



Universidad de Valladolid



ESCUELA DE INGENIERÍAS
INDUSTRIALES

UNIVERSIDAD DE VALLADOLID
ESCUELA DE INGENIERÍAS INDUSTRIALES

Grado en Ingeniería Mecánica

**“Influencia del ángulo de Pitch en una VAWT
con perfiles NACA 0015 aplicando modelos
de turbulencia para números de Reynolds
moderados mediante CFD”**

Autor:

Regidor Sánchez, María

Tutor:

Parra Santos, M^a Teresa
Vega Angulo, Carmen Victoria
Departamento de Ingeniería
Energética y Fluidomecánica

Valladolid, enero de 2014.

CAPÍTULO 1: Introducción	1
1.1. JUSTIFICACIÓN	1
1.2. ANTECEDENTES	1
1.3. OBJETIVOS	2
1.4. ESTRUCTURA DE LA MEMORIA	2
CAPÍTULO 2: Construcción del modelo.....	3
2.1. MODELO GEOMÉTRICO	3
2.1.1. PERFILES NACA	3
2.1.2. PARÁMETROS ADIMENSIONALES	6
2.2. MODELO NUMÉRICO.....	6
2.2.1. CARACTERÍSTICAS DEL MODELO	6
2.3. ANÁLISIS DE SENSIBILIDAD A LA MALLA.....	10
2.4. COMPARCIÓN DE CURVAS.....	14
2.5. MODELO DE BAJO Re.....	17
CAPÍTULO 3: Análisis del patrón de flujo para un modelo con brazos	19
3.1. ANÁLISIS PATRÓN DE FLUJO	19
3.1.1. CONTORNOS DE PRESIÓN	19
3.1.2. CONTORNOS DE VORTICIDAD.....	20
3.1.3. COMPORTAMIENTO DE LOS ÁLABES	21
3.1.4. ANÁLISIS DEL CAMPO DE VELOCIDADES	23
CAPÍTULO 4: Análisis del patrón de flujo para un modelo sin brazos.....	25
4.1. INFLUENCIA DE LOS MODELOS DE TURBULENCIA.....	25
4.2. COMPARACIÓN DE LOS MODELOS	28
4.3. TRATAMIENTO DE LA TURBULENCIA CERCA DE LAS PAREDES	30
4.4. COMPARACIÓN ENTRE LAS CURVAS DE LOS MODELOS CON Y SIN BRAZOS	31

4.5. PATRÓN DE FLUJO SIN BRAZOS.....	32
4.5.1. CONTORNOS DE PRESIÓN	33
4.5.2. CONTORNOS DE VORTICIDAD	34
4.5.3. ANÁLISIS DEL CAMPO DE VELOCIDADES	34
4.6. VARIACIÓN ÁNGULO DE PITCH	35
4.6.1 CONTORNOS DE PRESIÓN	37
4.6.2. CONTORNOS DE VORTICIDAD.....	38
4.6.4. ANÁLISIS VECTORIAL DE VELOCIDADES	39
CAPÍTULO 5: Conclusiones y trabajos futuros.	41
5.1. CONCLUSIONES	41
5.2. TRABAJOS FUTUROS	42
REFERENCIAS	43
ANEXO 1.....	45

CAPÍTULO 1: Introducción

1.1. JUSTIFICACIÓN

La energía eólica se obtiene a partir de las corrientes de aire, que mediante aerogeneradores se convierte en energía eléctrica. Este tipo de energía, de carácter renovable, se ha incrementado en los últimos años, llegando a producir en España una potencia de 23.010 MW, un 22,3% del total, según [REE-2013].

La energía eólica presenta muchas ventajas frente a otras formas de obtención de energía eléctrica. Al ser de carácter renovable no contamina, aunque la fabricación de los molinos y los aceites que se emplean para lubricarlos sí generan residuos. Además, la construcción de los parques eólicos no requiere grandes obras, por lo que si se desmantela la instalación el suelo no queda inutilizable. Además, los caminos accesos a los aerogeneradores para labores de mantenimiento funcionan como cortafuegos.

Medioambientalmente no se puede considerar del todo limpia, ya que los impactos visual y sonoro son dos aspectos a tener en cuenta. De la misma manera, las aves chocan contra las palas de los molinos, y aunque aún no hay estudios concretos, se cree que la implantación de estos parques puede afectar a las rutas migratorias.

Las turbinas de viento de eje vertical pueden ser parte de la solución a los inconvenientes citados en el párrafo anterior, ya que se instalan de manera aislada en zonas a las que no llega el suministro eléctrico, por lo que el impacto ambiental es mínimo. También cabe destacar que el hecho de poder autoabastecerse con este tipo de aerogeneradores es un gran paso para llegar a la soberanía energética por parte de pequeñas explotaciones en países en vías de desarrollo.

1.2. ANTECEDENTES

El departamento de Ingeniería Energética y Fluidomecánica de la Universidad de Valladolid comenzó en 2010 con esta línea de investigación, en la que se han realizado los siguientes estudios:

- [Vega-2012]: Realizó un estudio con un modelo en dos dimensiones de un perfil NACA 0012 en el que analizó modelos de turbulencia de 1 y 2 ecuaciones, además del esquema de resolución.
- [Ramos-2013]: Desarrolló una herramienta de CAD para mallar dominios en dos dimensiones de diferentes perfiles NACA.
- [Esteban-2014] y [González-2014]: Analizaron la influencia de la asimetría en los resultados estudiando un perfil NACA 0025 el primero, y un NACA 2425 el segundo.

Además de los trabajos llevados a cabo dentro de este departamento, el estudio que se presenta en esta memoria, se ha basado en investigaciones como la de [Lanzafame-2014], en la que se recomienda la utilización del modelo de turbulencia *Transition SST* de 4 ecuaciones, que tiene en cuenta la transición entre los regímenes laminar y turbulento, así como la de [Amstrong-2012], en la que se recomienda un valor óptimo para el ángulo de Pitch con el que se obtienen mejores condiciones de diseño. En ambos trabajos se asume la viabilidad de afrontar el estudio 2D de este tipo de aerogeneradores.

1.3. OBJETIVOS

En este trabajo se ha simulado una turbina de viento de eje vertical (VAWT) sin mecanismo de variación del ángulo de Pitch que opera a mayores velocidades de giro, para reducir el coste de la instalación. El estudio tiene los siguientes objetivos:

- Analizar la inclusión de los soportes o brazos en el modelo numérico y comparar los patrones de flujo con los de las secciones sin brazos.
- Realizar la simulación con modelos de turbulencia de más de 2 ecuaciones, que no han sido estudiados hasta la fecha.
- Comparar la influencia que tiene la variación del ángulo de Pitch y elegir el ángulo óptimo con el que se obtengan las mejores condiciones de diseño.

1.4. ESTRUCTURA DE LA MEMORIA

La presente memoria está dividida en cinco capítulos

- Capítulo 1: “Introducción”. Se incluye la justificación, antecedentes y objetivos a desarrollar durante el siguiente trabajo.
- Capítulo 2: “Construcción del modelo”. Se analizan tanto modelo geométrico como el numérico, incluyendo el análisis de sensibilidad a la malla y comparación de curvas características.
- Capítulo 3: “Análisis del patrón de flujo para un modelo con brazos”. Se analizan los contornos de presión, vorticidad y vectores velocidad para un modelo que incluye los soportes de los perfiles.
- Capítulo 4: “Análisis del patrón de flujo para un modelo sin brazos”. Se analizan los contornos de presión, vorticidad y vectores velocidad para un nuevo modelo de turbulencia distinto al utilizado en el capítulo 2. Se comparan con el modelo que incluye los soportes. Se estudia la influencia de la variación del ángulo de Pitch.
- Capítulo 5: “Conclusiones y trabajos futuros”. Incluye las conclusiones del presente estudio y posibles trabajos futuros derivados del mismo.

CAPÍTULO 2: Construcción del modelo

2.1. MODELO GEOMÉTRICO

El modelo sobre el que se basa el siguiente estudio es una turbina de viento de eje vertical tipo H-Darrieus formada por tres álabes separados 120° entre sí. El análisis se ha hecho en dos dimensiones, ya que el aire incide en planos horizontales, perpendiculares al eje. Según [Salman-2015] los modelos 2D predicen coeficientes de potencia en torno a un 32% mayores que los correspondientes a los modelos 3D. Por tanto, la variación del viento en la dirección axial será despreciable, excepto en los soportes de los perfiles, por lo que se han utilizado dos modelos geométricos: con brazos y sin brazos.

Los álabes son perfiles estandarizados tipo NACA 0015.



Fig. 2.1: Imagen de un aerogenerador tipo H-Darrieus

(Ref: <http://ecol-a-t.blogspot.com.es/2012/08/energia-eolica-ii.html>)

2.1.1. PERFILES NACA

Estos perfiles fueron creados por la NACA (*National Advisory Committee of Aeronautics*), y los dígitos se dan en función de las características geométricas. En este caso el perfil pertenece a la serie de 4 dígitos:

- Primer dígito: indica la curvatura máxima como porcentaje de la cuerda. En este caso, como el perfil es simétrico, es cero.

- Segundo dígito: Indica la distancia de máxima curvatura desde el borde de ataque en 1/10 del porcentaje de la cuerda (indica la torsión del álabe). De nuevo al tratarse de un perfil simétrico, es cero.
- Tercer y cuarto dígitos indican la relación del máximo espesor como porcentaje de la cuerda.

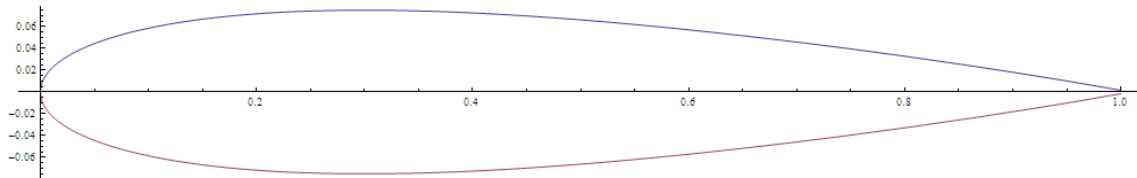


Fig. 2.2: Perfil NACA 0015

Por lo tanto, en el perfil NACA 0015, los dos primeros dígitos indican que se trata de un perfil simétrico (de álabes sin torsión), y que el máximo espesor es del 15% de la cuerda.

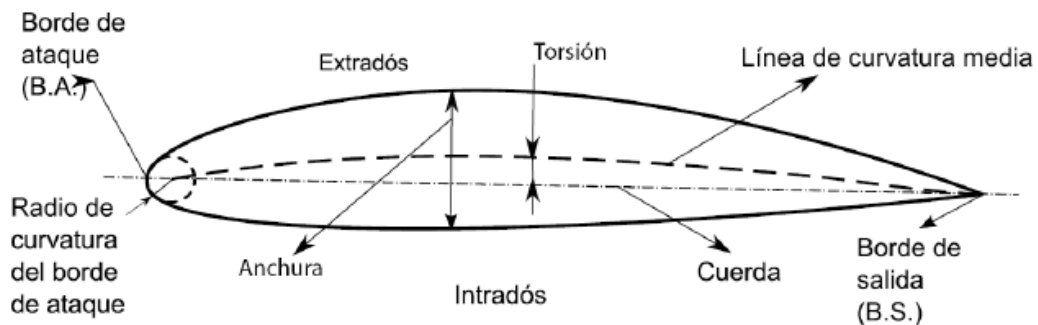


Fig. 2.3: Partes de un perfil NACA de la serie de 4 dígitos.

Las partes que se pueden diferenciar de este tipo de perfiles son:

- Borde de ataque: punto por el que incide el aire, de geometría roma.
- Borde de salida: punto por el que el aire abandona el perfil, de geometría apuntada.
- Cuerda (c): línea recta que une el borde de salida y de ataque.
- Intradós: zona periférica del perfil con mínima velocidad de la corriente fluida y máxima presión.
- Extradós: zona periférica del perfil con máxima velocidad de la corriente fluida y mínima presión.

En la imagen superior se muestra el caso para el ala, por ejemplo, de un avión, que mantiene siempre su posición. En el caso de un aerogenerador los álabes van a ir moviéndose por lo que intradós y extradós variarán.

- Espesor máximo: máxima distancia entre el intradós y el extradós. Se mide perpendicular a la cuerda y se expresa como porcentaje de ésta.
- Posición del espesor máximo: distancia entre las abscisas del borde de ataque y del punto de espesor máximo.
- Radio de torsión del borde de ataque: define la forma del borde de ataque. Se trata de una circunferencia tangente tanto al intradós como al extradós cuyo centro está sobre la línea tangente a la línea media y que pasa por el borde de ataque.

Los valores de los parámetros geométricos se recogen en la Tabla 2.1:

Tabla. 2.1: Parámetros geométricos para un aerogenerador con perfiles NACA 0015

Z (número de álabes)	3
R (radio, en cm)	7
c (cuerda, en cm)	5
b (profundidad, en cm)	20
A (área, en cm^2)	300
D_H (diámetro hidráulico, en cm)	14
σ (solidez, adimensional)	1.07

El área se ha calculado como la superficie transversal a los tres álabes:

$$A = 3 \cdot c \cdot b \quad (2.1)$$

El diámetro hidráulico se define como el mínimo cilindro que contiene al rodete:

$$D_H = 2 \cdot R \quad (2.2)$$

2.1.2. PARÁMETROS ADIMENSIONALES

Durante el estudio se van a manejar ciertos parámetros adimensionales que darán una idea del comportamiento del modelo.

