



Universidad de Valladolid



ESCUELA DE INGENIERÍAS
INDUSTRIALES

UNIVERSIDAD DE VALLADOLID

ESCUELA DE INGENIERIAS INDUSTRIALES

Grado en Ingeniería en Tecnologías Industriales

**Diseño de un aerogenerador tipo
H-Darrieus y estudio de la influencia del
ángulo de pitch, mediante Mecánica de
Fluidos Computacional**

Autor:

Del Río Sánchez, Saúl

Tutor:

Parra Santos, Teresa
Departamento de Ingeniería
Energética y Fluidomecánica

Valladolid, julio 2017

Agradecimientos

Gracias a mi familia por su apoyo constante durante
toda la duración de la carrera.

Y a mis personas más cercanas por animarme y
aguantarme en los momentos de preocupación.

Resumen

Este trabajo de fin de grado es un estudio de diseño, mediante CFD, de un aerogenerador de eje vertical de tipo H-Darrieus de tres álabes. Se ha realizado el diseño general, viendo la sensibilidad a la malla y comparando los resultados con otros de la bibliografía, se han representado las curvas características y el patrón de flujo para conocer el comportamiento de la turbina. Aparte del diseño, también se ha realizado un análisis de cómo afectan los cambios realizados en la configuración del ángulo de pitch al comportamiento del aerogenerador, realizando una comparación de las curvas características y los patrones de flujo para tres configuraciones diferentes: 0° , -6° y -12° .

Palabras clave

Aerogenerador, CFD, VAWT, H-Darrieus, Pitch



Contenido

Índice de figuras	
Índice de tablas	
Nomenclatura	
1 Introducción	1
1.1 Justificación	1
1.2 Antecedentes	3
1.3 Objetivos y estructura	8
1.4 Parámetros adimensionales	9
2 Modelo físico y numérico	13
2.1 Modelo físico	13
2.1.1 Perfil NACA 4518	13
2.1.2 Representación del perfil empleado	15
2.1.3 Características del flujo	16
2.2 Modelo numérico	17
2.2.1 Malla	17
2.2.2 Condiciones de contorno	20
2.2.3 Configuración computacional	21
3 Análisis de resultados	23
3.1 Validación de resultados	23
3.2 Curva característica	24
3.3 Sensibilidad a la malla	26
3.4 Patrón de flujo en condiciones de diseño	32
3.4.1 Contornos de presión	32
3.4.2 Contornos de vorticidad	36
4 Análisis paramétrico: Influencia del ángulo de pitch	39
4.1 Curvas características	41
4.2 Patrón de flujo en condiciones de diseño	44
5 Conclusiones y trabajos futuros	59
5.1 Conclusiones	59
5.2 Trabajos futuros	60
Referencias	61
Anexo	65



Índice de figuras

Figura 1.1 Origen del consumo de energía final en España años 1990 y 2015	1
Figura 1.2 Ejemplos de turbinas tipo a) Savonius, b) Darrieus y c) H-Darrieus.....	2
Figura 1.3 Representación flujo laminar y turbulento	10
Figura 2.1 Esquema de aerogenerador	13
Figura 2.2 Notación de perfiles aerodinámicos	14
Figura 2.3 Perfil NACA4518	15
Figura 2.4 Vista 3D del aerogenerador de estudio	15
Figura 2.5 Planta del aerogenerador de estudio.....	16
Figura 2.6 Área de trabajo	17
Figura 2.7 Detalle del rotor.....	18
Figura 2.8 Detalle de la malla en la zona del rotor	19
Figura 2.9 Detalle de la malla en el contorno del álabe	19
Figura 2.10 Valor de y^+ para los tres álabes	20
Figura 3.1 Ejemplo del coeficiente instantáneo de par durante una simulación completa	23
Figura 3.2 Ejemplo del coeficiente instantáneo de par durante la última vuelta de una simulación	24
Figura 3.3 Curva característica del aerogenerador.....	25
Figura 3.4 Gráfica comparativa de curvas características	26
Figura 3.6 Diagrama polar comparación de mallas	27
Figura 3.7 Gráfica comparativa del coeficiente de potencia.....	28
Figura 3.8 Comparación detalle malla estudio y malla depurada	29
Figura 3.9 Comparación contornos de presión de las diferentes mallas (Pa) Perfiles en posición 0° , 120° y 240°	30
Figura 3.10 Contornos de vorticidad de las diferentes mallas (s^{-1}) Perfiles en posición 0° , 120° y 240°	31
Figura 3.11 Contornos de presión con ángulos de a) 30° y b) 60° (Pa)	34
Figura 3.12 Contornos de presión con ángulos de a) 90° y b) 120° (Pa).....	35
Figura 3.13 Contornos de vorticidad con ángulos de a) 30° y b) 60° (s^{-1}).....	36
Figura 3.14 Contornos de vorticidad con ángulos de a) 90° y b) 120° (s^{-1})	37
Figura 3.15 Contornos de vorticidad estela (s^{-1})	38
Figura 4.1 Perfil del álabe con un ángulo de pitch de 0°	40
Figura 4.2 Perfil del álabe con un ángulo de pitch de -6°	40
Figura 4.3 Perfil del álabe con un ángulo de pitch de -12°	40
Figura 4.4 Comparación curvas características con diferentes ángulos de pitch	41
Figura 4.5 Comparación C_p puntos de diseño	43
Figura 4.6 Gráfica polar del coeficiente de potencia	43
Figura 4.7 Comparación contornos de presión (Pa) para a) pitch= 0° , b) pitch= -6° y c) pitch= -12° cuando los álabes están en posiciones 0° , 120° y 240°	45



Figura 4.8 Comparación contornos de presión (Pa) para a) $\text{pitch}=0^\circ$, b) $\text{pitch}=-6^\circ$ y c) $\text{pitch}=-12^\circ$ cuando los álabes están en posiciones 60° , 180° y 300° 46

Figura 4.9 Comparación contornos de vorticidad (s^{-1}) para a) $\text{pitch}=0^\circ$, b) $\text{pitch}=-6^\circ$ y c) $\text{pitch}=-12^\circ$ cuando los álabes están en posiciones 0° , 120° y 240° 47

Figura 4.10 Comparación contornos de vorticidad (s^{-1}) para a) $\text{pitch}=0^\circ$, b) $\text{pitch}=-6^\circ$ y c) $\text{pitch}=-12^\circ$ cuando los álabes están en posiciones 60° , 180° y 300° 48

Figura 4.11 Comparación vectores de velocidad para a) $\text{pitch}=0^\circ$, b) $\text{pitch}=-6^\circ$ y c) $\text{pitch}=-12^\circ$ cuando el álabes está en posición 0° 49

Figura 4.12 Detalle zonas de recirculación con el álabes en posición 0° para ángulos de pitch igual a a) 0° , b) -6° y c) -12° cuando el álabes está en posición 0° 50

Figura 4.13 Comparación vectores de velocidad para a) $\text{pitch}=0^\circ$, b) $\text{pitch}=-6^\circ$ y c) $\text{pitch}=-12^\circ$ cuando el álabes está en posición 60° 51

Figura 4.14 Comparación vectores de velocidad para a) $\text{pitch}=0^\circ$, b) $\text{pitch}=-6^\circ$ y c) $\text{pitch}=-12^\circ$ cuando el álabes está en posición 120° 52

Figura 4.15 Comparación vectores de velocidad para a) $\text{pitch}=0^\circ$, b) $\text{pitch}=-6^\circ$ y c) $\text{pitch}=-12^\circ$ cuando el álabes está en posición 180° 53

Figura 4.16 Comparación vectores de velocidad para a) $\text{pitch}=0^\circ$, b) $\text{pitch}=-6^\circ$ y c) $\text{pitch}=-12^\circ$ cuando el álabes está en posición 240° 54

Figura 4.17 Comparación vectores de velocidad para a) $\text{pitch}=0^\circ$, b) $\text{pitch}=-6^\circ$ y c) $\text{pitch}=-12^\circ$ cuando el álabes está en posición 300° 55

Figura 4.18 Comparación de la estela para a) $\text{pitch}=0^\circ$, b) $\text{pitch}=-6^\circ$ y c) $\text{pitch}=-12^\circ$ cuando los álabes están en posiciones 0° , 120° y 240° 56

Figura 4.19 Comparación de la estela para a) $\text{pitch}=0^\circ$, b) $\text{pitch}=-6^\circ$ y c) $\text{pitch}=-12^\circ$ cuando los álabes están en posiciones 60° , 180° y 300° 57



Índice de tablas

Tabla 3.1 Curva característica del aerogenerador	25
Tabla 3.2 Número de celdas en cada álabe.....	28
Tabla 4.1 Rangos de TSR	42
Tabla 4.2 Puntos de diseño.....	44
Tabla A.1 Datos coordenadas perfil NACA 4518.....	84
Tabla A.2 Datos Curva Lanzafame	86
Tabla A.3 Coordenadas perfil pitch= 0°	87
Tabla A.4 Coordenadas perfil pitch= -6°	90
Tabla A.5 Coordenadas perfil pitch= -12°	92
Tabla A.6 Datos de las curvas características del análisis paramétrico.....	95



Nomenclatura

CAD – Computer Assisted Drawing (Dibujo Asistido por Ordenador)

CFD – Computational Fluid Dynamics (Mecánica de Fluidos Computacional)

HAWT – Horizontal Axis Wind Turbine (Turbina Eólica de Eje Horizontal)

LDV – Laser Doppler Velocimetry (Velocimetría Láser Doppler)

LES – Large Eddy Simulation

NACA – National Advisory Committee for Aeronautics (Comité Consejero Nacional para la Aeronáutica)

PIV – Particle Image Velocimetry (Velocimetría de Imagen de partícula)

RANS – Reynolds Average Navier Stokes

RNG – Re-Normalisation Group

SST – Shear Stress Transport (Transporte de Tensión de Corte)

TSR – Tip Speed Ratio (Ratio de velocidad en la punta)

VAWT – Vertical Axis Wind Turbine (Turbina Eólica de Eje Vertical)

1 Introducción

1.1 Justificación

Durante las últimas décadas, se han llevado a cabo diversas políticas encaminadas a reducir la dependencia en los combustibles fósiles y a cambiar las maneras de obtener energía a maneras que respeten, en la mayor medida de lo posible, el medio ambiente. Aunque insuficientes, pues los combustibles fósiles siguen siendo la principal fuente de energía empleada, este apoyo a las energías renovables se ha reflejado en el origen del consumo de energía final, en el que se ve el aumento de empleo de las energías renovables, como se puede apreciar en la figura 1.1, formada con datos obtenidos del “Libro de la Energía en España” de los años 2015 y 2001.

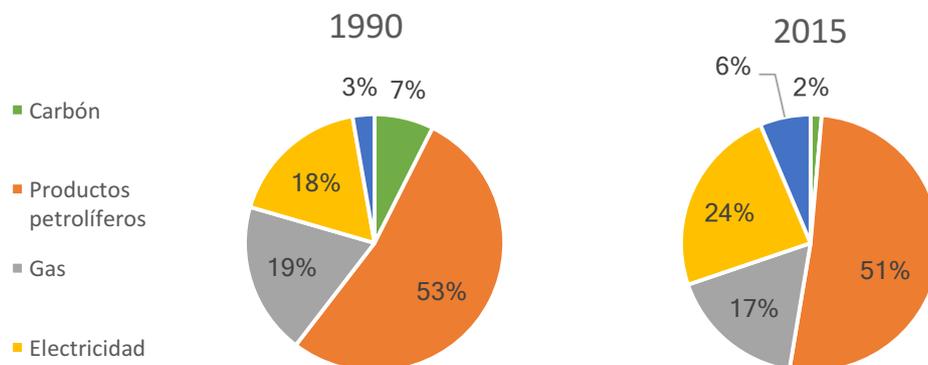


Figura 1.1 Origen del consumo de energía final en España años 1990 y 2015

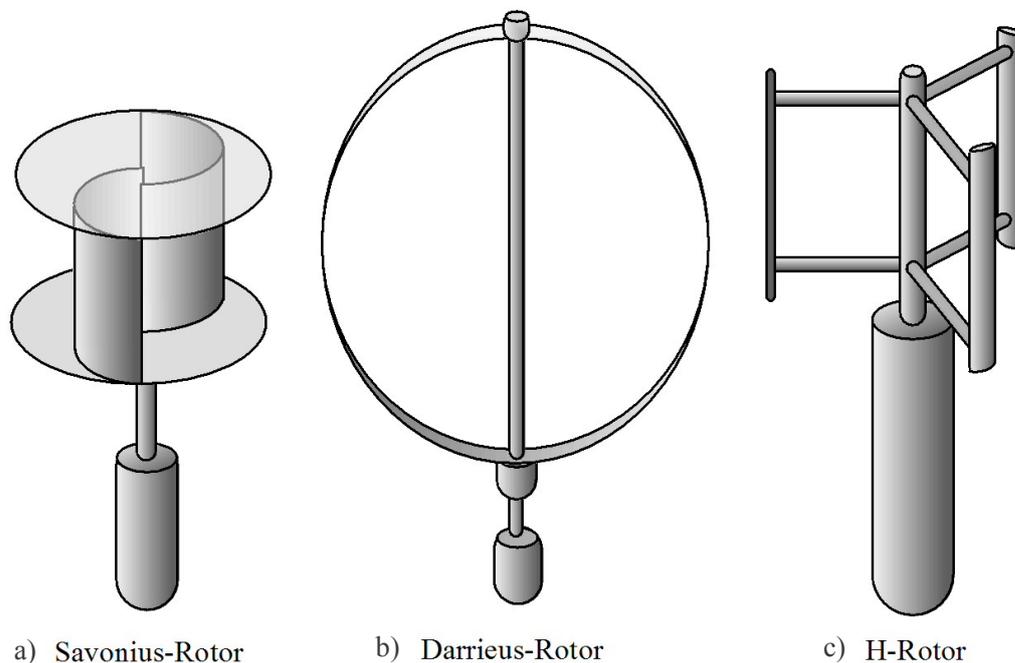
En los últimos tiempos, las energías renovables han experimentado un gran apoyo social, y ha sido cuestionada la decisión del Presidente de Estados Unidos de abandonar el acuerdo de París en 2017, en el que 195 países se comprometían a reducir sus emisiones y a llevar a cabo una política ambiental común que evite en lo posible un cambio climático peligroso.

En este contexto, se plantea el estudio como una forma de conocer más acerca de la energía eólica, una de las energías renovables.

Durante la Guerra Fría y la crisis energética de los años 70, los aerogeneradores vivieron una gran evolución debido a la independencia de la energía eólica de las situaciones geopolíticas y económicas, ésta no sufría variaciones de su precio en función de la oferta y la demanda, ni se veía afectada por posibles disputas entre países que pudiera reducir la oferta, como sí ocurre con otros combustibles fósiles.

Los aerogeneradores más utilizados y conocidos son los aerogeneradores de eje horizontal, HAWT, que se encuentran en multitud de lugares en solitario y formando parques eólicos, pero no es el único tipo de aerogenerador.

A finales del siglo XIX se desarrolló en Dinamarca la primera turbina eólica de eje vertical, pero fue en los años 20 cuando un ingeniero francés llamado Georges Darrieus inventó las turbinas de tipo Darrieus, que se caracterizan por tener “palas”. Hay muchos tipos de turbinas tipo Darrieus, principalmente clasificadas en función de la forma de los álabes, como por ejemplo las turbinas Phi-Darrieus (ésta se puede ver en la figura 1.2 b), Delta-Darrieus o las H-Darrieus (figura 1.2 c), que es el tipo de turbina de Darrieus que se ha elegido para el estudio.



a) Savonius-Rotor

b) Darrieus-Rotor

c) H-Rotor

Figura 1.2 Ejemplos de turbinas tipo a) Savonius, b) Darrieus y c) H-Darrieus

Las turbinas tipo H-Darrieus son unas turbinas en las cuales las palas se encuentran rectas y en paralelo con el eje de rotación, sujetas al eje normalmente por dos puntos, uno en la parte superior de los álabes y otro en la parte inferior.

El desarrollo de este tipo de turbinas ha sido más tardío que el desarrollo de otras turbinas más complejas, pues hasta la década de los 2000 no se han estudiado a fondo. Esta es una de las razones para la elección de este tipo de turbina en vez de otro, al haber comenzado a desarrollarse más tarde, el margen de mejora y la posibilidad de desarrollo es mayor que en el caso de una turbina que lleve varias décadas desarrollándose.

El resto de razones son las razones que han provocado el interés por los aerogeneradores, estas razones provienen de las comparaciones entre HAWT y VAWT:

- Una VAWT tiene unos costes asociados mucho menores que los de una HAWT de escala equivalente. El generador, el freno y el sistema de transmisión se encuentran instalados en el suelo, lo cual aporta grandes facilidades tanto a la instalación, como al mantenimiento y las inspecciones. También es más ligera, y requiere menor infraestructura a su alrededor. El menor precio de estos aerogeneradores hace que pueda ser una opción factible para zonas aisladas energéticamente y sin abundancia de recursos económicos.
- Una VAWT no necesita un mecanismo que le disponga contra el viento, puede obtener energía de viento proveniente de cualquier dirección.
- Una VAWT rota a una velocidad relativamente baja, lo cual hace que sean más silenciosas. Esta característica, unida a que se pueden instalar generadores de pequeña escala de potencia eléctrica hace que sean un tipo de turbinas idóneas para su uso en zonas residenciales.
- Una VAWT puede resistir vientos de alta velocidad, de más de 65 m/s, o corrientes turbulentas, operando con seguridad. También puede convivir con climatología adversa como pueden ser nevadas, heladas y tormentas de arena.
- A día de hoy, una HAWT es mucho más eficiente que una VAWT, el rendimiento que se obtiene en las VAWT no puede competir, de momento, con el que se obtiene en las HAWT. Esta desventaja actual de las VAWT supone un gran motivo para investigar acerca de ellas y promover su desarrollo.
- En algunos casos, las VAWT no tienen capacidad de autoarranque, por lo que requieren de un sistema de arranque conectado a la red que les aporte el impulso necesario para comenzar a operar.

En resumen, las turbinas de eje vertical, y más en concreto la turbina tipo H-Darrieus, tienen un amplio potencial de mejora, por lo que se considera la configuración de aerogenerador ideal para la realización de este trabajo.

1.2 Antecedentes

[Lanzafame-2014] realiza un trabajo en el cual trata de optimizar un modelo para el diseño de turbinas de eje vertical tipo H-Darrieus mediante CFD. Se trata de un trabajo numérico bidimensional, en el que emplea los modelos de turbulencia SST $k-\omega$ y el modelo SST de transición, trabaja con dos perfiles diferentes, uno simétrico (NACA 0015) y otro asimétrico (NACA 4518), con una malla diferente para cada uno: la malla del perfil simétrico contiene 700.000 celdas mientras que la de perfil asimétrico 250.000. En el primer caso asume

una velocidad del viento de 10 m/s y en el segundo caso 8 m/s. En ambos casos la malla se divide en tres zonas: la zona externa, un anillo y la zona interior al anillo, para el anillo se emplea sistema de referencia móvil. El trabajo busca estudiar las curvas características, así como optimizar todo el proceso de cálculo numérico, que lo consigue realizando particiones en la malla y reduciendo los tiempos para encontrar el modelo numérico óptimo. Se llega a la conclusión de que el modelo de transición tiene una mayor capacidad de predecir el comportamiento de la VAWT que el modelo k- ω .

[Tjiu-2015] hace un recorrido a lo largo de las diferentes configuraciones de VAWT tipo Darrieus, resumiendo su historia, evaluándolas y realizando un análisis comparativo entre algunas de ellas.

[Balduzzi-2016] lleva a cabo un estudio con el objetivo de establecer una estrategia para definir el mallado y el tiempo de paso a la hora de realizar un estudio numérico de una VAWT tipo H-Darrieus. Se trata de un trabajo numérico bidimensional, en el que se emplea el modelo de turbulencia SST. La división del mallado es en 2 zonas, una circular rotatoria y la otra fija. La turbina es una turbina de 3 aspas con perfiles NACA 0018, aunque en ocasiones trabaja únicamente sobre una única hoja. Estudia 4 velocidades de rotación diferentes, 5 mallados que van desde 135.504 celdas hasta 817.422 celdas y 10 valores diferentes para el tiempo de paso. También define un número adimensional de vorticidad para estudiarla más fácilmente. Se llega a la conclusión de que, con velocidad de rotación más baja, que supone TSR bajo, se obtiene una vorticidad más alta en más zonas del fluido alrededor de las aspas.

[Torabi-2016] estudia el arranque de diferentes VAWT tipo H-Darrieus. Se trata de un trabajo numérico en el que se recurre a resultados experimentales bibliográficos (Rainbird), bidimensional. Se emplea el modelo de turbulencia SST k- ω , pues no considera rentable usar el modelo SST de transición debido al aumento del tiempo computacional. Divide la malla en 2 zonas, un círculo rotante con 56.000 celdas y el resto fijo con 18.000 celdas. Emplea varios perfiles diferentes, el NACA 0018 para validar los resultados comparándolos con los de Rainbird y comprueba que el modelo funciona bien para simular el arranque. Finalmente busca el perfil con un arranque más rápido y con diferentes ángulos de pitch, observando el TSR frente al tiempo, tanto para los perfiles simétricos y asimétricos; como resultado se obtienen el NACA 0018 con un pitch entre 1.5° y 3° y el NACA 2418 con un pitch de 1.5°.

[Bianchini-2017] estudia la efectividad de las simulaciones bidimensionales para VAWT tipo Darrieus. Para ello emplean una turbina de tres hojas diseñada por el laboratorio nacional de Sandia que toma como referencia el diseño de la Universidad de New Hampshire. Esta turbina tiene una alta robustez, con un ratio cuerda-radio igual a 0,28, con 1 metro de diámetro y de largo. Para realizar

las simulaciones usa FLUENT y OpenFOAM, este último en 2D y 3D, mientras que el primero solamente en 2D. Durante el experimento se utilizan diferentes modelos de turbulencia, el modelo $k-\omega$ SST, el γ - $Re\theta$ y el Spalart-Allmaras. Divide la malla en 2 zonas, una circular rotatoria con 276.806 celdas inicialmente y 593.880 celdas tras un proceso de refinado, y una zona externa fija con 267.600 celdas, con la malla refinada se garantiza un y^+ menor que 1 a cualquier TSR. Los perfiles utilizados son NACA 0020. Llega a la conclusión de que el modelo γ - $Re\theta$ es el que reproduce el comportamiento de la turbina con más precisión, y que la simulación 2D proporciona unas estimaciones bastante precisas del comportamiento general con un coste computacional aceptable, pero los bordes laterales hay que situarlos suficientemente lejos del rotor. También para rotores de tamaño medio y TSR bajos se observa la conveniencia de los modelos transicionales.

[Jin-2014] lleva a cabo una revisión metodológica en torno a la investigación en el campo de las VAWT y sus correspondientes aplicaciones. Realiza una clasificación de los principales métodos básicos de investigación en aerodinámica computacional, mecánica de fluidos computacional (CFD) y métodos experimentales. En el campo de la aerodinámica computacional categoriza los modelos más estudiados: modelos impulso, modelos vórtex y modelos cascada, comparando sus ventajas e inconvenientes y exponiendo algunos ejemplos de aplicación de cada modelo en estudios reales. En el campo de la mecánica de fluidos computacional es en el que más se centra, diferenciando métodos de discretización (diferencias finitas, elementos finitos y volúmenes finitos), modelos de turbulencia (LES, RANS, $k-\omega$, $k-\varepsilon$ y SST como combinación de las dos anteriores) y aplicaciones CFD (2D CFD, 2,5D CFD Y 3D CFD). Finalmente trata los métodos experimentales, que clasifica en pruebas en túnel de viento y velocimetría de partícula (PIV). Llega a las conclusiones de que el CFD es el método más atractivo actualmente por la capacidad de realizar simulaciones del fluido, y por dar predicciones más precisas para las VAWT que la aerodinámica computacional. La mecánica de fluidos computacional bidimensional es actualmente el método más usado.

[Bravo-2007] realiza un trabajo experimental en el que emplea una turbina de 3,5 kW de tres hojas tipo H-Darrieus, con un diámetro de 2,5 metros y una longitud de la hoja de 3 metros. Los perfiles empleados son unos NACA 0015 con una cuerda de 40 centímetros. El experimento comienza con una velocidad del viento y de rotación bajas que se va aumentando. Para medir la velocidad de la turbina se emplea un sensor de proximidad que tiene una resolución de 6 medidas por revolución. Forma la curva característica midiendo entre 6 y 20 m/s, manteniéndose 120 segundos en cada punto, tomando como medida la media durante este tiempo. Como resultado se obtiene un C_p máximo de 0,3 a 14 m/s, que se corresponde con un TSR de valor en torno a 1,6.



[Kalakanda-2016] indica cómo llevar a cabo un trabajo experimental de modelado de una VAWT, realizando un ejemplo. Primeramente, define las VAWT y las ecuaciones que rigen su comportamiento, y expone las principales ventajas de éstas sobre las HAWT. Para realizar el diseño de las VAWT recomienda primero la selección del perfil, luego el modelado de la turbina y finalmente la fabricación de la misma. Las pruebas sobre el modelo construido las hace en túnel de viento, seguido de un análisis de ciertos parámetros. En el estudio se demuestra la factibilidad de la realización del modelado de una VAWT.

[Gang-2015] lleva a cabo un trabajo numérico bidimensional sobre una VAWT de 4 álabes. Elige un perfil DU93-W210 de 1 metro de cuerda, dando al rotor un diámetro de 6 metros. Para generar la malla emplea el software GAMBIT, y para llevar a cabo las simulaciones utiliza FLUENT. La malla obtenida tiene en torno a 77.000 celdas, estando 67.000 de ellas en la zona del rotor. El modelo de convergencia que emplea es el RNG k- ϵ . La corriente de aire utilizada tiene una velocidad de 8 m/s y un 1% de intensidad de turbulencia. Se observa la convergencia tras 7 vueltas a 40 rpm. Estudia, por separado, cómo afecta al rendimiento de la turbina el ángulo de instalación de los álabes, y la solidez, mediante la variación de la longitud de su cuerda. Como conclusiones obtiene la factibilidad del empleo del modelo de turbulencia usado para la simulación de la aerodinámica de una VAWT, y que el ángulo óptimo de instalación es de 2° y la cuerda óptima es de 0,7 metros.

