



Universidad de Valladolid



**ESCUELA DE INGENIERÍAS
INDUSTRIALES**

UNIVERSIDAD DE VALLADOLID

ESCUELA DE INGENIERIAS INDUSTRIALES

Grado en Ingeniería Mecánica

**ANÁLISIS CFD DE LA INFLUENCIA DEL
ÁNGULO DE PITCH EN
AEROGENERADORES H-DARRIEUS**

Autor:

Pérez González, Pablo

Tutores:

**Parra Santos, María Teresa
Palomar Trullen, Diego
Departamento de Ingeniería
Energética y Fluidomecánica**

Valladolid, Mayo de 2016.

Agradecimiento

A toda mi familia y a todas las
personas que me han
apoyado.

A Diego y a María Teresa por
su ayuda y por ser una fuente
de motivación.

Resumen

En este Trabajo Fin de Grado se desarrolla un estudio CFD de un aerogenerador de eje vertical H-Darrieus de tres álabes con perfiles NACA 7425. El cálculo computacional se hace con el programa Fluent v.6.3.26.

Partiendo de un modelo numérico en 2D, se definen las condiciones de contorno, las propiedades del fluido, los algoritmos de resolución, el modelo de turbulencia y se establece una resolución temporal.

Se construyen las curvas características que definen el comportamiento del aerogenerador y se realiza un análisis del patrón de flujo. Se analiza el efecto que tienen las estelas provocadas por los otros álabes del rotor, comparándolas con un álabe único. Se realiza un método alternativo del estudio del comportamiento de la turbina eólica utilizando para ello perfiles estáticos aislados.

Se realiza un estudio de la influencia que tiene el ángulo de Pitch en el comportamiento del aerogenerador en busca de una mejora del funcionamiento.

Palabras clave

Eólica, VAWT, Pitch, CFD, H-Darrieus.

Índice

Capítulo 1. Introducción	1
1.1 Justificación	1
1.2 Antecedentes	2
1.3 Objetivos	3
1.4 Estructura de la Memoria	3
Capítulo 2. Modelo	5
2.1 Modelo geométrico	5
2.1.1 Perfil NACA	6
2.1.2 Parámetros adimensionales	8
2.2 Modelo numérico	9
2.2.1 Discretización espacial	9
2.2.2 Condiciones de contorno	11
2.2.3 Características del fluido	11
2.2.4 Controles de solución y modelos de resolución matemática.....	12
2.2.5 Modelos de turbulencia	13
2.2.6 Monitores.....	13
2.2.7 Resolución temporal	14
2.2.8 Validez de los resultados.....	14
Capítulo 3. Análisis de resultados	17
3.1 Curva característica para Pitch=0º	17
3.2 Patrón de flujo	20
3.2.1 Contornos de presión.....	20
3.2.2 Contornos de vorticidad.....	23
3.2.3 Vectores de velocidad	25
3.3 Estudio del rotor con un álabe	28
3.3.1 Curvas características.....	28
3.3.2 Patrón de flujo.....	31
3.4 Estudio del rotor con perfiles estáticos	42
3.4.1 Modelo numérico.....	42
3.4.2 Curvas características.....	44
3.4.3 Patrón de flujo.....	48
Capítulo 4. Influencia del Pitch	53
4.1 Comparación de todos los Pitch	53
4.2 Comparación con Pitch=-6º	56
4.2.1 Contornos de presión.....	57
4.2.2 Contornos de vorticidad.....	58
4.3 Comparación con Pitch=-9º	59

4.3.1	Contornos de presión	60
4.3.2	Contornos de vorticidad	61
4.4	Comparación con Pitch=-12°	62
4.4.1	Contornos de presión	63
4.4.2	Contornos de vorticidad	64
4.5	Comparación con Pitch=6°	64
4.5.1	Contornos de presión	65
4.5.2	Contornos de vorticidad	66
Capítulo 5. Conclusiones y trabajos futuros		69
5.1	Conclusiones	69
5.2	Trabajos futuros.....	70
Bibliografía		71
Páginas web		72
Anexos		73
I.	Parámetros modelo rotor de 3 álabes	73
II.	Parámetros modelo rotor de 1 álabes	89
III.	Parámetros modelo álabes estáticos	100

Capítulo 1. Introducción

1.1 Justificación

Un aerogenerador es un dispositivo que funciona convirtiendo la energía cinética del viento en energía mecánica rotacional mediante una turbina y en energía eléctrica gracias a un alternador.

Existen diferentes tipos de aerogeneradores, se puede distinguir, respecto a la posición de su eje de giro, entre aerogeneradores de eje horizontal (HAWT) y aerogeneradores de eje vertical (VAWT). En la figura 1.1 se representa un aerogenerador tipo HAWT y otro tipo VAWT.



Figura 1.1 Turbina de eje horizontal (izquierda) y de eje vertical (derecha).

La energía eólica ha tenido una gran expansión en los últimos años, debido al interés en las energías renovables, construyéndose parques eólicos con grandes HAWT. Según los datos de la [REE], en los primeros cuatro meses de 2016 el 26% de la demanda energética peninsular, correspondiente a un total de 83796 GWh, es aportada por la energía eólica situándose en primer lugar, seguida por la nuclear. Las energías renovables representan el 51.6%. Cada vez hay menos lugares disponibles dónde resulte rentable la instalación de un parque eólico por ello es interesante este tipo de aerogeneradores que pueden generar energía en lugares donde los HAWT no pueden.

Capítulo 1. Introducción

Los aerogeneradores de eje vertical poseen una serie de ventajas con respecto a los HAWT:

- Son más fáciles y baratos de producir. Los VAWT son más pequeños y no poseen mecanismos complejos. Su estructura es más sencilla y presentan menor número de partes móviles.
- Los VAWT pueden recibir el viento desde cualquier dirección por lo que no necesitan sistema de orientación de los álabes. Esta virtud es muy útil en lugares donde el viento cambia frecuentemente de dirección.
- Extraen energía del viento con velocidades bajas, por lo cual el rotor puede estar cerca del suelo facilitando su instalación y su mantenimiento.
- Son menos ruidosos, necesario para poder instalarlos en zonas pobladas.

Las desventajas que presentan los aerogeneradores de eje vertical son:

- La principal es que poseen menor eficiencia que los HAWT y que la potencia que actualmente pueden generar es mucho menor.
- Algunos VAWT necesitan un sistema de arranque. Este puede ser mediante un aporte de energía eléctrica o con la instalación de un pequeño aerogenerador Savonius en su eje.

Por estos motivos se opta por la investigación de los aerogeneradores verticales tipo H-Darrieus de tres álabes con perfiles NACA 7425, pues interesa que se sigan desarrollando esta tecnología para producir más energía renovable e ir eliminando las fuentes de energías de combustibles fósiles y la nuclear.

1.2 Antecedentes

Se han realizado muchos estudios relacionados analizando con modelos computacionales el comportamiento de aerogeneradores de eje vertical. Las principales referencias desde las que este proyecto parte son:

[Lanzafame-2014], realiza un estudio sobre el modelo de turbulencia que mejor se adapta a los resultados obtenidos en modelos experimentales.

[Mohamed-2014], analiza la influencia de varios perfiles aerodinámicos y con el de mejor rendimiento estudia la influencia de la variación del ángulo de Pitch.

[Lee-2015], estudia el comportamiento de un aerogenerador Darrieus de 500W, analiza la influencia de varios parámetros geométricos entre ellos el Pitch.

[Kumar-2015], analiza el diseño y la optimización de pequeños aerogeradores a bajas velocidades. En él estudia la influencia del número de álabes, la solidez y el ángulo de Pitch.

[Armstrong-2011], realiza un estudio experimental de la influencia del ángulo de Pitch y del funcionamiento del aerogenerador con álabes inclinados.

[Chamoso-2015], [Esteban-2014], [Gómez-2015], [Gonzalez-2014] y [Vega-2012], han realizado estudios de aerogeneradores de eje vertical con mecánica de fluidos computacional dentro del departamento de los cuales se ha recogido información para la realización de este proyecto.

Este estudio se ha realizado en paralelo con [Rivero-2016], quien realiza un estudio con un aerogenerador Darrieus tipo H formado por tres perfiles NACA 7425, estudiando la influencia de la solidez.

1.3 Objetivos

Con este estudio se pretenden alcanzar los siguientes objetivos:

- Determinar las curvas características de funcionamiento de un aerogenerador Darrieus tipo H formado por tres perfiles NACA 7425, en función del ángulo de pitch.
- Analizar los patrones de flujo de los aerogeneradores en condiciones de diseño para caracterizar su comportamiento aerodinámico.
- Estudiar los efectos de las estelas sobre el flujo incidente en cada perfil.
- Conocer la viabilidad de realizar el estudio computacional sobre perfiles estáticos en las distintas posiciones que ocuparía dentro del rotor.

1.4 Estructura de la Memoria

El proyecto está estructurado en 4 capítulos en los que se desarrollan los objetivos citados anteriormente.

- Capítulo 1. Introducción. Breve introducción a los aerogeneradores, justificación del trabajo, trabajos precedentes y se presentan los objetivos.
- Capítulo 2. Modelo. Se establecen las características geométricas del aerogenerador y se explica la metodología para llevar a cabo las simulaciones.
- Capítulo 3. Análisis de resultados. Se exponen los resultados obtenidos para el ángulo de Pitch 0°. Se analiza el patrón de flujo para caracterizar su funcionamiento. Se comparan estos resultados con los obtenidos con un rotor de un único álabe para ver los efectos que producen las estelas. Se exponen los resultados obtenidos con el análisis de perfiles estáticos comparándolos con los resultados anteriores.

Capítulo 1. Introducción

- Capítulo 4. Influencia del Pitch. Comparación del funcionamiento del rotor con la variación del ángulo de Pitch, mediante las curvas características y los patrones de flujo de cada configuración.
- Finalmente se exponen las conclusiones y trabajos futuros. La bibliografía consultada y en los anexos se recogen todos los parámetros de cada modelo numérico usando el código de propósito general Fluent v 6.3.26.

Capítulo 2. Modelo

El modelo, estudiado en este documento, es un aerogenerador de eje vertical tipo H-Darrieus que consta de tres alabes de perfil estándar NACA 7425. El estudio se ha realizado en dos dimensiones, ya que se ha demostrado que los resultados obtenidos siguen tendencias similares a las de 3D, pero con un coste computacional notablemente menor. Con este modelo se obtendrá un comportamiento ligeramente mejor pues no considera los cambios en la dirección axial en la longitud del alabes donde se produce flujo turbulento, además aparecerán cambios en los extremos de los alabes y en las barras de sujeción.

El modelo geométrico se ha construido con el software Gambit y con el software Ansys Fluent v6.3.26 se han impuesto las condiciones de contorno y operacionales, el modelo de turbulencia, el algoritmo de resolución y la resolución temporal.

2.1 Modelo geométrico

El modelo físico se corresponde con un modelo a escala de laboratorio de un aerogenerador 3D. En él se establecen todas las dimensiones, el número de alabes y la geometría de los perfiles. Todos los datos aparecen recogidos en la tabla 2.1:

Tabla 2.1 Características geométricas del rotor

Perfil	NACA 7425
Radio del rotor (R)	0.1 m
Longitud (b)	0.2 m
Cuerda (c)	0.05 m
Número de alabes (N)	3
Solidez (σ)	0.75
Área (A)	0.04 m ²

Las características del perfil se explicarán en el apartado 2.1.1 y la solidez se definirá en el apartado 2.1.2.

El área del aerogenerador se considera la proyección del cilindro que contiene al rodete, como se muestra en la ecuación (2.1):

$$A = 2 \cdot R \cdot b \quad (2.1)$$

Capítulo 2. Modelo

Se establece un sistema de referencia de referencia, en coordenadas polares, para caracterizar la posición de los perfiles. La coordenada acimutal (θ) se define como se muestra en la figura 2.1:

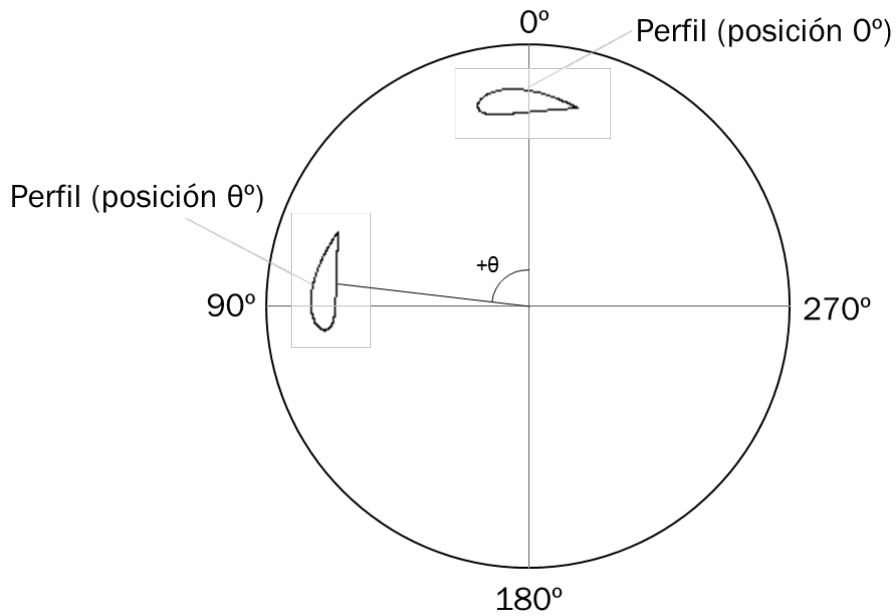


Figura 2.1 Sistema de referencia.

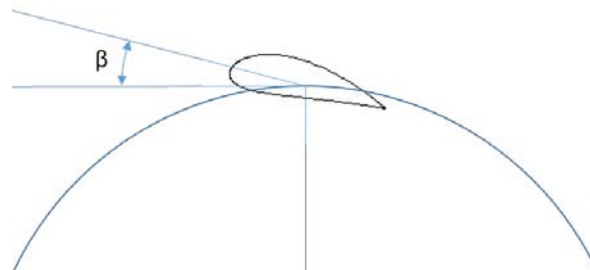


Figura 2.2 Ángulo de Pitch

El ángulo de Pitch (β) es definido como el ángulo que forma la cuerda del perfil con la dirección perpendicular al radio que el álabe forma con el eje. Para valores de Pitch positivos el perfil apunta hacia el interior de la circunferencia que forma el álabe al girar, para valores negativos hacia el exterior. El álabe en la figura 2.2 tiene un valor negativo.

2.1.1 Perfil NACA

Los perfiles NACA son perfiles aerodinámicos desarrollados por la National Advisory Committee for Aeronautics (NACA). Son caracterizados por los siguientes parámetros:

- La cuerda: es la línea recta que une el borde de ataque y el borde de salida del perfil.
- La línea de curvatura media: es la línea media entre extradós y el intradós.
- El espesor máximo: es la distancia máxima perpendicular a la cuerda entre el extradós y el intradós.
- La torsión: es la máxima distancia, medida en dirección perpendicular a la cuerda, que existe entre la línea media y la cuerda.
- Extradós: zona periférica del perfil que se caracteriza por tener máxima velocidad de flujo y mínima presión.
- Intradós: zona periférica del perfil que se caracteriza por tener mínima velocidad de flujo y máxima presión.
- Borde de ataque: es el punto más delantero del perfil, diseñado para que el viento incida sobre él.
- Borde de salida: es el punto más retrasado.

En la figura 2.3 se representan estos parámetros sobre la sección del perfil NACA 7425.

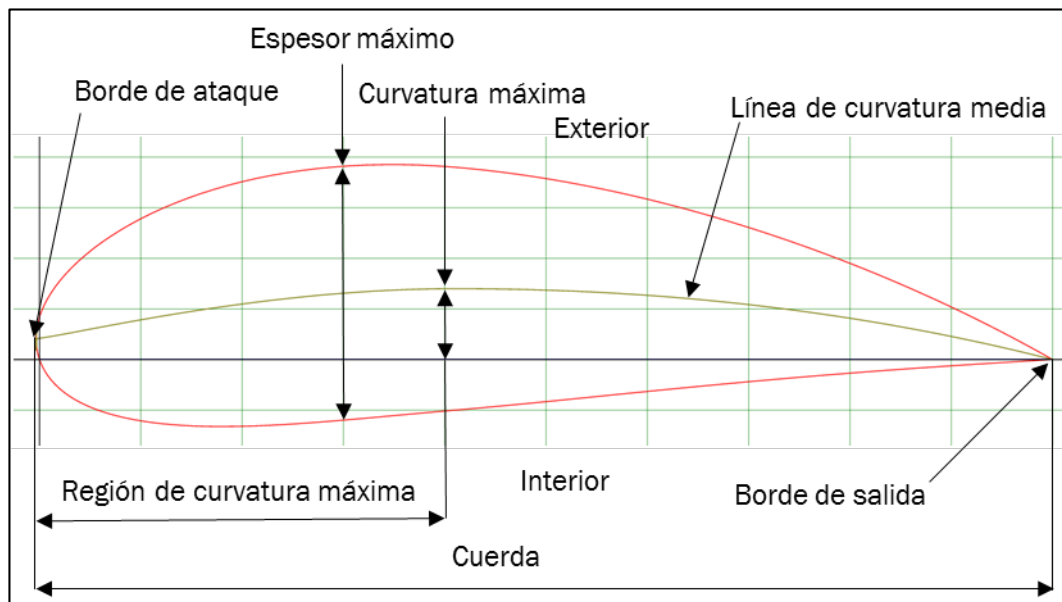


Figura 2.3 Características del perfil NACA 7425.

Los perfiles NACA vienen definidos por una serie de dígitos, con diversos significados. El estudio se ha realizado sobre un perfil definido por cuatro dígitos. Se muestran las características en la tabla 2.2:

Tabla 2.2 Características del perfil NACA 7425

Perfil NACA 7425			
Digito	Significado	Valor	
1 ^{er}	Curvatura máxima	% cuerda	7
2 ^o	Posición de la curvatura máx.	(% cuerda)·10	40
3 ^{er} , 4 ^o	Espesor máximo	% cuerda	25

2.1.2 Parámetros adimensionales

Para la realización del estudio de un aerogenerador se necesita definir los siguientes parámetros adimensionales.

Grado de solidez (σ): es la densidad de distribución de los álabes. Representa el área ocupada por los álabes respecto la sección proyectada del cilindro que ocupa el rotor. Se determina mediante la ecuación (2.2):

$$\sigma = \frac{N \cdot c \cdot b}{2 \cdot R \cdot b} \quad (2.2)$$

Tip Speed Ratio (Coeficiente de velocidad, TSR o λ): relaciona la velocidad tangencial del perfil en movimiento con la velocidad del viento (v_∞). Se determina mediante la ecuación (2.3):

$$\lambda = TSR = \frac{\omega \cdot R}{v_\infty} \quad (2.3)$$

Donde ω es la velocidad angular en rad/s y v_∞ la velocidad del viento.

Coeficiente de par (C_m): relaciona el par máximo teórico que puede proporcionar el aire, con las condiciones impuestas, con el par que desarrolla el rotor. Se determina mediante la ecuación (2.4):

$$C_m = \frac{T}{\frac{1}{2} \cdot \rho_a \cdot v_\infty^2 \cdot A \cdot R} \quad (2.4)$$

Coeficiente de potencia (C_P): es la relación de la potencia generada por el rotor con la potencia máxima teórica de la corriente de aire que atraviesa el rotor. Representa el rendimiento del aerogenerador. Se determina mediante la ecuación (2.5):

$$C_P = \frac{T \cdot \omega}{\frac{1}{2} \cdot \rho_a \cdot v_\infty^3 \cdot A} = \frac{P}{\frac{1}{2} \cdot \rho_a \cdot v_\infty^3 \cdot A} \quad (2.5)$$

La relación entre el coeficiente de potencia y el coeficiente de par está determinada por la ecuación (2.6):

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

Número de Strouhal (St): está relacionado con la frecuencia de desprendimiento de torbellinos. Surge en procesos en los que el flujo se ve interrumpido por un cuerpo de forma que, al no ser capaz el fluido de rodear al objeto, la capa límite se desprende formando una estela de torbellinos contrarrotantes con desprendimiento alternativo. Se determina mediante la ecuación (2.7):

$$St = \frac{f \cdot 2 \cdot R}{v_\infty} \quad (2.7)$$

Donde f es la frecuencia de desprendimiento de torbellinos

2.2 Modelo numérico

El estudio del comportamiento del modelo físico se ha realizado utilizando un modelo numérico en 2D obtenido cortando el aerogenerador con un plano horizontal en el que no se encuentran los brazos que sujetan los álabes, ya que esta zona no es representativa en el comportamiento del aerogenerador. Se establece el modelo de resolución matemática, el modelo de turbulencia, las condiciones de contorno y las características del fluido.

2.2.1 Discretización espacial

Se obtiene la malla utilizada para la simulación con el programa Gambit v2.4. Es una malla suficientemente refinada, comprobada su fiabilidad, de la que se obtienen resultados periódicos, y contornos bien definidos y sin incongruencias, comparándolos con otros resultados de la literatura. El dominio computacional está dividido en seis zonas: ambiente y eje, que permanecen fijos; y la zona circular que contiene a cada álabes y la corona, estas cuatro zonas giran respecto del centro del eje. El modelo sigue el esquema representado en la figura 2.4:

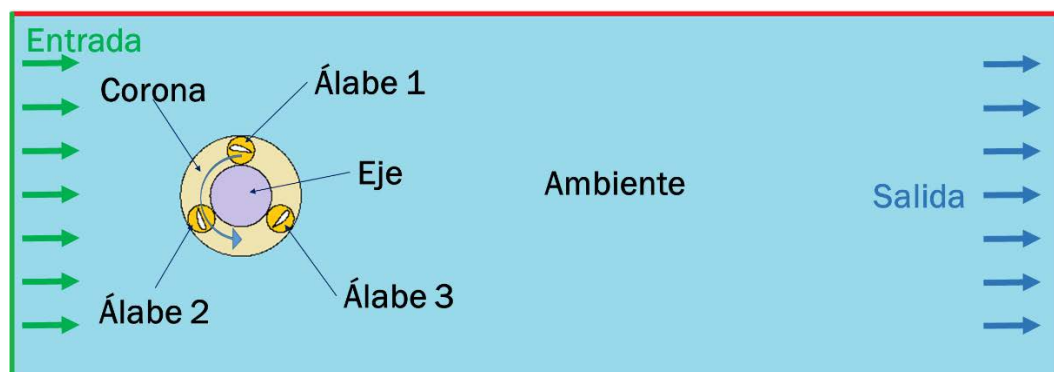


Figura 2.4 Esquema del modelo numérico

La malla está formada por 107910 celdas, distribuyéndose en las diversas zonas como aparece en la tabla 2.3:

Tabla 2.3 Características de la malla

Zona	Celdas
Ambiente	28200
Eje	15000
Corona	33210
Álabes (x3)	10500 (x3)

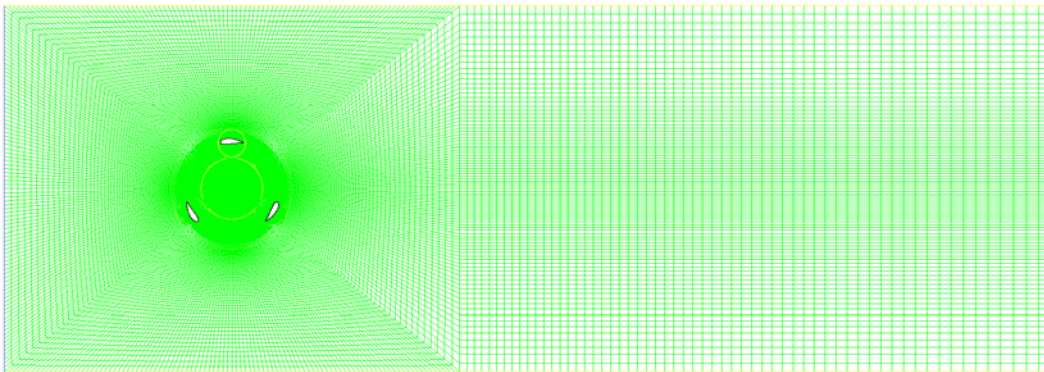


Figura 2.5 Malla del modelo

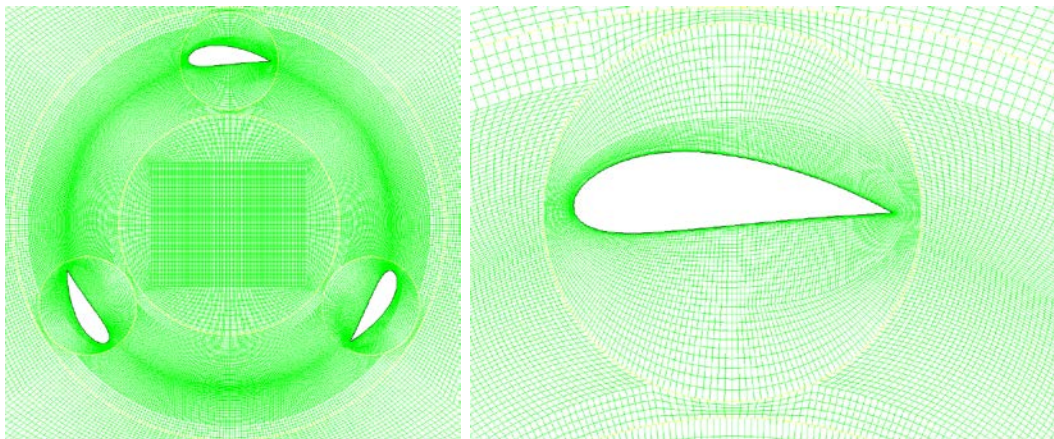


Figura 2.6 Detalles de la malla

La zona de los álabes es la que mayor resolución espacial tiene para aumentar la precisión de los resultados obtenidos, figura 2.6. La malla es menos fina conforme aumenta la distancia con los alabes, ya que el flujo está menos influenciado por la presencia de los perfiles pudiéndose capturar perturbaciones que sufre la corriente con un menor número de celdas, figura 2.5.

El origen de coordenadas se sitúa en el eje del rotor y la malla tiene unas medias de 2.3 m de largo y 0.8 m de alto. El origen se sitúa a 0.5 m de la entrada y equidistante a las paredes laterales.

2.2.2 Condiciones de contorno

Para la realización del estudio se imponen las siguientes condiciones de contorno:

- Entrada. Se le asigna la condición *Velocity Inlet*. Es la zona aguas arriba del aerogenerador, esta condición impone una entrada de fluido, a lo largo de todo el segmento, al dominio espacial. Se trabaja con el método *Magnitude, Normal to Boundary* con una velocidad de entrada de aire, en todos los casos, de 7 m/s. La turbulencia se especifica con el método *Intensity and Hydraulic Diameter*, con una intensidad turbulenta del 10% y un diámetro hidráulico de 0.2 m ($D_H=2\cdot R$).
- Salida. Se le asigna la condición *Pressure-Outlet*. Presión manométrica de 0 Pascales, ya que se considera que la presencia del aerogenerador es despreciable. La turbulencia se mantiene con los valores por defecto que ofrece Fluent 6.3.26.
- Las zona de alabe1, alabe2, alabe3 y corona se le asigna la condición de *fluid*. Se le impone el tipo de movimiento *Moving Mesh* y la velocidad de rotación específica de cada simulación.
- Ambiente. Se le asigna la condición de *fluid*. Se define el tipo de movimiento *Stationary*, pues esta zona no se mueve.
- La zona eje, en la malla del rotor completo, se define como la zona ambiente.
- Pared_alabe. Se le asigna la condición de *wall*, son superficies impermeables al fluido.
- Laterales de la malla (*lateral_anterior* y *lateral_posterior*). Se le asigna la condición de *symmetry*, esta condición se aplica para simular el aerogenerador en campo libre y que las paredes no tengan efecto en la simulación. Esta condición establece que el gradiente en la dirección perpendicular en el límite del dominio sea cero, es lo que se conoce como condición de Von Neumann.

2.2.3 Características del fluido.

El aerogenerador trabaja con aire en una corriente con velocidad lineal y constante de 7m/s. Las propiedades del fluido se recogen en la tabla 2.4:

Tabla 2.4 Características del fluido.

