula una velocidad de giro del rotor de 8 rad/s.

$$\omega = 8 \text{ rad/s}$$

$$TSR = \frac{\omega \cdot r}{V_{viento}}$$

$$V_{viento} = 7 \text{ m/s}$$

$$TSR = 1,42857143$$

Se toman 300 *time steps* para cada vuelta, al igual que en los casos anteriores, por lo tanto el intervalo de tiempo correspondiente a cada paso de tiempo es:

$$\Delta T = \frac{2 \cdot \pi}{\omega \cdot 300}$$

$$\Delta T = 0,00261799 \text{ s}$$

Con estos datos, se vuelven a simular tres vueltas, para obtener el C_m en la última de ellas.

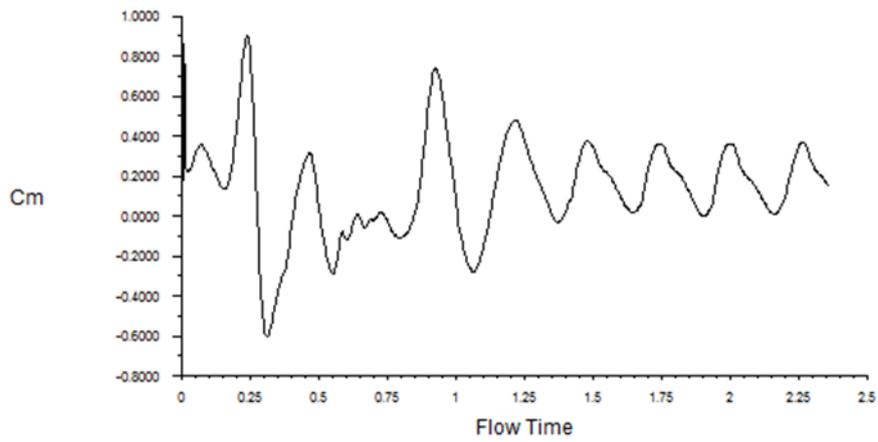


Imagen 3.6 C_m en tres vueltas para $TSR=1,42$

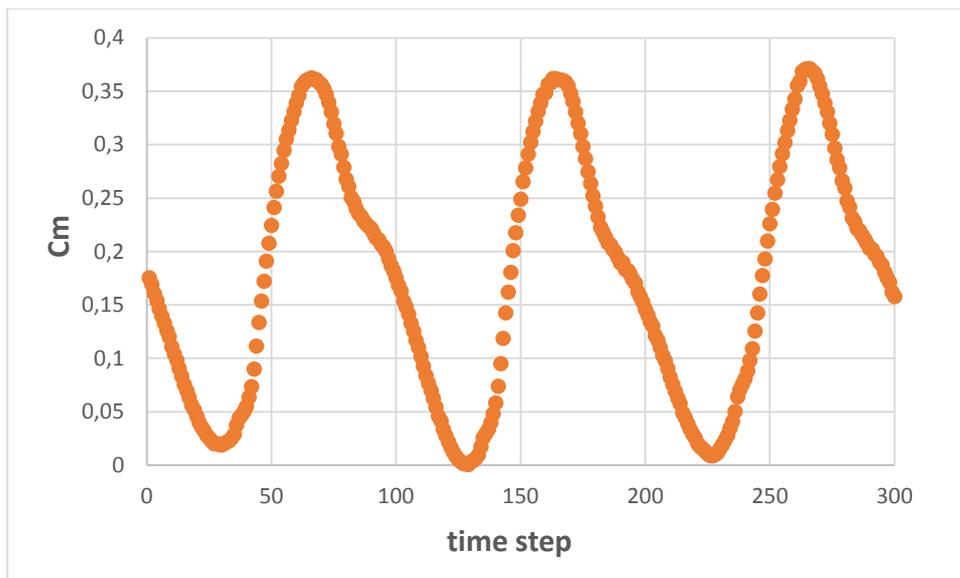


Imagen 3.7 C_m en una vuelta para $TSR=1,42$

$$C_{m \text{ promedio}} = 0,17679488$$

El valor de C_m obtenido es bastante alto, y por lo tanto, se puede llegar a la conclusión de que la pérdida de rendimiento, al incrementar un poco el TSR, en ese tramo de la curva es muy alta.

De igual manera, se obtiene la Y+ sobre los perfiles.

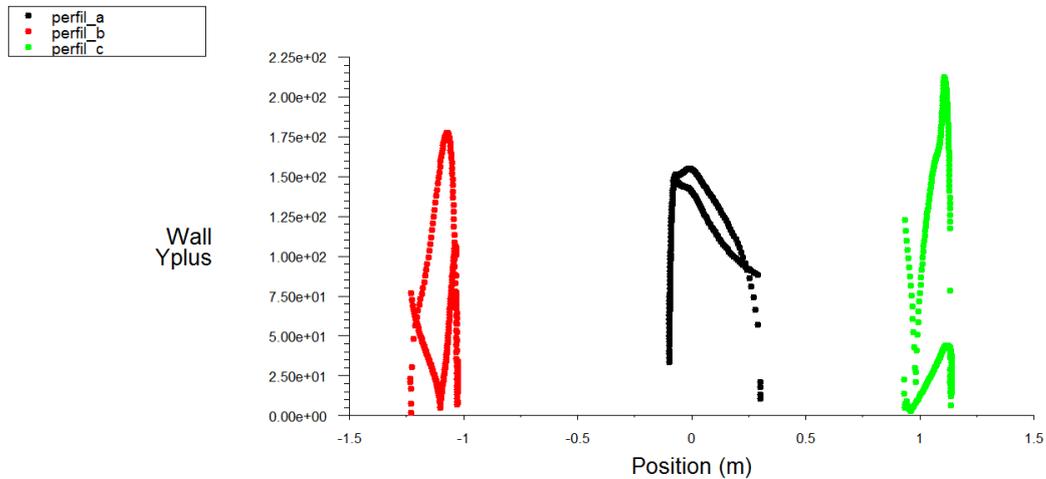


Imagen 3.8 Y+ en la pared de los perfiles para TSR=1,42

Como era de esperar, los resultados son muy similares a los obtenidos al simular distintas velocidades de giro del rotor, y por lo tanto, el problema por el cual no se obtienen unos Y+ admisibles para el modelo empleado, es que la malla empleada es demasiado grosera.

Una vez conocido, aproximadamente, el punto en que la gráfica se hace negativa, el siguiente paso es obtener el punto en que la misma pasa de negativa a positiva, es decir, el límite inferior del intervalo TSR de funcionamiento del aerogenerador.

Se simula una velocidad de giro de 1rad/s.

$$TSR = 0,17857143$$

$$\Delta T = 0,02094395 s$$

De igual forma que para las velocidades de giro anteriores, se vuelven a simular 3 vueltas. La solución no converge y, por lo tanto, los resultados obtenidos no son válidos. Es posible que la causa de que la solución no converja, sea que la velocidad de giro es demasiado lenta, lo cual interfiere en los cálculos que debe realizar el programa.

Puesto que 1 rad/s es muy baja, se simula una $\omega = 3 \text{ rad/s}$.

$$TSR = 0,53571429$$

$$\Delta T = 0,00698132 s$$

En este caso, la solución converge, pero el C_m no se comporta de forma periódica y por lo tanto, los resultados obtenidos no son válidos, probablemente debido a que la velocidad de giro sigue siendo bastante baja.

Se prueba con una velocidad de giro del rotor de 5 rad/s.

$$TSR = 0,89285714$$

$$\Delta T = 0,00418879 \text{ s}$$

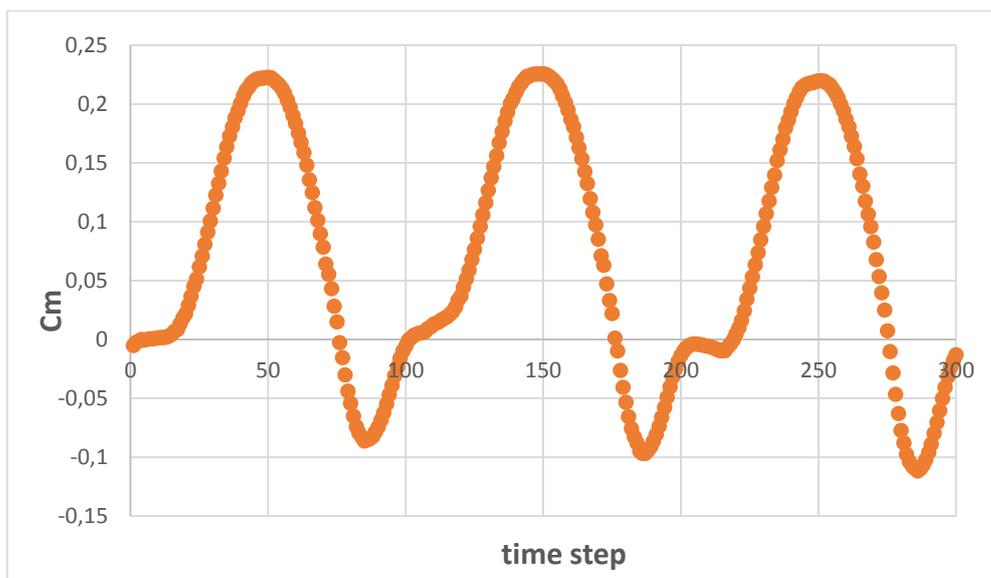


Imagen 3.9 C_m en una vuelta para $TSR = 0,89$

$$C_{m \text{ promedio}} = 0,06697917$$

El valor promedio es positivo y muy cercano a cero, de modo que el valor de TSR en que la curva pasa de negativo a positivo es un poco inferior a 5 rad/s. Por esto se llega a la conclusión de que la curva se encuentra situada aproximadamente entre velocidades de giro de 5 y 8 rad/s, es decir, entre TSR de valor comprendido entre 0,89285714 y 1,6.

Una vez conocido el intervalo de funcionamiento del aerogenerador, el siguiente paso es obtener, de forma aproximada, el punto de diseño, el cual será el punto con una mayor C_m promedio, y que se estima que se podría encontrarse en torno a 6,5 rad/s.

Se simula para esa velocidad de giro.

$$TSR = 1,16071429$$

$$\Delta T = 0,00322215 \text{ s}$$

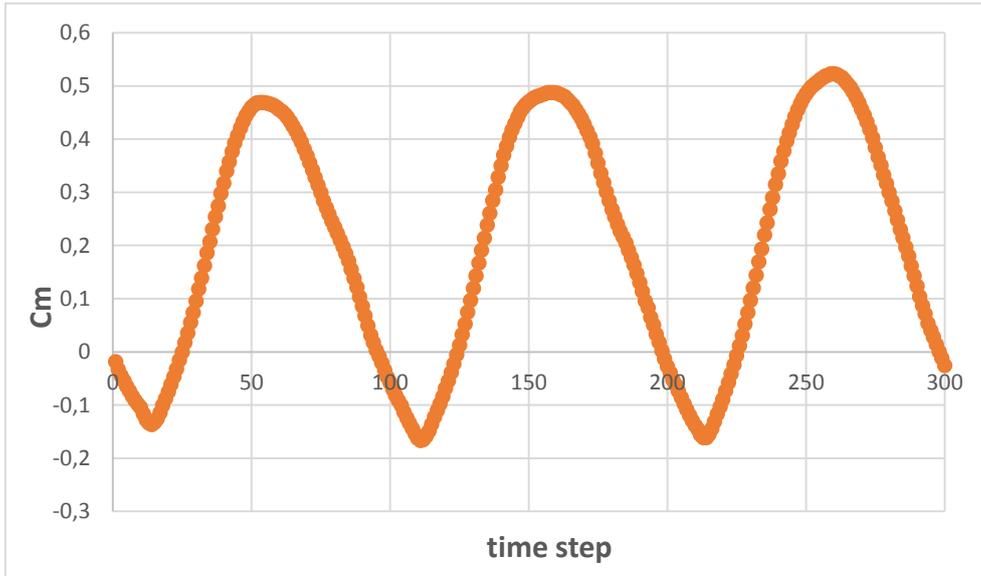


Imagen 3.10 Cm en una vuelta para TSR= 1,16

C_m promedio = 0,19416004

Los datos de Y+ obtenidos en este punto, son los siguientes:

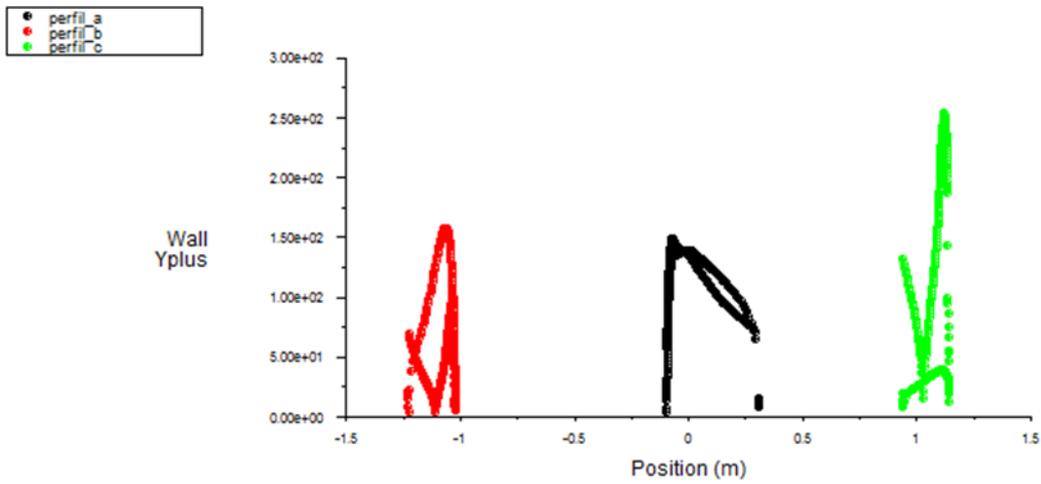


Imagen 3.11 Y+ en la pared de los perfiles para TSR=1,16

El valor promedio obtenido para el C_m es alto, es casi similar pero un poco inferior al valor obtenido para $\omega = 7$ rad/s, por lo que el máximo rendimiento se encuentra en ese intervalo de velocidades.

$TSR \in [1,1607; 1,25]$

3.3. Influencia del mallado en el modelo numérico.

El objetivo de buscar el punto de diseño es comparar los valores obtenidos para la Y^+ para las distintas mallas, en ese mismo punto, es irrelevante el error que se comete al estimar que el punto de diseño se encuentra en $TSR = 1,16$

La malla inicial de la que se parte es de 139020 celdas, y la disposición de las mismas en torno a los perfiles es la siguiente:

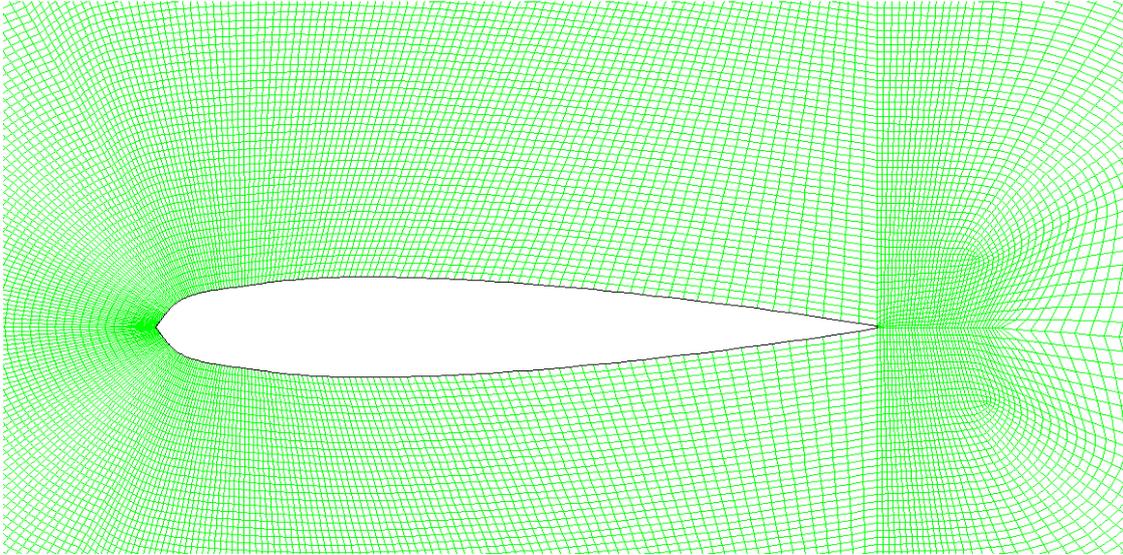


Imagen 3.12 Malla inicial en torno al alabe.

El modelo de resolución utilizado es un modelo K-omega SST Transicional, por lo que el parámetro Y^+ en la pared de los perfiles debe ser menor o igual a 5. En este caso, el valor de Y^+ obtenido para la mayoría de puntos supera el 5, por lo tanto es necesario refinar la malla hasta que la primera celda se encuentre dentro de la subcapa laminar. Esto implica que hay que refinar la malla en el contorno de los tres perfiles, hasta que los valores obtenidos para la Y^+ sean admisibles para el modelo empleado.

Con los puntos simulados hasta ahora, para la malla inicial, se ha obtenido una aproximación de la curva.

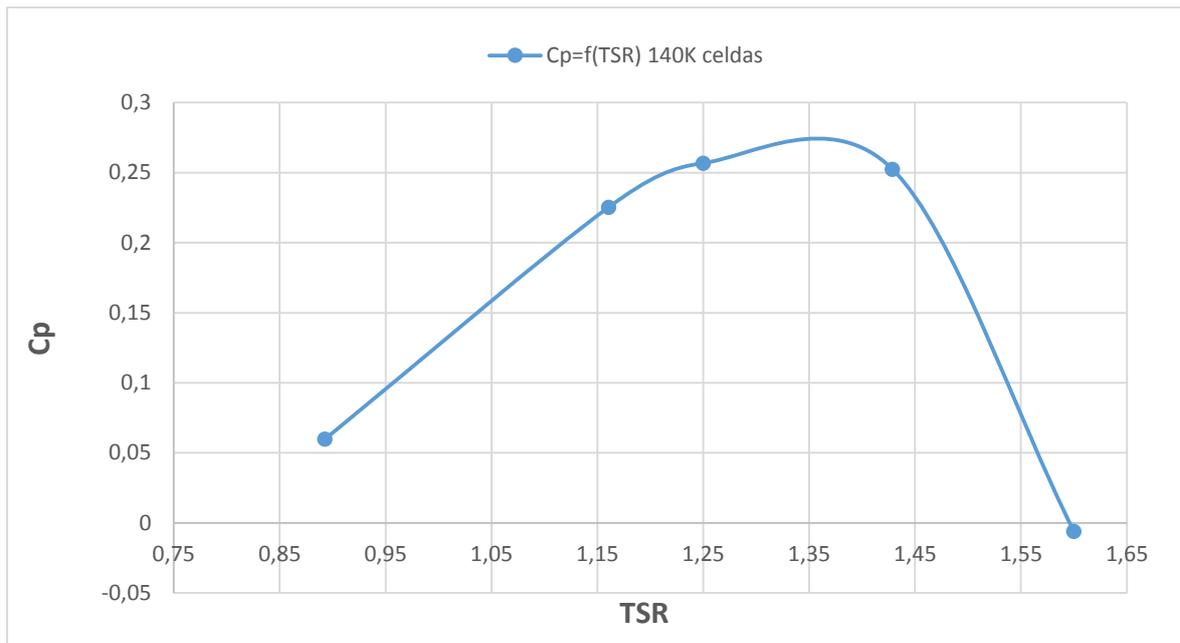


Imagen 3.13 Curva de rendimiento para malla inicial.

Aunque la curva obtenida no es exacta, ya que se ha simulado tan solo unos pocos puntos de la misma, se puede observar que el aerogenerador funciona a TSR altas, obteniéndose además rendimientos bastantes buenos.

3.3.1. Refinado de la malla.

Se debe refinar la malla y comparar los resultados obtenidos para cada una, para obtener la malla idónea con la que trabajar.

3.3.1.1. Primer refinamiento.

Dados los resultados obtenidos y mostrados hasta ahora, el siguiente paso es la mejora de la malla, principalmente en la zona en la que se produce la subcapa laminar.

- Se refinan las 5 primeras celdas en contacto con el contorno, y se obtiene una malla de 151980 celdas.
- Se refinan las 5 primeras celdas en contacto con el contorno, y se obtiene una malla de 17720 celdas.
- Se refinan las 2 primeras celdas en contacto con el contorno, y se obtiene una malla final de 198186 celdas.

Si se obtiene la misma vista del álabe que para la malla inicial, se puede observar que la cantidad de celdas en torno al perfil aumenta considerablemente.

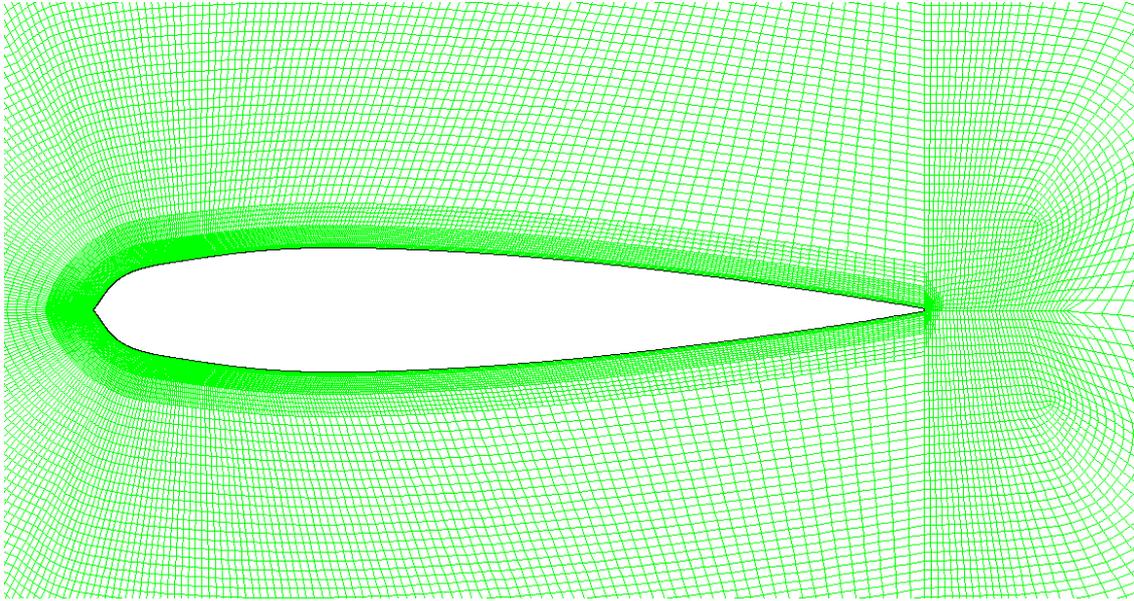


Imagen 3.14 Malla de 200K celdas en torno al alabe.

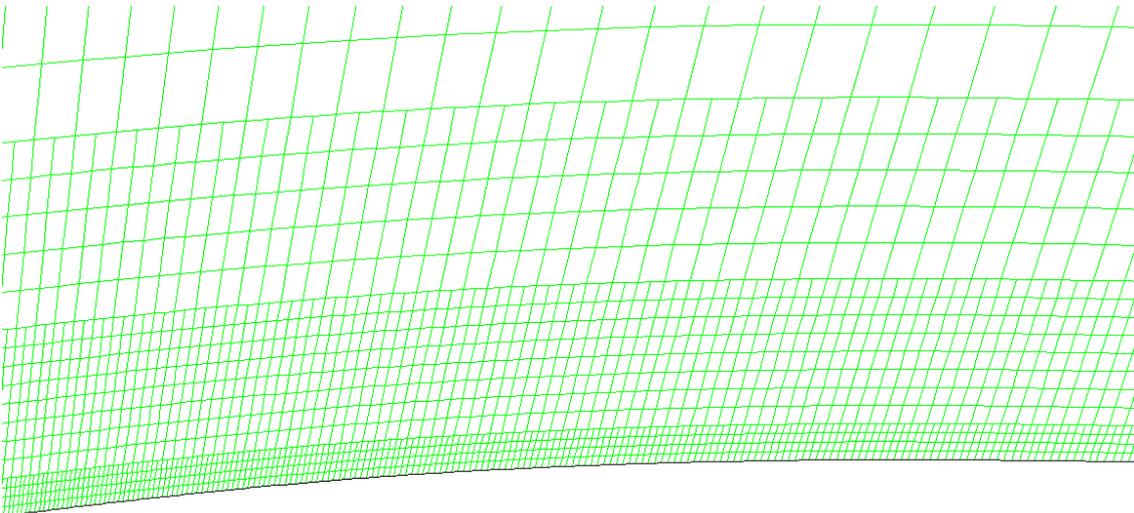


Imagen 3.15 Detalle de la malla de 200K celdas en la pared del alabe.

Tomando el punto aproximado de máximo rendimiento ($TSR = 1,16$), obtenido en la malla inicial (139020 celdas), sin reinicializar, se simulan otras dos vueltas, con el objetivo de ver la mejora que se consigue en los valores de Y^+ en el contorno de los tres perfiles NACA0015.

$$\omega = 6,5 \text{ rad/s}$$

$$TSR = 1,16071429$$

$$\Delta T = 0,00322215 \text{ s}$$

Los resultados obtenidos con esta nueva malla son los siguientes:

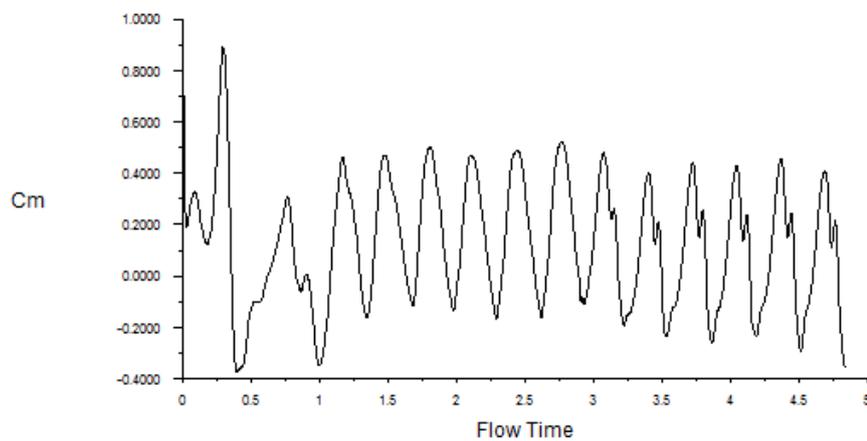


Imagen 3.16 C_m en 3 vueltas para $TSR = 1,16$ (200k celdas)

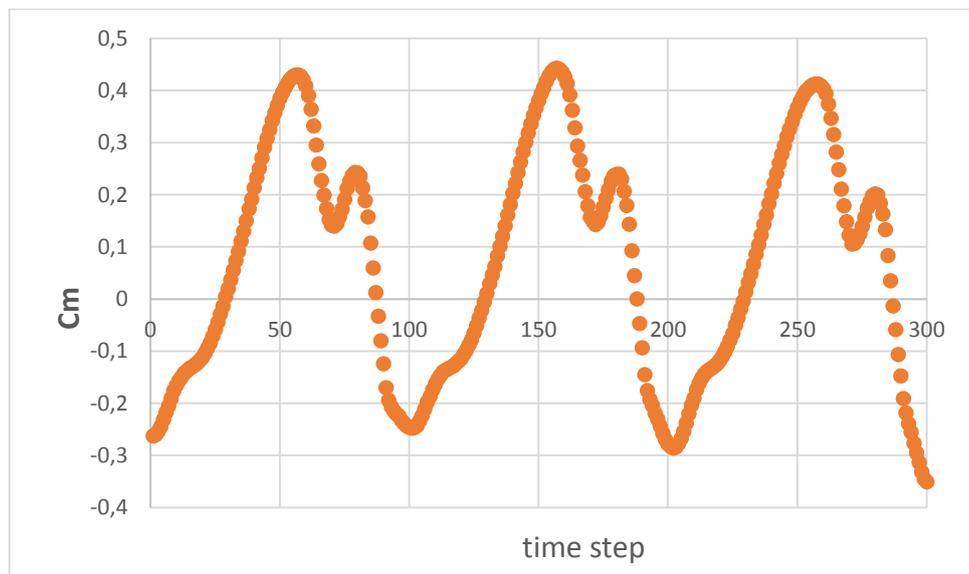


Imagen 3.17 C_m en una vuelta para $TSR = 1,16$ (200k celdas)

$$C_m \text{ promedio} = 0,06888857$$

Los resultados de Y^+ obtenidos en esta segunda malla son los siguientes:

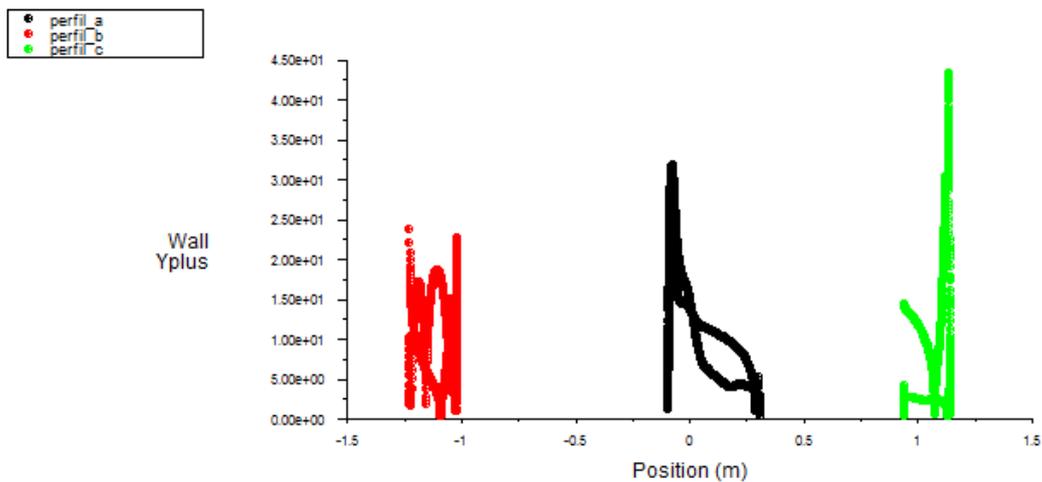


Imagen 3.18 Y^+ en la pared de los perfiles para $TSR = 1,16$ (200k celdas)

Los valores obtenidos para Y^+ tras realizar un primer refinado de la malla sufren una notable mejoría, ya que pasan de tomar valores máximos de 250 a 45, no obstante, la mayoría de valores siguen situándose por encima de 5, por lo tanto, es necesario seguir refinando.

Si se compara el valor de C_m promedio obtenido para ambas mallas, se puede apreciar una notable reducción del mismo, esto puede ser debido a que el refinamiento produce que la gráfica se desplace hacia abajo, o que se desplace hacia la derecha.

Con el objetivo de ver cómo se comporta la curva al refinar la malla, de igual manera se realiza una simulación de dos vueltas, con la malla refinada, para velocidades de giro 5 rad/s y 8 rad/s, es decir, para $TSR = 0,89285714$ y $TSR = 1,42857143$.

Para $TSR = 0,89285714$, se obtienen los datos adjuntados a continuación.

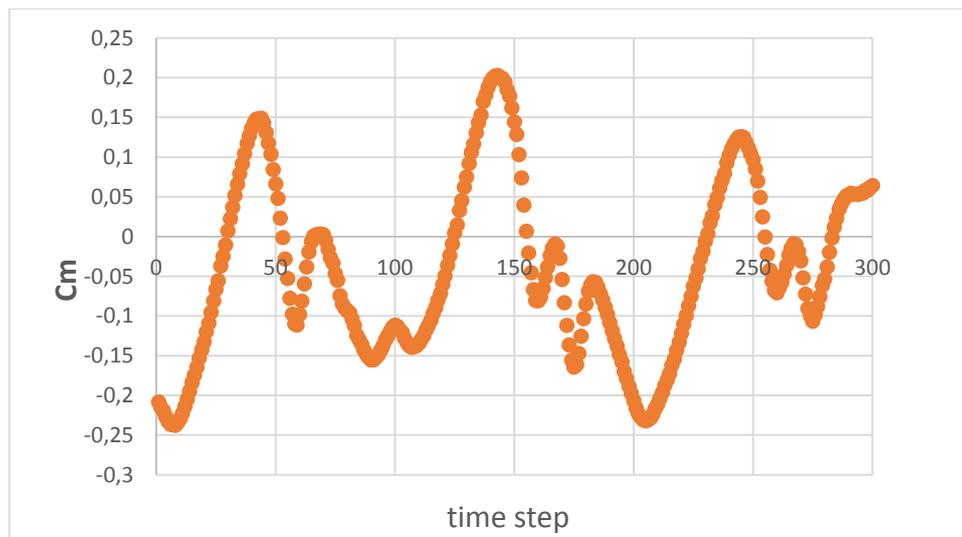


Imagen 3.19 C_m en una vuelta para $TSR = 0,89$ (200k celdas)

$$C_m \text{ promedio} = -0.0414694$$

Para $TSR = 1,42857143$, los resultados obtenidos son los siguientes.