- Tip Speed Ratio (TSR): relación entre la velocidad de punta del perfil (velocidad angular del rotor “ ω ” a una distancia “ R ” del eje de giro) y la velocidad del viento.

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

- Coeficiente de par (C_m): relación entre el par que genera el viento incidente sobre el rotor “ T ” y el par teórico que generaría la corriente de aire.

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

- Coeficiente de potencia (C_p): relación entre la potencia obtenida en el aerogenerador y la potencia de la corriente de aire.

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

- Grado de solidez (σ): densidad de distribución de los perfiles. Expresa la fracción del área del rotor cubierta por los álabes.

$$\sigma = \frac{Z \cdot c \cdot b}{2 \cdot R \cdot b} \quad (2.6)$$

2.2. MODELO NUMÉRICO

2.2.1. CARACTERÍSTICAS DEL MODELO

El objetivo principal es simular el comportamiento de un prototipo en un túnel de viento, por lo que las dimensiones son menores que las que tendría un aerogenerador a tamaño real.

El modelo numérico está contenido en un plano horizontal que corta los brazos del rotor. Hay dos partes claramente diferenciadas: la zona 1 (que contiene al rotor) y la zona 2 (ambiente). La diferencia entre éstas viene dada porque la zona 1 mantiene un movimiento de rotación respecto al eje z siendo positivo en sentido contrario al del giro de las agujas del reloj. El eje de giro se encuentra en el origen de coordenadas.

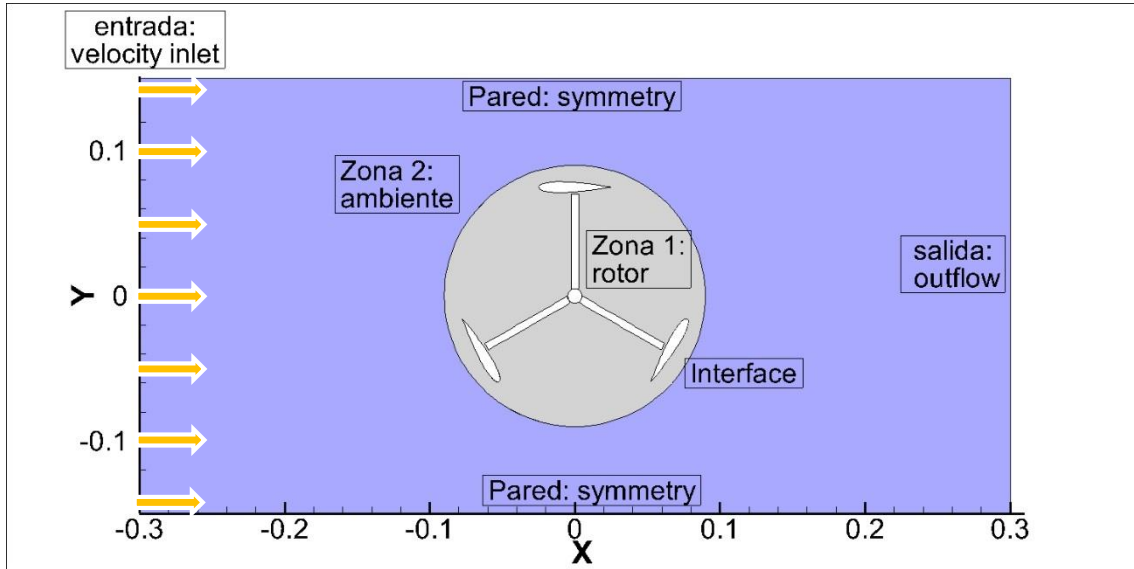


Fig. 2.4: Modelo numérico.

El espacio total tiene una longitud de 4 veces el diámetro del rotor y el ancho 2 veces el diámetro.

CONDICIONES DE CONTORNO

Las ecuaciones de Navier Stokes requieren ciertas condiciones de contorno en los límites del dominio, así como condiciones iniciales. Los tipos de contornos se resumen en la tabla 2.2:

Tabla. 2.2: Tipos de contornos del modelo numérico.

Partes del modelo	Características	Tipos de contorno
Entrada	Entrada de aire	Velocity-inlet
Salida	Salida del flujo	Outflow
Paredes	Condición de simetría	Symmetry
Interface	Superficie perteneciente a ambas zonas	Interface

PROPIEDADES DEL FLUIDO

El fluido utilizado es aire. Se ha idealizado como incompresible, ya que el número de Mach para las condiciones de operación es inferior a 0.3, lo que es evidente por ser los aerogeneradores máquinas hidráulicas.

$$M = \frac{v}{\sqrt{\gamma \cdot R \cdot T}} = 0.0206 \quad (2.7)$$

La temperatura y la presión ambiente se mantienen constantes en condiciones estándar (25 °C y 1atm respectivamente).

Tabla. 2.3: Propiedades y condiciones del fluido.

Densidad	1.225 kg/m ³
Viscosidad	1.7894·10 ⁻⁵ kg/ms
Velocidad de entrada	7 m/s
Presión	101325 Pa
Temperatura	288.16 K
R	287 J/kgK
γ	1.4

MODELO DE TURBULENCIA

El modelo de turbulencia que se ha utilizado ha sido *k-epsilon Realizable* [Vega - 2012]. Para el tratamiento cerca de la pared (las celdas más cercanas a los perfiles) se han utilizado las condiciones estándar (*Standard Wall Functions*). Cuando se ha empezado a simular no se conocía nada sobre el comportamiento del fluido cerca de la pared, por eso se ha elegido esta opción. Cabe destacar que lo anterior no influye apenas en el estudio de sensibilidad a la malla, por lo que no se le ha dado mayor importancia.

CONTROLES DE LA SOLUCIÓN

Con estos controles se consigue alcanzar convergencia y estabilidad en los resultados, gracias a los esquemas de resolución que se tienen, y gracias a los factores de relajación que hacen que la solución final en cada iteración sea una combinación lineal de la solución calculada en la iteración actual y en la iteración anterior. De esta manera se consigue aumentar la estabilidad ya que las diferencias entre la iteración actual y la siguiente se reducen, aunque por el contrario se ralentiza la convergencia y es necesario realizar más iteraciones para alcanzar la solución correcta.

Los factores de relajación mantienen los valores por defecto, ya que tras unas pruebas se determinó que tanto la estabilidad como la convergencia eran adecuadas con dichos valores. Mientras que el esquema de resolución para las ecuaciones de cantidad de movimiento, energía cinética turbulenta, y su tasa de disipación fue *Third-Order MUSCL*, y para la presión *Standard*, ambos propuestos por [Vega-2012]. Y finalmente el acoplamiento entre la presión y la velocidad se realizó mediante el método *SIMPLE*.

RESOLUCIÓN TEMPORAL

El estudio se ha basado en un régimen temporal transitorio, en el que el aire incide en el rotor y lo abandona de igual manera en cada ciclo.

Para validar los resultados es necesario que el parámetro que se está estudiando tome valores idénticos y periódicos durante todas las vueltas completas del rotor.

La división de una revolución en partes iguales debe tener en cuenta el criterio de estabilidad (o criterio de Courant-Friedrich-Levy):

$$C = \frac{(\Delta x)}{v} < 1 \quad (2.8)$$

Con lo que se garantiza que si se cumple la anterior condición la solución va a converger. Físicamente se traduce en que si el número de Courant es mayor o igual que 1, el tamaño de las celdas sería demasiado pequeño en comparación con el intervalo de tiempo, por lo que la partícula fluida, que se desplaza entre dos celdas consecutivas, saltaría a otra no consecutiva y la solución no convergería.

Se ha dividido una vuelta en 300 pasos de tiempo, de manera que de los 360° que tiene una revolución, cada paso temporal corresponde a 1.2°. El intervalo de tiempo (*time step*) depende de la velocidad de giro del rotor, y viene definido por la ecuación 2.9.

$$\Delta T = \frac{2 \cdot \pi}{300 \omega} \quad (2.9)$$

En cada intervalo de tiempo, del orden de 10⁻³ o 10⁻⁴ segundos, se obtiene un valor concreto del parámetro a analizar. Es necesario que el número de vueltas sea lo suficientemente elevado para que los valores obtenidos sean periódicos. En este caso se han simulado 3000 *time steps*, lo que corresponde a 10 vueltas completas, eligiendo únicamente la última.

2.3. ANÁLISIS DE SENSIBILIDAD A LA MALLA

Modelo A: malla inicial

La malla inicial tiene un total de 8.000 celdas de forma estructurada. Se trata de una malla muy pobre, pues tiene muy poca resolución y los resultados no se acercan a la realidad.

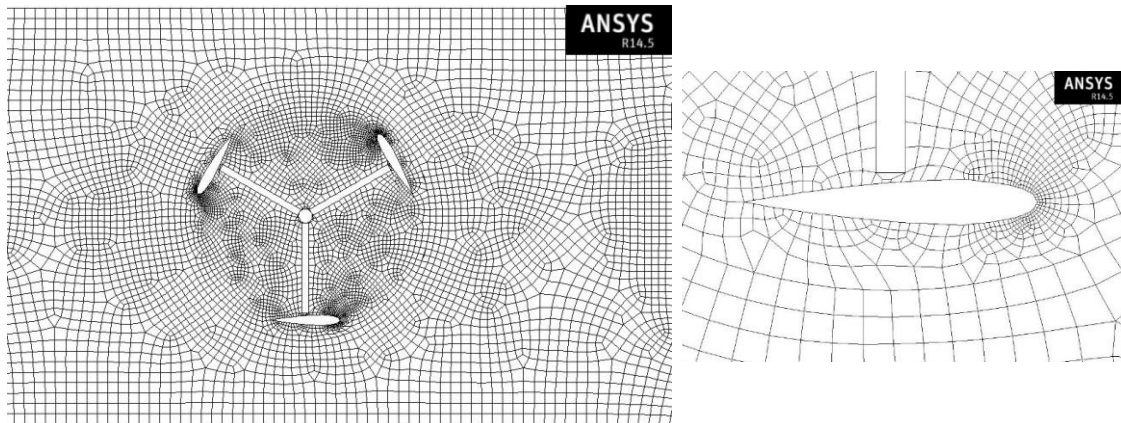


Fig. 2.5: Derecha: malla del modelo A. Izquierda: detalle de uno de los perfiles.

Modelo B: primer refinado

Es de suponer que la zona que incluye el rotor necesitará una mayor resolución. El primer refinado se ha hecho para una circunferencia que contenga esta zona pero lo suficientemente grande como para cubrir las variaciones de flujo del aire incidente.

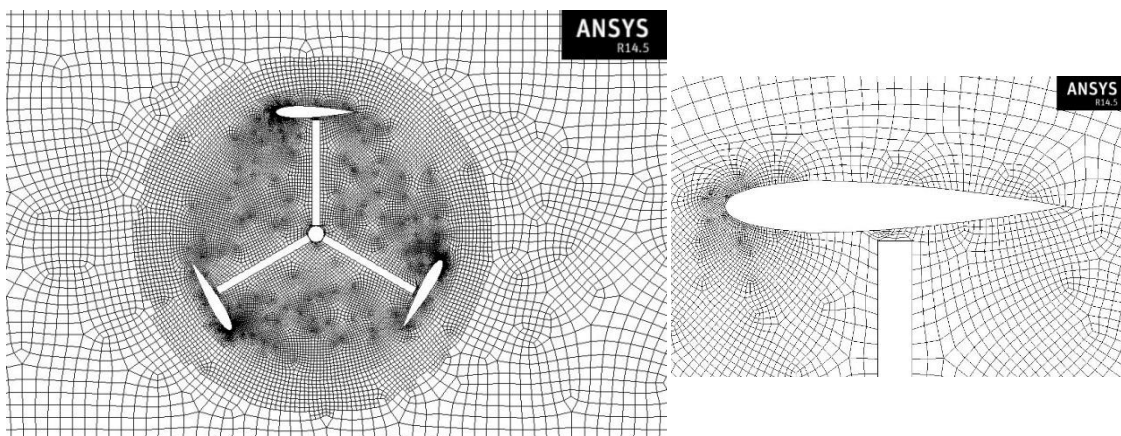


Fig. 2.6: Derecha: malla del modelo B. Izquierda: detalle de uno de los perfiles.

Modelo C: segundo refinado

Se considera que las estelas generadas estarán contenidas en una corona que incluye los perfiles de los álabes en la parte media. Para obtener esta geometría, se ha creado una circunferencia con radio la mitad de los brazos, y se ha tomado el área exterior. Puede parecer que de esta manera se desaproveche mucha capacidad computacional, pero no es tanto, ya que para el área exterior es el primer refinado.