[Parra-2016] realiza un trabajo numérico bidimensional sobre una VAWT tipo H-Darrieus de tres álabes. Se emplea el modelo de turbulencia SST k-w, y se asume el flujo como incompresible. La malla empleada tiene 85.000 celdas, estando 82.500 de ellas en la zona del rotor. El perfil empleado es el NACA 0015, y la corriente tiene una velocidad de 7 m/s con una intensidad de turbulencia del 7,5%. Se estudia el patrón de flujo con un ángulo de pitch de -6° para finalmente estudiar la influencia del ángulo de pitch. Del análisis paramétrico obtiene que el ángulo óptimo entre los estudiados es -10°. Como conclusión extrae que el modelo de turbulencia empleado es adecuado para este tipo de turbina.

[Rivero-2016] realiza un trabajo fin de grado de análisis CFD sobre la influencia de la solidez en un aerogenerador tipo H-Darrieus de tres álabes con perfil NACA 7425. Llega a la conclusión de que una disminución de la solidez provoca un aumento del rango de funcionamiento y una disminución del rendimiento máximo y plantea posibles líneas de investigación futuras.

[Fernández-2016] realiza un trabajo fin de grado acerca de la influencia del ángulo de pitch en turbinas de eje vertical empleando agua como fluido de trabajo con perfiles NACA 0020 y un posible sistema de autoarranque con

perfiles NACA 4518. Llega a la conclusión de que los valores del ángulo de pitch probados empeoran el rendimiento obtenido con un ángulo de pitch de 0° .

[Sumantraa-2014] estudia la influencia del ángulo de pitch en el comportamiento de una VAWT. Para ello hace un trabajo numérico bidimensional en el que el modelo de turbulencia empleado es el SST k- ϵ . La turbina tiene 3 álabes de 40 centímetros de cuerda, 3 metros de longitud y 1,25 metros de radio de rotor. Los perfiles empleados son el NACA 0015. Se prueban tres ángulos de pitch diferentes: -6° , 0° y 6° para velocidades del viento de 6, 8 y 10 m/s con una intensidad de turbulencia del 1%. Para realizar las simulaciones emplea el software ANSYS CFX 13.0 y utiliza dos mallas diferentes (381.306 y 157.025 celdas), para asegurarse que la solución es independiente del número de celdas de la malla. Las simulaciones se le estabilizan en 5 vueltas. Llega a la conclusión de para obtener el mayor rendimiento es necesario atrasar el inicio de los vórtices a la estela y emplear el ángulo de pitch negativo de los tres analizados.

[Danao-2013] lleva a cabo un trabajo experimental en un túnel de viento de baja velocidad con condiciones no estacionarias. La corriente de aire tiene una velocidad de 7 m/s con fluctuaciones del 7% y el 12% a una frecuencia de 0,5 Hz. Emplea una turbina de tres álabes con perfil NACA 0022 de 4 centímetros de cuerda, sujeta al eje por dos brazos situados al 25% y al 75% de la altura de los álabes. El radio del rotor es de 35 centímetros y la longitud de los álabes es de 60 centímetros. Los resultados muestran las variaciones del coeficiente instantáneo de potencia siguiendo las fluctuaciones en la velocidad de la corriente de aire. La principal conclusión que se obtiene es que una corriente con condiciones no estacionarias provoca un empeoramiento del comportamiento de la turbina.

[Li-2016] realiza un trabajo experimental en túnel de viento y en terreno. Para ello utiliza una VAWT de dos álabes con perfil NACA 0021 de 26,5 centímetros de cuerda. La turbina tiene 2 metros de diámetro del rotor y 1,2 metros de longitud de los álabes. Para la toma de datos el túnel de viento tiene un LDV (Velocímetro Láser Doppler), un tubo de Pitot y un medidor del par, mientras que en terreno se emplean diversos anemómetros, un medidor del par y una veleta para registrar la dirección del viento. Se analiza la influencia del ángulo de pitch con ángulos de 4° , 6° y 8° , del número de Reynolds y de la intensidad de la turbulencia. Es el primer estudio en analizar los efectos de la velocidad de la corriente de aire en el comportamiento de la turbina. Las principales conclusiones obtenidas son una dependencia del rendimiento de la turbina con el ángulo de pitch, siendo el óptimo 6° , y un aumento del rendimiento con el número de Reynolds. El rendimiento obtenido en el túnel de viento es menor que el obtenido en terreno para TSR fuera de la zona óptima, pero en la zona de TSR óptimo, el rendimiento es mayor que en terreno.



[Zuo-2016] estudia la ubicación de una VAWT dentro de la estela de otra mediante un trabajo numérico bidimensional. Lleva a cabo las simulaciones con el software FlowVision HPC. Las turbinas modelizadas son tipo-H de tres álabes con perfil NACA 0022 de 10 centímetros de cuerda. Emplea el modelo de turbulencia SST. Se da a las turbinas una velocidad de rotación de 36,35 rad/s y al flujo una velocidad de 5,07 m/s. En el experimento varía la distancia entre las turbinas entre 5 y 17 veces el diámetro del rotor. Las principales conclusiones obtenidas son que cuando la distancia entre las turbinas aumenta, aumenta el rendimiento, siendo la distancia necesaria para una recuperación del flujo de 15 veces el diámetro, y que la estela generada en la parte superior de la turbina tiene mayor influencia en la siguiente turbina que la generada en la parte inferior.

1.3 Objetivos y estructura

Los objetivos principales de este trabajo son la obtención del punto de diseño de un aerogenerador de eje vertical, que indicaría las condiciones idóneas de instalación de una turbina real en terreno, y la realización de un análisis que indique qué ocurre en el comportamiento de la turbina al cambiar el ángulo de pitch de los perfiles.

Este estudio consta de cinco capítulos, más un anexo, en los que se abarca todo el contenido del trabajo:

En el capítulo 1, capítulo actual, se exponen las bases del trabajo, tanto la explicación de la tecnología tratada en el trabajo, como los estudios que se han consultado y han servido de referencia. También se establecen los objetivos del trabajo y se indican los parámetros empleados en el proyecto.

En el capítulo 2, se presenta el modelo tanto físico como numérico que se ha empleado para realizar este trabajo. También se indica la configuración del software llevada a cabo para la realización de las simulaciones.

En el capítulo 3, se analizan los resultados obtenidos en las simulaciones, indicando cuáles serán los criterios empleados para dar validez a estos resultados. Con respecto a las simulaciones, se analiza la curva característica, la sensibilidad a la malla y el patrón de flujo, del que se presentan contornos de presión y vorticidad.

En el capítulo 4, se realiza un análisis paramétrico en el que se estudia la influencia del ángulo de pitch en el comportamiento del aerogenerador. Primero se presentan los modelos que se van a comparar, para después analizar sus curvas características y sus patrones de flujo, e intentar establecer interrelaciones que permitan sacar conclusiones.

En el capítulo 5, se exponen las conclusiones a las que se han llegado durante la realización de este trabajo, y posibles trabajos a realizar en un futuro empleando este trabajo como base.

En el anexo, se incluyen diversos elementos que forman parte del trabajo, pero no han sido incluidos en los capítulos anteriores por diversos motivos, como pueden ser el reporte obtenido del software o las tablas con los datos de las gráficas presentadas en los capítulos.

1.4 Parámetros adimensionales

A continuación, se presentan los parámetros adimensionales que se han empleado durante la realización del trabajo:

- Número de Mach

Se trata de una medida de velocidad relativa, relaciona la velocidad de un cuerpo con la velocidad del sonido en el medio en el que se mueve ese cuerpo.

$$Mach = \frac{v}{c} \quad (\text{ec. 1.1})$$

siendo:

v, la velocidad del cuerpo en cuestión (m/s)

c, la velocidad del sonido en el medio en el que se mueve el cuerpo (m/s)

Un valor del número de Mach igual a la unidad supone que el cuerpo se está moviendo a la velocidad del sonido. Cuando el cuerpo en movimiento se trata de un fluido se considera que para valores del número de Mach menores que 0,3 el fluido se comporta como un fluido incompresible.

- Número de Reynolds

Representa el cociente entre las fuerzas de inercia y las fuerzas viscosas.

$$Re = \frac{\rho * v * L}{\mu} \quad (\text{ec.1.2})$$

siendo:

ρ , la densidad del fluido (kg/m³)

L, la longitud de la dimensión característica del flujo (m)

μ , la viscosidad dinámica (m²/s)

v, la velocidad relativa del fluido respecto del cuerpo (m/s)

El número de Reynolds se emplea para caracterizar el movimiento de un fluido, marca la transición del régimen laminar a un régimen turbulento.

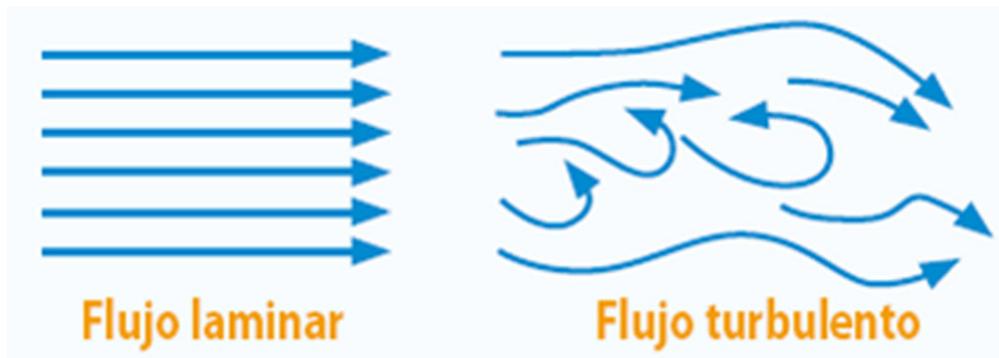


Figura 1.3 Representación flujo laminar y turbulento

El límite entre el flujo laminar y el flujo turbulento depende de diversos factores, como, por ejemplo, si se está en un problema de hidráulica o en uno de aerodinámica, como es el caso. En aerodinámica se considera régimen laminar $Re \leq 5 \times 10^5$.

- TSR

El tip speed ratio se puede considerar como un coeficiente de velocidad. Expresa la relación entre la velocidad lineal de los álabes y la velocidad de la corriente de fluido que afecta a la turbina. Algunos autores lo denotan como λ .

$$TSR = \frac{\omega * R}{v} \quad (\text{ec. 1.3})$$

siendo:

ω , la velocidad de rotación de la turbina

R, el radio de rotación de la turbina

- C_m

El coeficiente de momento, o coeficiente de par, indica el par obtenido de un flujo en comparación con el máximo extraíble de una corriente del mismo fluido y en las mismas condiciones.

$$C_m = \frac{T}{\frac{1}{2} * \rho * v^2 * A * R} \quad (\text{ec.1.4})$$

siendo:

T, par en el eje de la turbina (Nm)

A, el área que atraviesa el fluido a través del rotor (m^2)



- C_p

El coeficiente de potencia indica la potencia obtenida de un flujo en comparación con la máxima potencia extraíble de una corriente del mismo fluido y en las mismas condiciones.

$$C_p = \frac{P}{\frac{1}{2} * \rho * v^3 * A} = TSR * C_m \quad (\text{ec. 1.5})$$

siendo:

P, potencia en el eje de la turbina (W)

2 Modelo físico y numérico

En este capítulo se expone el modelo con el que se va a trabajar durante todo el proyecto. Se presentará la modelización geométrica que se emplea, indicando las características propias, y también se presentará el modelo computacional, explicando los parámetros que se han utilizado en este trabajo en concreto.

2.1 Modelo físico

El aerogenerador elegido para este estudio se trata de un aerogenerador de eje vertical de tipo H-Darrieus (ver fig. 2.1). Este aerogenerador es de pequeñas dimensiones, para su posible instalación en azoteas y zonas urbanas, y presenta las siguientes características:

- N° Álabes: 3
- Perfil del álabes: NACA 4518
- Longitud de la cuerda: 0,1 m
- Longitud de los álabes: 0,7 m
- Radio del Rotor: 0,3 m
- Ángulo de pitch: 0°

En el diseño del aerogenerador se tiene un ángulo de 0°, mientras que para realizar el estudio de la influencia del ángulo de pitch se realizan variaciones en el mismo.

- Solidez: 0,5
Calculada como $\frac{n*c}{2*r}$, siendo n el número de álabes, c la longitud de la cuerda y r el radio del rotor. Este valor da una idea de la porción de área del rotor ocupado por los álabes.

- Área: 0,42 m²
Hay diferentes áreas que se pueden considerar, en este caso se ha considerado el área transversal del rotor, el área que cruza el fluido atravesando el cilindro que forma el rotor, esta área se calcula como $2 * r * L$ siendo L la longitud del álabes.

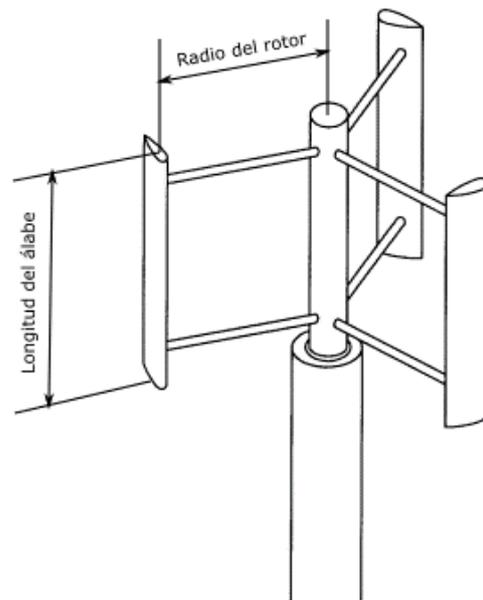


Figura 2.1 Esquema de aerogenerador H-Darrieus

2.1.1 Perfil NACA 4518

El perfil que se ha empleado como perfil de los álabes es un perfil asimétrico de nomenclatura NACA 4518. Los perfiles NACA son una serie de perfiles

creados por la 'National Advisory Committee for Aeronautics', de la que obtienen su nombre.

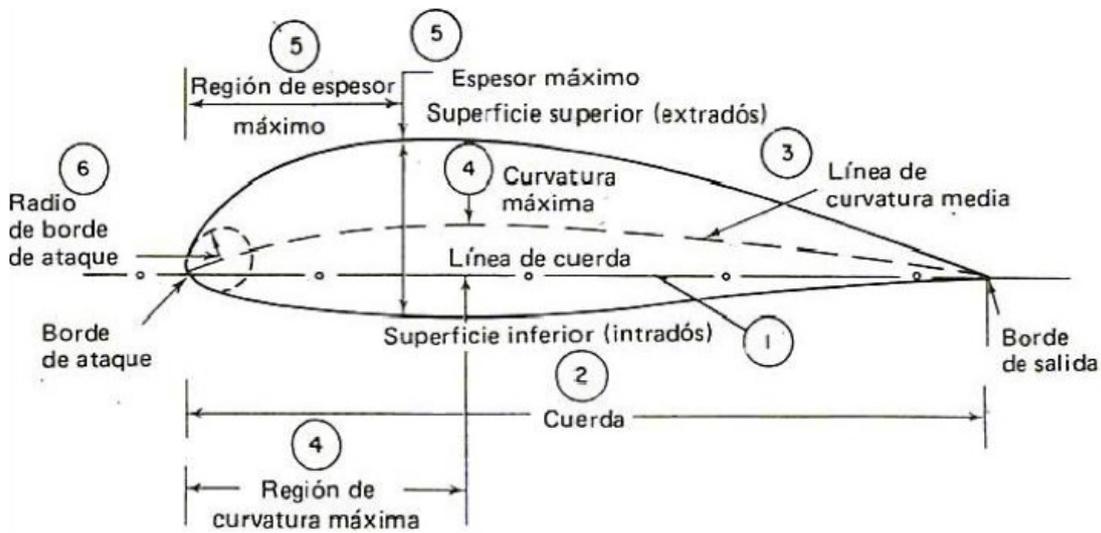


Figura 2.2 Notación de perfiles aerodinámicos

En la figura 2.2 se ven las características que dan las dimensiones de un perfil NACA.

El código de cuatro dígitos da información sobre el perfil:

- El primer dígito indica la curvatura máxima como porcentaje de la cuerda, es decir, la distancia máxima vertical entre la línea de curvatura media y la línea de cuerda. En este caso la curvatura máxima es un 4% de la cuerda.
- El segundo dígito indica la distancia a la que se encuentra la máxima curvatura desde el borde de ataque expresado como 1/10 del porcentaje de la cuerda, en este caso la máxima curvatura se encuentra a un 50% de la cuerda
- Los dos últimos dígitos indican el máximo espesor del perfil como porcentaje de la cuerda, un 18% en el caso de estudio. Vemos en la siguiente gráfica la forma exacta del perfil.

2.1.2 Representación del perfil empleado

En la figura 2.3 se representa el perfil empleado en el trabajo mediante una serie de coordenadas que lo definen.

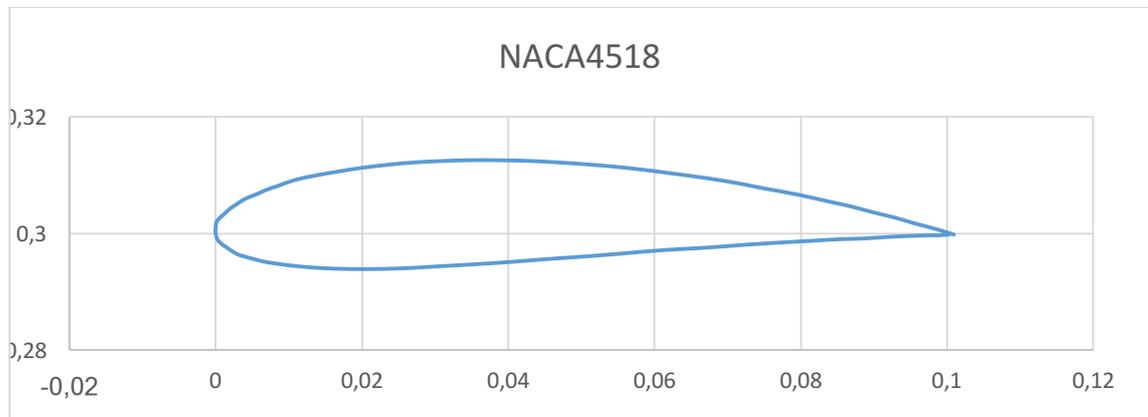


Figura 2.3 Perfil NACA4518

Las coordenadas de los múltiples puntos del perfil se muestran en la tabla A.1 del Anexo.

Se ha construido un modelo en 3D con el software de CAD CATIA V5 para una visualización más clara del aerogenerador y sus dimensiones. Las uniones de los álabes con el eje son simplificaciones, pues en este trabajo no se procede a diseñar ningún elemento ajeno a los perfiles, debido a que son estos los que tienen la principal influencia en el comportamiento del aerogenerador.



Figura 2.4 Vista 3D del aerogenerador de estudio

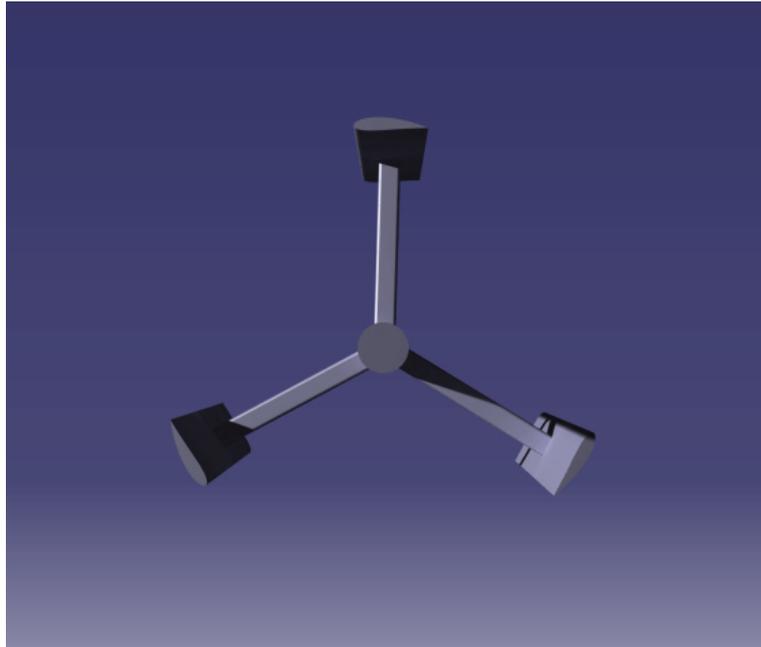


Figura 2.5 Planta del aerogenerador de estudio

2.1.3 Características del flujo

El fluido con el que se trabaja es el aire, a continuación, se indican las características del flujo de aire, algunas de ellas inherentes al propio fluido y otras seleccionadas por ser las más adecuadas:

- Velocidad: 7 m/s
Esta velocidad conlleva que se tiene un número de Mach que asegura que el flujo de aire va a ser incompresible.

$Mach = \frac{V}{c}$, siendo V la velocidad del aire y c la velocidad de propagación del sonido (en torno a 340 m/s). Para poder considerar un flujo incompresible el número de Mach tiene que ser más pequeño que 0,3, lo cual se cumple perfectamente.

- Densidad del aire: 1,225 kg/m³
Debido a que, como se ha comprobado antes, se tiene un flujo incompresible, la densidad del fluido se puede considerar constante.
- Viscosidad del aire: 1,79*10⁻⁵ m²/s
Viscosidad del aire a una temperatura de 17°C, considerada una temperatura normal del ambiente.
- N° de Reynolds: 2,88*10⁵
- Intensidad de la turbulencia: 10%
- Diámetro hidráulico: 0,6 m
Calculado como 4 veces el área transversal dividido entre el perímetro mojado. En este caso el área transversal ya se ha indicado antes que es

0,42 m², mientras que el perímetro mojado se calcula sumando los lados del área transversal, que da 2,6 m.

2.2 Modelo numérico

En este apartado se va a hablar de cómo es el modelo que se ha introducido en Fluent y la configuración que se ha hecho.

A la hora de trabajar computacionalmente con el modelo físico, se ha empleado un modelo bidimensional, pues gracias a estudios realizados por expertos en la materia, se sabe que los modelos bidimensionales aportan unas estimaciones bastante buenas con costes computacionales aceptables, como se demuestra en [Bianchini-2017]. Otros estudios en los que también se emplean modelos bidimensionales son [Lanzafame-2014], [Balduzzi-2016] y [Torabi-2016].

También se han eliminado la estructura que sostiene a los álabes y el eje, con el fin de simplificar el estudio del flujo.

2.2.1 Malla

A continuación, se ve una imagen del área de trabajo definida en Fluent. Se trata de un área con unas dimensiones de 2,4x6,9 metros, estando situado el centro del aerogenerador a una distancia de 1,5 metros del extremo izquierdo y en la mitad vertical del área. El área a la salida del aerogenerador es mayor para que se pueda apreciar bien la estela y cómo se amortigua.

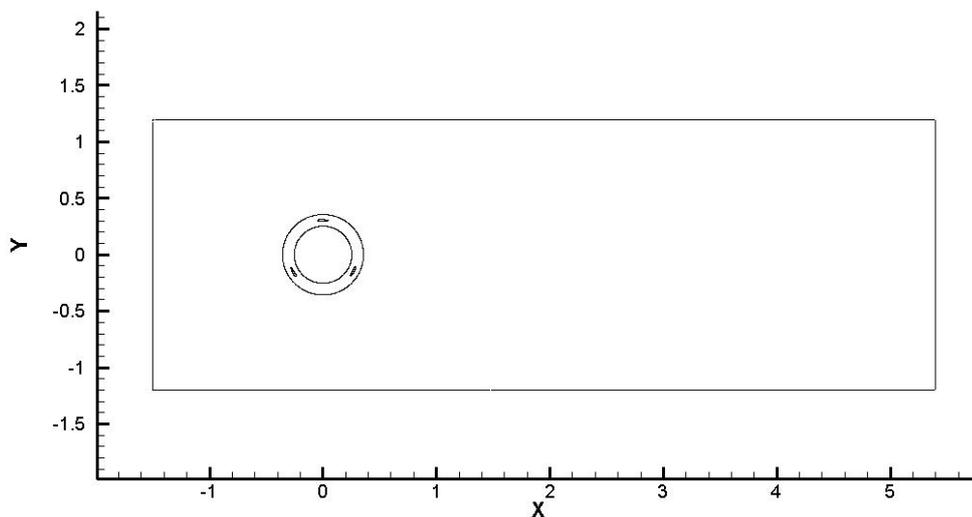


Figura 2.6 Área de trabajo

Se puede apreciar que en el área de trabajo hay diferentes subregiones delimitadas.

- Ambiente: área estática exterior al aerogenerador que ocupa la mayor parte del área de trabajo.
- Corona: se trata del anillo en el que se encuentran los álabes, esta zona es móvil: tiene un movimiento de rotación que se corresponde con la rotación del rotor.
- Eje: zona interior de la corona, estática como el ambiente, como hemos indicado antes, no se ha modelado ni el eje ni la estructura de soporte, esto nos permite que esta zona sea inmóvil, liberándonos de un cierto coste computacional.

Se debe añadir que es muy importante definir bien las interfaces de contacto entre las diferentes subregiones del área de trabajo, para que el programa pueda calcular bien el transcurso del flujo atravesando las diferentes subregiones, sin que se produzcan interrupciones espaciales.

A continuación, se ve una imagen del rotor, en la que se puede apreciar con más facilidad el perfil de los álabes.