Característica del aire	Valor
Densidad [kg/m ³]	1.225
Viscosidad [kg/(m·s)]	1.79·10 ⁻⁵
Presión operativa [Pa]	101325
Referencia de presiones [m]	X=1.8 Y=0
Temperatura [k]	288.16
Velocidad[m/s]	7
R _g [J/(Kg·K)]	287
γ [-]	1.4

El flujo se considera incompresible, ya que el número de Mach es inferior a 0.3, según la ecuación (2.8), siendo las variaciones de la densidad despreciables, de esta manera se puede desacoplar la ecuación de la energía del resto.

$$M = \frac{v}{\sqrt{\gamma \cdot R_g \cdot T}} = \frac{7}{\sqrt{1.4 \cdot 287 \cdot 288.16}} = 0.0206 \quad (2.8)$$

La presión de operativa es la atmosférica, pero sufre variaciones debido al efecto de los álabes. Para poder apreciar estas variaciones se ha definido el punto de referencia de presiones lo más alejado al rotor posible, en la salida de la malla.

2.2.4 Controles de solución y modelos de resolución matemática

Los algoritmos de resolución utilizados para las distintas ecuaciones aparecen en la tabla 2.5.

Tabla 2.5 Controles de solución

Ecuaciones	Algoritmo
Presión	Standard
Conservación Movimiento	Second Order Upwind
Energía Cinética Turbulenta	Second Order Upwind
Disipación Turbulenta	Second Order Upwind
Acoplamiento Presión-Velocidad	SIMPLE

Se definen las opciones elegidas en los modelos de solución matemática en la tabla 2.6.

Tabla 2.6 Modelos de resolución matemática

Modelos de resolución matemática	
Solver	Pressure Based
Space	2D
Gradient Option	Green-Gauss Cell Based
Formulation	Implicit
Time	Unsteady
Unsteady Formulation	1 st-Order Implicit
Porous Formulation	Superficial Velocity

2.2.5 Modelos de turbulencia

Para determinar si el flujo de viento en las diferentes zonas del problema es turbulento se utiliza el número de Reynolds, mediante la ecuación (2.9). El flujo en la simulación de este tipo de aerogeneradores es complejo pues no tiene un flujo turbulento totalmente desarrollado. Por eso se usan modelos de turbulencia transicionales entre flujo laminar y flujo turbulento.

$$Re = \frac{\rho \cdot v_{\infty} \cdot D_H}{\mu} \quad (2.9)$$

No todos los modelos de turbulencia propuestos por el programa Fluent v6.3.26 son adecuados para realizar este estudio. [Lanzafame-2014] demuestra cuál es el modelo que ofrece resultados más parecidos con los resultados obtenidos experimentalmente, por ello se utiliza un modelo de turbulencia $k-\omega$ SST con la opción *Transitional Flows* activada. Los valores de las constantes del modelo se mantienen por defecto. Es una variante de $k-\omega$ *Standard*, comportándose como este modelo en la región cerca de la pared y comportándose como $k-\varepsilon$ en la corriente libre. Es el modelo más exacto y fiable para un mayor número de tipos de flujo: incrementos de presión adversos en perfiles aerodinámicos, ondas de choque transitorio, etc.

Este modelo permite resolver la región cercana a las paredes de los perfiles pero para que los resultados sean válidos se tiene que cumplir la condición de *Wall Yplus* sea menor a 1.

2.2.6 Monitores

Los monitores muestran la información de los resultados obtenida en cada simulación. Los monitores utilizados han sido los de residuales y los de fuerza, para obtener el coeficiente de par (C_m).

Los residuales dan el error relativo entre dos iteraciones consecutivas para cada variable que se está calculando. Para considerar que se ha logrado convergencia se ha impuesto que los residuales no superen 10^{-3} . No se puede ser más exigente con este valor en problemas transitorios pues no alcanzan un valor estable, sino que varían en cada iteración.

Los monitores de fuerza permiten obtener el coeficiente de par en cada iteración, a partir del cual se puede caracterizar el comportamiento del aerogenerador.

2.2.7 Resolución temporal

Las simulaciones se han realizado con una resolución fija, dividiendo el periodo que tarda en dar una vuelta entre un número determinado de partes o *Time Steps*. El periodo de tiempo que dura cada *Time Step* depende de la velocidad angular y el número de *Time Steps* por vuelta, se obtiene con la ecuación (2.10):

$$At = \frac{2 \cdot \pi}{\omega \cdot Time\ Steps} \quad (2.10)$$

La resolución temporal es mayor si se divide la vuelta en más partes, pues cada salto corresponde con un avance menor y el tiempo que dura cada *Time Step* es menor. Para una resolución temporal alta la solución converge mejor, pero aumenta el tiempo de cálculo.

El número de *Time Steps* tomados por vuelta no es el mismo en todas las simulaciones, ya que ha sido necesario disminuir el intervalo de tiempo entre iteraciones para que la solución obtenida fuera periódica. El mínimo de *Time Steps* por vuelta han sido 300 y el máximo han sido 2400, este último valor ha sido excepcionalmente usado para simulaciones en las cuales no se conseguía convergencia. La mayoría de resultados han sido obtenidos con 300 o 600 *Time Step*, obteniendo unos saltos de tiempo del orden de 10^{-3} - 10^{-5} segundos.

El número de vueltas registrado en cada simulación es variable para asegurar la convergencia de los resultados, pero siempre mayor o igual a tres vueltas completas del rotor, momento a partir del cual, según la literatura, aparecen resultados periódicos.

2.2.8 Validez de los resultados

Una condición necesaria, pero no suficiente, para obtener resultados validos es la periodicidad.

Los resultados obtenidos en este proyecto no han sido validados experimentalmente, pero si el modelo matemático del que parte. Teniendo en

cuenta esto se considera que el modelo es válido para este análisis de aerogeneradores. Por lo tanto se puede asumir que los resultados son válidos, aunque los resultados en valores absolutos pueden no ser exactos pero sí es fiable el modelo para observar tendencias y establecer un análisis comparativo. Por lo tanto se consigue el objetivo de ver la tendencia provocada por el cambio del ángulo de Pitch en el funcionamiento del aerogenerador, para obtener un diseño lo más eficiente posible.

Capítulo 3. Análisis de resultados

En este capítulo se estudiarán los resultados del modelo descrito en el capítulo anterior, para el aerogenerador con Pitch 0° . En estos resultados se mostrarán las curvas características del aerogenerador, en las que se relacionan los coeficientes de par y potencia en función del Tip Speed Ratio (TSR). También se expondrá el análisis de los contornos de presión y vorticidad en el punto de diseño para ver cómo afecta el aerogenerador al flujo y los vectores de velocidad en diversas posiciones.

Además se analizarán los efectos producidos por las estelas sobre un álabe y se estudiará el aerogenerador mediante perfiles estáticos,

3.1 Curva característica para Pitch= 0°

El comportamiento de un aerogenerador está determinado por su curva característica en la que se relaciona el coeficiente de potencia y el coeficiente de velocidad. Esta curva muestra el rango operativo del aerogenerador, dentro del cual el aire está cediendo energía al aerogenerador. Cuanto mayor sea rango de TSR en el que el coeficiente de potencia toma valores positivos mayor será el rango operativo, pudiendo aprovechar las rachas de aire de distintas velocidades.

El coeficiente de potencia se obtiene multiplicando el Tip Speed Ratio por el coeficiente de par, tomando el promedio del coeficiente de par. Este varía dependiendo de la posición que toma el álabe presentando un comportamiento periódico con tres periodos iguales por cada vuelta del rotor, debido al solape de los álabes pues cuando uno llega a 120° el anterior se sitúa en 0° y empieza otro periodo. La curva de par siempre muestra tres máximos y tres mínimos, uno por cada vez que un álabe pasa por las posiciones favorable y desfavorable respectivamente. Estas posiciones varían en función de los parámetros del aerogenerador.

La figura 3.1 muestra los valores que toma C_m a lo largo de una vuelta completa del rotor y el valor medio de la curva. Esta curva de par corresponde con el punto de diseño para el aerogenerador de tres álabes con perfiles NACA 7425, cuya solidez es 0.75 y su ángulo de Pitch es igual a 0° . Se puede apreciar una curva periódica, en la que aparecen los máximos y mínimos comentados en el párrafo anterior y cómo la curva toma valores de par negativos, en las posiciones desfavorables, en los que el aerogenerador cede energía al aire.

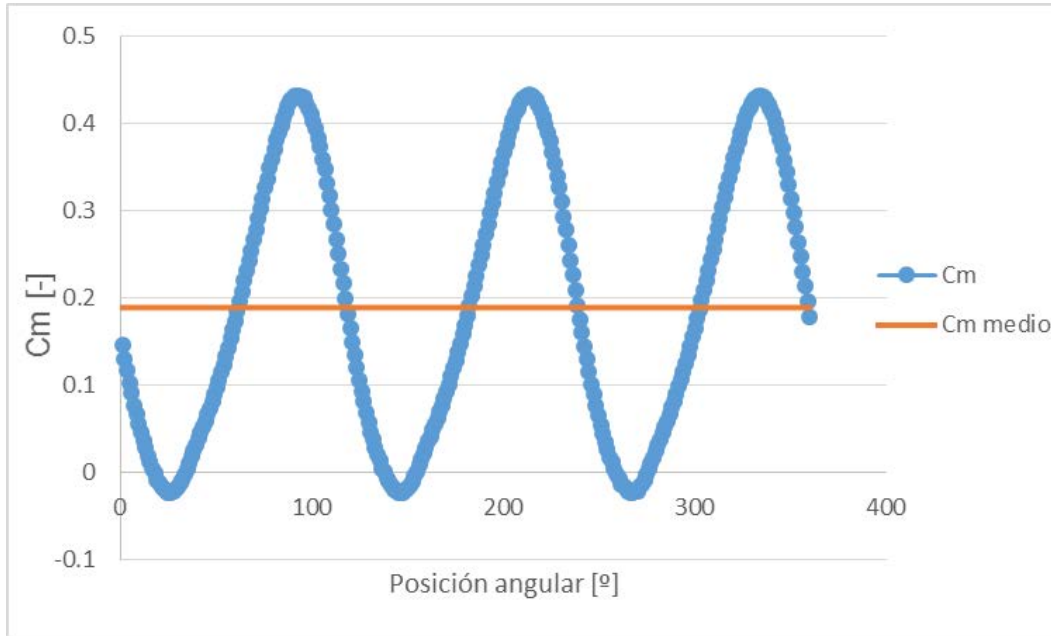


Figura 3.1 Variación de C_m en función del ángulo, para $Pitch=0^\circ$ en el punto de diseño.

El valor del coeficiente de par que se toma en adelante es el valor medio. Con este valor se calculará el coeficiente de potencia. En la tabla 3.1 se muestran los valores de la velocidad de giro de todos los casos simulados y sus correspondientes valores de TSR, C_m y C_p . También se recoge la resolución temporal usada en cada caso y el número de Time Steps por vuelta.

Tabla 3.1 Valores de TSR, C_m , C_p y la resolución temporal, $Pitch=0^\circ$.

ω [rad/s]	Time-steps vuelta	Δt [s]	TSR [-]	C_m [-]	C_p [-]
20	720	0.0004363	0.286	-0.001	0.000
30	300	0.0006981	0.429	0.065	0.028
45	300	0.0004654	0.643	0.185	0.119
60	300	0.0003491	0.857	0.191	0.164
75	300	0.0002793	1.071	0.204	0.219
85	300	0.0002464	1.214	0.198	0.240
95	300	0.0002205	1.357	0.192	0.260
105	300	0.0001995	1.500	0.188	0.283
115	300	0.0001821	1.643	0.189	0.311
125	300	0.0001676	1.786	0.189	0.338
145	300	0.0001444	2.071	0.155	0.320
155	300	0.0001351	2.214	0.135	0.300
175	300	0.0001197	2.500	0.078	0.195
200	300	0.0001047	2.857	0.005	0.016

Representando los valores del coeficiente de par respecto del TSR se podrá observar el rango de funcionamiento del aerogenerador y cómo evoluciona el par con la velocidad.

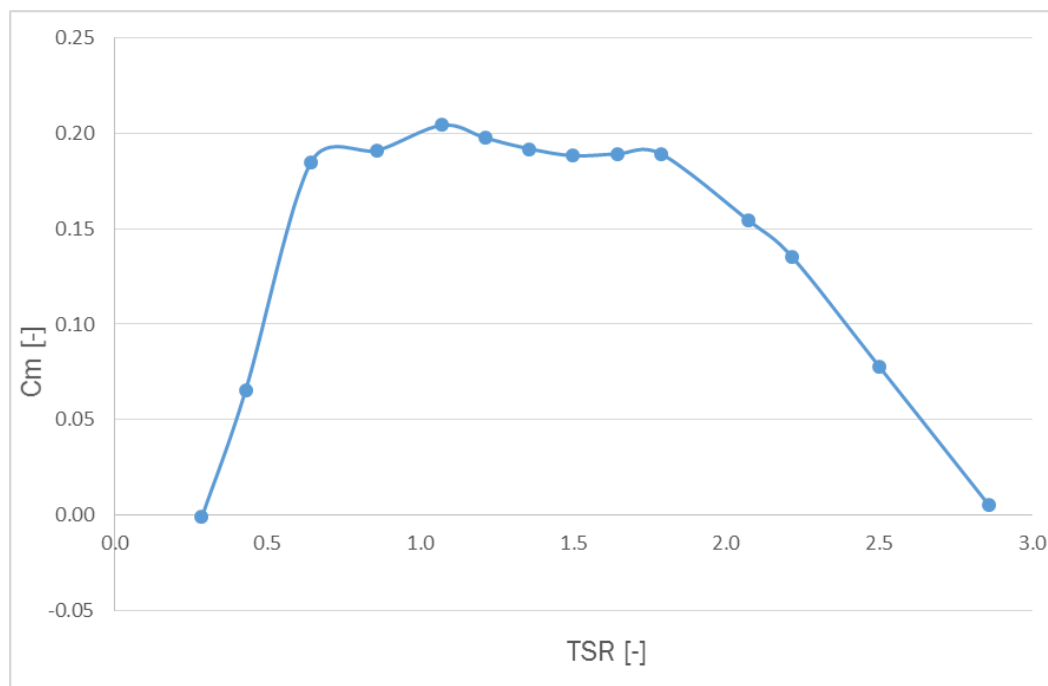


Figura 3.2 Coeficiente par frente a TSR para Pitch=0°

En la figura 3.2 se puede ver que el valor máximo del coeficiente de par es 0.204 y que es alcanzado para un TSR=1.071. Se puede apreciar que el rango operativo del aerogenerador empieza para TSR=0.286 por lo tanto no tiene autoarranque, ya que será necesario un aporte de energía externo para ponerse en funcionamiento. Para valores por encima de TSR=2.86 la curva se hace negativa y el rotor no extraería energía del aire sino que la cedería.

Desde el punto de vista de generación eléctrica interesa más conocer la potencia que extrae el aerogenerador del viento. Si se representa el coeficiente de potencia respecto del coeficiente de velocidad se obtiene la curva de potencia.

En la figura 3.3 se aprecia que el máximo de la curva de potencia no es el mismo que el de la curva de par, ya que la curva resulta de multiplicar el C_m en cada punto por el TSR y por lo tanto el máximo se ha desplazado a la derecha alcanzándose a mayores velocidades de giro. El máximo se sitúa para un TSR=1.786 con un coeficiente de potencia igual a 0.338, lo que significa que se extrae el 33.8% de la energía cinética del viento que atraviesa el rotor. Este punto es llamado punto de diseño para el aerogenerador pues es donde funciona en mejores condiciones. Se muestra que hay un intervalo de TSR, entre 1.4 y 2.3, en el que el aerogenerador está trabajando cerca del máximo rendimiento y donde pequeñas variaciones en la velocidad de giro no afectan

prácticamente al rendimiento. Por esta razón interesa tener curvas de potencias planas en su parte superior, ya que tendrán un mayor rango de velocidades de trabajo a máximo rendimiento.

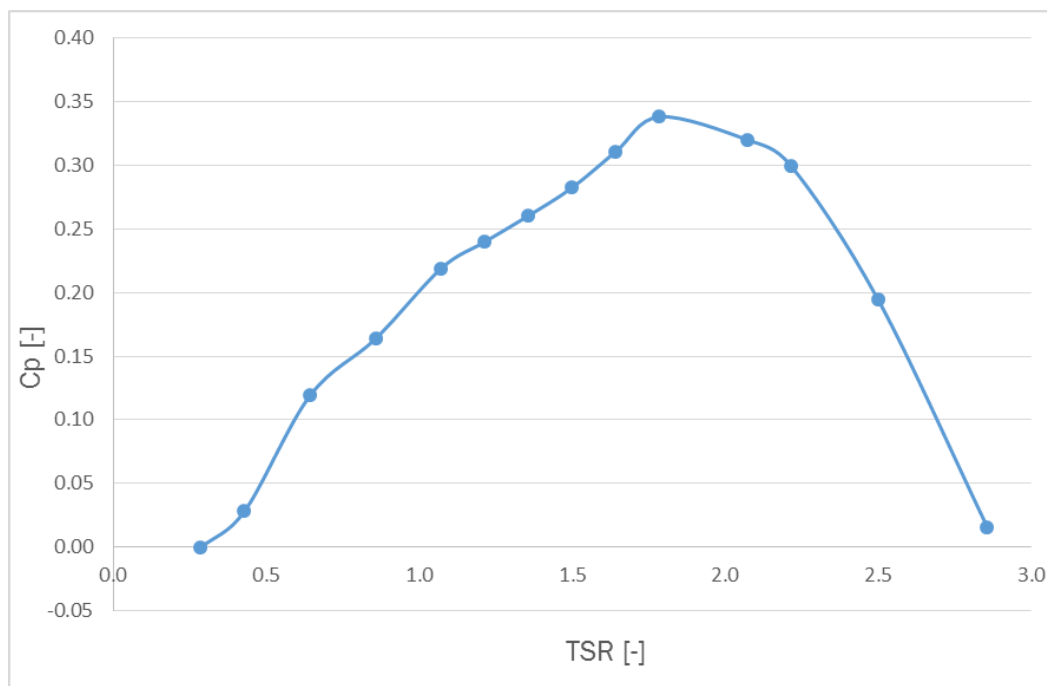


Figura 3.3 Coeficiente potencia frente a TSR para Pitch=0°

3.2 Patrón de flujo

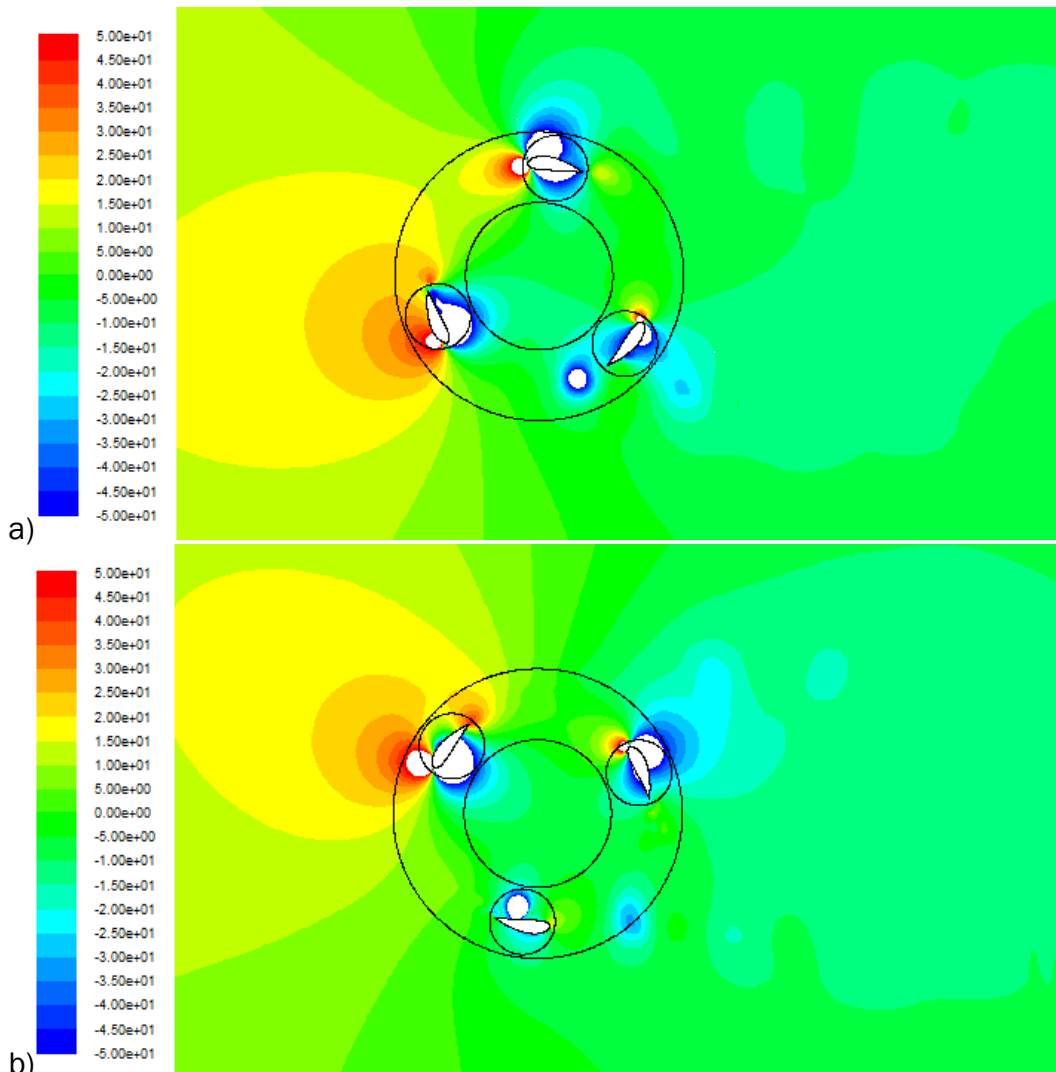
En este apartado se va a estudiar el patrón de flujo, utilizando para ello los contornos de presión, los contornos de vorticidad y los vectores de velocidad. El análisis se realizará en condiciones de diseño (TSR=1.786), correspondiente a una velocidad de giro de 125 rad/s, y con el rotor situado en dos posiciones: una con los álabes ocupando las posiciones de 0°, 120° y 240°; y otra en la que los álabes se sitúan en 60°, 180° y 300°. Se estudiarán estas posiciones para conocer que ocurre entre los solapes de los perfiles.

3.2.1 Contornos de presión

Para poder identificar las zonas de alta y de baja presión entorno a los álabes (intradós y extradós) se utilizarán los contornos de presión. Se ha utilizado un rango de presión manométrica entre 50 Pa de presión máxima y -50 Pa de presión mínima, con 20 niveles. Las zonas blancas se salen del rango siendo alta presión si está rodeada de color rojo o de baja presión si está rodeada de color azul.

Los contornos de presión son iguales en los solapes, ya que son independientes de qué álabe ocupa cada posición, por lo tanto cuando el perfil 1 se situó en

posición de 120° el contorno de presión para el rotor completo será el mismo que cuando estaba en 0° .



Figuras 3.4 Contorno de presión para las condiciones de diseño con $Pitch=0^\circ$, a) 0° , 120° y 240° b) 60° , 180° y 300°

En las figuras 3.4 se pueden observar que las zonas de altas presiones se sitúan claramente en la parte frontal de los perfiles, dificultando el avance, a excepción de las posiciones a 60° y 120° donde se sitúan en la parte lateral desde el frontal hasta la parte trasera. Entre estas posiciones la curva de par es máxima, ya que las presiones favorecen el avance del álabe. En estas dos posiciones es donde mejor están definidas las zonas de intradós y extradós, correspondiente a la superficie exterior e interior respectivamente. Las otras posiciones no tienen tan claramente definidas estas zonas, debido a que tienen zonas de bajas presiones en ambas superficies. Estas posiciones además contribuyen muy poco o de forma negativa al par.

En los contornos de presión también se pueden apreciar las zonas donde se forman y desprenden los torbellinos, zonas de mínimas presiones. El perfil en

la posición de 0° está desprendiendo un torbellino. Se aprecia perfectamente el desprendimiento de un torbellino entre 180° y 240° y cómo ese torbellino se desplaza aguas abajo, el punto azulado en la zona verde hasta que se une a la estela, la zona coloreada de un azul verdoso.

Perfiles de presión

En las siguientes imágenes se muestran la distribución de presión en la pared de los perfiles aerodinámicos en las posiciones estudiadas.

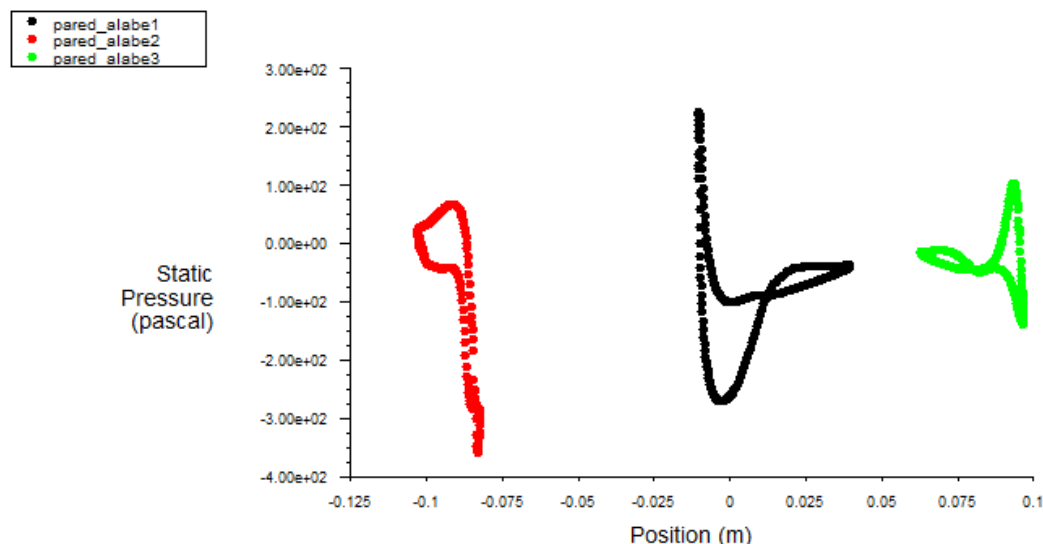


Figura 3.5 Perfiles de presión en la posición 0° (negro), 120° (rojo) y 240° (verde).

La figura 3.5 muestra que en 0° la presión es menor se alcanza en el lateral exterior del perfil casi -300 Pascales y que este lateral tiene menor presión desde el borde de ataque, punto de mayor presión, hasta más de la mitad de la cuerda del álabe. En 120° la mayor presión se alcanza en el lateral exterior siempre con mayor presión que la parte interior. La presión es ligeramente mayor en el interior en la zona delantera, aunque en las dos zonas es negativa, pero cerca del borde de salida en el interior se alcanza la menor presión mientras que la parte exterior, -150 Pa, y en el lateral exterior la mayor, 100 Pa.

En la figura 3.6 se aprecia que en 60° aparece la mayor diferencia de presión, en la cara interior -500 Pa y en la cara exterior 200 Pa. En 180° hay poca diferencia de presiones entre ambos laterales del perfil cruzándose la curva de la distribución de presión dificultando la distinción del intradós y extradós. La presión en las caras del perfil está próximas a la atmosférica. En 300° la presión mayor se alcanza casi en el borde de ataque en la cara exterior, pero rápidamente al alejarse del borde de ataque aparecen en esta cara las presiones menores mientras que en la cara interior la presión permanece prácticamente constante.