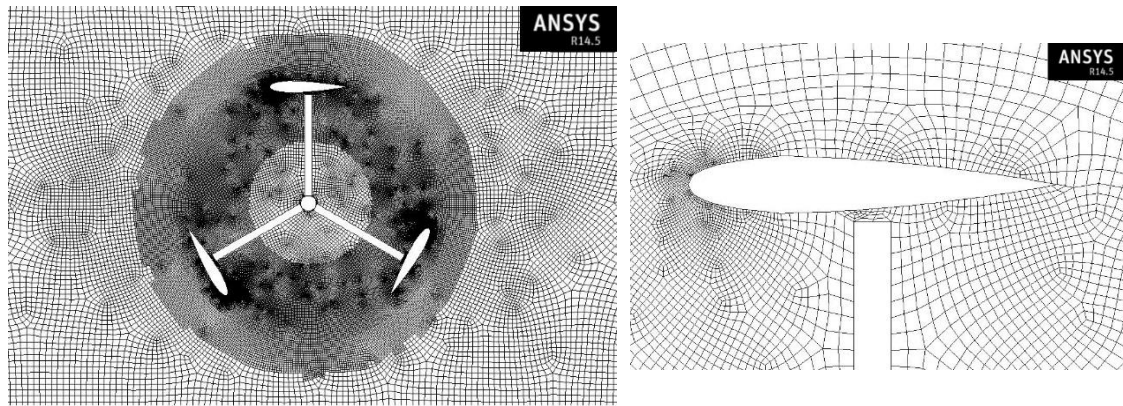


Fig. 2.7: Derecha: malla del modelo C. Izquierda: detalle de uno de los perfiles.

Modelo D: tercer refinado

En este caso se han estudiado las líneas de corriente conocer en qué zonas se producen recirculaciones. Posteriormente se han refinado estas zonas ya que son las que darán mayor información.

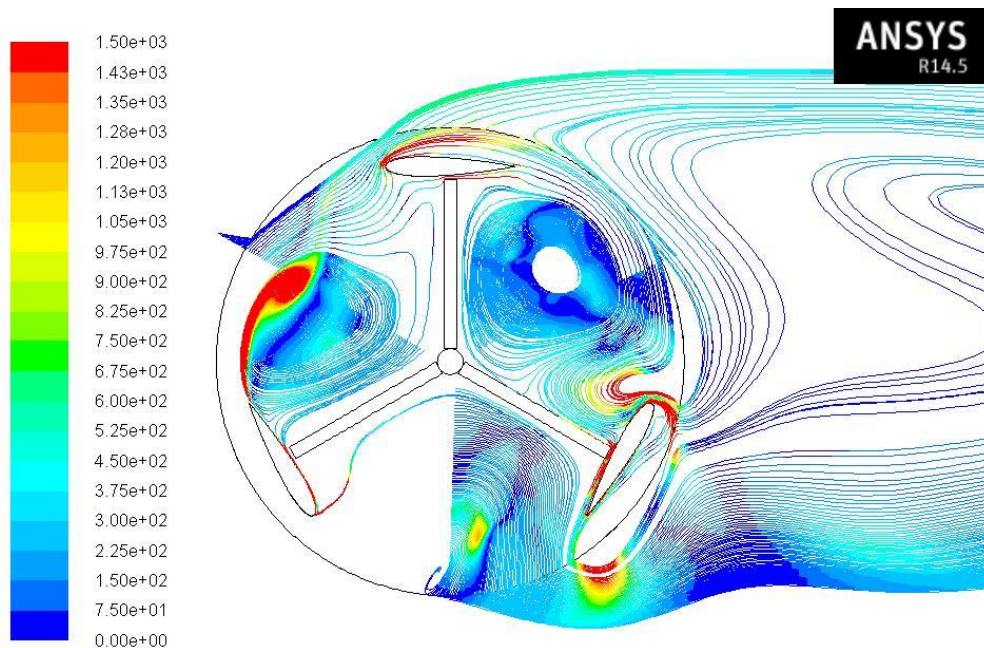


Fig. 2.8: Líneas de corriente para el modelo B.

Se ve claramente que las recirculaciones se producen entre los tres brazos, por lo que las regiones que se han refinado han sido tres circunferencias entre cada uno de estos tres perfiles.

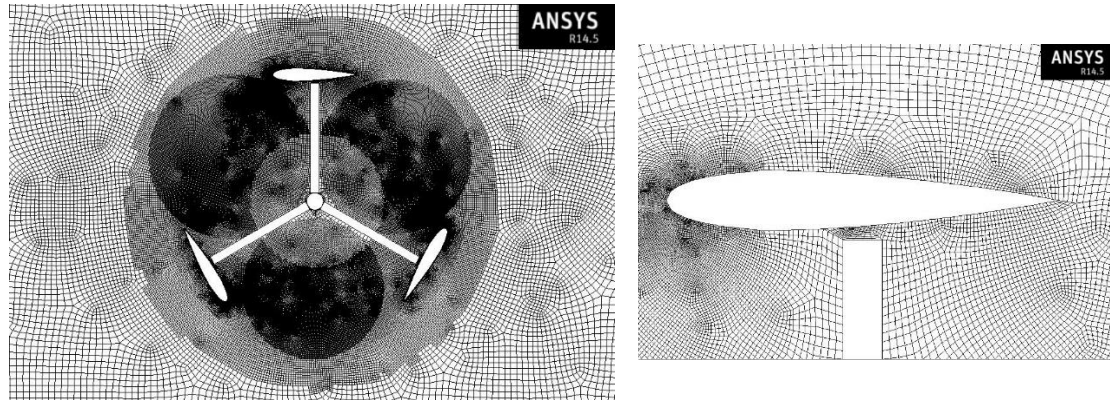


Fig. 2.9: Derecha: malla del modelo D. Izquierda: detalle de uno de los perfiles

Cálculo de y^+

Para garantizar que la calidad de la malla es apropiada se ha calculado en valor de y^+ tanto en los perfiles como en los brazos.

El valor de y^+ se calcula como:

$$y^+ = \frac{\rho \cdot \sqrt{\frac{\tau_w}{\rho}} \cdot y}{\mu} \quad (2.10)$$

Donde el valor que cabe destacar para este caso es y , que indica la distancia del centro de la primera celda junto al perfil al borde del propio perfil. Si este valor es muy grande, superior a 30000, quiere decir que el tamaño de la celda es excesivo y por tanto los valores de y^+ serán elevados.

Como se puede comprobar en las Fig. 2.10 y 2.11, los valores de y^+ se encuentran en mayor parte entre 0 y 40, por lo que se deduce que la malla tiene un refinado apropiado para el estudio.

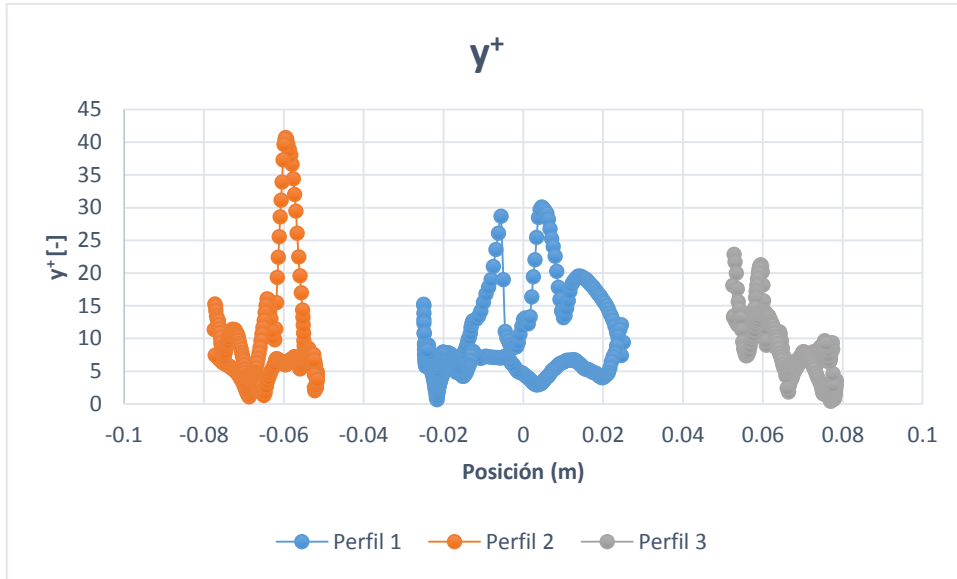


Fig. 2.10: Representación de y^+ para cada uno de los perfiles.

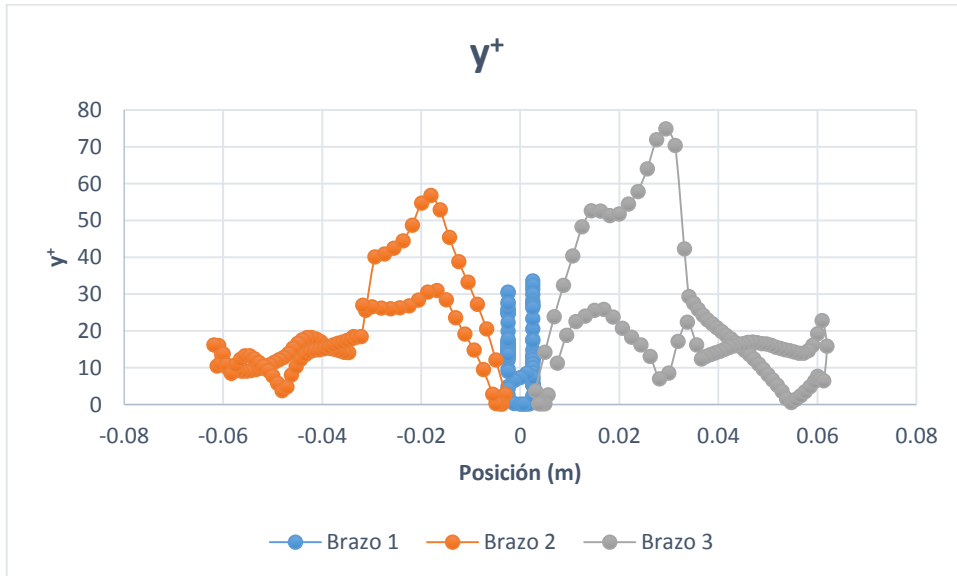


Fig. 2.11: Representación de y^+ para cada uno de los brazos.

En la siguiente tabla se recogen las características de los modelos numéricos para los distintos refinados.

Tabla 2.4. Comparación de los diferentes modelos.

	Modelo A	Modelo B	Modelo C	Modelo D
Celdas rotor/ambiente	3.737/4.473	14.948/6.084	54.350/24.336	150.296/27.639
Celdas totales	8.210	21.032	78.686	177.935
Estructurada	Sí	Sí	Sí	Sí
y^+	(5,30)	(5,30)	(5,30)	(5,30)

2.4. COMPARCIÓN DE CURVAS

Para elegir con qué modelo de los cuatro anteriores se va a llevar a cabo el estudio, se han calculado tanto la curva de coeficiente de par (C_m) como la curva de coeficiente de potencia (C_p) frente a TSR.

Como se trata de una simulación en estado transitorio se sabe que el coeficiente de par instantáneo va a variar en función de la posición entre un mínimo y un máximo. Para validar el resultado es necesario que esta variación sea de carácter periódico durante una vuelta, como se muestra en la siguiente imagen. También se muestra promediado de C_m para dicha vuelta, en la que toma un valor de $1.54 \cdot 10^{-1}$.

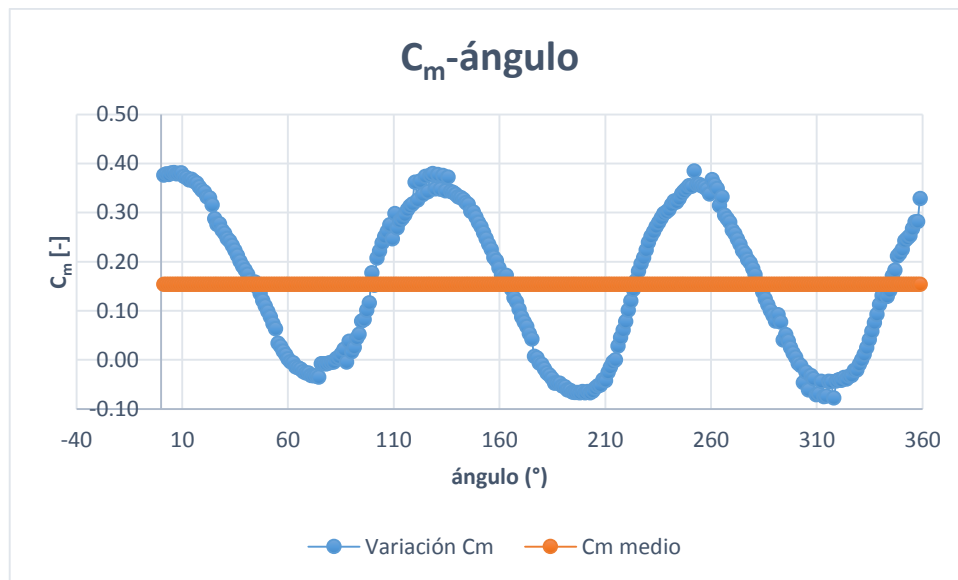


Fig. 2.12: Representación de la variación del coeficiente de par en función del ángulo en una vuelta completa para el modelo C con una velocidad angular del rotor de 160rad/s.

Se puede observar que los valores máximos de C_m se obtienen para los ángulos cercanos a 0° , 120° y 240° , mientras que los mínimos se encuentran aproximadamente a 60° , 180° y 300° .

En la Fig. 2.3 se muestra la curva de comportamiento del aerogenerador para cada uno de los diferentes modelos. Para calcular dicha curva se toma el C_m medio obtenido para cada velocidad de giro del rotor y se representa frente a TSR.