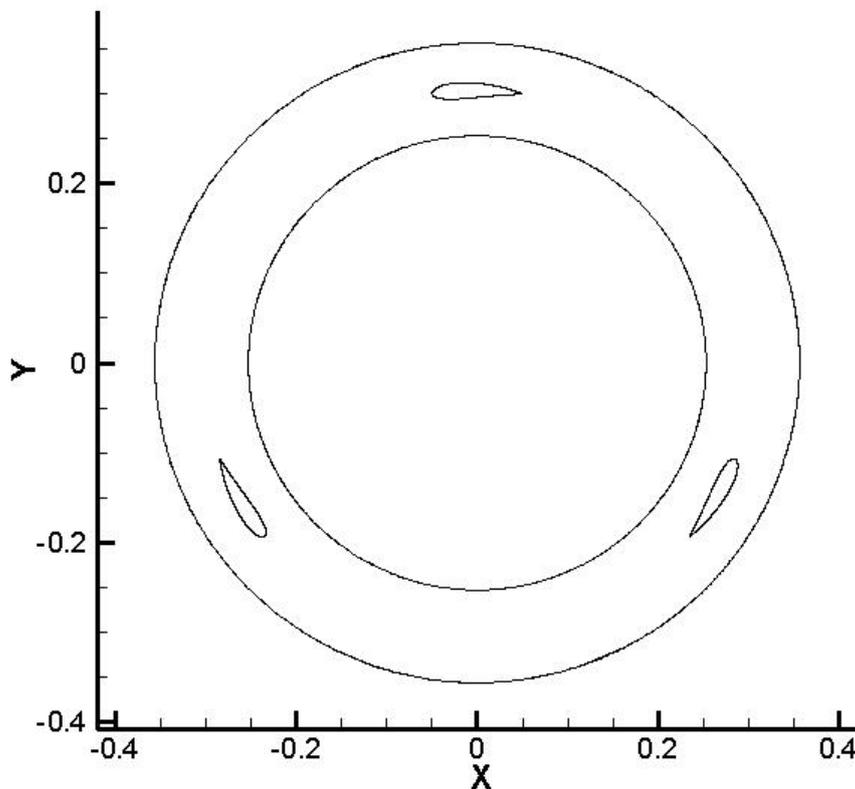


Figura 2.7 Detalle del rotor

Una vez vistas las subregiones en las que se ha dividido el área de trabajo, se va a hablar de la malla. La malla empleada tiene 273.661 celdas, todas ellas

con forma de cuadrilátero, distribuidas de forma estratégica para que haya una mayor concentración de celdas en el rotor, como puede comprobarse en la figura 2.8, pues es la zona en la que se producen los cambios en las propiedades del flujo (velocidad, vorticidad, presión).

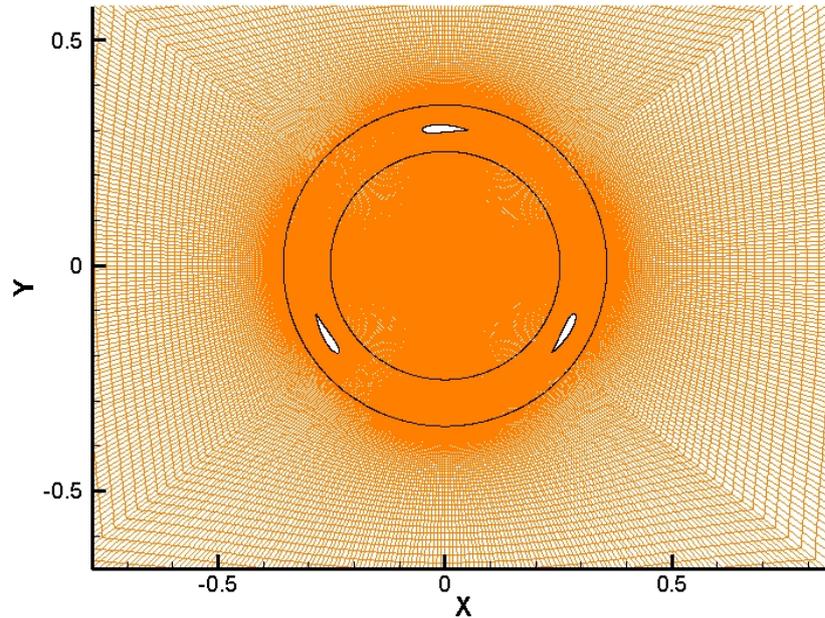


Figura 2.8 Detalle de la malla en la zona del rotor

Concretando más, dónde se produce una mayor concentración de celdas, es en la estela y en el contorno del álabe, lo que permite tener un valor de y^+ en la pared pequeño.

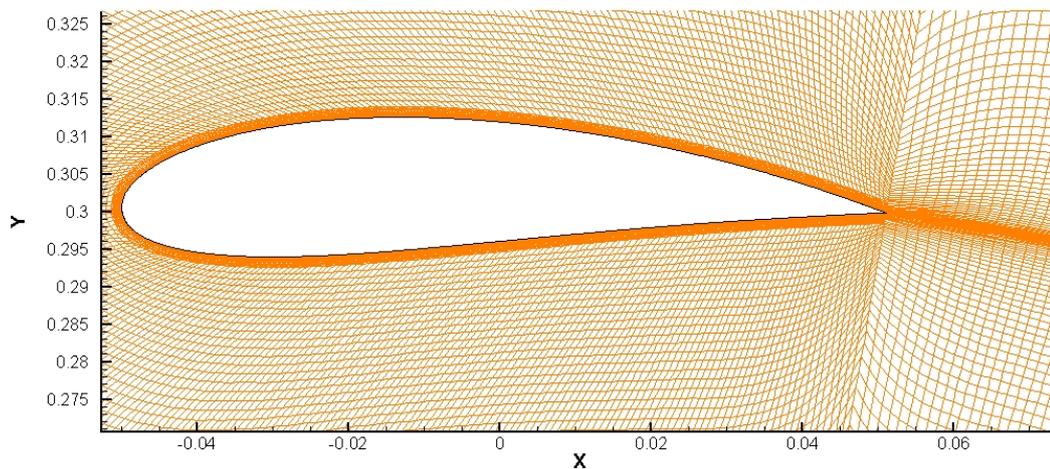


Figura 2.9 Detalle de la malla en el contorno del álabe

Para esta malla el y^+ máximo que se obtiene es en torno a 2, como se puede ver en la figura 2.10. Interesa tener un y^+ menor que 5, así que la malla empleada se considera más que aceptable.

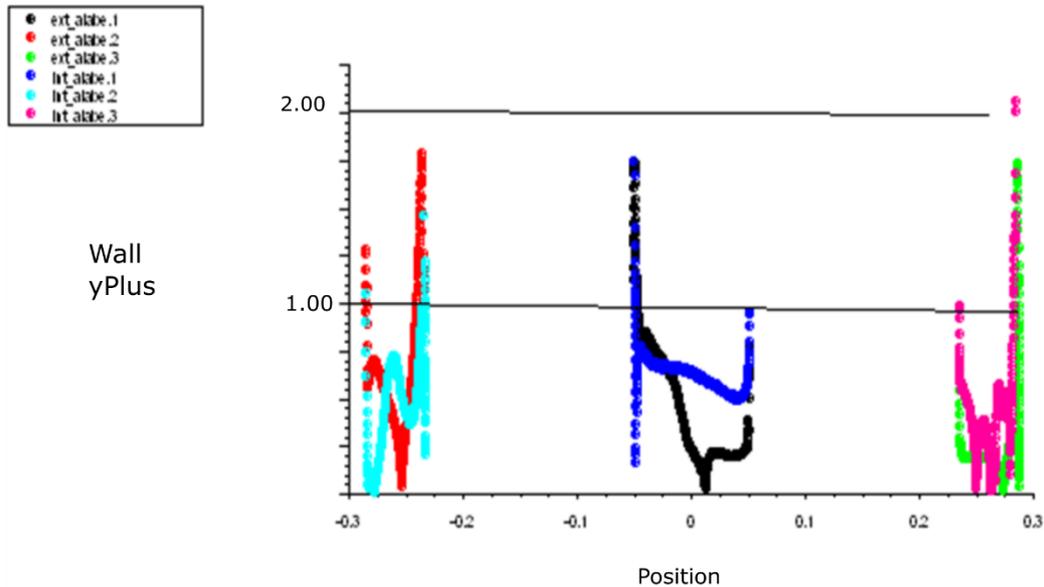


Figura 2.10 Valor de y^+ para los tres álabes

2.2.2 Condiciones de contorno

Antes de realizar ninguna simulación es necesario definir las condiciones de contorno que se han definido en Fluent.

- Entrada: es el extremo izquierdo del área de trabajo, aquí se define la velocidad del flujo entrante y su grado de turbulencia; en nuestro caso una velocidad de 7 m/s y la turbulencia definida por la intensidad de turbulencia, 10%, y el diámetro hidráulico, 0,6 m.
- Salida: es el extremo derecho del área de trabajo, aquí no se indica velocidad, sino presión, que se considera que en este punto ya han desaparecido las variaciones producidas por la turbina.
- Extremos superior e inferior: se les da la condición de simetría para simular que la turbina se encontrara a campo abierto sin tener el aumento del coste computacional que supondría aumentar más el área de trabajo.
- Entorno: como se ha dicho antes, es estacionario.
- Corona: es necesario darle la velocidad de rotación que se quiera en cada simulación.
- Eje: es estacionario, al igual que el entorno.

- Álabes: se necesita dar la condición de pared para que el fluido no penetre dentro del perfil, que físicamente sería sólido.

2.2.3 Configuración computacional

Para que las simulaciones se lleven a cabo de una forma satisfactoria ha sido necesario realizar una serie de configuraciones.

Primero hubo que reescalar el modelo, pues la malla que se tenía poseía todas las dimensiones reducidas a la mitad, por lo que hubo que ampliar todos los elementos de la malla.

Luego se estableció la velocidad de entrada del aire, 7 m/s, como valor de referencia, y se establecieron las condiciones de operación, que consistió en definir la presión en un punto suficientemente alejado de la turbina. Se utilizó como punto un punto de la salida con una presión de 101.325 Pa, es decir, la presión atmosférica.

Se aseguró que el fluido de trabajo, aire en este caso, tuviera sus propiedades bien definidas: la densidad y la viscosidad dinámica, que ya se ha indicado antes los valores utilizados.

Para imponer la velocidad de rotación en el rodete es necesario definir la corona como 'moving reference mesh'.

Todas las simulaciones se han realizado con 300 pasos de tiempo por vuelta, lo que supone que se ha simulado cada 1,2°. Dependiendo de la velocidad de rotación del rotor deseada en cada simulación el incremento de tiempo es más grande o más pequeño.

$$\Delta t = \frac{2\pi/\omega}{300}, \text{ siendo } \omega \text{ la velocidad de rotación del rotor.}$$

También es necesario definir el nº de vueltas que se van a simular, este número ha de ser lo suficientemente grande como para conseguir periodicidad en el coeficiente de par instantáneo. Dependiendo del experimento se han simulado entre 5 y 10 vueltas.

El modelo de turbulencia empleado es el k- ω SST transicional, siguiendo el ejemplo de [Lanzafame-2014] y [Bianchini-2017].

El algoritmo de solución es de segundo orden para la cantidad de movimiento, la energía cinética turbulenta y la disipación turbulenta, y para la presión se mantuvo en standard. El tipo de acoplamiento entre presión y velocidad se mantuvo SIMPLE.

Finalmente se han de configurar los modelos de resolución. Como se ha indicado anteriormente, el número de Mach obtenido asegura un flujo



incompresible, por lo que se escoge un modelo basado en presión. También se elige un modelo bidimensional, “Green-Gauss Cell Based”, implícito, no estacionario e implícito de primer orden.

Ahora que ya se tienen definidos los modelos físico y numérico con los que se va a trabajar, ya se puede comenzar a realizar las diferentes simulaciones.

3 Análisis de resultados

En este capítulo se expondrán los resultados obtenidos del diseño del aerogenerador, indicando cómo se ha analizado su validez, estableciendo unas condiciones de diseño y viendo el patrón de flujo en estas condiciones.

3.1 Validación de resultados

Antes de iniciar la simulación, se ha de elegir en Fluent qué es lo que se quiere representar y los datos que se quieren guardar. Para ello hay que ir al menú de 'Monitors' y seleccionar 'Force', y en el submenú que aparece hay que indicar que se quiere que se represente 'Moment'. Así se consigue que una vez finalizada la simulación se tengan los datos del coeficiente de par C_m .

Cuando se ha terminado la simulación, se tiene guardado un archivo con los diferentes C_m a lo largo del tiempo. Para dar por válidos estos resultados, se realizará una gráfica que represente el valor del coeficiente a lo largo de la simulación. Se tiene que comprobar que el valor se ha estabilizado y que es periódico. Al tener 3 álabes, la periodicidad debe repetirse 3 veces en cada vuelta. Para comprobar que el valor ya se ha estabilizado se puede ver la diferencia entre los valores máximos de la última vuelta. Otro indicador de la validez de los resultados es el valor medio del coeficiente en la última vuelta, que debe estar en unos valores entre 0 y 0,6; mayor que 0 pues si no actuaría como ventilador, y menores que 0,6 pues es el límite de Betz, valor que nos indica el máximo de energía que se puede obtener de un fluido. Valores de varios órdenes de magnitud, ya sean positivos o negativos, no nos permiten aceptar la simulación. En la figura 3.1 se puede ver un ejemplo de una gráfica de C_m que se puede dar por válida.

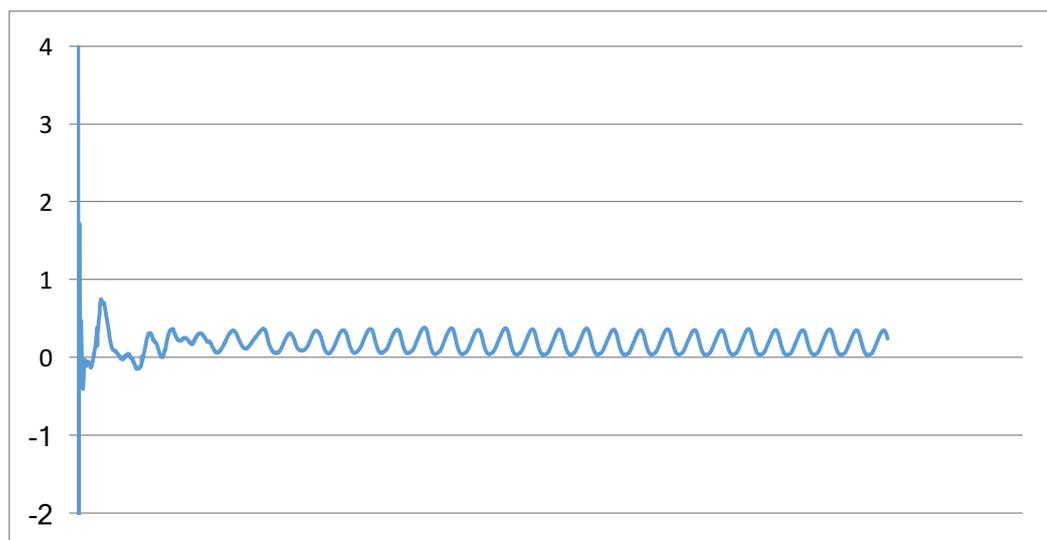


Figura 3.1 Ejemplo del coeficiente instantáneo de par durante una simulación completa

Se puede apreciar perfectamente que el valor del C_m se ha estabilizado, y se encuentra dentro de los límites establecidos anteriormente. Si se seleccionan los últimos 300 datos, que en este caso supone una vuelta completa, se ve cómo se producen 3 periodicidades, detalle visto en la figura 3.2. De ésta se pueden sacar las siguientes características:

- Valor medio: 0,1788.
- Valor máximo: 0,3639.
- Valor mínimo: 0,0316.
- Porcentaje de diferencia entre máximos: 4%.

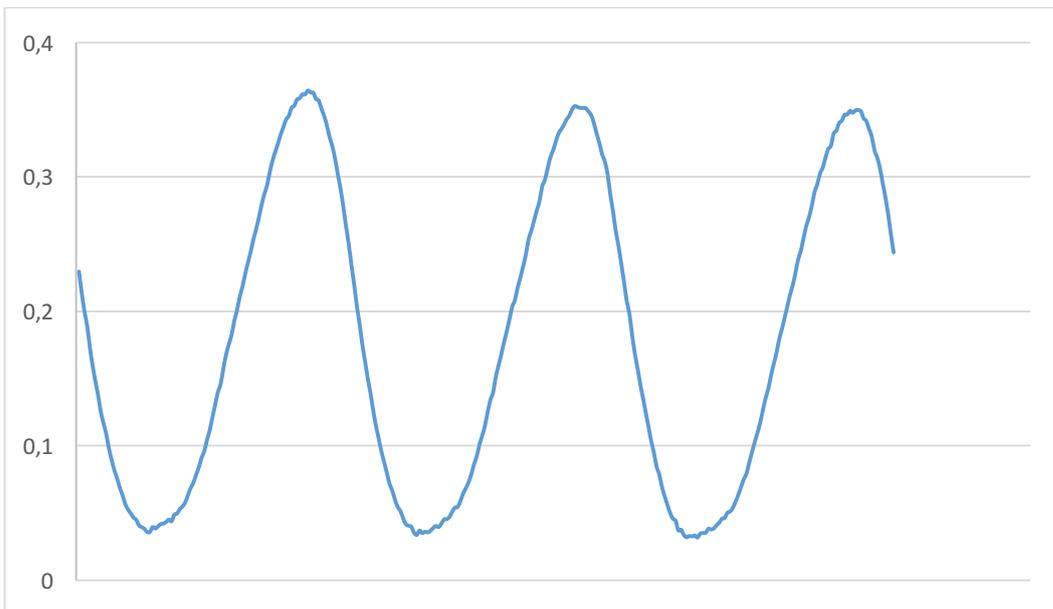


Figura 3.2 Ejemplo del coeficiente instantáneo de par durante la última vuelta de una simulación

Este es un ejemplo de una simulación que puede ser considerada válida tanto por los aspectos gráficos como por los aspectos numéricos.

3.2 Curva característica

Lo primero que se ha realizado es buscar la curva de potencia del modelo que se está utilizando. Para ello se ha de representar el coeficiente de potencia, C_p , frente al coeficiente de velocidad, TSR. Esta curva da información del comportamiento del aerogenerador. Una vez esté conformada esta curva, se podrá establecer el punto de diseño, que es el TSR en el cual la turbina presenta mejor comportamiento.

Para conformar esta curva, se han ido realizando simulaciones con diferentes TSR, es decir, a diferentes velocidades de rotación del rotor. De esta forma se obtienen los coeficientes de par C_m , para obtener los coeficientes de potencia

hay que multiplicarlo por el TSR, como se ha indicado en el apartado 4 del capítulo 1. En la tabla 3.1 se encuentran los valores de las diferentes simulaciones realizadas para obtener la curva característica.

Tabla 3.1 Curva característica del aerogenerador

ω (rad/s)	TSR	time step (s)	C_m	C_p
8	0,3429	0,0026	0,0583	0,0200
12	0,5143	$1,7 \cdot 10^{-3}$	0,0936	0,0481
20	0,8571	$1,1 \cdot 10^{-3}$	0,1396	0,1196
25	1,0714	$8,4 \cdot 10^{-4}$	0,1688	0,1808
35	1,5	$5,9 \cdot 10^{-4}$	0,1788	0,2682
40	1,7143	$5,2 \cdot 10^{-4}$	0,1568	0,2688
60	2,5714	$3,5 \cdot 10^{-4}$	0,0780	0,2006
80	3,4286	$2,6 \cdot 10^{-4}$	0,0101	0,0348
90	3,8571	$2,3 \cdot 10^{-4}$	-0,0619	-0,2386
120	5,1429	$1,7 \cdot 10^{-4}$	-0,0711	-0,3657

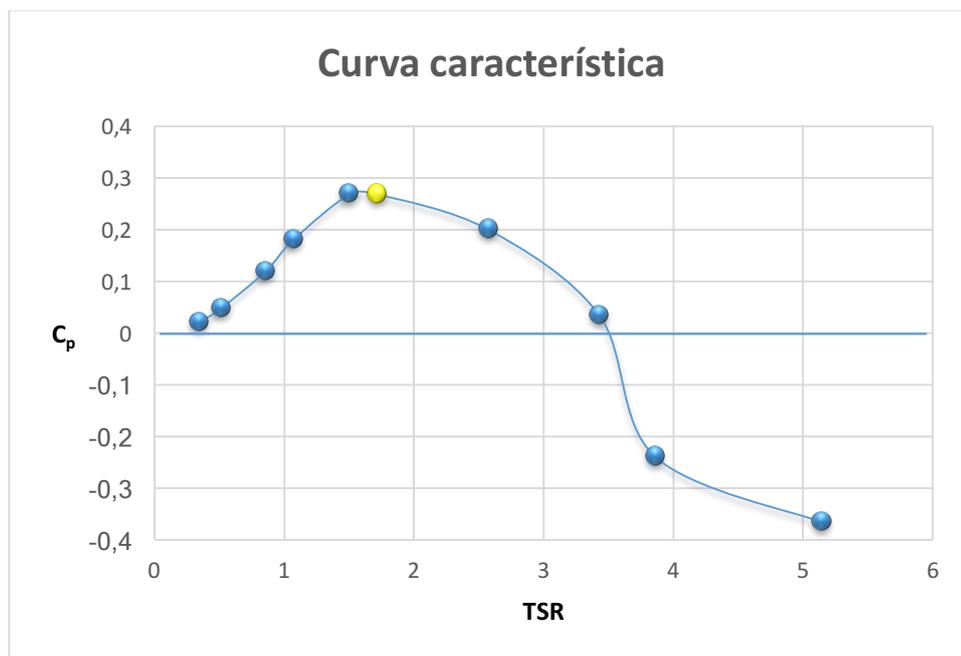


Figura 3.3 Curva característica del aerogenerador

En la curva característica se puede apreciar la zona en la que interesa que la turbina opere, que va a ser el punto de diseño, que se encuentra en $TSR=1,7$ y $C_p=0,27$. También se puede observar el rango de funcionamiento de la turbina, que se encuentra en un TSR entre 0,2 y 3,4, que se corresponde con la zona de C_p positivos. En la zona de C_p negativos el funcionamiento es de ventilador, no de turbina, se consumiría energía para conseguir mover los álabes.

El coeficiente de potencia obtenido para el aerogenerador en las condiciones de diseño es relativamente alto comparado con el obtenido en [Lanzafame-2014], lo cual quiere decir que el rendimiento de la turbina sería mejor, generando mayor potencia. En la figura 3.4 se pueden apreciar las dos curvas características.

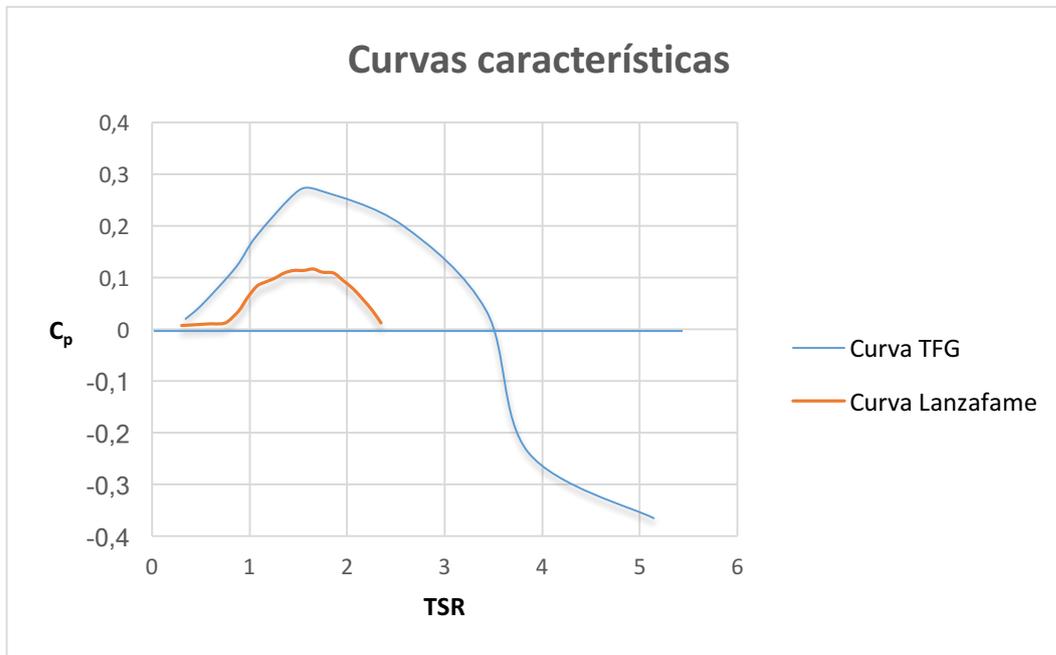


Figura 3.4 Gráfica comparativa de curvas características

Esta diferencia puede ser debida a diferentes razones, como son la diferencia de la malla, que al no tener el mismo número de celdas y no estar distribuidas de igual forma, el resultado obtenido puede diferir. Otra razón es la diferencia en la configuración del flujo entrante, en el caso de Lanzafame se usa una intensidad de turbulencia mucho menor que en el caso del estudio, 0,1% por un 10% de este caso, y una velocidad distinta, 8 m/s por 7 m/s de este caso.

3.3 Sensibilidad a la malla

Para dar validez a la malla es necesario compararla con otras mallas, y analizar las diferencias entre ellas para ver cómo se comporta cada una y poder obtener la información necesaria para admitir la malla.

Debido a que se contaba con una muy buena malla, realizada específicamente para este estudio por el departamento, no se ha conformado la curva característica entera para las otras mallas, sino que se ha realizado una simulación en el punto de diseño de la malla de estudio para poder compararlas, es decir a 40 rad/s.

Se han comparado dos mallas, una con un número de celdas menor a la empleada en el estudio, con 181.309 celdas, que a partir de ahora va a ser referida como “malla grosera”, y otra con un número de celdas mayor, con 359.863 celdas, a la que se va a referir como “malla depurada”. Se va a analizar el coeficiente de potencia, el número de celdas en las paredes de los álabes y los contornos de presión.

Para comenzar se va a analizar el coeficiente de potencia C_p obtenido para cada malla. En la figura 3.5 se pueden apreciar los valores instantáneos y medios de cada malla.