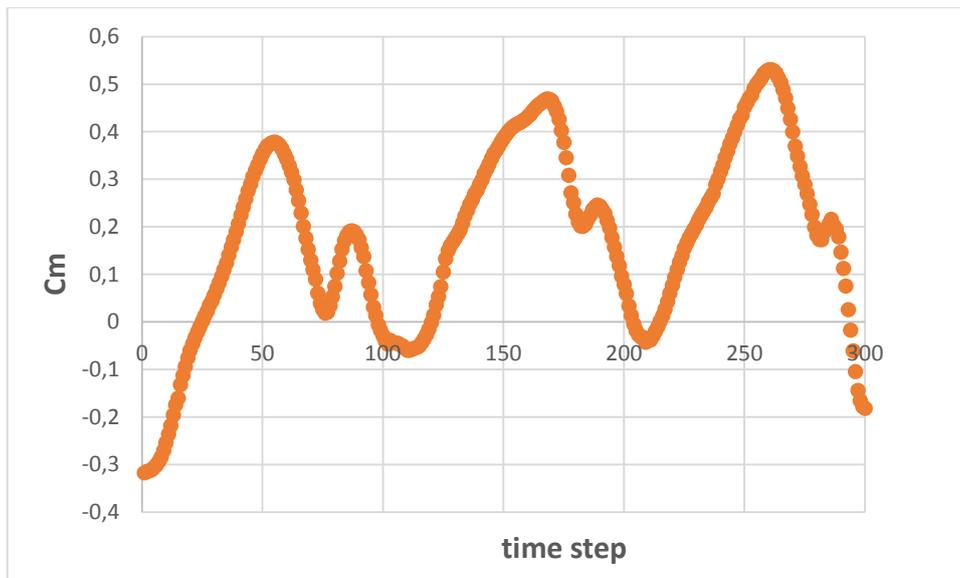


Imagen 3.20 C_m en una vuelta para $TSR=1,42$ (200k celdas)

$$C_m \text{ promedio} = 0.17583783$$

Por lo tanto, en base a los resultados obtenidos, se puede llegar a la conclusión de que a medida que se va refinando la malla, la gráfica se va desplazando hacia la derecha, y por lo tanto, cada vez el TSR de diseño tendrá valores más altos.

Si se compara la curva para la malla inicial, con la tendencia para la malla refinada, el resultado es el siguiente:

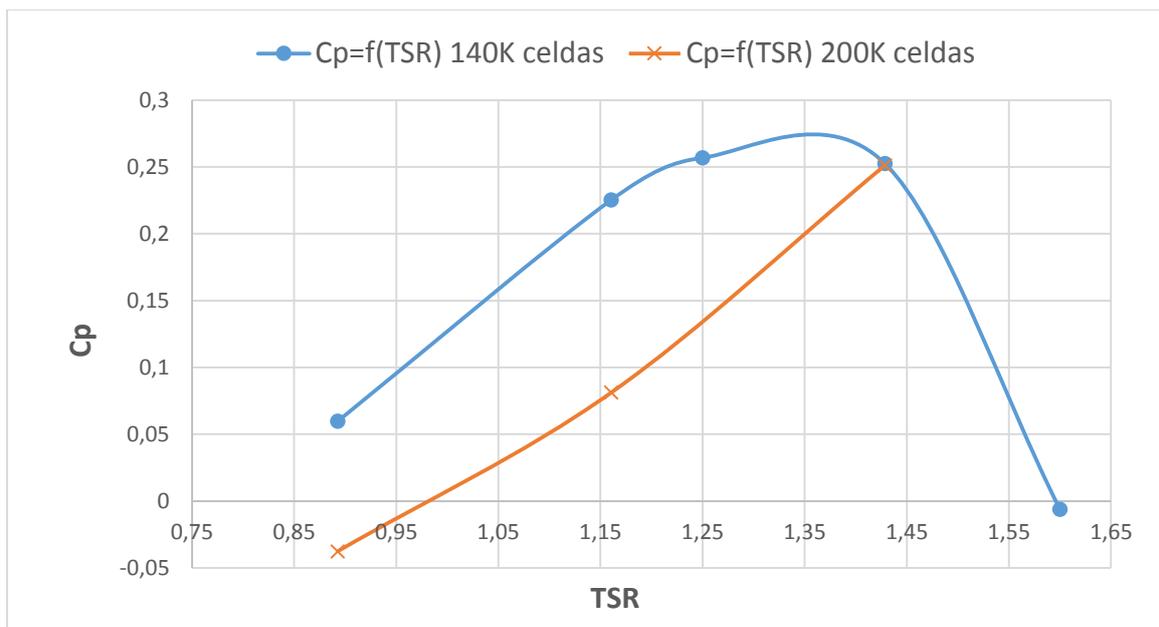


Imagen 3.21 Comparación mallas de 140K y 200K celdas.

3.3.1.2. Segundo refinamiento.

Tomando el punto de $\omega = 6.5 \text{ rad/s}$ (TSR = 1,16) en que había realizado el refinamiento de la malla, se realiza un segundo refinado con el objetivo de obtener una Y^+ inferior a 5 en la gran mayoría de los puntos de la superficie de los álabes, ya que con la malla actual la gran parte de los puntos se encuentra por encima de este valor, llegando incluso a tomar valores de 45.

Tras realizar el refinado, se obtiene una tercera malla, en este caso es de 239100 celdas. Al igual que para las dos mallas anteriores, en la *Imagen 3.22* e *Imagen 3.23* se muestra la nueva malla en torno a cada perfil.

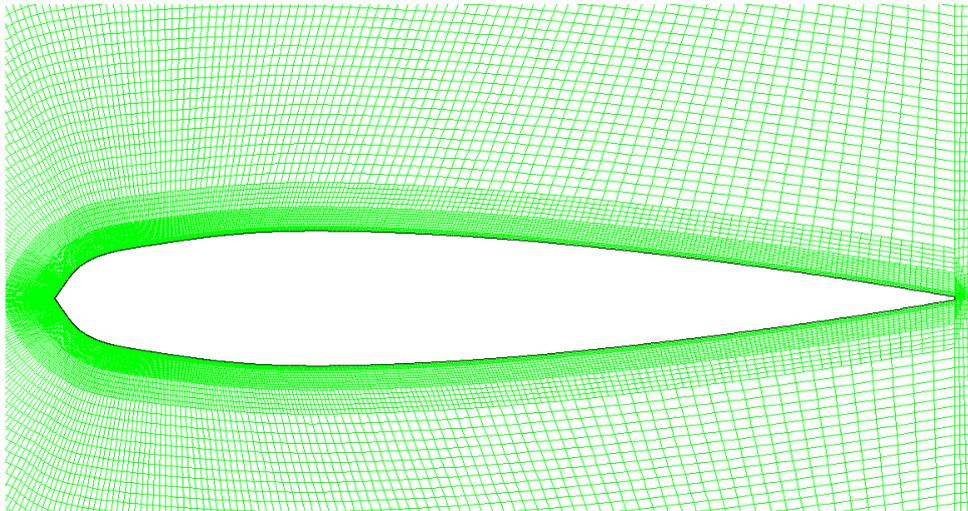


Imagen 3.22 Malla de 240K celdas en torno al álabe

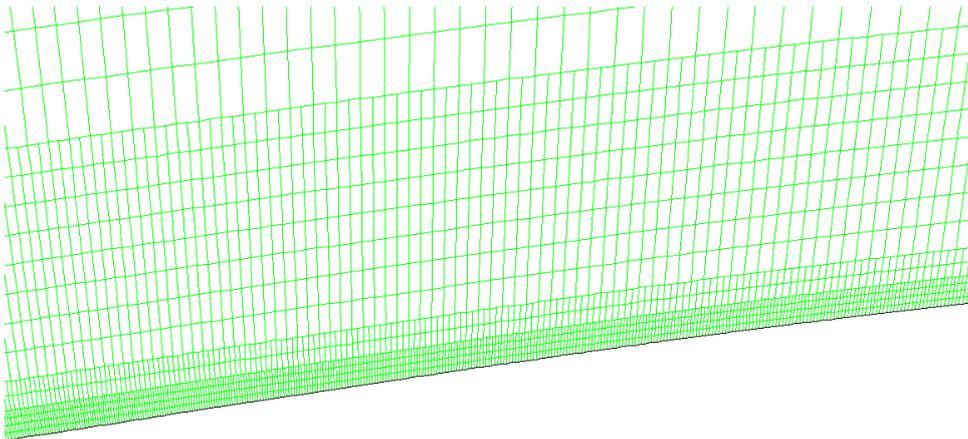


Imagen 3.23 Detalle de la malla de 240K celdas en la pared del alabe.

Sin inicializar, se simulan otras dos vueltas, y al igual que en los casos anteriores, se obtiene la curva para el C_m en la última vuelta.

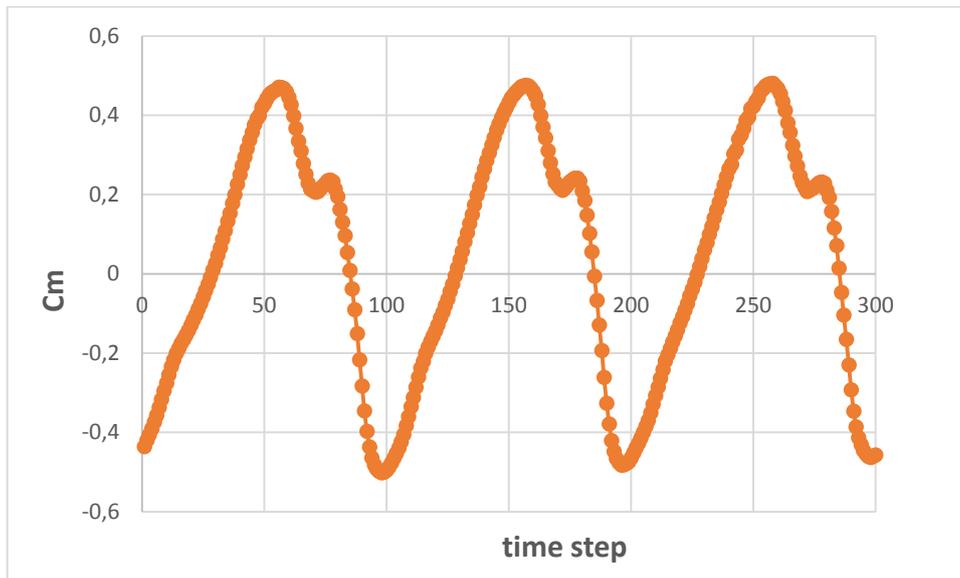


Imagen 3.24 C_m en una vuelta para $TSR = 1,16(240k$ celdas

C_m promedio = 0,040745

El C_m sale periódico y el valor promedio para el mismo sigue disminuyendo, aunque en este caso la diferencia es muy pequeña en comparación con el salto producido tras el primer refinamiento. Este resultado cuadra con las conclusiones obtenidas hasta ahora, por la cual se produce un desplazamiento de la gráfica hacia la derecha, al refinar la malla.

Si se analizan los nuevos resultados para Y^+ , esto siguen reduciendo su valor máximo, pero sin ser suficiente, ya que de nuevo, la mayoría están por encima de cinco, llegándose hasta valores de 25.

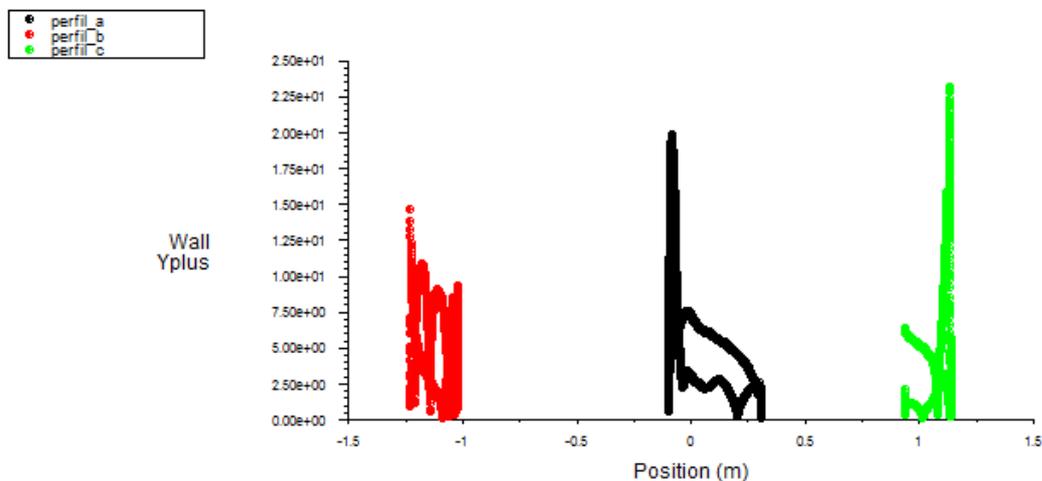


Imagen 3.25 Y^+ en la pared de los perfiles para $TSR=1,16(240k$ celdas.

3.3.1.3. Tercer refinamiento.

Se vuelve a refinar en el contorno de los perfiles y se obtiene una cuarta malla de 279996 celdas. En la *Imagen 3.26* se muestra un detalle del aspecto de la misma en la pared de los álabes.

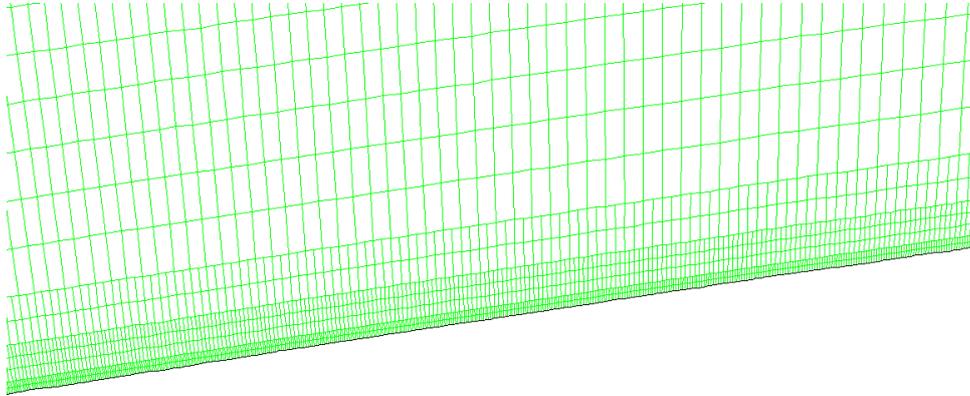


Imagen 3.26 Detalle malla 280K celdas en la pared del perfil

Al igual que en las mallas anteriores, con el fin de comparar los resultados, se vuelven a simular dos vueltas más para el punto TSR = 1,16. Los resultados obtenidos se muestran a continuación.

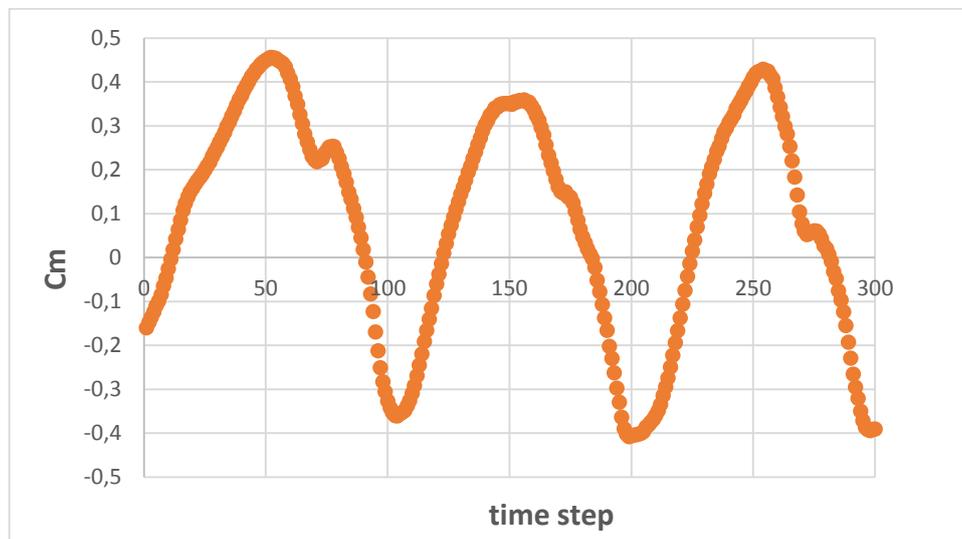


Imagen 3.27 Cm en una vuelta para TSR = 1,16(280k celdas)

$$Cm_{\text{promedio}} = 0,08407342$$

El C_m sigue una progresión aproximadamente periódica, sin embargo, el valor promedio para la misma no cuadra con los otros datos, puesto que cuando se realiza un refinamiento la trayectoria siempre debe ser creciente o decreciente, en este caso, decreciente.

Dado que el resultado obtenido no es satisfactorio, se simulan otras dos vueltas para ver si los resultados obtenidos anteriormente se deben a que el problema no se ha estabilizado aun para el tiempo simulado.

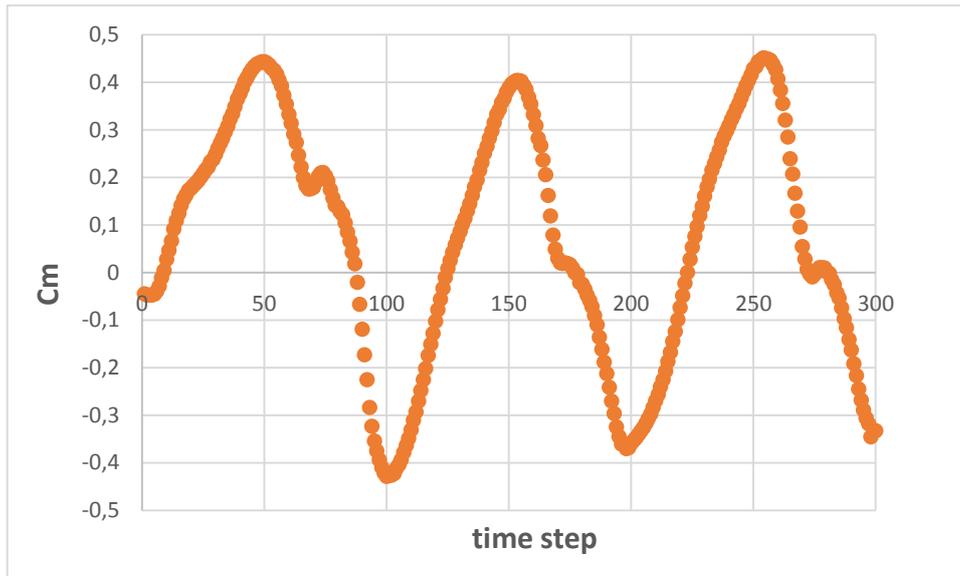


Imagen 3.28 Cm en una vuelta para TSR=1,16 (280k celdas)

$$Cm_{\text{promedio}} = 0.06899616$$

El valor promedio mejora aunque sigue sin tener sentido, quedando comprobado que el error no se debe a que el número de vueltas simuladas es insuficiente para que el problema se estabilice.

Por lo tanto, puede ser debido a que al disminuirse tanto el tamaño de las celdas y seguir simulando cada vuelta con 300 pasos de tiempo, el flujo se salta celdas y por lo tanto, produce que los resultados obtenidos no sean válidos. Una solución para este problema podría ser simular aumentando el número de *time steps* para cada vuelta.

Se obtienen los valores de Y^+ en la pared de los perfiles.

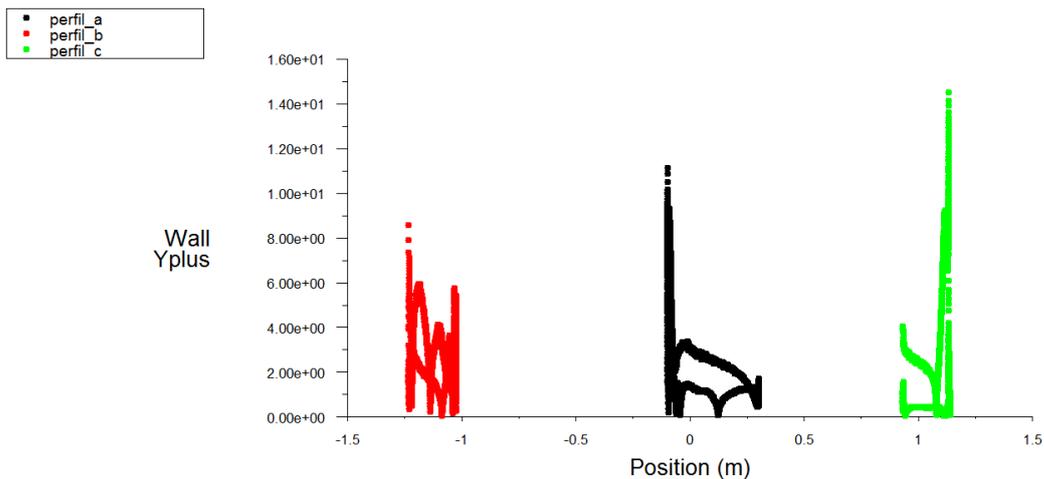


Imagen 3.29 Y^+ en la pared de los perfiles (280k celdas)

Aunque los resultados son considerablemente mejores que los obtenidos en la malla inicial, aproximadamente la mitad de los valores se encuentran por encima de cinco, y por lo tanto, no se puede dar como admisible.

Por último, se obtiene la progresión de C_m al ir refinando la malla. Como se ha comentado, el coeficiente de par obtenido en el punto de diseño tiende a disminuir al mejorarse la resolución de la malla en torno al perfil.

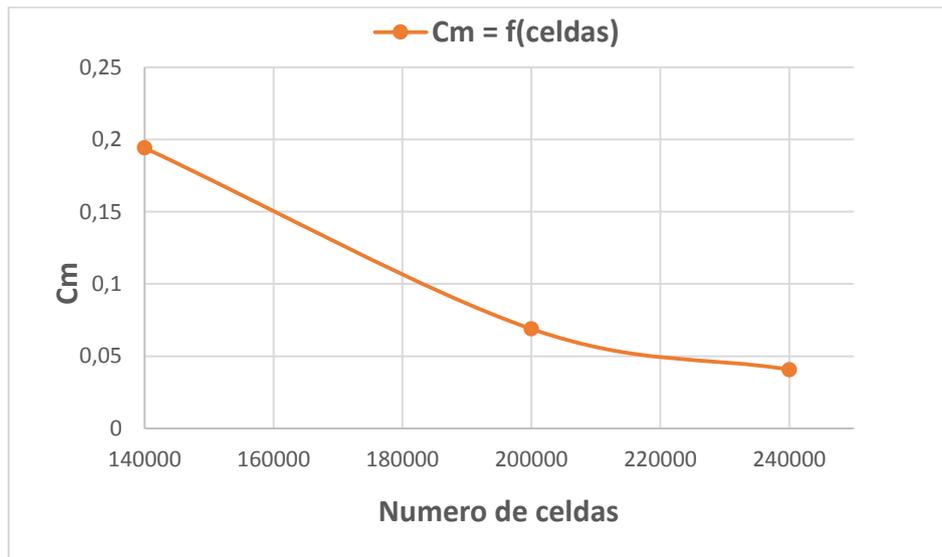


Imagen 3.30 Relación C_m - n^2 celdas para $TSR=1,16$

3.3.2. Comparación de contornos.

Puesto que el criterio de Y^+ no es válido para seleccionar una malla, ya que no se obtienen buenos resultados para una malla de tamaño admisible, se debería trabajar con una malla de un número de celdas muy superior al deseado, lo cual implicaría un incremento no deseado del coste computacional de las simulaciones.

Por lo tanto, se obtienen distintos contornos para cada una de las mallas, en el mismo punto en que se ha trabajado hasta ahora ($TSR = 1,16$), de modo que se puedan comparar los fenómenos obtenidos en unas y otras, con el objetivo de elegir una malla con la que trabajar.

3.3.2.1. Contornos de presión.

En primer lugar, se van a comparar los contornos de presión.

➤ 140000 celdas

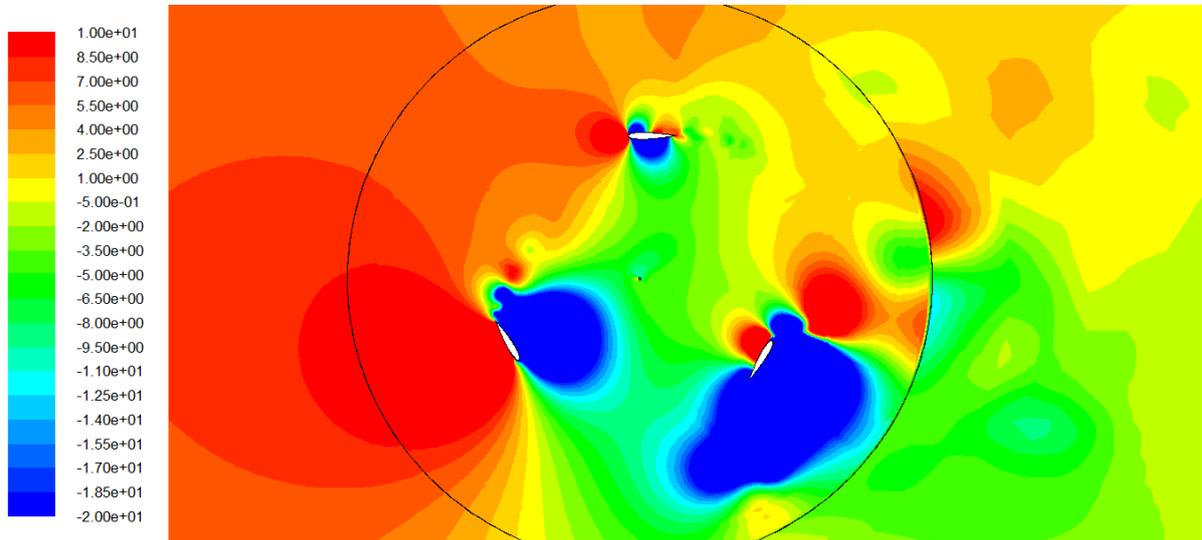


Imagen 3.31 Contorno de presión en el rotor para malla de 140k celdas

➤ 200000 celdas.

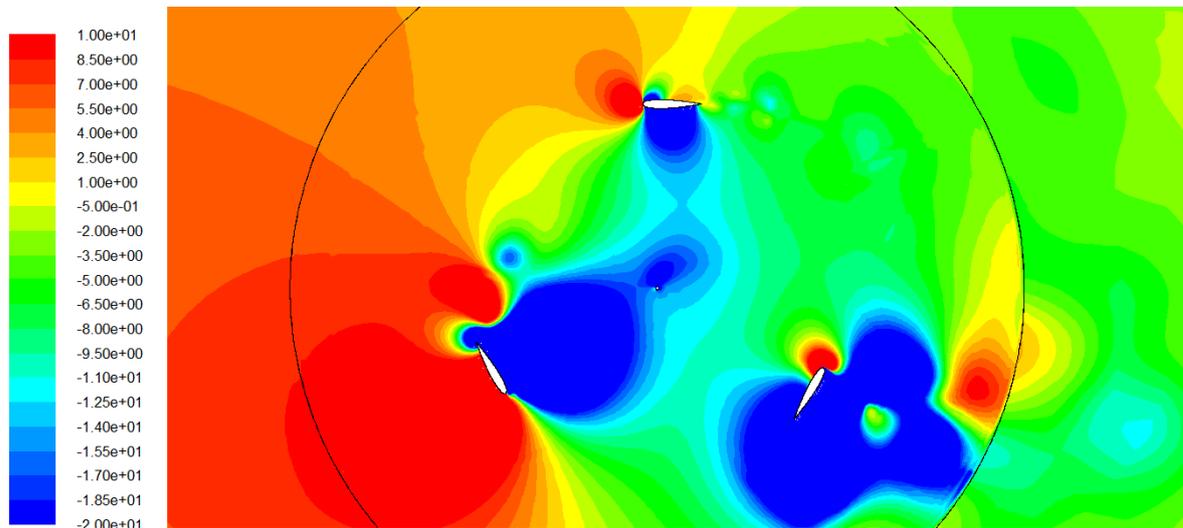


Imagen 3.32 Contorno de presión en el rotor para malla de 200k celdas

➤ **240000 celdas.**

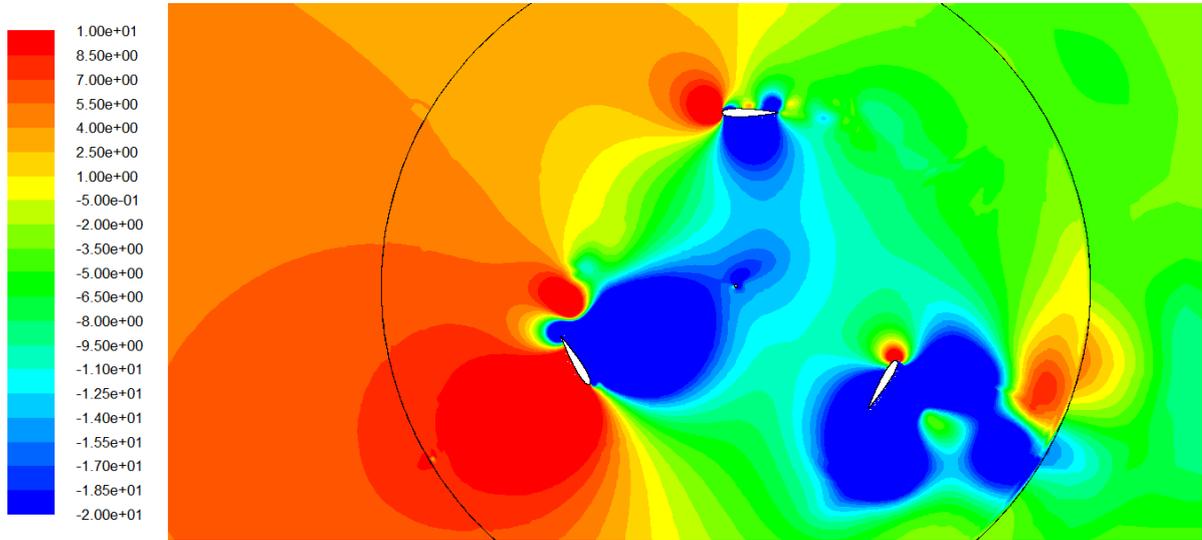


Imagen 3.33 Contorno de presión en el rotor para malla de 240k celdas

Si se comparan los tres perfiles de presión obtenidos, para las mismas condiciones de funcionamiento, en mallas de diferente tamaño, se puede observar que existe una gran diferencia en los contornos obtenidos entre la malla de 140000 celdas y la de 200000 celdas, ya que esta última capta mucho mejor el comportamiento del fluido en el interior del rotor y en la estela, así como los gradientes de presión que se producen como consecuencia de las turbulencias que se generan.

Si se comparan las mallas de 200 y 240 mil celdas, apenas se aprecia diferencia en cuanto a los contornos de presión, aunque es cierto que la malla de mayor tamaño capta bastante mejor los gradientes de presión.

3.3.2.2. Contornos de vorticidad.

Al igual que en el apartado anterior se siguen obteniendo contornos para cada una de las tres mallas, en el mismo punto que en el apartado 3.3.2.1 (TSR= 1,16). En este caso los contornos obtenidos y presentados son de vorticidad.

➤ **140000 celdas.**

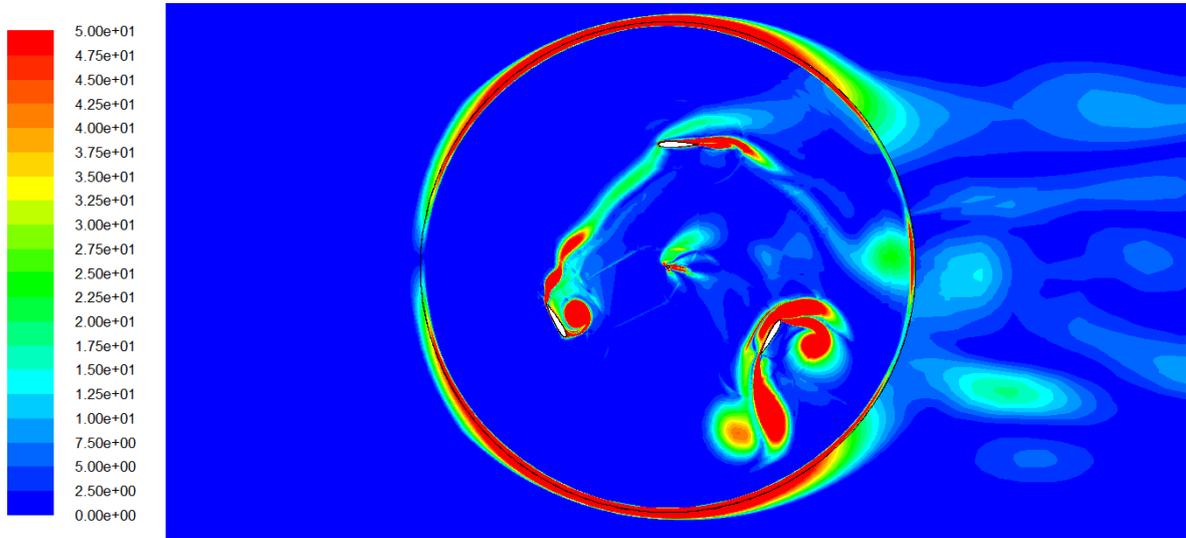


Imagen 3.34 Contorno de vorticidad en el rotor para malla de 140k celdas.