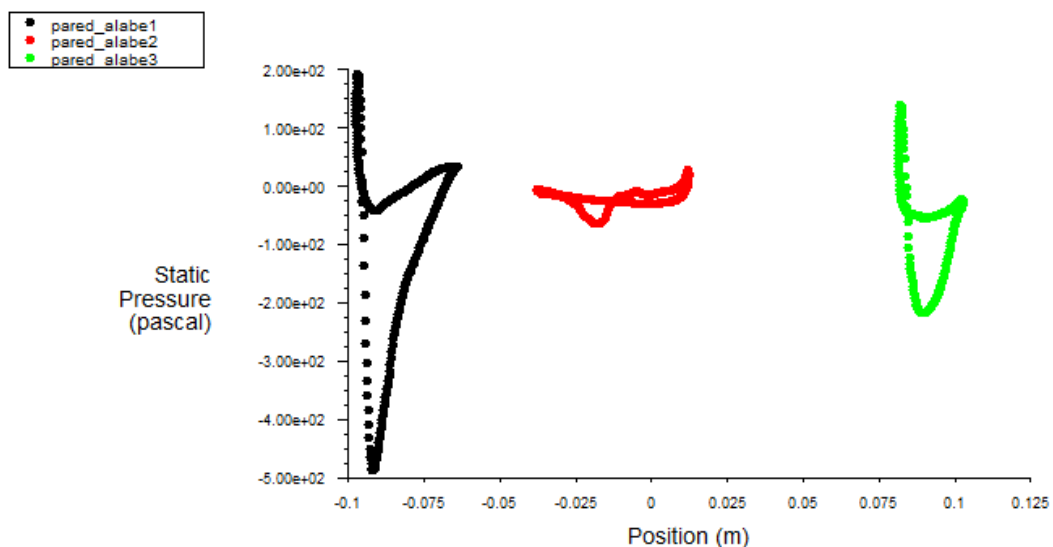


Figura 3.6 Perfiles de presión en la posición 60° (negro), 180° (rojo) y 300° (verde).

A partir de los datos obtenidos de los contornos de presión y de los perfiles de presión se construye la tabla 3.2, distinguiendo que cara del perfil se comporta como intradós y como extradós.

Tabla 3.2 Zonas correspondientes al intradós y extradós

Posición	Cara interior	Cara exterior
$\theta=0^\circ$	Intradós	Extradós
$\theta=60^\circ$	Extradós	Intradós
$\theta=120^\circ$	Extradós	Intradós
$\theta=180^\circ$	-	-
$\theta=240^\circ$	-	-
$\theta=300^\circ$	Intradós	Extradós

3.2.2 Contornos de vorticidad

Las siguientes imágenes muestran los contornos de vorticidad correspondientes a las posiciones a estudiar, acotados en un rango de 0 s⁻¹ y 500 s⁻¹, dividido en 20 niveles que van desde rojo para los valores más altos a azul para las zonas con menor vorticidad.

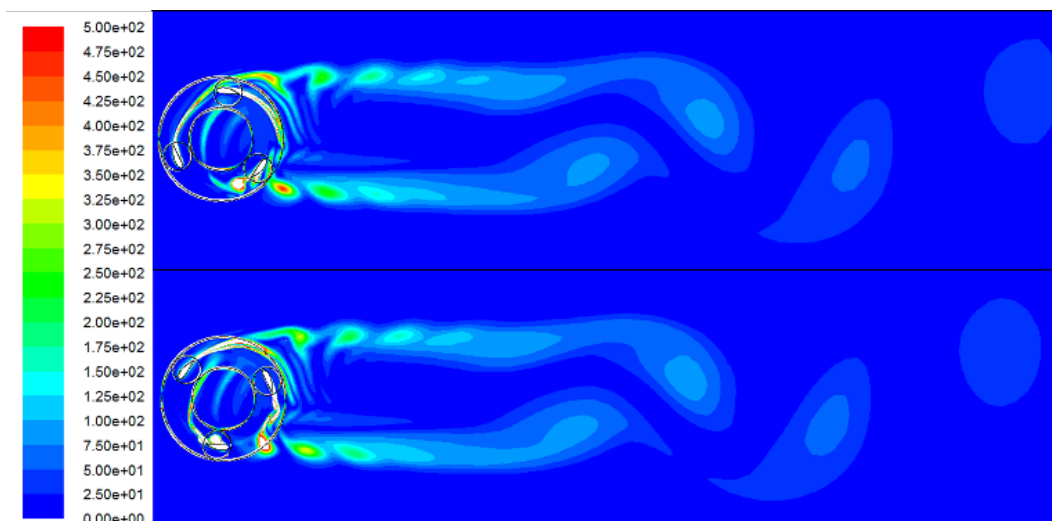


Figura 3.7 Contorno de vorticidad para el punto de diseño con Pitch=0°, a) 0°, 120° y 240° b) 60°, 180° y 300°

Lo primero a comentar para que no lleve a confusión son las discontinuidades que aparecen en las interfaces entre zonas del modelo, se corresponden a un error numérico del programa, debido al movimiento de una malla respecto de otra, pero no tienen efecto en los resultados obtenidos. Se puede apreciar que las estelas atraviesan estas zonas sin mostrar deformaciones, manteniendo la continuidad.

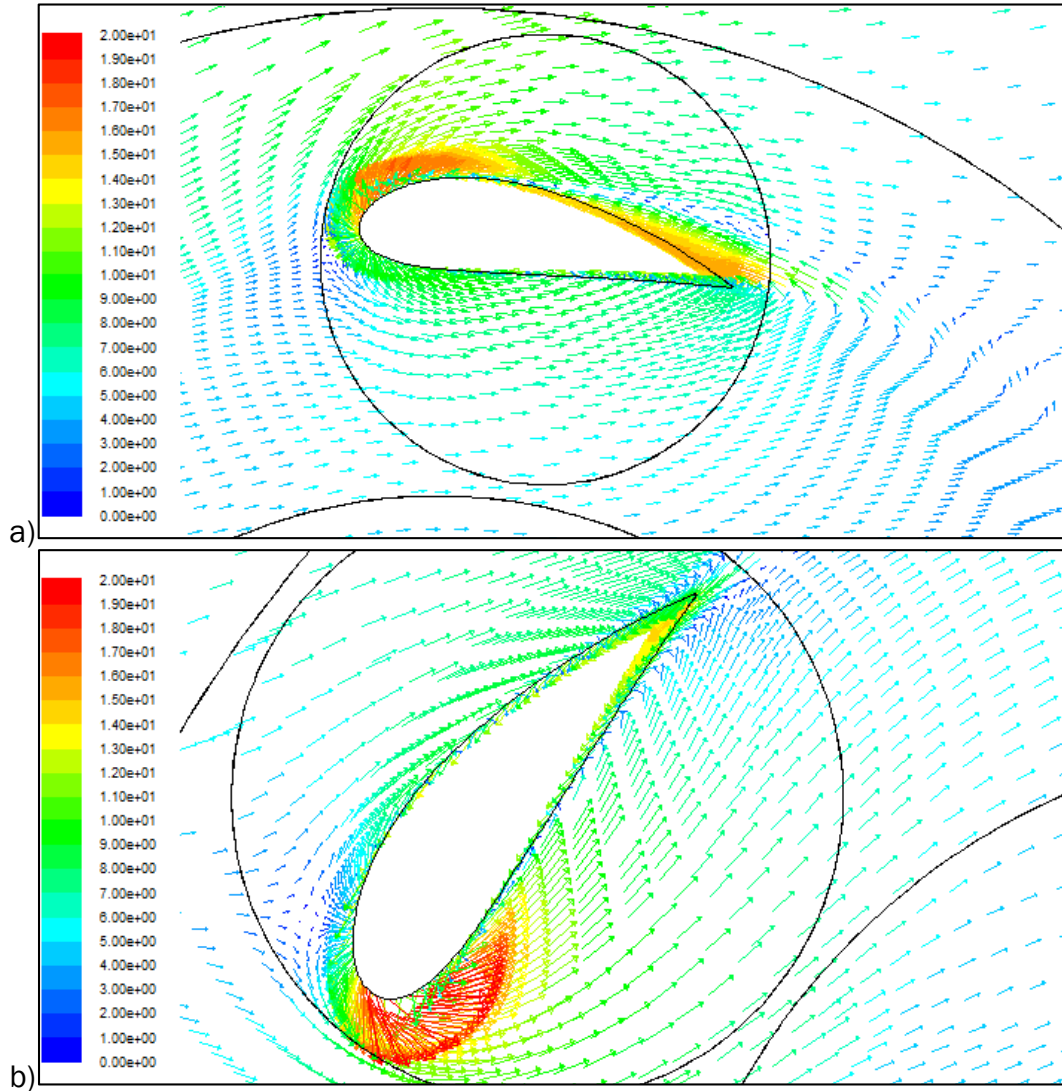
Se puede ver claramente que se forma una sola estela formada por dos sucesiones de torbellinos contrarrotantes, una en la parte superior y otra en la inferior. Posteriormente se intercalan en una sola calle de torbellinos contrarrotantes. En la sucesión superior los torbellinos están más separados distinguiéndose cuatro torbellinos en la estela y uno a mayores cuando hay un alabe en la posición de 0°, ya que se está desprendiendo. En la inferior los torbellinos están más juntos y es posible distinguir solo tres torbellinos más uno que se está desprendiendo en el álabe situado en 240°.

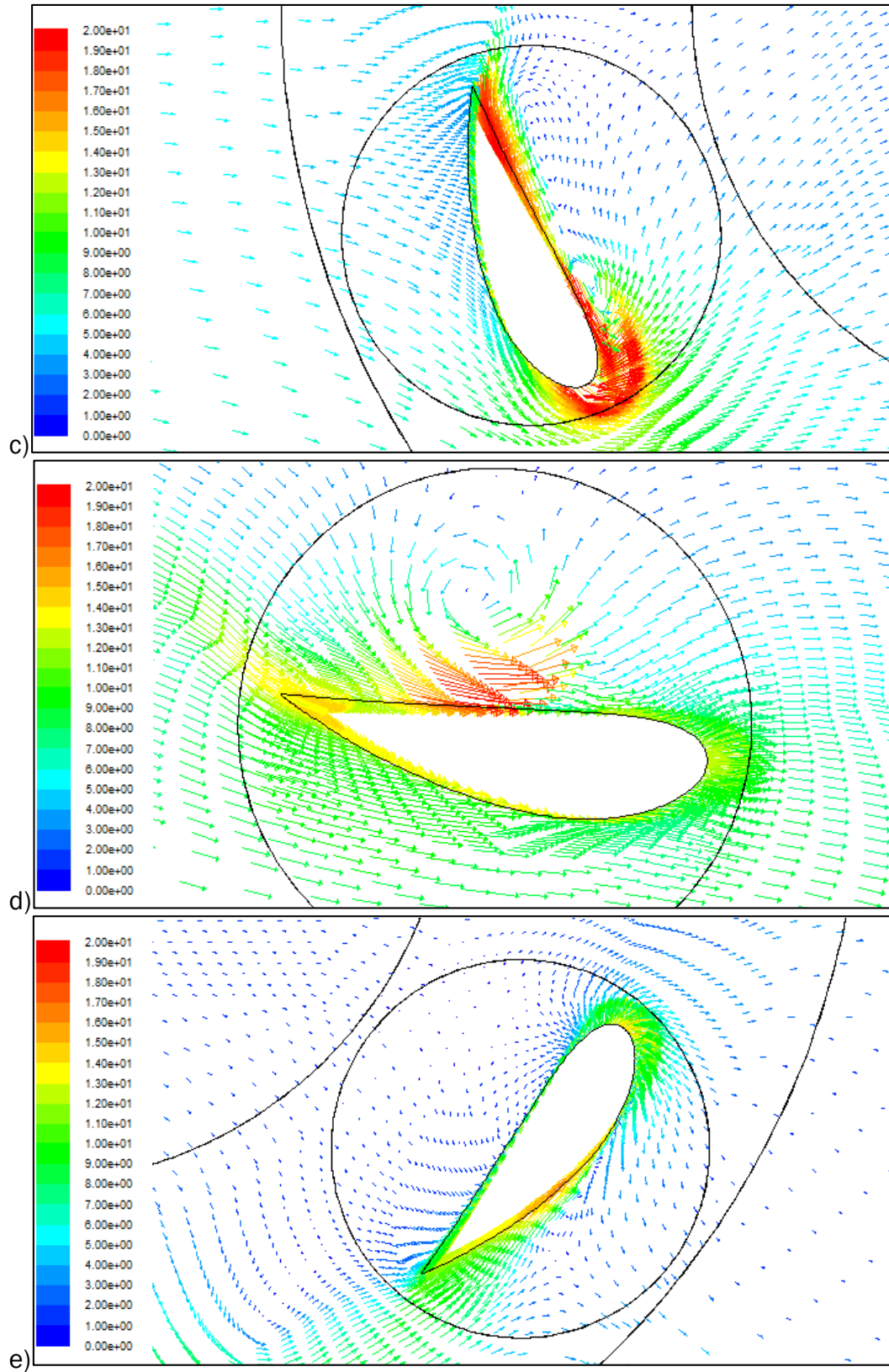
Los torbellinos se desprenden con una frecuencia igual a la de solape de los perfiles, 3 veces por vuelta. Como se puede ver en figura 3.7 Se desprende un torbellino cada vez que un perfil pasa por 0° y otro por cada vez que pasa por 240°.

Con este estudio también se pueden apreciar los álabes que son afectados por los otros perfiles del rotor. Los álabes situados en las posiciones de 0° y 240° les afecta claramente la estela del perfil que les precede. Se realizará un estudio más exhaustivo en el apartado 3.3, donde se podrá ver cómo afecta esto en la curva de par de un perfil, comparándolo con un rotor de un solo perfil.

3.2.3 Vectores de velocidad

Para profundizar un poco más en el estudio del patrón de flujo se analizarán los vectores de velocidad alrededor de los álabes. Esto permite conocer la dirección del fluido y dónde aparece desprendimiento de la capa límite. Se representa un vector por cada siete celdas y tiene un rango entre 0 y 20 m/s.





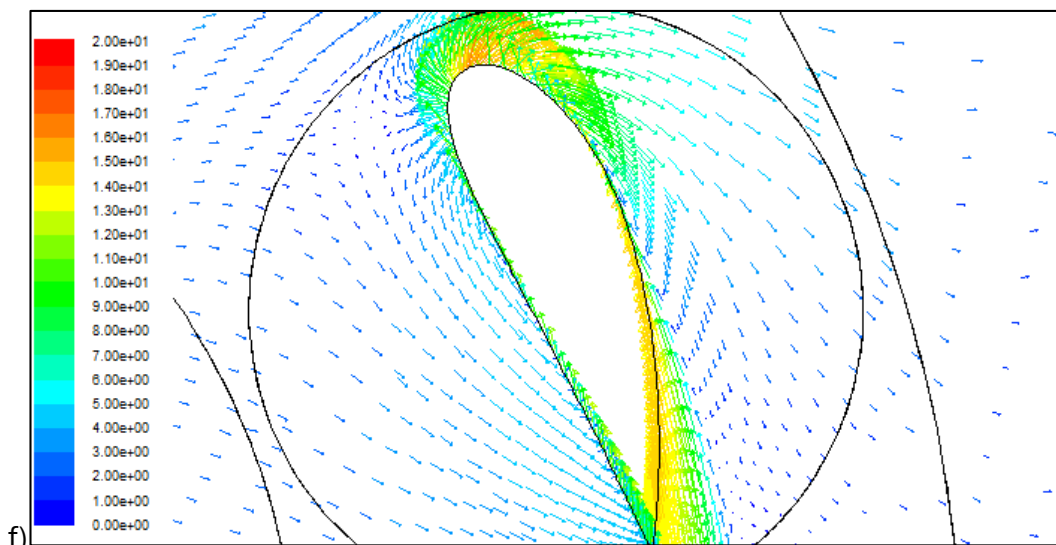


Figura 3.8 Vectores de velocidad en las posiciones a) 0° b) 60° c) 120° d) 180° e) 240° f) 300°, para Pitch=0°.

En la figura 3.8 a) se puede ver que en la parte exterior del alabe hay desprendimiento de capa limite, ya que en la mitad delantera del álabe existe recirculación y en la parte trasera el fluido lleva el mismo sentido que el perfil. Aparece un pequeño torbellino entre ambas direcciones del flujo. El flujo que lleva el sentido del álabe proviene del aire que circula por la parte interior del perfil que gira tras el borde de salida.

En la figura 3.8 b) se observa que en el borde de ataque aparecen grandes velocidades en las que el flujo cambia de dirección para ir por la parte interior del perfil. Se produce un pequeño desprendimiento de capa límite en el borde de salida.

En la figura 3.8 c) aparece un torbellino en la parte interior del perfil. La velocidad del flujo es mucho mayor en esta parte debido a que la presión es menor que en la parte exterior. El punto de remanso aparece en lateral exterior casi en el borde de salida y aparece grandes velocidades en los bordes del perfil desprendiéndose la capa límite.

En la figura 3.8 d) el flujo incide por el borde de salida y sale por el de ataque. Se crea un torbellino en la parte interior debido a las altas velocidades que se crean alrededor de la pared interior del alabe comparadas con la velocidad del flujo que hay en el rotor.

En la figura 3.8 d) aparece desprendimiento de la capa límite en la parte exterior del perfil, debido a que el punto de remanso se sitúa en la zona interior y formándose la capa límite hasta que llega al borde de ataque donde se desprende.

La figura 3.8 f) es similar a la figura a) siendo en este caso las velocidades menores y estando el punto de remanso en la parte interior del perfil y no justo en el borde de ataque.

3.3 Estudio del rotor con un álabe

Se realiza este análisis para conocer el efecto que tiene las estelas producidas por los otros álabes en el funcionamiento del rotor. Para ello se analizarán las curvas características del rotor con un solo álabe y se comparará con el de tres. El estudio se realizará en condiciones de diseño del rotor de tres álabes, es decir, el aerogenerador tiene una velocidad de giro de 125 rad/s.

3.3.1 Curvas características

Lo primero a comparar es la curva de par de un álabe en un aerogenerador que posee tres perfiles y en otro que solo tiene uno. Este estudio permite conocer cómo sería la curva si al álabe no le afectaran las estelas de los otros dos álabes.

En la figura 3.9 se puede ver la comparación de las dos curvas de par para una vuelta del rotor, así como los puntos más característicos donde se estudiarán los contornos de presión y de vorticidad para conocer que ocurre en ellos. Se observa que la curva de par es más positiva para un solo álabe, ya que tiene un mayor rango en el que la curva es positiva y alcanza mayores valores de coeficiente de par. También se puede ver que durante el recorrido de la mitad posterior del rotor, tiene un comportamiento senoidal, mientras que en el de tres álabes la curva es oscilatoria pero más plana. Se puede observar que la curva de un álabe también alcanza valores negativos mayores por lo que en ese punto el efecto de la estela será positivo. Por último destaca que entre las posiciones de 120° y 180° grados aproximadamente las estelas tienen un efecto prácticamente nulo.

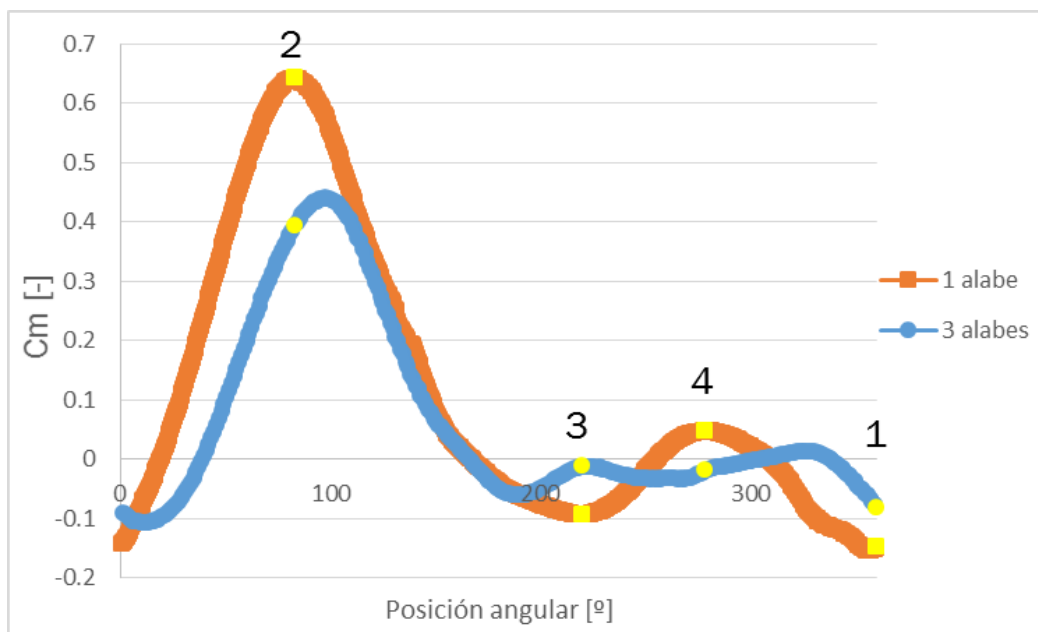


Figura 3.9 Curva de par a lo largo de una vuelta para un álabe en un rotor de tres álabes y en otro de uno solo.

La tabla 3.3 muestra un resumen de las simulaciones realizadas en la que aparecen las velocidades de giro simuladas, la resolución temporal, el TSR, el coeficiente de par y el de potencia.

Tabla 3.3 Valores de TSR, C_m , C_p y la resolución temporal, rotor de un álabe.

ω [rad/s]	Time-steps vuelta	Δt [s]	TSR [-]	C_m [-]	C_p [-]
20	600	0.0005236	0.286	0.032	0.009
75	300	0.0002793	1.071	0.256	0.275
125	600	0.0000838	1.786	0.334	0.596
155	600	0.0000676	2.214	0.374	0.827
200	600	0.0000524	2.857	0.339	0.968
250	600	0.0000419	3.571	0.191	0.681
300	600	0.0000349	4.286	0.028	0.119

En las siguientes figuras se compara las curvas características de dos rotor de tres álabes: el estudiado en apartados anteriores y un rotor de tres álabes ideal, que estaría formado por tres álabes individuales que no estarían afectados por las estelas.

Capítulo 3. Análisis de resultados

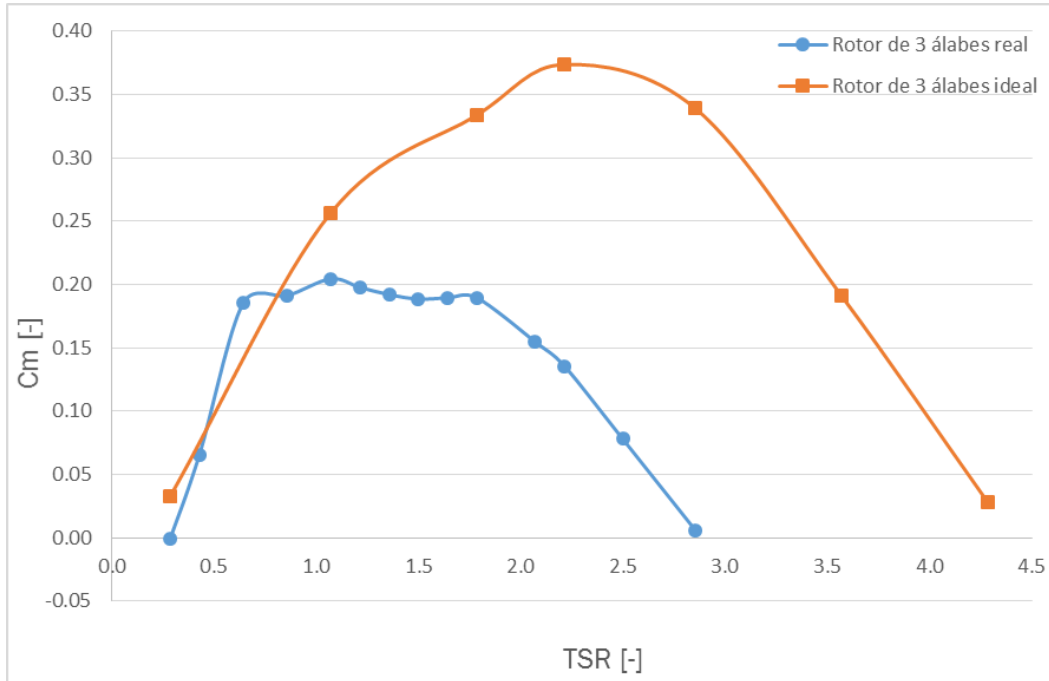


Figura 3.10 Curva de par para aerogenerador real vs aerogenerador ideal

El coeficiente de par es aproximadamente el doble en el rotor ideal y la curva se desplaza hacia la derecha, alcanzado el máximo par aproximadamente a más de doble de la velocidad de giro.

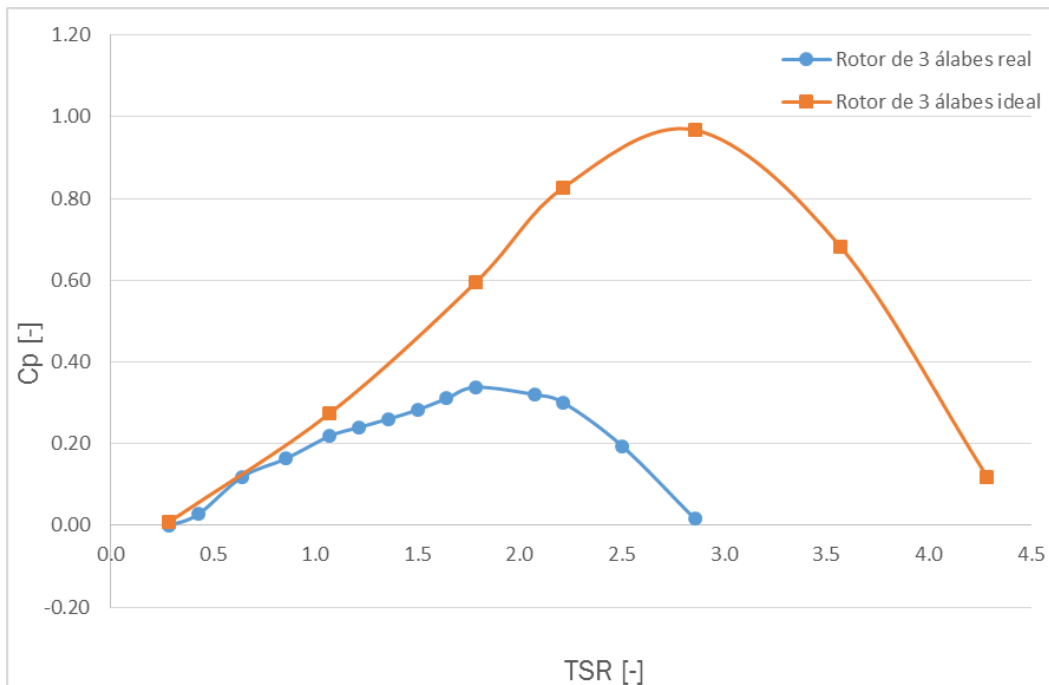


Figura 3.11 Curva de potencia para aerogenerador real vs aerogenerador ideal.

En la figura 3.11 se puede observar el efecto perjudicial que provoca las estelas de los otros álabes. El rotor ideal es físicamente imposible, ya que supera el

límite de Betz, que indica que el coeficiente de potencia máximo que se puede obtener de una corriente de aire es 0.59.

La anterior figura es muy ilustrativa, ya que muestra claramente el menor rango operativo del rotor real, aproximadamente un 30% menos, ya que las estelas son más perjudiciales a velocidades altas y que la eficiencia es mucho menor, alrededor del 35% del ideal.

3.3.2 Patrón de flujo

Se va a estudiar el patrón de flujo para conocer por qué las curvas de par proporcionado por un álabe para una vuelta son distintas, en el caso del rotor de un solo álabe y en el caso del rotor con tres álabes. Para ello, se analizarán los cuatros puntos señalados anteriormente en la figura 3.9. Se han elegido estos puntos porque son los que más difieren comparando las dos curvas. En la zona que ambas curvas coinciden prácticamente no se ha elegido ningún punto porque es donde las estelas tienen un efecto despreciable siendo puntos de menor interés para este análisis.

Se utilizarán los contornos de presión, los contornos de vorticidad y los vectores de velocidad, de donde se pueden obtener los motivos principales del distinto funcionamiento.

1) Contornos de presión

Para poder identificar cómo son afectadas las zonas de alta y de baja presión entorno a los álabes, por el efecto de otros álabes, se utilizarán los contornos de presión. Se ha utilizado un rango de presión manométrica entre 50 Pa, presión máxima y -50 Pa, presión mínima, con 20 niveles, como anteriormente. Las zonas blancas se salen del rango siendo alta presión si está rodeada de color rojo o de baja presión si está rodeada de color azul.