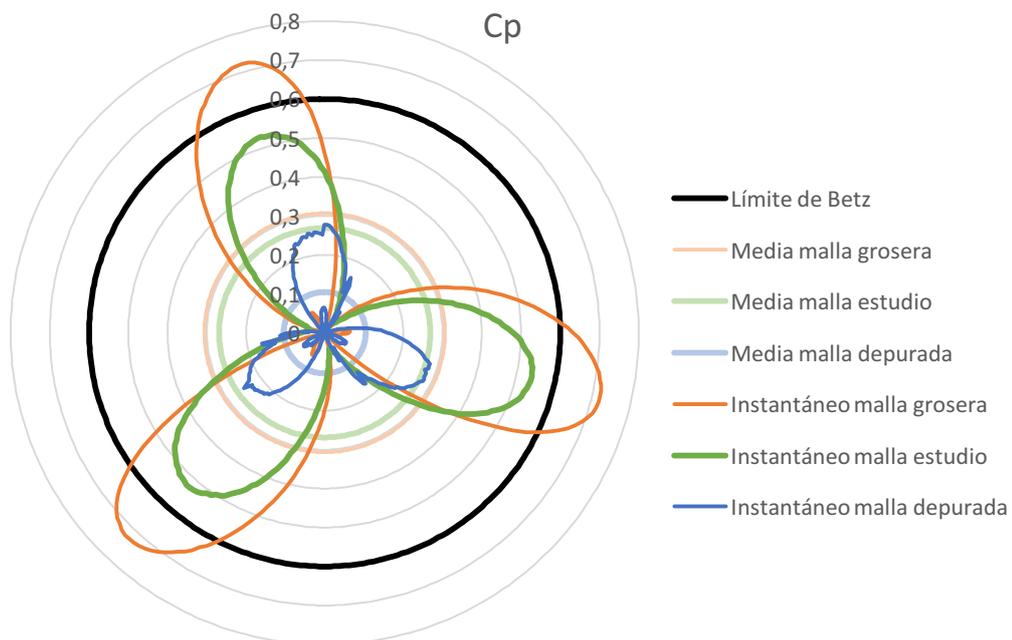


Figura 3.5 Diagrama polar comparación de mallas

También se puede ver el límite de Betz, que es la máxima fracción de energía que se puede extraer de una corriente abierta, este valor es de un 60%. Hay algunos instantes en los que el coeficiente instantáneo puede superar el límite de Betz, pero la media nunca podrá estar por encima de este límite. En la figura 3.6 se aprecian los valores exactos de C_p para las tres mallas.

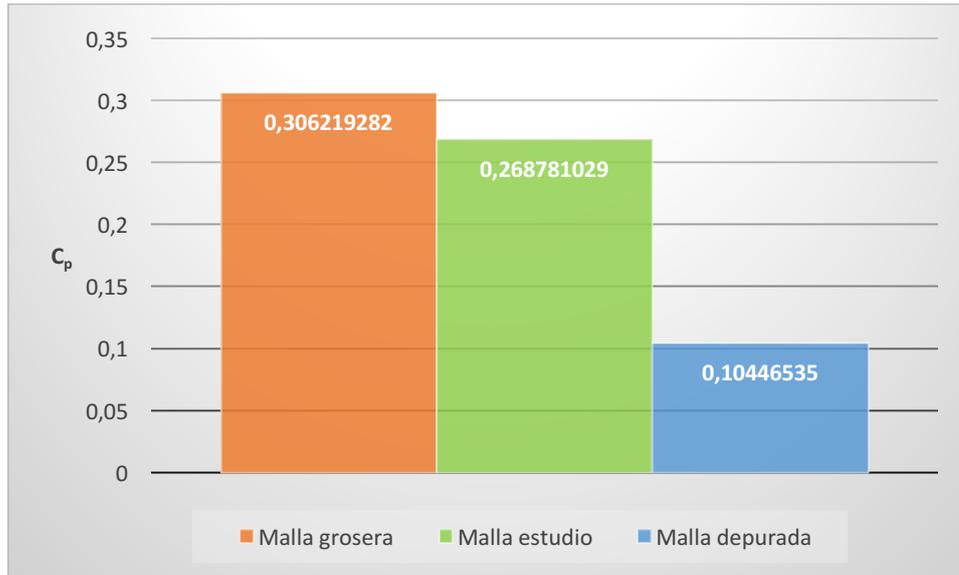


Figura 3.6 Gráfica comparativa del coeficiente de potencia

Se da una situación llamativa, que la malla con menor número de celdas tiene un C_p mayor que las otras dos mallas, y la malla con el mayor número de celdas tiene el C_p más bajo. Esto no quiere decir que la “malla grosera” sea mejor que la malla depurada, pues un coeficiente de potencia mayor no significa que sea una simulación más realista con lo que sucedería con un modelo físico de verdad. Únicamente con este análisis no se puede aceptar como válida nuestra malla.

Como se ha dicho antes, se va a analizar el número de celdas en las paredes de los álabes, estos valores están recogidos en la tabla 3.2.

Tabla 3.2 Número de celdas en cada álabe

	Malla grosera	Malla estudio	Malla depurada
Nº de celdas en cada álabe	640	1200	1200
Nº de celdas total	181.309	273.661	359.863

Con estos datos se puede deducir que la malla grosera no es tan buena como parecía en el análisis anterior, pues tiene poco más de la mitad de las celdas que tiene la malla de estudio en las paredes de cada álabe. El número de celdas en las paredes de los álabes es más significativo de lo que parece, pues cuantas más celdas haya, se va a conseguir un y^+ menor, por lo que se comienza a ver que la malla de estudio es la más adecuada de las 3, pues la malla depurada, pese a tener casi 100.000 celdas más, en la pared del álabe

tiene el mismo número de celdas. La malla depurada tiene una mayor concentración de celdas en zonas que no interesa.

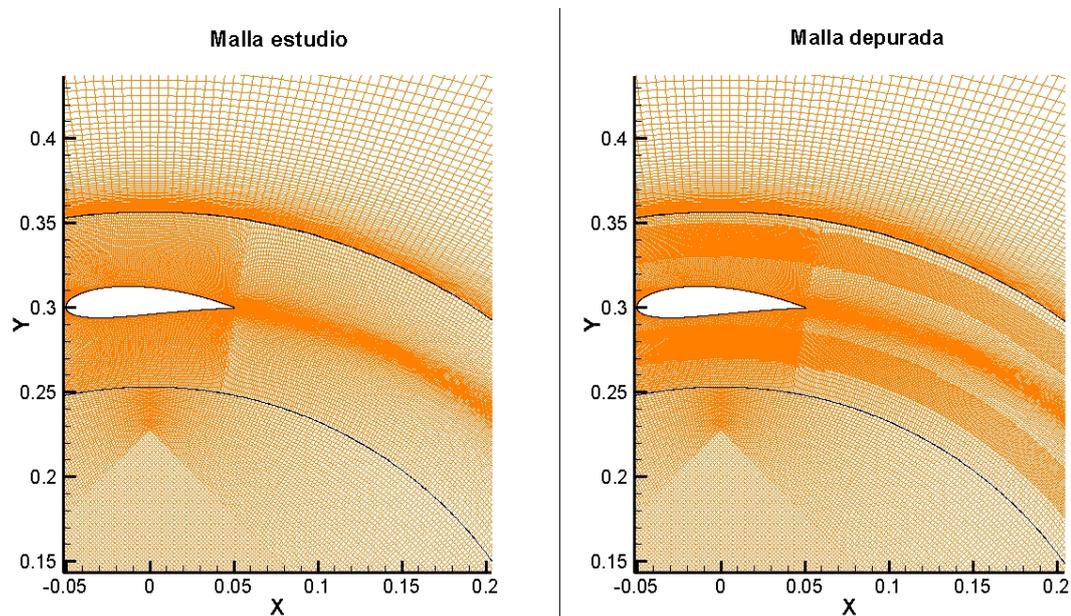


Figura 3.7 Comparación detalle malla estudio y malla depurada

Como se ve en la figura 3.7, se realizó un refinado de la malla en una franja interior a los álabes y en otra exterior a ellos, pero este refinado no conlleva una mejora en el comportamiento del aerogenerador.

Finalmente se van a mirar los distintos contornos de presión y vorticidad de las tres mallas. En la parte izquierda se ha situado el contorno de la malla grosera, y en la parte derecha el contorno de la malla depurada. En el centro de la imagen se ha situado el contorno de la malla utilizada en el estudio, indicando en una leyenda la escala de valores y colores que se ha empleado, siendo la misma para las 3 mallas en cada caso, es decir, presión y vorticidad.

En la figura 3.8 se puede apreciar una comparación entre los contornos de presión para las diferentes mallas con los álabes situados en la misma posición para los 3 casos. En el contorno de la malla grosera se puede apreciar que las zonas con presiones en valores extremos de nuestra escala son ligeramente más grandes que en el caso de la malla de estudio. También se da el caso de una zona de bajas presiones que no se encuentra en la pared de un álabe, lo cual no es común. En el contorno de la malla depurada ocurre lo mismo, que hay una zona de bajas presiones separada del álabe en la parte superior bastante grande. El contorno de presiones de la malla de estudio no contiene ningún elemento extraño que pueda hacer dudar de la malla.

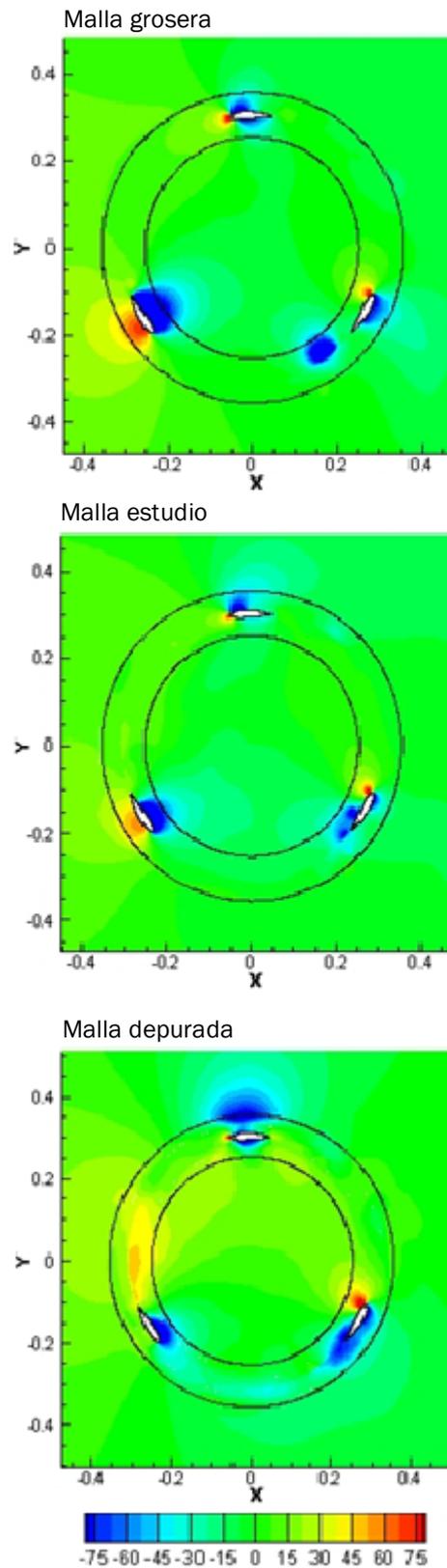


Figura 3.8 Comparación contornos de presión de las diferentes mallas (Pa) Perfiles en posición 0°, 120° y 240°

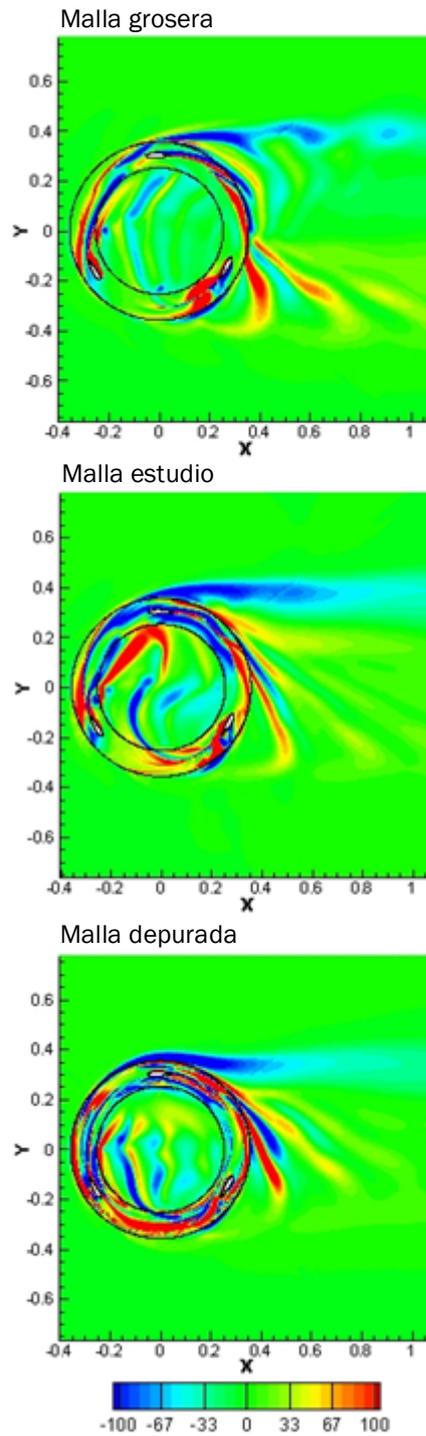


Figura 3.9 Contornos de vorticidad de las diferentes mallas (s-1) Perfiles en posición 0° , 120° y 240°

En la figura 3.9 se puede ver la comparación entre los contornos de vorticidad de las 3 mallas. La distribución es la misma que para los contornos de presión, ordenadas de izquierda a derecha de menor a mayor número de celdas. Cabe destacar que se ha representado la vorticidad en el eje Z, por lo que los valores



negativos se corresponden con torbellinos en los que el aire gira en el sentido de las agujas del reloj, y los valores positivos se corresponden con torbellinos en el sentido contrario a las agujas del reloj. En el caso de la vorticidad las diferencias no son tan claras como en el caso de la presión, pues las tres mallas presentan comportamientos similares; si bien es cierto, se aprecia que cuanto mayor es el número de celdas, mayor es el número de torbellinos detectados, es decir, hay más zonas con valores extremos de vorticidad.

En este análisis de sensibilidad a la malla se ha analizado el número de celdas, la localización de las mismas, el coeficiente de potencia y los contornos de presión y vorticidad. En base a los análisis citados, se considera que la malla empleada es válida para la realización de este estudio.

3.4 Patrón de flujo en condiciones de diseño

En este apartado se va a analizar el patrón de flujo en el punto indicado anteriormente como punto de diseño. Se han tomado instantáneas del flujo con los álabes en posición 0° , 30° , 60° y 90° ; con un giro más de 30° ya se vuelve a la situación inicial de 0° , que coincide con 120°

3.4.1 Contornos de presión

En las figuras 3.10 y 3.11 se pueden apreciar los contornos de presión para 30° , 60° , 90° y 120° , este último que se corresponde con 0° . En los contornos sólidos contra los que choca el flujo se forma una zona de altas presiones, y en la cara opuesta del sólido se forma una zona de bajas presiones. Los extremos de la escala de presiones definida no son los límites que hay en el área de trabajo, hay presiones mayores que el extremo superior de la escala, y presiones menores que el extremo inferior, pero se ha escalado así para una mejor apreciación y comparación de los contornos. Estas zonas se representan en el color del valor extremo de la escala.

Las dos primeras posiciones del rotor se corresponden con la situación más desfavorable. Con el rotor con estos ángulos, la turbina se encuentra generando un par inferior al valor medio. En este caso no se da porque todos los valores del coeficiente de potencia son positivos, pero si hubiera parte del coeficiente instantáneo que fuera negativo, las posiciones desfavorables se traducirían en unos periodos temporales en los que la turbina consumiría energía del sistema.

Centrándose en el álabe que se encuentra en las posiciones 30° , 60° , 90° y 120° , se entiende el hecho indicado anteriormente. Se puede ver que en 30° y 60° el álabe se enfrenta al flujo, pues se genera una zona de altas presiones en el borde de ataque, lo que supone una oposición al giro de la turbina, mientras que en 90° y 120° el álabe ya comienza a ser impulsado por el flujo. En estas últimas se puede apreciar perfectamente el intradós y el extradós. El



intradós es la cara del perfil en la que se produce la sobrepresión, y el extradós es la cara en la que se produce la depresión.

Si se analiza el álabe que se encuentra en las posiciones 150° , 180° , 210° y 240° , se ve que en ningún momento se opone a la corriente, por lo que en esta zona siempre se encuentra favoreciendo el giro. Según se van pasando los 210° se ve que se va formando una zona de altas presiones cerca del borde de ataque, pero en la mitad interior del álabe. En esta posición el intradós y el extradós se encuentran cambiados con respecto a la situación indicada en el párrafo anterior, aunque no se distingue con tanta claridad.

El álabe restante, correspondiente a las posiciones 270° , 300° , 330° y 360° , se encuentra en la transición entre el aprovechamiento de la corriente y su oposición, para finalizar completamente opuesto a la dirección del flujo y al giro del rotor.

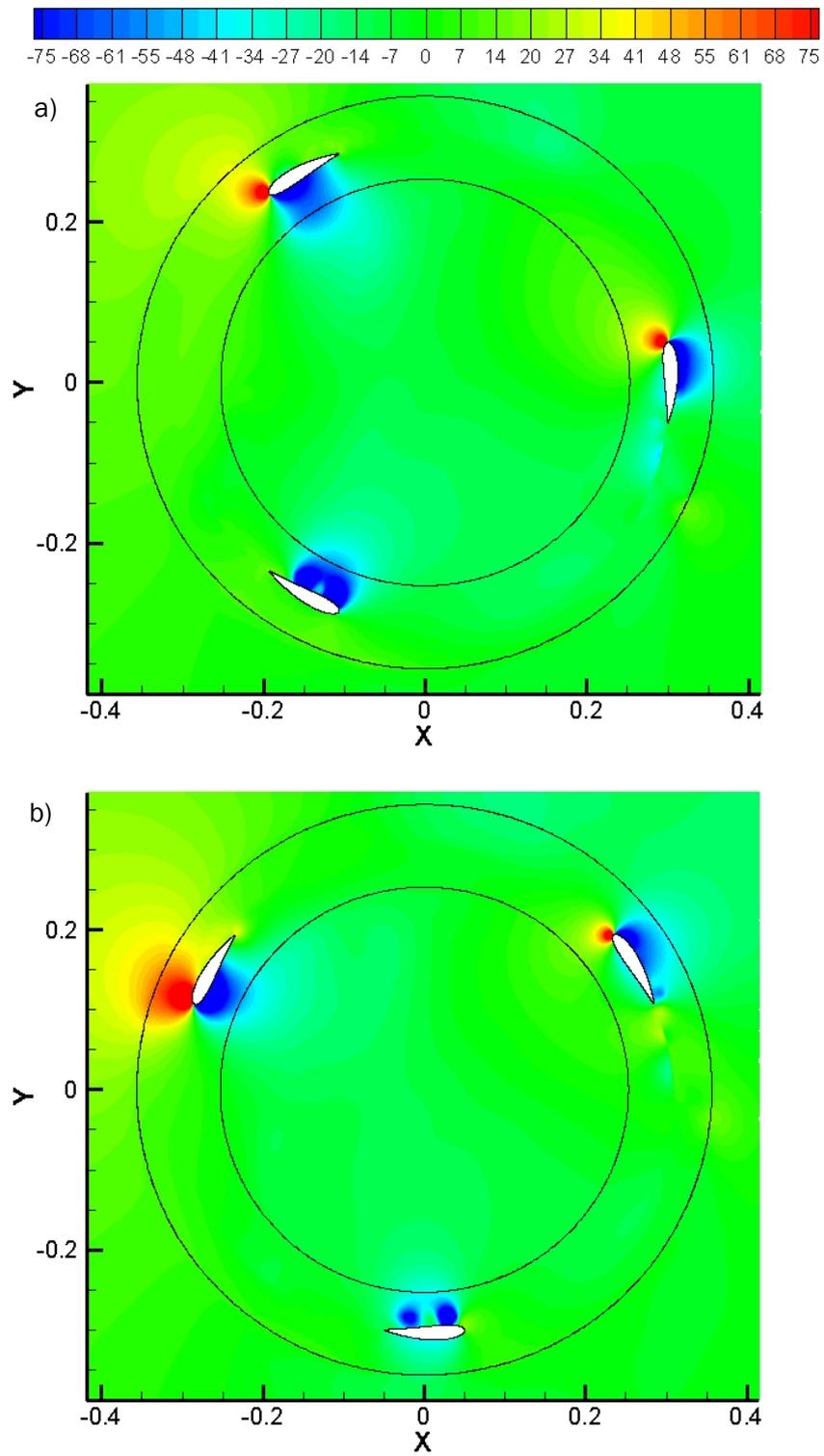


Figura 3.10 Contornos de presión con ángulos de a) 30° y b) 60° (Pa)

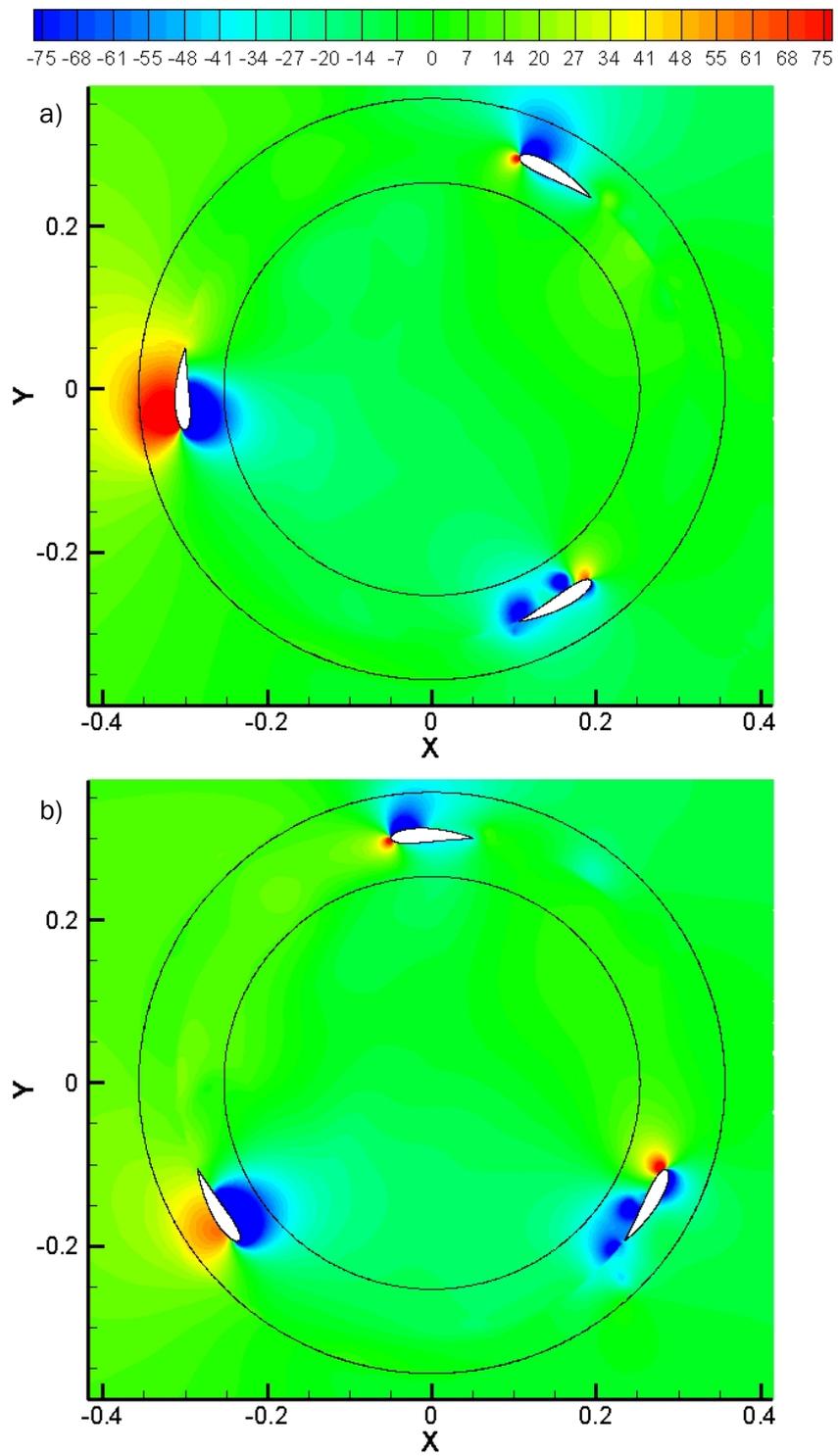


Figura 3.11 Contornos de presión con ángulos de a) 90° y b) 120° (Pa)

3.4.2 Contornos de vorticidad

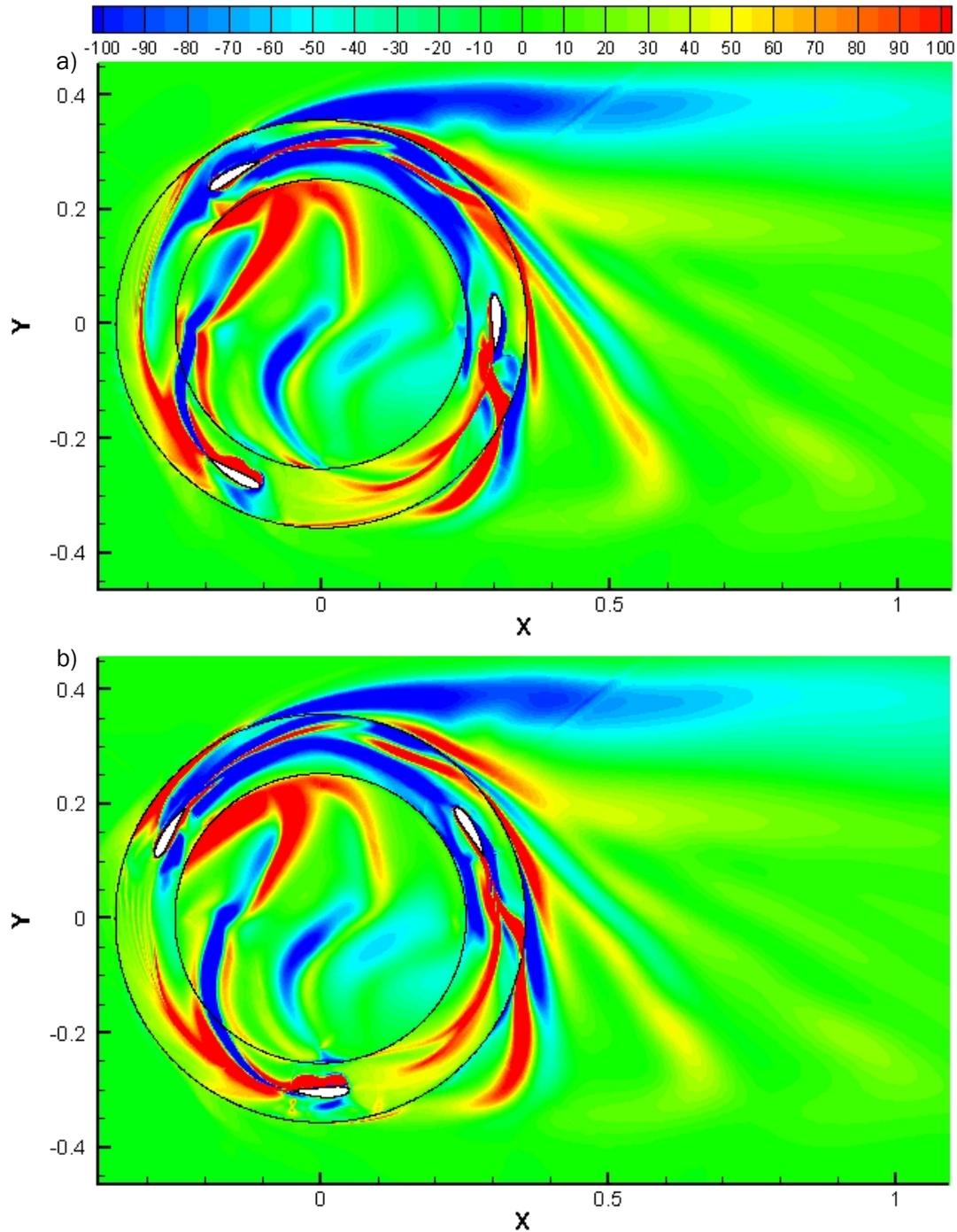


Figura 3.12 Contornos de vorticidad con ángulos de a) 30° y b) 60° (s^{-1})

En las figuras 3.12 y 3.13 se representan los contornos de vorticidad con los álabes en las mismas posiciones que en los contornos de presión. Se muestra también una parte del entorno situada a la derecha del rotor para poder ver el inicio de la estela. Se ha representado la componente Z de la vorticidad, e, igual que al comparar la vorticidad para diferentes mallas, los valores negativos se

corresponden con torbellinos que giran en el sentido de las agujas del reloj, y los valores positivos se corresponden con torbellinos que giran en el sentido contrario a las agujas del reloj.