➤ **200000 celdas.**

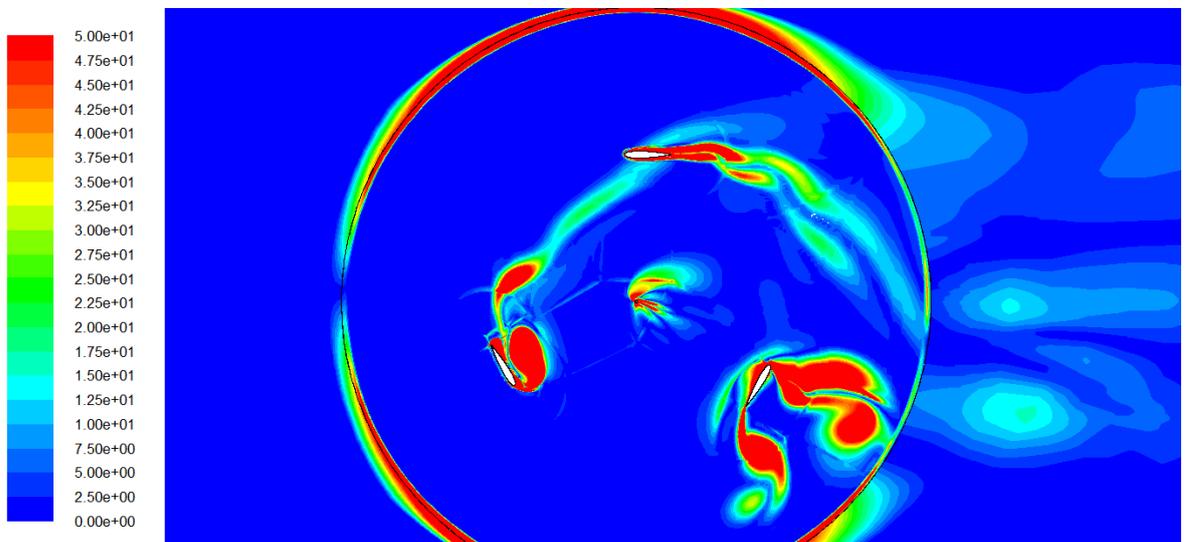


Imagen 3.35 Contorno de presión en el rotor para malla de 200k celdas.

➤ **240000 celdas.**

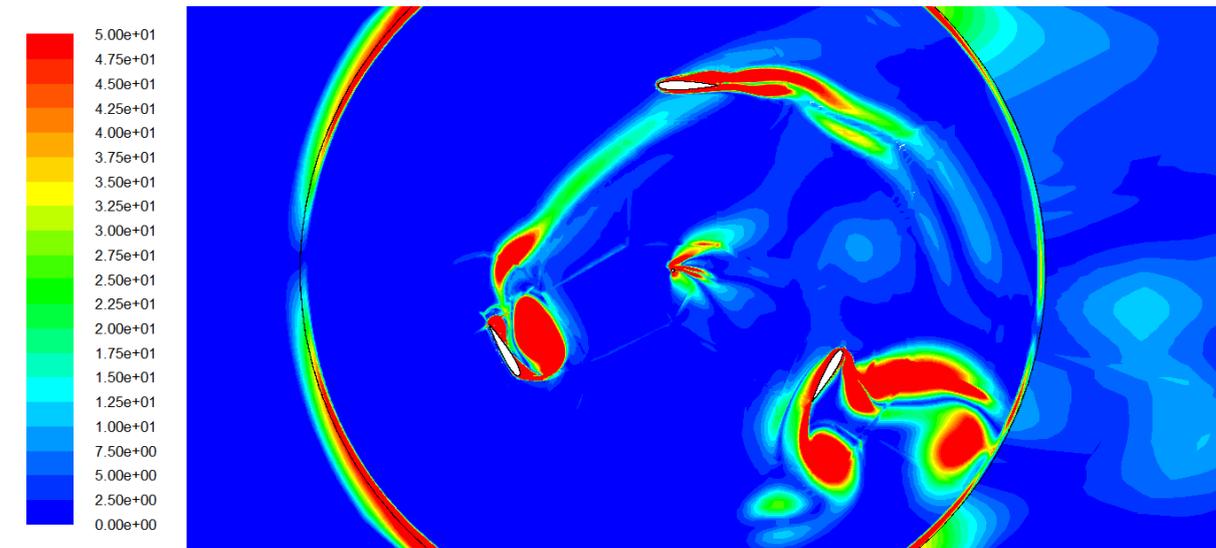


Imagen 3.36 Contorno de presión en el rotor para malla de 240k celdas

Al comparar los tres contornos de vorticidad, se puede llegar a la conclusión de que las tres captan los mismos fenómenos, aunque la precisión de las tres no sea la misma. Si se analiza la estela que se produce para la simulación en cada malla, estas pequeñas diferencias en la forma de las turbulencias generadas, no tienen una incidencia significativa en la forma de la estela.

3.4. Selección de la malla definitiva.

Teniendo presentes todos los resultados obtenidos hasta el momento, se va a seleccionar la malla de 200000 celdas, puesto que al aumentar el número de celdas no se consigue una mejora significativa ni en el valor de los Y^+ ni en los diferentes contornos de presión, velocidad, etc. Sin embargo, el irse a un número de celda mayor penaliza el proceso de estudio en cuanto a tiempos de simulación.

Por esto, y dado que lo más acertado es tomar como definitiva la malla con menor número de celdas que da buenos resultados, se toma la malla de 200K celdas como base para los posteriores estudios a realizar.

3.5. Curva de rendimiento.

Una vez se ha tomado la malla de 200K celdas como malla definitiva, con la cual se realizarán los pertinentes estudios, el primer paso, es obtener la curva de rendimiento del aerogenerador, es decir, obtener la gráfica $C_p - TSR$.

Para obtener esta curva, el procedimiento es idéntico al empleado para conocer entre que valores de TSR funciona correctamente el molino, es decir, se van simulando distintas velocidades de giro, obteniendo sus C_m promedio en la última vuelta simulada.

La gráfica que resulta interesante es $C_p - TSR$, por lo cual, es necesario calcular el valor del coeficiente de potencia para cada punto simulación, empleando la Ecuación 6.

$$C_p = C_m \cdot TSR \quad (6)$$

Una vez se han realizado todas las simulaciones necesarias, se unen los distintos puntos obtenidos con el objetivo de obtener la curva de rendimiento. En el presente estudio, se han tomado distintos puntos variando la velocidad de giro desde 5 rad/s hasta 10 rad/s, tomándose un total de 10 puntos.

Los datos obtenidos son los siguientes:

Tabla 3.1 Puntos de la curva de rendimiento, tomando 300 time steps/vuelta.

200K celdas		
TSR	C_m	C_p
0,8928	-0,0420	-0,0375
0,9821	0,0412	0,04048
1,0714	0,0399	0,04270
1,1607	0,0700	0,08124
1,2500	0,1350	0,16872
1,3393	0,1480	0,1983
1,4286	0,1758	0,25119
1,5179	0,2146	0,32582
1,6000	0,1578	0,25251
1,7857	0,0219	0,03914

Si se grafican los puntos obtenidos y se superpone con la *Imagen 3.13* en la que se presenta la curva característica para este mismo modelo cuando se emplea una malla de 140K celdas, se corrobora la hipótesis antes realizada de que la gráfica de rendimiento se desplaza hacia la derecha al realizar un refinamiento de la malla.

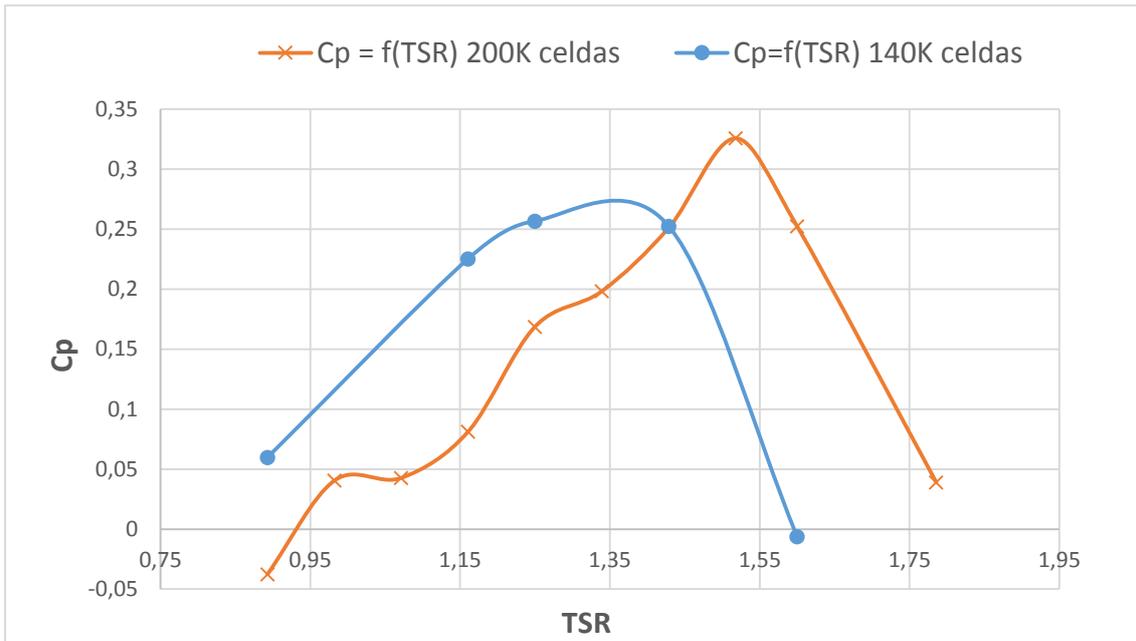


Imagen 3.37 Curvas de rendimiento para mallas de 140k y 200k celdas

Por simplicidad no se muestran todas las gráficas y datos obtenidos, las cuales se incluyen en el Anexo II del trabajo.

Aunque los resultados pueden parecer lógicos, éstos no son completamente concluyentes ya que al realizar las seis primeras simulaciones, el desarrollo de C_m a lo largo de una vuelta completa es periódico, sin embargo, en los cuatro últimos puntos tomados, cuando la velocidad de giro del rotor sube de 7,5 rad/s, la gráfica para C_m empieza a comportarse de forma no periódica.

Se adjunta la gráfica de C_m obtenida para $\omega = 8$ rad/s, es decir, $TSR = 1,517$.

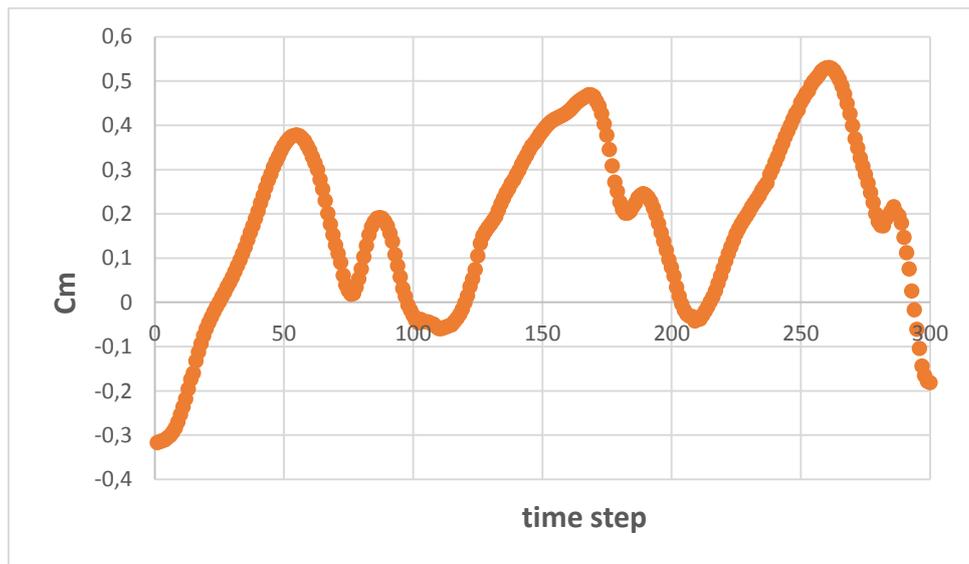


Imagen 3.38 C_m en una vuelta para $TSR=1,51$ con 300 time steps/vuelta

Por lo tanto estos cuatro puntos no deben aparecer en la gráfica al no ser fiables sus resultados, de modo que la gráfica obtenida para 300 *time steps* quedaría del siguiente modo:

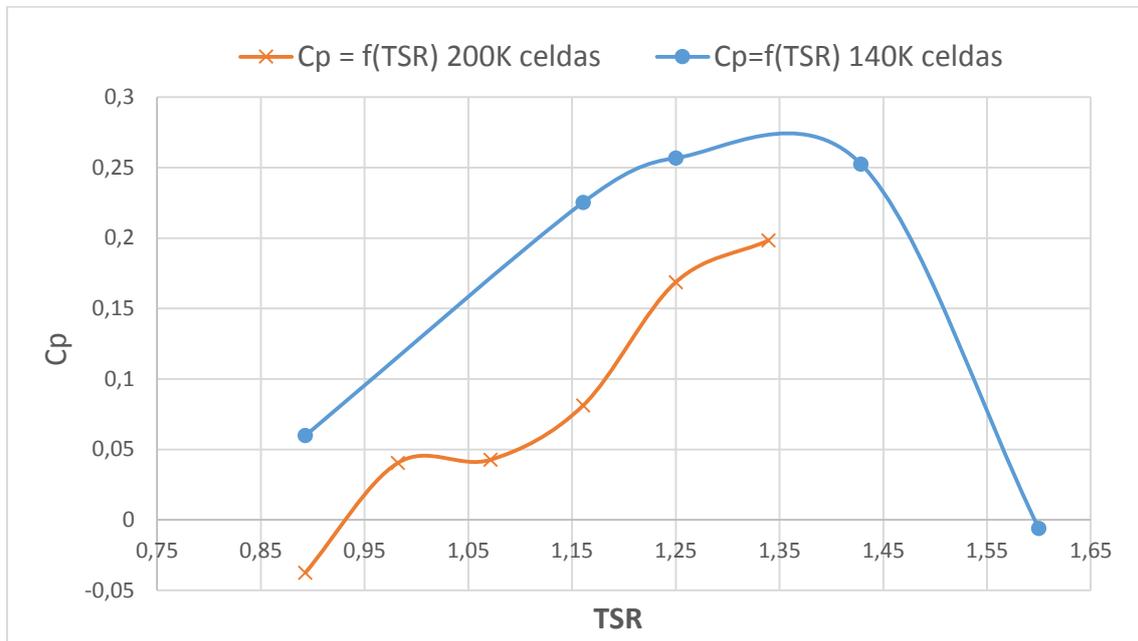


Imagen 3.39 Curvas de rendimiento para mallas de 140k y 200k celdas

Este problema, podría ser similar al problema encontrado al aumentar mucho el número de celdas de la malla, y por lo tanto, una posible solución al mismo es simular cada vuelta con un mayor número de *time steps* (900), de modo que el flujo no se salte ninguna celdas.

Cambiando este parámetro, se vuelven a simular los 10 puntos para obtener una nueva gráfica. Los resultados y la nueva curva característica se pueden ver en la *Tabla 3.2*.

Tabla 3.2 Puntos de la curva de rendimiento, tomando 900 *time steps*/vuelta.

TSR	C_m	C_p
0,89285714	-0,06598939	-0,05891909
0,98214286	-0,01655089	-0,01625534
1,07142857	0,0157567	0,01688218
1,16071429	0,15255538	0,1770732
1,25	0,118414	0,14801749
1,33928571	0,15940682	0,21349128
1,42857143	0,14816863	0,21166947
1,51785714	-0,00580115	-0,00880532
1,6	-0,04568845	-0,07310152
1,78571429	-0,03020816	-0,05394313

En este caso todos los puntos han sido simulados empleando 900 *time steps* por vuelta, se muestra la gráfica obtenida para C_m en el punto $\omega = 8 \text{ rad/s}$, es decir, $\text{TSR} = 1,517$. En este caso, los resultados ya salen periódicos y por lo tanto, los datos son fiables.

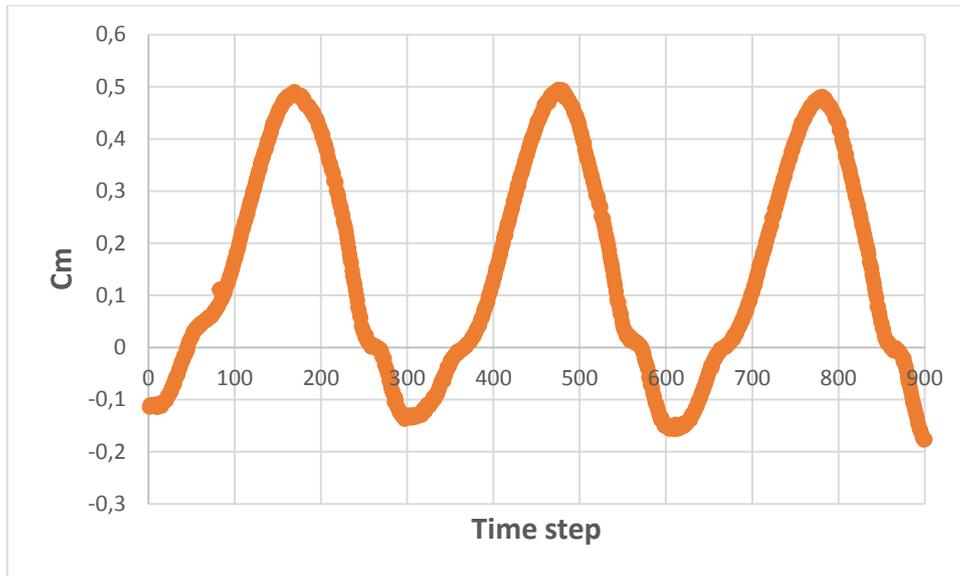


Imagen 3.40 C_m en una vuelta para $\text{TSR}=1,51$ con 900 *time steps*/vuelta

Una vez se ha comprobado que los resultados en todos los puntos son periódicos y por lo tanto, se pueden tomar como fiables, se presenta la nueva gráfica y se compara con la curva obtenida de forma experimental por [Lanzafame, 2014].

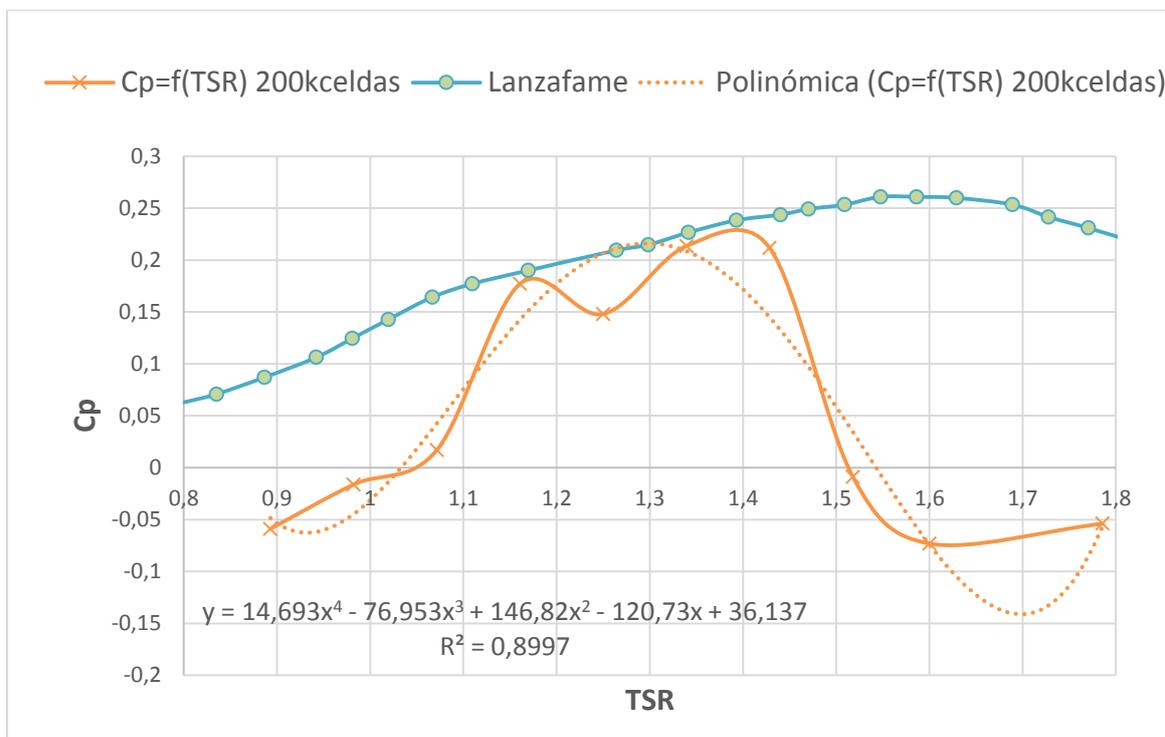


Imagen 3.41 Curvas de rendimiento para $\sigma=0,48$ y experimental.

El campo de funcionamiento del aerogenerador se mueve entre *Tip Speed Ratio* de 1,05 y 1,5 más o menos, obteniéndose su punto de diseño en el que se tiene un máximo rendimiento para un TSR de 1,33 aproximadamente, en este punto el coeficiente de potencia llega hasta 0,213. Este punto será por lo tanto, el punto de diseño para el aerogenerador formado por tres perfiles NACA 0015 con $\sigma = 0,48$.

A esta curva se le añade una línea polinómica de grado 4 que presenta un índice de correlación del 89,99%, por lo tanto, se ajusta muy bien a la curva real.

Trabajando entre los TSR en que la curva es positiva, el rotor es capaz de moverse sin aporte de energía, esta capacidad está relacionada con la fuerza tangencial que ejerce la corriente fluida sobre el álabe, la cual depende del espesor del mismo; cuanto mayor es el espesor de un determinado perfil, mayor es la fuerza tangencial que se ejerce sobre el mismo y en consecuencia, se tiene una mayor capacidad de autoarranque. Por lo general, los aerogeneradores son incapaces de obtener del aire toda la energía necesaria para arrancar, de modo que se hace necesario el empleo de otro aerogenerador, generalmente del tipo Savonius. Este aerogenerador auxiliar, aporta un par de arranque al generador H-Darrieus necesario para arrancar y que este último es incapaz de obtener.

La curva característica representa el coeficiente de potencia, C_p , en función del TSR, dicho de otra manera, indica el rendimiento del aerogenerador. En este caso, se tiene un rendimiento máximo del 21%, el cual no es lo suficiente bueno que se podría esperar si se analizan los valores entre los que se mueven este tipo de generadores y el límite teórico, presentado en el *Apartado 1.4* en el que se habla de la Ley de Betz.

Si se compara la curva obtenida con la experimental de [Lanzafame, 2014] se observa que en todos los puntos se encuentra por debajo, ya que la curva experimental llega hasta valores de 0,25 y tiene unas pendientes mucho más suave. Estas diferencias pueden ser debidas a que las condiciones en las que se realizaron los experimentos no se corresponden con las condiciones impuestas en las simulaciones realizadas para este trabajo, en las simulaciones realizadas se toma una intensidad turbulenta a la entrada del 10%, sin embargo, [Lanzafame, 2014] emplea una intensidad turbulenta de tan solo 0,1%.

Todas las gráficas obtenidas para cada punto simulado para construir la curva característica antes presentada, son adjuntadas en el *Anexo II*.

3.6. Patrón de flujo.

Una vez obtenida y analizada la curva característica del aerogenerador con grado de solidez, σ , de 0,48, se ha visto que el punto de diseño del rotor para este grado de solidez se encuentra en un valor cercano a $TSR = 1,33$.

Para este punto se deben tomar datos de distintos parámetros y distintos contornos, con el objetivo de analizar el patrón de flujo de la corriente de aire que incide sobre los álabes, y finalmente en la estela. En la estela, la corriente de aire se encuentra perturbada como resultado de su paso por el rotor, y por lo tanto, estará formada por una serie de torbellinos.

El hecho de que existan unas turbulencias en la estela es un fenómeno perjudicial para el funcionamiento del aerogenerador si la estela de uno de los alabes afecta a la entrada del alabe al que precede.

En este apartado, se emplea *Fluent v.6.3.26*. para poder analizar el comportamiento de la corriente fluida al atravesar el aerogenerador. Para poder hacer esto se obtienen los contornos deseados, mediante la opción *Display Contourns*, para luego poder comparar estos contornos para todas las posiciones será necesario emplear el mismo rango de valores en todos.

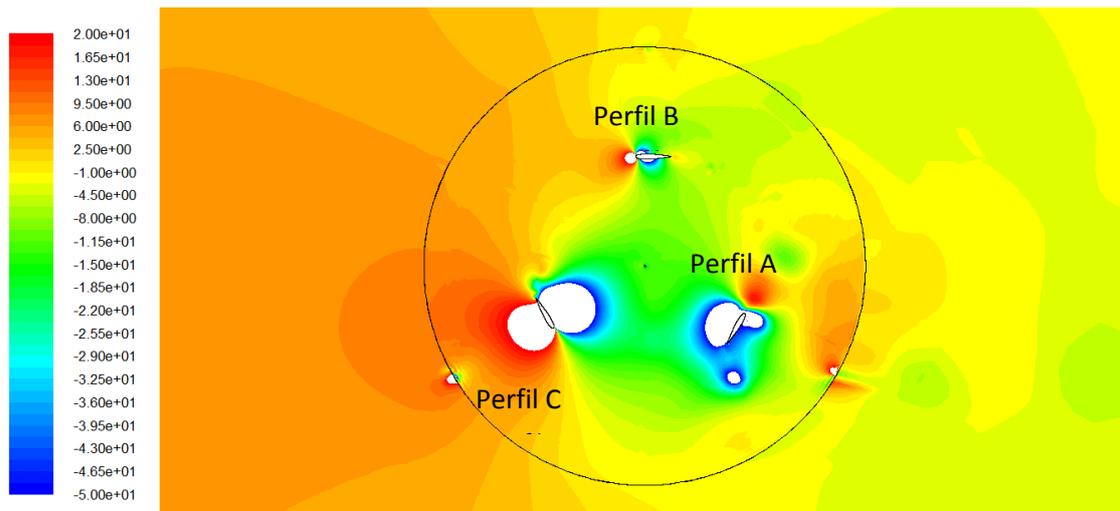
Primeramente, se obtienen los contornos de presión y vorticidad, con el propósito de identificar las distintas perturbaciones que se producen en la corriente en su paso por el aerogenerador. En segundo lugar, se va a realizar un análisis vectorial para analizar la capa límite y ver en qué parte de cada perfil se produce su desprendimiento, para las distintas posiciones.

3.6.1. Contornos de presión.

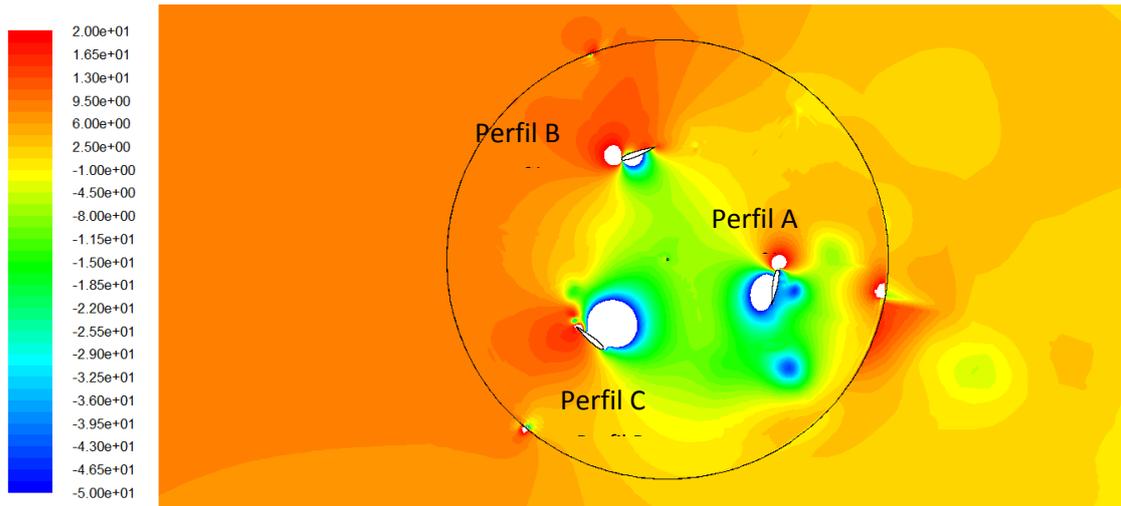
Se toman y presentan los contornos de presión en el rotor, en distintas posiciones. El objetivo es conocer cuál es el comportamiento a lo largo de toda una vuelta, si éste es periódico y finalmente, si los resultados son lógicos.

Con el objetivo de poder comparar los contornos de las distintas posiciones, se emplea el mismo rango de presiones, que estará entre -50 Pa y 20 Pa con respecto a la presión de referencia (101325 Pa), empleándose 40 niveles entre ambos valores.

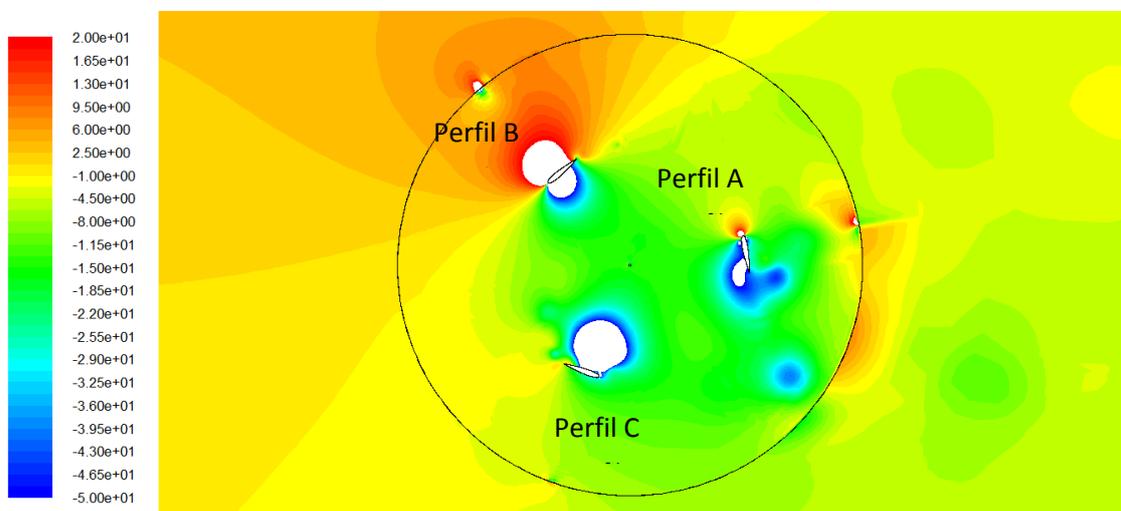
El comportamiento a lo largo de una vuelta es periódico, repitiéndose tres veces el mismo patrón, por lo tanto, solo se analiza un giro de 120 grados, tomándose una imagen cada 20° de giro del rotor. De este modo se permite analizar otras posiciones a las que se suelen analizar normalmente, ya que en otros trabajos las posiciones analizadas son 0, 60 y 120 grados.



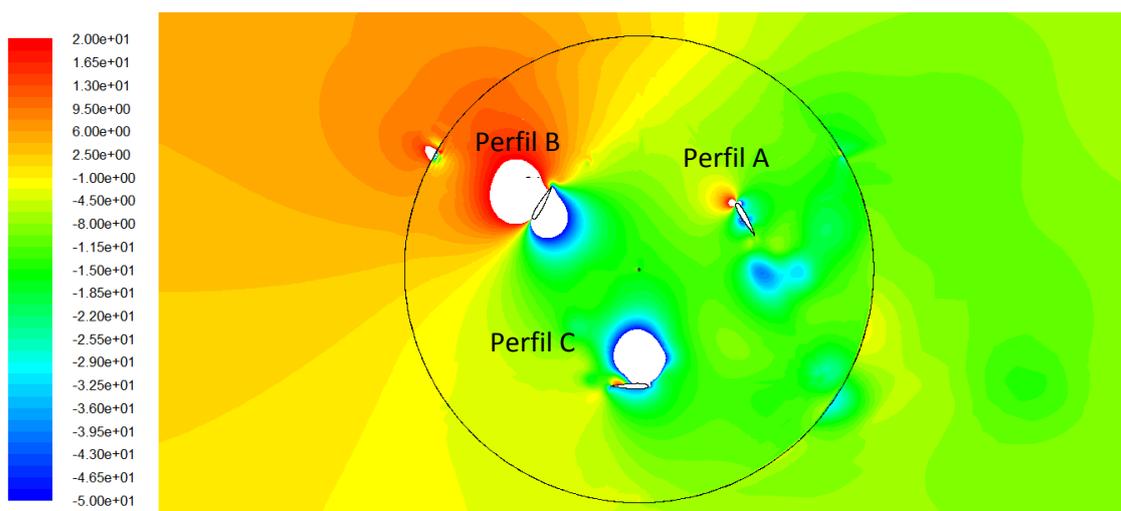
Posición 0°



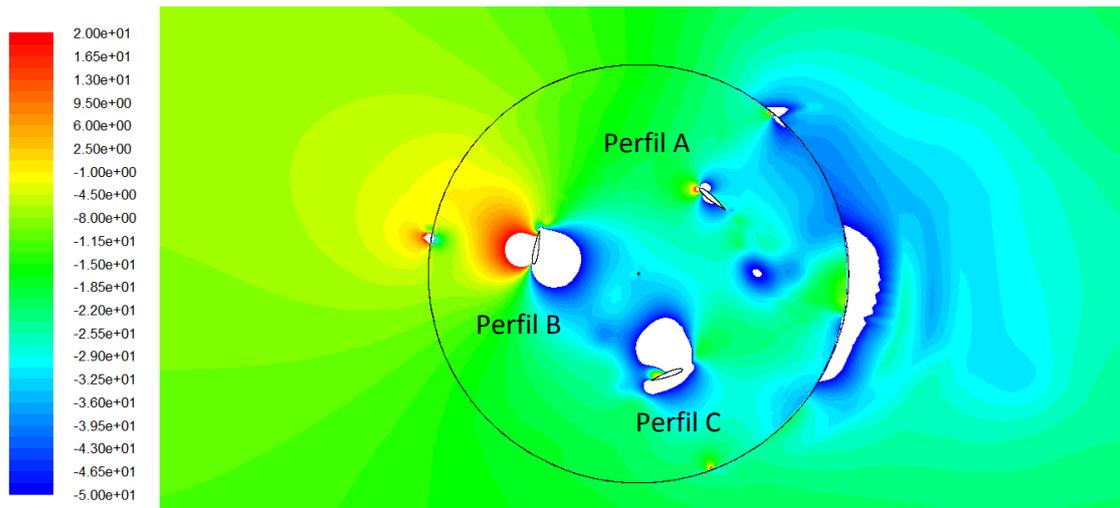
Posición 20°



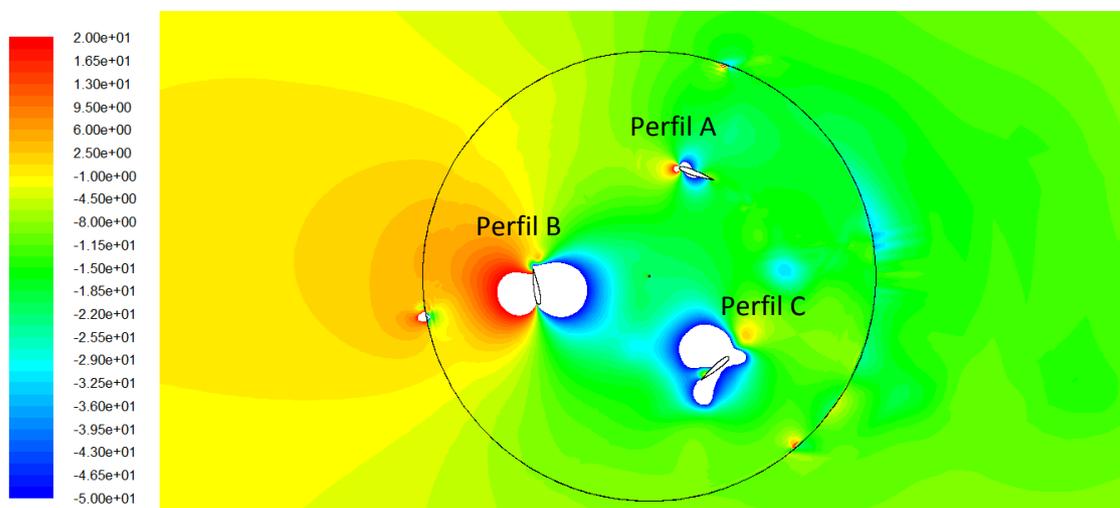
Posición 40°



Posición 60°



Posición 80°



Posición 100°

Imagen 3.42 Contornos de presión para $\sigma=0,48$, en las posiciones 0, 20, 40, 60, 80 y 100 grados.