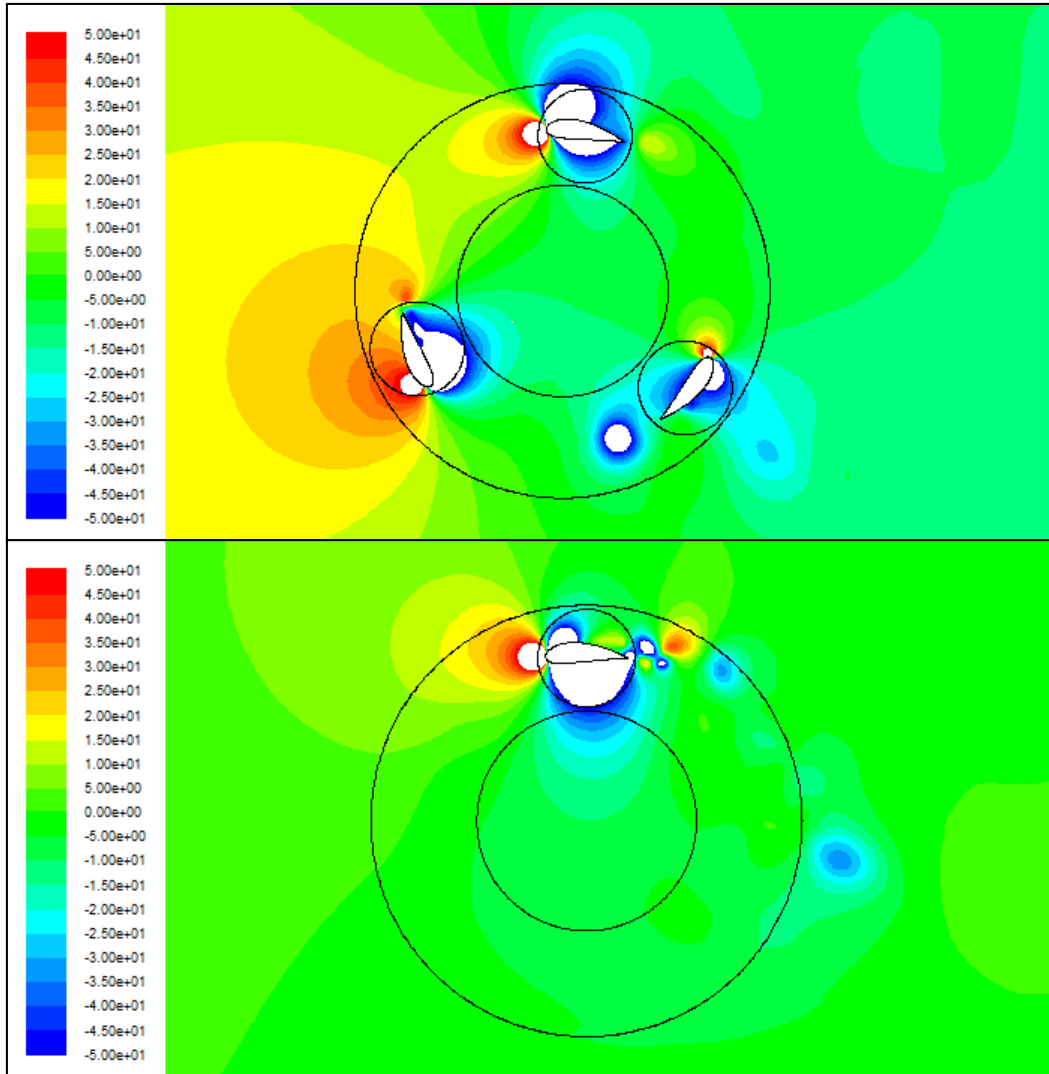


Figura 3.12 Contorno de presión en el punto 1, $\theta=0^\circ$, rotor completo vs álabe sin afectación por estelas

En el punto 1, $\theta=0^\circ$, el par es mayor cuando está afectado por la estela. En la figura 3.12 se aprecia este perfil tiene una menor zona de altas presiones en el borde de ataque, por lo que se favorece el avance y con ello el par. Se puede ver también que difiere mucho las zonas de bajas presiones, el perfil no afectado por las estelas tiene una gran zona en el interior del perfil y una pequeña en el exterior, mientras que en el otro las presiones más bajas se sitúan en el exterior. El par se ve afectado también porque en el perfil en solitario hay baja presión en el borde de salida.

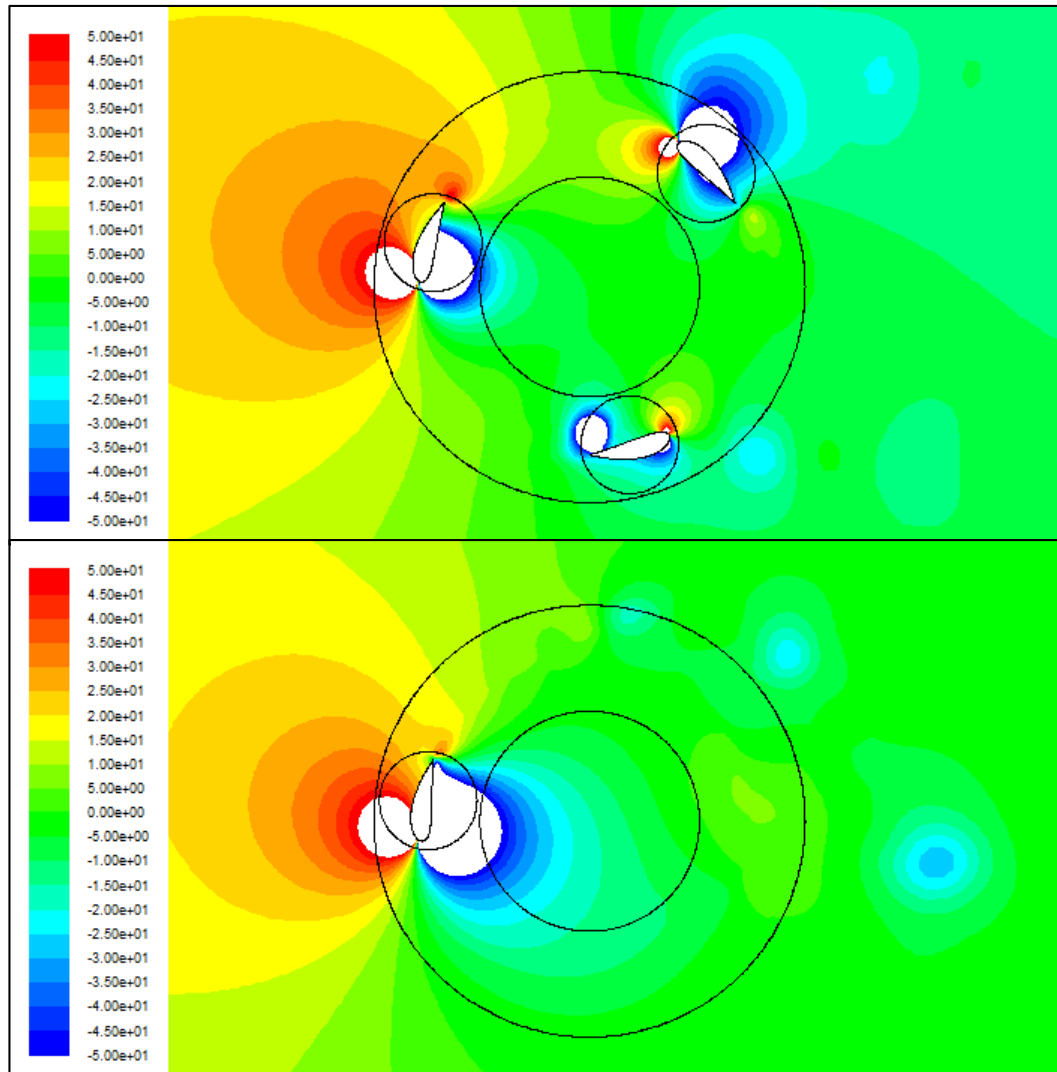


Figura 3.13 Contorno de presión en el punto 2, $\theta=82.4^\circ$, rotor completo vs álabe sin afectación por estelas

En el punto 2, $\theta=82.4^\circ$, el par es mucho mayor en el álabe individual, en él la diferencia de presión es mayor entre el interior y el exterior del perfil, zona de bajas y altas presiones respectivamente. Esto favorece al par, puesto que las altas presiones están empujando al rotor en el mismo sentido de su movimiento. Esto se concluye de la figura 3.13 que muestra el comportamiento en la posición favorable.

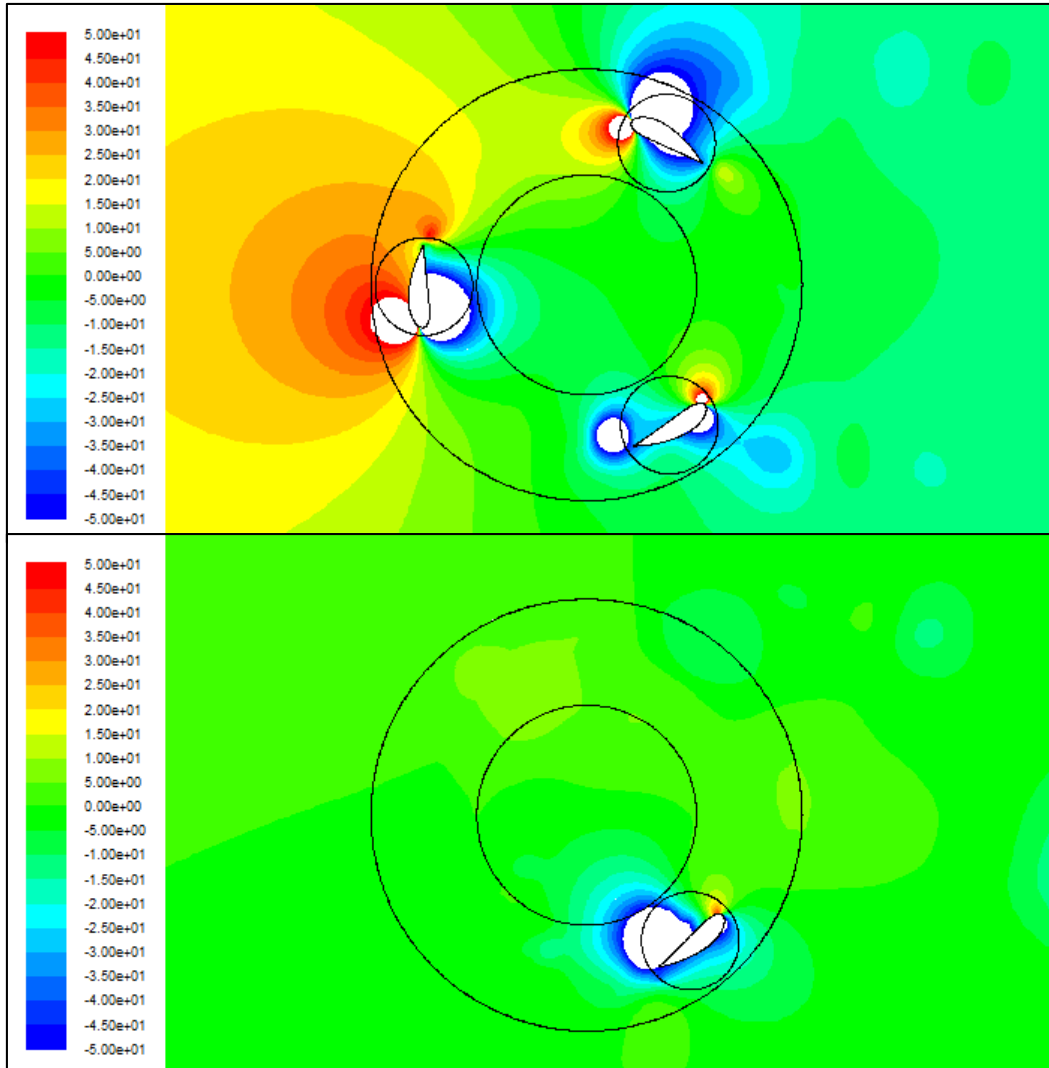


Figura 3.14 Contorno de presión en el punto 3, $\theta=219.6^\circ$, rotor completo vs álabe sin afectación por estelas

En el punto 3, $\theta=219.6^\circ$, el rotor de tres álabes posee un par mayor. Analizando la figura 3.14 se aprecia que el perfil individual está rodeado de baja presión en la parte exterior y en la parte interior tiene una gran zona que ocupa todo el lateral. El perfil del rotor de tres álabes, a pesar de tener mayor presión en el borde de ataque, aporta un par mayor debido a que en los laterales las presiones son mayores provocando mayor empuje.

En el punto 4, $\theta=278.4^\circ$, el rotor de tres álabes posee un par menor. Si se observa la figura 3.15, se obtienen las mismas conclusiones que de la figura anterior, donde el álabe que posee mayores presiones alrededor aporta más par, pero en este caso es el perfil aislado.

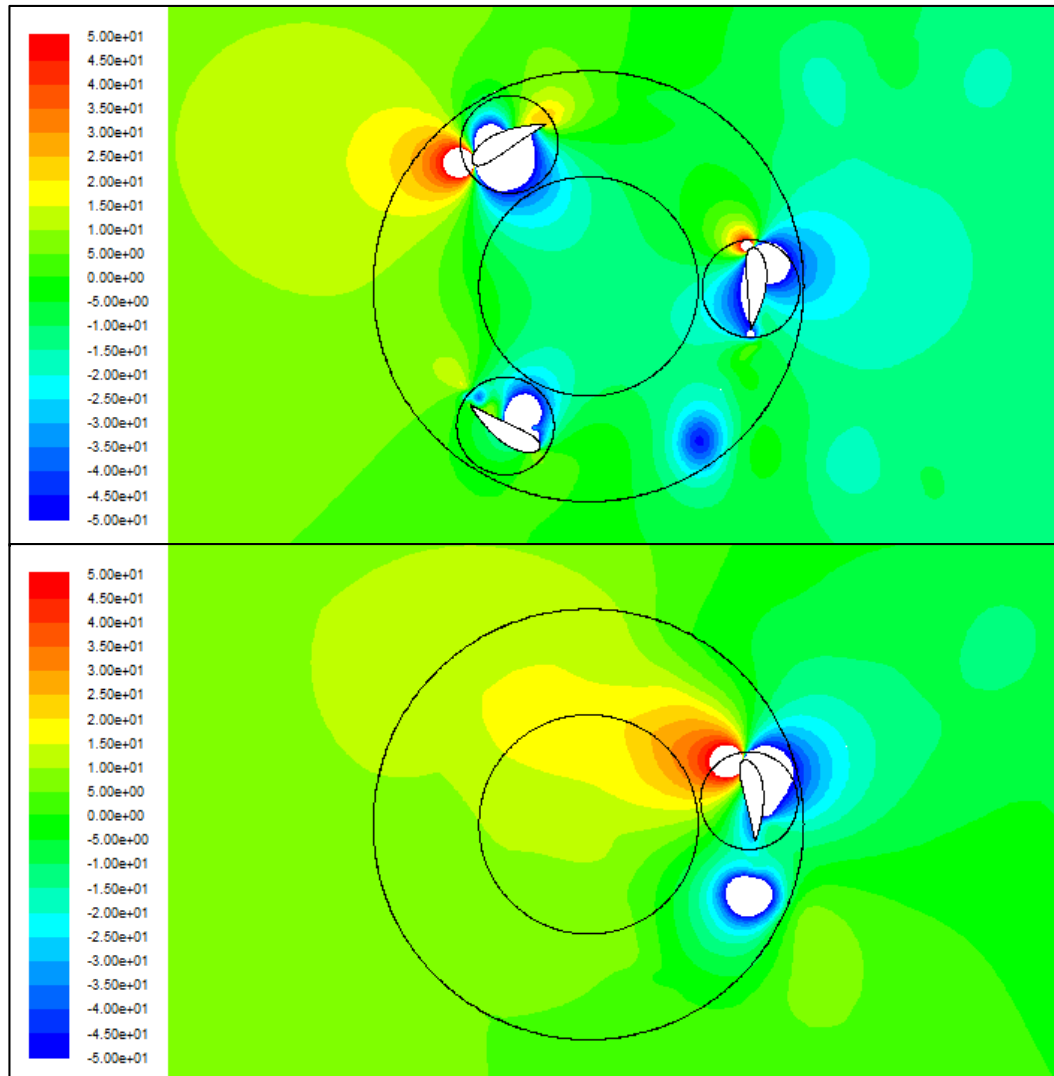


Figura 3.15 Contorno de presión en el punto 4, $\theta=278.4^\circ$, rotor completo vs álabe sin afectación por estelas

2) Contornos de vorticidad

Las siguientes imágenes muestran los contornos de vorticidad correspondientes a los puntos de estudio. El rango utilizado es 0 s^{-1} y 500 s^{-1} , dividido en 20 niveles que van desde rojo para los valores más altos a azul para las zonas con menor vorticidad. Este análisis permite ver claramente que estelas afectan al álabe.

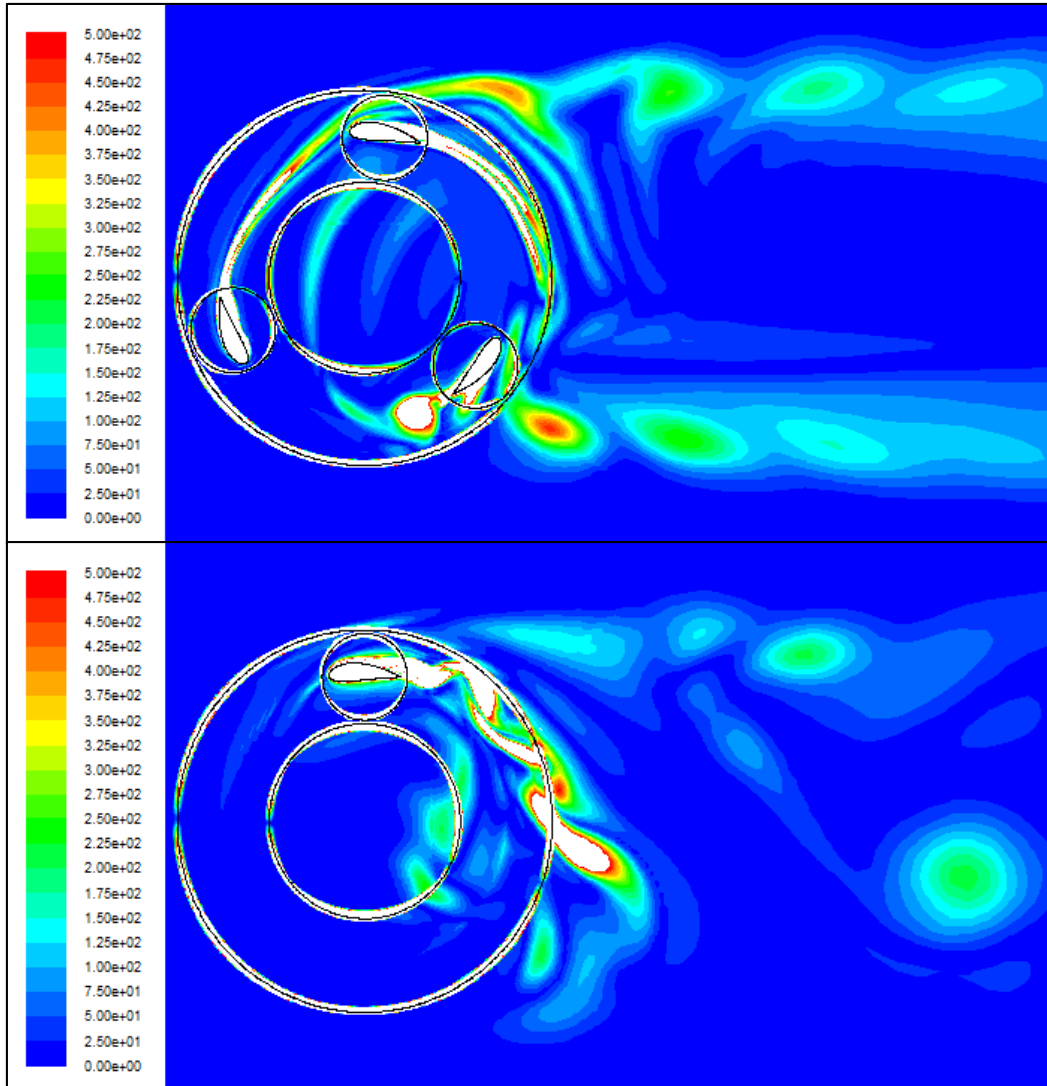


Figura 3.16 Contorno de vorticidad en el punto 1, $\theta=0^\circ$, rotor completo vs álabes sin afectación por estelas

En la figura 3.16, $\theta=0^\circ$, se aprecia que el álabes en el rotor completo recibe la estela del perfil situado a 120° , lo que en principio se podría pensar que tuviera un efecto negativo resulta no ser así como se ha visto antes. La estela que provoca el perfil en el rotor completo es más estrecha y uniforme dividiéndose en dos estelas, mientras que el alabe individual provoca una estela con desprendimiento alternativo más ancha.

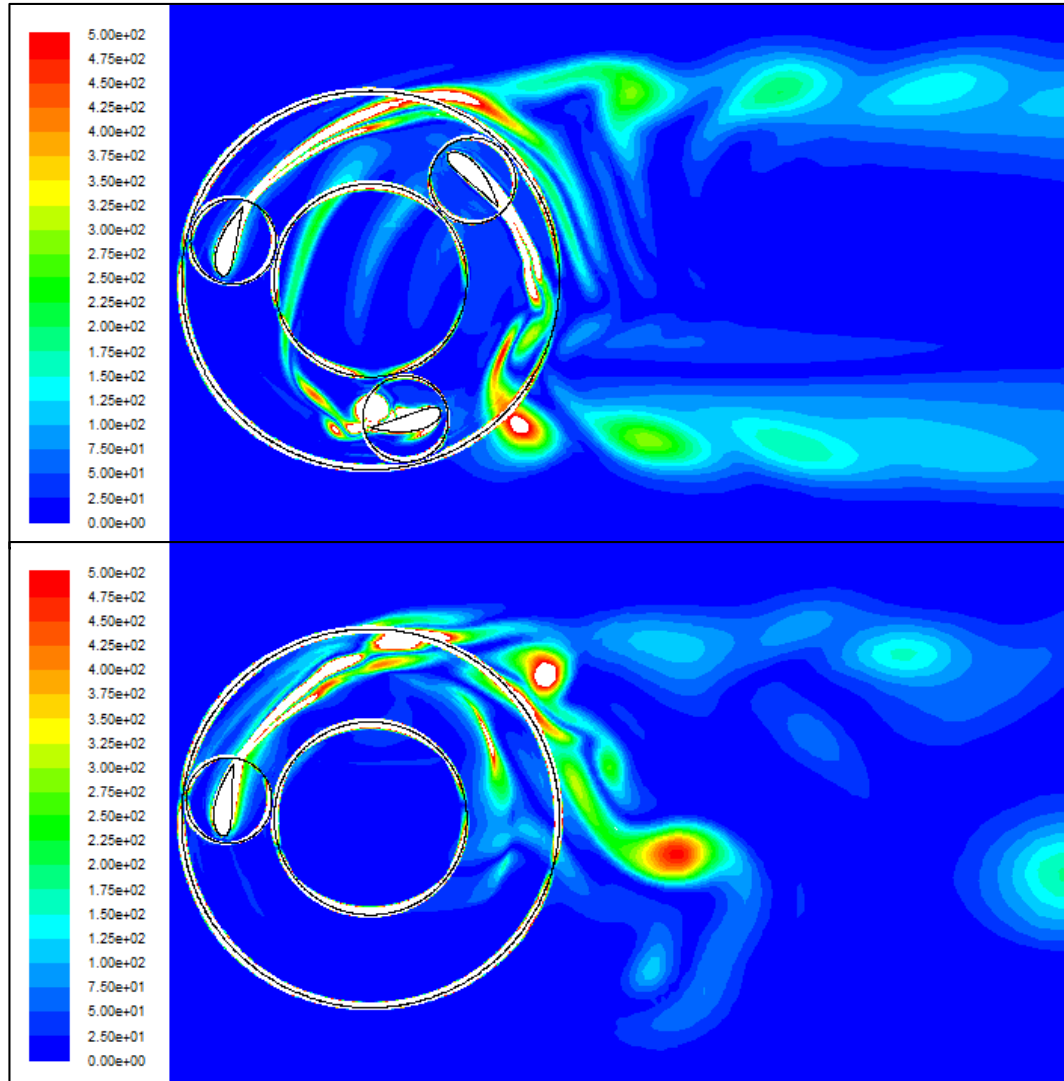


Figura 3.17 Contorno de vorticidad en el punto 2, $\theta=82.4^\circ$, rotor completo vs álabes sin afectación por estelas

En la figura 3.17, $\theta=82.4^\circ$, no se aprecia que en el rotor completo al álabes de estudio le afecte ninguna estela proveniente de los otros dos. La diferencia en los perfiles de presión viene “heredada” de los puntos anteriores donde la estela de los álabes sí tenía influencia. La estela es más turbulenta en el perfil individual como en el caso anterior, pero en este caso las dos estelas producen torbellinos muy pequeños y juntos provocando que sean continuas en la escala utilizada.

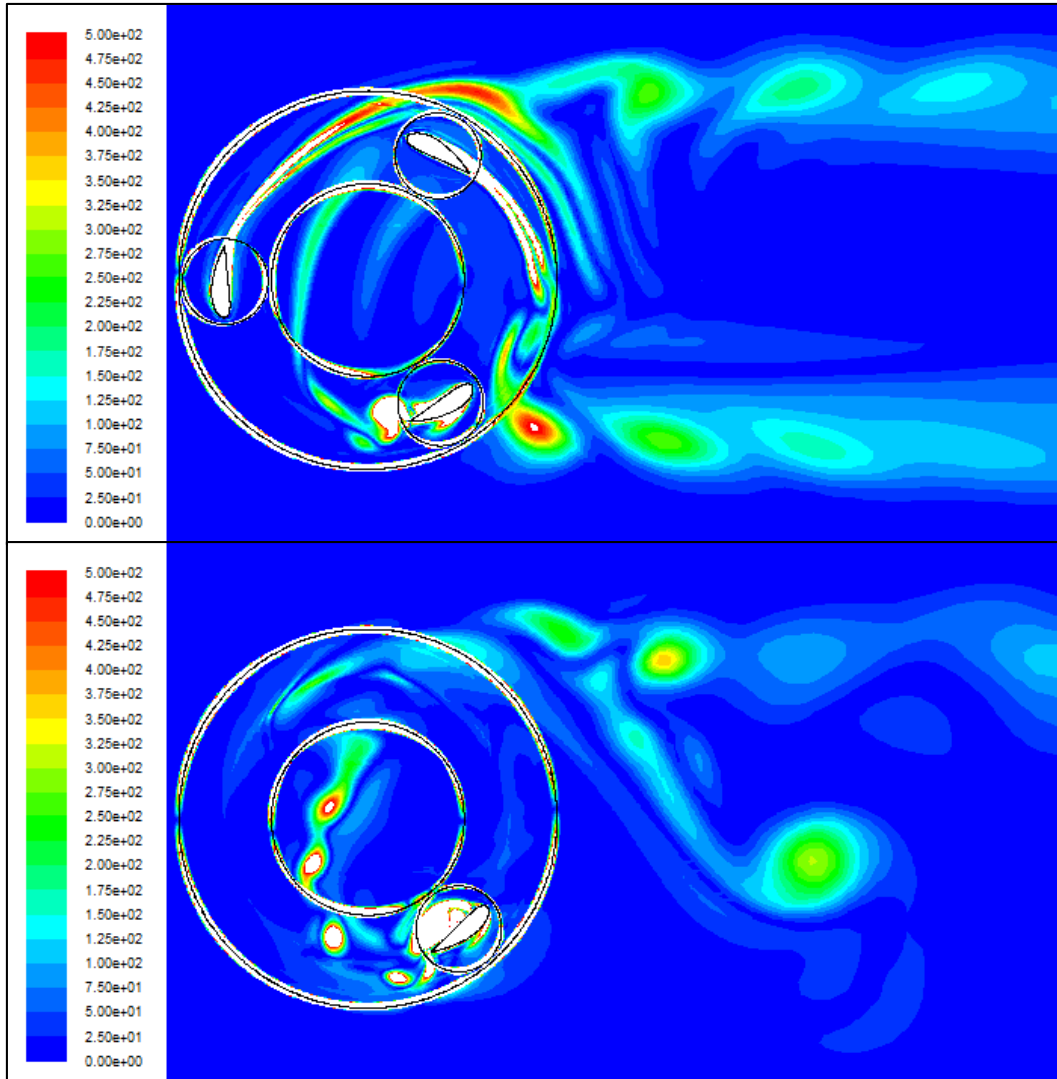


Figura 3.18 Contorno de vorticidad en el punto 3, $\theta=219.6^\circ$, rotor completo vs álabes sin afectación por estelas

La figura 3.18, $\theta=219.6^\circ$, muestra que hay un torbellino en la pared interior del álabes individual lo que provoca que el par sea menor. El perfil deja una estela de torbellinos separados claramente. En el rotor completo el torbellino se sitúa en el borde de salida, en los laterales hay desprendimiento de capa límite y deja una estela estrecha continua.