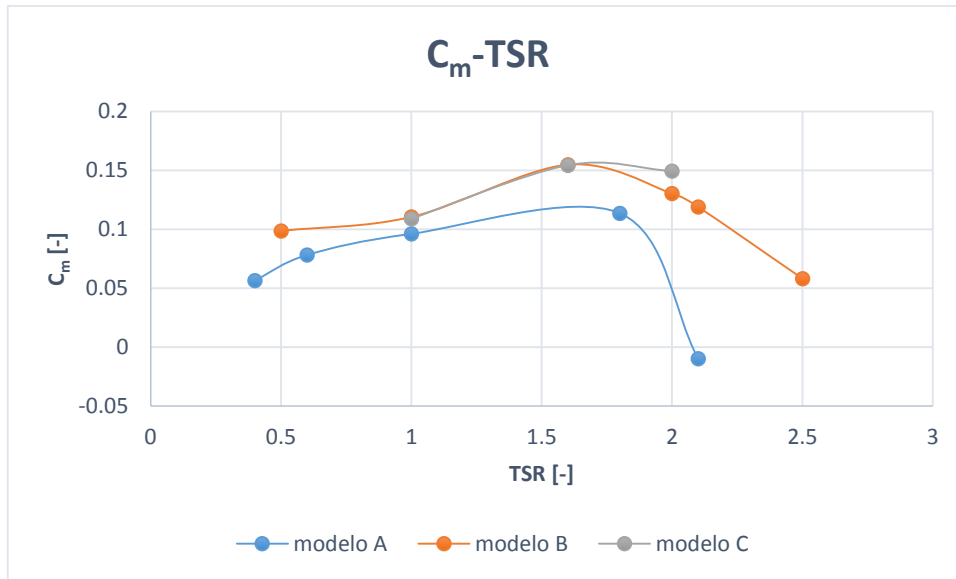


Fig. 2.13: Comparación de la curva C_m -TSR para los tres primeros modelos.

El punto de máximo rendimiento es aquel para el cual se obtiene el mayor valor del coeficiente de potencia. Tal y como indica la Fig 2.14, este punto se da para un valor de TSR de más o menos 1.6, con $C_p=0.26$.

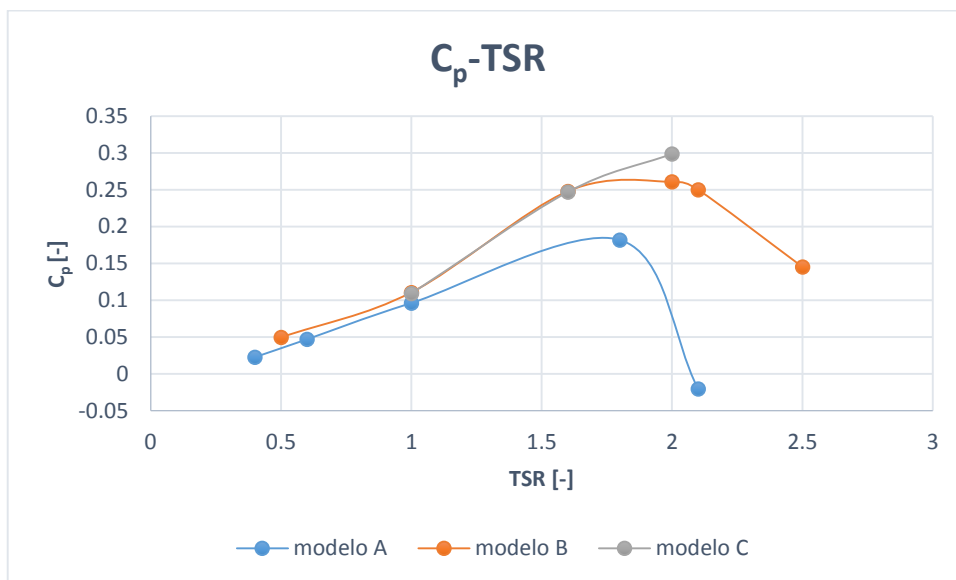


Fig. 2.14: Comparación de la curva C_p -TSR para los tres primeros modelos.

Se ve que la tendencia que siguen las curvas para cada uno de los modelos tanto para el caso de C_m -TSR como para el de C_p -TSR es la misma, y que en los modelos B y C además coinciden los valores. Sería lógico elegir el modelo B para este estudio,

ya que tiene el mismo comportamiento y además un menor número de celdas, lo que supone un menor cálculo computacional. Pero la elección del modelo se ha basado, además, en otros criterios.

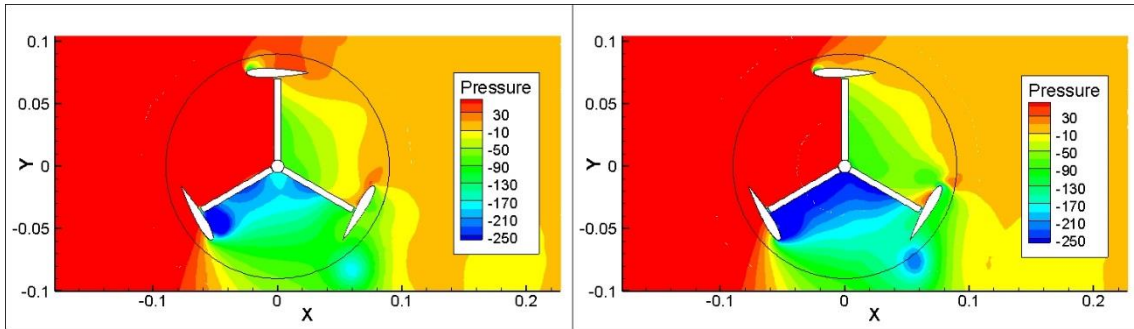


Fig. 2.15: Contornos de presión para $TSR=1.6$. Izquierda: modelo B. Derecha: modelo C.

Los contornos de presión bajo el mismo rango de variación de la Fig. 2.15 muestran la diferencia entre ambos modelos. Se puede apreciar que en el primero, de resolución más pobre, los gradientes de presión son más bruscos, por lo que se deduce que en el modelo C los resultados son más realistas.

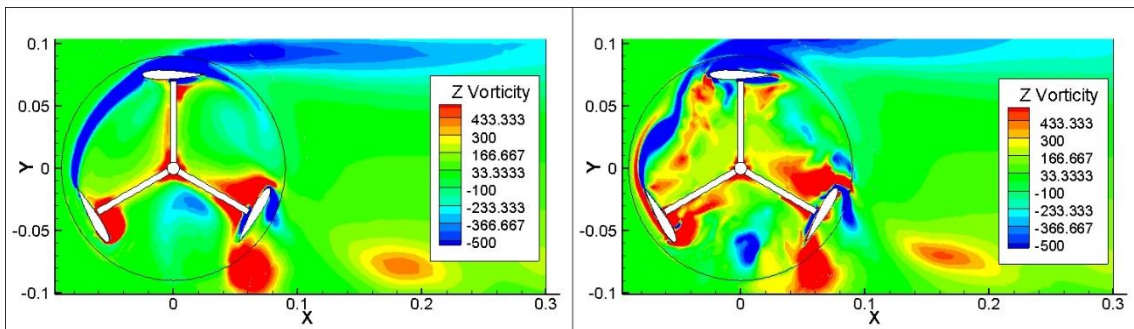


Fig. 2.16: Contornos de vorticidad para $TSR=1.6$. Izquierda: modelo B. Derecha: modelo C.

En la Fig. 2.16 se representan los contornos de vorticidad, de nuevo utilizando el mismo rango de variación. Se observa claramente que el modelo C evidencia un mayor detalle en la captura de torbellinos.

En la realidad, los torbellinos aparecen en parejas contrarrotantes. En la figura anterior, los contornos rojos indican que giran en contra de las agujas del reloj, y los azules a favor. La estela del perfil a 120° presenta este hecho para ambos modelos. Del estudio de turbomáquinas se sabe que un giro del rotor en contra de las agujas del reloj induce entre los álabes consecutivos rotando a favor de las agujas del reloj. En el modelo C se aprecia mejor este comportamiento entre los brazos situados entre 120° y 240° .

Para finalizar, la falta de continuidad en los contornos indica una influencia negativa de la malla. Este hecho se da en el modelo B. Además, la estela que aparece en el perfil situado a 0° tiene una discontinuidad entre la zona del rotor y la del ambiente,

hecho que no ocurre en el siguiente modelo C. Esto quiere decir que los datos obtenidos para un mayor número de celdas se acercan más al comportamiento real. Por todo lo anterior, es razonable continuar el estudio con el modelo C, ya que al tener una malla más refinada los resultados se asemejan más a la realidad.

2.5. MODELO DE BAJO Re

Durante la simulación se ha comprobado que para el modelo de turbulencia empleado hay un valor determinado de TSR por debajo del cual la solución no converge periódicamente.

Se ha llegado a la conclusión de que esto puede ocurrir debido a que el valor del número de Reynolds es más bajo de lo que se ha supuesto, por lo que el flujo de aire no se encuentra en un régimen turbulento totalmente desarrollado.

La expresión inicial que se ha utilizado para calcular este valor ha sido:

$$Re = \frac{\rho \cdot v \cdot D}{\mu} \quad (2.11)$$

Donde ρ es la densidad del aire en kg/m^3 , v es la velocidad de incidencia del aire en m/s , μ define la viscosidad del fluido en Ns/m^2 , y D el diámetro del rotor en m .

El valor obtenido para esta expresión es $Re=6.71 \cdot 10^5$, por lo que se encuentra en el límite entre flujo transición y totalmente desarrollado.

Existe otra expresión para calcular el número de Reynolds comúnmente utilizada en el estudio de aerogeneradores:

$$Re = \frac{\rho \cdot \omega R \cdot D}{\mu} \quad (2.12)$$

Para esta expresión el resultado que se ha obtenido para $TSR=0.5$ es $Re= 3.35 \cdot 10^3$, un valor por debajo del de régimen turbulento totalmente desarrollado, motivo por el cual se ha probado a cambiar el modelo de turbulencia a otro que incluya la hipótesis de número de Reynolds bajo.

Para el nuevo modelo los resultados sí convergen, aunque la curva C_m -TSR queda desplazada hacia abajo y hacia la izquierda, como se muestra en la Fig 2.17.

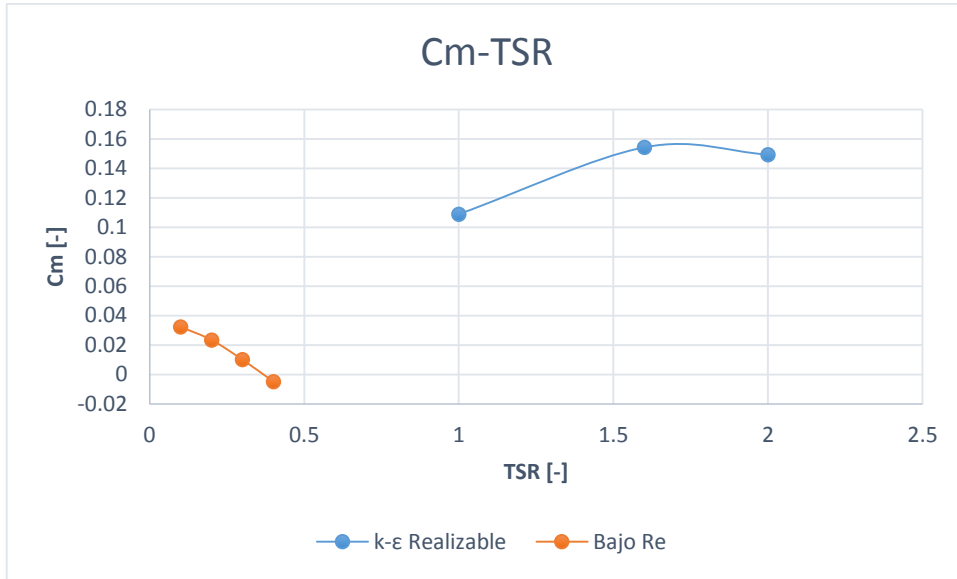


Fig. 2.17: Comparación curvas de comportamiento para dos modelos de turbulencia diferentes.

Se ha calculado el resto de la curva para los modelos C y D, ya que en este último los resultados para números de TSR superiores a 1.6 tampoco convergían.

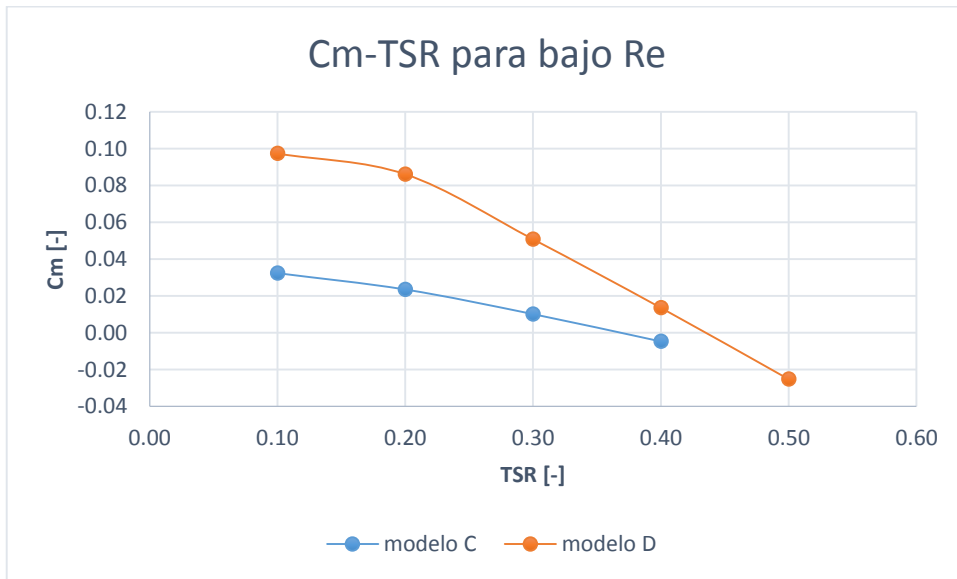


Fig. 2.18: Representación de Cm-TSR para un modelo de turbulencia con bajo número de Reynolds.