En algunas de las imágenes aparecen zonas blancas, esto es debido a que se encuentran fuera del rango tomado de presiones, serán zonas de baja presión si se encuentran rodeadas de azul de alta presión si están rodeadas de rojo.

Como ya se ha indicado, el análisis se realiza en el punto de diseño, $TSR= 1,33$, el cual se corresponde con una velocidad de giro $\omega = 7,5$ rad/s para el modelo simulado. En las imágenes para 0°, 20° y 40° se puede observar que se han desprendido varios torbellinos que se encuentran en la estela (zonas de baja presión, mostradas de color verde) y que se produce una zona de bajas presiones después del paso del aire por el álabe (zonas coloreadas en azul).

Se puede apreciar que para todas las posiciones existe un álabe que es el que más contribuye al giro del rotor, se le puede diferenciar porque es en aquel en que más fácil se percibe el Intradós y Extradós, es decir, aquel en el que más diferencia de presiones existe entre sus caras. Para la posición de 0° y 20°, el Perfil C es el que más contribuye al giro del rotor, y para las posiciones de 40°, 60°, 80° y 100° el perfil que más aporta al giro es el Perfil B.

Para cada una de esas posiciones, los otros dos perfiles contribuyen al giro en menor nivel, pudiendo llegar a ser negativa su contribución, esto se produce cuando en el entorno del álabe existe un torbellino que disminuye la zona de presiones máximas, o bien por que las presiones que se ejercen sobre el álabe lo harían girar en sentido contrario. Por ejemplo, para 0°, el Perfil C es el que más aporta al giro, mientras que la contribución del Perfil A está reducida por la existencia de una zona de bajas presiones que rodea al álabe; en cuanto al Perfil B, las presiones ejercidas sobre el mismo se oponen al giro; en la posición de 20°, los perfiles B y C aportan sustancialmente al giro del rotor, por el contrario, las presiones sobre el Perfil A no ayudan al giro; en la posición de 40°, es el Perfil B el que hace girar el rotor, y en menor medida el Perfil C.

En la *Tabla 3.3* se muestra un resumen de las posiciones en las que se encuentran Intradós y Extradós para cada álabe y cada posición.

Tabla 3.3 Zonas correspondientes a Intradós y Extradós, en función de la posición, para $\sigma=0,48$.

Posición	Cara	Perfil A	Perfil B	Perfil C
0°	Interior	-	-	Extradós
	Exterior	-	-	Intradós
20°	Interior	-	Extradós	Extradós
	Exterior	-	Intradós	Intradós
40°	Interior	-	Extradós	Extradós
	Exterior	-	Intradós	Intradós
60°	Interior	-	Extradós	Extradós
	Exterior	-	Intradós	Intradós
80°	Interior	-	Extradós	-
	Exterior	-	Intradós	-
100°	Interior	-	Extradós	-
	Exterior	-	Intradós	-

En algunos de los casos, la diferencia entre Intradós y Extradós no está clara, ya que en los contornos no se puede apreciar bien, por esa razón alguna de las casillas aparecen vacías.

3.6.1.1. Presión en los perfiles.

Como suplemento a los contornos de presión obtenidos se adjuntan las gráficas de presión en todos los perfiles. En primer lugar se obtiene la gráfica para la posición de 0°.

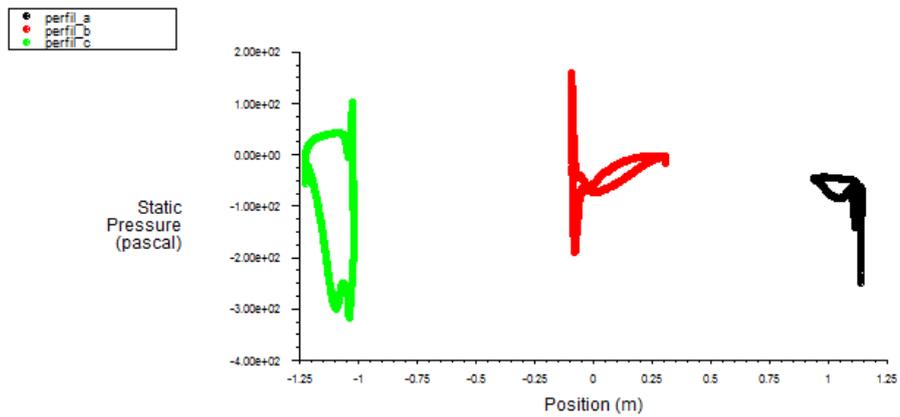


Imagen 3.43 Presión en los perfiles para la posición de 0°

Y para la posición de 60 grados.

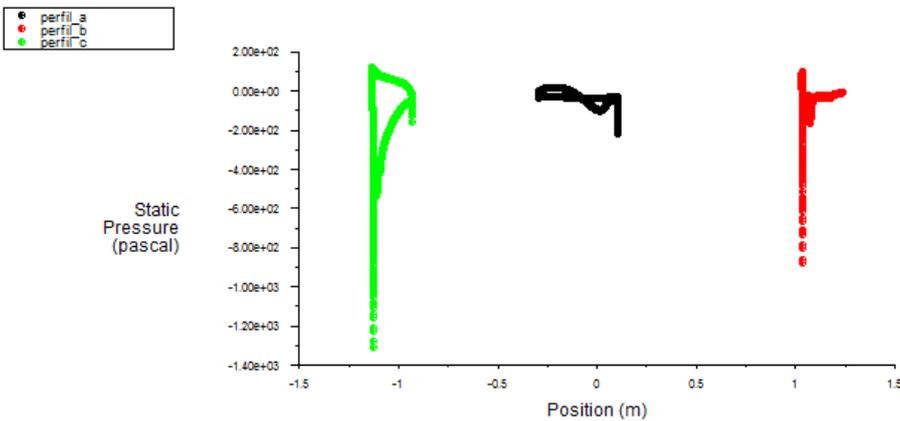


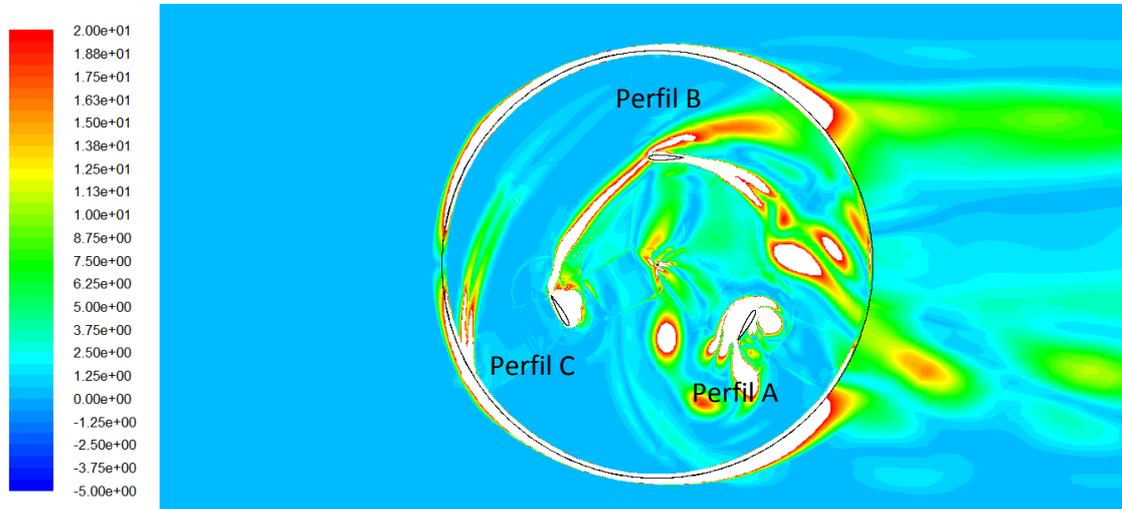
Imagen 3.44 Presión en los perfiles para la posición de 60°

Para la posición correspondiente a 0°, existe una diferencia de presiones entre distintos puntos de cada perfil, por lo que los 3 álabes contribuyen al giro del rotor, sin embargo, para la posición de 60°, todos los puntos del Perfil A se encuentra a una presión muy similar y por lo tanto, este no aporta mucho al giro del rotor.

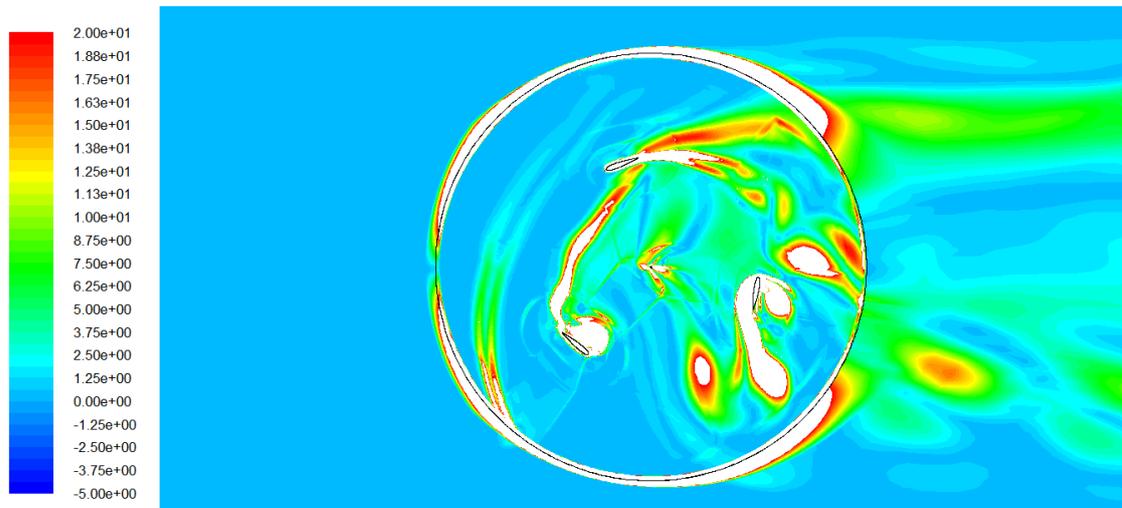
Para la posición que el Perfil B se encuentra a 0° respecto del eje vertical, el Perfil C se encuentra a 60° respecto de dicho eje, siendo en este álabes, muy clara la diferencia entre Intradós y Extradós, como se puede apreciar en la *Imagen 3.42*. Si se analiza la gráfica de presiones obtenida para este punto, y se estudian los puntos asociados al Perfil C, este es el álabes que más diferencia de presiones presenta entre sus caras, como se ve en los contornos, tomando estas presiones valores desde -300 Pa hasta 100 Pa, respecto de la presión de referencia.

3.6.2. Contornos de vorticidad.

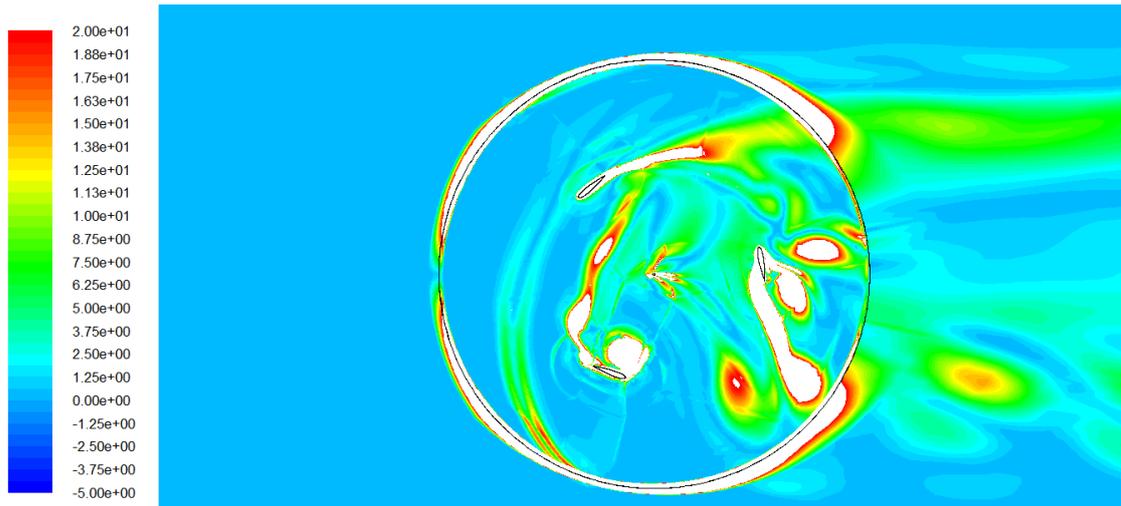
Se obtienen los contornos de vorticidad para todas las posiciones del aerogenerador, empleándose un rango entre -5 s^{-1} y 20 s^{-1} , y 40 niveles de colores entre ambos valores. Estos parámetros deben ser iguales para todos los contornos, de modo que sean fácilmente comparables.



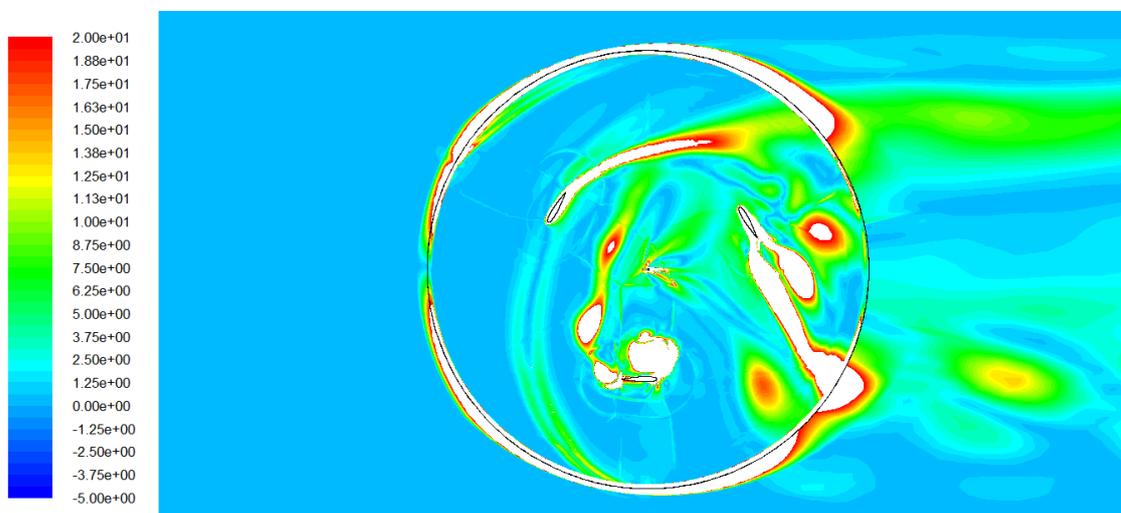
Posición 0°



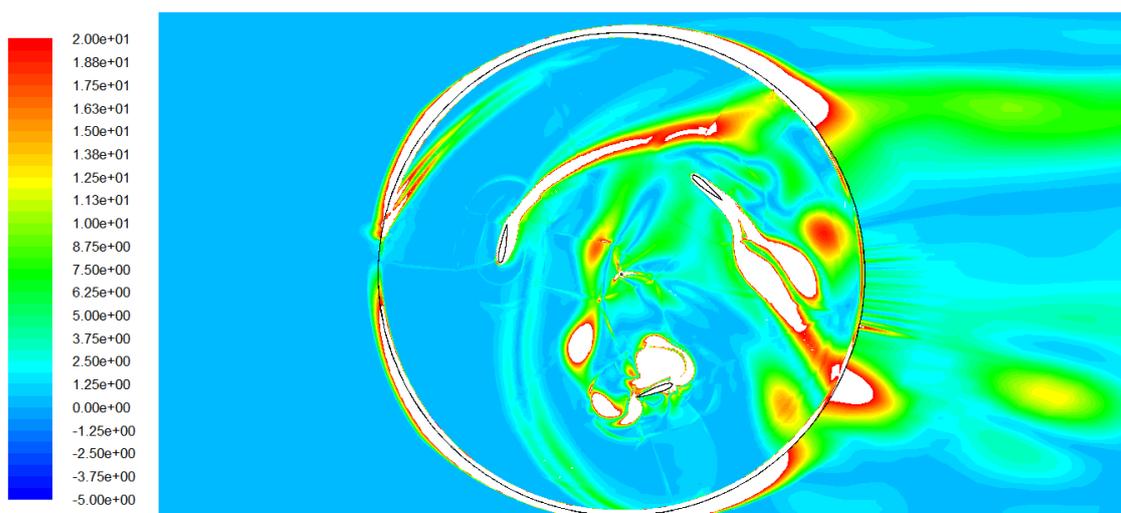
Posición 20°



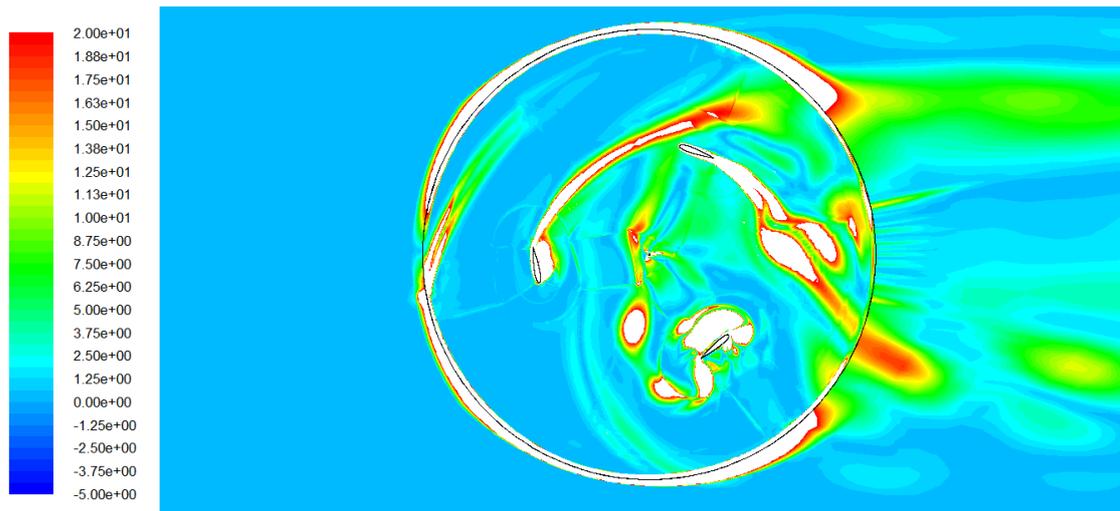
Posición 40°



Posición 60°



Posición 80°



Posición 100°

Imagen 3.45 Contornos de vorticidad para $\sigma=0,48$, en las posiciones 0, 20, 40, 60, 80 y 100 grados.

Igual que para los contornos de presiones, aparecen zonas en color blanco ya que se encuentran fuera del rango de valores establecido, son de máxima vorticidad si se encuentran rodeados de rojo y de mínima vorticidad si están rodeados de azul. Las zonas de mayor vorticidad son las estelas ya que están formadas por torbellinos, las cuales aparecen coloreadas en las figuras de la *Imagen 3.45* en color rojo o blanco rodeado de rojo.

En los contornos presentados aparece una zona de máxima vorticidad en el contorno del rotor, no hay ninguna estela alrededor de la circunferencia que separa las mallas fija y móvil, por lo tanto, en esa zona se ha creado una *Interface* que delimita ambas zonas, es decir, existe una discontinuidad por la cual se genera una distorsión en los contornos de vorticidad.

Esta distorsión alrededor del rotor no afecta al funcionamiento del aerogenerador y por lo tanto, no interfiere en los resultados obtenidos y es fácilmente identificable.

En primer lugar se analizan las estelas que producen los álabes independientemente, donde se puede ver que la posición más desfavorable es la posición correspondiente a 0°, puesto que la estela del Perfil C incide directamente sobre el Perfil B, afectando al rendimiento del mismo. También se puede ver que el Perfil A se encuentra en una zona de máxima vorticidad (mínima presión), lo cual afecta negativamente a su contribución al giro del rotor, hasta que se llega a la posición correspondiente a 60°, momento a partir del cual su funcionamiento es correcto.

Después del Perfil A, en el Perfil C se produce la misma situación al pasar por esas posiciones, por lo que se puede obtener la conclusión de que cuando el álabes se encuentra entre ángulos de 270 y 360° respecto del eje vertical, su rendimiento es malo. Por el contrario, en los primeros 90° de giro del perfil, respecto del eje vertical, es cuando mejor funcionamiento posee y cuando se produce una estela más clara y definida.

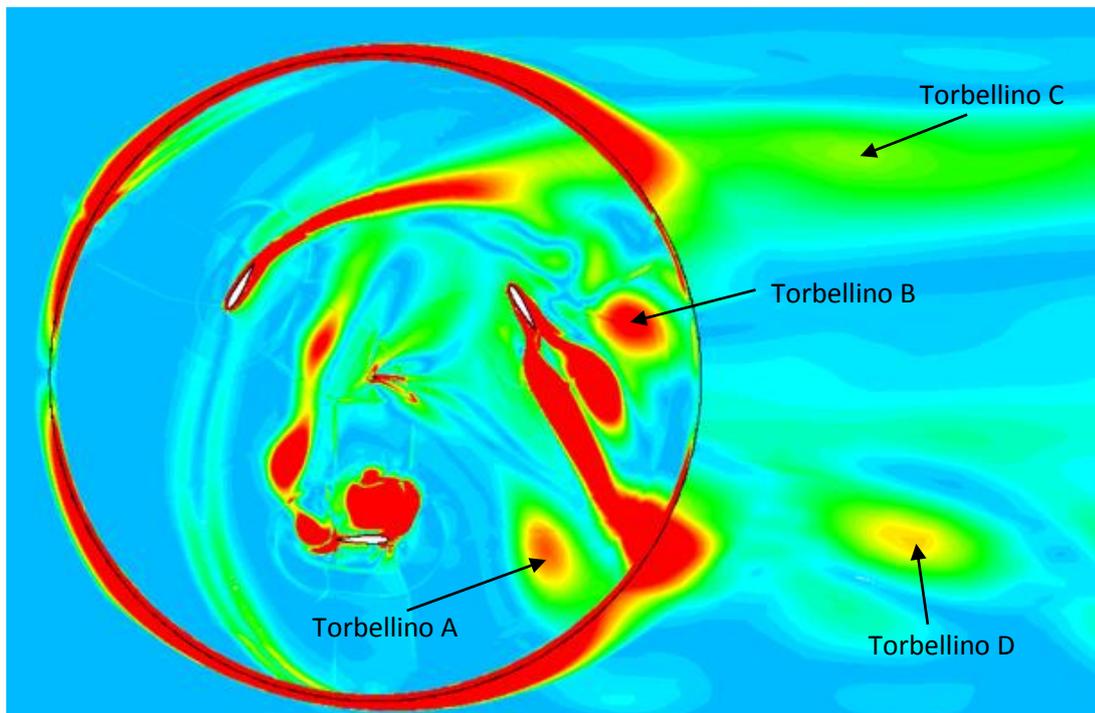


Imagen 3.46 Torbellinos producidos en el paso del aire por el rotor del aerogenerador

También se pueden apreciar torbellinos puntuales tanto en la Zona 1 como en la Zona 2, que se pueden distinguir por ser zonas de alta vorticidad, por esta razón, en segundo lugar se va a estudiar la estela producida por el aerogenerador. En la *Imagen 3.46* se señalan cuatro torbellinos que se pueden diferenciar muy claramente, estos torbellinos se desprenden de la estela generada por cada uno de los perfiles, Torbellinos A y B, y posteriormente pasan a formar parte de la estela del aerogenerador, como los Torbellinos C y D.

A continuación, en la *Imagen 3.47* se presenta la estela producida por el rotor en la posición de 0° y 60° , diferenciándose las distintas partes de la misma.

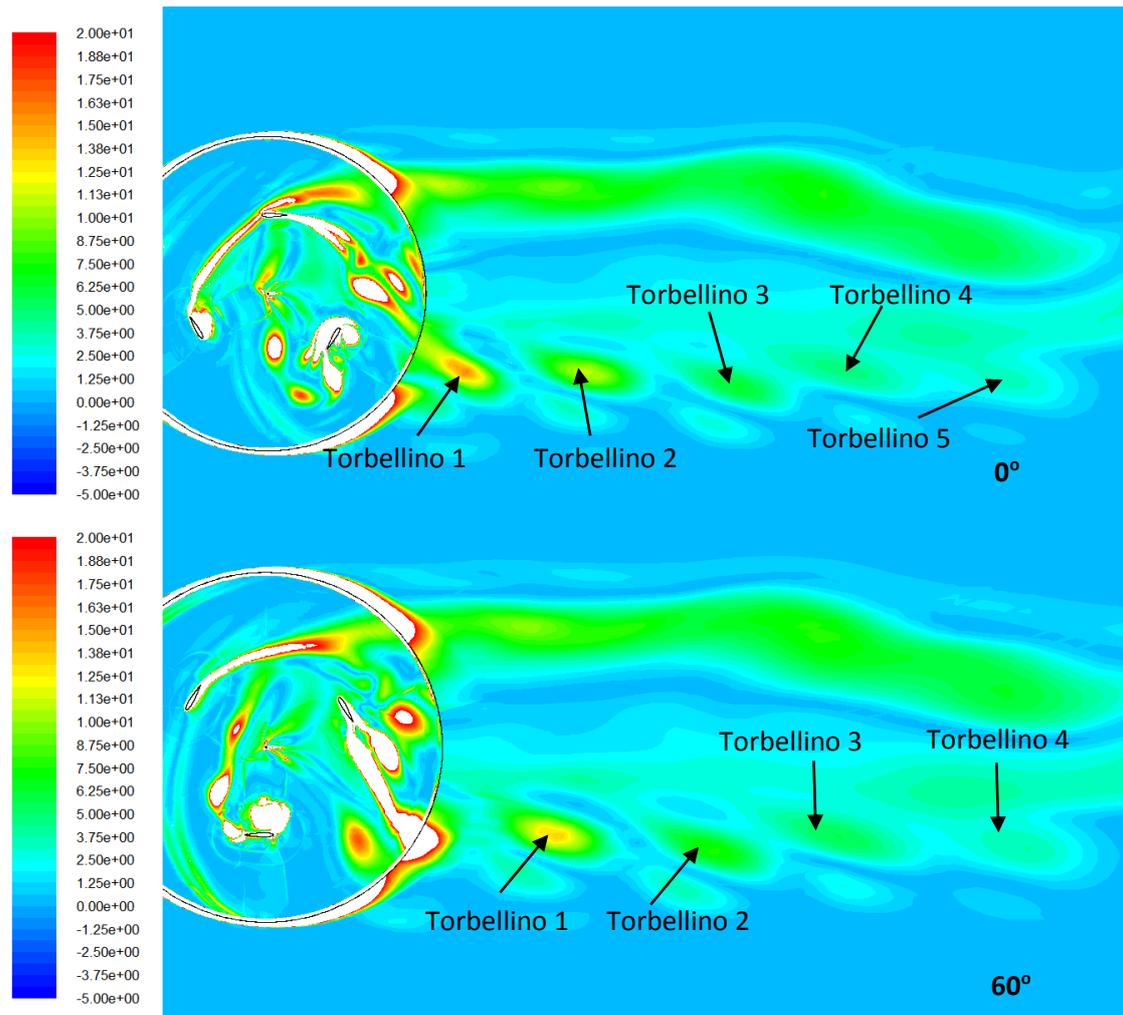


Imagen 3.47 Torbellinos en la estela producida por el aerogenerador

Centrando el análisis en el estudio de los torbellinos producidos, en la estela se pueden apreciar dos zonas bien diferenciadas en las que aparecen estos fenómenos. En la parte izquierda de la estela, los torbellinos se encuentran más juntos entre sí, por lo tanto, solo se ve una única zona de altas vorticidades, por contra, en la parte derecha de la estela, los torbellinos se encuentran bastante más separados.

En la *Imagen 3.47*, se aprecian 5 torbellinos en la estela y un torbellino que se está desprendiendo de la estela generada por el Perfil A. La frecuencia con la que se desprenden los torbellinos debe ser como mínimo la frecuencia de solape, dicho de otra manera, tres veces por cada vuelta, y estos se desprenden cuando uno de los tres perfiles se encuentran en posición 0° (posición más desfavorable, como se comentó anteriormente). Si se compara la estela para las dos posiciones del rotor, se puede apreciar que los torbellinos se van alejando del rotor y perdiendo intensidad turbulenta, es decir, disipándose a medida que se alejan del rotor.

En la posición correspondiente a 60° se puede apreciar como un torbellino procedente de la estela generada por el Perfil A está a punto de desprenderse. Para la posición de 60 grados, se crea un punto en el centro de los torbellinos 1 y 2 y se obtiene una gráfica de las velocidades en dichos puntos que se presenta en la *Imagen 3.48*.

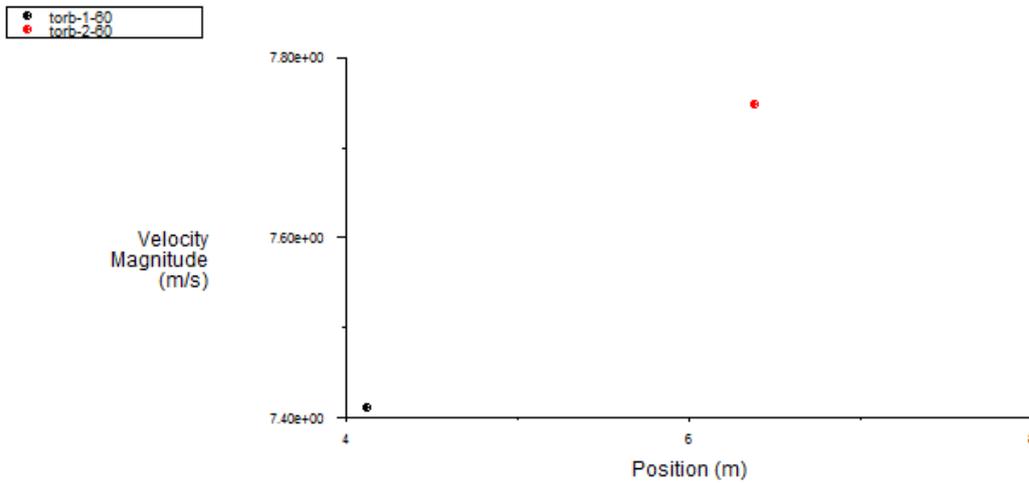


Imagen 3.48 Velocidad en el centro del torbellino 1 (negro) y torbellino 2(rojo)

Es muy claro que la velocidad en el torbellino 2 (Rojo) es muy superior a la del torbellino 1(Negro), a partir de estos datos se calcula el número de Strouhal, mediante la Ecuación 7.

$$St = \frac{\omega \cdot L}{U}$$

$$U = V_{viento} = 7 \text{ m/s}; V_{t1} = 7,41 \text{ m/s}; V_{t2} = 7,75 \text{ m/s};$$

$$X_{t1} = 4,1 \text{ m}; X_{t2} = 6,5 \text{ m};$$

$$St_1 = \frac{V_{t1} - V_{t2}}{U} = \frac{7,41 - 7,75}{7} = -0,0486$$

$$St_2 = \frac{V_{t1}/(X_{t2} - X_{t1})}{U} = \frac{7,41/(6,5 - 4,1)}{7} = 0,441$$

En ambos caso, el número de Strouhal tiene un valor menor a la unidad, y por lo tanto, esto indica que en ambos torbellinos predomina el comportamiento estacionario.