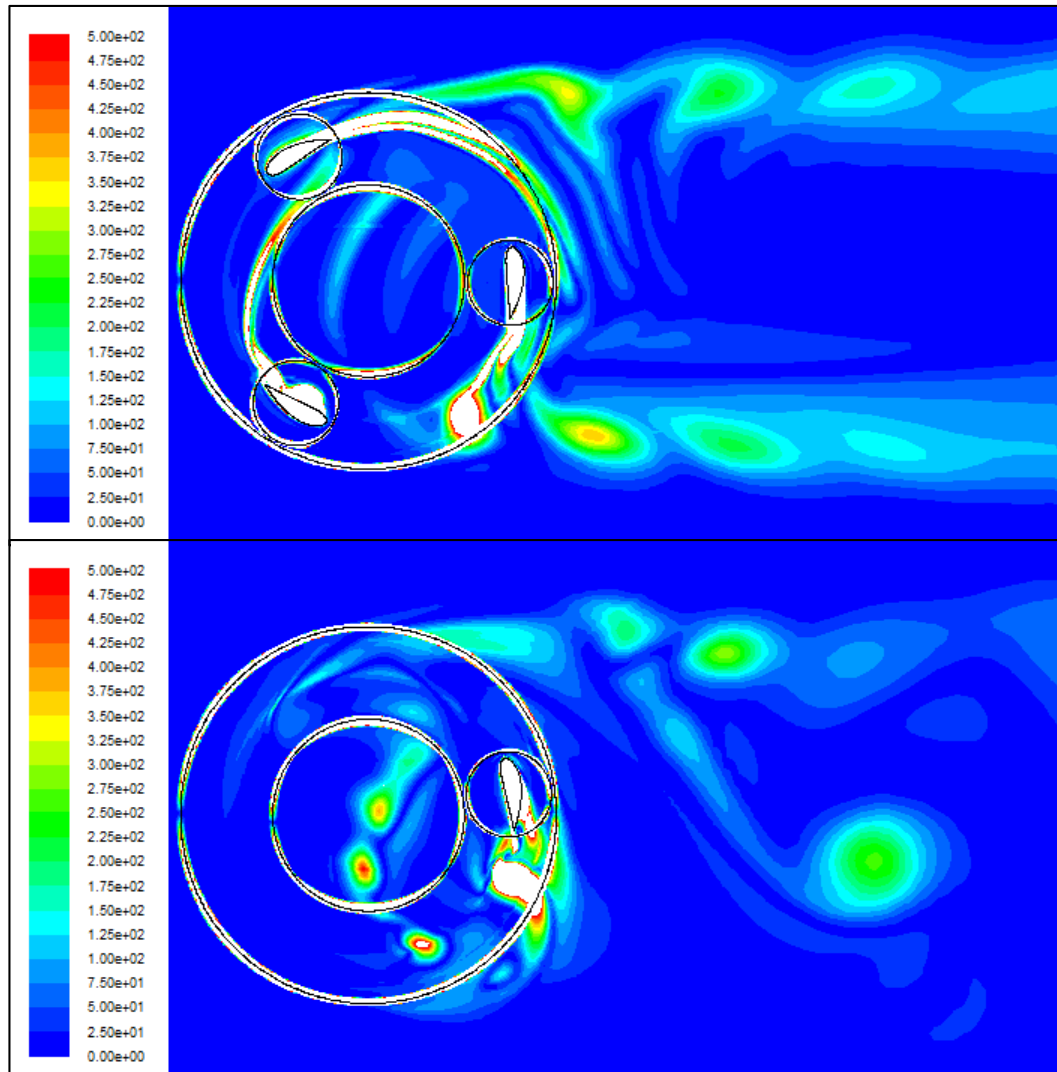


Figura 3.19 Contorno de vorticidad en el punto 4, $\theta=278.4^\circ$, rotor completo vs álabe sin afectación por estelas

La figura 3.19, $\theta=278.4^\circ$, muestra que en el álabe individual hay desprendimiento de la capa límite en la parte exterior lo que provoca un torbellino detrás de él. El perfil en el rotor completo deja una estela continua que provoca un torbellino al final de ella, más alejado y de menor tamaño.

3) Vectores de velocidad

Para profundizar un poco más en el estudio del patrón de flujo se analizarán los vectores de velocidad alrededor de los álabes. Esto permite conocer la dirección del fluido y dónde aparece desprendimiento de la capa límite. Se representa un vector por cada 7 celdas y tiene un rango entre 0 y 20 m/s. Este estudio complementa el realizado con los contornos de presiones, pues donde aparecen zonas de velocidades altas la presión será baja y viceversa.

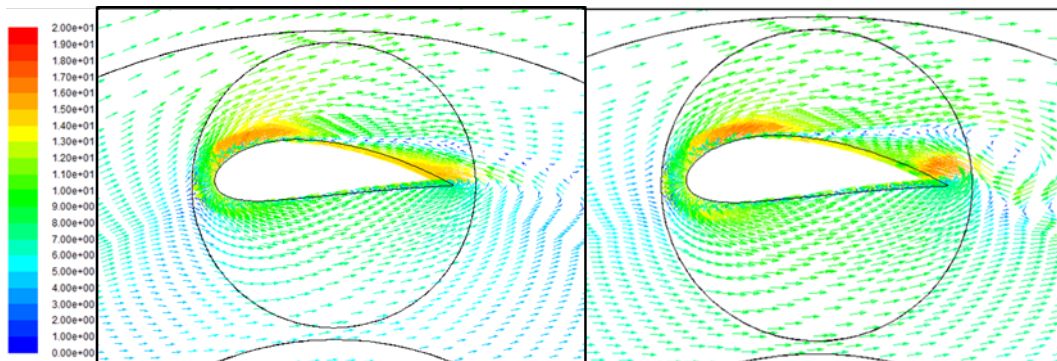


Figura 3.20 Vectores de velocidad en el punto 1, $\theta=0^\circ$, rotor completo (izquierda) vs álabe sin afectación por estelas (derecha).

En el punto 1, $\theta=0^\circ$, el par es mayor cuando está afectado por la estela. La figura 3.21 muestra unos vectores de velocidad bastante parecidos, siendo un poco mayores en el álabe sin afectación en la parte interior y en el borde de salida. También aparece un torbellino de mayor tamaño debido al desprendimiento de la capa límite, este puede ser el factor más diferencial en el comportamiento del coeficiente del par.

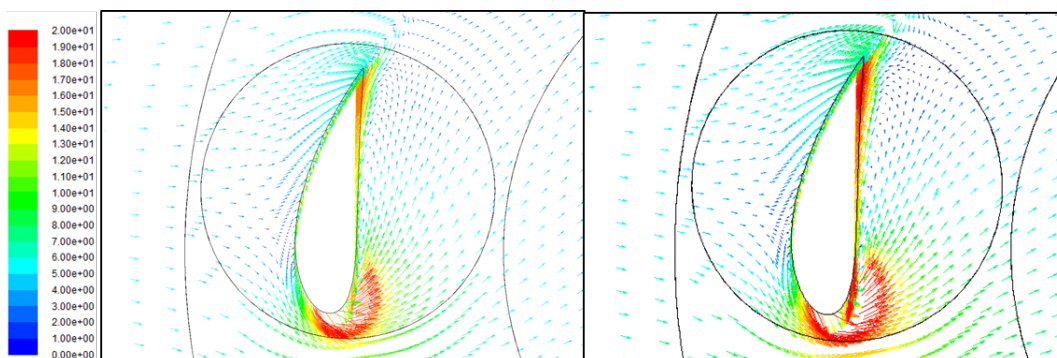


Figura 3.21 Vectores de velocidad en el punto 2, $\theta=82.8^\circ$, rotor completo (izquierda) vs álabe sin afectación por estelas (derecha).

En el punto 2, $\theta=82.8^\circ$, el coeficiente de par es mucho mayor en el álabe individual. Se puede observar, en la figura 3.21, que los vectores velocidad en la parte interior del rotor ideal son de mayor tamaño explicando porque aparece una zona mayor de bajas presiones. Se aprecia como en ambos casos el flujo choca con la parte exterior del perfil formando un punto de remanso, a partir del cual se forman capas límite adheridas hasta que llegan al borde de ataque y de salida donde se desprenden alcanzándose en estas zonas velocidades muy altas. Esta zona de bajas velocidades explica las altas presiones que aparecen en el exterior del álabe.

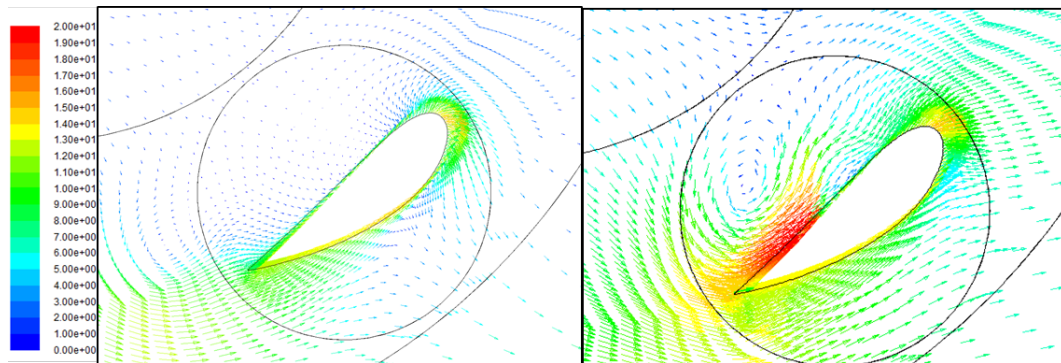


Figura 3.22 Vectores de velocidad en el punto 3, $\theta=219.6^\circ$, rotor completo (izquierda) vs álabe sin afectación por estelas (derecha).

En el punto 3, $\theta=219.6^\circ$, el rotor de tres álabes posee un par mayor. Las velocidades del aire alrededor del perfil se comportan de diferente manera en los dos casos, como muestra la figura 3.22. En el rotor ideal las velocidades son mucho mayores en general y se forma un torbellino en la parte interior, que provoca que la capa límite no esté adherida. Aparece una gran zona de baja presión en dicho lugar. En el rotor de tres álabes el torbellino se forma en la parte interior de la salida del perfil pero de menor tamaño y con gradientes de velocidades muy pequeños.

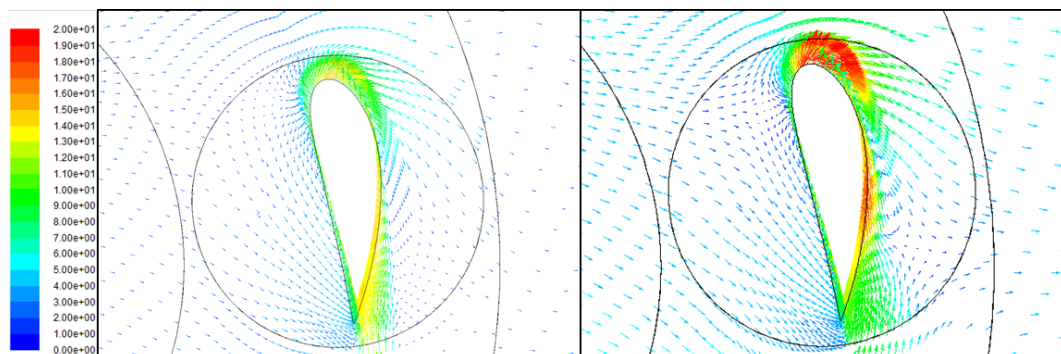


Figura 3.23 Vectores de velocidad en el punto 4, $\theta=278.4^\circ$, rotor completo (izquierda) vs álabe sin afectación por estelas (derecha).

En el punto 4, $\theta=278.4^\circ$, el rotor de tres álabes posee un par menor. Se aprecia, en la figura 3.23, cómo el flujo forma un punto de remanso en la parte interior cerca del borde de ataque, a partir del cual se crea una capa límite que está adherida en él perfil hasta poco después de pasar el borde de ataque, desprendiéndose antes en el rotor ideal formando además un torbellino de mayor tamaño. En el álabe afectado por los otros, las velocidades en el lateral exterior son menores provocando, como se vio antes, que aparezca una zona con mayor presión.

3.4 Estudio del rotor con perfiles estáticos

Se ha hecho un estudio con perfiles estáticos en 12 posiciones para completar una vuelta completa, una simulación cada 30°, en dos velocidades de giro: 60rad/s y 75rad/s, que corresponden respectivamente a $TSR=0.857$ y $TSR=1.071$. Con esto se pretende analizar el aerogenerador de una forma diferente y poder conocer mejor los efectos que ocurren sobre los perfiles al poder observarlos individualmente, así como los efectos de la inercia.

Este método permite la simulación de aerogeneradores con modelos numéricos más sencillos, obtener primeras aproximaciones con un menor coste computacional y aislar efectos en el rotor para poder estudiar puntos de interés.

3.4.1 Modelo numérico

Se realiza sobre el mismo modelo geométrico, pero cambiando el modelo numérico. Se utiliza el mismo esquema de resolución matemática y el mismo modelo de turbulencia definidos en el capítulo 2, pero cambian algunas condiciones de contorno debido al cambio de malla y la resolución temporal.

La malla se crea a partir de un Journal en el que se introducen los parámetros geométricos del rotor, la velocidad del viento y la posición donde se sitúa el perfil. Posteriormente se obtiene la malla con el programa Gambit v2.4 y con el programa Fluent v6.3.26 se obtiene la simulación.

En este caso la malla, figura 3.24, está formada por 36615 celdas en dos zonas: el ambiente y la zona del álabe, con 14490 celdas y 22125 celdas respectivamente. La zona del álabe tiene mayor concentración de celdas para obtener con mayor precisión los efectos cerca de la pared del álabe.

Los ángulos de los perfiles estáticos simulados son los que forma la cuerda con la dirección de la velocidad incidente relativa al perfil, suma vectorial del vector de la velocidad tangencial del álabe debido a la rotación del rotor y la velocidad del aire del entorno que incide sobre el rotor. Por ello no coinciden con las posiciones que ocuparían en el rotor

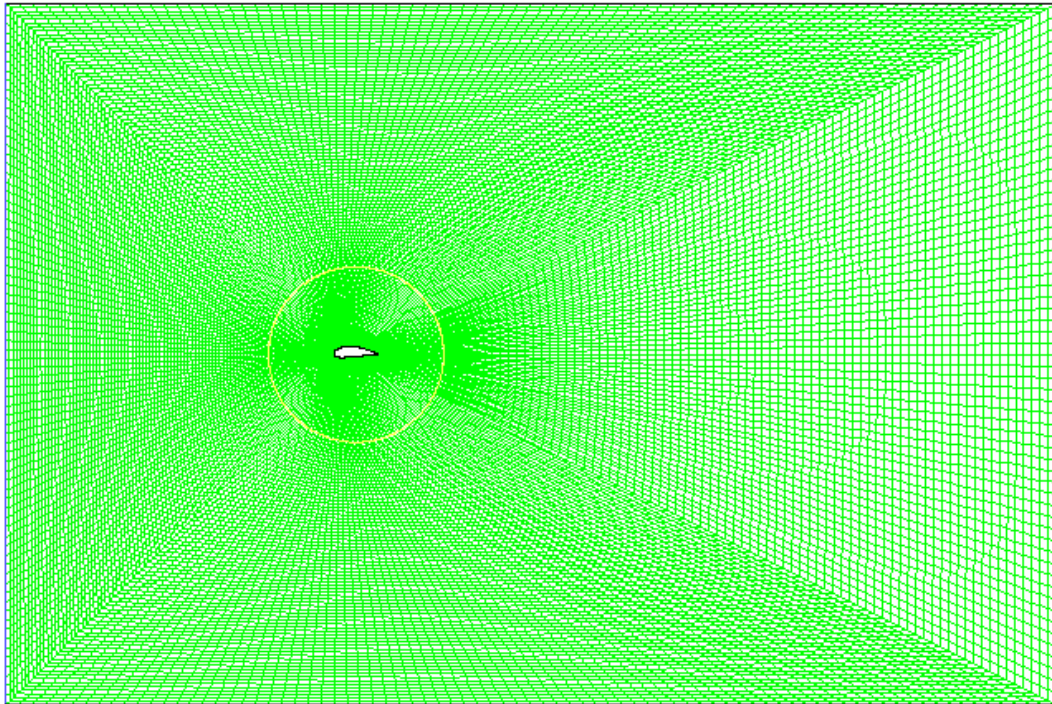


Figura 3.24 Malla del perfil estático sin refinar.

Posteriormente esta malla tuvo que ser refinada, ya que no cumplía las exigencias que impone el modelo de turbulencia usado, *Wall Yplus* próximo a uno. Para ello se usó el comando *Boundary Adaption* seleccionando 3 celdas en la dirección perpendicular al borde del perfil y se ejecuta dos veces consecutivas. El ambiente permanece inalterado, pero el número de celdas en la zona del álabe aumenta hasta 18846. En la figura 3.25 se puede ver la zona refinada.

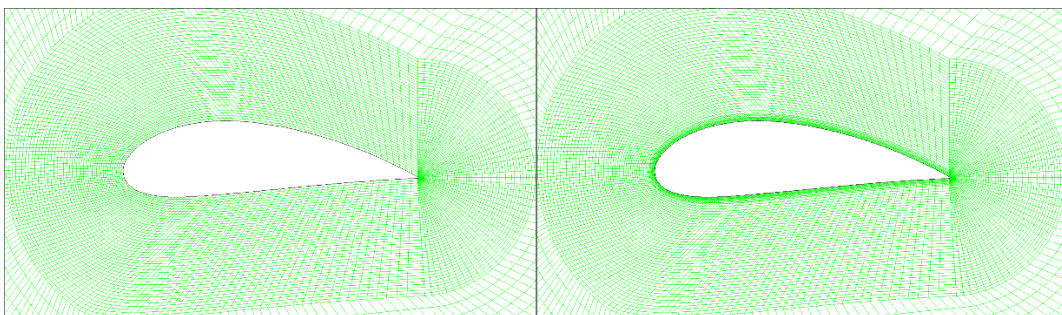


Figura 3.25 Zona próxima al perfil antes sin refinar y después, izquierda y derecha respectivamente.

Algunas condiciones de contorno son afectadas por el cambio de malla:

- Entrada. En este caso la velocidad que varía en función de la posición del álabe y el diámetro hidráulico es el valor de la cuerda, 0.05 m. El resto de parámetros permanecen igual.

- **Álabe.** Se le asigna la condición de *fluid*. En este caso se le asignaría el tipo de movimiento *Stationary*, ya que los álabes no se mueven al contrario que en los otros análisis.

El resto de condiciones de contorno se mantienen igual.

La resolución temporal en este caso se ha mantenido constante en todas las simulaciones con un tamaño de Time Step igual a 0.003 segundos. El número de iteraciones simuladas es distinto en cada simulación para asegurar la convergencia con el menor coste computacional posible.

3.4.2 Curvas características

Los resultados obtenidos con las simulaciones son periódicos debido al desprendimiento de torbellinos, por ello se diferencia entre coeficiente de par máximo, mínimo y medio.

En la tabla 3.4 se muestran los valores de coeficientes de par obtenidos en cada simulación, para la velocidad de giro de 60 rad/s.

Tabla 3.4 Coeficientes de par máximos, mínimos y medio para el álabe en las posiciones simuladas, TSR=0.857

Álabe estático TSR = 0.875			
Posición angular [°]	$C_{m, \max}$ [-]	$C_{m, \min}$ [-]	$C_{m, \text{med}}$ [-]
0	-0.037	-0.037	-0.037
30	-0.149	-0.149	-0.149
60	-0.082	-0.120	-0.101
90	-0.008	-0.034	-0.021
120	0.049	-0.008	0.021
150	0.058	-0.019	0.020
180	0.001	0.001	0.001
210	0.060	-0.029	0.015
240	0.132	-0.101	0.015
270	0.013	-0.024	-0.006
300	-0.033	-0.054	-0.043
330	-0.014	-0.021	-0.017

Para obtener la curva del rotor y poder comparar con los resultados obtenidos en la simulación del rotor completo, hay que sumar a cada posición inicial los valores de las posiciones a 120° y 240° respecto de esa, para los ángulos que superan los 360° hay que restar dicho valor. De esta forma se obtienen los

valores para las doce posiciones obteniendo tres periodos, recogidos en la tabla 3.5.

Tabla 3.5 Coeficientes de par máximos, mínimos y medio para el rotor, TSR=0.857

Rotor completo TSR = 0.875			
Posición angular [°]	$C_{m, \max}$ [-]	$C_{m, \min}$ [-]	$C_{m, \text{med}}$ [-]
0	0.144	-0.146	-0.001
30	-0.077	-0.192	-0.135
60	-0.114	-0.174	-0.144
90	0.039	-0.084	-0.023
120	0.144	-0.146	-0.001
150	-0.077	-0.192	-0.135
180	-0.114	-0.174	-0.144
210	0.039	-0.084	-0.023
240	0.144	-0.146	-0.001
270	-0.077	-0.192	-0.135
300	-0.114	-0.174	-0.144
330	0.039	-0.084	-0.023

Con los valores de tabla 3.5 se puede obtener la gráfica del coeficiente de par a lo largo de una vuelta y compararlo con la curva obtenida en la simulación del rotor completo.

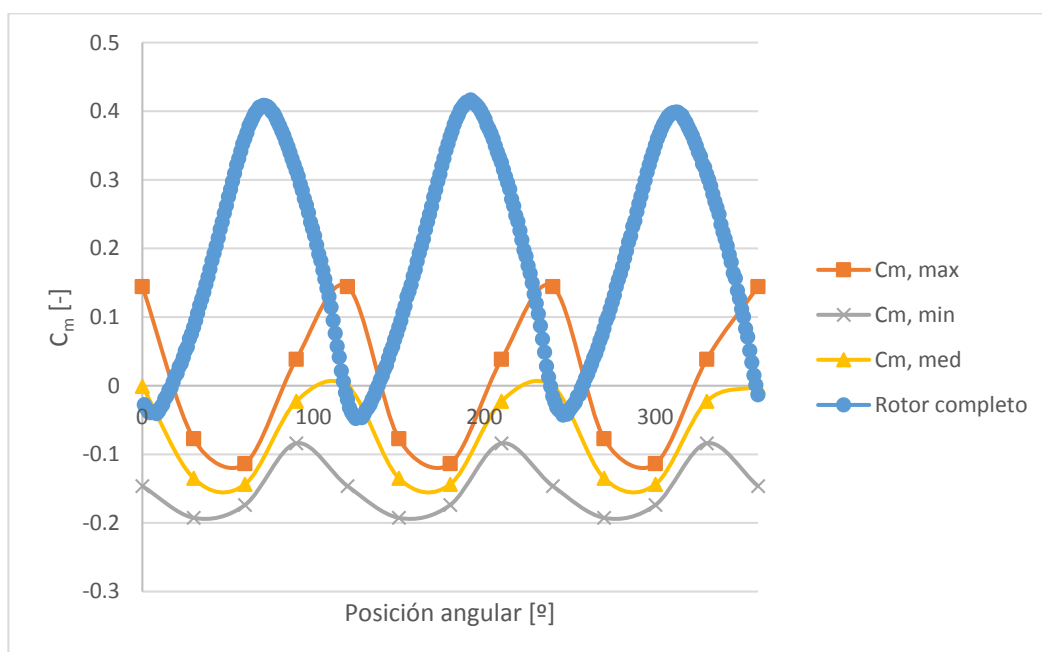


Figura 3.26 Coeficientes de par máximos, mínimos y medio a lo largo de una vuelta para el rotor, TSR=0.857

Capítulo 3. Análisis de resultados

En la figura 3.26 se puede ver que las curvas del coeficiente de par de los álabes estáticos no guardan parecido con el rotor anteriormente analizado. Las tres curvas están desplazadas 60° respecto a del rotor de referencia y sus valores son mucho más negativos, alcanzando el máximo en 0.15, para la curva de valores máximos, en comparación con el 0.4. La curva de valores máximos es la de mayor amplitud y la de valores mínimos la de menor. La curva de coeficientes de par mínimos alcanza el máximo 30° antes que la de máximos.

Ahora se van a realizar los mismos pasos para analizar los perfiles estáticos en la otra velocidad giro, 75 rad/s, simulados.

En la tabla 3.6 se muestran los valores de coeficientes de par obtenidos en cada simulación, para la velocidad de giro de 75 rad/s.

Tabla 3.6 Coeficientes de par máximos, mínimos y medio para el álabe en las posiciones simuladas, $TSR=1.071$

Álabe estático $TSR = 1.071$			
Posición angular [$^\circ$]	$C_{m, \max}$ [-]	$C_{m, \min}$ [-]	$C_{m, \text{med}}$ [-]
0	-0.046	-0.046	-0.046
30	-0.166	-0.181	-0.173
60	-0.116	-0.157	-0.136
90	-0.036	-0.063	-0.049
120	0.016	-0.012	0.002
150	0.028	-0.012	0.008
180	0.000	0.000	0.000
210	0.047	-0.040	0.004
240	0.035	-0.024	0.006
270	-0.006	-0.036	-0.021
300	-0.032	-0.046	-0.039
330	-0.030	-0.035	-0.032

Se realiza el mismo cálculo que para la velocidad de giro de 60 rad/s.

Tabla 3.7 Coeficientes de par máximos, mínimos y medio para el rotor, TSR=1.071

Rotor completo TSR = 1.071			
Posición angular [°]	$C_{m, \max}$ [-]	$C_{m, \min}$ [-]	$C_{m, \text{med}}$ [-]
0	0.006	-0.081	-0.038
30	-0.143	-0.229	-0.186
60	-0.148	-0.203	-0.176
90	-0.018	-0.137	-0.077
120	0.006	-0.081	-0.038
150	-0.143	-0.229	-0.186
180	-0.148	-0.203	-0.176
210	-0.018	-0.137	-0.077
240	0.006	-0.081	-0.038
270	-0.143	-0.229	-0.186
300	-0.148	-0.203	-0.176
330	-0.018	-0.137	-0.077

Con los valores de tabla 3.7 se puede obtener la gráfica del coeficiente de par a lo largo de una vuelta y compararlo con la curva obtenida en la simulación del rotor completo.

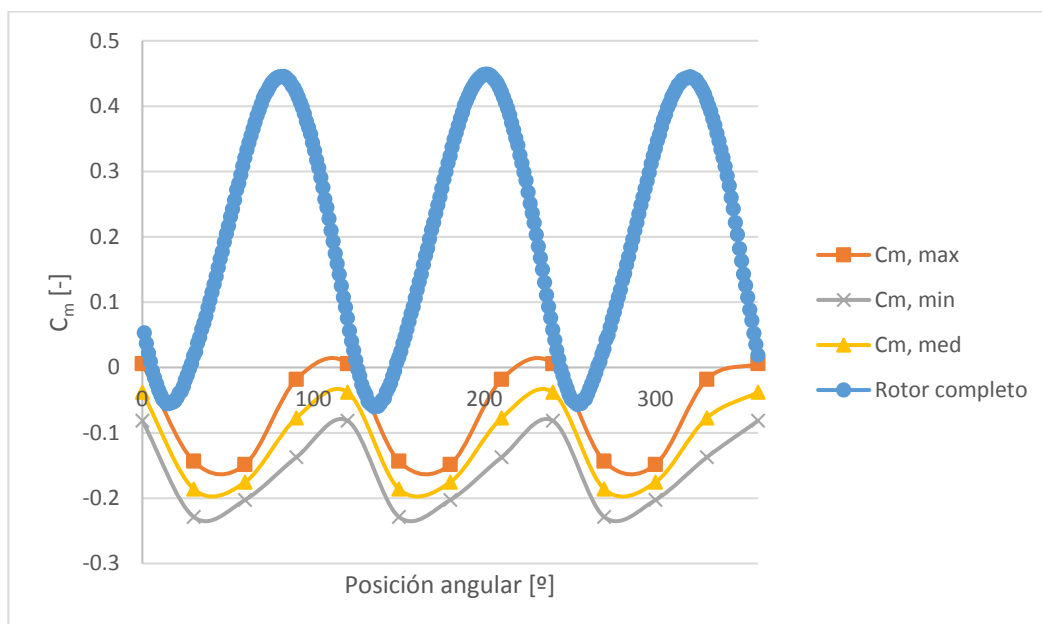


Figura 3.27 Coeficientes de par máximos, mínimos y medio a lo largo de una vuelta para el rotor, TSR=1.071

La figura 3.27 muestra que en este caso las curvas de los coeficientes de par tampoco concuerdan con la obtenida por el rotor de referencia. Como para la velocidad anterior las curvas están desplazadas y en este caso la curva es más negativa, ya que apenas supera el cero y con esta velocidad el máximo para el rotor es 0.45. En este caso las curvas de coeficiente de pares máximos, mínimos y medios tienen mayor parecido entre sí, pues tienen una amplitud parecida y se alcanzan los máximos y mínimos de cada curva en la misma posición.