Se observa que el modelo podría llegar a ser válido, ya que ambas curvas tienen exactamente el mismo comportamiento, pero esto sólo se da para valores muy pequeños de TSR, y en la realidad los aerogeneradores de este tipo funcionan a un mayor número de revoluciones.

Se concluye, por tanto, que aunque esta hipótesis es válida, para este estudio carece de interés.

CAPÍTULO 3: Análisis del patrón de flujo para un modelo con brazos

En este capítulo se van a analizar las prestaciones de las secciones que incluyen los soportes de los perfiles. Este aspecto es algo que no se había realizado en los antecedentes previos. Aunque estas secciones no son significativas de la mayoría del aerogenerador, son de interés para contrastar los comportamientos con y sin brazos. Se presentarán los contornos de las variables fluidomecánicas ya que las curvas características se presentaron en la sección 2.4 al analizar la sensibilidad a la malla y la influencia de los modelos de turbulencia de bajo número de Reynolds.

3.1. ANÁLISIS PATRÓN DE FLUJO

El objeto de esta sección es analizar el comportamiento fluido en las secciones que cortan a los brazos para un aerogenerador H-Darrieus con tres perfiles NACA 0015 cuya solidez es 1.047 usando la malla C de aproximadamente 80000 celdas y el modelo de turbulencia $k-\varepsilon$ Realizable. Las condiciones de diseño se dan, como se ha mencionado en el capítulo anterior, para $TSR=1.6$, o lo que es lo mismo, para una velocidad de giro de 160 rad/s con un coeficiente de potencia del 25%.

Se considera posición del rotor favorable para el mínimo coeficiente de potencia instantáneo, lo que ocurre aproximadamente cuando los brazos están en las posiciones 0° , 120° y 240° . La posición desfavorable es, por tanto, para el mínimo C_P instantáneo y ocurre cuando los perfiles ocupan posiciones próximas a 60° , 180° y 300° . Como el problema es periódico, se van a analizar los contornos en estas dos posiciones límites. Los contornos no muestran todo el dominio computación, sino que se centran en la zona de interés bien sea en rotor o cada perfil.

3.1.1. CONTORNOS DE PRESIÓN

La Fig. 3.1 muestra los contornos de presión. Se recuerda que la corriente de aire va de izquierda a derecha y que el rotor gira en sentido anti horario. Como es de esperar en un aerogenerador, se observa alta presión aguas arriba del rotor y baja presión aguas abajo. La capa límite se va a desprender de los perfiles formando una estela compuesta por torbellinos cuyo núcleo se caracteriza por mínimas presiones locales.

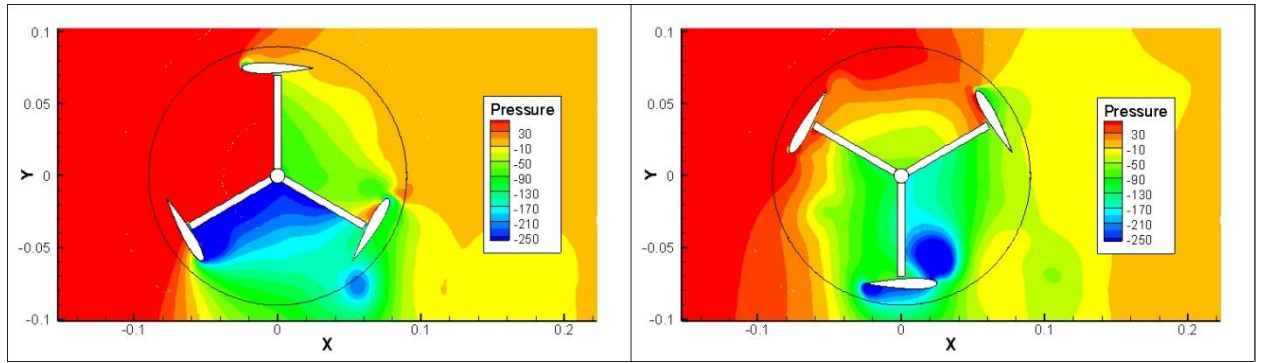


Fig. 3.1: Contornos de presión para un perfil NACA 0015, $\sigma=1.07$ y $TSR=1.6$. Izquierda: posición favorable. Derecha: posición desfavorable.

En la imagen de la izquierda se puede observar este comportamiento de manera muy clara en el perfil situado a 120° , donde el mínimo se muestra en color azul, rodeado por una zona verde y amarilla posteriormente. Esto quiere decir que se va a generar una estela de torbellinos, cada vez menos intensos según aumenta presión. En la posición desfavorable se aprecia la misma situación para el perfil situado a 180° .

Se puede justificar que la posición de la Fig. 3.1 izquierda es favorable frente a la de la derecha ya que la variación de presión es mayor en un espacio más pequeño. Mientras que en la posición desfavorable el rango de presiones indicado por los diferentes colores ocupa todo el rodete, en la posición favorable esta variación se ve impedida por el brazo situado a 0° , y sólo se aprecia el gradiente de presión entre los brazos a 0° y 240° .

3.1.2. CONTORNOS DE VORTICIDAD

En la figura 3.2 se pueden ver los contornos de vorticidad o lo que es lo mismo, el rotacional de la velocidad. Esta magnitud da una idea de cómo gira el fluido al comportarse como sólido rígido ya que su significado es el doble de la velocidad angular.

$$\overline{vorticidad} = \nabla \times \vec{v} = 2 \cdot \vec{\Omega} \quad (3.1)$$

Estos contornos han sido obtenidos en el postproceso de Tecplot calculando el rotacional del campo de velocidad suministrado con Fluent. Así los valores positivos indican rotación en contra de las agujas del reloj y los negativos a favor de las agujas del reloj. Así es más fácil identificar torbellinos contrarrotantes. Fluent sólo suministra la magnitud de la vorticidad, con lo que es más difícil identificar este tipo de estructuras.

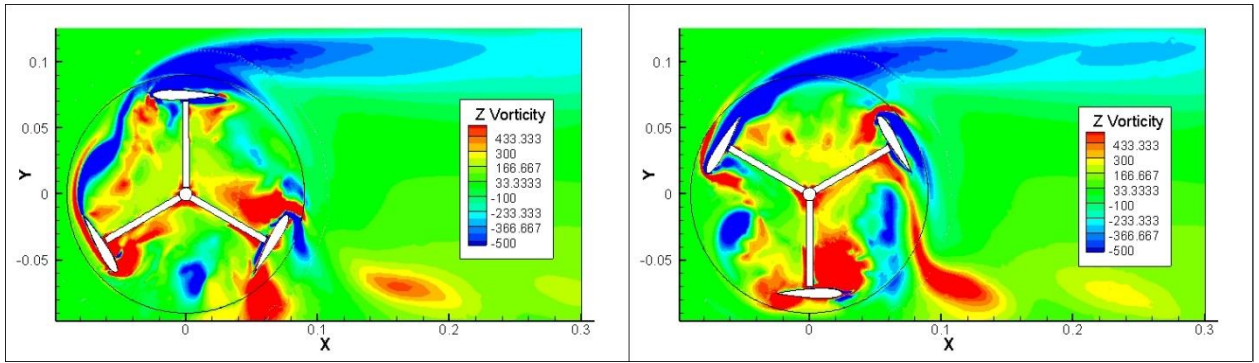


Fig. 3.2: Contornos de vorticidad para un perfil NACA 0015, $\sigma=1.07$ y $TSR=1.6$.
Izquierda: posición favorable. Derecha: posición desfavorable.

Las estelas que muestra esta imagen se caracterizan por torbellinos con valores máximos y mínimos de vorticidad. Se observa que las zonas en las que aparecen mínimos de presión en la Fig. 3.1, se corresponden con los centros de los torbellinos mostrados en la Fig. 3.2. Asimismo los gradientes de presión se corresponden con las estelas generadas por cada uno de los tres perfiles. De alguna forma, los contornos de vorticidad suministran más información que los de presión.

Se puede comprobar que los brazos suponen un bloqueo al paso de flujo y lo deflecan hacia el entorno.

3.1.3. COMPORTAMIENTO DE LOS ÁLABES

A medida que el rotor gira, los álabes se comportan de una u otra manera debido principalmente a la presión que actúa en sus caras interna y externa. Como ya se ha definido en el capítulo anterior, sección 2.1.1, las caras van a desempeñar la función de intradós o extradós. La presión es la fuerza por unidad de superficie, por lo que la magnitud de giro dependerá en gran medida de la resultante de la fuerza de presión en cada una de las caras de los perfiles.

Los torbellinos que aparecen en el borde de salida de los perfiles se deben a la diferencia de presión entre las caras interior y exterior de los mismos cerca del borde de salida. Cuando esta diferencia es muy grande, la magnitud de los torbellinos aumenta. Las Fig. 3.3 y 3.4 muestran los valores que toma la presión en cada uno de los perfiles. Comparando los contornos de vorticidad se puede comprobar que para los ángulos de 0° y 300° no hay torbellinos en el borde de salida; los valores son pequeños y no se aprecia un centro de giro. En los ángulos de 240° y 180° ocurre lo contrario, se distingue claramente el centro de giro, y en la gráfica se observa una diferencia entre los valores de la presión entra intradós y extradós.

Cabe añadir que esta diferencia de presiones no es demasiado grande, por lo que los torbellinos que se generan son moderados. Este hecho puede deberse a la influencia de los brazos.

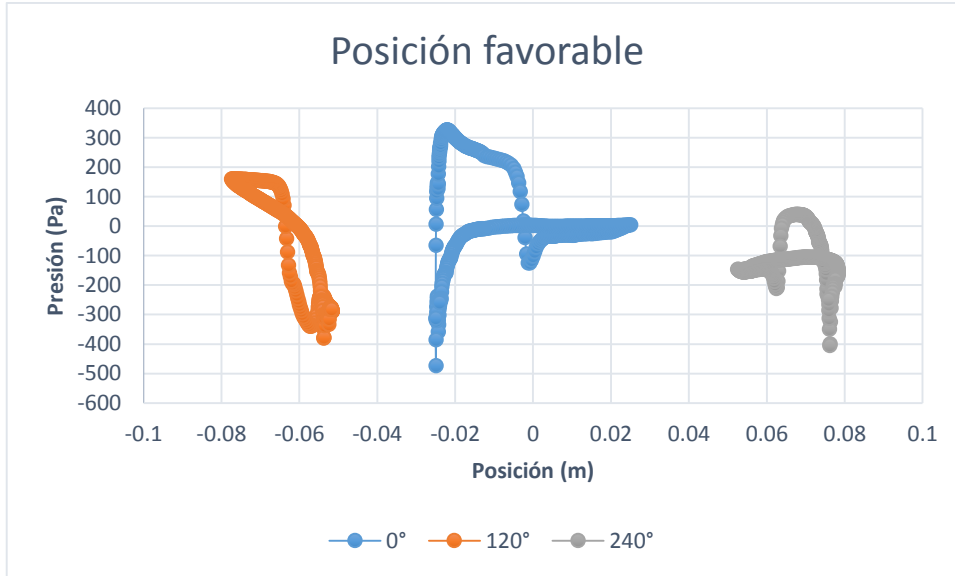


Fig. 3.3: Presión en los perfiles para la posición favorable.

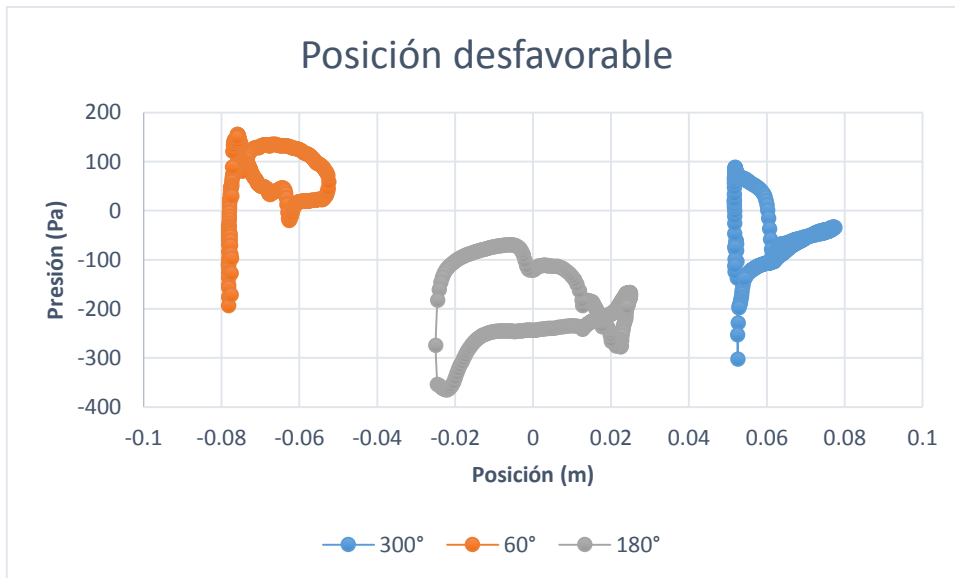


Fig. 3.4: Presión en los perfiles para la posición desfavorable.