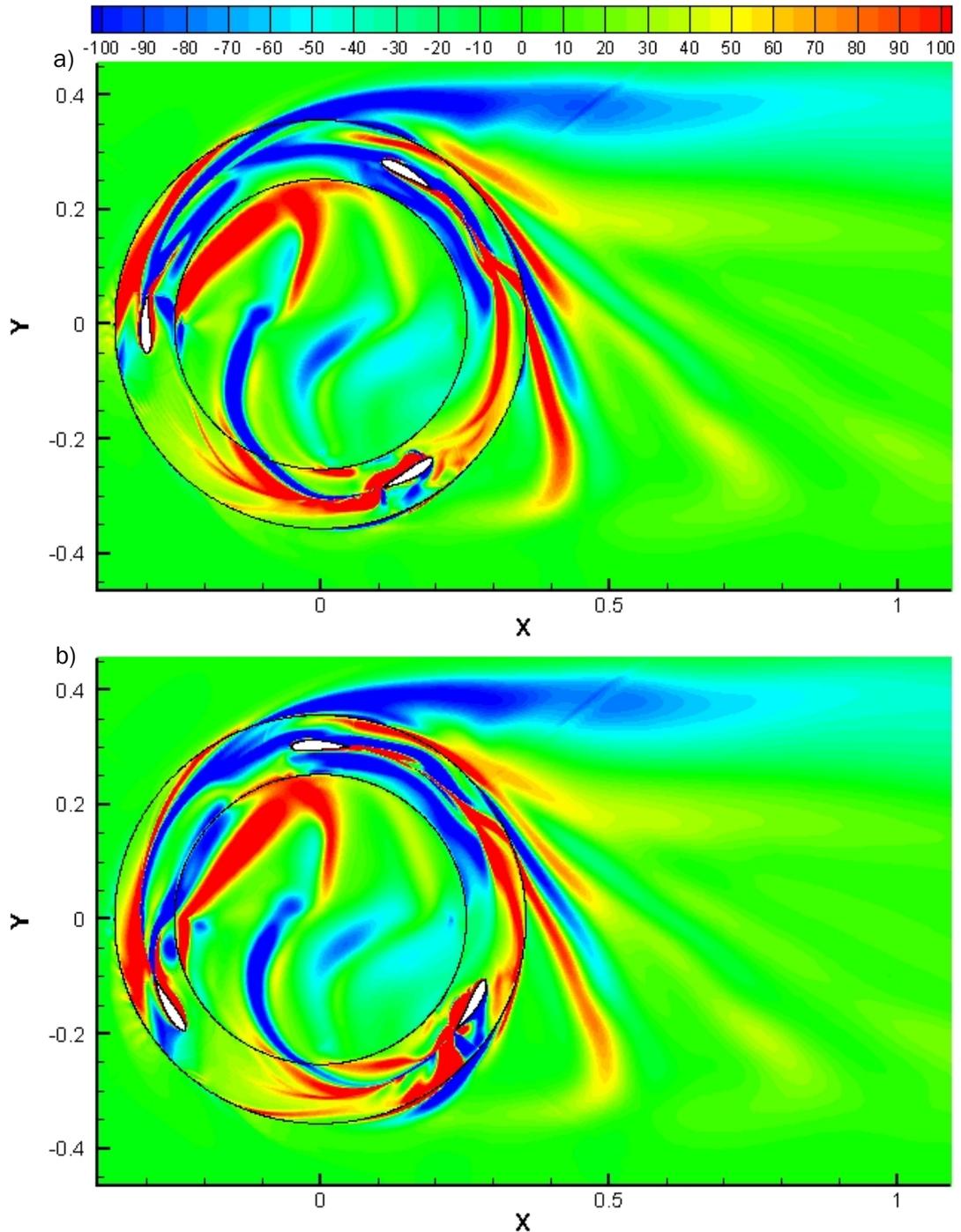


Figura 3.13 Contornos de vorticidad con ángulos de a) 90° y b) 120° (s^{-1})

Al igual que en el caso de los contornos de presión, los extremos de la escala de vorticidad definida no son los límites que hay en el área de trabajo, hay valores de la vorticidad mayores que el extremo superior de la escala, y valores

de la vorticidad menores que el extremo inferior, pero se ha escalado así para una mejor apreciación de los contornos. Estas zonas se representan en el color del valor extremo de la escala.

En estos contornos de velocidad se puede ver que se produce un torbellino permanente en la parte superior del rotor. Este torbellino, como es lógico, gira en el sentido de las agujas del reloj debido a que el rotor se mueve en sentido contrario a las agujas del reloj. Se puede apreciar que toda la zona del rotor contiene bastantes torbellinos, como es normal. También se puede ver alguna discontinuidad en las interfaces entre el ambiente y la corona, y la corona y el eje. Estas discontinuidades se deben al cambio del sistema de referencia, en la corona se trabaja con un sistema de referencia móvil rotativo y en el entorno se trabaja con un sistema de referencia fijo. Lo más interesante de los contornos de vorticidad puede ser la estela, que se va a ver en la figura 3.14.

Para analizar la estela se ha representado la magnitud vorticidad, no una componente del vector como se ha hecho anteriormente. Representarlo de esta forma tiene sus ventajas, pues se visualiza más fácilmente la estela, pero tiene el inconveniente de que no se puede apreciar el sentido de giro de los torbellinos. En esta figura se puede apreciar perfectamente la estela del aerogenerador. No se considera una gran estela, comparándola con otras estelas vistas en la bibliografía, pero se ve que cómo comienza con un tamaño similar al del diámetro del rotor y va disminuyendo su intensidad y apaciguándose.

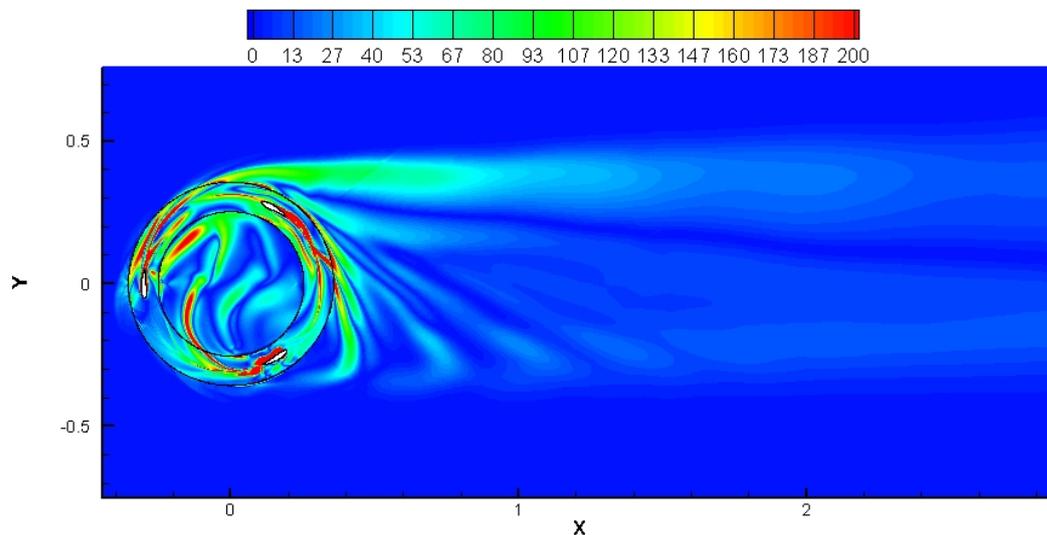


Figura 3.14 Contornos de vorticidad estela (s^{-1})

Así se termina el análisis de los resultados de las diferentes simulaciones llevadas a cabo para realizar el diseño del aerogenerador.

4 Análisis paramétrico: Influencia del ángulo de pitch

En este capítulo se va a llevar a cabo el estudio de la influencia que tiene el ángulo de pitch sobre el comportamiento de una turbina de eje vertical, empleando aire como fluido de trabajo.

Para realizar este análisis, primero se va a realizar una comparación de las distintas curvas características, para sacar conclusiones y analizar finalmente el patrón de flujo en las condiciones que se establecerán como condiciones de diseño.

Como lo que se quiere es ver la influencia del ángulo de pitch, se va a comenzar con un modelo en el cual los álabes se encuentran con un pitch de 0° , para continuar con otro modelo en el cual los álabes se han configurado con un pitch de -6° y finalizar con un modelo con los álabes con un pitch de -12° .

El resto de parámetros, tanto geométricos como físicos se mantienen igual que en el estudio de diseño del aerogenerador.

Por diferentes motivos, para realizar este análisis paramétrico se ha empleado una malla diferente a la malla empleada para el diseño del aerogenerador, pero esto no supone ningún problema, pues lo importante es que los tres modelos que se van a emplear en este análisis partan de la misma malla. En este caso no es tan importante las dimensiones de la malla como el efecto que provoca un cambio en el ángulo de pitch. Las mallas que se emplean para este diseño paramétrico se componen de 165.518 celdas.

Inicialmente se intentó seguir utilizando la misma malla que la utilizada como malla de estudio en el diseño del aerogenerador, pero surgieron algunos problemas. Finalmente se decidió emplear un modelo más simple para realizar estos cambios en el ángulo de pitch. Se probó con dos perfiles diferentes, un NACA 4518, que es el perfil empleado para el diseño del aerogenerador, y un NACA 7425. Se decidió emplear el NACA 4518, por ser el mismo perfil que en el resto del estudio.

A continuación, en las figuras 4.1, 4.2 y 4.3 se muestran un álabes para cada caso, para un ángulo de pitch de 0° , -6° y -12° , respectivamente.

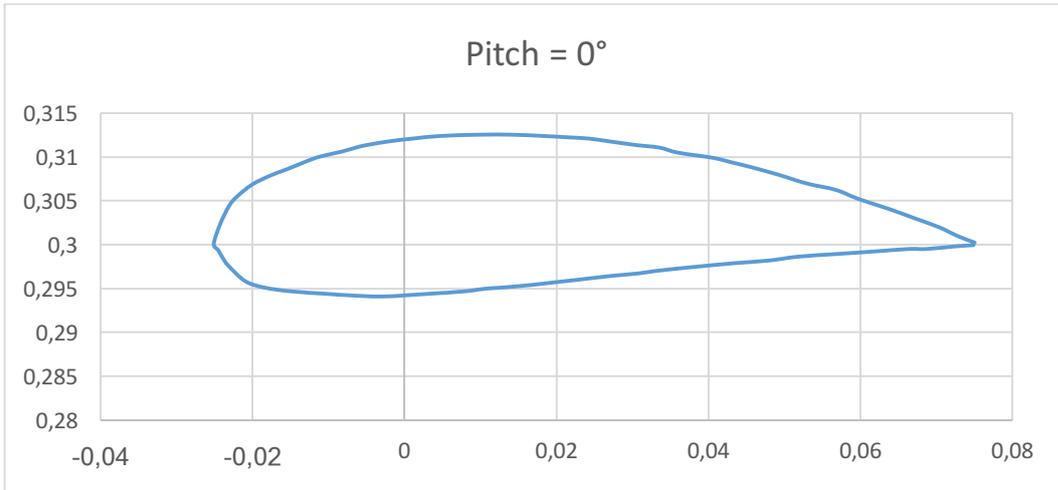


Figura 4.1 Perfil del álabe con un ángulo de pitch de 0°

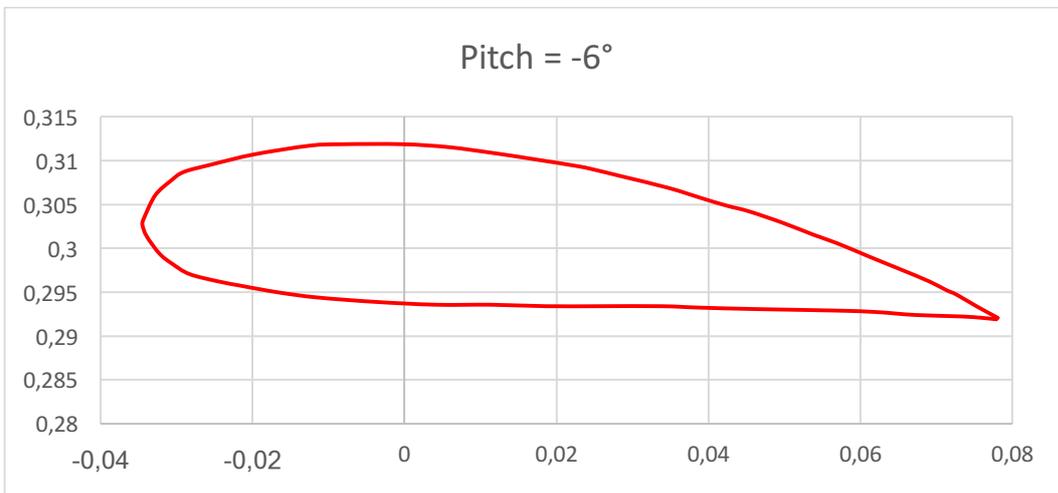


Figura 4.2 Perfil del álabe con un ángulo de pitch de -6°

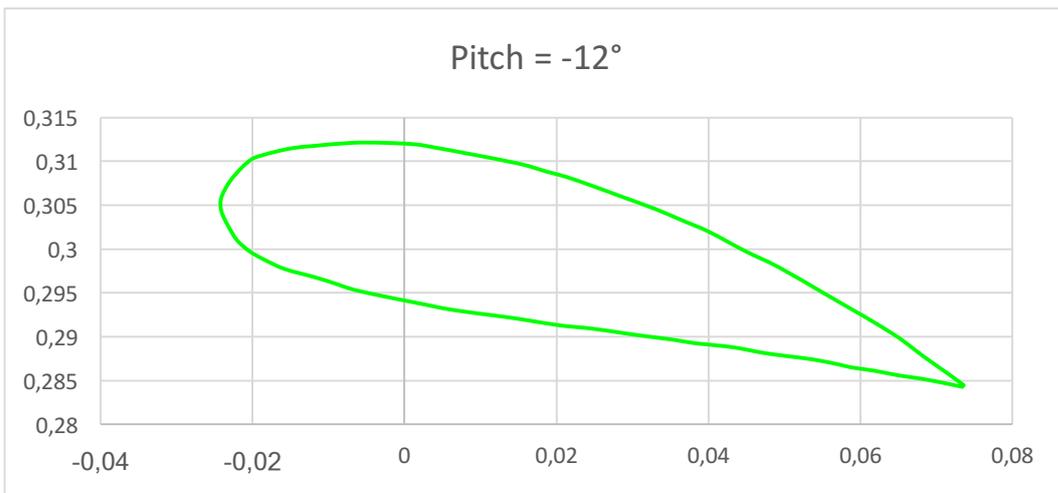


Figura 4.3 Perfil del álabe con un ángulo de pitch de -12°

El procedimiento numérico y de validación de resultados empleado en este apartado del estudio son los mismos que los empleados en el estudio de diseño del aerogenerador.

Una vez definido el análisis paramétrico que se va a realizar y saber qué configuración de los álabes se va a emplear, se procede a realizar las diferentes simulaciones.

4.1 Curvas características

En este apartado se van a analizar las curvas características obtenidas en las simulaciones realizadas con diferentes ángulos de pitch, es decir, la representación del coeficiente de potencia, C_p , frente al coeficiente de velocidad, TSR.

Para obtener las curvas características se ha operado igual que en el caso del diseño del aerogenerador, se ha ido obteniendo el coeficiente de par de cada simulación, que al multiplicarlo por el TSR da el coeficiente de potencia. Después de realizar un número de simulaciones para diferentes velocidades de giro de la turbina que permita conformar la curva característica, se procede a preparar otro modelo con el ángulo de pitch elegido para ser simulado a continuación.

En la figura 4.4 se muestran las curvas características obtenidas en las simulaciones para los ángulos de pitch de 0° , -6° y -12° . Se muestra principalmente el área positiva de las curvas, pues es el área de funcionamiento como turbina. En el anexo se muestran las tablas con los valores para cada régimen de giro simulado.

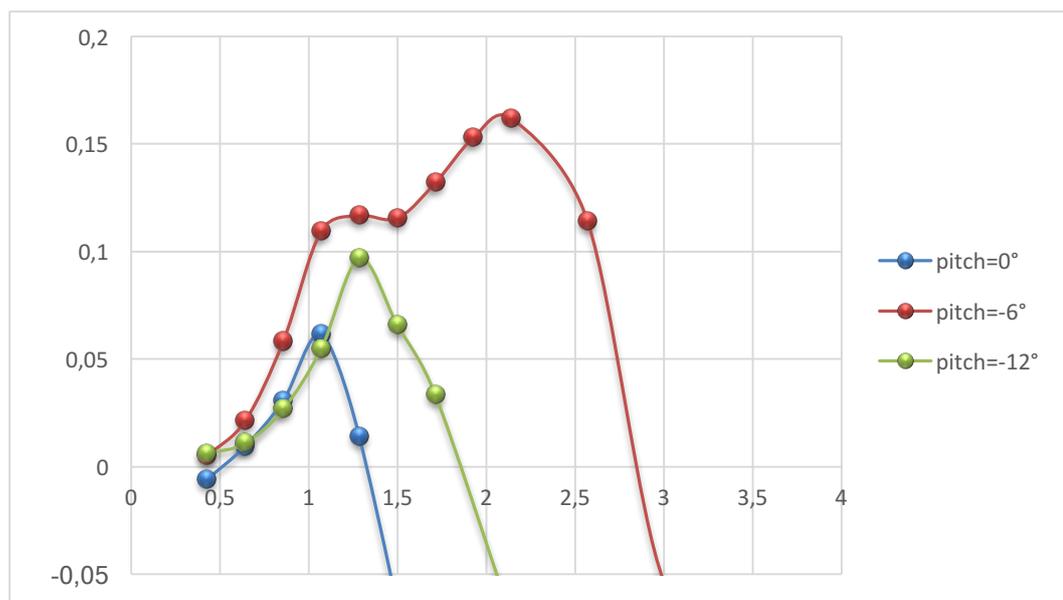


Figura 4.4 Comparación curvas características con diferentes ángulos de pitch

De la figura anterior se puede obtener una serie de conclusiones:

- El modelo con el que se obtiene un mayor rendimiento de la turbina es el modelo con un ángulo de pitch igual a -6° , que llega a obtener casi el triple del rendimiento máximo que se obtiene con la configuración de ángulo de pitch igual a 0° .
- Viendo el aumento del rendimiento obtenido con la disminución del valor del ángulo de pitch, el paso de 0° a -6° , se podría pensar que cuanto mayor sea la amplitud del ángulo de pitch, mayor sería el rendimiento. Esto se ve desmentido por la curva característica del modelo con ángulo de pitch igual a -12° , en el que se obtiene un rendimiento inferior al de -6° . En la figura 4.5 se pueden apreciar los valores de C_p máximos para cada ángulo de pitch.
- Al igual que con el rendimiento ocurre con el rango de TSR con funcionamiento como turbina, el ángulo de pitch incrementa este rango, pero no aumenta según se incrementa la amplitud del ángulo de pitch de forma indefinida, pues para un ángulo de pitch de -12° , el rango disminuye con respecto al ángulo de pitch de -6° , aunque sigue siendo mayor que el rango de ángulo de pitch de 0° . En la tabla 4.1 se pueden apreciar los rangos de funcionamiento para un C_p igual a 0 e igual a 0,5.

Tabla 4.1 Rangos de TSR

Ángulo de pitch	0°	-6°	-12°
Rango de TSR $C_p > 0$	0,5-1,3	0,45-2,85	0,45-1,8
Rango de TSR $C_p > 0,05$	0,95-1,2	0,8-2,75	1,05-1,65

- En cuanto a la capacidad de autoarranque de la turbina, en la figura 4.4 se ve que para un ángulo de pitch igual a 0° , a un TSR de 0,5, el C_p obtenido es negativo, por lo que en este caso se necesitaría un motor que acelerase la turbina para ponerla en régimen de funcionamiento. En los dos casos en los que se ha introducido un ángulo de pitch se puede apreciar que a ese mismo TSR, se obtiene un C_p positivo, por lo que se podrían tener capacidad de autoarranque.

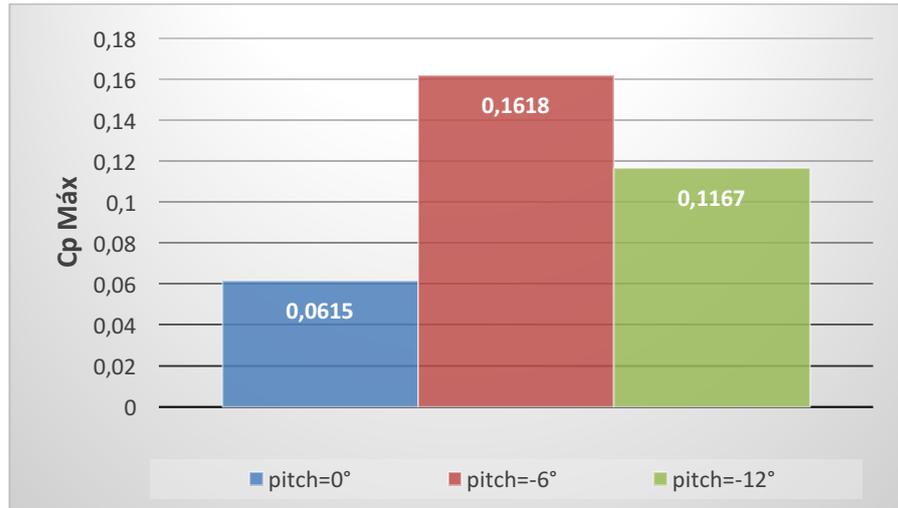


Figura 4.5 Comparación C_p puntos de diseño

En la figura 4.6 se puede apreciar una gráfica polar en la que se comparan los coeficientes de potencia medios e instantáneos correspondientes a los modelos con ángulo de pitch igual a 0° , -6° y -12° . Se puede observar que la forma que generan los coeficientes de potencia instantáneos son bastante similares, teniendo todos los modelos una parte negativa. Esta parte negativa del coeficiente instantáneo no se ha podido percibir en ninguna de las gráficas realizadas anteriormente en este análisis paramétrico. No se produce esta similitud si se tiene en cuenta la magnitud, es decir, el coeficiente medio, como se ha visto en la figura 4.5.