En la figura 3.28 se muestra que ninguna de las curvas de par sigue la tendencia de la curva del par para el rotor, por lo que no se puede establecer ninguna relación que sirva para el estudio del rotor con este tipo de análisis.

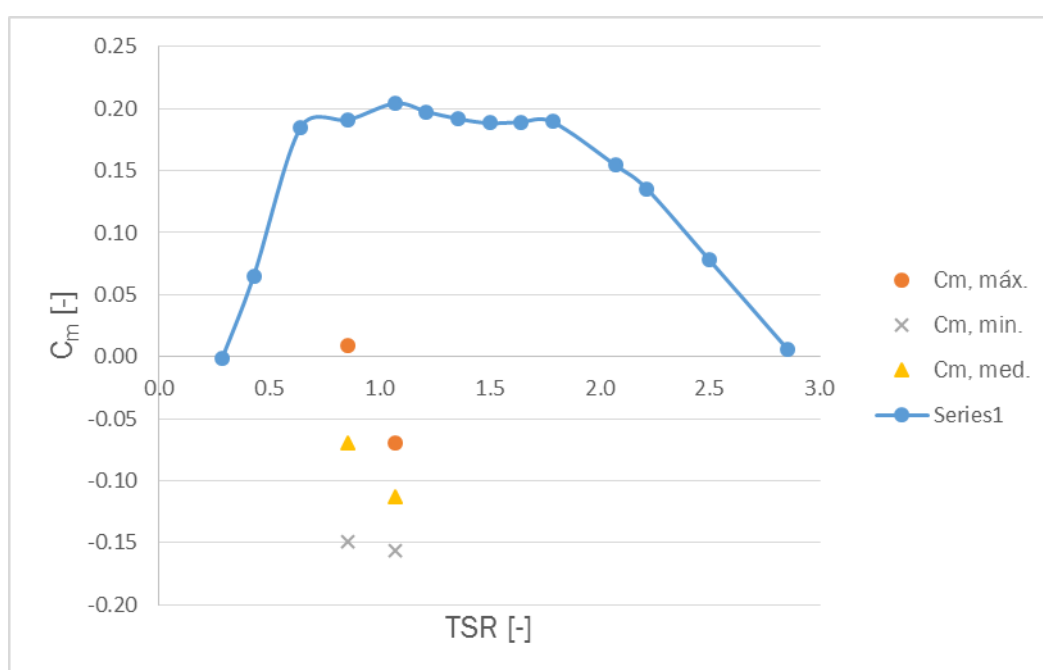


Figura 3.28 Curva del coeficiente de par del rotor en comparación con los resultados de perfiles estáticos.

3.4.3 Patrón de flujo

Se van a analizar el patrón de flujo mediante los contornos de presión y de vorticidad en las posiciones simuladas para comparar con los del rotor completo. Solo se analizarán para una velocidad, ya que se ha demostrado que este análisis no es válido, pero sí interesa conocer si guarda algún parecido para ver si se puede abordar el estudio con otros parámetros distintos.

1) Contornos de presión

En las siguientes figuras se muestran los contornos de presión del rotor de referencia y de los perfiles estáticos, con una velocidad de giro de 60 rad/s.

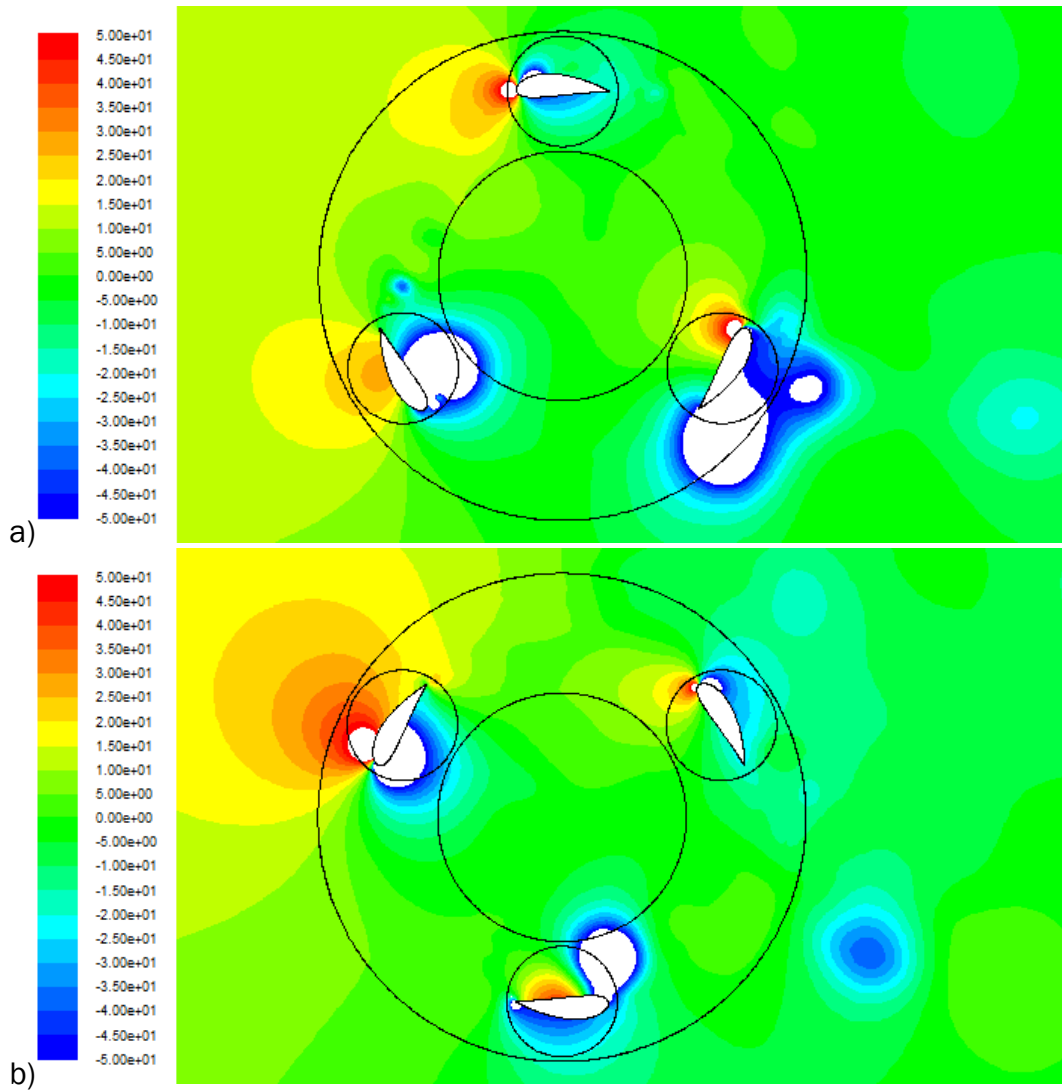
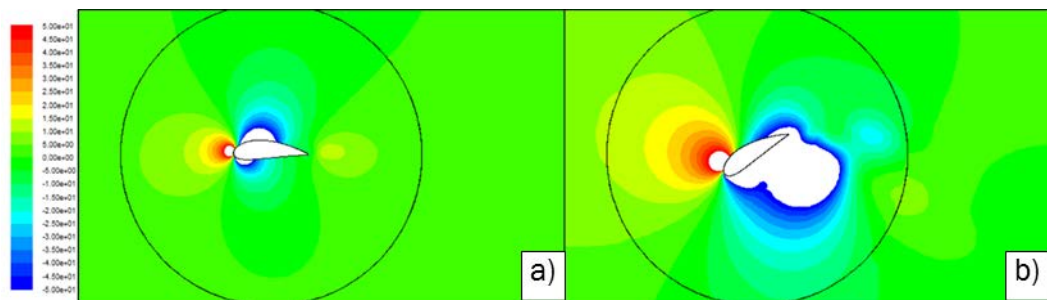


Figura 3.29 Contorno de presión del rotor completo a una velocidad de giro de 60 rad/s, a) 0°, 120°, 240° b) 60°, 180°, 300°



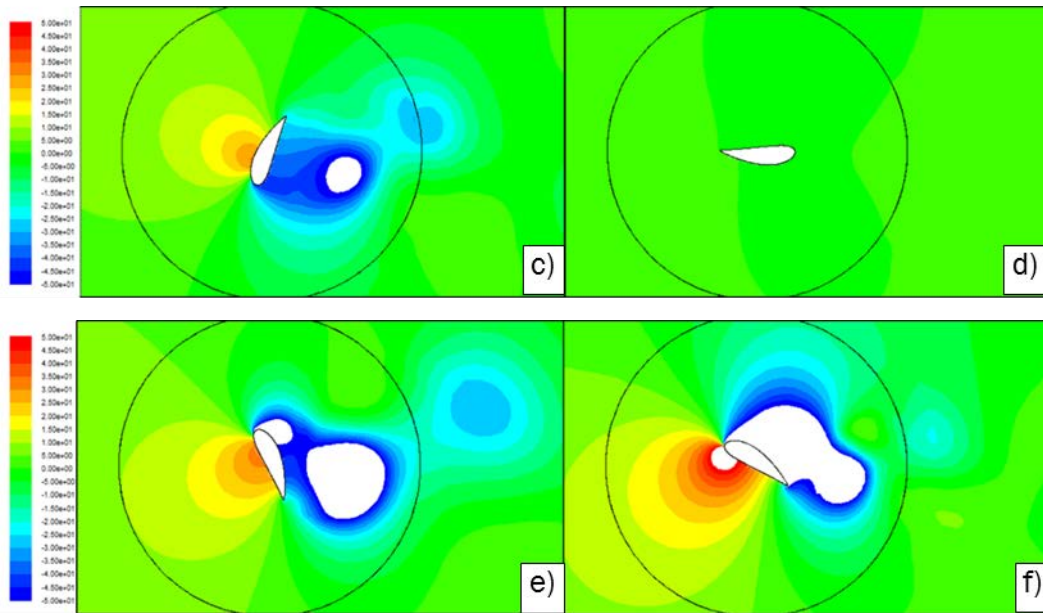


Figura 3.30 Contorno de presión de un álabe estático en las posiciones de a) 0°, b) 60°, c) 120°, d) 180°, e) 240°, f) 300°, a una velocidad de giro de 60 rad/s

Comparando la figura 3.29 y la figura 3.30 se aprecian que no se parece el patrón de los distintos análisis y por ello se han obtenido resultados tan diferentes en las curvas de par analizadas antes. Se puede ver que los álabes estáticos tienen zonas más grandes de bajas presiones. Los puntos de remanso no coinciden entre las mismas posiciones de ambos modelos. El perfil en 180° no se aprecia que haya gradientes de presión con el método de álabes estáticos, mientras que con el otro si aparecen.

2) Contornos de vorticidad

En las siguientes figuras se muestran los contornos de vorticidad del rotor de referencia y de los perfiles estáticos, con una velocidad de giro de 60 rad/s.

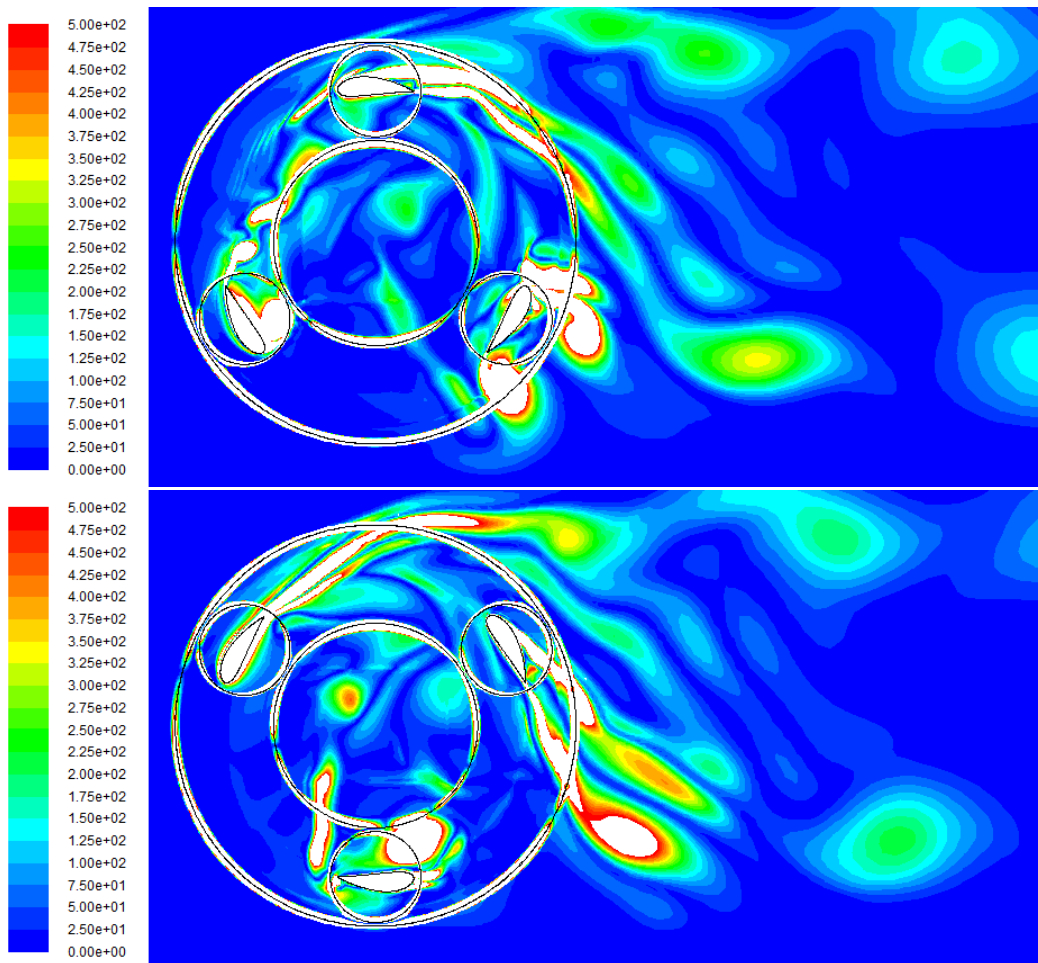
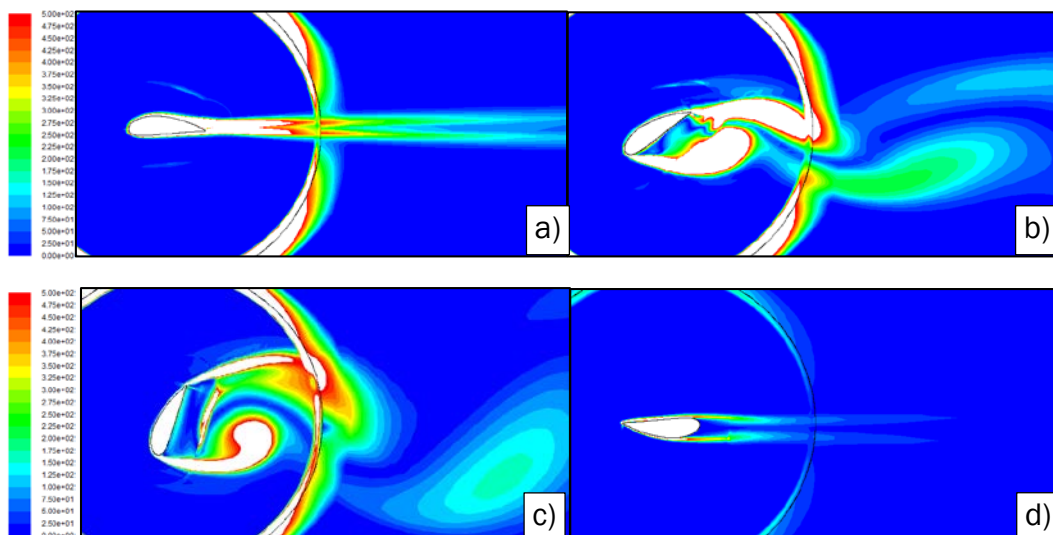


Figura 3.31 Contorno de vorticidad del rotor completo a una velocidad de giro de 60 rad/s, a) 0°, 120°, 240° b) 60°, 180°, 300



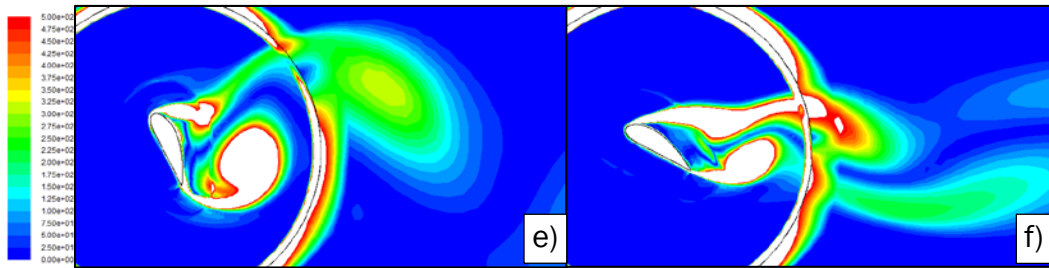


Figura 3.32 Contorno de presión de un álabe estático en las posiciones de a) 0°, b) 60°, c) 120°, d) 180°, e) 240°, f) 300°, a una velocidad de giro de 60 rad/s

Como en los contornos de presión en la figura 3.31 y figura 3.32 tampoco se aprecian parecidos entre ambos modelos. Las posiciones de 0° y 180° son muchos menos turbulentas con los perfiles estáticos. En 60° y 120° aparecen estelas más anchas en el que hay desprendimiento de torbellinos en el borde de ataque y en el de salida mientras que en el rotor completo este comportamiento no aparece. En 240° y 300° el los torbellinos proveniente del borde de ataque y del de salida tienden a juntarse al contrario que ocurre en el rotor de referencia en el que se separan ambas estelas.

Este análisis reafirma los resultados obtenidos anteriormente y explica por qué los coeficientes de par no son próximos.

Comentar que la diferencia entre los modelos puede explicarse por la influencia de los efectos de inercia o porque el modelo matemático escogido no es capaz de simular correctamente la turbulencia en perfiles estáticos.

Capítulo 4. Influencia del Pitch

Para estudiar la influencia del Pitch se utiliza el mismo modelo numérico descrito anteriormente, pero se hacen simulaciones para distintos Pitch. Se utiliza el mismo Journal para crear todos los modelos cambiando solo este parámetro.

En este capítulo se analizarán la influencia que tienen los valores de Pitch de -6° , -9° , -12° y 6° , para compararlo con el rotor estudiado en el capítulo anterior, cuyo Pitch era 0° . Se quiere conocer si con esta variación se optimiza el aerogenerador para obtener un mejor funcionamiento.

Primero se compararán todas las configuraciones para ver cuál es la que ofrece mejores prestaciones y después se analizarán los patrones de flujo para poder entender los resultados obtenidos.

4.1 Comparación de todos los Pitch

La primera comparación realizada son las curvas del coeficiente de par de los aerogeneradores con distintos número de Pitch frente al TSR.

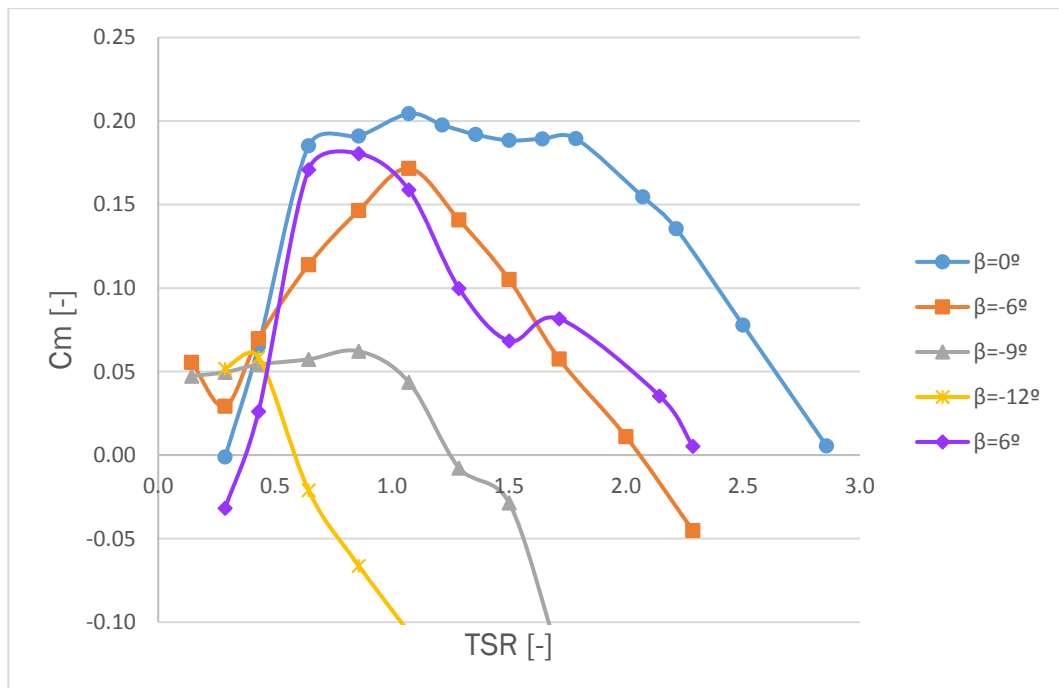


Figura 4.1 Curvas del coeficiente de par para distintos números de Pitch.

La figura 4.1 muestra claramente que el rotor estudiado anteriormente es el que mayor par desarrolla y el que mayor rango operativo tiene. Posteriormente la configuraciones de 6° y -6° son las que ofrecen mejores par y rango operativo respectivamente.

Los aerogeradores con Pitch negativo presentan par positivo para velocidades de giro pequeña, autoarranque lo que implica que no habría necesidad de aplicar potencia sobre el rotor para que este comenzase a girar, es decir, presenta capacidad de autoarranque. Es una mejora respecto del rotor de referencia y que no aparece para rotor de 6°, que empieza a producir energía a mayor velocidad de giro que el de referencia.

Desde el punto de vista de la generación eléctrica, interesa más conocer la curva del coeficiente de potencia. Con ella se obtendrá las condiciones de diseño para el análisis de los aerogeneradores y los valores que definirán el comportamiento, máximo rendimiento e intervalo de funcionamiento.

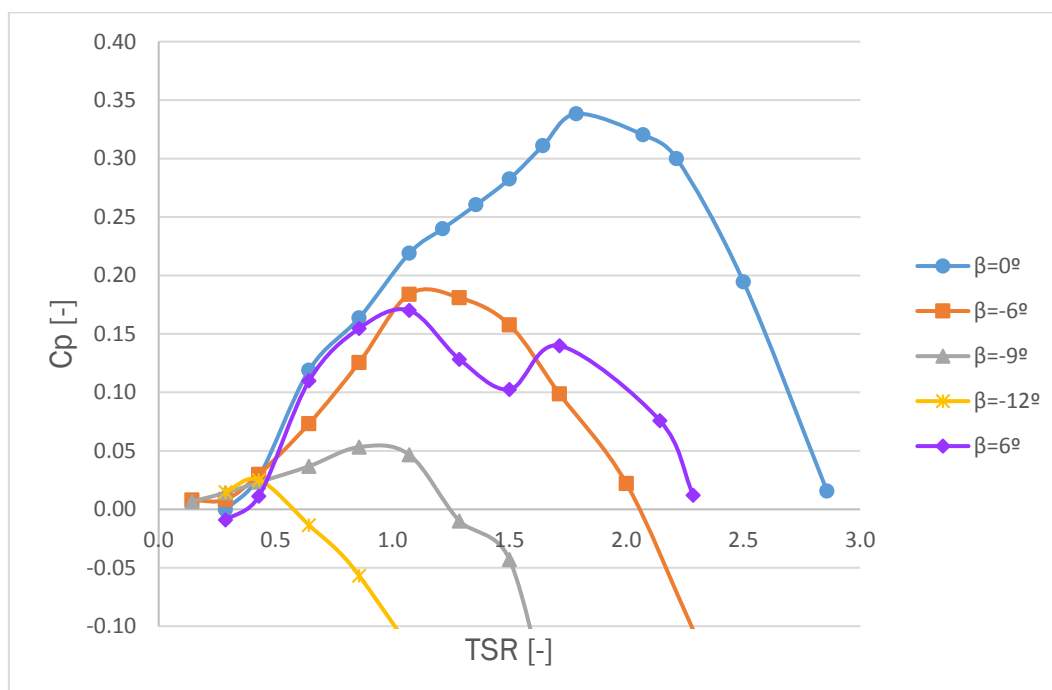


Figura 4.2 Curvas del coeficiente de potencia para distintos números de Pitch.

La figura 4.2 muestra definitivamente que el rotor de referencia es el que posee mejores prestaciones, ya que el coeficiente de potencia, es casi el doble que en las configuraciones de Pitch -6° y 6° , además es la curva más plana. Este es uno de los factores más importantes, ya que pequeñas variaciones en la velocidad de giro no afectan prácticamente al rendimiento, obteniendo un mayor intervalo de TSR útil donde está trabajando cerca del máximo rendimiento, igual o superior al 80% del rendimiento máximo. Esto permite trabajar con mayor rendimiento si aparecen rachas de viento.

El Pitch para valores negativos sigue una tendencia muy marcada, se alcanza coeficientes de potencias menores y las curvas de potencia se desplazan hacia la izquierda, la curva se hace negativa para TSR menores. Esta tendencia también aparece reflejada en los estudios realizados por [Mohamed-2014], realizado sobre un perfil LS(1)-0413, y [Lee-2015], realizado con perfiles NACA

simétricos. En otros estudios sí aparece mejor rendimiento para valores distintos de 0°, como en [Kumar-2015], donde obtiene que el Pitch óptimo para un rotor de tres álabes es 3°, con un rendimiento ligeramente superior que para 0°. Este estudio también sigue la tendencia para valores por encima de 3° y para valores negativos, en cambio demuestra que para los aerogeneradores con 5 y 7 álabes el Pitch óptimo es 5°. Se usa un perfil con bastante torsión, el SG 6043. [Armstrong-2011] expone que los mejores rendimientos se obtienen con Pitch -3° pero con una curva cercana a la de -6° y para valores de Pitch positivos y cero los resultados son peores. Este análisis está realizado sobre una turbina experimental con 3 m de diámetro y un perfil NACA 0015.

No se realizaron más simulaciones para distintos valores de Pitch positivos, debido a que el de 6° tiene peores prestaciones y sigue la tendencia de trabajar peor cuando se alejan del ángulo de 0°. En los estudios antes nombrados también aparece esta tendencia.

La tabla 4.1 muestra la información obtenida de las gráficas con mayor interés desde el punto de vista de la explotación de los aerogeneradores.

Tabla 4.1 Parámetros de funcionamiento para los distintos números de Pitch.

Pitch	0°	-6°	-9°	-12°	6°
TSR de funcionamiento	0.28-2.9	0-2.05	0-1.25	0-0.6	0.38-2.3
TSR de diseño	1.79	1.07	0.86	0.43	1.07
C _p , máx.	0.338	0.184	0.053	0.025	0.17
TSR útil	1.4-2.3	0.95-1.55	0.7-1.1	0.33-0.47	0.75-1.25
Potencia [W]	2.84	1.546	0.445	0.210	1.43

La potencia generada por el aerogenerador también es un factor decisivo para su elección. A partir de la ecuación del coeficiente de potencia, ecuación (2.5), se puede calcular la potencia obtenida por el rotor, se muestra en la ecuación (4.1).

$$P = 1/2 \cdot \rho_a \cdot v_{\infty}^3 \cdot A \cdot C_p \quad (4.1)$$

Los valores de referencia del flujo son iguales para todos los casos y el tamaño del rotor no varía, pues solo cambia el ángulo del rotor con respecto de la tangencial de la circunferencia que forma, por lo tanto la potencia varía en función del coeficiente de potencia.