A continuación se muestra una tabla que recoge cómo actúan las caras de los perfiles en función de la posición y la presión exterior.

Tabla. 3.1: Zonas correspondientes al intradós y extradós en función de la posición.

<i>Posición</i>	<i>Cara interior</i>	<i>Cara exterior</i>
0°	-	-
60°	intradós	extradós
120°	-	-
180°	intradós	extradós
240°	extradós	intradós
300°	extradós	intradós

3.1.4. ANÁLISIS DEL CAMPO DE VELOCIDADES

Para ver de una forma más clara el comportamiento del aire en las zonas próximas a los perfiles se ha hecho un análisis del campo fluido basado en el vector velocidad, incluido en la Fig. 3.5. Además el color está basado en el módulo de la velocidad.

En general, se aprecia que la capa límite va adherida a los perfiles, hecho que puede deberse a que los brazos conducen el fluido por toda la geometría del aerogenerador. También se pueden ver los puntos de remanso en los perfiles a 0° (en el borde de ataque) y 60° (en la cara exterior) al chocar la corriente de aire incidente contra éstos.

En el caso del perfil a 180° se ve cómo los brazos obstruyen el paso del fluido y se forma un torbellino.

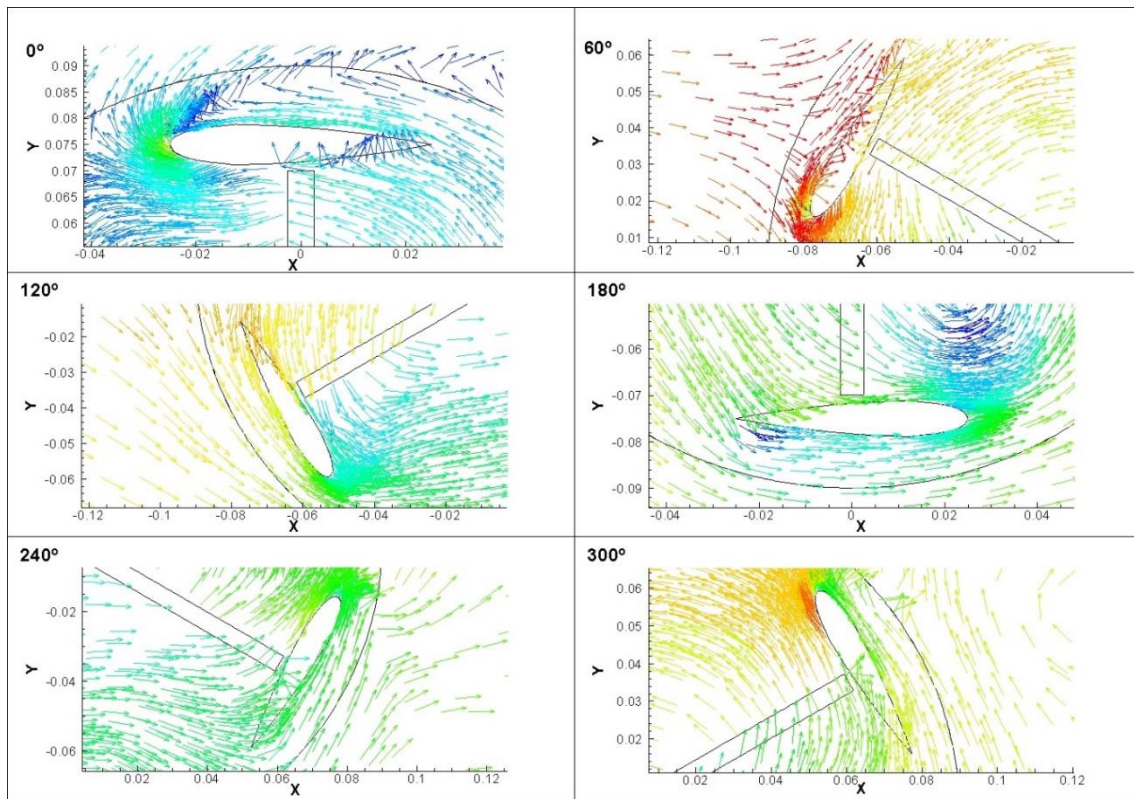


Fig. 3.5: Vectores velocidad en los contornos de los perfiles para un NACA 0015, $TSR=1.6$. Se incluyen los soportes.

El estudio de este resulta complejo, y además poco fiable, ya que los resultados distan mucho de proyectos anteriores en esta línea de investigación. La influencia de los brazos es importante, y teniendo en cuenta que éstos solo se encuentran en una mínima parte de la superficie total del aerogenerador es más conveniente hacer un estudio sin ellos, como se verá en el siguiente capítulo.

Dado que las secciones de los brazos no son significativas de un porcentaje elevado del aerogenerador, en el próximo capítulo se procederá al estudio del campo fluido sin brazos para contrastarlo con las secciones con brazos y estimar las prestaciones del aerogenerador.

CAPÍTULO 4: Análisis del patrón de flujo para un modelo sin brazos.

En el siguiente capítulo se analizan de nuevo las prestaciones del aerogenerador en lo que concierne a las secciones en las que no se incluyen los soportes de los perfiles, en comparación con el capítulo anterior en el que sí se han incluido. Para ello se han estudiado otros modelos de turbulencia con los que no se había trabajado anteriormente. Como novedad se hará una comparación de varios modelos con diferente ángulo de orientación de los álabes respecto a los soportes. Para todo lo anterior se analizarán los contornos de las variables fluidomecánicas más significativas.

4.1. INFLUENCIA DE LOS MODELOS DE TURBULENCIA

En este capítulo se ha llevado a cabo el análisis del modelo para un aerogenerador sin brazos para diferentes modelos de turbulencia que anteriormente no se habían estudiados en esta línea de trabajo. El refinado se ha llevado a cabo de la misma manera que para el caso anterior, obteniendo prácticamente el mismo número de celdas que el modelo que mejor comportamiento presentaba para el caso con brazos.

Hasta ahora se había verificado que el modelo que mejor se ajustaba a este estudio, de entre los modelos de 1 y 2 ecuaciones, era el $k-\varepsilon$ *Realizable* [Vega -2012]. La Fig. 4.1 muestra los valores que toma el coeficiente de potencia en función de TSR. El mayor valor coincide con $TSR=1.15$, por lo tanto este será el punto de diseño sobre el que se analizará la influencia de modelos de turbulencia de mayor número de ecuaciones.

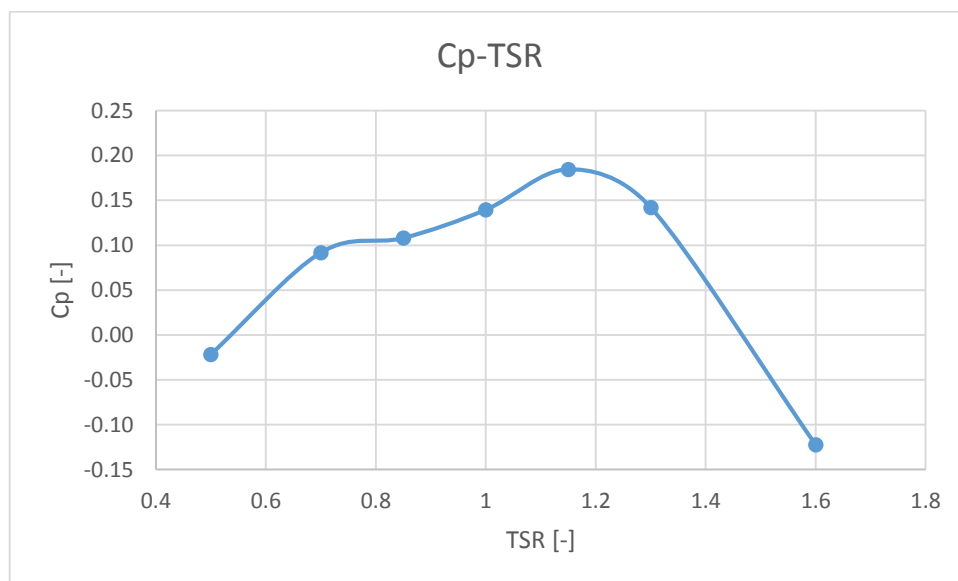


Fig. 4.1: Representación de la curva C_p -TSR para un NACA 0015 sin brazos, $\sigma=1.07$ usando el modelo de turbulencia $k-\varepsilon$ *Realizable*.

A continuación se enumeran los modelos de turbulencia que se han simulado para llevar a cabo el estudio y las ecuaciones en las que se basan ([Fluent-2009] y [Versteeg-2007]):

- **Transition k-k_L-ω**: Este modelo se utiliza para predecir el desarrollo de la capa límite y calcular el comienzo de la transición de régimen laminar a turbulento. Se rige por tres ecuaciones expresadas de la siguiente manera

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho\phi) + \text{div}(\rho\vec{v}\phi) = \text{div}(\Gamma\text{grad}\phi) + P - D \quad (4.1)$$

La Tabla 4.1 recoge los términos de cada una de las tres expresiones utilizadas: energía cinética turbulenta, energía cinética laminar e inverso de la escala temporal turbulenta.

Tabla 4.1: Definición de los términos de las ecuaciones para el modelo Transition k-k_L-omega.

Ecuación	ϕ	Γ	P	D
Energía cinética turbulenta	K_T	$\mu + \frac{\mu_T}{\sigma_T}$	P_{KT} R R_{NAT}	ωK_T D_T
Energía cinética laminar	K_L	$\mu + \frac{\mu_T}{\sigma_{K_L}}$	P_{KL}	R R_{NAT} D_L
Inverso escala temporal turbulenta	ω	$\mu + \frac{\mu_T}{\sigma_\omega}$	P_ω	$C\omega^2$

P y D son los términos fuente, algunos son función de las propiedades del flujo:

- P_{KT} representa la fluctuación de la turbulencia. Es función del tensor de deformación (S).
 - R indica un promediado de la transición a régimen turbulento, siendo función del inverso de la escala temporal turbulenta (ω).
 - R_{NAT} es función del tensor de rotación (Ω).
 - P_{KL} es función de S.
 - P_ω es función de la energía cinética turbulenta (K_T).
- **Transition SST**: Este modelo tiene en cuenta los casos en los que el flujo está en transición entre los regímenes laminar y turbulento, o en intermitencia entre éstos. Viene definido por la ecuación 4.2, basada en el estudio de [Lanzafame-2013].

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho Y) + \text{div}(\rho \vec{v} Y) = \text{div}\left(\left(\mu + \frac{\mu_T}{\sigma_Y}\right) \text{grad}(Y)\right) + S \quad (4.2)$$

S representa al término fuente, como se indica en la ecuación 4.3.

$$S = P_{\gamma 1} - D_{\gamma 1} + P_{\gamma 2} - D_{\gamma 2} \quad (4.3)$$

P y D indican la generación y destrucción del régimen laminar, es decir, la disipación de energía debida a la formación de torbellinos. Los términos bajo el subíndice 1 son función del tensor de deformación; bajo el subíndice 2 son función del tensor de rotación.

Para detectar si el flujo se encuentra en estado laminar o turbulento, existen dos funciones de control (ecuaciones 4.4 y 4.5) que son expresiones derivadas del número de Reynolds.

$$Re_v = \frac{\rho y^2 S}{\mu} \quad (4.4)$$

$$R_T = \frac{\rho K}{\mu \omega} \quad (4.5)$$

- Re Stress (tensiones de Reynolds): Este modelo se utiliza en régimen turbulento, en el que el valor que toman las variables varía en función del tiempo de manera que se puede obtener un promediado. Si se parte de las ecuaciones de Navier Stokes y se hace dicho promediado para cada una de las variables se obtienen las siguientes expresiones:

Ecuación de conservación de la masa:

$$\frac{\partial u_i}{\partial x_i} = 0 \quad (4.6)$$

Ecuación de conservación de cantidad de movimiento:

$$\rho \frac{\partial u_i}{\partial t} + \rho U_i \frac{\partial u_i}{\partial x_j} = -\frac{\partial p}{\partial x_i} + \rho F'_{mi} + \mu \frac{\partial^2 U_i}{\partial x_j \partial x_j} + \rho \frac{\partial}{\partial x_j} \left(-\overline{u'_i u'_j} \right) \quad (4.7)$$

Ecuación de conservación de la energía:

$$\rho C_p \frac{\partial U_i}{\partial t} + \rho C_p U_i \frac{\partial \theta}{\partial x_i} = \frac{\mu}{2} \left(\frac{\partial U_i}{\partial x_j} + \frac{\partial U_j}{\partial x_i} \right)^2 + \frac{\mu}{2} \overline{\left(\frac{\partial u'_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u'_j}{\partial x_i} \right)^2} + \frac{\partial}{\partial x_i} \left(k \frac{\partial \theta}{\partial x_i} - \rho C_p \overline{u'_i \theta'} \right) \quad (4.8)$$

El hecho de utilizar las variables como valores medios hace que aparezcan otros términos que definen el valor real de la variable frente al promedio, lo que provoca que al resolver las ecuaciones aparezcan muchas más incógnitas de las que aparecerían si no existieran fluctuaciones. Este hecho se conoce como “problema de cierre”.