4. Influencia del grado de solidez del aerogenerador.

El objetivo de este capítulo es comparar el comportamiento del rotor con distintos grados de solidez.

El siguiente paso es estudiar la influencia del grado de solidez sobre un rotor formado por tres perfiles simétricos NACA 0015, para lo cual se deben obtener las curvas de rendimiento del mismo, con diferentes grados de solidez. En este trabajo, se va a reducir el grado de solidez del rotor y estudiar el comportamiento del mismo para grados de solidez de 0,4 y 0,3.

El método de trabajo a seguir será el mismo que en el *Capítulo 3*, con la diferencia de que se van a analizar solo cinco puntos (en comparación con los diez puntos obtenidos en el modelo inicial), para cada uno de los dos modelos a estudiar.

4.1. Metodología para disminuir el grado de solidez.

El grado de solidez es un parámetro adimensional mediante el que se define la densidad de distribución de los perfiles, es decir, expresa la fracción de área del rotor que ocupan los álabes. Este parámetro ya se definió en el *Apartado 2.1.1.3 (Página 19)*, el cual depende directamente del número de álabes y cuerda, e inversamente depende del radio del rotor. Se vuelve a adjuntar la *Ecuación 3* expuesta en el *Capítulo 2*.

$$\sigma = \frac{Z \cdot b \cdot c}{2 \cdot r \cdot b} \quad (3)$$

La envergadura aparece tanto en el numerador como en el denominador, por lo tanto no tiene influencia en la fórmula, el número de álabes será fijo y no se puede variar; por lo tanto las dos opciones que se pueden tomar para disminuir la solidez del aerogenerador son aumentar el radio del rotor o disminuir la cuerda del perfil aerodinámico.

En este caso se opta por aumentar el radio del rotor hasta obtener los grados de solidez adecuados para analizar. Tras haber trabajado con grado de solidez igual a 0,48, el siguiente valor de este parámetro adimensional con el que se va a trabajar es $\sigma = 0,4$.

$$r = \frac{Z \cdot b \cdot c}{\sigma \cdot 2 \cdot b} = \frac{3 \cdot 3 \cdot 0,4}{0,4 \cdot 2 \cdot 3} = 1,5m$$

Una vez se hayan realizado todas las simulaciones necesarias y se obtenga la gráfica correspondiente a $\sigma = 0,4$, habrá que aumentar más el radio hasta obtener una $\sigma = 0,3$.

$$r = \frac{Z \cdot b \cdot c}{\sigma \cdot 2 \cdot b} = \frac{3 \cdot 3 \cdot 0,4}{0,3 \cdot 2 \cdot 3} = 2m$$

Como ya se ha comentado anteriormente, el método de trabajo a seguir va a ser el mismo en todos y cada uno de los análisis llevados a cabo en el trabajo, por lo tanto, se realiza una serie de simulaciones siguiendo las mismas pautas, se obtienen los mismos parámetros de la misma forma y se tratan estos de manera idéntica. En comparación con los 10 puntos que se obtuvieron en el *Capítulo 3*, en este caso se van a obtener solo cinco puntos de la curva característica del aerogenerador, con el objetivo de obtener un punto C_m -TSR en cada uno de ellos, para posteriormente construir la curva C_p -TSR correspondiente a cada grado de solidez y estudiar la influencia de la misma en el comportamiento del aerogenerador. La razón por la que se pasa a obtener un menor número de puntos que para el modelo inicial es reducir el tiempo total invertido en la realización de simulaciones.

Todas las gráficas de comportamiento de C_m a lo largo de una vuelta, para cada TSR y para cada solidez, se adjuntan en el *Anexo II* del trabajo, presentándose aquí las curvas obtenidas y problemas encontrados en la consecución de las mismas.

4.2. Comparación con Grado de Solidez 0,4.

Este segundo modelo, con $\sigma = 0,4$, es muy similar al inicial, la única diferencia existente entre ambos es que el radio del rotor será mayor y por lo tanto tiene menor grado de solidez. El resto de parámetros y condiciones de contorno del modelo siguen siendo los mismos, de modo que los resultados sean comparables. La malla con la que se va a trabajar va a ser la misma, por lo tanto la resolución espacial es idéntica.

En la *Tabla 4.1*, se recogen las características geométricas del rotor del aerogenerador, así como las características de la malla de trabajo.

Tabla 4.1 Características del modelo y malla para $\sigma = 0,4$.

Radio rotor	r [m]	1,5
Envergadura	b [m]	3
Cuerda	c [m]	0,4
Área	A [m ²]	3,6
Nº de alabes	Z[-]	3
Grado de solidez	σ [-]	0,4
Nº celdas	-	198186
Nº caras	-	404599
Nº nodos.	-	205465

4.2.1. Curva característica.

En este caso, debido al alto coste computacional de cada simulación se opta por tomar la mitad de puntos, es decir, analizar solo 5 puntos ya que el objetivo principal es conocer cuál es la tendencia que se sigue al reducir el grado de solidez del rodete.

Se realizan todas las simulaciones y se obtienen los puntos presentados en la *Tabla 4.2*.

Tabla 4.2 Puntos de la curva característica para $\sigma = 0,4$.

TSR	C_m	C_p
1,17857143	-0,02145318	-0,0252841
1,39285714	0,10457374	0,145656277
1,60714286	0,03205922	0,051523742
1,82142857	-0,06128849	-0,1116326
2,14285714	-0,01862981	-0,03992102

La gráfica obtenida a partir de estos cinco puntos se presenta en la *Imagen 4.1*, que se adjunta a continuación, en la cual, además, se compara con la curva de rendimiento para un grado de solidez de 0,48.

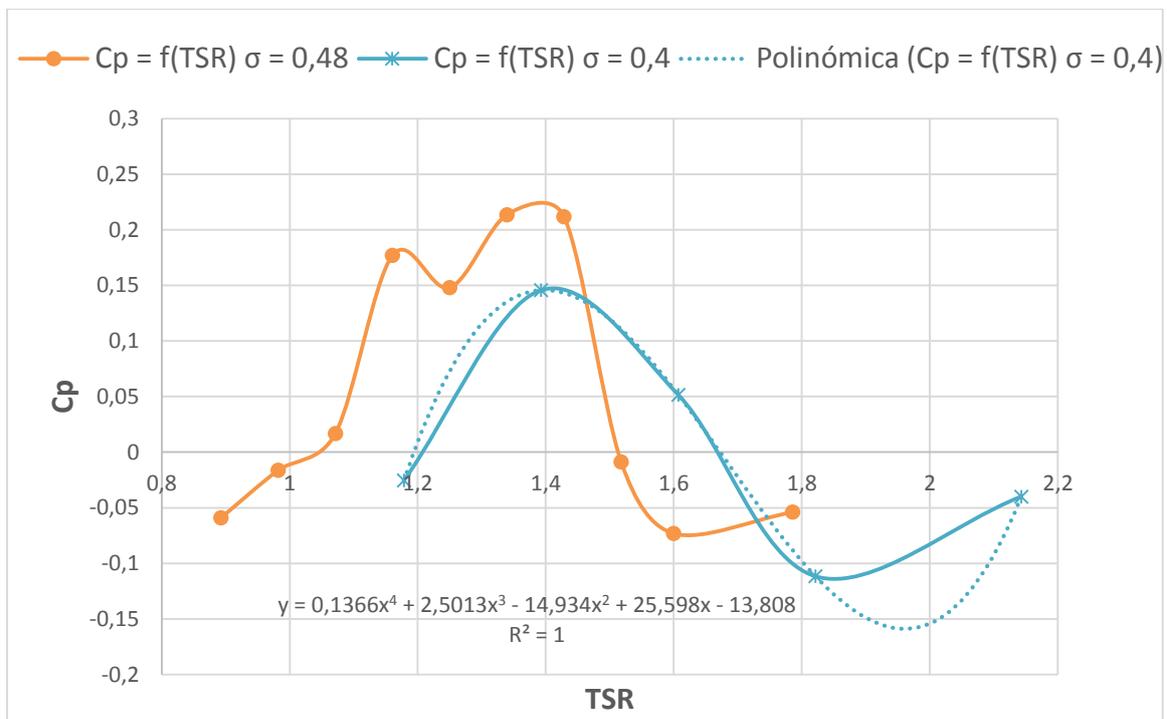


Imagen 4.1 Curvas de rendimiento para $\sigma=0,48$ y $\sigma=0,4$

En la gráfica mostrada en la *Imagen 4.1* se pueden ver dos curvas de rendimiento diferentes, para el mismo rotor con distintos grados de solidez, 0,48 y 0,4. Si se analizan las diferencias existentes al variar este parámetro, se puede llegar a la conclusión de que la curva C_p - TSR del aerogenerador se desplaza hacia la derecha, teniendo el aerogenerador su nuevo intervalo de funcionamiento con TSR entre 1,2 y 1,65 aproximadamente.

En segundo lugar, se aprecia un ligero aumento del TSR para el que se alcanza el valor máximo del C_p ($TSR = 1,392$), mientras que se puede observar una clara disminución del valor máximo de C_p , pasando este de 0,21 a 0,145.

Otro aspecto importante a destacar es el hecho de que se produce una variación en la forma de la curva, es decir, para una $\sigma = 0,48$ existía una zona más o menos "plana" de altos rendimientos, sin embargo, para este segundo valor del grado de solidez no existe esa zona sino que la curva sube rápidamente hasta su valor máximo y decrece rápidamente. Por lo tanto, se puede decir que para pequeñas variaciones en el TSR, se producen grandes cambios en el coeficiente de potencia obtenido, lo cual es un inconveniente y hace que el modelo con $\sigma = 0,48$ sea más interesante desde el punto de vista de la explotación comercial del aerogenerador, ya que nunca se va a tener una velocidad del viento constante.

Finalmente, igual que para el modelo de referencia, se intenta ajustar la curva obtenida mediante una línea de tendencia polinómica de grado cuatro, en este caso el nivel de regresión es del 100% por lo que se puede decir que se ajusta perfectamente a la obtenida mediante simulaciones. La ecuación de dicha curva es presentada en la *Imagen 4.1*.

Además, como suplemento a la comparación de las curvas características, se va a analizar los cambios inducidos en la curva de coeficiente de par, C_m , al variar el grado de solidez.

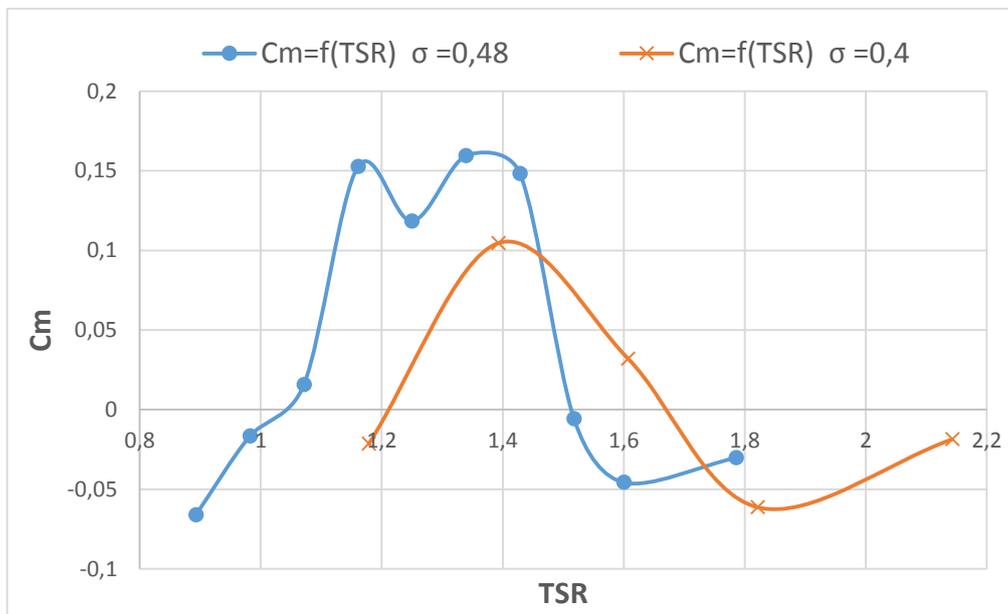


Imagen 4.2 Curvas de coeficiente de par para $\sigma=0,48$ y $\sigma=0,4$

En la gráfica presentada en la *Imagen 4.2*, se pueden observar los mismos máximos y las mismas tendencias que en la curva C_p -TSR, pero en este caso, estos máximos serán menores debido a que C_p se calcula multiplicando C_m por TSR.

4.2.2. Análisis de patrón de flujo.

En este apartado se va a trabajar de forma similar a lo realizado en el *Capítulo 3*, por lo que se va a analizar el patrón de flujo en las posiciones 0° y 60° para el punto de diseño del rotor, con el objetivo de poder comparar los resultados con los del modelo anterior.

Por trabajar de forma idéntica, se siguen analizando los contornos de presión y vorticidad. Hay que comentar que todos los contornos obtenidos y mostrados tienen el mismo rango y los mismos colores para que sean comparables.

Al igual que para el modelo anterior, se obtienen los contornos para el punto de diseño, que en este caso se encuentra para $TSR = 1,392$.

4.2.2.1. Contornos de presión en condiciones de diseño.

Se van a obtener los contornos de presión para las posiciones de 0° y 60° , y al igual que para el modelo anterior se emplea un rango de presiones comprendidas entre -50 Pa y 20 Pa, respecto de la presión de referencia escogida, 101325 Pa. Para comparar estos contornos con los del modelo de solidez $0,48$, se debe emplear los mismos colores y el mismo número de niveles, 40 .

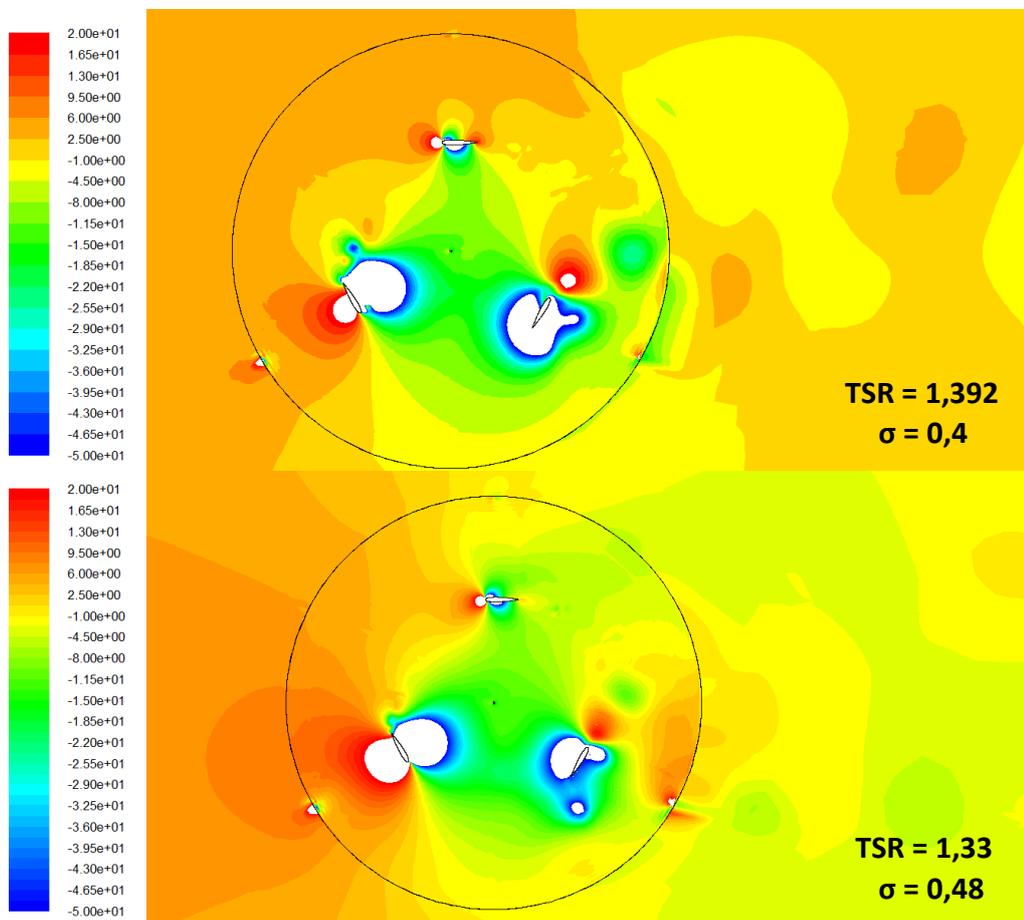


Imagen 4.3 Contornos de presión en condiciones de diseño, en posición 0° para $\sigma = 0,48$ y $\sigma = 0,4$

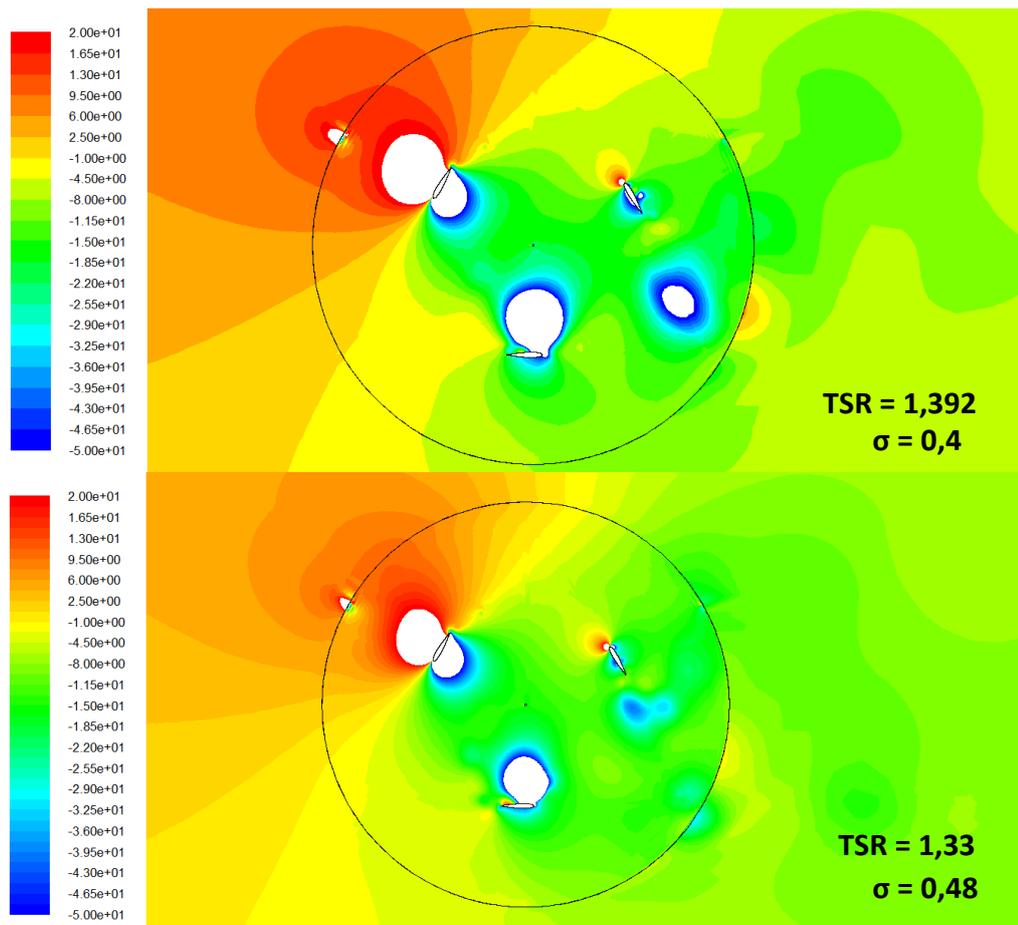


Imagen 4.4 Contornos de presión en condiciones de diseño, en posición 0° para $\sigma = 0,48$ y $\sigma = 0,4$

La disminución del grado de solidez de 0,48 a 0,4 no implica un cambio en las posiciones de intradós y extradós, respecto de lo que ocurre en el modelo numérico para $\sigma = 0,48$, recogido en la *Tabla 3.3*. Se puede ver que en algún álabe la diferencia de presiones entre sus caras se puede apreciar un poco mejor, pero no lo suficiente como para permitir afirmar donde se encuentran el intradós y extradós.

En lo que respecta al resto de aspectos, no existen grandes diferencias ya que los contornos son bastantes similares, con la única diferencia de que en este segundo modelo, se aprecian mejor algunos de los remolinos formados y las zonas de altas y bajas presiones (blanco rodeado con rojo o azul, respectivamente) son de mayor tamaño.

4.2.2.2. Contornos de vorticidad en condiciones de diseño.

Al igual que en los contornos de presión, se van a analizar y comparar los contornos de vorticidad de los modelo con $\sigma=0,48$ y $\sigma=0,4$, se establece una comparativa entre el tamaño y la influencia de los torbellinos formados, para cada uno de los grados de solidez.

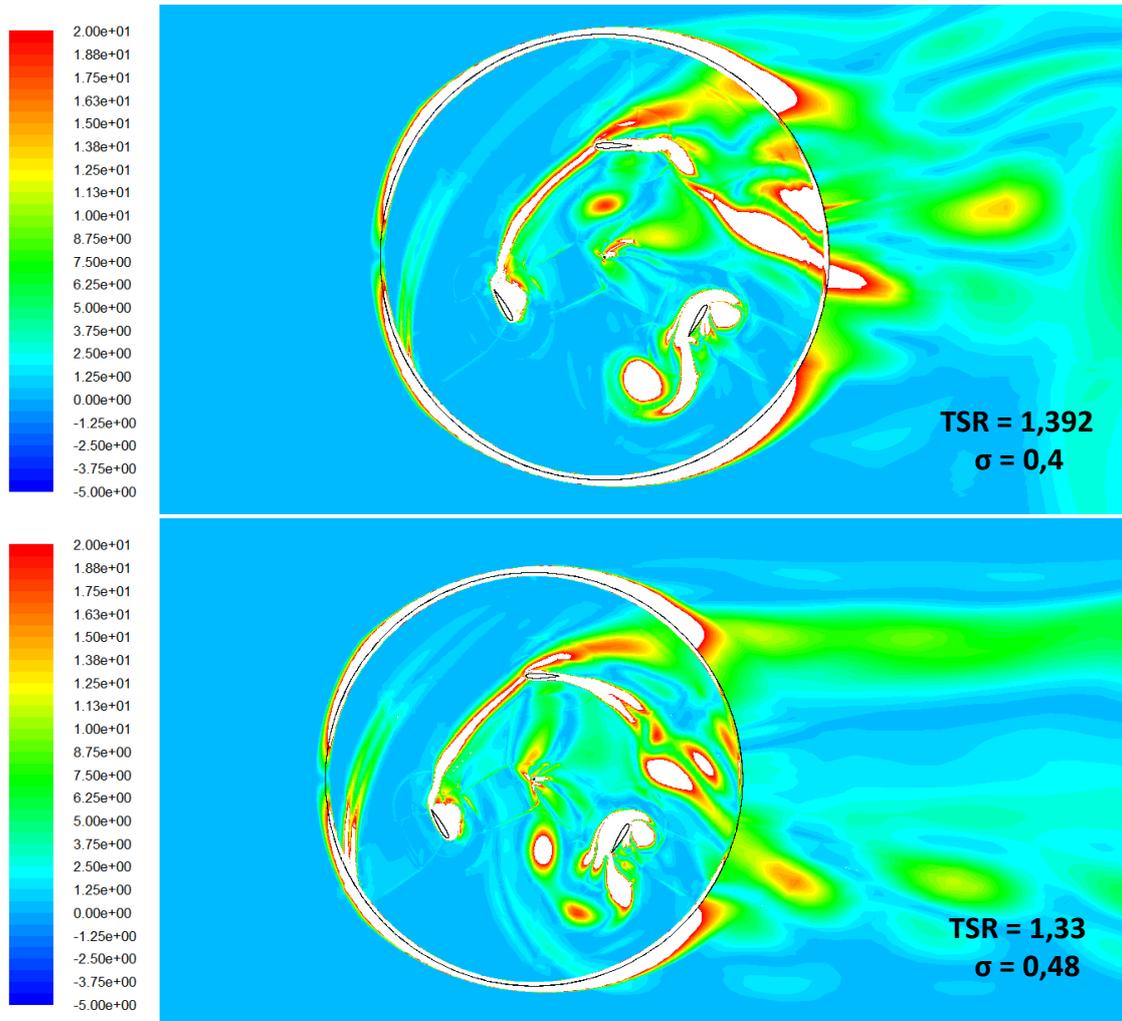


Imagen 4.5 Contornos de vorticidad en condiciones de diseño, en posición 0° para $\sigma=0,48$ y $\sigma=0,4$

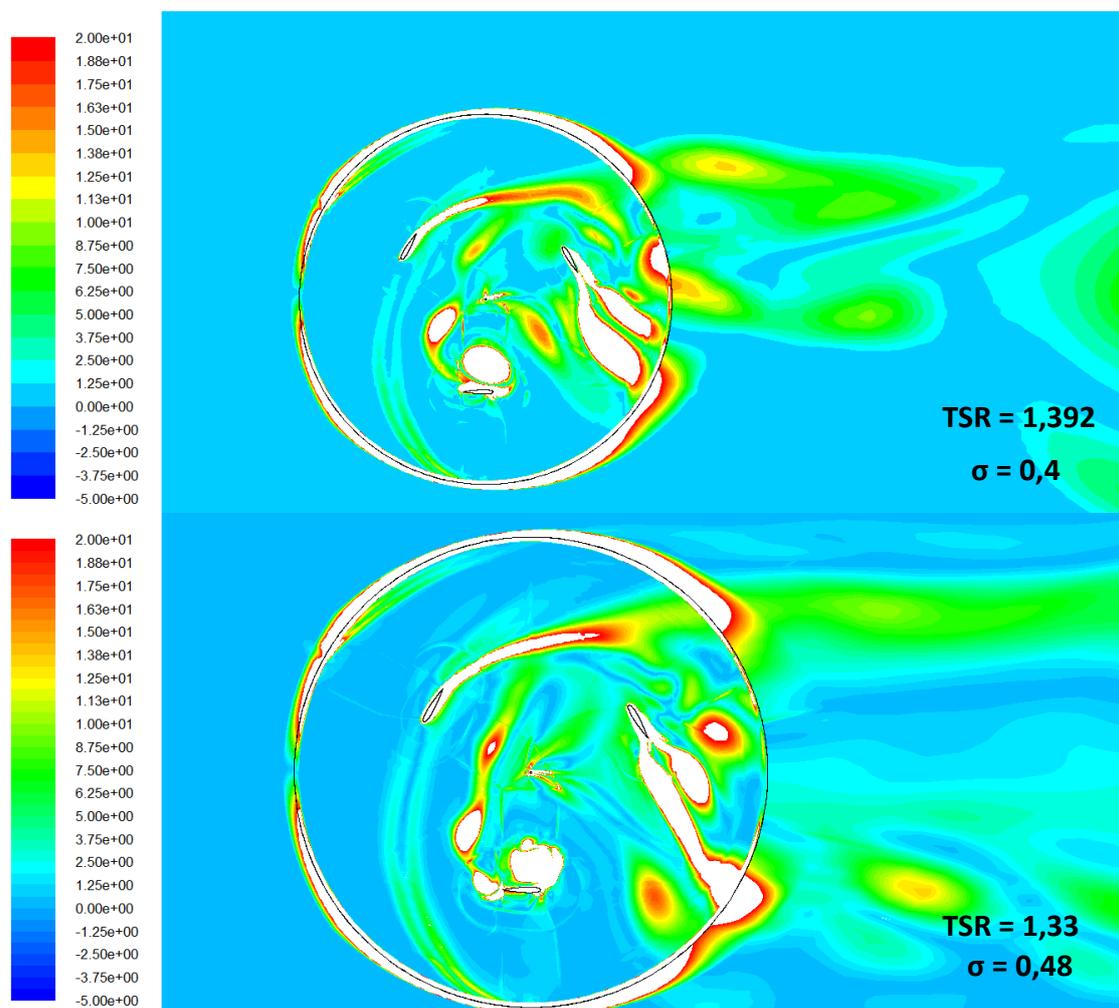


Imagen 4.6 Contornos de vorticidad en condiciones de diseño, en posición 60° para $\sigma = 0,48$ y $\sigma = 0,4$

Los contornos de vorticidad son muy similares, siendo resaltante el hecho de que no se producen dos estelas independientes, laterales, sino que la estela derecha se desplaza hacia la izquierda respecto de la dirección del flujo de aire, hasta casi unirse con la otra. Además, hay que añadir que la estela producida es de menor intensidad.

4.3. Comparación con grado de solidez 0,3.

Al igual que se ha realizado anteriormente en el *Apartado 4.2* se analiza un nuevo modelo en el que se sigue disminuyendo el grado de solidez del aerogenerador, en este caso se estudia el mismo con $\sigma = 0,3$.

En este caso también se van a realizar simulaciones en solo 5 puntos, los mismos que para el modelo con $\sigma = 0,4$, a partir de los cuales se obtienen las curvas correspondiente de C_m -*time step*, a partir de las cuales de obtiene el C_m promedio en la última vuelta para cada punto, y posteriormente el punto correspondiente C_p -TSR.

4.3.1. Curva característica.

Se emplean los mismos parámetros que anteriormente, únicamente siendo necesario variar los valores de referencia puesto que para este caso, se va a tener un radio de dos metros. En la *Tabla 4.3*. se recogen los valores característicos del modelo con grado de solidez de 0,3.

Tabla 4.3 Características del modelo y de la malla para $\sigma=0,3$

Radio rotor	r [m]	1,5
Envergadura	b [m]	3
Cuerda	c [m]	0,4
Área	A [m ²]	3,6
Nº de alabes	Z[-]	3
Grado de solidez	σ [-]	0,4
Nº celdas	-	198186
Nº caras	-	404599
Nº nodos.	-	205465

Se realizan todas las simulaciones y se obtienen los puntos de la curva característica presentados en la *Tabla 4.4*

Tabla 4.4 Puntos de la curva característica para $\sigma=0,3$

TSR	C_m	C_p
1,5714	0,0424	0,0667
1,8571	0,0467	0,0867
2,1428	0,0593	0,1271
2,4285	0,0908	0,2207
2,8571	-0,0391	-0,1119

A partir de estos puntos se obtiene la correspondiente curva para el coeficiente de potencia en función del TSR, y se compara la misma con la gráfica inicial obtenida para el primer modelo ($\sigma = 0,48$).

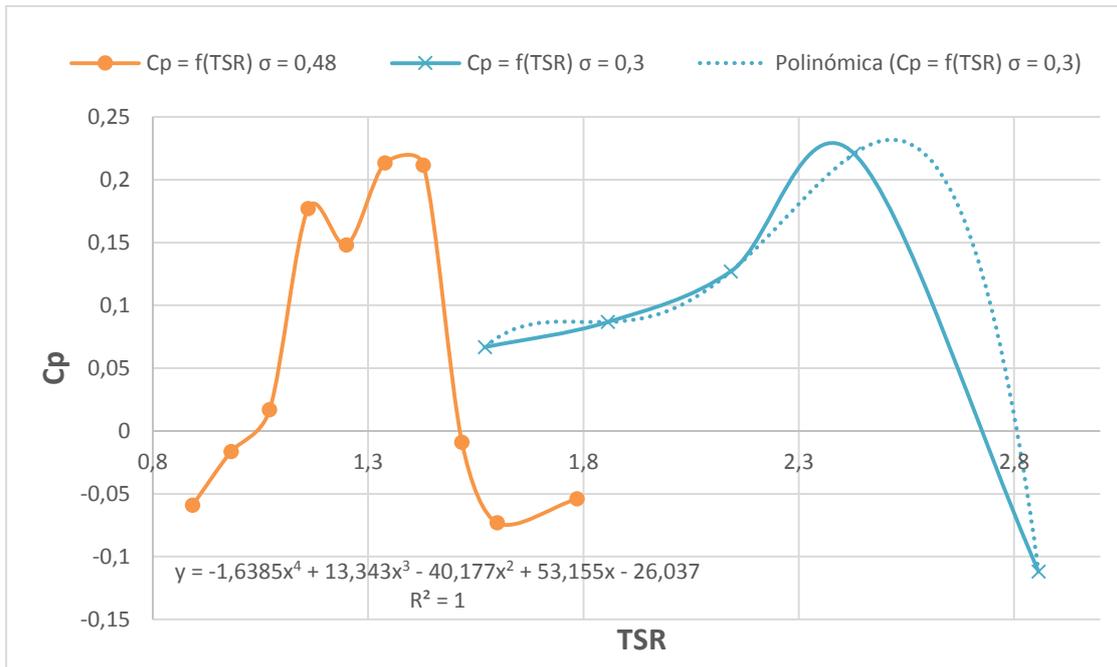


Imagen 4.7 Curvas de rendimiento para $\sigma=0,48$ y $\sigma=0,3$

En este caso, también se intenta ajustar la curva característica obtenida mediante una línea de tendencia polinómica de grado 4, la cual se ajusta perfectamente a la curva obtenida, con un $R^2= 1$; la ecuación de la línea de tendencia está presentada en la *Imagen 4.7*.