El último factor a tener en cuenta es la potencia instantánea a lo largo de una vuelta en condiciones de diseño.

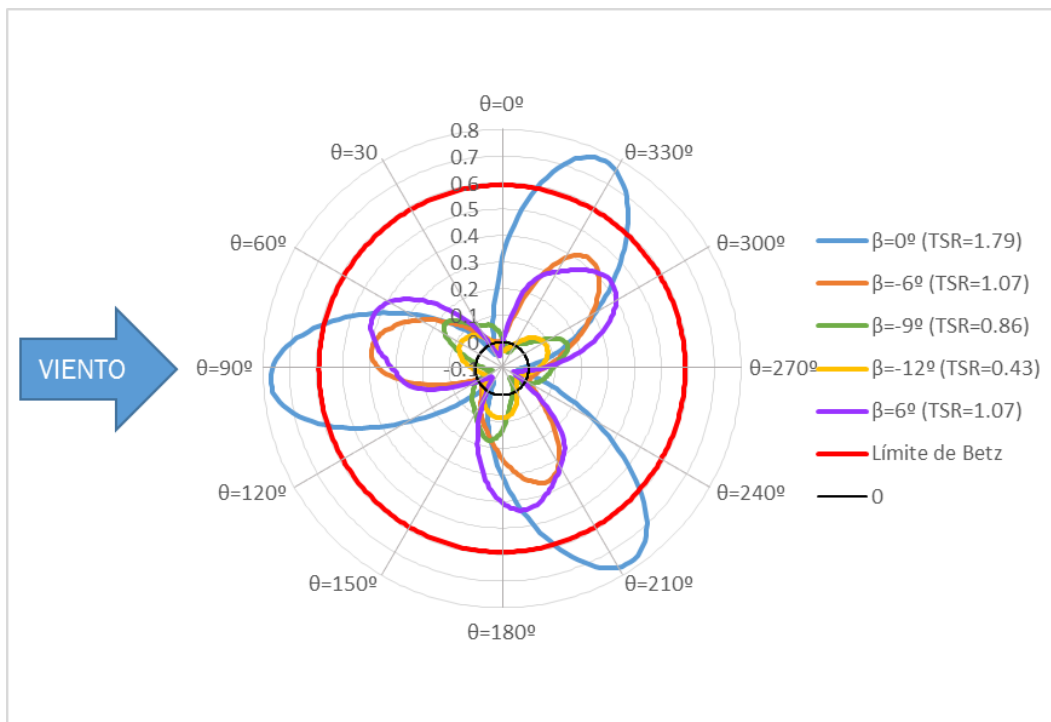


Figura 4.3 Coeficiente de potencia instantáneo en función del ángulo del rotor para los distintos números de Pitch.

Es interesante conocer las zonas dónde la potencia generada es negativa, es un requisito necesario para reducir el mantenimiento de los rodamientos [Parra-2014]. En este caso la configuración que mejor trabaja es la de Pitch igual a -6° , se concluye de la figura 4.3.

Con todos estos datos queda claro que el aerogenerador que ofrece un mejor funcionamiento es el de Pitch = 0° , presentando todos los parámetros de funcionamiento mejor que el resto. Lo único que presentan como ventaja los aerogeneradores con Pitch negativos es el autoarranque y para el de -6° , el menor coste del mantenimiento de los rodamientos, pero la diferencia en el funcionamiento es muy grande como para tenerlo en cuenta.

4.2 Comparación con Pitch= -6°

En la tabla 4.2 se muestran los valores de la velocidad de giro de todos los casos simulados y sus correspondientes valores de TSR, C_m y C_p . También se recoge la resolución temporal usada en cada caso y el número de Time Steps por vuelta.

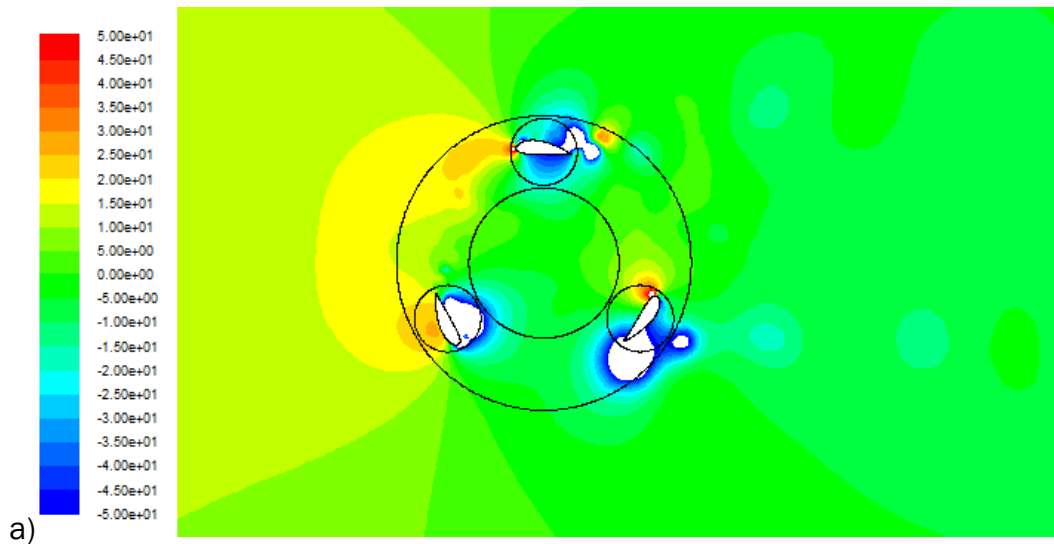
Para trabajar en condiciones operativas el rotor debe tener un TSR = 1.07, que corresponde a una velocidad de giro de 75 rad/s. Se analizarán los contornos de presión y vorticidad de las posiciones 0° , 120° , 240° y 60° , 180° , 300° .

Tabla 4.2 Valores de TSR, C_m , C_p y la resolución temporal, Pitch=-6°.

ω [rad/s]	Time-steps vuelta	Δt [s]	TSR [-]	C_m [-]	C_p [-]
10	720	0.0008727	0.143	0.055	0.008
20	720	0.0004363	0.286	0.029	0.008
30	300	0.0006981	0.429	0.070	0.030
45	300	0.0004654	0.643	0.114	0.073
60	300	0.0003491	0.857	0.146	0.126
75	300	0.0002793	1.071	0.172	0.184
90	600	0.0001164	1.286	0.141	0.181
105	600	0.0000997	1.500	0.105	0.158
120	720	0.0000727	1.714	0.058	0.099
140	720	0.0000623	2.000	0.011	0.022
160	720	0.0000545	2.286	-0.045	-0.103

4.2.1 Contornos de presión

A continuación se muestran las imágenes correspondientes a las posiciones a estudiar, en las que la presión está comprendida entre -50 Pa y 50 Pa, respecto de la presión atmosférica.



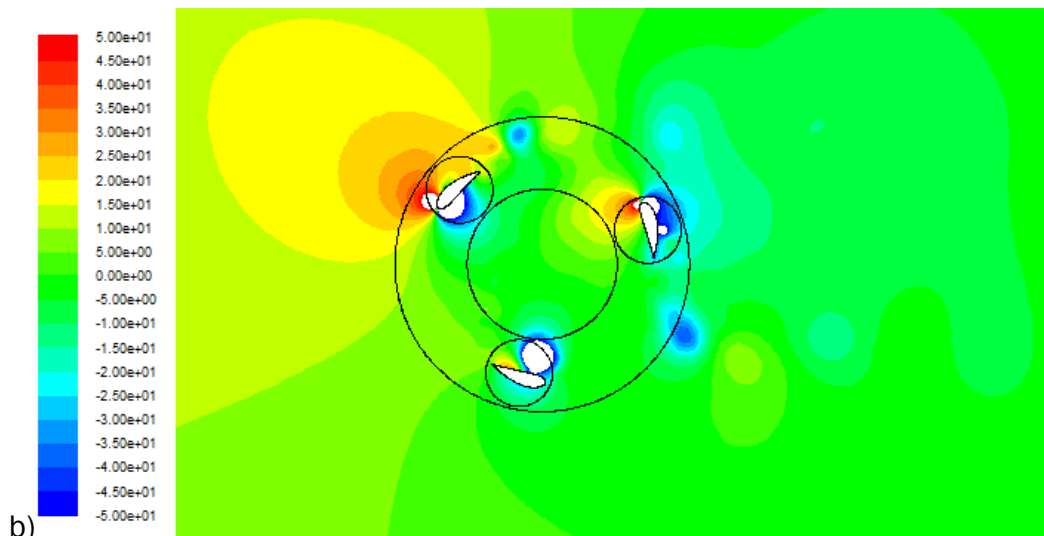


Figura 4.4 Contorno de presión para las condiciones de diseño con Pitch=-6°, a) 0°, 120° y 240° b) 60°, 180° y 300°

En la figura 4.4 se puede observar que las zonas de alta presiones en las posiciones más favorables, 60° y 120°, son menores en comparación con el rotor con Pitch igual a 0°. Esto provoca que el flujo empuje menos los álabes reduciendo con ello el par que el aire proporciona al aerogenerador. En la posición de 0° tiene una zona de altas presiones provocada por el álabes en 120°, además en esta configuración la zona de bajas presiones se sitúa en el borde de salida, por lo tanto se dificulta más el avance. En la posición 240° la presión también provoca un par más desfavorable, ya que tiene una gran zona de baja presión en el borde de salida.

4.2.2 Contornos de vorticidad

Las siguientes imágenes muestran los contornos de vorticidad correspondientes a las posiciones a estudiar, acotados en un rango de 0 s⁻¹ y 500 s⁻¹.

En la figura 4.5 aparece mayor vorticidad en el rotor que provoca que los perfiles trabajen peor. Los perfiles en las posiciones 0°, 60° y 300° tienen desprendimiento alternativo de torbellinos siendo estelas más anchas que el rotor de referencia. El álabes en la posición de 0° está muy afectado por la estela del álabes siguiente, provocando desprendimiento de capa límite en la parte exterior formando un torbellino en el lateral y en el borde de salida. En la posición 240° hay desprendimiento de capa límite en el borde de ataque y en el de salida formando dos torbellinos en la parte exterior del perfil.

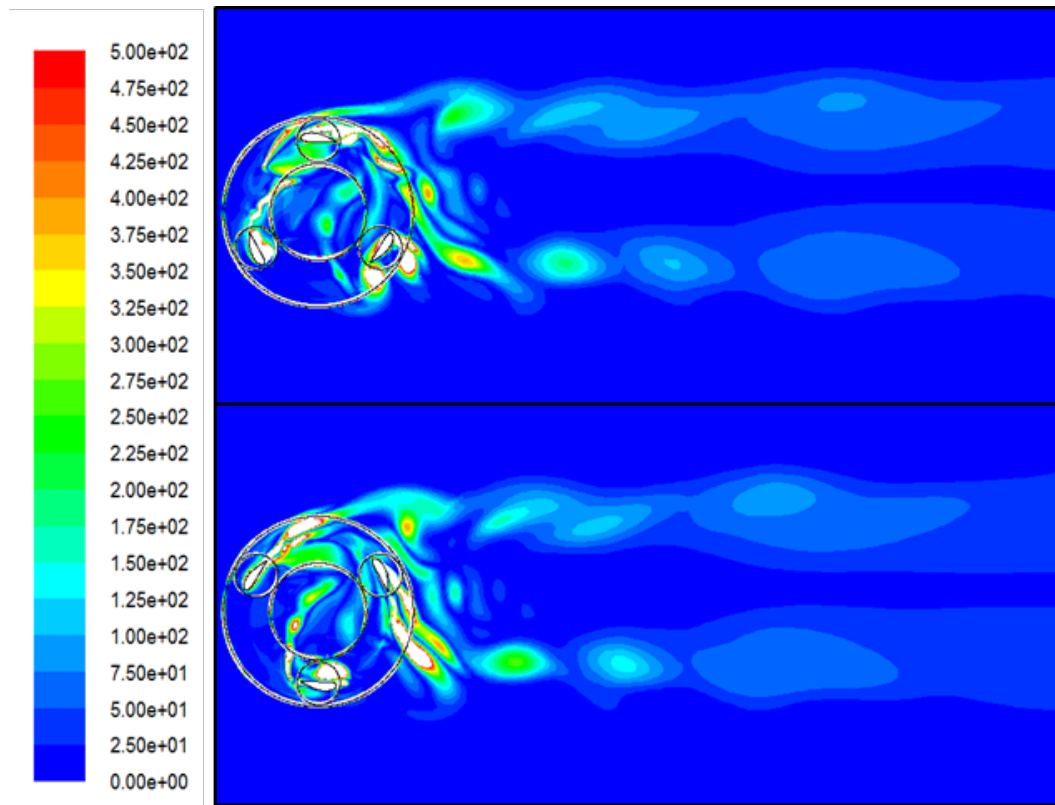


Figura 4.5 Contorno de vorticidad para el punto de diseño con Pitch=-6°, a) 0°, 120° y 240° b) 60°, 180° y 300°

4.3 Comparación con Pitch=-9°

En la tabla 4.3 se recogen las velocidades de giro simuladas y sus correspondientes TSR, C_m y C_p y la resolución temporal usada en cada caso. Para trabajar en condiciones operativas el rotor debe tener un TSR = 0.857, que corresponde a una velocidad de giro de 60 rad/s. Para los casos de velocidad de giro de 75 rad/s y 90 rad/s la convergencia ha sido más costosa teniendo que aumentarse el número de Time Step por vuelta a 2400, aumentando con ello la resolución temporal y el coste computacional.

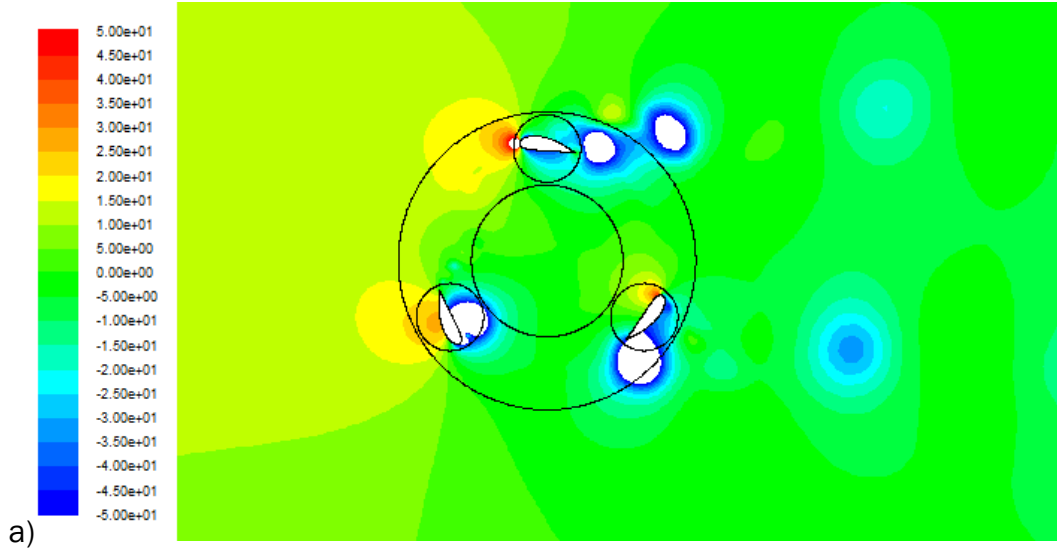
Se intentará explicar la pérdida de rendimiento del aerogenerador mediante el análisis del patrón de flujo.

Tabla 4.3 Valores de TSR, C_m , C_p y la resolución temporal, Pitch=-9°.

ω [rad/s]	Time-steps vuelta	Δt [s]	TSR [-]	C_m [-]	C_p [-]
10	300	0.0020944	0.143	0.047	0.007
20	300	0.0010472	0.286	0.050	0.014
30	300	0.0006981	0.429	0.054	0.023
45	300	0.0004654	0.643	0.057	0.037
60	300	0.0003491	0.857	0.062	0.053
75	2400	0.0000349	1.071	0.044	0.047
90	2400	0.0000291	1.286	-0.008	-0.010
105	600	0.0000997	1.500	-0.029	-0.043
120	600	0.0000873	1.714	-0.121	-0.208

4.3.1 Contornos de presión

A continuación se muestran las imágenes correspondientes a las posiciones a estudiar, en las que la presión está comprendida entre -50 Pa y 50 Pa, respecto de la presión atmosférica.



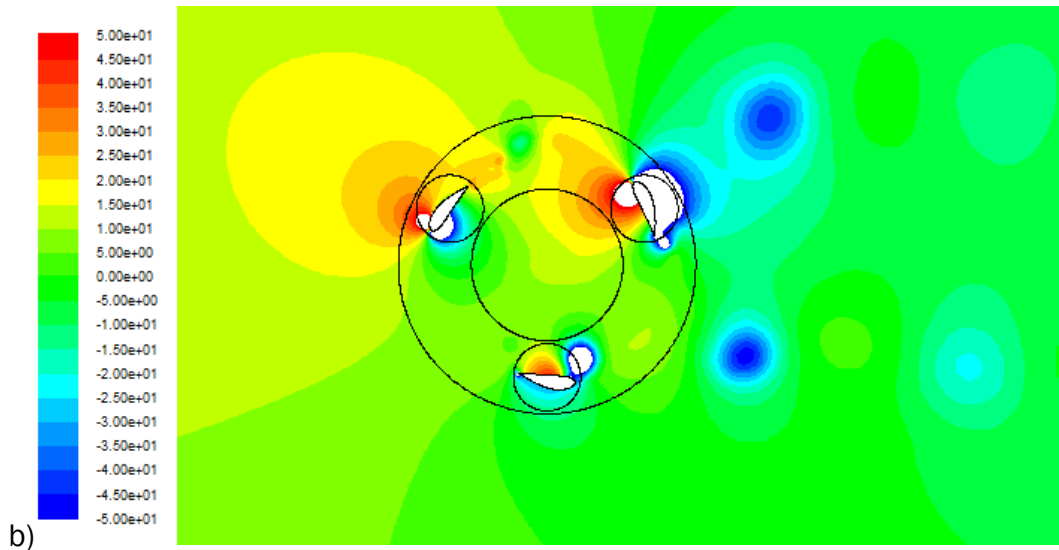


Figura 4.6 Contorno de presión para las condiciones de diseño con Pitch=-9°, a) 0°, 120° y 240° b) 60°, 180° y 300

En la figura 4.6 se puede observar que sigue la tendencia para las posiciones más favorables, 60° y 120°, de hacerse las zonas de altas presiones cada vez más pequeñas y con menores presiones, por lo que el par es aún menor que para Pitch = -6°. En la posición de 0° se aprecia que el álabe acaba de desprender dos torbellinos, uno de ellos situándose en el borde de salida, y que apenas tiene baja presión en los laterales. En la posición 240° la presión también provoca un par más desfavorable, ya que tiene una gran zona de baja presión en el borde de salida como en el caso anterior. En la posición 300° la presión empuja en la dirección contraria al avance provocando un peor par.

4.3.2 Contornos de vorticidad

Las siguientes imágenes muestran los contornos de vorticidad correspondientes a las posiciones a estudiar, acotados en un rango de 0 s⁻¹ y 500 s⁻¹.

La figura 4.7 aparecen torbellinos de mayor tamaño en la estela del aerogenerador, con una mayor vorticidad y más separados entre sí. Sigue la tendencia de aumenta el ancho de la estela producida por los álabes que se vio en la configuración de Pitch=-6°. Aparecen torbellinos desprendiéndose en el borde de ataque y en el borde de salida en las posiciones 0°, 240° y 300°, de mayor tamaño que el caso anterior estudiado.

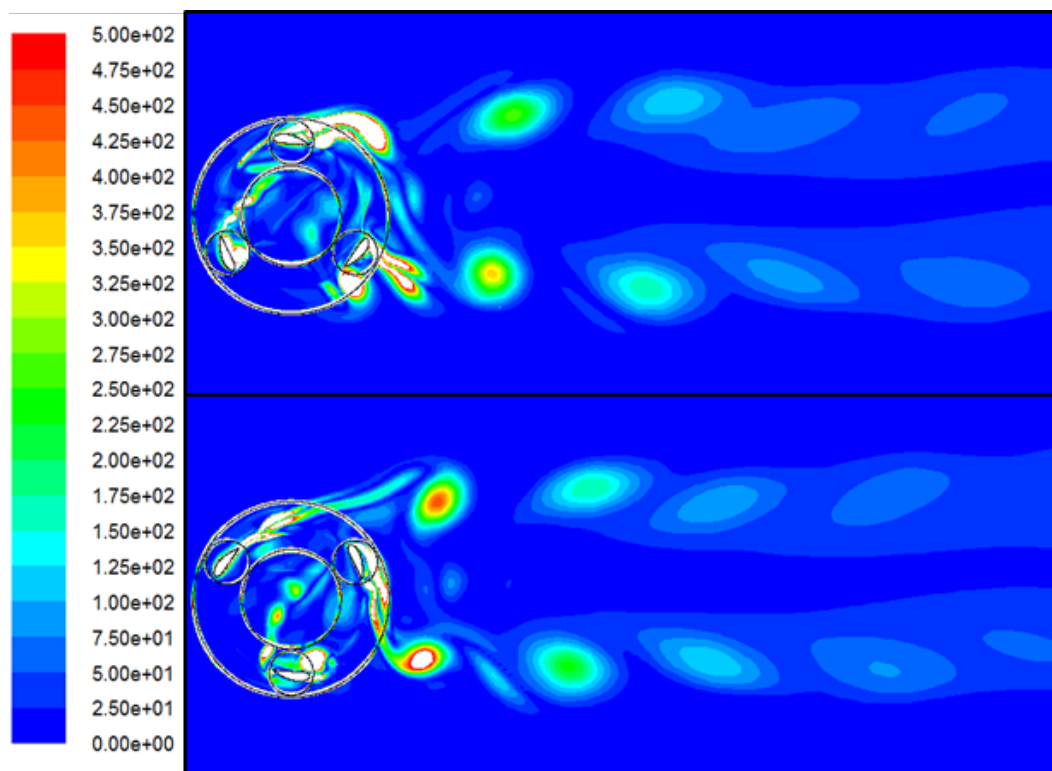


Figura 4.7 Contorno de vorticidad para el punto de diseño con Pitch=-9°, a) 0°, 120° y 240° b) 60°, 180° y 300°

4.4 Comparación con Pitch=-12°

En la tabla 4.4 se recogen las velocidades de giro simuladas y sus correspondientes TSR, C_m y C_p y la resolución temporal usada en cada caso. Se puede ver que en este caso, como en el anterior, la convergencia ha sido más difíciles para los valores de TSR más próximos a la unidad teniendo que subirse el número de Time Step por vuelta a 2400, aumentando con ello la resolución temporal y el coste computacional.

Tabla 4.4 Valores de TSR, C_m , C_p y la resolución temporal, Pitch=-12°.

ω [rad/s]	Time-steps vuelta	Δt [s]	TSR [-]	C_m [-]	C_p [-]
20	300	0.0010472	0.286	0.052	0.015
30	300	0.0006981	0.429	0.058	0.025
45	600	0.0002327	0.643	-0.021	-0.014
60	2400	0.0000436	0.857	-0.066	-0.057
90	2400	0.0000291	1.286	-0.147	-0.189
105	600	0.0000997	1.500	-0.200	-0.300
120	600	0.0000873	1.714	-0.299	-0.512
140	600	0.0000748	2.000	-0.500	-1.000

Para trabajar en condiciones operativas el rotor debe tener un TSR = 0.43, que corresponde a una velocidad de giro de 30 rad/s.

4.4.1 Contornos de presión

A continuación se muestran las imágenes correspondientes a las posiciones a estudiar, en las que la presión está comprendida entre -50 Pa y 50 Pa, respecto de la presión atmosférica.

En la figura 4.8 se puede observar que sigue disminuyendo fuertemente el par desarrollado en las posiciones más favorables, ya que apenas se alcanzan los 50 Pascales en la posición de 60°. También se puede ver la tendencia de desprendimiento de los torbellinos en la posición de 0°, cuando aumenta negativamente el Pitch se desprende en posiciones anteriores.

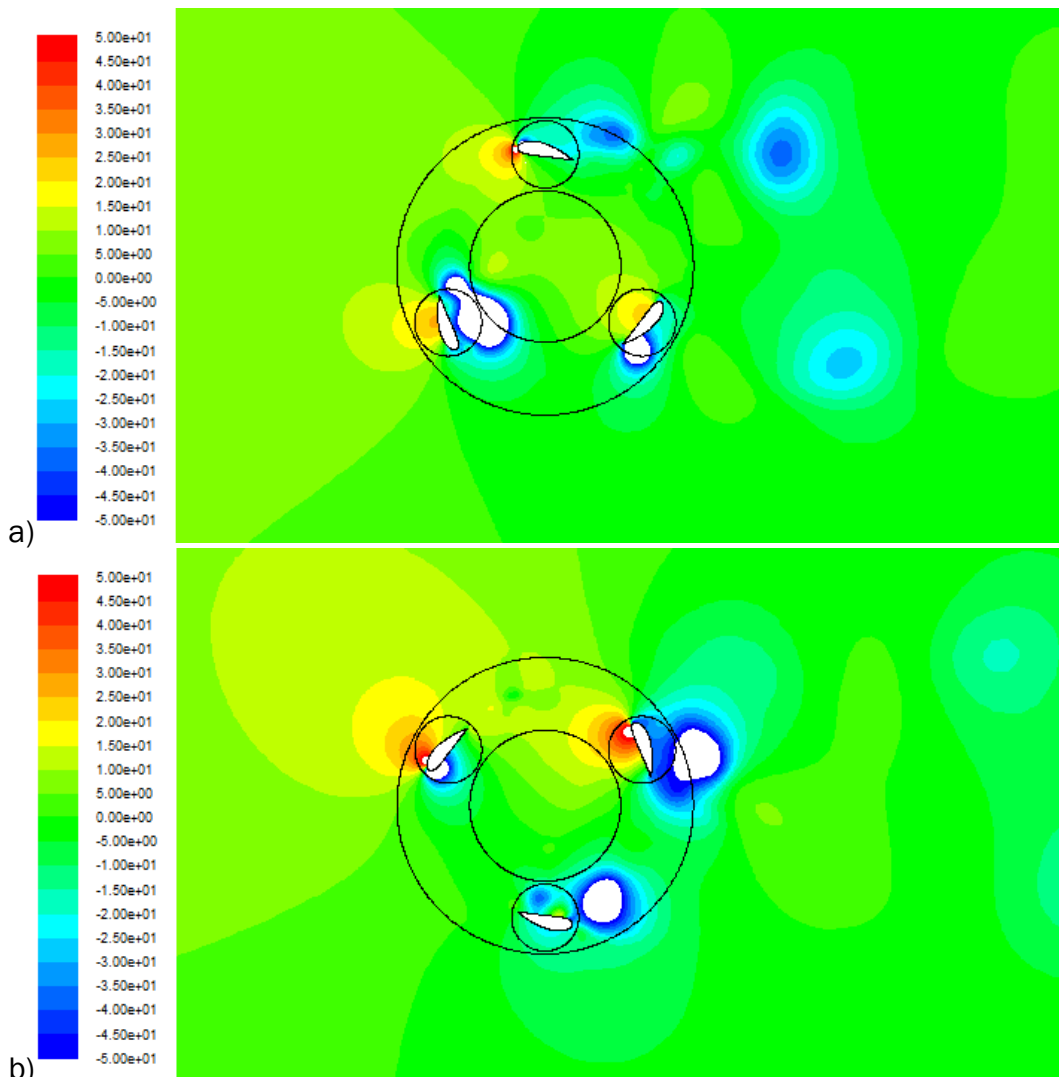


Figura 4.8 Contorno de presión para las condiciones de diseño con Pitch=-12°, a) 0°, 120° y 240° b) 60°, 180° y 300

4.4.2 Contornos de vorticidad

Las siguientes imágenes muestran los contornos de vorticidad correspondientes a las posiciones a estudiar, acotados en un rango de 0 s^{-1} y 500 s^{-1} , como en los casos anteriores

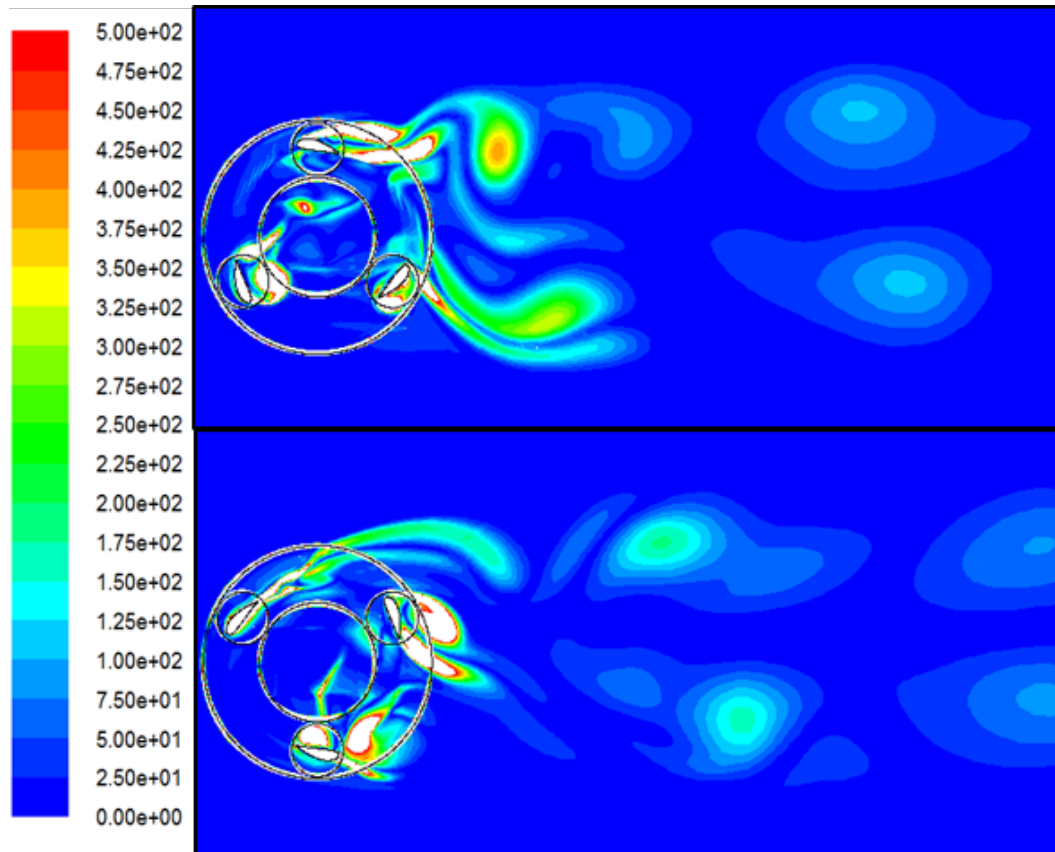


Figura 4.9 Contorno de vorticidad para el punto de diseño con Pitch=-12°, a) 0°, 120° y 240° b) 60°, 180° y 300°

La figura 4.9 sigue las tendencias señaladas anteriormente para valores de Pitch negativos.