La ecuación 4.9 indica las incógnitas debidas a las tensiones de Reynolds, mientras que la ecuación 4.10 muestra las incógnitas debidas al flujo de calor turbulento.

$$-\rho \overline{u'_i u'_j} = \begin{bmatrix} -\rho \overline{u'^2} & -\rho \overline{u'v'} & -\rho \overline{u'w'} \\ -\rho \overline{u'v'} & -\rho \overline{v'^2} & -\rho \overline{v'w'} \\ -\rho \overline{u'w'} & -\rho \overline{v'w'} & -\rho \overline{w'^2} \end{bmatrix} \quad (4.9)$$

$$-\rho C_p \overline{u'_i \theta'} = -\rho C_p (\overline{u' \theta'}, \overline{v' \theta'}, \overline{w' \theta'}) \quad (4.10)$$

En el caso de este estudio el problema se reduce, ya que se ha trabajado en dos dimensiones y además con un análisis isoterma, por lo que todos los términos que dependen de la temperatura desaparecen.

Se tienen, por tanto, un total de cinco ecuaciones a resolver.

Los tres tipos que se han analizado han sido *Linear*, *Quadratic* y *Stress-Omega*.

4.2. COMPARACIÓN DE LOS MODELOS

En la Fig. 4.2 se muestra el coeficiente de potencia frente a diferentes modelos de turbulencia para la TSR de diseño. Se puede comprobar que los tres valores más altos de C_p se obtienen con *k-ε Realizable*, *Transition SST* y *Re Stress Quadratic*. Según [Lanzafame-2014], el modelo que mejor refleja el comportamiento de este tipo de aerogeneradores es el *Transition SST*, lo cual tiene lógica, ya que como se ha mencionado anteriormente se simula un flujo en transición. Del capítulo anterior se sabe que para ciertos valores de TSR pequeños la solución no converge periódicamente, mientras que para el modelo de bajo número de Reynolds la

solución converge pero no refleja el comportamiento real, por lo que se podría asumir que el flujo se encuentra en un estado transitorio.

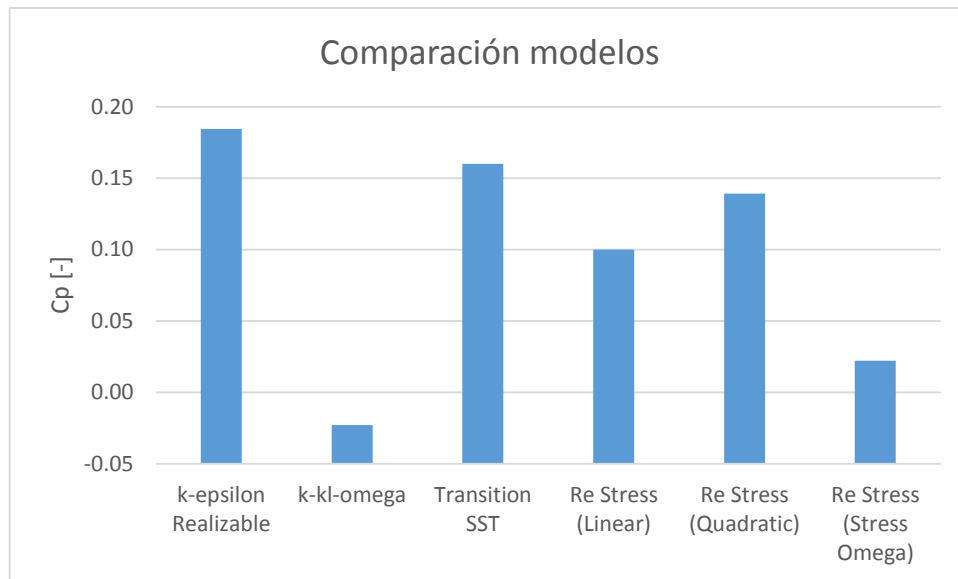


Fig. 4.2: Comparación del coeficiente de potencia de los distintos modelos de turbulencia.

De acuerdo con lo anterior se han elegido $k-\epsilon$ Realizable y *Transition SST*, y se han representado en la Fig. 4.3 junto con una curva experimental del modelo *Transition SST* [Lanzafame-2014] obtenida para un aerogenerador NACA 0015 con una solidez de 0.48. Se puede observar que en torno al punto de diseño el comportamiento es prácticamente el mismo para los tres casos.

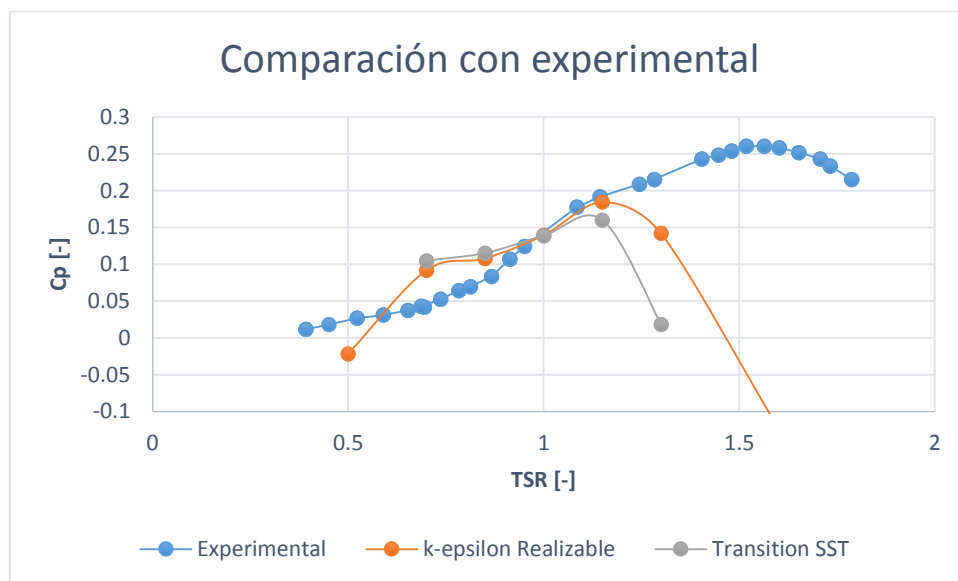


Fig. 4.3: Comparación de la curva C_p -TSR de los modelos $k-\epsilon$ Realizable y *Transition SST* para NACA 0015 con $\sigma=1.07$ frente a valores experimentales [2014-Lanzafame] para NACA 0015 con $\sigma=0.48$.

El análisis del patrón de flujo se ha centrado en el modelo *Transition SST*, por no haberse tratado con anterioridad en esta línea de investigación.

4.3. TRATAMIENTO DE LA TURBULENCIA CERCA DE LAS PAREDES

Como se ha mencionado en el capítulo anterior, en este tipo de aerogeneradores los brazos que sujetan los perfiles sólo lo hacen en determinados planos horizontales, por lo que para la simulación en dos dimensiones es más acertado utilizar modelos sin brazos. En este caso, que es el que se presenta en casi la totalidad del aerogenerador, sí que es importante el tratamiento de la turbulencia cerca de las paredes.

Por otros trabajos anteriores se sabe que existen abundantes desprendimientos en las capas límites de los perfiles, tanto es así que se puede considerar que ésta no existe. Las condiciones que se han impuesto en el tratamiento cerca de las paredes por tanto son las de no equilibrio.

Para comprobarlo, se han obtenido los valores que toma y^+ en los perfiles (Fig. 4.4). En la subcapa laminar y^+ se mantiene menor o igual que 5, mientras que en la subcapa logarítmica toma valores por encima de 30. En este caso la mayoría de los valores se encuentran entre 5 y 30, por lo que se asume que no existen condiciones de equilibrio y la anterior hipótesis queda verificada.

La Fig. 4.4 también es válida para asegurar la calidad de la malla, de la misma manera que en capítulo 2. Los valores de y^+ son menores que 30 por lo que por la ecuación 2.10 se deduce que el tamaño de las celdas es apropiado.

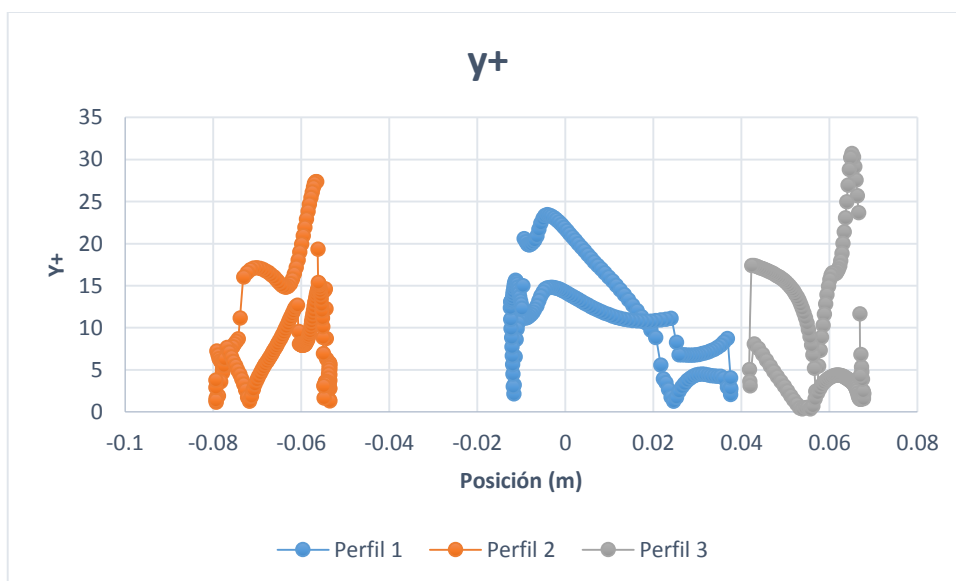


Fig. 4.4: Representación de y^+ en los perfiles.

4.4. COMPARACIÓN ENTRE LAS CURVAS DE LOS MODELOS CON Y SIN BRAZOS

Existe cierta diferencia en el comportamiento entre estos dos modelos. Este hecho se aprecia en la Fig. 4.5 en la que para el modelo con brazos el punto de diseño, aunque se obtiene prácticamente el mismo coeficiente de par, ocurre a mayor TSR. Este comportamiento se debe a que al considerarse los brazos la masa del aerogenerador es mayor, por lo que tiene más inercia y la velocidad del rotor aumenta para la misma velocidad de incidencia del chorro de aire. Además, al incluir los soportes existe mayor superficie de contacto, por lo que el arrastre que sufre el rotor aumenta.

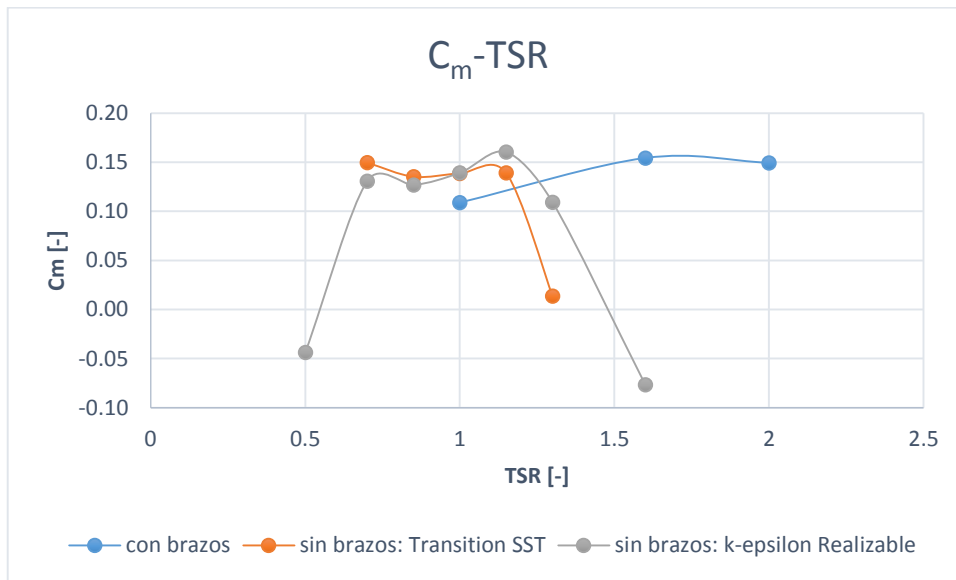


Fig. 4.5: Representación del coeficiente de par frente a TSR de dos modelos con brazos y de uno sin brazos.

Se prefiere este comportamiento, ya que como indicaba la ecuación 2.3, el valor de TSR es un indicador de la velocidad angular del rotor frente a la velocidad del flujo de aire incidente. Cuanto mayor sea esta velocidad de giro, más potencia se obtendrá.

La Fig. 4.6 es una muestra de ello; el coeficiente de potencia para el punto de diseño (en el caso del modelo sin brazos se da para $TSR=1.6$) es mayor que para el modelo actual.