Resulta muy claro el hecho de que a medida que se reduce el grado de solidez del rotor, la curva C_p –TSR característica del aerogenerador se desplaza hacia la derecha, por lo tanto, el aerogenerador funcionará en TSR mayores.

Si se analiza la diferencia entre ambas gráficas, se ve que el máximo de ambas toma valores similares, de aproximadamente $C_p = 0,22$, que en este caso se produce para un $\text{TSR} = 2,428$, el cual es muy alto, y hace que el rendimiento tome ese valor, esto significa que C_m en ese punto es considerablemente menor al C_m máximo para el modelo con grado de solidez de 0,48. Se representa C_m –TSR en la *Imagen 4.8*.

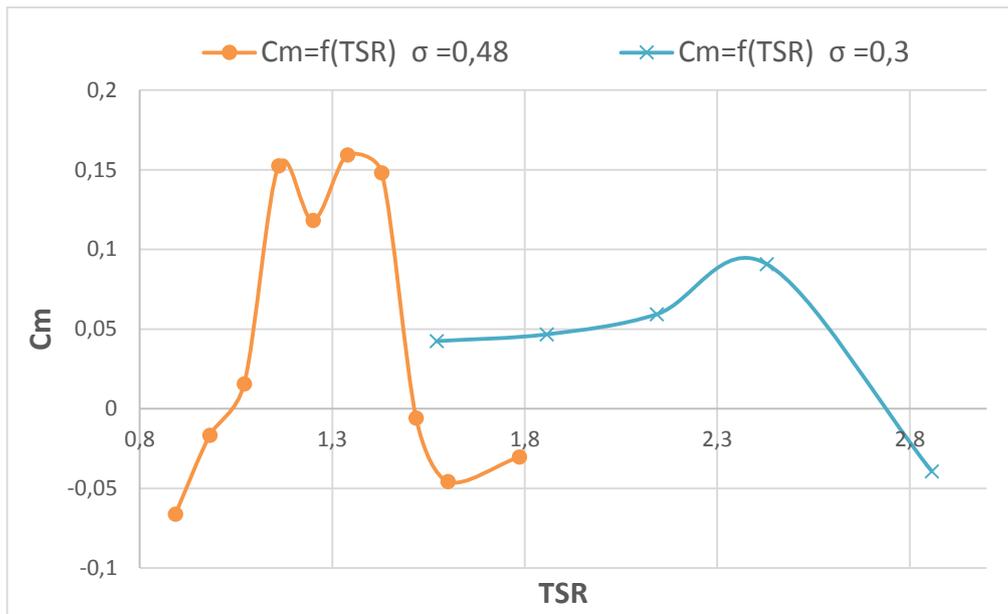


Imagen 4.8 Curvas de coeficiente de par para $\sigma=0,48$ y $\sigma=0,3$

Como se preveía, el C_m máximo no llega ni a 0,1 y por lo tanto, es muy inferior al C_m máximo del modelo para $\sigma=0,48$. En base a esto, se puede concluir que a medida que se disminuye el grado de solidez, el funcionamiento del rotor se desplaza hacia TSR mayores, pero los coeficientes de par obtenidos por el mismo disminuyen, esta disminución del C_m se ve compensada por el TSR al que se produce, lo cual tiene como resultado unos C_p máximos similares

4.3.2. Análisis de patrón de flujo.

El punto de diseño, en el que se obtiene el máximo rendimiento, se encuentra en $TSR=2,428$, por lo tanto, en este punto se obtienen los contornos de presión y vorticidad para la posiciones en que uno de los álabes se encuentra a 0° y a 60° . Estos contornos se van a comparar con los del modelo con $\sigma=0,48$ en $TSR=1,33$.

En la *Tabla 4.5* se muestran los valores de TSR en los que se obtiene el mayor rendimiento, siendo claro que el TSR de diseño se desplaza hacia valores mayores a medida que se reduce el grado de solidez del rotor.

Tabla 4.5 TSR de diseño para $\sigma=0,48$, $\sigma=0,4$ y $\sigma=0,3$.

Modelo	$\sigma=0,48$	$\sigma=0,4$	$\sigma=0,3$
TSR	1,33	1,392	2,428

4.3.2.1. Contornos de presión en condiciones de diseño.

Se obtienen los contornos de presión para el modelo numérico en el que se tiene un grado de solidez de 0,3 y se compara con los obtenidos para el modelo inicial, $\sigma = 0,48$. Como se ha explicado, se toman las posiciones 0° y 60° , puesto que son las más representativas del comportamiento del aerogenerador.

El rango de valores empleados va a seguir estando entre -50 Pa y 20 Pa, respecto a la presión de referencia, empleándose 40 niveles entre ambos valores, para que los contornos obtenidos sean comparables entre sí.

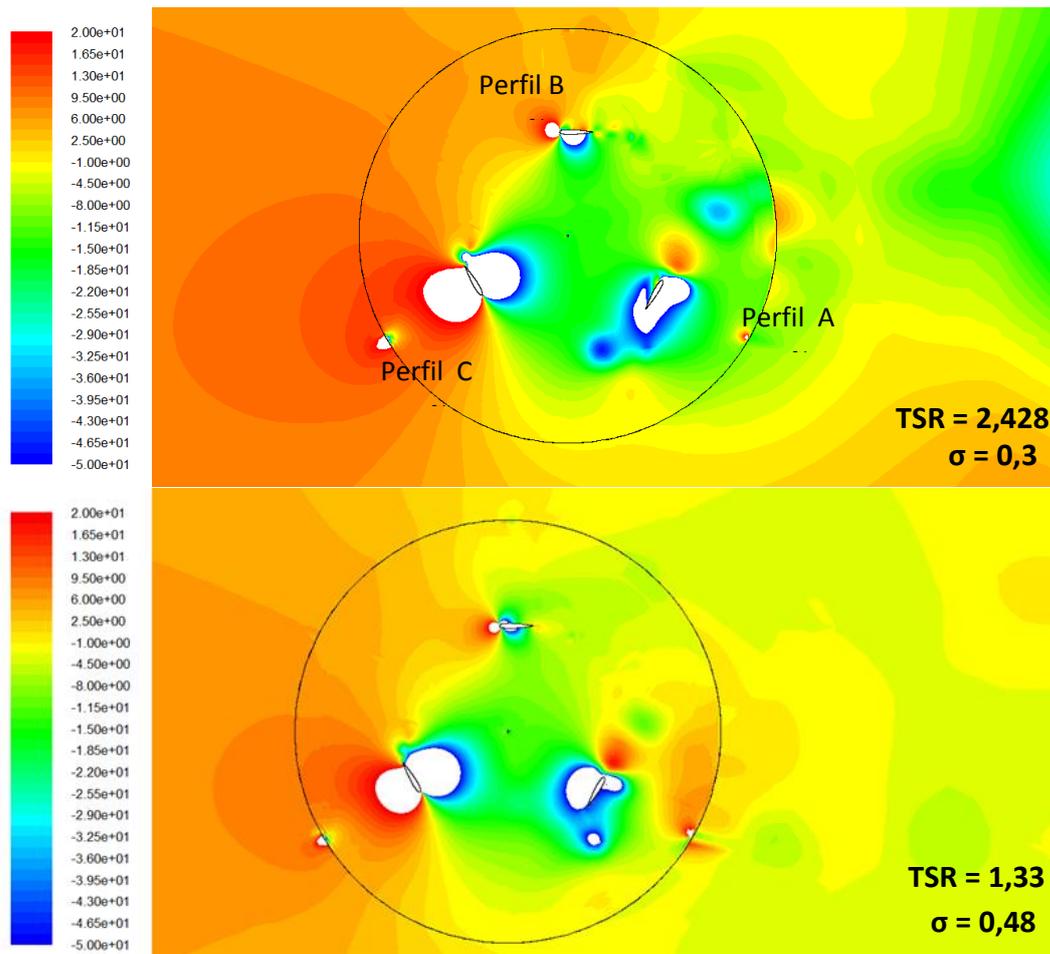


Imagen 4.9 Contornos de presión en condiciones de diseño, en posición 0° para $\sigma = 0,48$ y $\sigma = 0,3$

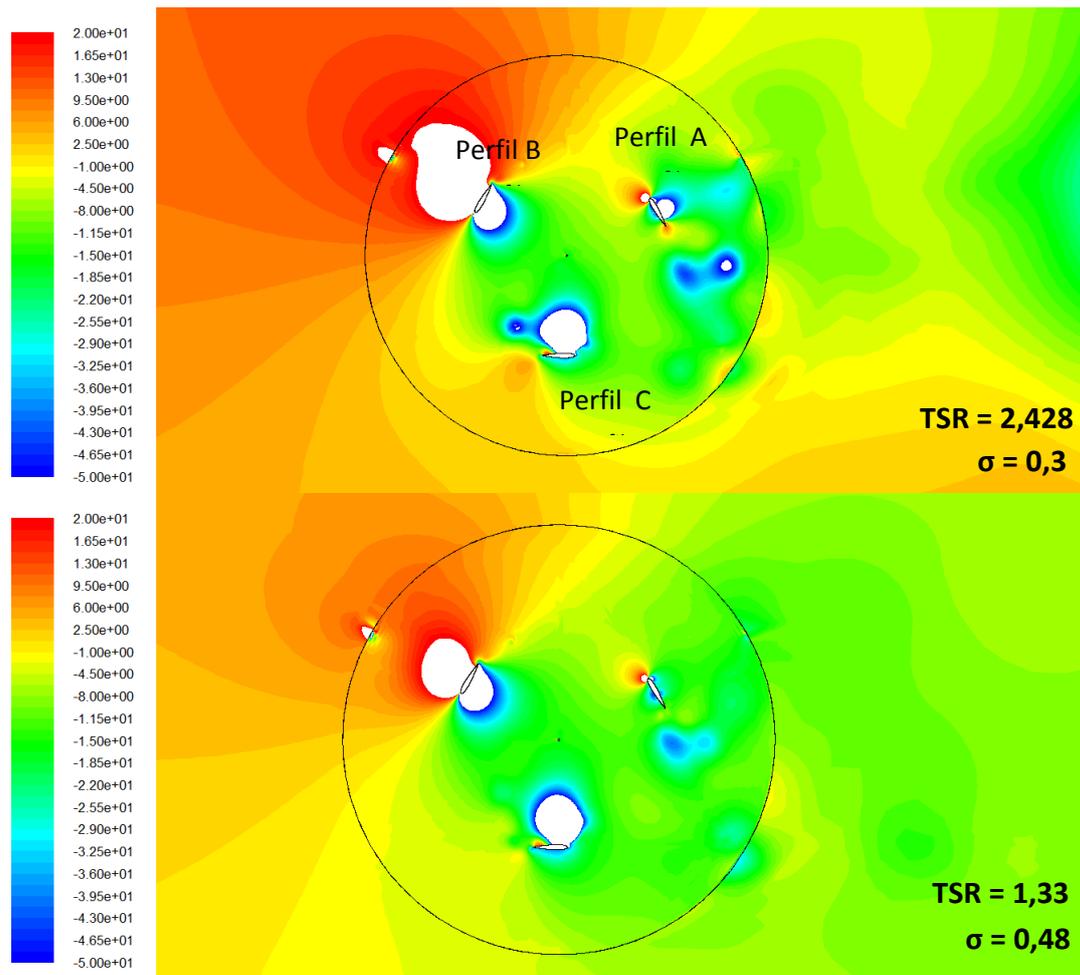


Imagen 4.10 Contornos de presión en condiciones de diseño, en posición 60° para $\sigma = 0,48$ y $\sigma = 0,3$

Al disminuir el grado de solidez del rotor, las presiones disminuyen aguas abajo del mismo, produciéndose una estela más acusada. De igual manera, las presiones aguas arriba del rotor han aumentado. También hay que añadir, que tanto la presión máxima como mínima aumentan, ya que para este nuevo modelo se tienen mayores zonas blancas rodeadas de rojo o azul, respectivamente.

Las zonas de bajas presiones indican el centro de remolinos, los cuales se encuentran aproximadamente en las mismas posiciones para ambos modelos, pero son de menor tamaño para el modelo con menor grado de solidez.

Otro fenómeno a analizar son las posiciones de intradós y extradós, esto se mantiene respecto de lo que sucedía en el modelo inicial, indicado en la *Tabla 3.3*. En esta tabla se indica que para algún álabe en determinadas posiciones no se aprecia bien donde se encuentran el intradós y extradós, sin embargo, para este tercer modelo se puede ver que para el Perfil B en la posición de 0°, el extradós se encuentra en la cara interior y el intradós en la cara exterior. En la posición de 60°, resultaba imposible diferenciar la cara del Perfil A en que se tenía la mínima presión, sin embargo, con $\sigma = 0,3$, se aprecia bien que el extradós se encuentra en la cara exterior del álabe.

Por lo tanto, al disminuir el grado de solidez, puede verse mejor en que cara se producen intradós y extradós.

Puesto que en este tercer modelo se puede apreciar algunas diferencias en cuanto a las posiciones en que se encuentran intradós y extradós para alguno de los perfiles, en la *Tabla 4.6* se realiza un resumen de la posición de los mismos en cada perfil, dependiendo de la posición.

Tabla 4.6 Zonas correspondientes a Intradós y Extradós, en función de la posición, para $\sigma=0,3$.

Posición	Cara	Perfil A	Perfil B	Perfil C
0°	Interior	-	Extradós	Extradós
	Exterior	-	Intradós	Intradós
20°	Interior	-	Extradós	Extradós
	Exterior	-	Intradós	Intradós
40°	Interior	-	Extradós	Extradós
	Exterior	-	Intradós	Intradós
60°	Interior	Intradós	Extradós	Extradós
	Exterior	Extradós	Intradós	Intradós
80°	Interior	-	Extradós	-
	Exterior	-	Intradós	-
100°	Interior	-	Extradós	-
	Exterior	-	Intradós	-

4.3.2.2. Contornos de vorticidad en condiciones de diseño.

Igual que en el apartado anterior, se muestran y comparan los contornos de vorticidad para el modelo con $\sigma = 0,3$, para la posiciones en que uno de los alabes se encuentra a 0° y a 60°. Se emplea el mismo rango de valores que en los dos modelos analizados anteriormente, siendo este entre -5 s^{-1} y 20 s^{-1} .

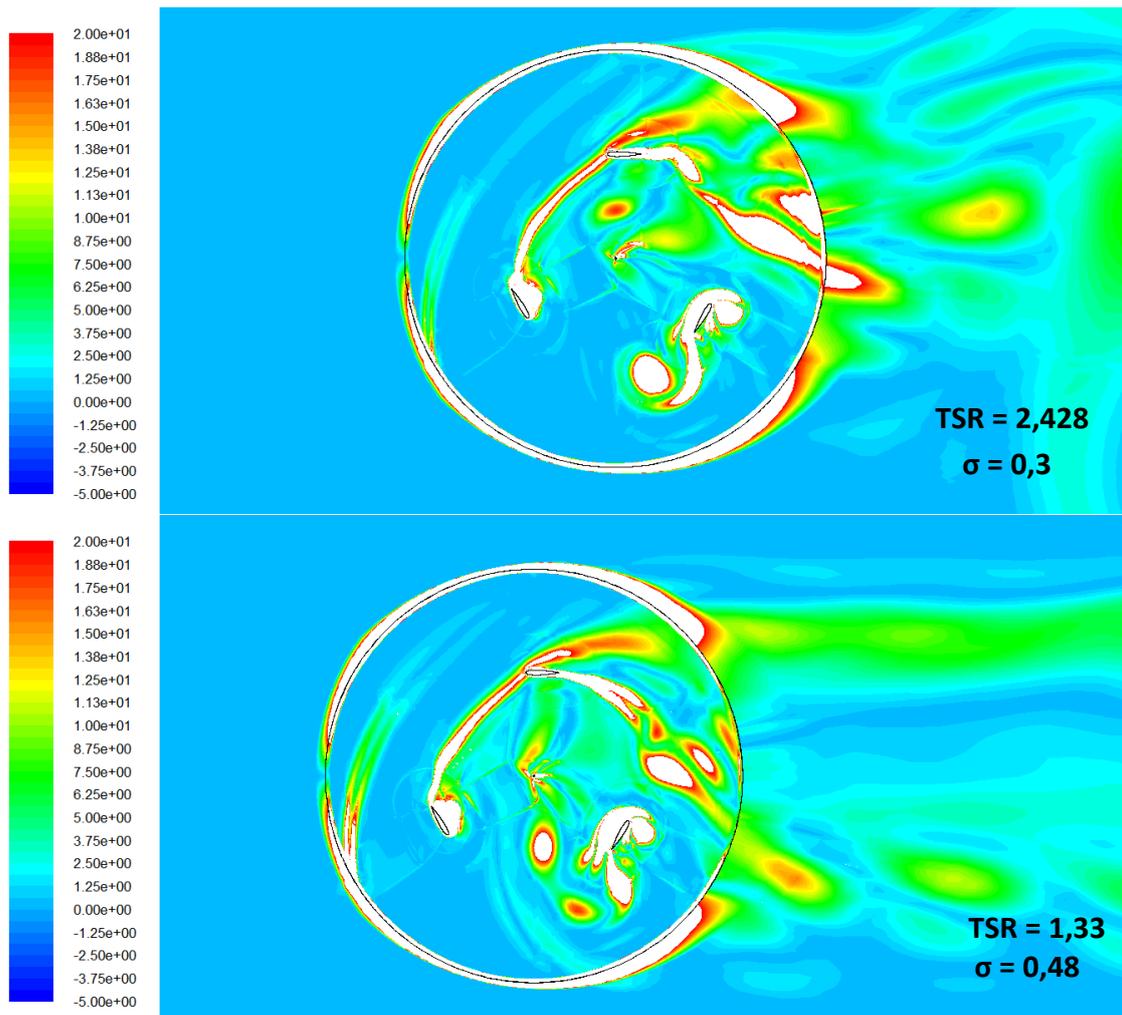


Imagen 4.11 Contornos de vorticidad en condiciones de diseño, en posición 0° para $\sigma=0,48$ y $\sigma=0,3$

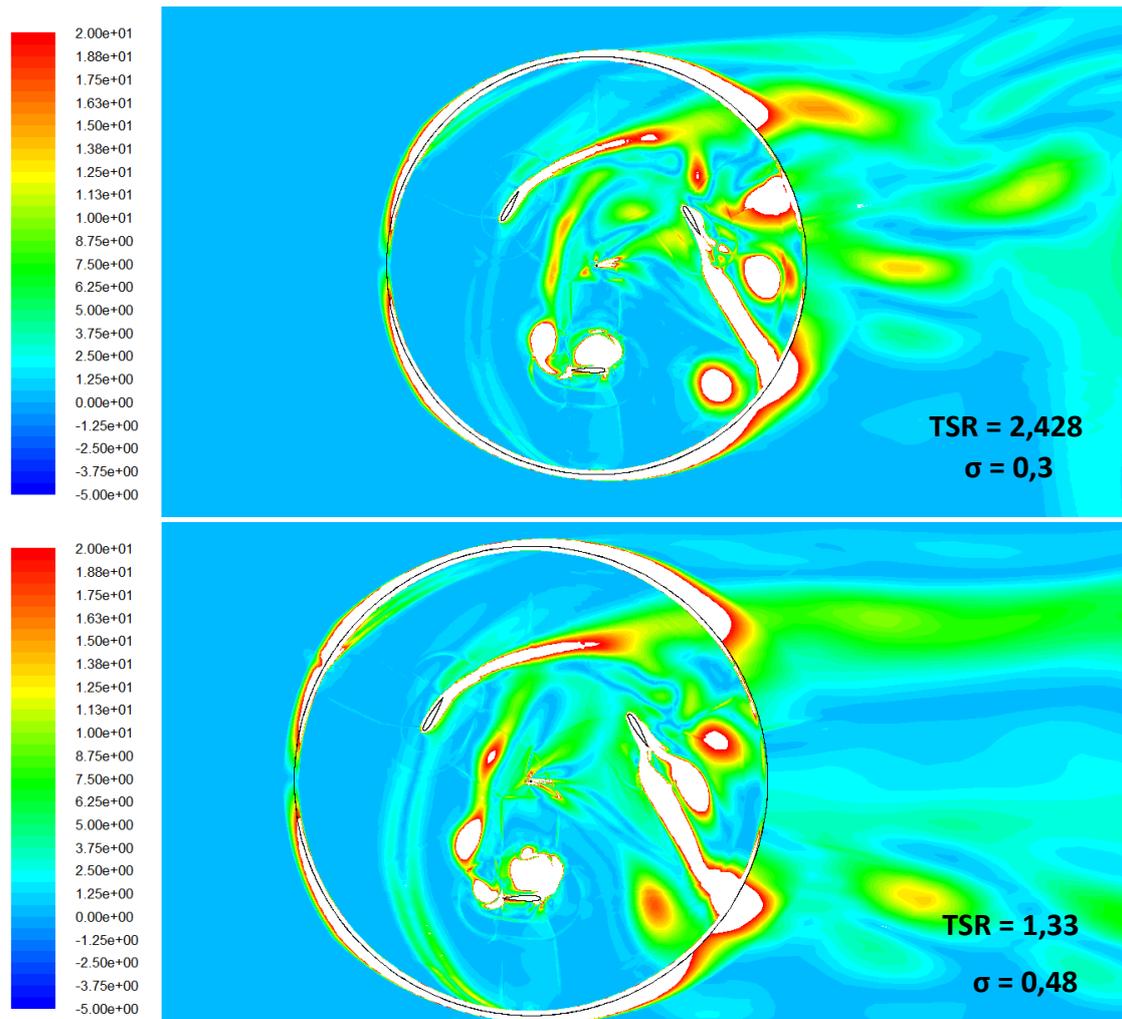


Imagen 4.12 Contornos de vorticidad en condiciones de diseño, en posición 60° para $\sigma = 0,48$ y $\sigma = 0,3$

Al igual que se producía para el modelo con $\sigma = 0,4$, no se producen dos estelas, sino que la estela derecha prácticamente se une con la de la izquierda, respecto de la dirección del flujo de aire. Además, estas estelas son de menor intensidad que las que se forman para $\sigma = 0,48$

4.4. Comparación de los tres grados de solidez, en condiciones de diseño.

Mediante todos los datos obtenidos y estudiados, se comprueba que se cumple la hipótesis de que el rango útil de TSR aumenta y el rendimiento máximo disminuye cuando se reduce el grado de solidez del rotor, [Mohamed, 2013].

En este apartado se presentan y comparan las tres gráficas obtenidas para los grados de solidez de 0,48, 0,4 y 0,3 respectivamente. Se superponen las tres gráficas y se analizan varios aspectos que resultan interesantes a la hora de elegir un aerogenerador para su explotación comercial, tales como el máximo rendimiento y el punto de diseño, es decir, el TSR para el que se produce el máximo rendimiento.

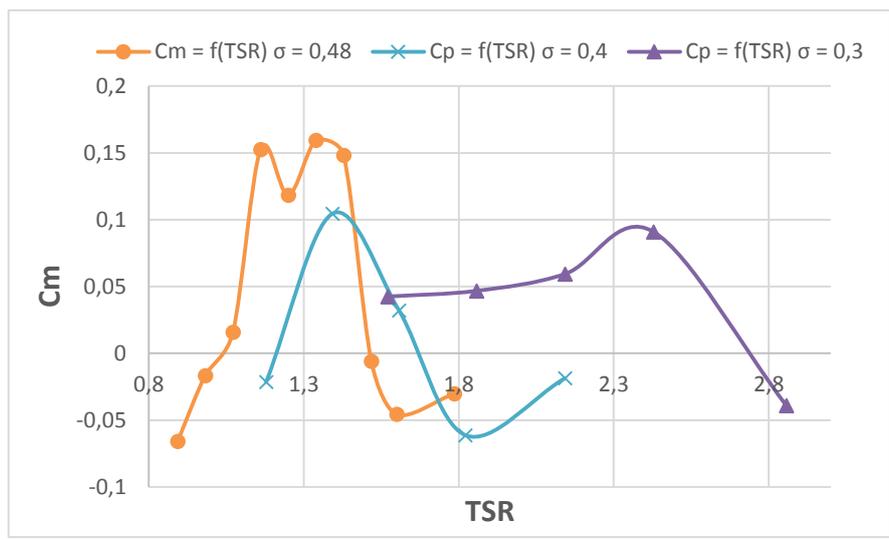


Imagen 4.13 Curvas de coeficiente de par para $\sigma=0,48$, $\sigma=0,4$ y $\sigma=0,3$

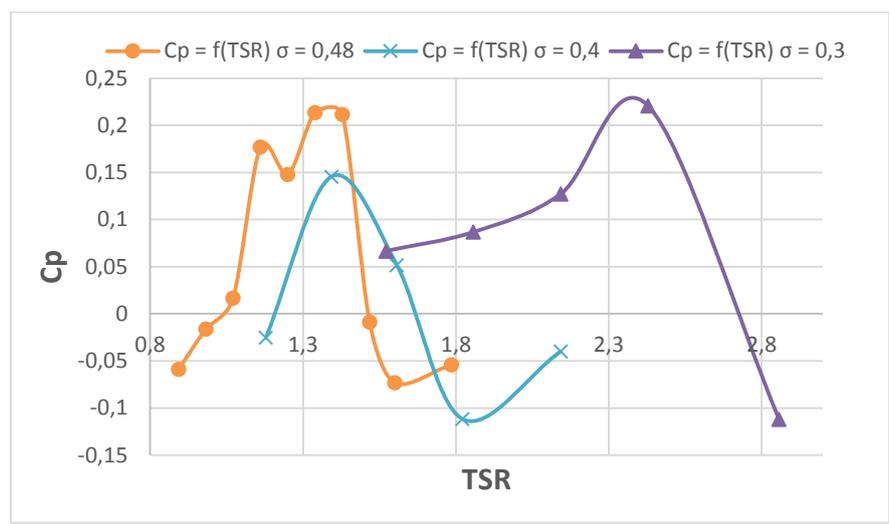


Imagen 4.14 Curvas de rendimiento para $\sigma=0,48$, $\sigma=0,4$ y $\sigma=0,3$

A simple vista, parece que los modelos en los que se obtiene un mayor C_p son los de $\sigma = 0,48$ y $\sigma = 0,3$, ambos poseen valores máximos muy similares, sin embargo, el TSR máximo se alcanza claramente en el modelo con menor grado de solidez.

En la *Tabla 4.4* se muestra una información más detallada, la cual puede ser útil para un análisis más exhaustivo de cara a la explotación de este tipo de aerogeneradores.

Tabla 4.7 Parámetros de funcionamiento para los tres grados de solidez estudiados.

Grado de solidez	$\sigma = 0,48$	$\sigma = 0,4$	$\sigma = 0,3$
TSR de funcionamiento	1,05 – 1,52	1,21 – 1,67	- 2,73
C_p máximo	0,22	0,148	0,23
TSR de diseño	1,4	1,4	2,37
TSR útil	1,3 - 1,46	1,34 – 1,5	2,25 – 2,5

Se define el TSR útil, como el rango de valores de *Tip Speed Ratio* entre los cuales el rendimiento es igual o superior al 80% del C_p máximo, si se observa este parámetro se ve que el máximo rango se da para $\sigma=0,3$, y por lo tanto, se puede concluir que este funcionará mejor que los otros dos modelos, ya que su coeficiente de potencia se ve menos afectado por las oscilaciones que se producen en el viento, y además, trabaja en un rango de TSR muy superior al de los otros dos grados de solidez.

Si se analiza el rendimiento máximo para los tres aerogeneradores, el máximo rendimiento es muy similar para los modelos con $\sigma = 0,48$ y $\sigma = 0,3$, por lo que si el criterio de elección de rotor fuese este valor, ambos modelos serían igual de buenos, pero si se analiza la forma en que se obtiene ese coeficiente de potencia máximo, la mejor opción es claramente el modelo con menor grado de solidez.

La expresión mediante la que se calcula el coeficiente de potencia relaciona la potencia que el generador extrae a un corriente fluida con la máxima potencia que se podría extraer. Como se comentó en el *Apartado 1.4*, la ley de Betz estima que la potencia máxima que se puede extraer de una corriente fluida es aproximadamente del 59% de la contenida por dicha corriente.

El coeficiente de potencia, C_p , depende directamente del radio, por lo cual debería mejorar al aumentarse el radio, de modo que si el C_p disminuye es debido a que otros términos de los que depende no varían proporcionalmente, y en consecuencia, el denominador aumenta más que el denominador y C_p disminuye.

$$C_p = TSR \cdot C_m = \frac{\omega \cdot T}{\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V_{viento}^3 \cdot A} \quad (20)$$

$$T = F \cdot r \quad (21)$$

El termino F es la fuerza tangencial al rotor.

Para poder realizar una comparación precisa, se va a calcular la potencia extraída por cada uno de los tres modelos estudiados.

$$P = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V_{viento}^3 \cdot A \cdot C_p \quad (22)$$

$$A = Z \cdot b \cdot c \quad (1)$$

Para el modelo $\sigma = 0,48$, el rendimiento máximo es $C_p = 0,22$, por lo tanto la potencia obtenida será:

$$P = \frac{1}{2} \cdot 1,225 \cdot 7^3 \cdot 3,6 \cdot 0,22 = 163,3893 \text{ W}$$

Para el modelo $\sigma = 0,4$, el rendimiento máximo es $C_p = 0,148$, por lo tanto la potencia obtenida será:

$$P = \frac{1}{2} \cdot 1,225 \cdot 7^3 \cdot 3,6 \cdot 0,148 = 109,916 \text{ W}$$

Para el modelo $\sigma = 0,3$, el rendimiento máximo es $C_p = 0,23$, por lo tanto la potencia obtenida será:

$$P = \frac{1}{2} \cdot 1,225 \cdot 7^3 \cdot 3,6 \cdot 0,23 = 170,816 \text{ W}$$

Puesto que el área del aerogenerador depende del número de alabes, de la cuerda y la envergadura (Ecuación 1), no depende del radio del rotor y por lo tanto el término área, A , es el mismo para los tres modelos, y en consecuencia, la potencia obtenida solo depende del coeficiente C_p puesto que el resto de variables son constantes. En consecuencia, el valor del coeficiente de potencia no es determinante a la hora de elegir el rotor, puesto que las potencias obtenidas para $\sigma=0,48$ y $\sigma=0,3$ son similares, siendo por lo tanto más determinante el rango de coeficientes de velocidad en que funciona adecuadamente el rotor.

4.5. Comparación en un punto próximo a $C_p = 0$, con TSR pequeños.

En este apartado se va a comparar el comportamiento del aerogenerador cuando está trabajando a TSR bajos y se obtiene un C_p promedio por vuelta aproximadamente igual a cero.

Si se observa la *Imagen 4.14* se pueden ver que la curva para $\sigma=0,48$ se hace cero para TSRs de 1,05 y 1,52 aproximadamente; para el modelo con grado de solidez igual a 0,3 el coeficiente de potencia es nulo para $TSR = 1,2$ y $TSR = 1,67$ aproximadamente. Finalmente, para el tercer modelo, no se sabe en qué punto la curva característica pasa de valores negativos a positivos, pero sí que pasa de ser positiva a negativa para $TSR = 2,73$ más o menos.

Dado que en uno de los tres modelos ($\sigma=0,3$), la curva $C_p - TSR$ no se ha obtenido de forma suficientemente exhaustiva y no aporta información sobre el punto de interés para este apartado, se compara el comportamiento de la corriente fluida en los puntos en que C_p es aproximadamente igual a cero para los otros dos modelos.

Para esto, se obtienen los contornos de presión y vorticidad en dichos puntos, en las posiciones de 0 y 60 grados, empleándose el mismo rango y el mismo número de niveles que en apartados anteriores.

4.5.1. Contornos de presión.

Se obtienen los contornos de presión para los modelos $\sigma = 0,48$ y $\sigma = 0,4$ para analizar cada uno y compararlos entre sí. Al igual que en apartados anteriores, se sigue empleando un rango de entre -50 Pa y 20 Pa respecto de la presión de referencia.

Para el modelo inicial, la curva se hace positiva para una velocidad de giro de 6 rad/s aproximadamente, es decir, para $TSR = 1,0714$. Se obtienen los contornos de presiones para este punto, en las posiciones 0° y 60° .