4.5 Comparación con Pitch=6°

En la tabla 4.5 se muestran los valores de la velocidad de giro de todos los casos simulados y sus correspondientes valores de TSR, C_m y C_p . También se recoge la resolución temporal usada en cada caso y el número de Time Steps por vuelta.

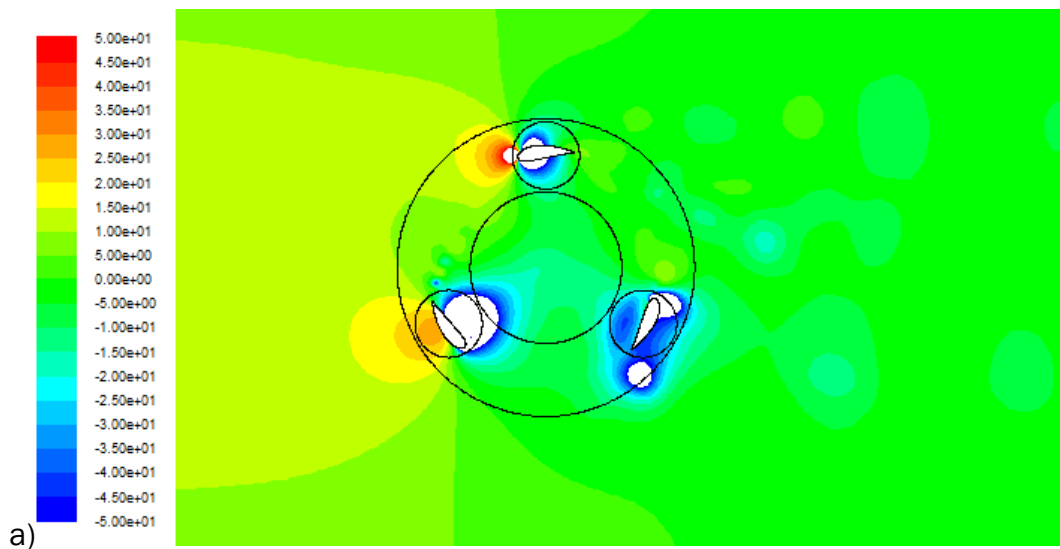
Para trabajar en condiciones operativas el rotor debe tener un TSR = 1.07, que corresponde a una velocidad de giro de 75 rad/s.

Tabla 4.5 Valores de TSR, C_m , C_p y la resolución temporal, Pitch=6°.

ω [rad/s]	Time-steps vuelta	Δt [s]	TSR [-]	C_m [-]	C_p [-]
20	600	0.0005236	0.286	-0.032	-0.009
30	300	0.0006981	0.429	0.026	0.011
45	300	0.0004654	0.643	0.171	0.110
60	300	0.0003491	0.857	0.181	0.155
75	300	0.0002793	1.071	0.159	0.170
90	300	0.0002327	1.286	0.100	0.128
105	300	0.0001995	1.500	0.068	0.103
120	600	0.0000873	1.714	0.082	0.140
150	600	0.0000698	2.143	0.035	0.076
160	600	0.0000654	2.286	0.005	0.012

4.5.1 Contornos de presión

A continuación se muestran las imágenes correspondientes a las posiciones a estudiar, en las que la presión está comprendida entre -50 Pa y 50 Pa, respecto de la presión atmosférica, como en los casos anteriores.



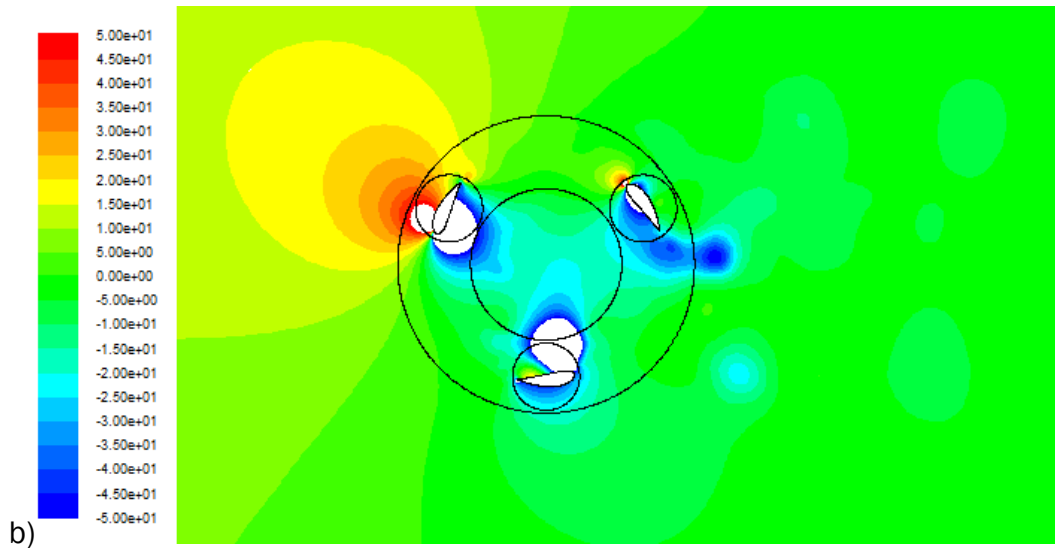


Figura 4.10 Contorno de presión para las condiciones de diseño con Pitch= 6° , a) 0° , 120° y 240° b) 60° , 180° y 300°

En la figura 4.10 se observa el que la posición 60° la presión provoca un par mayor, ya que es la configuración que tiene una presión mayor favoreciendo el avance. Por contra, en 120° el empuje es bastante menor que en la configuración de Pitch 0° , pues no se alcanzan los 50 Pascales. Esta configuración provoca grandes zonas de bajas presiones en 60° , 120° y 180° que favorecen el avance de los álabes. En la posición 240° el álabes está rodeado de bajas presiones pero dificultando el avance, porque las menores se sitúan en la parte exterior. La posición 300° grados también es bastante favorable, pues tiene mayor presión en la parte exterior que en la interior.

4.5.2 Contornos de vorticidad

Las siguientes imágenes muestran los contornos de vorticidad correspondientes a las posiciones a estudiar, acotados en un rango de 0 s^{-1} y 500 s^{-1} .

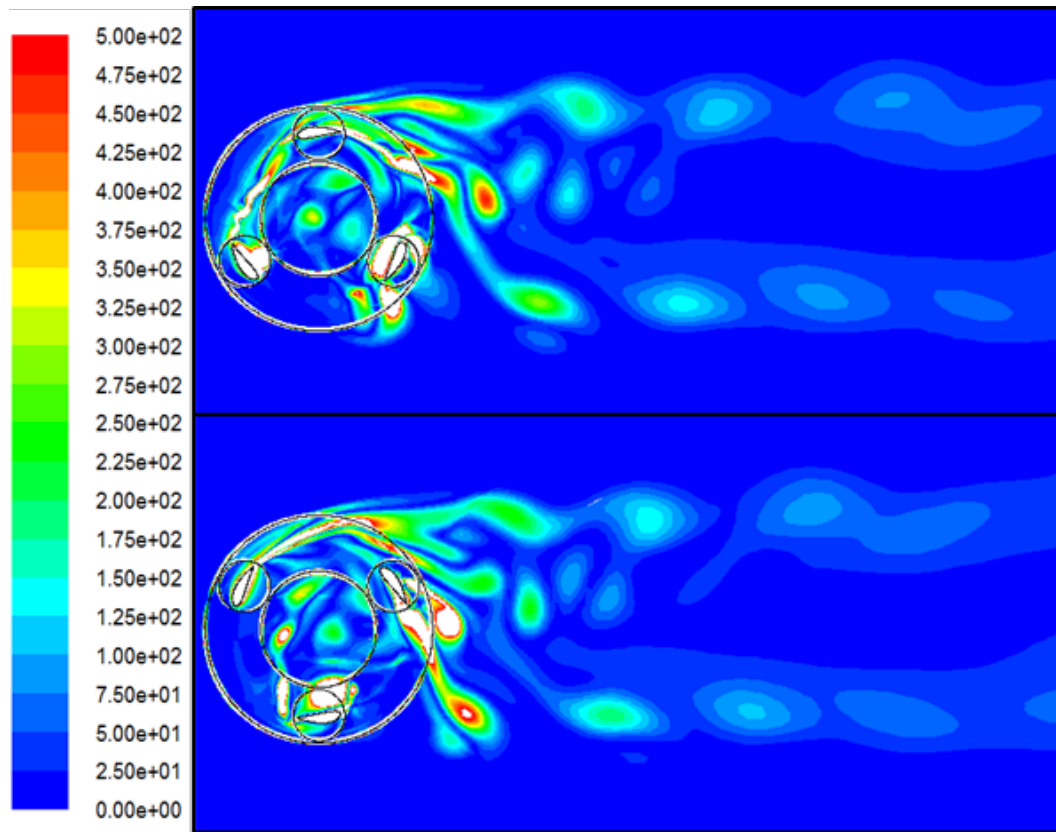


Figura 4.11 Contorno de vorticidad para el punto de diseño con Pitch=6°, a) 0°, 120° y 240° b) 60°, 180° y 300°

En la figura 4.11, como en el rotor de Pitch -6°, aparece mayor vorticidad en el rotor que provoca que los perfiles trabajen peor. Las estelas tienen bastante parecido a las de Pitch=-6°, ya que trabajan en las mismas condiciones operativas, a excepción de las posiciones más favorables en el que esta configuración tiene estelas más estrechas y lineales, siguiendo una forma más parecida a las del rotor de referencia. Los perfiles en las posiciones 0° y 300° tienen desprendimiento alternativo de torbellinos como para valores de Pitch negativos. En la posición 240° hay desprendimiento de capa límite en el borde de ataque y en el de salida formando dos torbellinos en la parte exterior del perfil, pero con menor vorticidad que para configuraciones negativas, aunque aparece una zona de gran vorticidad en el interior del perfil. El álabe en la posición de 0° está muy afectado por la estela del álabe siguiente, provocando desprendimiento de capa límite en la parte exterior formando un torbellino en el lateral y en el borde de salida.

Capítulo 5. Conclusiones y trabajos futuros

5.1 Conclusiones

Se ha analizado un modelo de aerogenerador de eje vertical de tres álabes con perfiles NACA 7425 en el que se ha estudiado la influencia del ángulo de Pitch obteniéndose las siguientes conclusiones:

- El aerogenerador que ofrece un mejor funcionamiento es el de ángulo de Pitch = 0° , en él se obtiene el mayor rango de operativo, el mayor rendimiento y el mayor rango útil. Se muestra una tendencia clara de disminución de prestaciones según el ángulo estudiado se aleja de 0° .
- Las turbinas con ángulos de Pitch negativos presentan autoarranque, por lo que no necesitan un aporte de energía externo para empezar a funcionar.
- En las simulaciones de rotores con los ángulos de Pitch más negativos aparecen problemas de convergencia, necesitando una resolución temporal ocho veces mayor que la mínima utilizada para conseguir resultados aceptables. Este hecho aumenta mucho el coste computacional.
- En el ángulo de Pitch positivo las posiciones favorable y desfavorable se encuentran adelantadas respecto del rotor de 0° teniendo un mejor comportamiento en ese punto. Para ángulos negativos también se adelantan pero en ninguna posición le superan en rendimiento.

Se ha analizado un modelo de aerogenerador de eje vertical de un álabe con un perfil NACA 7425, obteniéndose las siguientes conclusiones:

- Los efectos de las estelas son muy perjudiciales en el comportamiento general del rotor, pues limitan el rango de funcionamiento y el rendimiento.
- La mayor pérdida de rendimiento se debe a que en la posición favorable el comportamiento es notablemente peor en el rotor con tres álabes debido a la influencia de las estelas. En el resto de las posiciones a lo largo de la vuelta hay, incluso, posiciones donde el efecto de las estelas es beneficioso.
- La comparación del patrón de flujo muestra las principales diferencias, apreciándose los motivos de la disminución del par en las presiones. También se puede ver que álabes son directamente afectados por las estelas de los otros dos en los contornos de vorticidad.

Se ha realizado un estudio sobre álabes estáticos con las mismas características que el aerogenerador de tres álabes estudiado, para el cual se han obtenido las siguientes conclusiones:

Conclusiones y trabajos futuros

- El modelo numérico utilizado no ha dado resultados positivos, pues no se han apreciado tendencias que aparezcan en el rotor y las diferencia entre los valores de las curvas de coeficientes de par son muy grandes.
- Las curvas de coeficiente de par, a lo largo de una vuelta, están desfasadas 60° y las curvas tienen una menor amplitud.

5.2 Trabajos futuros

Tras los resultados obtenidos se proponen los siguientes trabajos futuros, para mejorar aquellos puntos que en el presente proyecto no han sido desarrollados, o en los que los resultados obtenidos se considera que no son correctos.

- Estudio de la influencia de la resolución temporal, para obtener resultados lo más precisos y en el menor coste computacional posible.
- Comprobación de la validez del uso de perfiles estáticos para simular el funcionamiento de un aerogenerador usando otros modelos de turbulencia y otra resolución matemática.
- Realización de un modelo 3D, para comprobar la disminución de rendimiento provocada debida a los brazos y al eje del aerogenerador, y a las turbulencias creadas por ellos.
- Construir un modelo físico experimental de laboratorio, igual que el que se propone en este estudio, para obtener en un túnel de viento sus curvas características y poder compararlas con las obtenidas en el presente proyecto.
- Realizar un estudio con un rotor de Pitch variable, para intentar optimizar las mejores condiciones que se han visto en cada Pitch y realizar un estudio económico del coste de este sistema, para conocer su viabilidad.

Bibliografía

- [**Almohammadi-2015**]. K.M. Almohammadi, D.B. Ingham, L.Ma, M. Pourkashanian. Modeling dynamic stall of a straight blade vertical axis wind turbine. *Journal of Fluids and Structures* 57 (2015) 144–158
- [**Armstrong-2011**]. S. Armstrong, A. Fiedler, S. Tullis. Flow separation on a high Reynolds number, high solidity vertical axis wind turbine with straight and canted blades and canted blades with fences. *Renewable Energy* 41 (2012) 13-22
- [**Bianchini-2015**]. A. Bianchini, G. Ferrara, L. Ferrari. Pitch Optimization in Small-size Darrieus Wind Turbines. *Energy Procedia* 81 (2015) 122–132
- [**Chamoso-2015**]. E. Chamoso. Modelado numérico de un aerogenerador tipo H-Darrieus usando perfiles NACA 0015 con ángulo de Pitch de menos 6 grados. Trabajo Fin de Grado, Universidad de Valladolid 2015.
- [**Dixon-2014**]. S.L. Dixon, C.A. Hall. *Fluid Mechanics and Thermodynamics of Turbomachinery*. Capítulo 10.
- [**Esteban-2014**]. M. Esteban. Estudio numérico de la influencia de la solidez en aerogeneradores H-Darrieus con perfiles NACA 0025. Proyecto Fin de Carrera, Universidad de Valladolid 2014.
- [**Fluent-2006**]. User Guide. Fluent v 6.3.23, 2006
- [**Gómez-2015**]. V. Gómez. Estudio computacional de una turbina eólica de eje vertical H-Darrieus con perfiles NACA 4518. Trabajo Fin de Grado, Universidad de Valladolid 2015.
- [**Gonzalez-2014**]. F. González. Análisis CFD de aerogeneradores H-Darrieus. Proyecto Fin de Carrera, Universidad de Valladolid 2014.
- [**Gosselin-2013**]. R. Gosselin, G. Dumas, and M. Boudreau. Parametric study of H-Darrieus vertical-axis turbines using uRANS simulations. *CFDSC-2013 #178*, Session 13–6.
- [**Hill-2008**]. N. Hill, R. Dominy, G. Ingram, and J. Dominy. Darrieus turbines: the physics of self-starting. *IMEchE Vol. 223 Part A: J. Power and Energy* (2008)
- [**Kumar-2015**]. M. Kumar, A. Roy. Design & optimization of a small wind turbine blade for operation at low wind speed. *World Journal of Engineering*, Vol. 12 (2015) 83-94
- [**Lanzafame-2014**]. R. Lanzafame, S. Mauro, M. Messina. 2D CFD Modeling of H-Darrieus Wind Turbines using a Transition Turbulence Model. *Energy Procedia* 45 (2014) 131–140

Bibliografía

[Lee-2015]. T. Lee, H. Lim. Numerical study of the aerodynamic performance of a 500 W Darrieus-type vertical-axis wind turbine. *Renewable Energy* 83 (2015) 407-415

[Li-2015]. Q. Li, T. Maeda, Y. Kamada, J. Murata, K. Furukawa, M. Yamamoto. Effect of number of blades on aerodynamic forces on a straight-bladed Vertical Axis Wind Turbine. *Energy* 90 (2015) 784-795

[Mathew-2006]. S. Mathew. *Wind Energy. Fundamentals, Resource Analysis and Economics*.

[Mohamed-2014]. M.H. Mohamed, A.M. Ali, A.A. Hafiz. CFD analysis for H-rotor Darrieus turbine as a low speed wind energy converter. *Engineering Science and Technology, an International Journal* 18 (2015) 1-13

[Parra-2014]. T. Parra, A. Gallegos, M.A. Rodriguez, C. Uzarraga, F. Castro. Numerical modeling of vertical axis wind turbines. *FEDSM2014-21356*

[Vega-2012]. C.V. Vega. Elaboración de un modelo basado en CFD para predecir el comportamiento de un Aerogenerador de Eje Vertical. Trabajo Fin de Master, Universidad de Valladolid 2012.

[Velamati-2015]. A. Tummala, R. Velamati, D.K. Sinha, V. Indrajaya, V. Hari Krishna. A review on small scale wind turbines. *Renewable and Sustainable Energy Reviews* 56 (2016) 1351-1371.

Páginas web

[Generador-NACA] <http://airfoiltools.com/airfoil/naca4digit> [Consulta: 16 de mayo de 2016]

[REE] <http://www.ree.es/es/sala-de-prensa/notas-de-prensa/2016/04/la-demanda-de-energia-electrica-aumenta-un-6-4-en-abril> [Consulta: 16 de mayo de 2016]

I. Parámetros modelo rotor de 3 álabes

FLUENT

Version: 2d, pbns, sstkw, 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
alabe3	2	fluid
alabe2	3	fluid
alabe1	4	fluid
corona	5	fluid
eje	6	fluid
ambiente	7	fluid
wall-45	45	wall
wall-44	44	wall
wall-42	42	wall
wall-41	41	wall
wall-39	39	wall
wall-38	38	wall
wall-36	36	wall
wall-35	35	wall
wall-33	33	wall

Anexos

```

wall-32      32  wall
lateral_posterior  8  symmetry
lateral_anterior  9  symmetry
salida       10  pressure-outlet
entrada      11  velocity-inlet
int_eje_corona  12  interface
int_ambiente_corona  13  interface
int_corona_ambiente  14  interface
int_corona_eje  15  interface
int_corona_alabe3  16  interface
int_corona_alabe2  17  interface
int_corona_alabe1  18  interface
int_alabe3_corona  19  interface
int_alabe2_corona  20  interface
int_alabe1_corona  21  interface
pared_alabe3     22  wall
pared_alabe2     23  wall
pared_alabe1     24  wall
default-interior  26  interior
default-interior:001  1  interior
default-interior:025  25  interior
default-interior:027  27  interior
default-interior:028  28  interior
default-interior:029  29  interior

```

Boundary Conditions

alabe3

Condition	Value
Material Name	air
Specify source terms?	no
Source Terms	((mass) (x-momentum) (y-momentum) (k) (omega))
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)	125
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

alabe2

Condition	Value
Material Name	air
Specify source terms?	no
Source Terms	((mass) (x-momentum) (y-momentum) (k (omega)))
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)	125
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

alabe1

Condition	Value
-----------	-------

Anexos

Material Name	air
Specify source terms?	no
Source Terms	((mass) (x-momentum) (y-momentum) (k (omega))
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)	125
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

corona

Condition	Value
Material Name	air
Specify source terms?	no
Source Terms	((mass) (x-momentum) (y-momentum) (k (omega))
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)	125
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

eje

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

ambiente

Condition	Value
Material Name	air

Anexos

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-45

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-44

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-42

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-41

Condition	Value
Wall Motion	0

Anexos

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-39

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-38

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-36

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-35

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

Anexos

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-33

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-32

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

lateral_posterior

Condition	Value

lateral_anterior

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 (m ² /s ²)	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

Anexos

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)	0.2
Turbulent Viscosity Ratio	10
is zone used in mixing-plane model?	no

int_eje_corona

Condition	Value

int_ambiente_corona

Condition	Value

int_corona_ambiente

Condition	Value

int_corona_eje

Condition	Value

int_corona_alabe3

Condition	Value

int_corona_alabe2

Condition	Value

int_corona_alabe1

Condition Value

int_alabe3_corona

Condition Value

int_alabe2_corona

Condition Value

int_alabe1_corona

Condition Value

pared_alabe3

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_alabe2

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

Anexos

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_alabe1

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

default-interior:025

Condition	Value

 default-interior:027

Condition Value

default-interior:028

Condition Value

default-interior:029

Condition Value

Solver Controls

Equations

Equation Solved

Flow yes

Turbulence yes

Numerics

Numeric Enabled

Absolute Velocity Formulation yes

Unsteady Calculation Parameters

 Time Step (s) 0.00016700001

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

Anexos

Turbulent Viscosity 1

Linear Solver

Variable	Solver Type	Termination Criterion	Residual Tolerance	Reduction
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/m3	constant	2719
Cp (Specific Heat)	j/kg-k	constant	871
Thermal Conductivity	w/m-k	constant	202.4

II. Parámetros modelo rotor de 1 álabes

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
alabe1	2	fluid
corona	3	fluid
eje	4	fluid

Anexos

```

ambiente      5  fluid
wall-33      33  wall
wall-34      34  wall
wall-35      35  wall
wall-30      30  wall
wall-31      31  wall
wall-32      32  wall
lateral_posterior  6  symmetry
lateral_anterior  7  symmetry
salida       8  pressure-outlet
entrada      9  velocity-inlet
int_eje_corona  10 interface
int_ambiente_corona  11 interface
int_corona_ambiente  12 interface
int_corona_eje  13 interface
int_corona_alabe1  14 interface
int_alabe1_corona  15 interface
pared_alabe1  16  wall
default-interior  18 interior
default-interior:001  1 interior
default-interior:017  17 interior
default-interior:019  19 interior

```

Boundary Conditions

alabe1

Condition	Value
Material Name	air
Specify source terms?	no
Source Terms	((mass) (x-momentum) (y-momentum) (k) (omega))
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)	125
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

corona

Condition	Value
Material Name	air
Specify source terms?	no
Source Terms	((mass) (x-momentum) (y-momentum) (k) (omega))
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)	125
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

eje

Condition	Value
Material Name	air
Specify source terms?	no
Source Terms	()

Anexos

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

ambiente

Condition	Value
Material Name	air
Specify source terms?	no
Source Terms	((mass) (x-momentum) (y-momentum) (k) (omega))
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	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-33

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-34

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

Anexos

X-component of shear stress (pascal)	0
Y-component of shear stress (pascal)	0
Specularity Coefficient	0

wall-35

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-30

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-31

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-32

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

lateral_posterior

Condition	Value

Anexos

lateral_anterior

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 (m2/s2) 1
 Specific Dissipation Rate (1/s) 1
 Turbulent Intensity (%) 0.099999994
 Turbulent Length Scale (m) 1
 Hydraulic Diameter (m) 0.2
 Turbulent Viscosity Ratio 10
 is zone used in mixing-plane model? no

int_eje_corona

Condition Value

int_ambiente_corona

Condition Value

int_corona_ambiente

Condition Value

int_corona_eje

Condition Value

int_corona_alabe1

Condition Value

int_alabe1_corona

Condition Value

pared_alabe1

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

Anexos

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

default-interior:017

Condition	Value

default-interior:019

Condition	Value

Solver Controls

Equations

Equation	Solved

Flow yes

Turbulence yes

Numerics

Numeric	Enabled

Absolute Velocity Formulation yes

Unsteady Calculation Parameters

 Time Step (s) 8.3775798e-05
 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

Anexos

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

III. Parámetros modelo álabes estáticos

FLUENT

Version: 2d, pbns, sstkw, 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
alabe	2	fluid
ambiente	3	fluid
wall-16	16	wall
wall-15	15	wall
wall	4	wall
interfase_ap	5	interface
interfase_pa	6	interface
perfil_alabe	7	wall
pared_superior	8	wall
pared_inferior	9	wall
salida	10	pressure-outlet
entrada	11	velocity-inlet
default-interior	13	interior
default-interior:001	1	interior

Boundary Conditions

alabe

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

Anexos

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-16

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-15

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

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

Anexos

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_ap

Condition	Value
-----------	-------

interfase_pa

Condition	Value
-----------	-------

perfil_alabe

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

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

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

Anexos

Z-Coordinate of Axis Origin (m)	0
Turbulent Specification Method	0
Backflow Turbulent Kinetic Energy (m ² /s ²)	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)	13
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)	0.050000001
Turbulent Viscosity Ratio	10
is zone used in mixing-plane model?	no

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) 0.003

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 Termination Residual Reduction
Type Criterion 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

Anexos

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