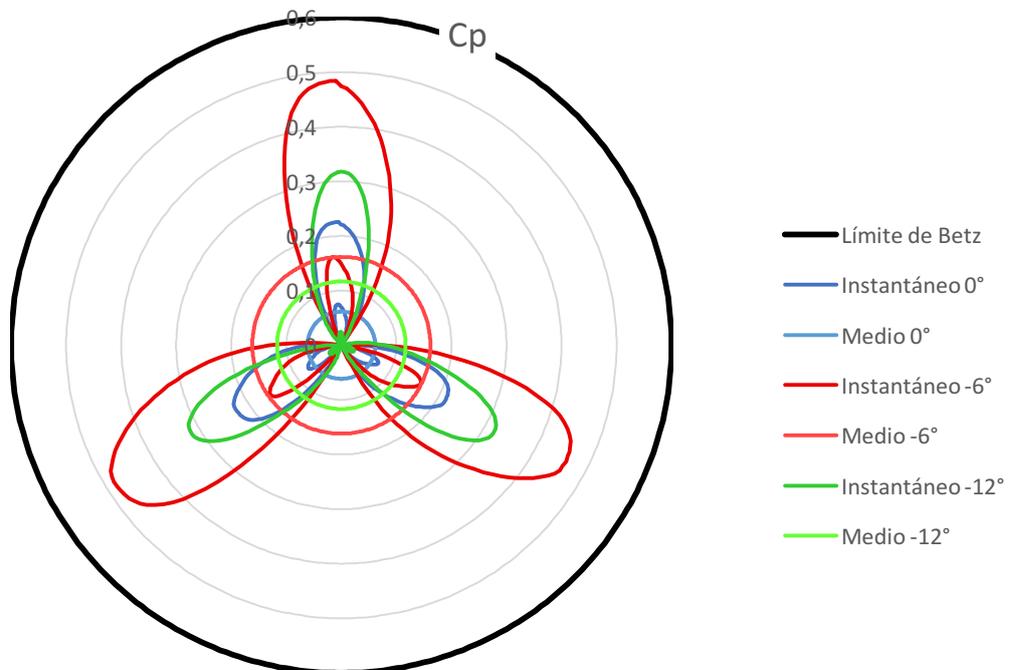


Figura 4.6 Gráfica polar del coeficiente de potencia

4.2 Patrón de flujo en condiciones de diseño

Una vez conformadas las curvas características de cada modelo, se puede apreciar el punto de diseño, C_p máximo. A continuación, se va a realizar una comparación entre los patrones de flujo de los diferentes modelos, en las condiciones de diseño correspondientes a cada uno. Estas condiciones de diseño están representadas en la Tabla 4.2.

Tabla 4.2 Puntos de diseño

Ángulo de pitch	de TSR	C_p
0°	1,0714	0,0615
-6°	2,1429	0,1618
-12°	1,2857	0,1167

Inicialmente se van a representar los contornos de presión. En la figura 4.7 se puede apreciar la comparación de los contornos de presión para la posición del rotor con los álabes a 0°, 120° y 240°. De esta comparativa se pueden obtener explicaciones a los resultados de los coeficientes de potencia obtenidos. En la figura 4.7 a) se puede observar que no hay una diferencia muy grande entre las presiones que hay en el intradós y en el extradós. Esta diferencia de presiones es lo que provoca que luego se tenga un coeficiente de potencia mayor o menor, cuanto mayor sea esta diferencia, mayor será el coeficiente obtenido. En la figura 4.7 b) es en la que se puede apreciar una mayor diferencia de presiones, se ve que a un lado hay una de altas presiones (zona roja) y al otro una zona de bajas presiones (zona azul), claramente identificables. Este modelo es el de ángulo de pitch de -6° que es el que tiene un coeficiente de potencia mayor. Finalmente, en la figura 4.7 c) se ve que no hay diferencias de presión tan grandes como en el caso anterior, pero se aprecia que hay una mayor diferencia de presión que en el caso de pitch=0°. Esta diferencia se puede apreciar bastante clara en el álabe superior.

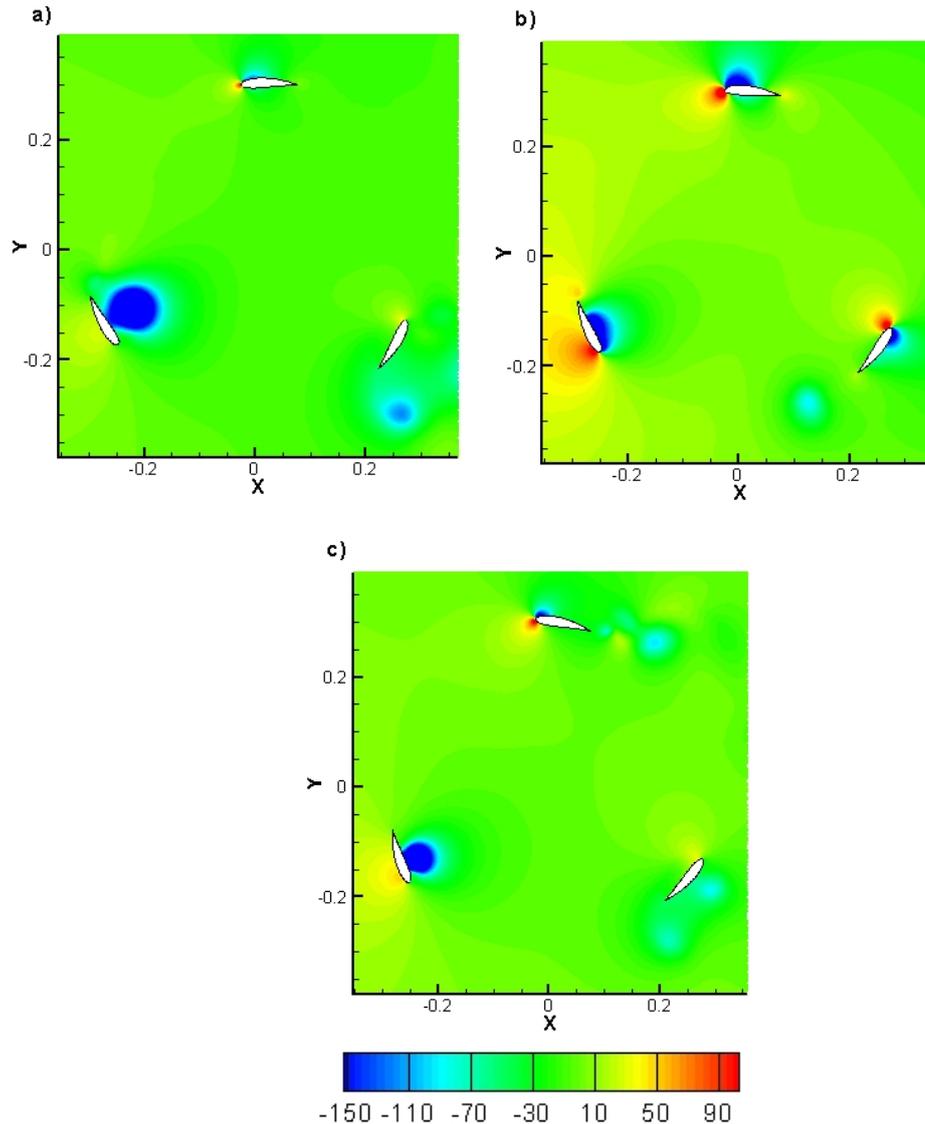


Figura 4.7 Comparación contornos de presión (Pa) para a) $\text{pitch}=0^\circ$, b) $\text{pitch}=-6^\circ$ y c) $\text{pitch}=-12^\circ$ cuando los álabes están en posiciones 0° , 120° y 240°

En la figura 4.8 se pueden ver la comparación de contornos de presión para la posición del rotor con los álabes a 60° , 180° y 300° . Al igual que en el análisis de la figura anterior, se pueden apreciar las diferencias de presiones que se dan en cada álabes, aunque con los álabes en estas posiciones, las diferencias entre cada ángulo de pitch no son tan claras como en la figura 4.7. En la figura 4.7 a) cabe destacar el álabes que se encuentra a 300° , pues prácticamente no hay diferencia de presiones en su entorno. Las figuras 4.7 b) y 4.7 c) son bastante similares, salvo por el hecho de que en el álabes situado a 60° , la diferencia de presiones para un ángulo de pitch de -6° es sensiblemente mayor que para un ángulo de pitch de -12° , lo cual es entendible, pues el coeficiente de potencia obtenido de este último caso es menor. También es digno de destacar la diferencia de ubicación de las zonas de bajas presiones en los

álabes situados a 180° y 300° , se puede observar cómo mientras en un caso la zona de bajas presiones se sitúa en la cabeza del álabe, en el otro se sitúa en la cola, y viceversa.

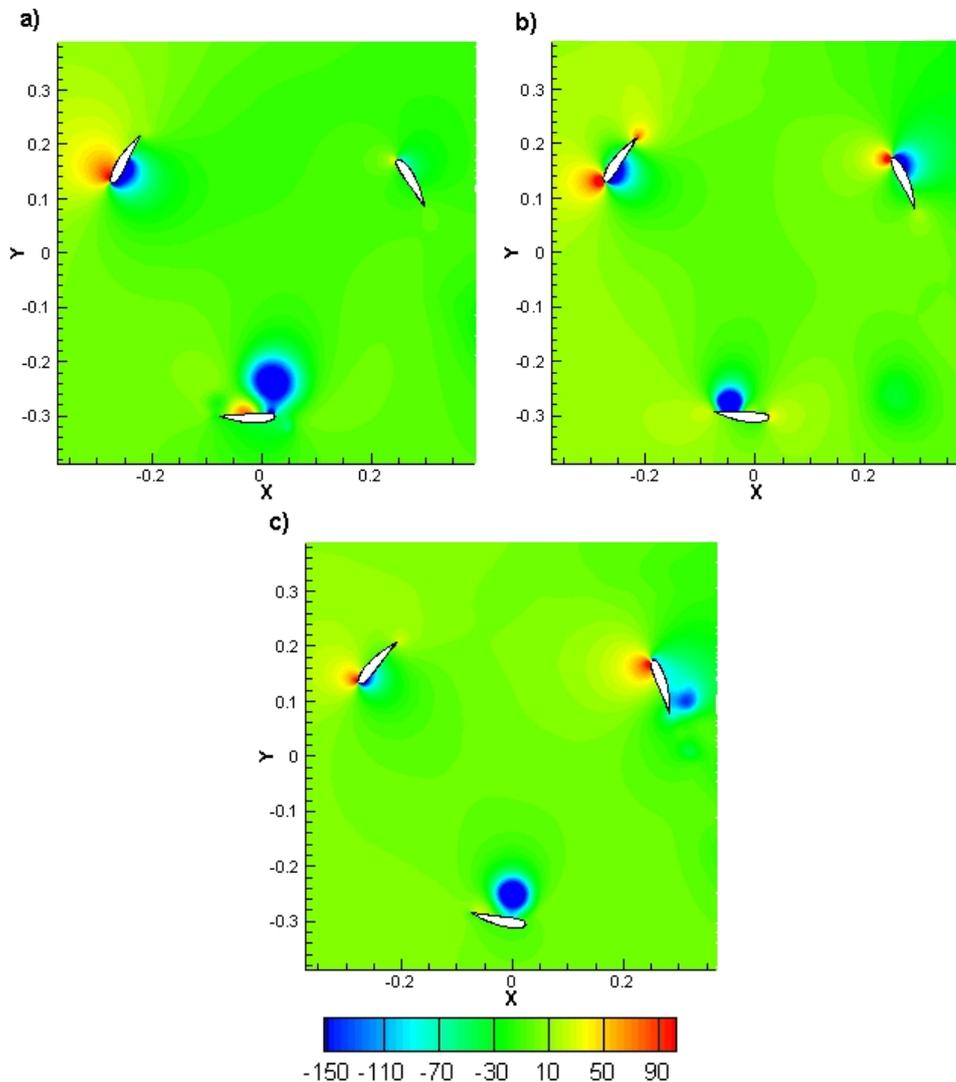


Figura 4.8 Comparación contornos de presión (Pa) para a) $pitch=0^\circ$, b) $pitch=-6^\circ$ y c) $pitch=-12^\circ$ cuando los álabes están en posiciones 60° , 180° y 300°

Una vez se han analizado los contornos de presión, se van a analizar los contornos de vorticidad. En la figura 4.9 se puede ver una comparación entre los contornos de vorticidad para los diferentes ángulos de pitch propuestos. Se ha representado la componente Z de la vorticidad, por lo tanto, las zonas con una vorticidad negativa (zonas azules) son aquellas en las que se producen torbellinos con el fluido girando en el sentido de las agujas del reloj, y las zonas con una vorticidad positiva (zonas rojas) son aquellas en las que se producen torbellinos en los que el fluido gira en el sentido contrario a las agujas del reloj.

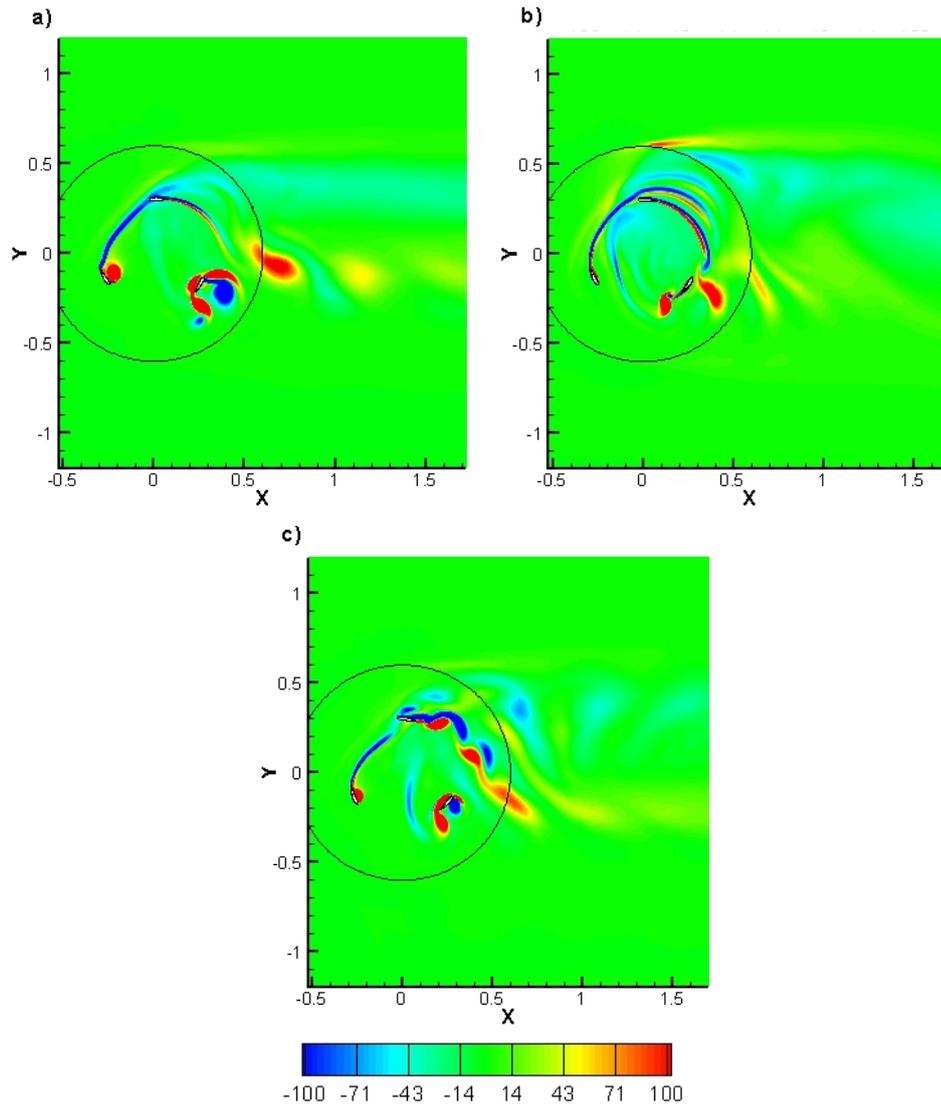


Figura 4.9 Comparación contornos de vorticidad (s^{-1}) para a) $pitch=0^\circ$, b) $pitch=-6^\circ$ y c) $pitch=-12^\circ$ cuando los álabes están en posiciones 0° , 120° y 240°

En la figura 4.10 se puede ver la comparativa de contornos de velocidad cuando los álabes se encuentran en las posiciones de 60° , 180° y 300° . Tanto en la figura anterior como en ésta, se puede apreciar cómo los torbellinos con el flujo girando en sentido contrario a las agujas del reloj (zonas rojas y amarillas) se sitúan en la parte inferior de la estela, mientras que los torbellinos con el flujo girando en sentido de las agujas del reloj (zonas azules) se sitúan en la parte superior de la estela.

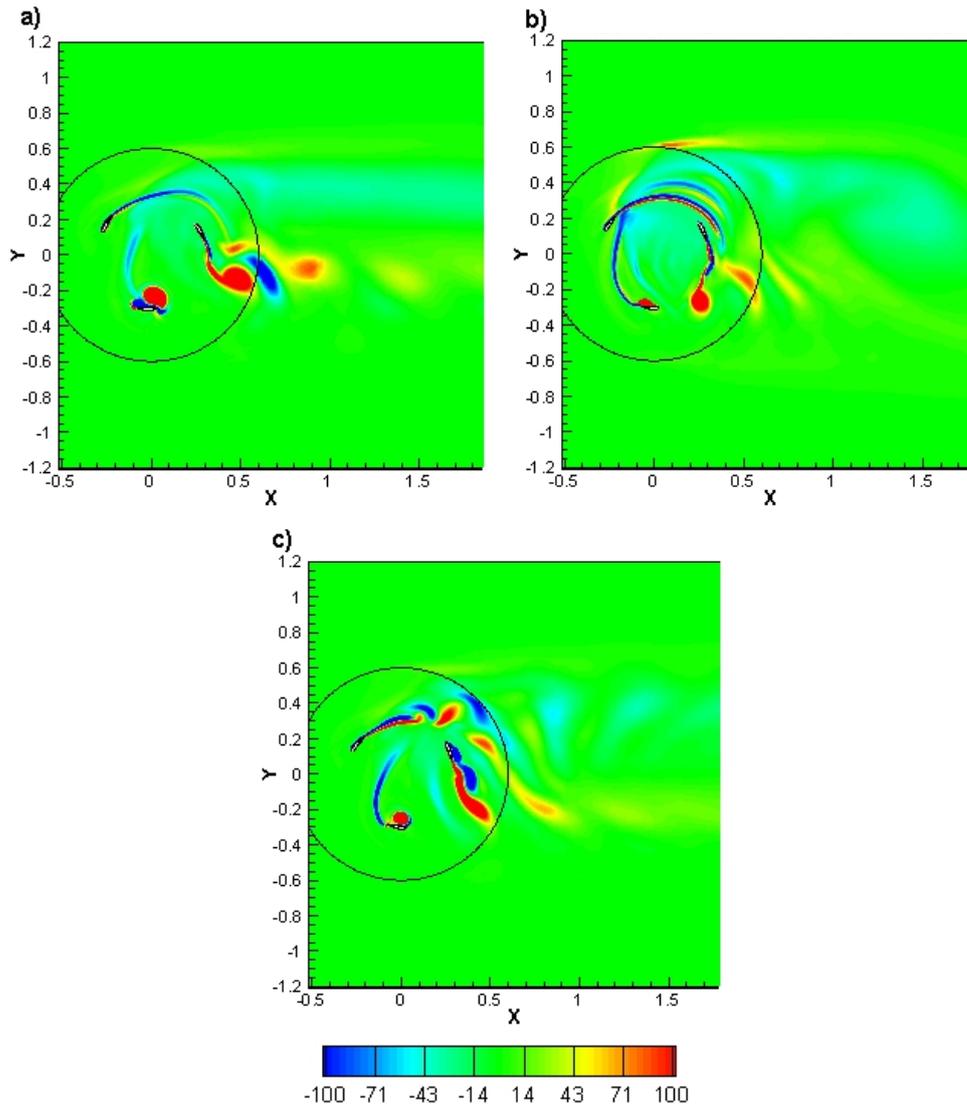


Figura 4.10 Comparación contornos de vorticidad (s^{-1}) para a) $pitch=0^\circ$, b) $pitch=-6^\circ$ y c) $pitch=-12^\circ$ cuando los álabes están en posiciones 60° , 180° y 300°

En la figura 4.11 se pueden ver los vectores velocidad en el entorno del álabe situado en una posición de 0° , para los tres casos estudiados, es decir, ángulos de pitch de 0° , -6° y -12° . Estos vectores se han coloreado en función de la presión que hay en la zona en la que se encuentran. También se han incluido algunas líneas de corriente, en color gris, que representan las trayectorias de diferentes puntos del fluido, esto facilita enormemente la visualización de los vectores de velocidad. Se puede apreciar que las zonas con alta presión tienen bajas velocidades, y que las zonas con baja presión tienen altas velocidades.

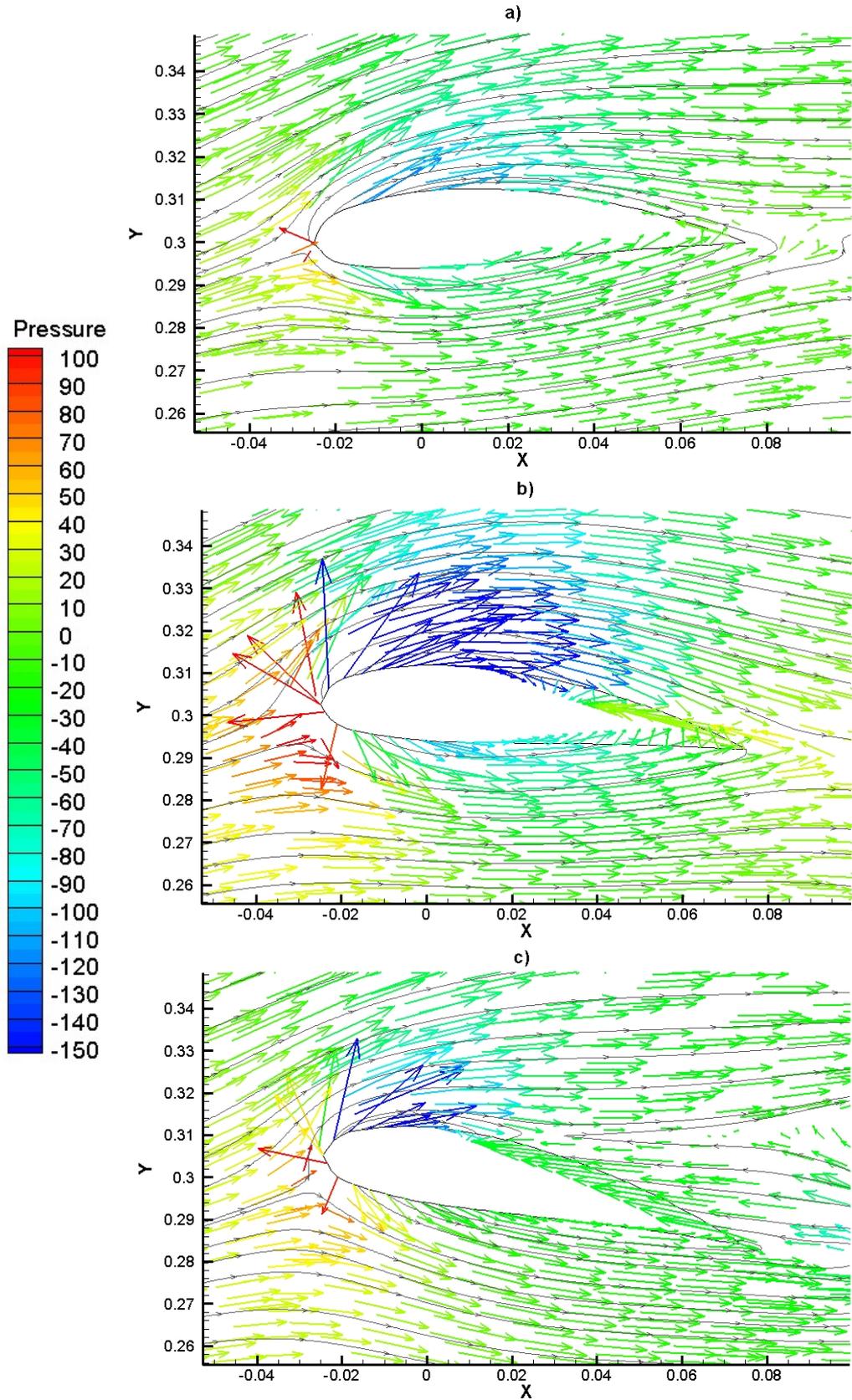


Figura 4.11 Comparación vectores de velocidad para a) $\text{pitch}=0^\circ$, b) $\text{pitch}=-6^\circ$ y c) $\text{pitch}=-12^\circ$ cuando el álabe está en posición 0°

También se puede apreciar cómo va aumentando la zona de recirculación, que es la zona en la que, tras haber pasado de largo el álabe, el flujo vuelve otra vez hacia el álabe.

En la figura 4.12 se ve más en detalle estas zonas de recirculación, que se pueden identificar por los vectores de velocidad que se encuentran en sentido contrario al sentido de la corriente entrante de aire. Claramente se aprecia cómo, tanto la cantidad de vectores dibujado, como su tamaño, aumenta, siendo este aumento indicativo de que la zona de recirculación ha incrementado su tamaño, y que en estas zonas el fluido se mueve a mayor velocidad, respectivamente. En la figura 4.12 a), correspondiente con un ángulo de pitch igual a 0° , se puede apreciar una zona de recirculación muy pequeña, mientras que en la figura 4.12 b), ángulo de pitch igual a -6° , y, sobre todo, en la figura 4.12 c), ángulo de pitch igual a -12° , las zonas de recirculación son sensiblemente mayores.