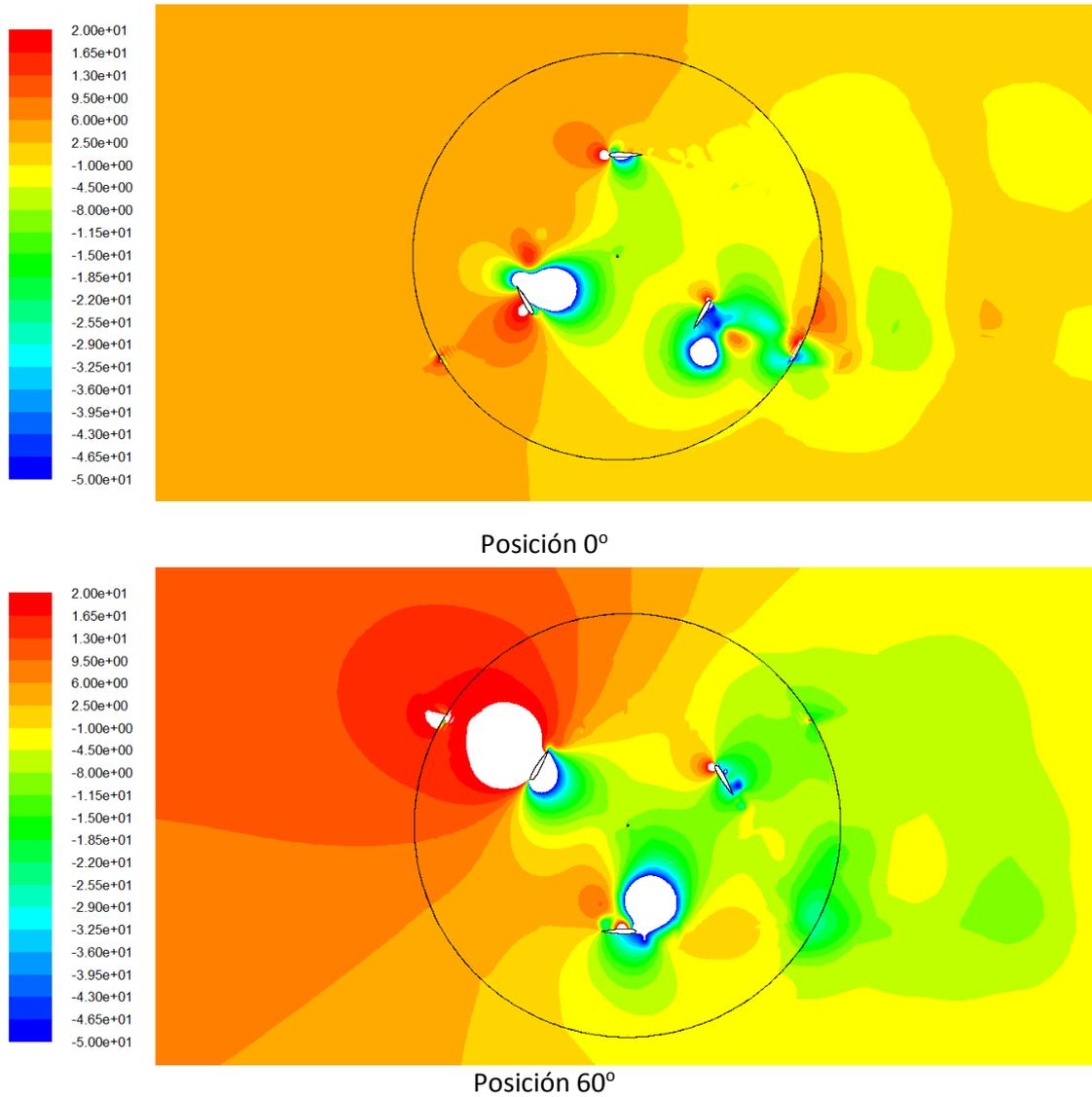
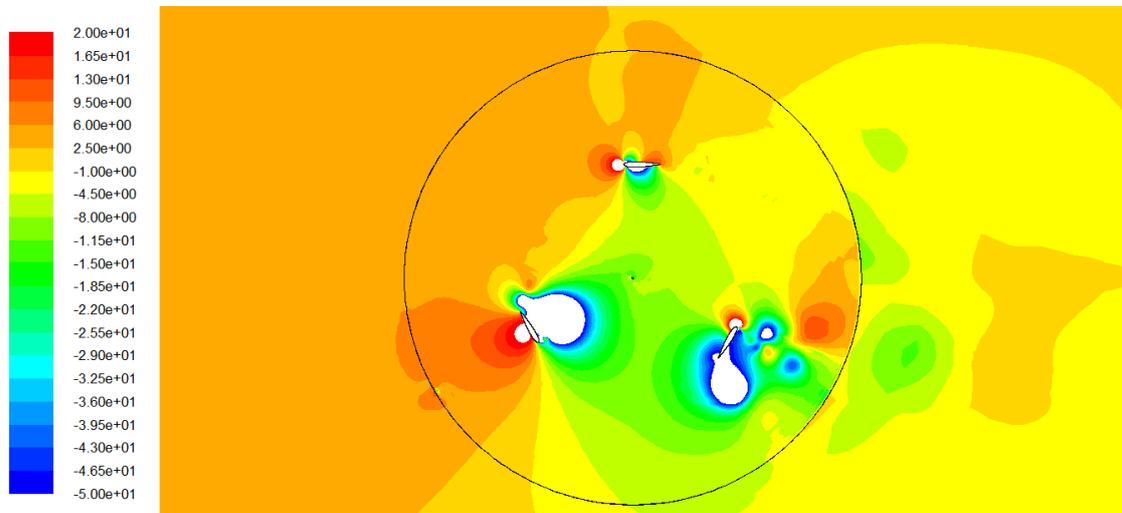
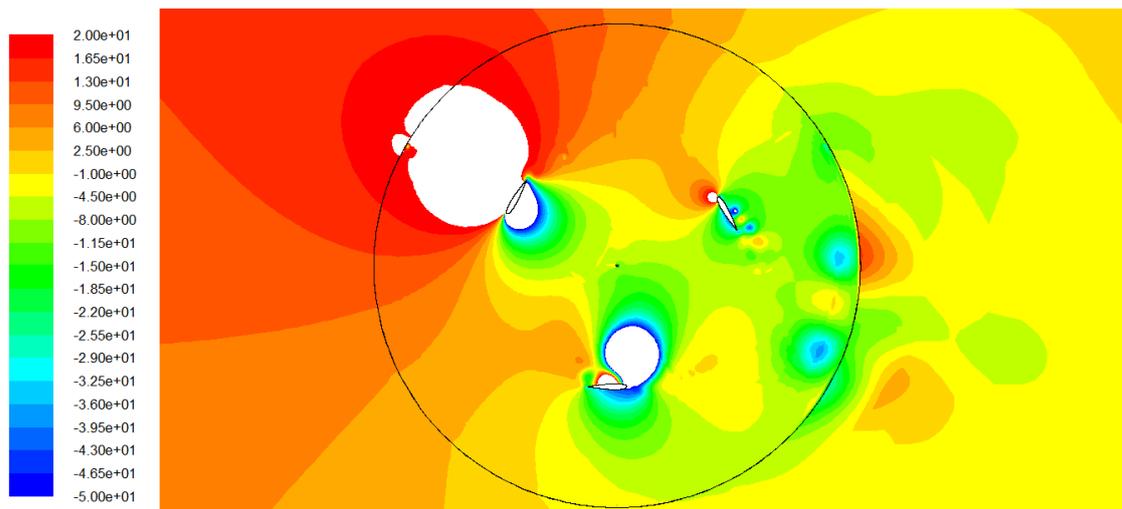


Imagen 4.15 Contornos de presión en las posiciones 0° y 60° , para $\sigma = 0,48$ y $TSR = 1,0714$

En caso del segundo modelo ($\sigma = 0,4$), el coeficiente de potencia toma valores próximos a cero para un TSR = 1,3938. En este punto se obtienen los mismos contornos.



Posición 0°



Posición 60°

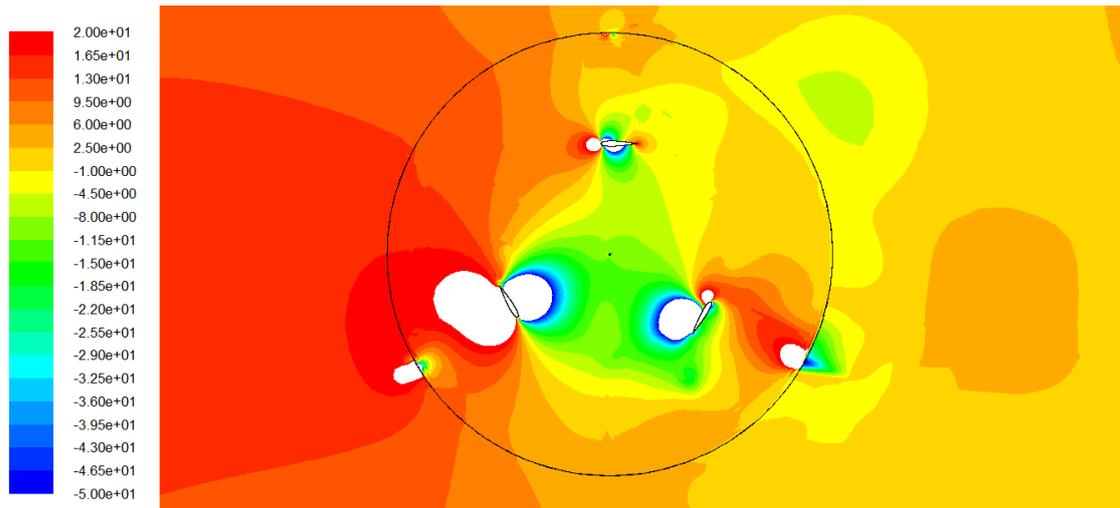
Imagen 4.16 Contornos de presión en las posiciones 0° y 60°, para $\sigma = 0,4$ y TSR = 1,3938

Los contornos obtenidos para ambos modelos son bastante similares, se pueden observar las mismas zonas de bajas presiones y las mismas zonas de altas presiones. En ambos casos, el álabe que más aporta al giro del rotor es el que se encuentra a 120° para la posición 0°; en la posición en que uno de los álabes se encuentra a 60°, será éste el que más aporte al giro del rotor.

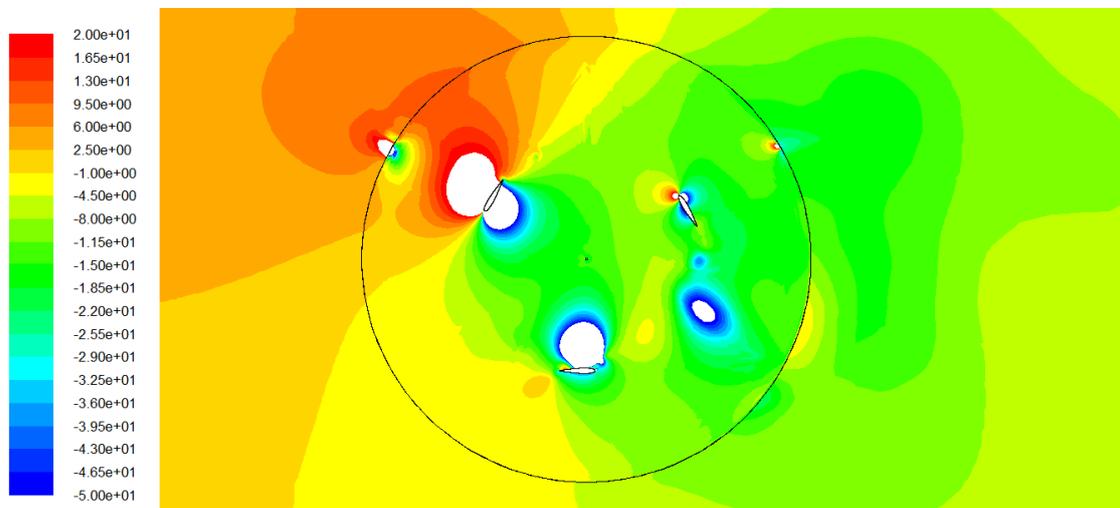
4.6. Comparación de un punto próximo a $C_p = 0$, con TSR altos.

En este apartado se realiza la misma operación que en el *Apartado 4.5* con la diferencia de que ahora se van a tomar los contornos de los puntos en que la curva pasa de ser positiva a negativa, es decir, los puntos de las gráficas con TSRs altos en que C_p es más o menos igual a cero.

Para el modelo inicial, la curva pasa de ser positiva a negativa para un $TSR = 1,5178$.



Posición 0°

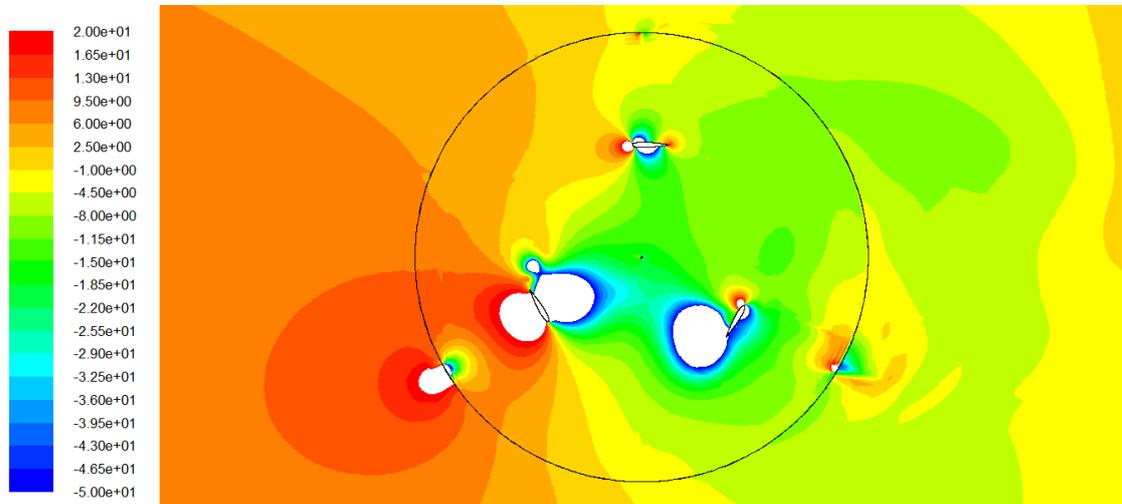


Posición 60°

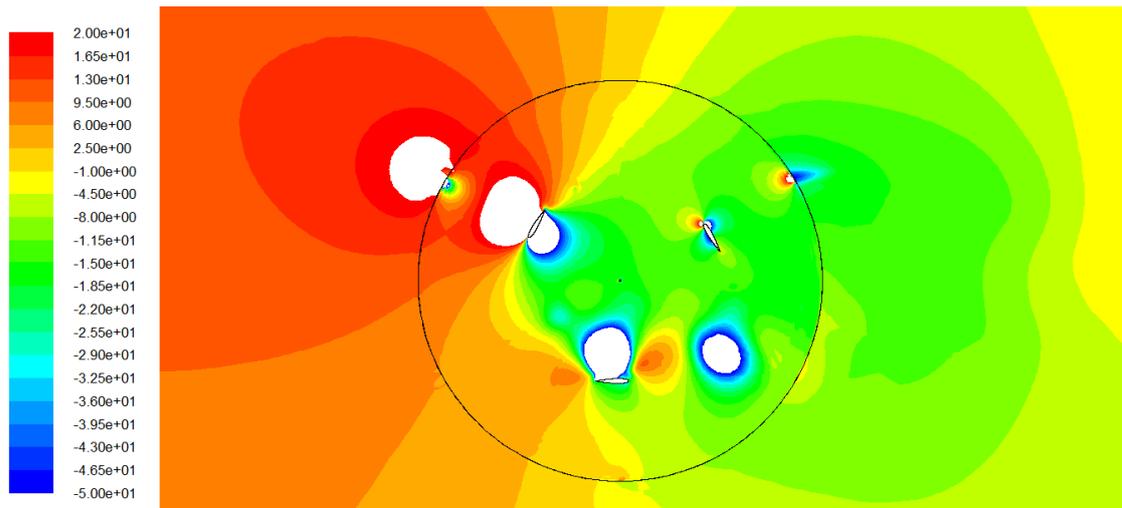
Imagen 4.17 Contornos de presión en las posiciones 0° y 60°, para $\sigma = 0,48$ y $TSR = 1,5178$

Al igual que se comentaba en el apartado anterior, el álabe que más aporta al giro del rotor es el que se encuentra en las posiciones de 120 y 60 grados respectivamente. Además, se genera una zona de altas presiones en la *Interface* entre las Zonas 1 y 2, seguramente debida a un error numérico generado en esa zona.

Para el segundo modelo, con grado de solidez de 0,4, la gráfica pasa a tomar valores negativos para un coeficiente de velocidad mayor que el caso anterior, el C_p es aproximadamente cero para $TSR = 1,8214$.



Posición 0°

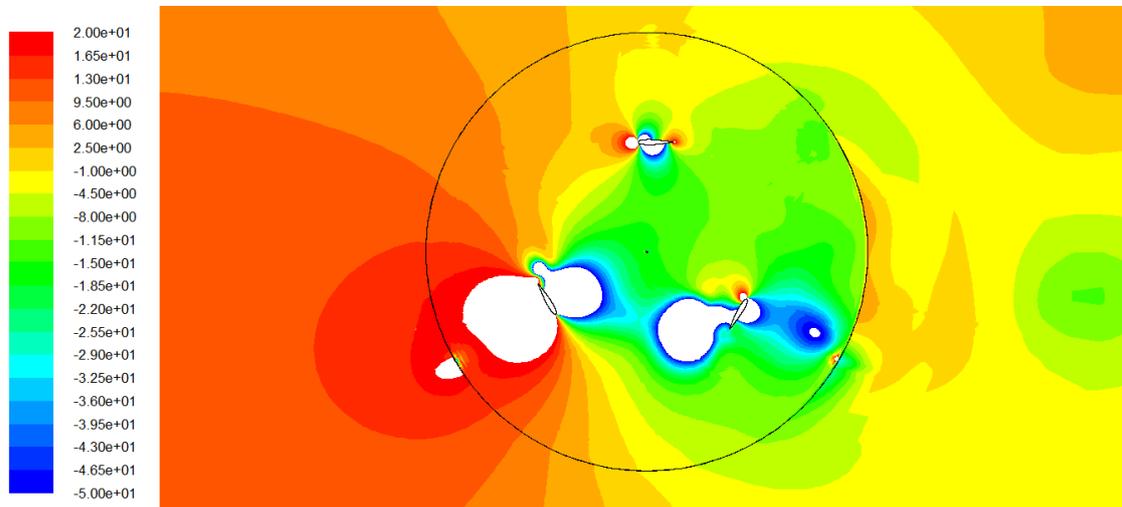


Posición 60°

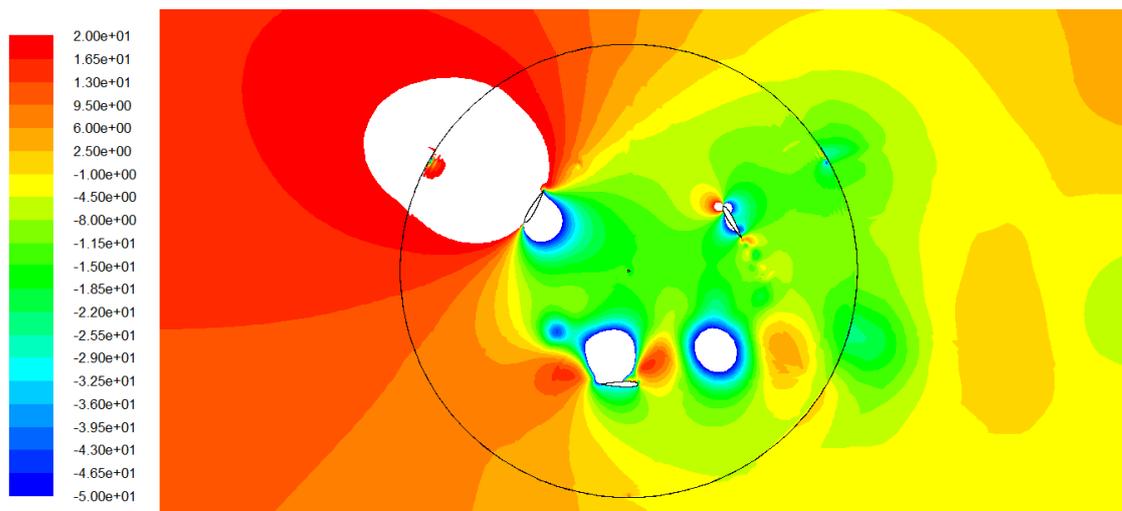
Imagen 4.18 Contornos de presión en las posiciones 0° y 60°, para $\sigma = 0,4$ y $TSR = 1,8214$

Se sigue generando una zona de alta presiones en la Interface, aunque esta vez de forma más acusada ya que la zona coloreada de blanco y rodeada de rojo es de mayor tamaño.

Como la curva característica del aerogenerador se desplaza hacia la derecha a medida que se disminuye el grado de solidez del mismo, el TSR para el cual el coeficiente de potencia se hace cero es cada vez más alto, en este caso 2,8571. Para el modelo con menor grado de solidez, se obtienen los siguientes contornos para TSR = 2,8571.



Posición 0°



Posición 60°

Imagen 4.19 Contornos de presión en las posiciones 0° y 60°, para $\sigma = 0,3$ y TSR = 2,8571

Si se comparan los contornos de los tres modelos no se obtienen apenas conclusiones puesto que son muy similares, con la diferencia de que a medida que se reduce el grado de solidez, las zonas de altas y bajas presiones se ven incrementadas, apreciándose mejor los torbellinos producidos en el fluido en su paso a través del rotor. Además, para el modelo con $\sigma = 0,3$, en la posición de 60°, se ve claramente que un torbellino se está desprendiendo del álabe situado a 240°, fenómenos que no se puede apreciar en los otros dos modelos.

Conclusiones.

En este trabajo se ha estudiado el comportamiento de una corriente fluida, con unas determinadas condiciones de contorno, mediante el uso de *Ansys Fluent v.6.3.26*. Uno de los factores más importantes a la hora de obtener unos resultados precisos y un cierto coste computacional en las simulaciones, es la resolución de la malla de trabajo. El hecho de trabajar con una malla adecuada permite disminuir el número de iteraciones hasta que los resultados convergen, disminuyendo el coste computacional y, por lo tanto, el tiempo necesario para realizar cada simulación.

Con el objetivo de obtener un correcto equilibrio entre coste computacional y resolución de la malla, se prueban y comparan mallas con distintos números de celdas, con el objetivo de tomar como buena la más idónea para este trabajo. El hecho de que una malla posea un mayor número de celdas no implica que ésta sea mejor que la anterior, puesto que el coste computacional aumenta al incrementarse el número de celdas, y los resultados llegan a ser similares a partir de un cierto número de celdas, por esto, siempre hay que tomar como buena la malla de menor número de celdas con la que se obtienen unos buenos resultados. Para este trabajo se ha seleccionado una malla de 200000 celdas y se ha trabajado con ella para los tres grados de solidez simulados.

En este trabajo se ha estudiado las curvas características de un aerogenerador del tipo VAWT, con rotor H-Darrieus, formado por tres álabes simétricos NACA0015, para tres grados de solidez distintos, con el fin de conocer la tendencia de las curvas al disminuir el grado de solidez, coincidiendo ésta con la aportada por **[Mohamed, 2013]** en su trabajo.

El objetivo de la obtención y análisis de estas curvas ha sido obtener el coeficiente de potencia máximo para cada modelo, a que TSR se produce, y conocer la tendencia que toman esos valores al disminuir el grado de solidez (σ). Otro objetivo interesante ha sido conocer la variación en el rango de funcionamiento del rotor, es decir, entre que valores de coeficiente de velocidad (TSR) funciona el aerogenerador, cuando se va disminuyendo el grado de solidez.

En base a todos los resultados obtenidos y mostrados a lo largo de trabajo, se pueden obtener las siguientes conclusiones:

- A medida que se disminuye el grado de solidez del rotor, su rango de utilización aumenta, por lo tanto, resulta más aconsejable el uso de aerogeneradores con bajo grado de solidez, puesto que permiten obtener energía del aire para un mayor rango de velocidades del viento.
- La disminución del grado de solidez supone una tendencia a disminuir del coeficiente de par (C_m) máximo obtenido, aunque esto no implica un problema a la hora de obtener energía puesto que ese coeficiente de par se obtiene para un mayor TSR.

- En cuanto a las variaciones que se producen en el patrón de flujo al disminuir el grado de solidez, aumentan las altas y las bajas presiones, lo que permite identificar mejor las posiciones de intradós y extradós, ya que para el modelo de $\sigma = 0,48$ resultaba imposible diferenciar en qué posición del perfil se encontraban en algunos casos. Además, se produce una disminución en la intensidad de las estelas como resultado de la reducción del grado de solidez del rotor.
- Existe una determinada posición de los álabes en la cual se puede obtener un coeficiente de potencia máximo, puesto que la estela de un álabe no afecta a ninguno de los otros, cuando uno de los álabes se encuentra aproximadamente a un ángulo de 60° se da esta situación. Por el contrario, existe una posición en que el coeficiente instantáneo de par obtenido es mínimo, ya que la acción de uno de los álabes perturba el flujo de entrada al perfil siguiente, esta situación se da cuando uno de los perfiles se encuentra aproximadamente en posición de 0° .
- Como se ha comentado, cuando el rotor se encuentra en la posición más desfavorable, los álabes trabajan en malas condiciones ya que la estela de uno de los álabes afecta al álabe siguiente. En la posición más favorable para obtener un mayor coeficiente de potencia instantáneo, en torno a 0° , ninguna de las estelas de los álabes afecta al funcionamiento de otro y, por lo tanto, las condiciones de funcionamiento mejoran considerablemente.

En base a las conclusiones citadas, comparando los tres modelos analizados, se llega a la conclusión final de que es mejor opción trabajar con un rotor de menor grado de solidez, desde el punto de vista de explotación comercial del mismo, puesto que éste trabaja correctamente en un mayor rango de TSR y además aportando una potencia similar, ya que si se reduce el grado de solidez aumentando el radio del rotor, la potencia generada por el rotor variará en función del C_p máximo obtenido por cada modelo. A medida que se reduce el grado de solidez se obtienen un menor coeficiente de par máximo, sin embargo, este se obtienen para un mayor TSR, por lo tanto, se llega a coeficientes de potencia máximos similares.

Sin embargo, a medida que se reduce el grado de solidez del rotor, el aerogenerador trabaja a TSRs más altos, extendiéndose además el rango de velocidades del viento en que trabaja bien el rotor, lo cual es determinante a la hora de instalar un aerogenerador eléctrico para su explotación.

Trabajos futuros.

En base a los resultados obtenidos y las conclusiones expuestas, así como las limitaciones del trabajo, se proponen una serie de trabajos futuros, con la finalidad de trabajar en las líneas de estudio que en el presente trabajo no han podido ser llevadas a cabo:

- Análisis de la influencia del grado de solidez en un aerogenerador, modificando la cuerda del álabe y no el radio del rotor.
- Realizar un trabajo similar empleado una malla de más de 200000 celdas, para comprobar si un aumento en la precisión implica una diferencia significativa en los resultados, o por el contrario, los resultados aquí obtenidos son suficientemente buenos.
- Estudiar la influencia del grado de solidez del rotor, empleando un modelo 3D.
- Realizar un análisis más exhaustivo del modelo con $\sigma = 0,4$, con el objetivo de estudiar si la curva característica obtenida se debe a una falta de precisión de las simulaciones o es debido a otros factores no considerados en este caso.
- Analizar la capacidad de autoarranque de este tipo de aerogeneradores.
- Construcción de un modelo real y realización de los oportunos análisis empíricos, para poder obtener las curvas características del aerogenerador y compararlas con las curvas obtenidas por simulación en el presente trabajo.

Proyectos , Trabajos y Libros.

[Fluent, 2006] User Guide. Fluent v.6.3.23.

[Lanzafame, 2014], Rosario Lanzafame, Stefano Mauro and Michele Messina. 2D CFD Modeling of H-Darrieus Wind Turbines using a Transition Turbulence Model. Energy Procedia 45 (2014), 131-140.

[Mohamed, 2013], Mohamed M.H. Impacts of solidity and hybrid system in small wind turbines performance. Energy 57(2013), 495-504.

[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.

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

[González, 2014], Fernando González Díez. Influencia de la solidez en perfiles asimétricos NACA. PFC Uva 2014.

[Parra, 2014], Teresa Parra Santos, Armando Gallegos Muñoz, Miguel A. Rodríguez Beneite, Cristóbal Uzárraga Rodríguez and Francisco Castro Ruíz. Numerical modeling of vertical axis wind turbines. FEDSM2014-21356.

[Uzarrága, 2012], Cristóbal Uzárraga Rodríguez, Teresa Parra Santos, Armando Gallegos Muñoz and Belman Flores Juan. Numerical analysis of airfoils used at vertical axis wind turbine. Proceedings of the ASME 6th International Conference of Energy Sustainability & 10th Fuel Cell Science, Engineering and Technology Conference. ESFuelCell2012-91113.

[Ramos-2013], Ramos R. Desarrollo y explotación de una herramienta CAD para la optimización y diseño de un aerogenerador Darrieus tipo H. PFG Uva 2013.

[Gupta, 2010], R. Gupta and Agnimitra Biswas. Computational fluid dynamics analysis of a twisted three-bladed H-Darrieus rotor.

[Mathew, 2010], Sathyajith Mathew. Wind energy, fundamentals, resource analysis and economics.

[Eriksson, 2008], Eriksson S., BernhoffH. And Leijon M, Evaluation of different turbine concepts for wind power. Renewable and sustainable energy reviews 12 (2008), 1419-1434.

[Dominy, 2006], Dominy R., Bickerdyke A., Lunt P. and Dominy J. Self-starting capability of a Darrieus turbine. Power and Energy, IMechE Vol. 221 (2006).

[Fernández, 2011], José María Fernández Salgado. Guía completa de la energía eólica 1ª Edición. ISBN: 978-84-96709-66-9.

[Villarubia, 2011], Miguel Villarubia López. Ingeniería de la Energía Eólica. Editorial S.A. Marcombo. ISBN 9788426715807.

[Wang, 2010], Wang S., Ingham D.B., Ma L., Pourkashanian M., Tao Z., Numerical investigations of dynamic stall of low Reynolds number flowaround oscillating airfoils. Computer & Fluids 39.

[Riegler, 2003], Riegler H., HAWT vs VAWT: Small VAWTs find clear niche, 14710846/03. 2003 Elsevier Science Ltd.

[McKay, 2005], McKay D., DeCoste J., Robinson B., Whitehead S., Wright S., Vertical axis wind turbines. Design project, Department of Mechanical Engineering, Dalhousie University(2005).

[Batista, 2011], Batista N.C., Melicio R., Matias J.C.O., Catalao J.P.S. Self-start performance evaluation in Darrieus- type vertical axis wind turbines: Methodology and computational applied to symmetrical airfoils (2011).

Páginas Web.

<http://www.windturbinestar.com/Aerogeneradores.html> [Última visita, 12/3/2016]

<http://www.sycamoreenergy.com/projects/> [Última visita, 24/3/2016]

<http://www.windturbinestar.com/Aerogenerador-300w.html> [Última visita, 1/4/2016]

<https://es.wikipedia.org/wiki/Aerogenerador> [Última visita, 15/3/2016]

<http://www.tecnologia.net/vortex-bladeless-el-aerogenerador-espanol-sin-aspas/> [Última visita, 5/4/2016]

<http://www.renovablesverdes.com/wind-tree/> [Última visita, 5/4/2016]

<http://www.despegamos.es/2014/12/23/perfiles-naca/> [Última visita,25/2/2016]

<http://www.energias-renovables-marinas.com/articulos/aerogeneradores-de-eje-vertical-una-solucion-para-el-futuro-1204470> [Última visita,10/3/2016]

Anexo I: Parámetros del modelo.

FLUENT

Version: 2d, pbns, sstk, unsteady (2d, pressure-based, SST k-omega, unsteady)

Release: 6.3.26

Title:

Models

Model	Settings

Space	2D
Time	Unsteady, 1st-Order Implicit
Viscous	k-omega turbulence model
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

Condition	Value
Material Name	air
Specify source terms?	no
Source Terms (omega))	((mass) (x-momentum) (y-momentum) (k
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)) (omega (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)	7.5
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

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 Specific Dissipation Rate (1/s)	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	3
Turbulent Kinetic Energy (m ² /s ²)	1
Specific Dissipation Rate (1/s)	1
Turbulent Intensity (%)	0.099999994
Turbulent Length Scale (m)	1
Hydraulic Diameter (m)	2.5
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

Time Step (s) 0.00093083997
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
Specific Dissipation Rate	0.80000001
Turbulent Viscosity	1

Linear Solver

Variable	Solver Type	Termination Criterion	Residual Reduction 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
Specific 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

Specific 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 Spec. 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)

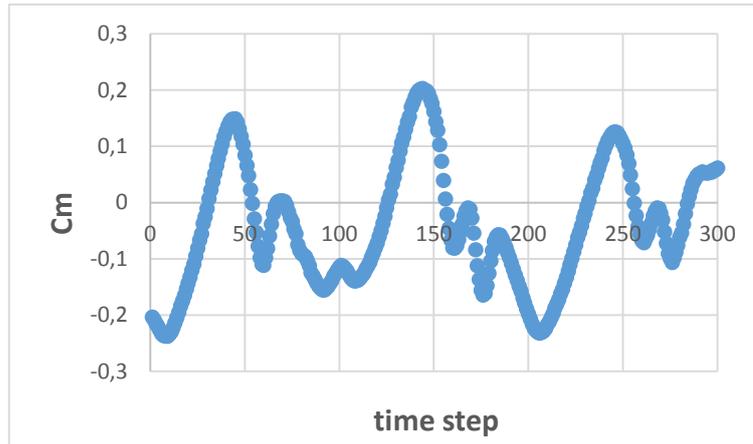
Density	kg/m ³	constant	2719
Cp (Specific Heat)	j/kg-k	constant	871
Thermal Conductivity	w/m-k	constant	202.4

Graficas C_m – TSR para todos los puntos simulados

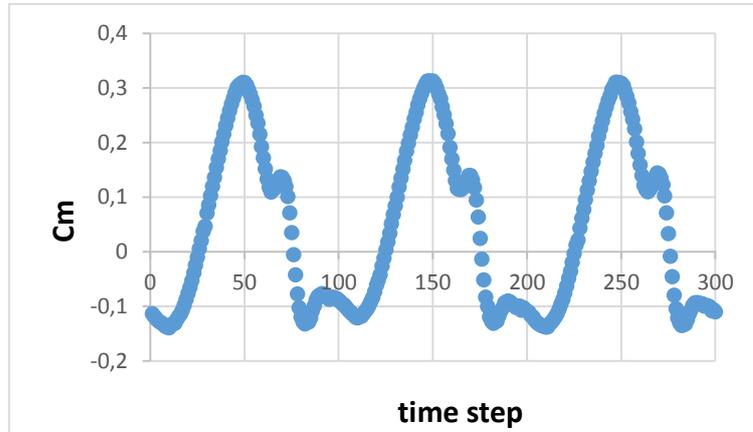
Apartado 3.5: Tomando 300 time steps/ vuelta

Graficas C_m – TSR para todos los puntos simulados:

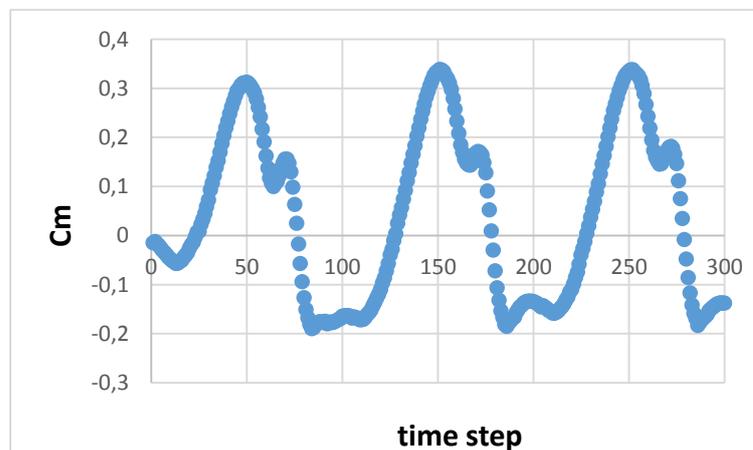
- TSR = 0,8928



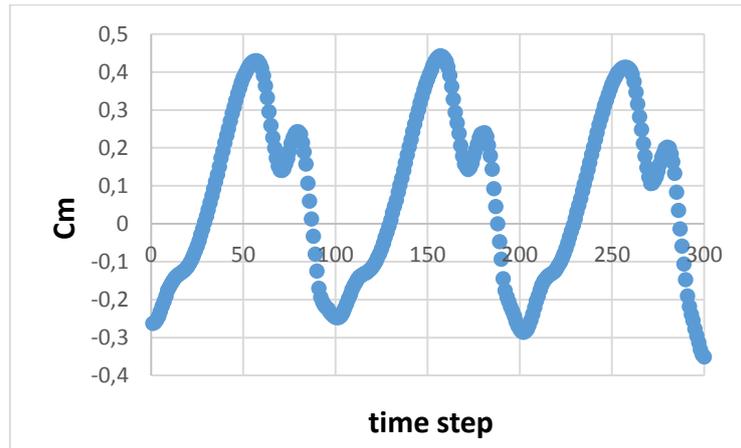
- TSR = 0,9821



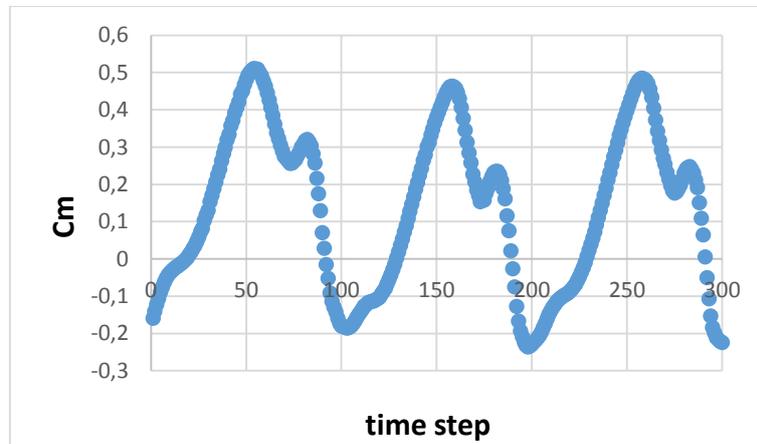
- TSR = 1,0714



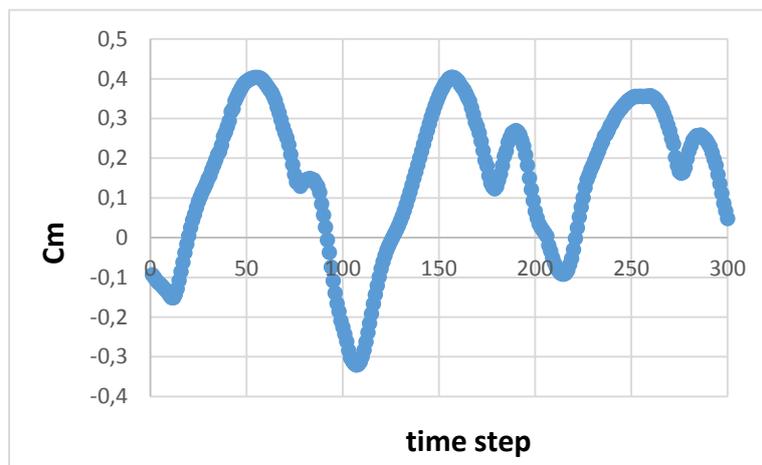
- TSR = 1,1607



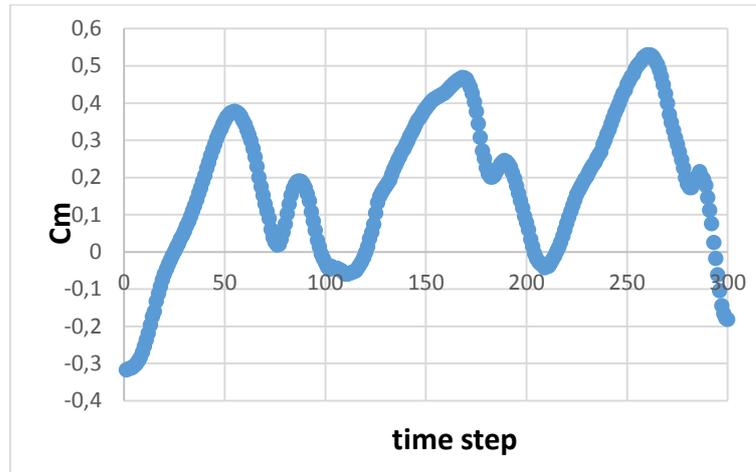
- TSR = 1,25



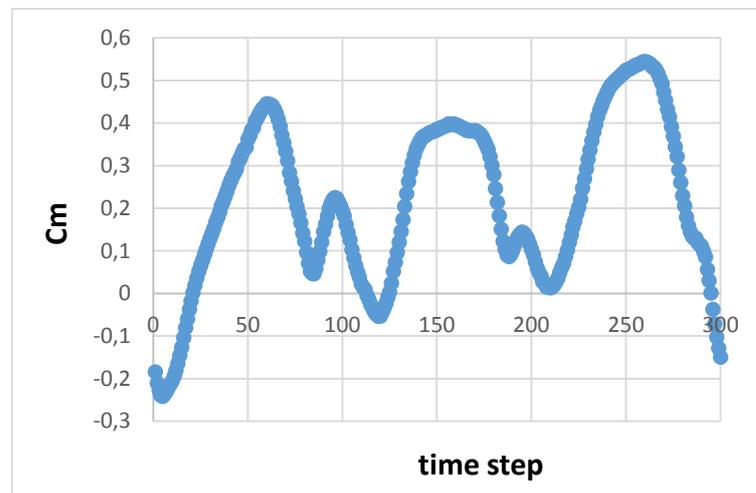
- TSR = 1,3392



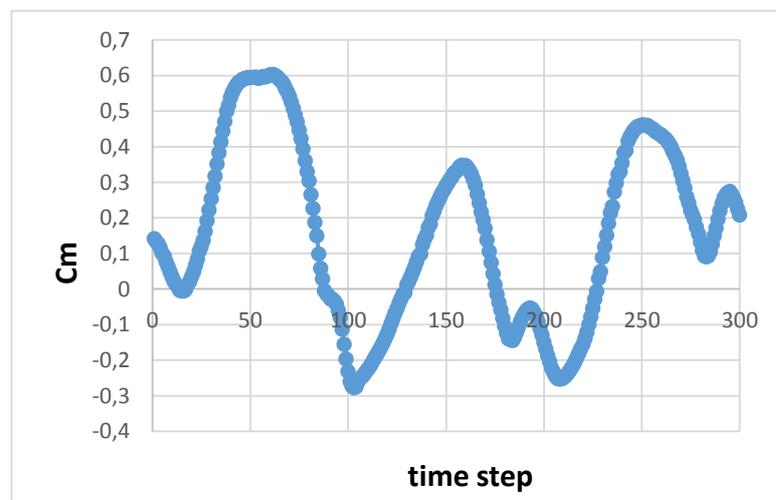
- TSR = 1,4285



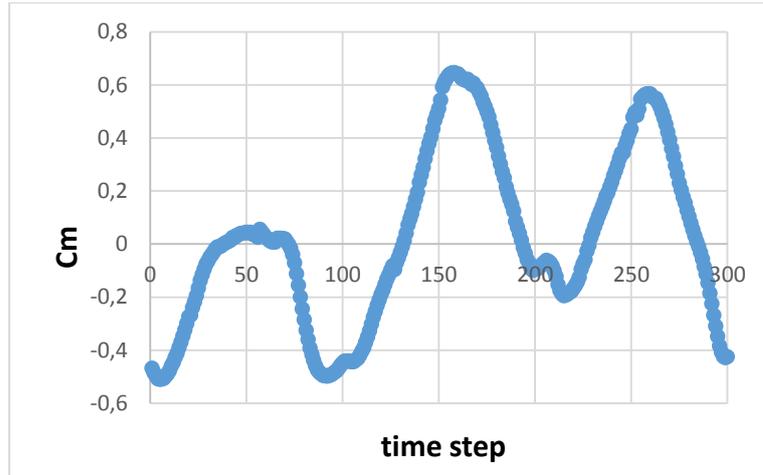
- TSR = 1,5178



- TSR = 1,6



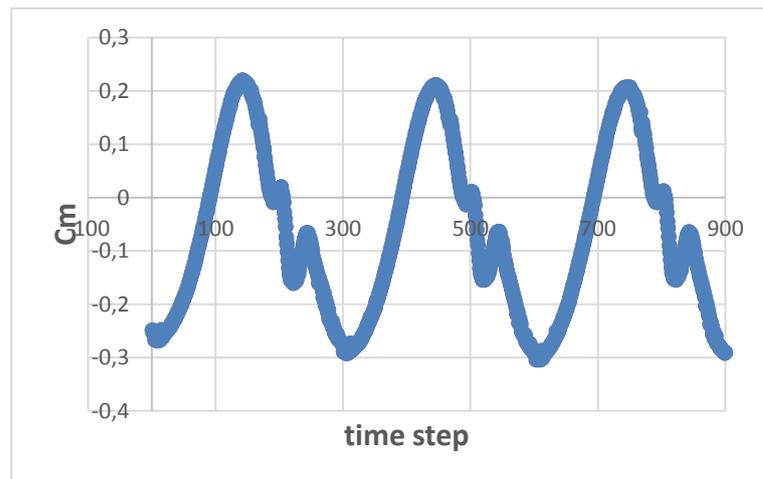
- TSR = 1,7857



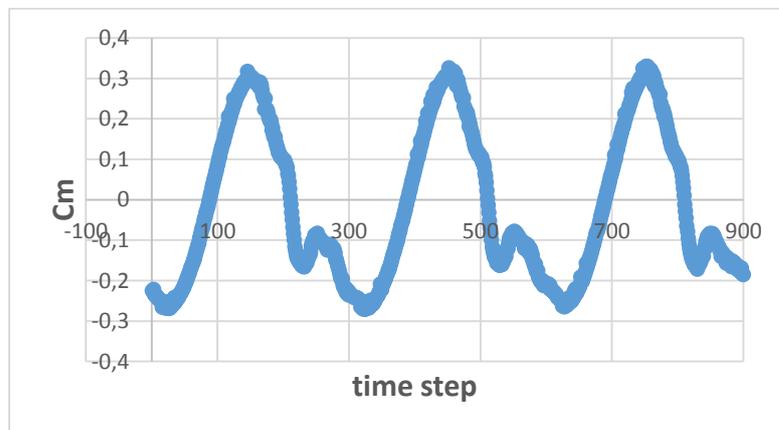
Apartado 3.5: Tomando 300 time steps/ vuelta

Graficas C_m – TSR para todos los puntos simulados:

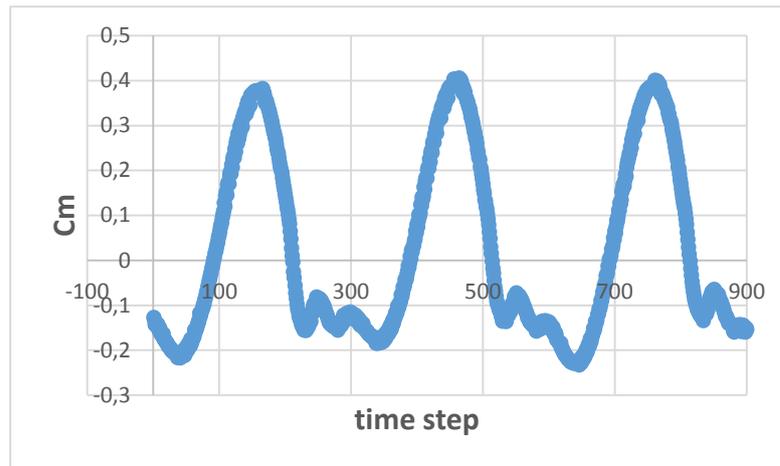
- TSR = 0,8928



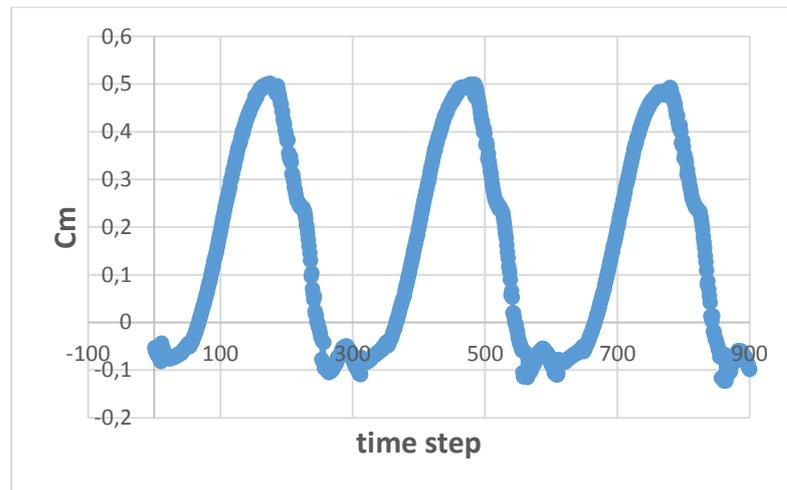
- TSR = 0,9821



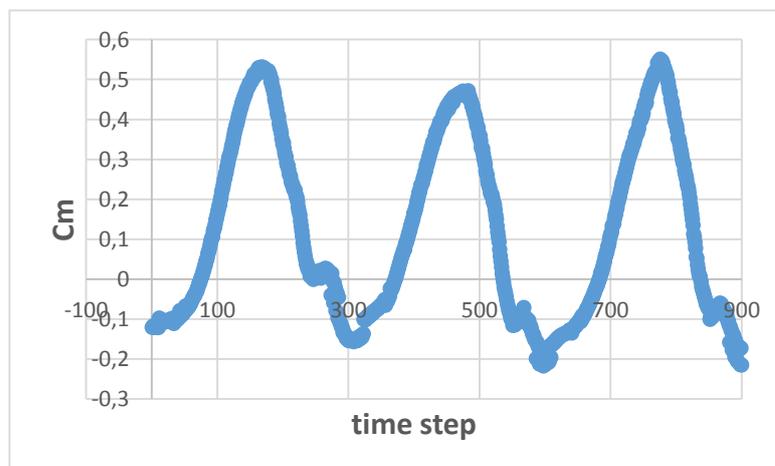
- TSR = 1,0714



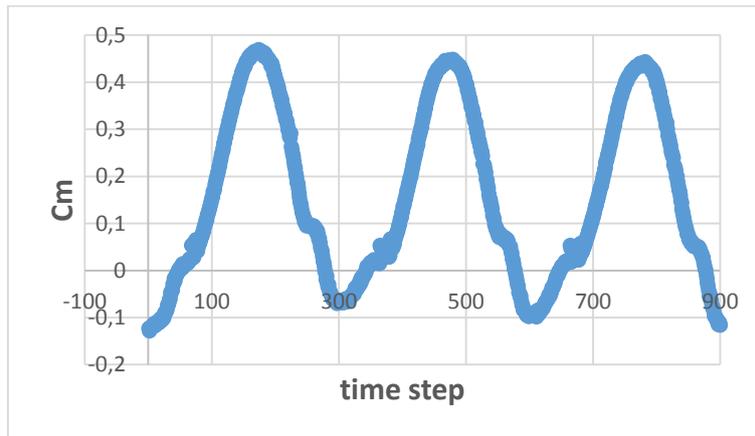
- TSR = 1,1607



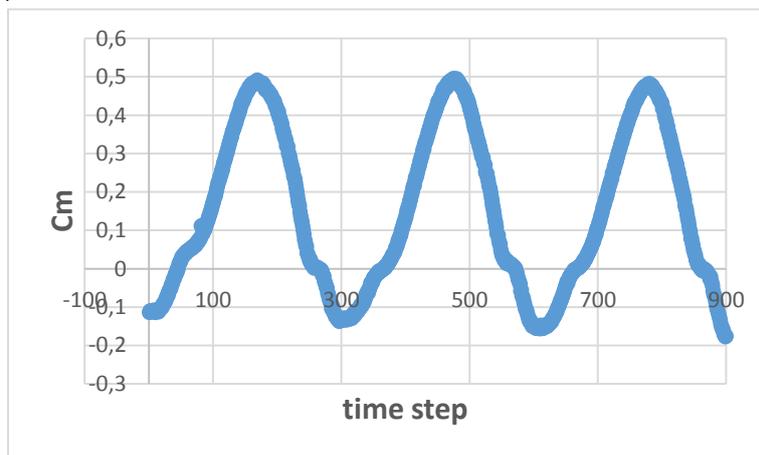
- TSR = 1,25



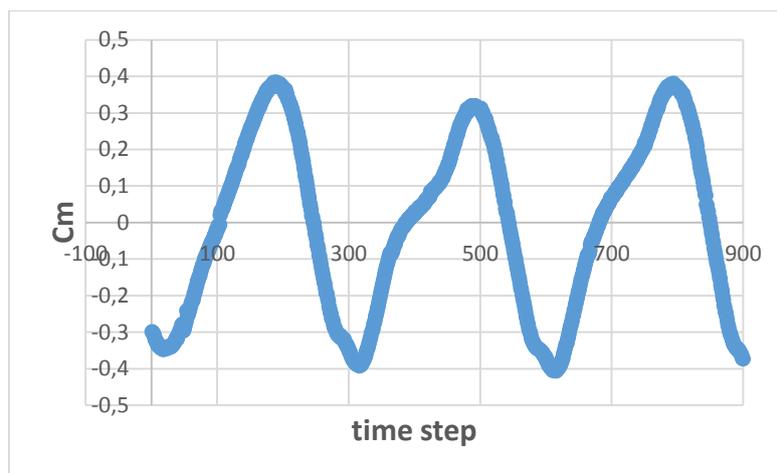
- TSR = 1,3392



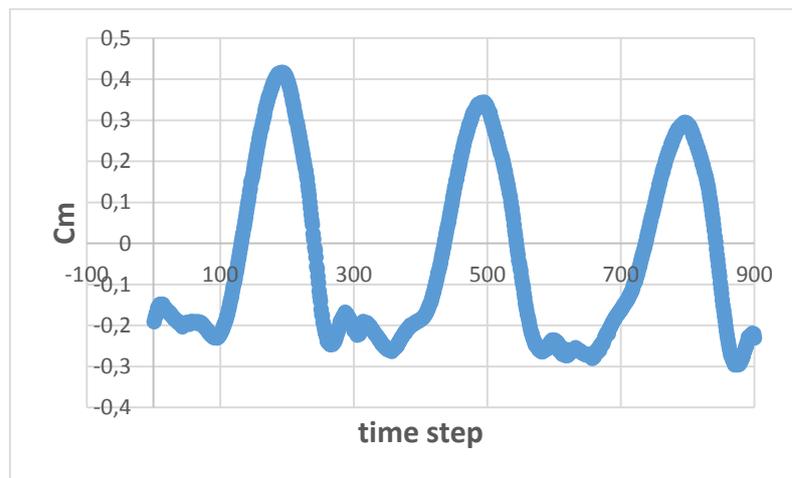
- TSR = 1,4285



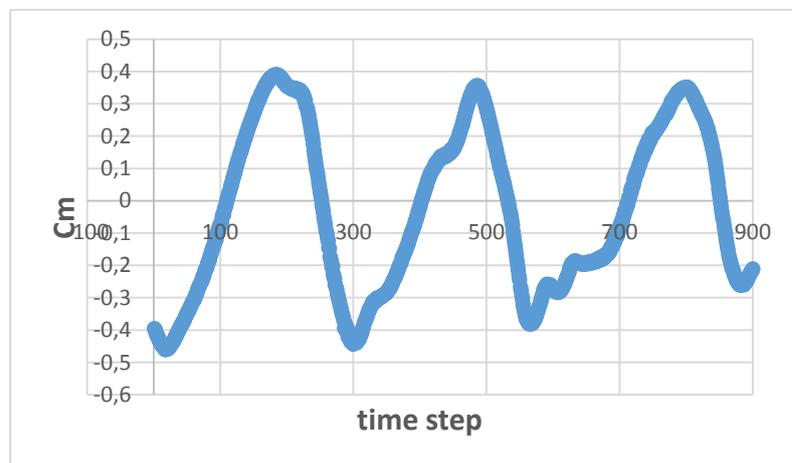
- TSR = 1,5178



- TSR = 1,6

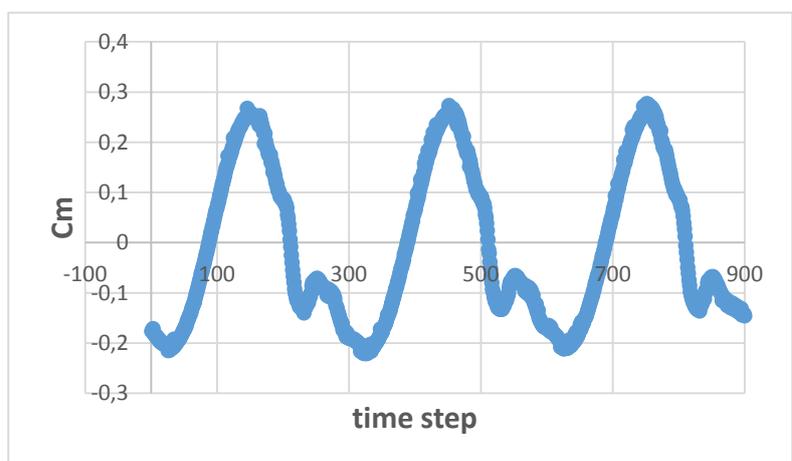


- TSR = 1,7857

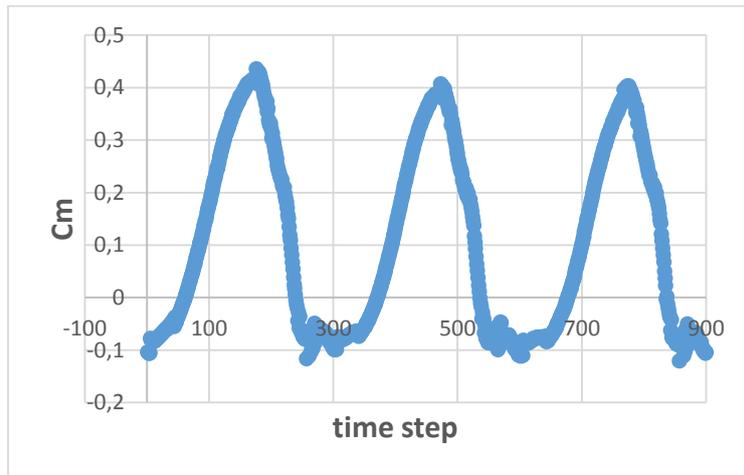


Apartado 4.2.1

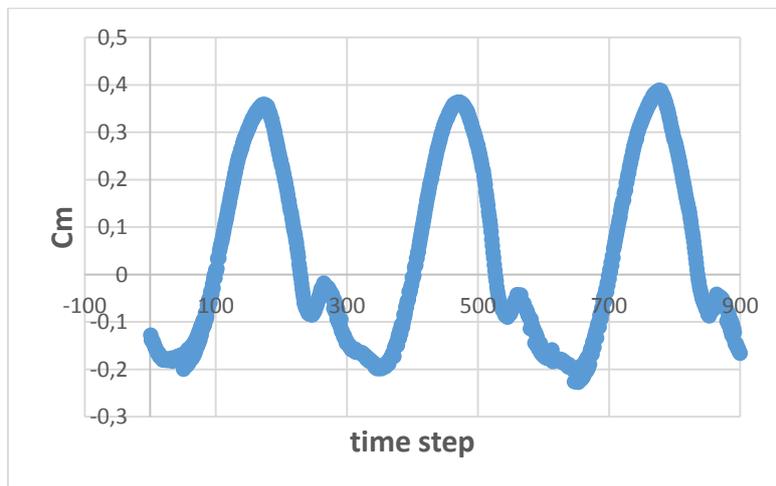
- TSR = 1,1785



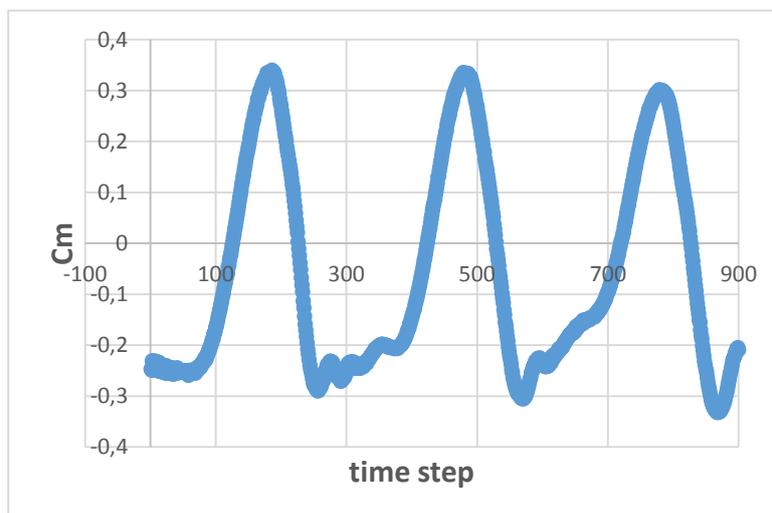
- TSR = 1,3928



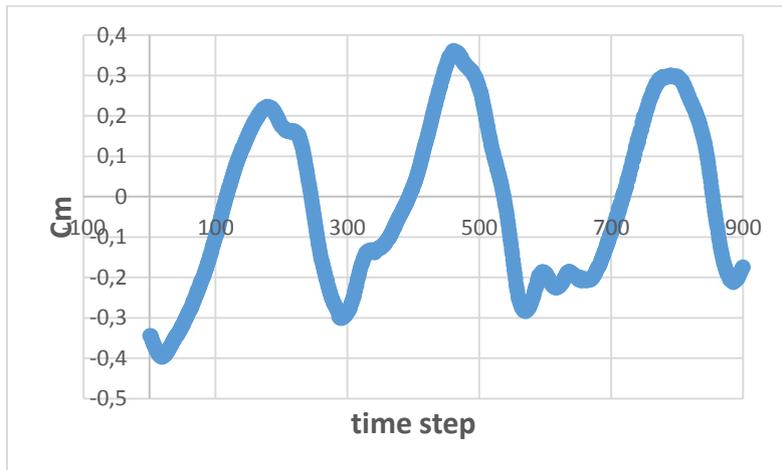
- TSR = 1,6071



- TSR = 1,8214

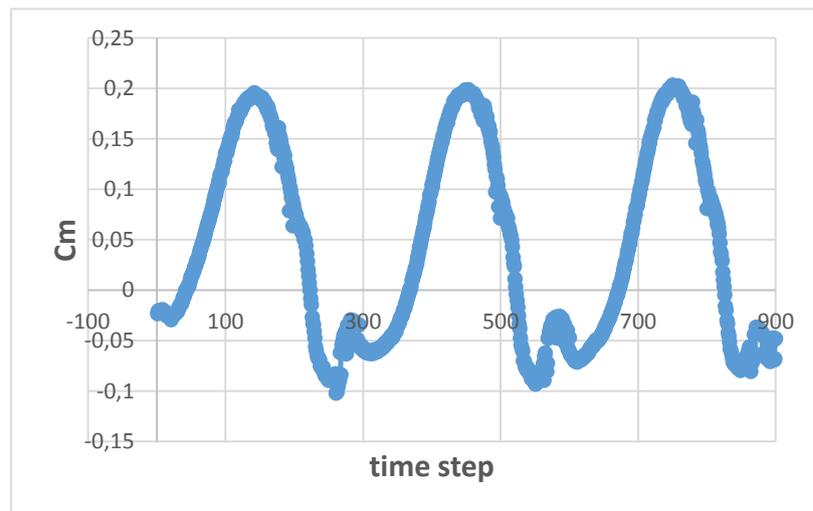


- TSR = 2,1428

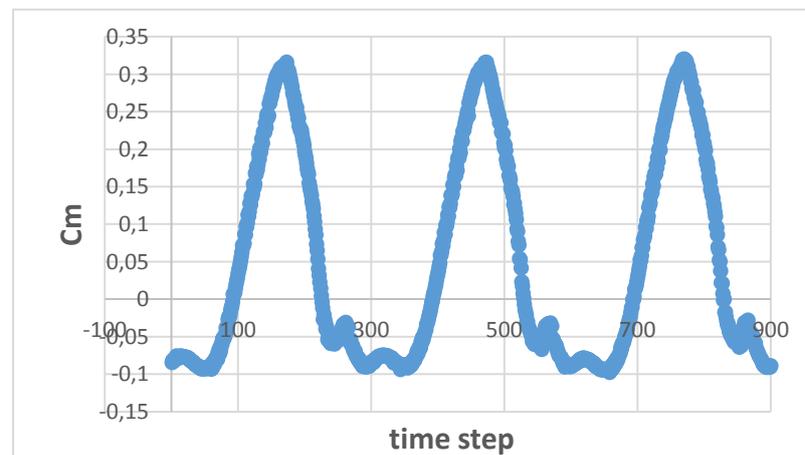


Apartado 4.3.1.

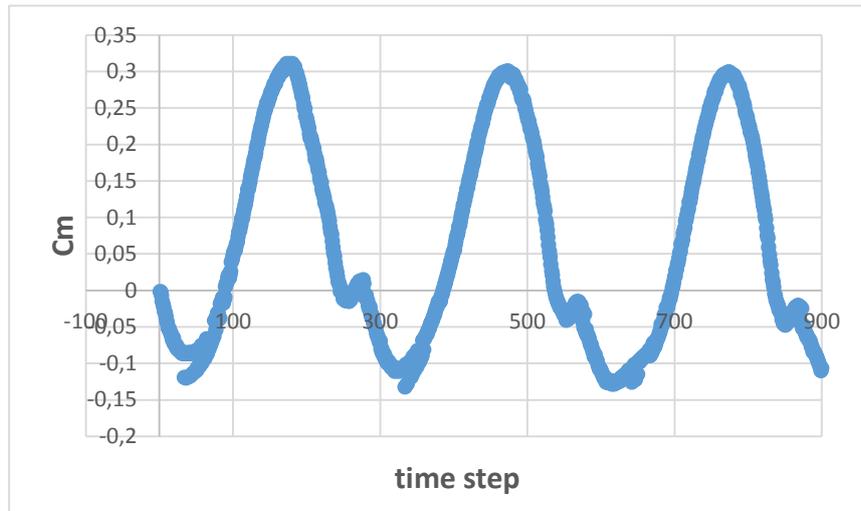
- TSR = 1,5714



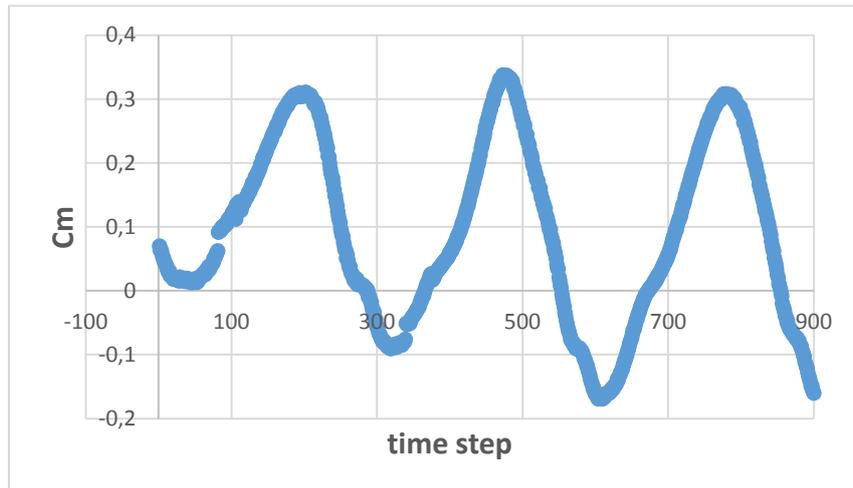
- TSR = 1,8571



- TSR = 2,1428



- TSR = 2,4285



- TSR = 2,8571