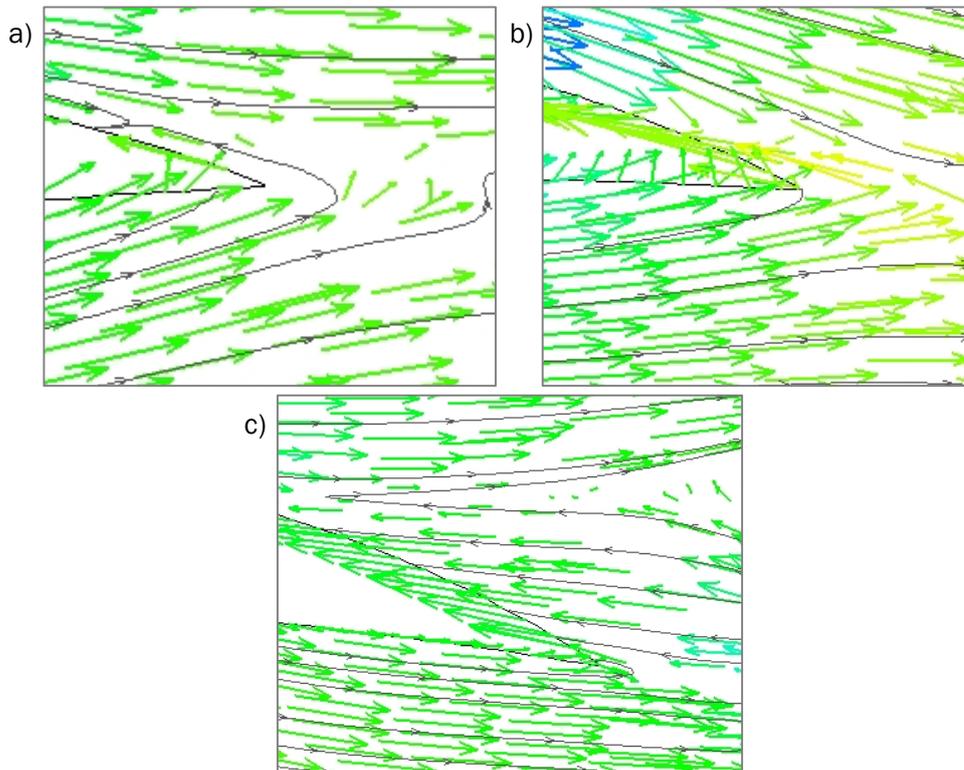


Figura 4.12 Detalle zonas de recirculación con el álabe en posición 0° para ángulos de pitch igual a a) 0° , b) -6° y c) -12° cuando el álabe está en posición 0°

A continuación, en las siguientes figuras, de la figura 4.13 hasta la figura 4.17, se van a presentar los vectores de velocidad en los álabes situados cada 60° . De estas figuras cabe destacar cómo se perciben los torbellinos en las figuras 4.14 y 4.15, en las que se puede apreciar perfectamente el sentido de giro, que coincide con el sentido de giro que se había dicho que tenían al analizar las figuras 4.9 y 4.10.

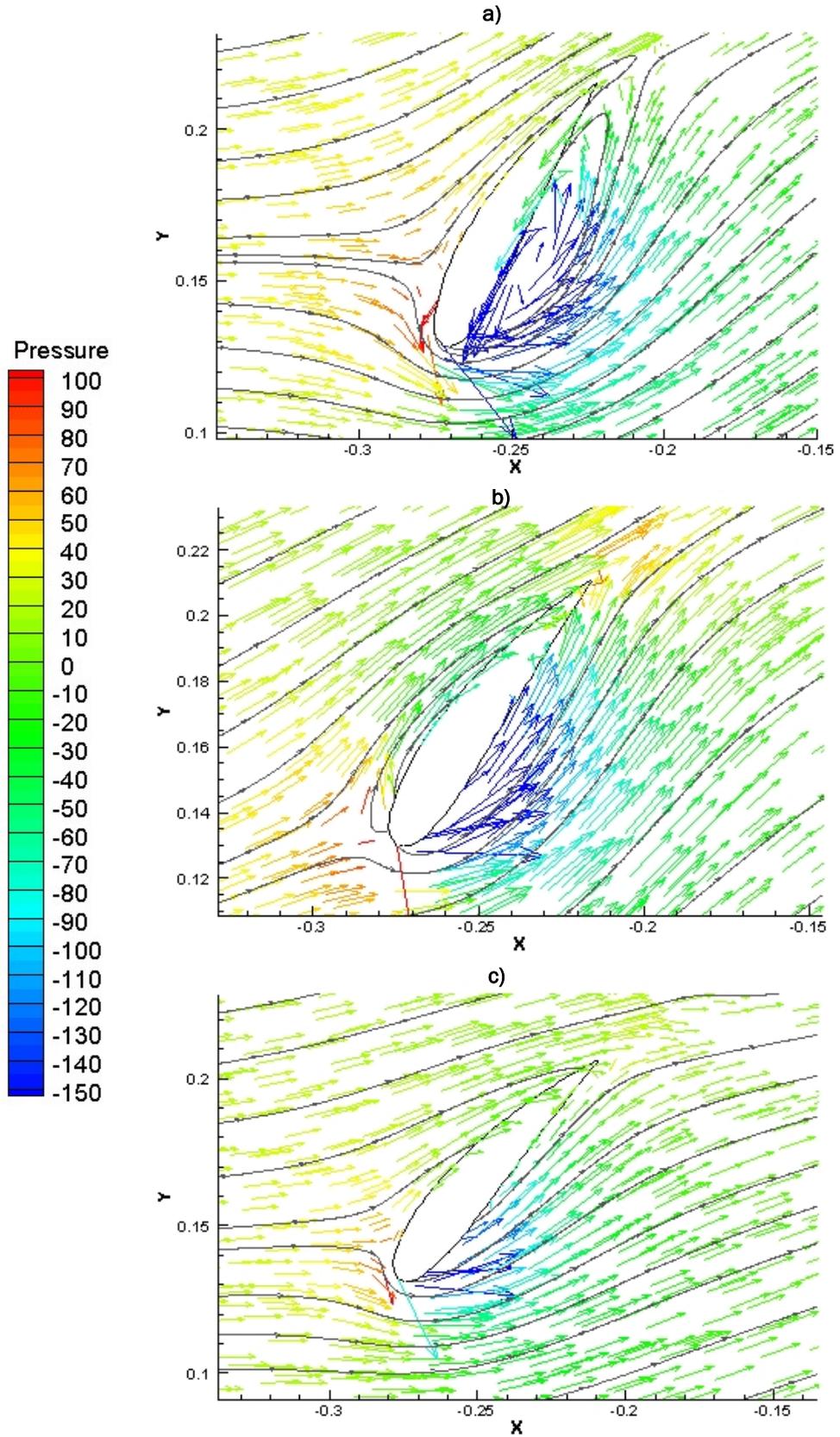


Figura 4.13 Comparación vectores de velocidad para a) $\text{pitch}=0^\circ$, b) $\text{pitch}=-6^\circ$ y c) $\text{pitch}=-12^\circ$ cuando el álabe está en posición 60°

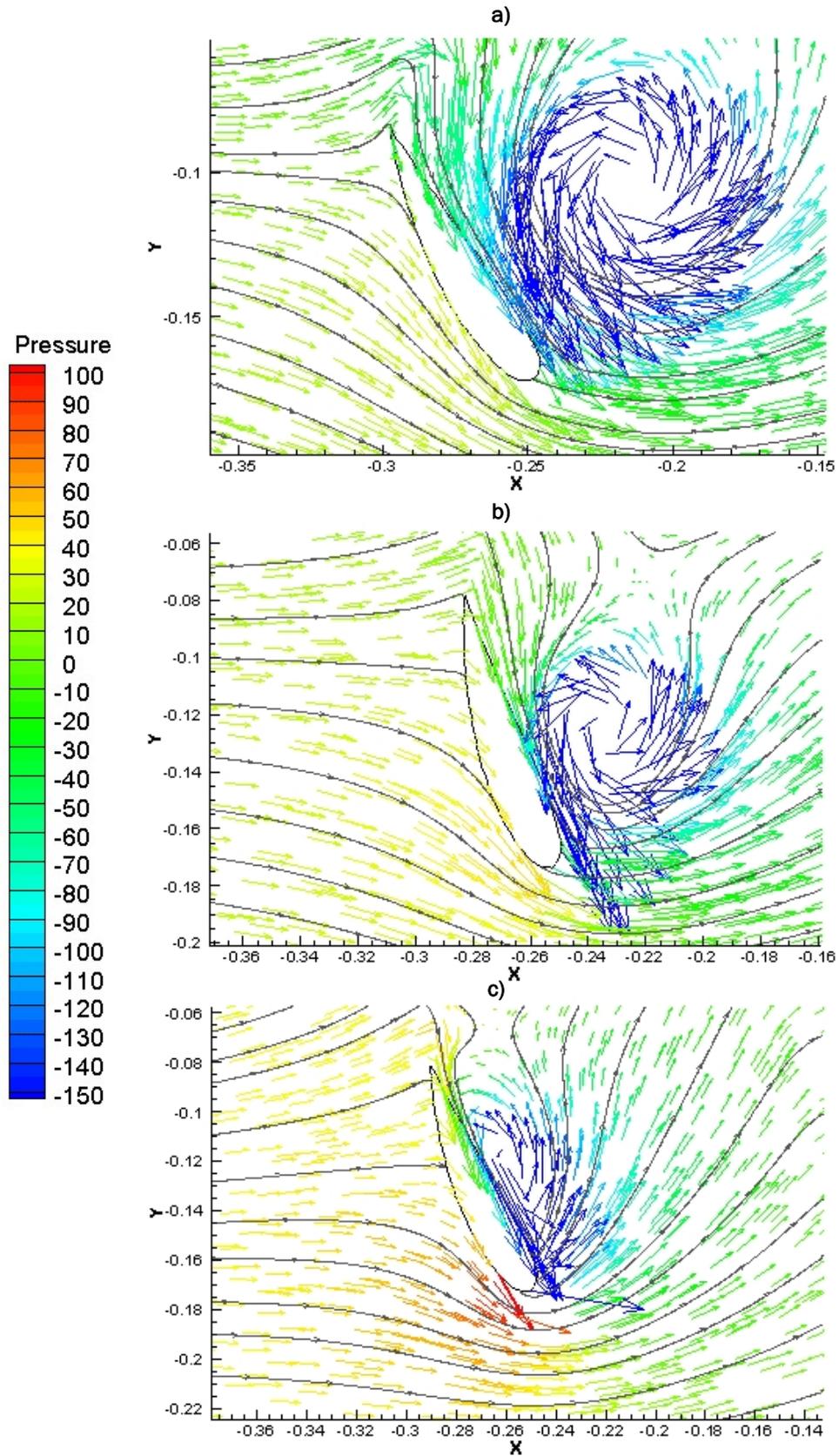


Figura 4.14 Comparación vectores de velocidad para a) $\text{pitch}=0^\circ$, b) $\text{pitch}=-6^\circ$ y c) $\text{pitch}=-12^\circ$ cuando el álabe está en posición 120°

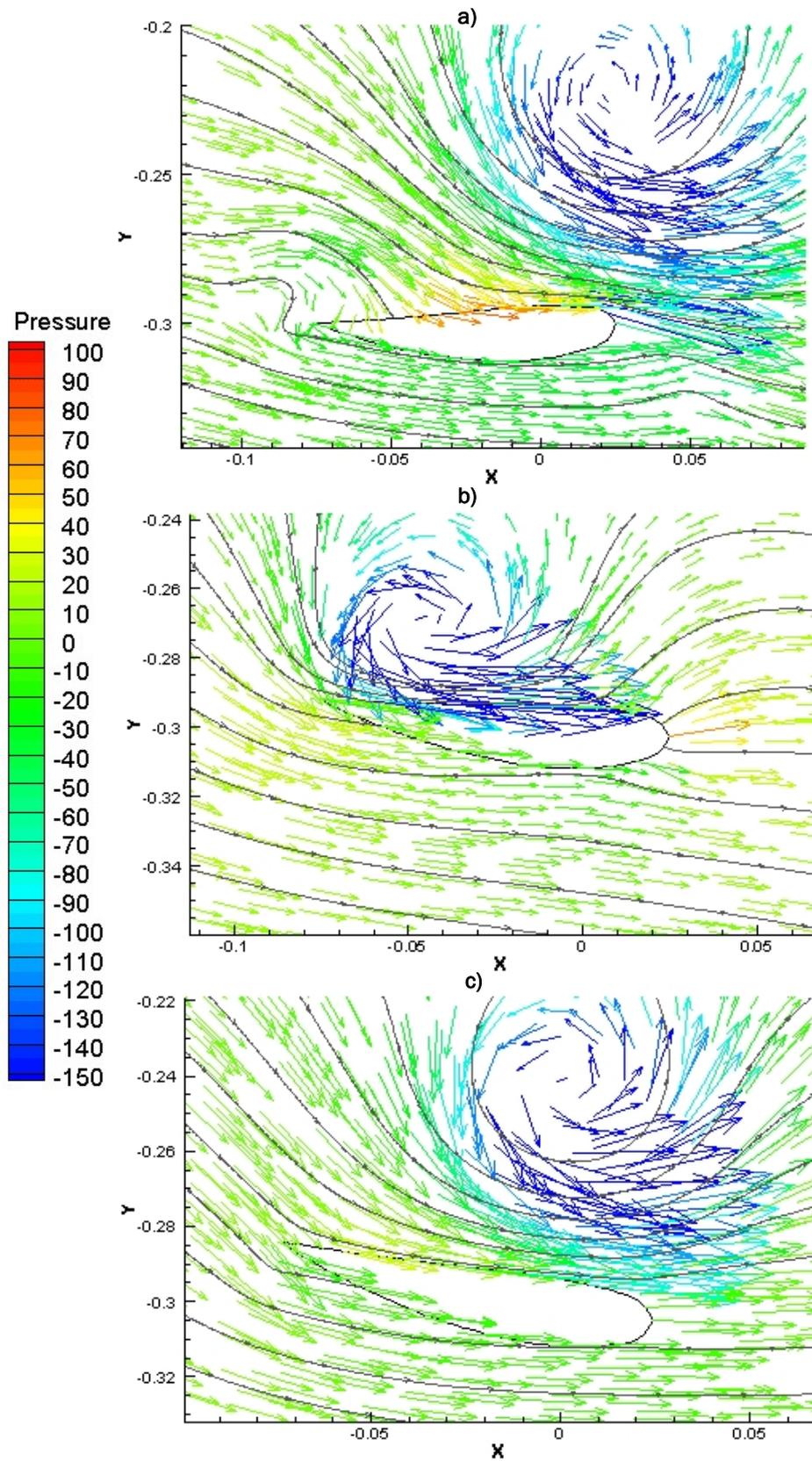


Figura 4.15 Comparación vectores de velocidad para a) $pitch=0^\circ$, b) $pitch=-6^\circ$ y c) $pitch=-12^\circ$ cuando el álabes está en posición 180°

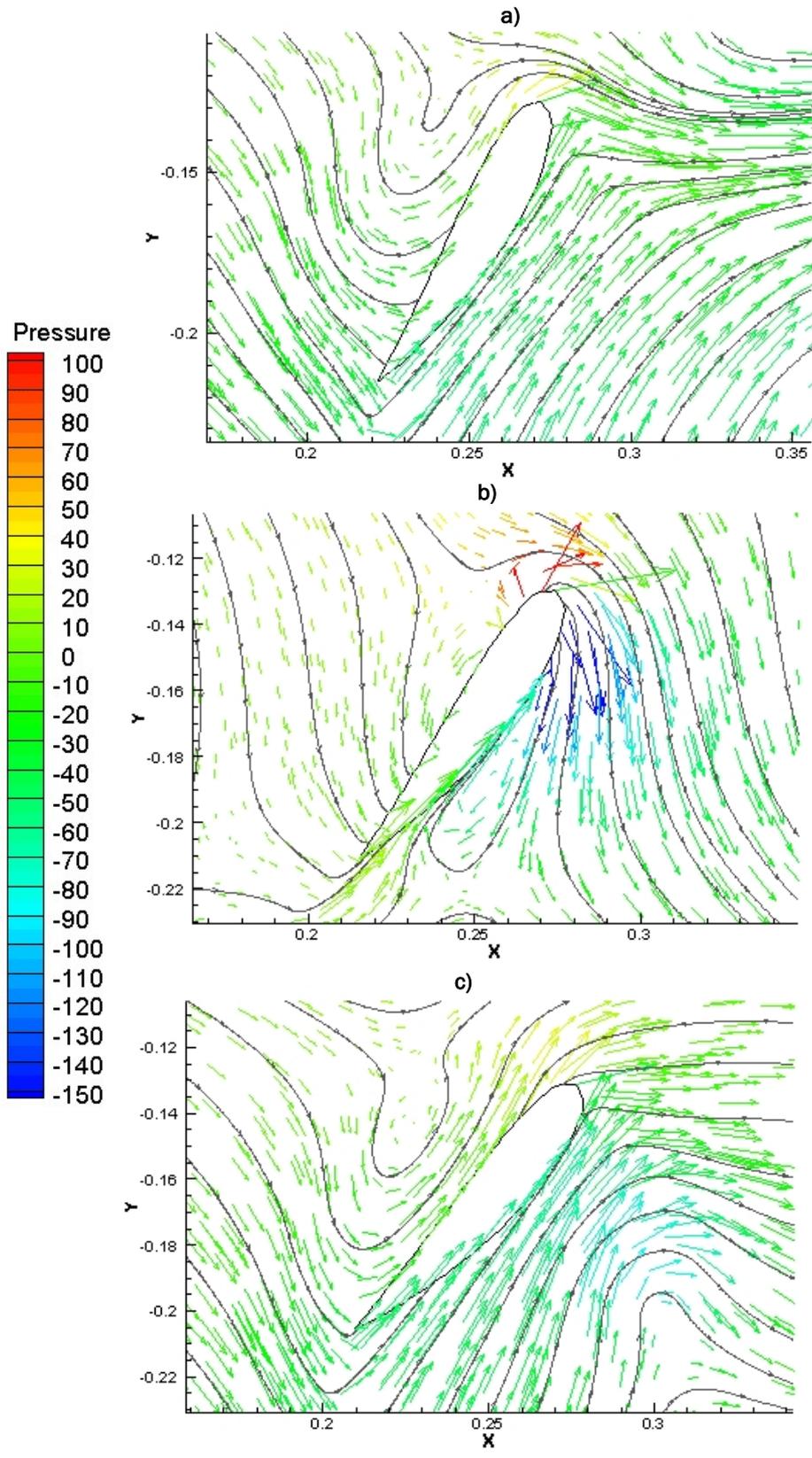


Figura 4.16 Comparación vectores de velocidad para a) $\text{pitch}=0^\circ$, b) $\text{pitch}=-6^\circ$ y c) $\text{pitch}=-12^\circ$ cuando el álabe está en posición 240°

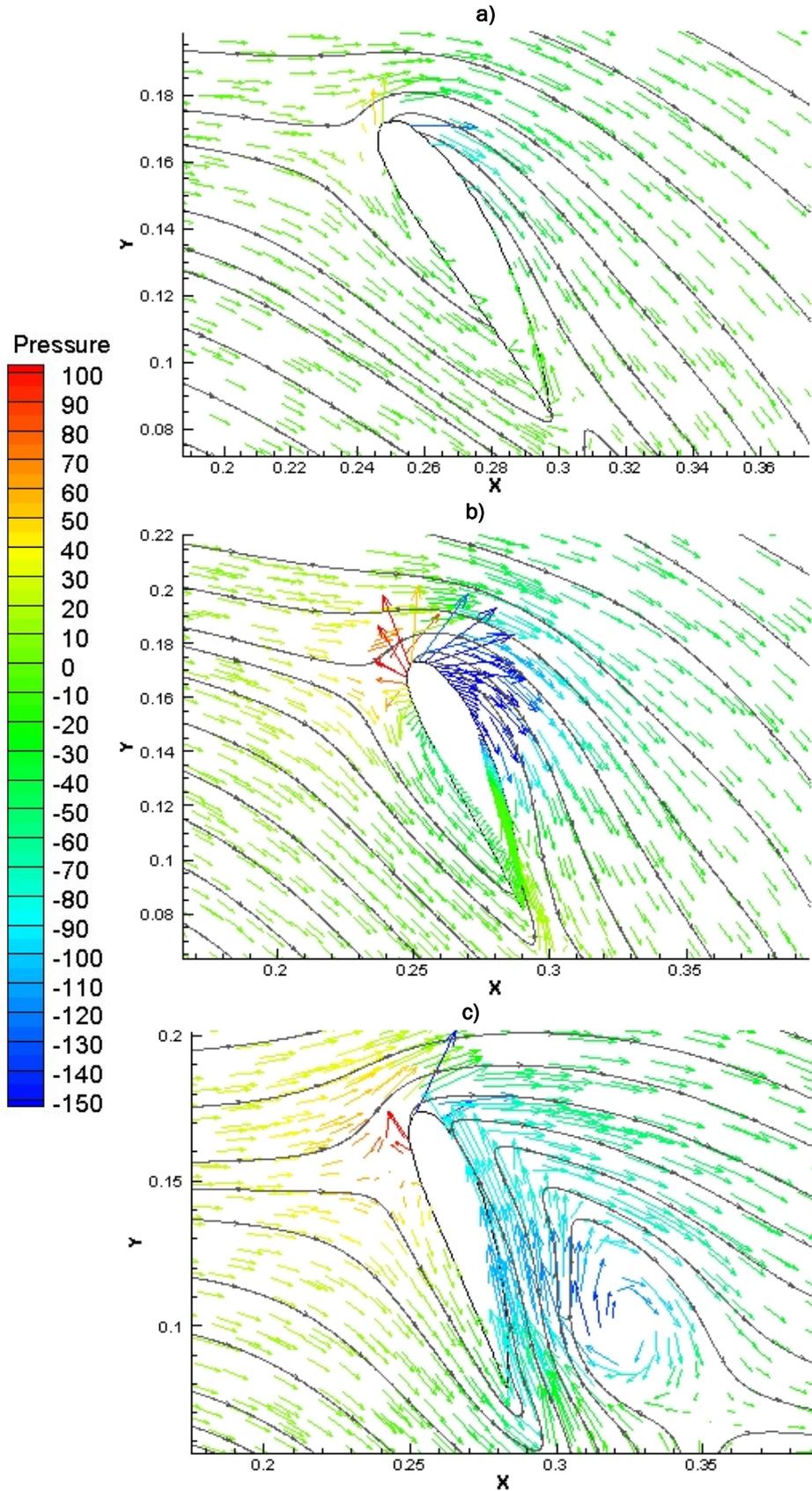


Figura 4.17 Comparación vectores de velocidad para a) $\text{pitch} = 0^\circ$, b) $\text{pitch} = -6^\circ$ y c) $\text{pitch} = -12^\circ$ cuando el álabe está en posición 300°

En las figuras 4.18 y 4.19 se puede ver la comparación de las estelas para los diferentes ángulos de pitch propuestos. Para la correcta identificación de la estela se ha representado la magnitud vorticidad (s^{-1}), que muestra las zonas donde se han producido torbellinos. Se van produciendo los diferentes torbellinos que según se van apaciguando se juntan para formar la estela del aerogenerador. Este resultado permite establecer la distancia a la que se amortiguan los torbellinos e indica dónde habría que colocar una segunda turbina aguas abajo para que no se vea afectada en exceso por los flujos secundarios provocados por esta turbina.

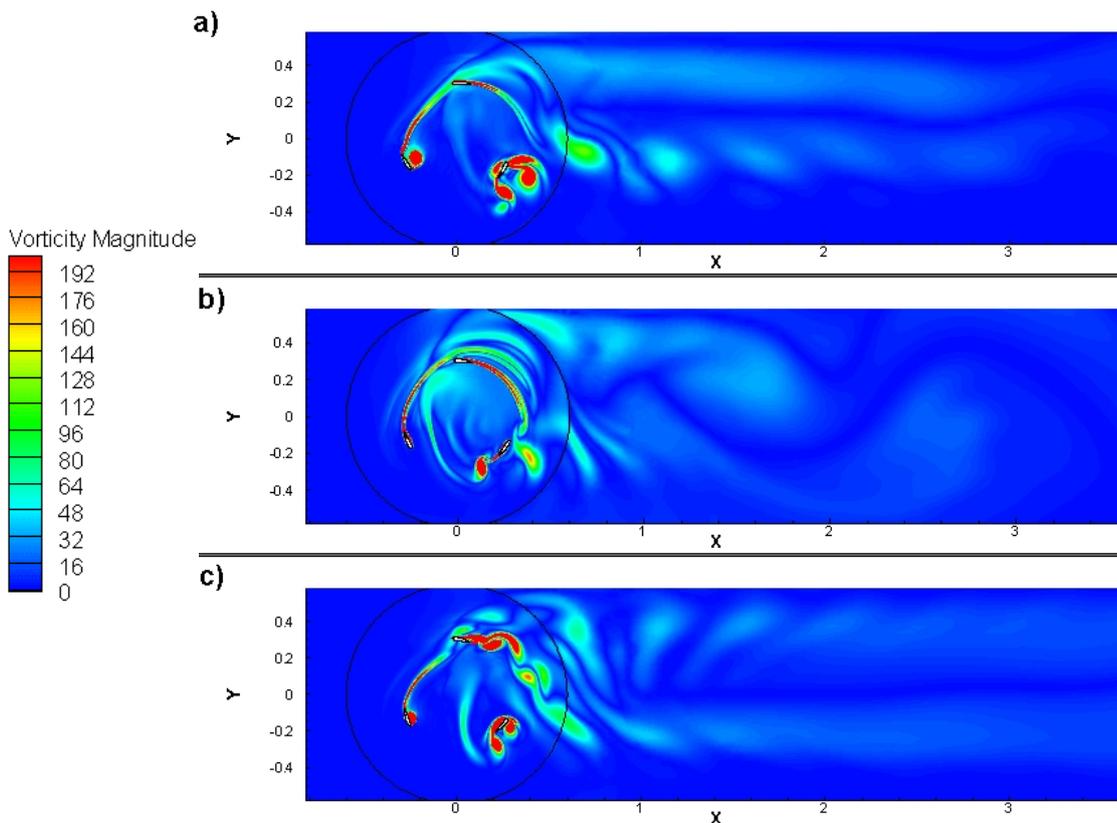


Figura 4.18 Comparación de la estela para a) $\text{pitch}=0^\circ$, b) $\text{pitch}=-6^\circ$ y c) $\text{pitch}=-12^\circ$ cuando los álabes están en posiciones 0° , 120° y 240°

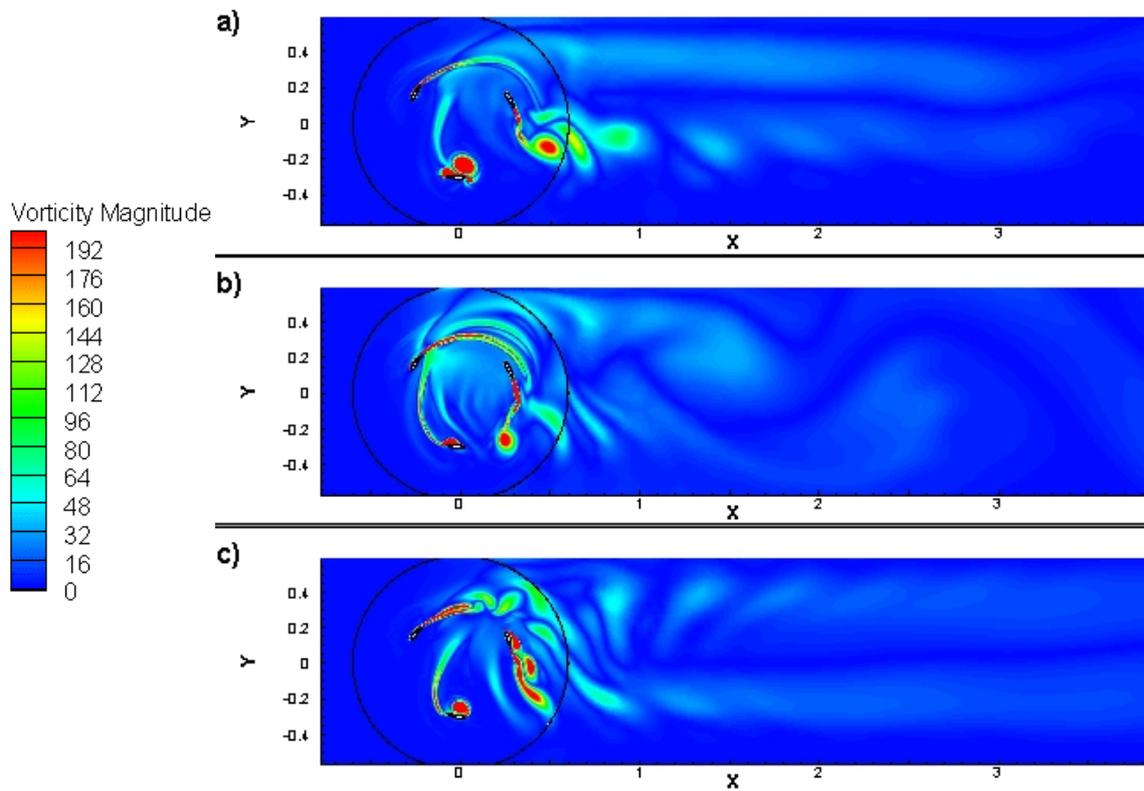


Figura 4.19 Comparación de la estela para a) $\text{pitch}=0^\circ$, b) $\text{pitch}=-6^\circ$ y c) $\text{pitch}=-12^\circ$ cuando los álabes están en posiciones 60° , 180° y 300°

Así se finaliza el análisis paramétrico del aerogenerador. Las conclusiones obtenidas de este análisis se exponen en el Capítulo 5.

5 Conclusiones y trabajos futuros

En este capítulo se van a exponer los resultados de los análisis realizados, y posibles estudios que puedan ser realizados con posterioridad basándose en este trabajo.

5.1 Conclusiones

A continuación, se presentan las principales conclusiones obtenidas de la realización de este trabajo.

- Se ha conseguido definir un modelo numérico estable que permite llevar a cabo las simulaciones con buenos resultados. El modelo de turbulencia empleado, elegido basándose en la bibliografía, ofrece una buena predicción del comportamiento del aerogenerador.
- Se han establecido unas condiciones de validación de las simulaciones realizadas. Estos requisitos son aplicables a otros trabajos similares que se lleven a cabo. Se ha conformado la curva característica de la turbina, en la que el punto de diseño, es decir, el punto de funcionamiento óptimo se encuentra con un coeficiente de potencia igual a 0,2688 y un coeficiente de velocidad igual a 1,7143. Esto supone un incremento del 230 % en el rendimiento del aerogenerador en comparación con las referencias estudiadas que emplean el mismo perfil y las mismas dimensiones que las que se han empleado en este estudio. Algunas características del flujo difieren, por lo que no se puede realizar una conclusión rotunda acerca del grado de mejora que se ha obtenido con respecto a la referencia.
- Con respecto a la malla, un mayor número de celdas no supone un aumento en el rendimiento, ni tampoco se corresponde con una representación más acertada de la realidad, pues hay otros factores a tener en cuenta, como son la forma de las celdas y las zonas en las cuales se concentran más celdas, entre otros. Para la malla de trabajo, las celdas que se encuentran en los entornos de cada álabe tienen un tamaño lo suficientemente pequeño para que el y^+ sea menor que 5, lo cual es necesario para el correcto funcionamiento del modelo de turbulencia empleado. En función de los diferentes factores analizados, se puede considerar que la malla empleada ofrece un buen comportamiento, más ajustado a la realidad que las otras mallas analizadas.
- Al realizar el análisis paramétrico se ve que el modelo analizado con el que se obtiene un mayor rendimiento es el modelo con un ángulo de pitch igual a -6° , que llega a obtener casi el triple del rendimiento máximo que se obtiene con un ángulo de pitch de 0° . Este rendimiento

también es mayor que para el modelo con un ángulo de pitch de -12° . Esto mismo ocurre para el rango de TSR con funcionamiento como turbina, el modelo con un ángulo de pitch de -6° tiene mayor rango que los otros modelos.

- Se ha observado que configurando los álabes con un cierto ángulo de pitch se podría conseguir que la turbina tuviera capacidad de autoarranque, hecho que no se conseguía con la configuración de los álabes con un ángulo de pitch de 0° .

Este trabajo ha requerido la adaptación al trabajo mediante CFD, y el uso de los softwares FLUENT y TECPLOT, este último para el tratamiento de los patrones de flujo. Esta adaptación ha seguido claramente una curva en la que con la práctica se conseguía llevar a cabo experimentos en un tiempo mucho menor que en el inicio, suponiendo un aprendizaje muy útil en el área de la mecánica de fluidos.

5.2 Trabajos futuros

En este apartado se van a proponer diferentes estudios que pudieran ser llevados a cabo, basándose en algunos fundamentos comunes con el trabajo actual, para ampliar el conocimiento del aerogenerador estudiado.

- Se plantea un trabajo en el que se estudie la influencia que tiene la solidez en el comportamiento del aerogenerador. Este análisis de la solidez podría ser realizado mediante la modificación de diferentes variables (longitud de la cuerda, radio del rotor...) para analizar si hay diferencias entre cada una.
- Se plantea otro trabajo en el que se analice cómo influye en el comportamiento la operación del aerogenerador con diferentes velocidades del viento. Este análisis aportaría una visión más cercana de cómo podría operar el aerogenerador en condiciones reales.
- Otro trabajo planteado es el estudio de situación de otro aerogenerador corriente abajo del generador del trabajo actual. Analizar el comportamiento del segundo generador en función de dónde se coloque exactamente.
- Finalmente, se propone la realización de un proyecto para la fabricación de un modelo real con el que poder obtener datos en terreno. El trabajo abarcaría el diseño físico de la turbina, su ubicación, la selección de los materiales, pautas de mantenimiento y un estudio económico.

Tras concluir este trabajo, el autor de la memoria desea expresar lo interesante que se ha encontrado esta materia y los deseos de continuar con el estudio de la mecánica de fluidos computacional.



Referencias

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

[Tjiu-2015] W. Tjiu, T. Marnoto, S. Mat, M. H. Ruslan, K. Sopian “Darrieus vertical axis wind turbine for power generation I: Assessment of Darrieus VAWT configurations” *Renewable Energy* 75 (2015), 50-67 DOI: 10.1016/j.renene.2014.09.038

[Balduzzi-2016] F. Balduzzi, A. Bianchini, G. Ferrara, L. Ferrari “Dimensionless numbers for the assessment of mesh and timestep requirements in CFD simulations of Darrieus wind turbines” *Energy* 97 (2016), 246-241 DOI: 10.1016/j.energy.2015.12.111

[Torabi-2016] M. Torabi, E. Zal, F. Mustapha, S. Wiriadidjaja “Study on start-up characteristics of H-Darrieus vertical axis wind turbines comprising NACA 4-digit series blade airfoils” *Energy* 112 (2016), 528-537 DOI: 10.1016/j.energy.2016.06.059

[Bianchini-2017] A. Bianchini, F. Balduzzi, P. Bachant, G. Ferrara, L. Ferrari “Effectiveness of two-dimensional CFD simulations for Darrieus VAWTs: a combined numerical and experimental assessment” *Energy Conversion and Management* 136 (2017), 318-328 DOI: 10.1016/j.enconman.2017.01.026

[Jin-2014] X. Jin, G. Zhao, K. Gao, W. Ju “Darrieus vertical axis wind turbine: Basic research methods” *Renewable and Sustainable Energy Reviews* 42 (2015), 212-225 DOI: 10.1016/j.rser.2014.10.021

[Bravo-2007] R. Bravo, S. Tullis, S. Ziada “Performance Testing of a Small Vertical-Axis Wind Turbine” *Junio* 2007

[Kalakanda-2016] K. A. Sunny, N. M. Kumar “Vertical axis wind turbine: Aerodynamic modelling and its testing in wind tunnel” *Procedia Computer Science* 93 (2016), 1017-1023 DOI: 10.1016/j.procs.2016.07.305

[Gang-2015] D. Gang, W. C. Kau “Unsteady Flow Numerical Simulation of Vertical Axis Wind Turbine” *Procedia Engineering* 99 (2015), 734-740 DOI: 10.1016/j.proeng.2014.12.595

[Parra-2016] T. Parra, D. Palomar, A. Gallegos, C.I Uzarraga, M. Regidor, F. Castro “Influence of fixed pitch on the performance of small scale H-Darrieus”



[Rivero-2016] A. Rivero “Análisis CFD sobre la influencia de la solidez en aerogeneradores H-Darrieus con perfiles asimétricos NACA 7425” Julio 2016 Universidad de Valladolid

[Fernández-2016] M. Fernández “Estudio de turbinas de eje vertical: Influencia del ángulo de Pitch en perfiles NACA 0020 con agua como fluido de trabajo y posible sistema de autoarranque para aerogeneradores mediante perfiles NACA 4518” Junio 2016 Universidad de Valladolid

[Sumantraa-2014] B. Sumantraa, Prithviraj P., Vivek M., R. Kishore “Numerical Analysis of Effect of Pitch Angle on a Small Scale Vertical Axis Wind Turbine” International Journal of Renewable Energy Research Vol. 4 No. 4 (2014), 929-935

[Danao-2013] L. A. Danao, O. Eboibi, R. Howell “An experimental investigation into the influence of unsteady wind on the performance of a vertical axis wind turbine” Applied Energy 107 (2013), 403-411 DOI: 10.1016/j.apenergy.2013.02.012

[Li-2016] Q. Li, T. Maeda, Y. Kamada, J. Murata, M. Yamamoto, T. Ogasawara, K. Shimizu, T. Kogaki “Study on power performance for straight-bladed vertical axis wind turbine by field and wind tunnel test” Renewable Energy 90 (2016), 291-300 DOI: 10.1016/j.renene.2016.01.002

[Zuo-2016] W. Zuo, X. Wang, S. Kang “Numerical simulations on the wake effect of H-type vertical axis wind turbines” Energy 106 (2016), 691-700 DOI: 10.1016/j.energy.2016.02.127

“Libro de la Energía en España 2015”, Ministerio de Energía, Turismo y Agenda Digital, Gobierno de España

“Libro de la Energía en España 2001”, Ministerio de Energía, Turismo y Agenda Digital, Gobierno de España

<http://www.minetad.gob.es/energia/balances/Balances/Paginas/Balances.aspx> Última visita: 23/06/2017

<http://www.despegamos.es/2014/12/23/perfiles-naca/>
Última visita: 12/05/2017

<http://m.educarchile.cl/portal/mobile/ficha-tematica.xhtml?id=133173>
Última visita: 23/06/2017



https://ec.europa.eu/clima/policies/international/negotiations/paris_es
Última visita: 23/06/2017

<http://www.directindustry.es/> Última visita: 23/06/2017

<http://inventhable.blogspot.com.es/2013/08/energia-del-viento-conocimientos-eolicos.html> Última visita: 23/06/2017



Anexo

En este capítulo se van a incluir otros elementos empleados en el trabajo (documentos, resultados, etc).

A continuación, se muestra el reporte obtenido del programa Fluent 6.3.26 en el cual se muestran los ajustes del programa y datos diversos que harían posible la repetición de las simulaciones realizadas.

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
corona	2	fluid
entorno	3	fluid
wall-25	25	wall
wall-26	26	wall
wall-23	23	wall
wall-24	24	wall
laterales	4	symmetry
salida	5	pressure-outlet
entrada	6	velocity-inlet
int_eje_corona	7	interface
int_corona_eje	8	interface
int_ambiente_corona	9	interface
int_corona_ambiente	10	interface
int_alabe.3	11	wall
int_alabe.2	12	wall
int_alabe.1	13	wall
ext_alabe.3	14	wall
ext_alabe.2	15	wall
ext_alabe.1	16	wall
default-interior	18	interior
default-interior:001	1	interior

Boundary Conditions



corona

Condition	Value
Material Name	air
Specify source terms?	no
Source Terms (k) (omega))	((mass) (x-momentum) (y-momentum)
Specify fixed values?	no
Fixed Values (profile)) (y-velocity (inactive . #f) (constant . 0) (profile)) (k (inactive . #f) (constant . 0) (profile)) (omega (inactive . #f) (constant . 0) (profile))	((x-velocity (inactive . #f) (constant . 0)
Motion Type	2
X-Velocity Of Zone (m/s)	0
Y-Velocity Of Zone (m/s)	0
Rotation speed (rad/s)	40
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

entorno

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-25

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-26

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-23



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-24

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

laterales

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



X-Component of Flow Direction	1
Y-Component of Flow Direction	0
X-Component of Axis Direction	1
Y-Component of Axis Direction	0
Z-Component of Axis Direction	0
X-Coordinate of Axis Origin (m)	0
Y-Coordinate of Axis Origin (m)	0
Z-Coordinate of Axis Origin (m)	0
Angular velocity (rad/s)	0
Turbulent Specification Method	1
Turbulent Kinetic Energy (m ² /s ²)	1
Specific Dissipation Rate (1/s)	1
Turbulent Intensity (%)	0.099999994
Turbulent Length Scale (m)	0.60000002
Hydraulic Diameter (m)	1
Turbulent Viscosity Ratio	10
is zone used in mixing-plane model?	no

int_eje_corona

Condition Value

int_corona_eje

Condition Value



int_ambiente_corona

Condition Value

int_corona_ambiente

Condition Value

int_alabe.3

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

int_alabe.2

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



int_alabe.1

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

ext_alabe.3

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

ext_alabe.2

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

ext_alabe.1

Condition	Value

Wall Motion	0
Shear Boundary Condition	0
Define wall motion relative to adjacent cell zone?	yes
Apply a rotational velocity to this wall?	no
Velocity Magnitude (m/s)	0
X-Component of Wall Translation	1
Y-Component of Wall Translation	0
Define wall velocity components?	no
X-Component of Wall Translation (m/s)	0
Y-Component of Wall Translation (m/s)	0
Wall Roughness Height (m)	0



Wall Roughness Constant	0.5
Rotation Speed (rad/s)	0
X-Position of Rotation-Axis Origin (m)	0
Y-Position of Rotation-Axis Origin (m)	0
X-component of shear stress (pascal)	0
Y-component of shear stress (pascal)	0
Specularity Coefficient	0

default-interior

Condition	Value

default-interior:001

Condition	Value

Solver Controls

Equations

Equation	Solved

Flow yes

Turbulence yes



Numerics

Numeric Enabled

Absolute Velocity Formulation yes

Unsteady Calculation Parameters

Time Step (s) 0.00052360003

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

Solver Termination Residual Reduction



Variable	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

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

En la siguiente tabla se muestran los datos pertenecientes a la Figura 2.3, que son las coordenadas del perfil NACA 4518.

Tabla A.1 Datos coordenadas perfil NACA 4518

x	y
0.1009067	0.2998033
0.09854139	0.3007213
0.09538765	0.3017705
0.09289093	0.3026885
0.08986859	0.3036066
0.08671485	0.3046557
0.08382392	0.3054426
0.07961892	0.306623
0.07449409	0.3078033
0.07015769	0.3088525
0.06371879	0.3100328
0.05609724	0.3112131
0.05005256	0.3118689
0.04282523	0.3123934
0.03494087	0.3125246
0.0270565	0.3121311
0.02074901	0.3113443
0.01536137	0.3102951



0.01155059	0.309377
0.00944809	0.3085902
0.00865966	0.3081967
0.00708279	0.307541
0.00590013	0.3068852
0.00432326	0.3060984
0.00353482	0.3055738
0.00274639	0.304918
0.00195795	0.3042623
0.00103811	0.3032131
0.00024967	0.3022951
-1.314E-05	0.301377
-1.314E-05	0.2998033
0.00051248	0.2984918
0.00261498	0.2966557
0.00366623	0.2961311
0.0052431	0.2956066
0.00642576	0.2952131
0.00839685	0.2948197
0.01089356	0.2944262
0.01509855	0.2940328
0.02009198	0.2939016
0.02547963	0.2940328
0.02929041	0.2942951
0.03480946	0.2946885
0.03980289	0.295082
0.04519054	0.2956066



0.04978975	0.296
0.05386334	0.2963934
0.05754271	0.2967869
0.06017083	0.2970492
0.06332457	0.2973115
0.06713535	0.2975738
0.07278581	0.2980984
0.07791064	0.2984918
0.08172142	0.2987541
0.08540079	0.2990164
0.08881735	0.2991475
0.09197109	0.2994098
0.0943364	0.299541
0.09735874	0.2996721
0.0986728	0.2996721
0.10024967	0.2998033

A continuación, se presentan los datos que forman la Curva Lanzafame presente en la figura 3.4.

Tabla A.2 Datos Curva Lanzafame

TSR	C_p
0.3	0.00728972
0.4025641	0.00841122
0.5008547	0.00953271
0.6034188	0.01065421
0.7059829	0.01065421
0.774359	0.01514019

0.8897436	0.0364486
0.9709402	0.06
1.069231	0.08299065
1.150427	0.09084112
1.248718	0.09813084
1.351282	0.108785
1.449573	0.1138318
1.552137	0.1138318
1.650427	0.1166355
1.744444	0.1104673
1.859829	0.108785
1.95812	0.09420561
2.05641	0.07906542
2.158974	0.05831776
2.257265	0.0364486
2.347009	0.01233645

A continuación, en las tres tablas siguientes, se presentan las coordenadas de los perfiles empleados para el análisis paramétrico, es decir, los perfiles con ángulos de pitch de 0° , -6° y -12° .

Tabla A.3 Coordenadas perfil pitch= 0°

x	y
0.07502455	0.3002199
0.07281506	0.3009531
0.07031097	0.3019795
0.06707038	0.3030059
0.06382979	0.3040323



0.0597054	0.3052053
0.05675941	0.3062317
0.05292962	0.3069648
0.04909984	0.3079912
0.04541735	0.308871
0.04335516	0.3093109
0.04055646	0.3098974
0.03599018	0.3104839
0.03348609	0.3110704
0.0303928	0.3113636
0.02671031	0.3118035
0.02420622	0.3120968
0.02140753	0.3122434
0.01831424	0.31239
0.01418985	0.3125367
0.00962357	0.3125367
0.00461539	0.31239
0.0010802	0.3120968
-0.00186579	0.3118035
-0.00495908	0.3113636
-0.00643208	0.3110704
-0.00819967	0.3106305
-0.01114566	0.310044
-0.01261866	0.3096041
-0.01556465	0.3085777
-0.01777414	0.3078446
-0.02013093	0.3068182



-0.02204583	0.3054985
-0.02307692	0.3044721
-0.02425532	0.3024194
-0.02513912	0.3000733
-0.02454992	0.2993402
-0.02396072	0.2984604
-0.02322422	0.2975806
-0.02101473	0.2958211
-0.01851064	0.295088
-0.01497545	0.2946481
-0.01011457	0.2943548
-0.00761048	0.2942082
-0.00289689	0.2940616
0.00284779	0.2943548
0.00785597	0.2946481
0.01050736	0.2949413
0.01286416	0.295088
0.01669394	0.2953812
0.01963993	0.2956745
0.02273322	0.2959677
0.02715221	0.2964076
0.0308347	0.2967009
0.03319149	0.2969941
0.03805237	0.297434
0.04350245	0.2978739
0.04792144	0.2981672
0.05175123	0.298607



0.05661211	0.2989003
0.06162029	0.2991935
0.06633388	0.2994868
0.06869067	0.2994868
0.07237316	0.2997801
0.07487725	0.2999267

Tabla A.4 Coordenadas perfil pitch= -6°

X	y
0.07805439	0.292093
0.07523013	0.2934219
0.07259414	0.2947508
0.07127615	0.2952492
0.06901674	0.2962458
0.0658159	0.2974086
0.06393305	0.2980731
0.06110879	0.2990698
0.05696653	0.3005648
0.05376569	0.3015615
0.04981172	0.3028904
0.04529289	0.3042193
0.04228033	0.3048837
0.0390795	0.3057143
0.03474895	0.3068771
0.02853556	0.308206
0.02458159	0.3090365



0.02269874	0.3093688
0.01667364	0.3101993
0.01158996	0.3108638
0.00575314	0.3115282
-0.00027197	0.3118605
-0.00817992	0.3118605
-0.01251046	0.3116944
-0.01985356	0.3106977
-0.02550209	0.3095349
-0.0290795	0.3087043
-0.03077406	0.3077076
-0.03284519	0.3060465
-0.03435146	0.3033887
-0.03453975	0.3027243
-0.0339749	0.3013953
-0.03228033	0.299402
-0.03058577	0.2982392
-0.02832636	0.2970764
-0.02456067	0.2962458
-0.02154812	0.2957475
-0.01947699	0.2954153
-0.01608787	0.2949169
-0.01156904	0.2944186
-0.00403766	0.2939203
0.00405858	0.293588
0.01140167	0.293588
0.01855649	0.2934219



0.0257113	0.2934219
0.03380753	0.2934219
0.03889121	0.2932558
0.04642259	0.2930897
0.05677824	0.2929236
0.06205021	0.2927575
0.06713389	0.2924252
0.073159	0.2922591
0.07598326	0.292093
0.07786611	0.2919269

Tabla A.5 Coordenadas perfil pitch= -12°

x	y
0.07360656	0.2844983
0.07157787	0.285786
0.0682582	0.2878094
0.06604508	0.2892809
0.06420082	0.2903846
0.06106557	0.2920401
0.05885246	0.2931438
0.05553279	0.2947993
0.0492623	0.2979264
0.04483607	0.2997659
0.04004098	0.3019732
0.03653689	0.3032609
0.03303279	0.3045485
0.02897541	0.3058361



0.02491803	0.3071237
0.02122951	0.3082274
0.01883197	0.3087793
0.01514344	0.309699
0.00868853	0.3108027
0.00407787	0.3115385
0.0014959	0.3119064
-0.00256148	0.3120903
-0.00698771	0.3120903
-0.01215164	0.3117224
-0.01436475	0.3115385
-0.01657787	0.3111706
-0.01897541	0.3106187
-0.02008197	0.3102508
-0.02137295	0.3093311
-0.02303279	0.3076756
-0.02413934	0.3058361
-0.02413934	0.3043645
-0.02340164	0.302893
-0.02211066	0.3010535
-0.02045082	0.2997659
-0.01860656	0.2988462
-0.01584016	0.2977425
-0.01196721	0.2968227
-0.00920082	0.296087
-0.00735656	0.2955351
-0.00569672	0.2951672



-0.0027459	0.2946154
0.00260246	0.2936957
0.00463115	0.2933278
0.00721312	0.2929599
0.01034836	0.292592
0.01366803	0.2922241
0.01643443	0.2918562
0.0204918	0.2913043
0.02473361	0.2909365
0.02915984	0.2903846
0.03229508	0.2900167
0.03561475	0.2896488
0.03819672	0.2892809
0.04243852	0.288913
0.04502049	0.2885452
0.04723361	0.2881773
0.05036885	0.2878094
0.05368852	0.2874415
0.0570082	0.2868896
0.05885246	0.2865217
0.06180328	0.2861538
0.06512295	0.285602
0.06807377	0.2852341
0.07139344	0.2846823
0.07342213	0.2843144

A continuación, se presentan los datos con los que se ha formado la figura 4.4, que son los datos que forman las curvas características del análisis paramétrico.

Tabla A.6 Datos de las curvas características del análisis paramétrico

pitch= 0°	w(rad/s)	tsr	time step	Cm	Cp
	10	0.428571	0.0020944	-0.013913	-0.005963
	15	0.642857	0.00139626	0.014696	0.009448
	20	0.857143	0.0010472	0.03566	0.030567
	25	1.071429	0.00083776	0.05738	0.061479
	30	1.285714	0.00069813	0.010755	0.013828
	40	1.714286	0.0005236	-0.08765	-0.150254
	50	2.142857	0.00041888	-0.154763	-0.331635
	60	2.571429	0.00034907	-0.220026	-0.565782
	70	3	0.0002992	-0.135861	-0.407584
	80	3.428571	0.0002618	-0.164707	-0.56471

pitch= -6°	w(rad/s)	tsr	timestep	Cm	Cp
	10	0.428571	0.0020944	0.011644	0.004990
	15	0.642857	0.00139626	0.033012	0.021222
	20	0.857143	0.0010472	0.067874	0.058178
	25	1.071429	0.00083776	0.102285	0.109591
	30	1.285714	0.00069813	0.090733	0.116657
	35	1.5	0.0005984	0.076972	0.115458
	40	1.714286	0.0005236	0.076995	0.131992
	45	1.928571	0.00046542	0.079329	0.152991
	50	2.142857	0.00041888	0.075492	0.161768
	60	2.571429	0.00034907	0.044297	0.113905
	70	3	0.0002992	-0.017751	-0.053254
	80	3.428571	0.0002618	-0.018961	-0.065009

pitch= -12°	w(rad/s)	tsr	timestep	Cm	Cp
	10	0.428571	0.0020944	0.013755	0.005895
	15	0.642857	0.00139626	0.016804	0.010803
	20	0.857143	0.0010472	0.03108	0.02664
	25	1.071429	0.00083776	0.05115	0.054803
	30	1.285714	0.00069813	0.075151	0.096623
	35	1.5	0.0005984	0.043837	0.065755
	40	1.714286	0.0005236	0.019393	0.033246
	50	2.142857	0.00041888	-0.032939	-0.070584
	60	2.571429	0.00034907	-0.072648	-0.186809