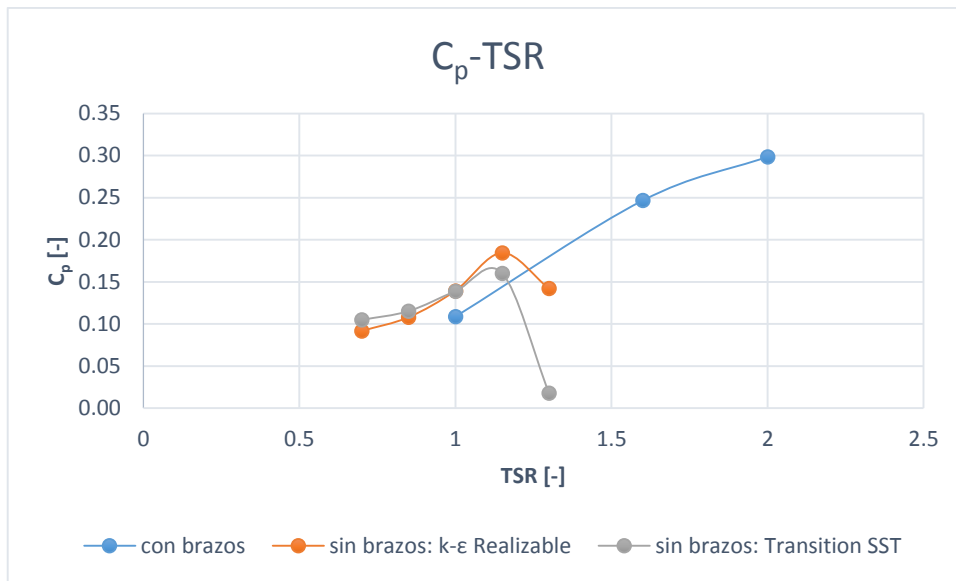


Fig. 4.6: Representación del coeficiente de potencia frente a TSR de dos modelos con brazos y de uno sin brazos

Si se tiene en cuenta lo mencionado en el apartado anterior en cuanto al realismo del modelo, es evidente que el estudio debe realizarse para el modelo sin brazos, ya que de otra manera los resultados no serían precisos.

4.5. PATRÓN DE FLUJO SIN BRAZOS

El comportamiento en este caso es totalmente diferente al modelo en el que se han incluido los brazos. Las posiciones favorable y desfavorable son las contrarias, como se puede ver en la Fig. 4.7. Los máximos de C_m se dan en 60° , 180° y 300° aproximadamente. Aunque parece que la periodicidad es irregular, se mantiene constante en cada vuelta.

El promediado del coeficiente de par toma un valor de 0.139, menor que para el caso anterior, en el que era de 0.154, dando una diferencia del 9.74%.

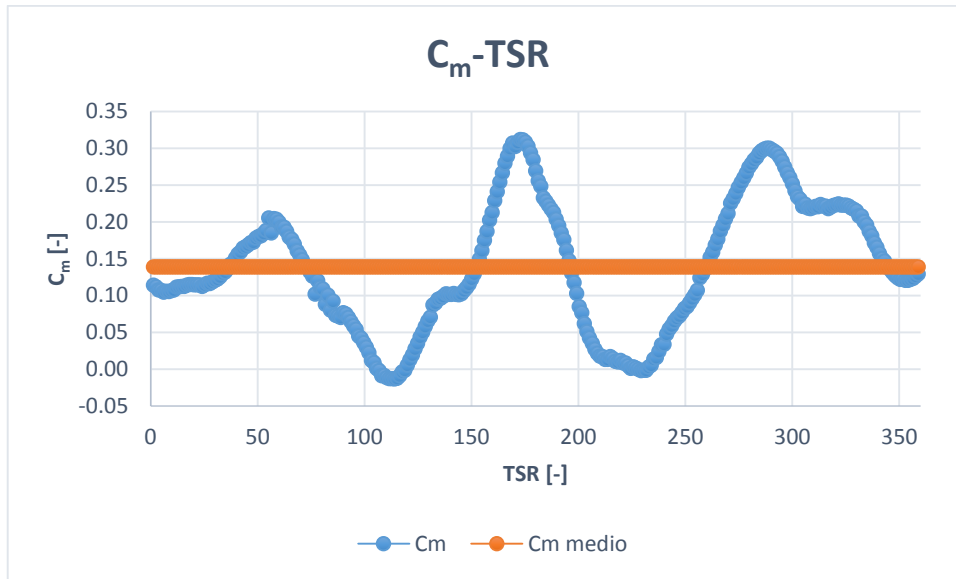


Fig. 4.7: Representación de la variación del coeficiente de par en función del ángulo en una vuelta completa para un modelo NACA 0015 sin brazos a una velocidad angular de 115rad/s.

4.5.1. CONTORNOS DE PRESIÓN

Los contornos de presión obtenidos para el modelo sin brazos distan mucho de los obtenidos anteriormente bajo el mismo rango de variación. Como se puede observar en la Fig. 4.8, el fluido no es guiado hacia las paredes, por lo tanto no existen estelas de gran magnitud como se veía en el caso anterior.

En este caso destacan los centros de los torbellinos dentro del propio rotor; son los puntos de mínima presión local.

Se puede identificar que la variación de presión en la zona de acción del rodete es mucho menor, lo que hace que el aerogenerador se impulse en menor medida, es decir, menor velocidad de giro con la misma velocidad de incidencia del chorro de aire, por lo que los resultados concuerdan con los obtenidos en la Fig. 4.5 en la que el coeficiente de par se obtiene para una menor TSR.

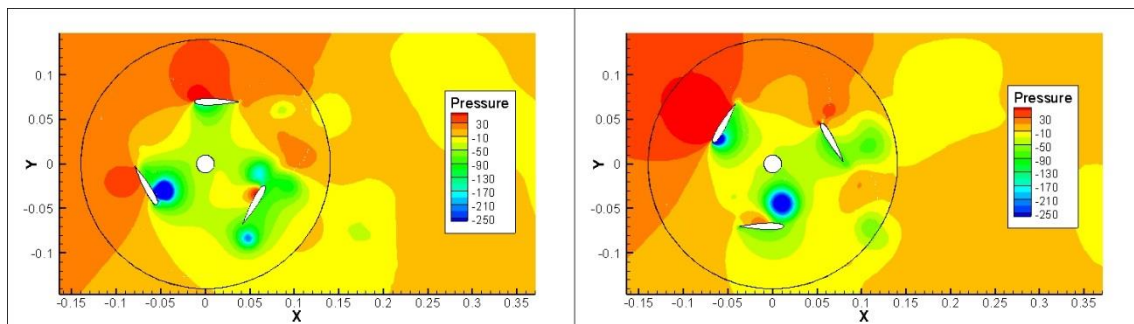


Fig. 4.8: Contornos de presión para un perfil NACA 0015, $\sigma=1.047$ y $TSR=1.6$. Izquierda: posición favorable. Derecha: posición desfavorable.

4.5.2. CONTORNOS DE VORTICIDAD

En contraste con los contornos de vorticidad del modelo sin brazos, en la Fig. 4.9 se ve claramente que aparecen torbellinos definidos en la zona de acción del rodete. Las estelas que se generan están formadas nuevamente por torbellinos contrarrotantes; sentido de giro contrario a las agujas del reloj son vorticidades positivas mientras que son vorticidades negativas cuando giran según el reloj.

Los torbellinos formados en el borde de salida de los perfiles indican que tiene lugar el desprendimiento de la capa límite. Este hecho se puede comprobar de manera muy evidente en los perfiles situados a 0° y 120° , y verifica la hipótesis del tratamiento de no equilibrio cerca de la pared.

La estela del perfil a 60° incide en el perfil 0° . Esta perturbación provoca que el rotor no desarrolle el movimiento de manera eficiente, hecho que explica que esta posición sea desfavorable frente a la mostrada en la imagen derecha.

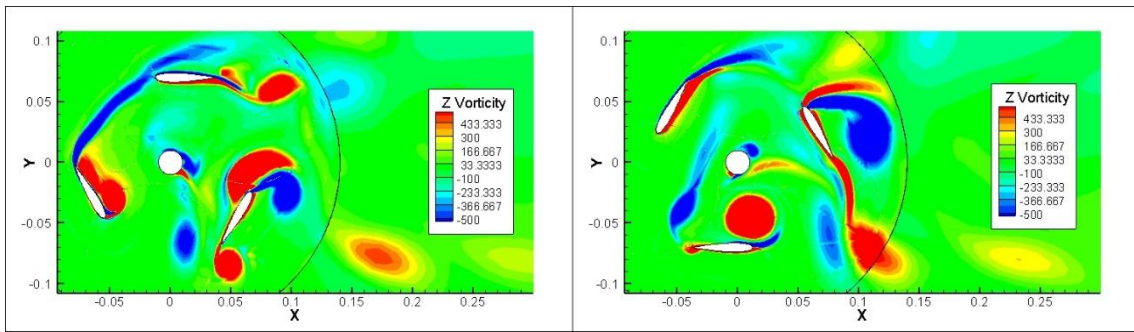


Fig. 4.9: Contornos de presión para un perfil NACA 0015, $\sigma=1.047$ y $TSR=1.6$. Izquierda: posición favorable. Derecha: posición desfavorable.

4.5.3. ANÁLISIS DEL CAMPO DE VELOCIDADES

Los perfiles de velocidad mostrados en la Fig. 4.10 evidencian un mayor desprendimiento de la capa límite en los contornos de los perfiles que en el modelo que incluye los soportes de los mismos. Tal es el caso de los perfiles en las posiciones de 0° y 60° , en las que observando los contornos de vorticidad de la Fig. 4.9 se preveía este comportamiento, ya que los tonos de color rojo reflejaban turbulencia en las proximidades de los álabes.

En la posición a 120° se aprecia un remolino en la cara interior del perfil, de mínima presión que la exterior. El sentido de giro se da en contra de las agujas del reloj, comportamiento que se justifica con la diferencia de presiones en el borde de salida; el fluido se desplaza hacia la zona de mínima presión y el camino que sigue se traduce en el sentido de giro.

Resulta interesante analizar el perfil en la posición de 240° , en la que se aprecian dos torbellinos en el borde de ataque y de salida. Tal y como se muestra en los contornos de presión en la Fig. 4.8 existen dos puntos de mínima presión en esas zonas, además de manifestarse claramente la vorticidad en estos puntos.

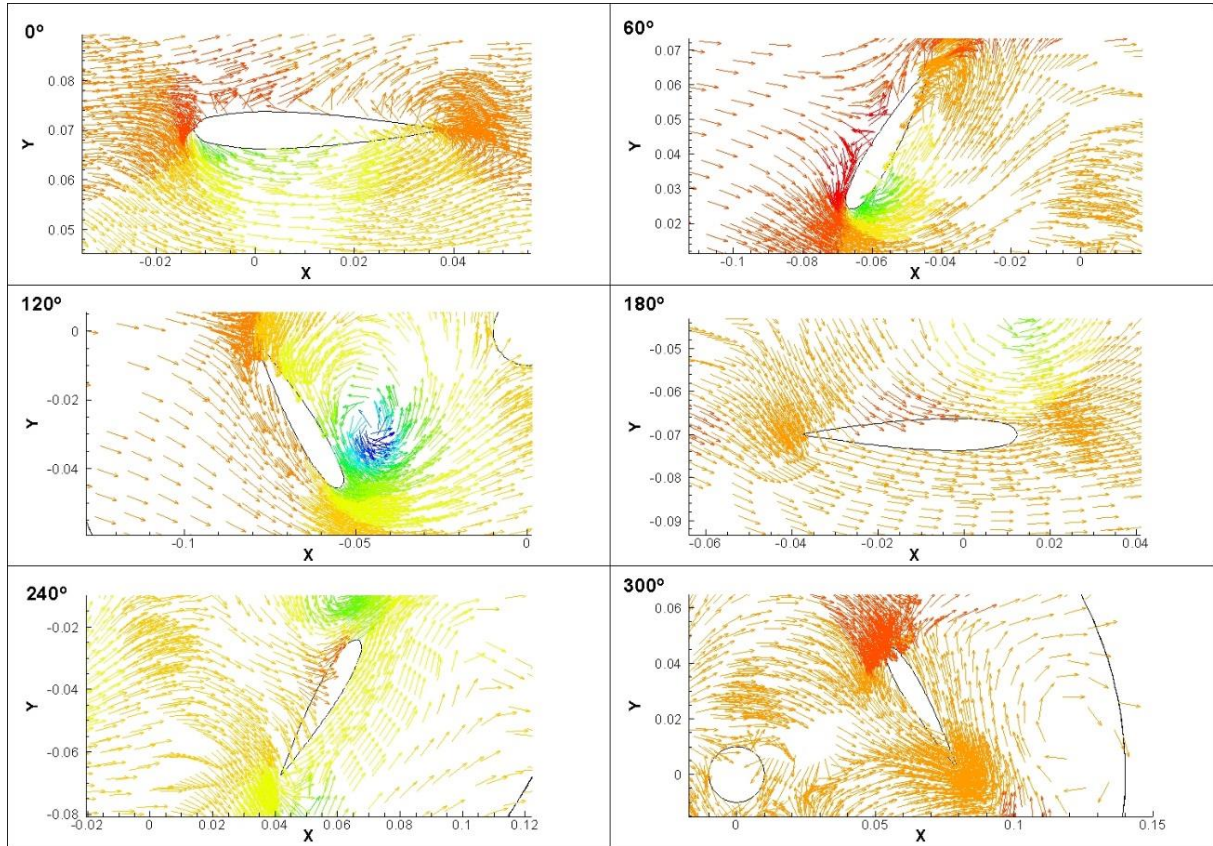


Fig. 4.10: Vectores velocidad en los contornos de los perfiles para un NACA 0015, $TSR=1.15$.

4.6. VARIACIÓN ÁNGULO DE PITCH

En ángulo de Pitch indica la orientación del álabe en función de la dirección de incidencia del aire. En las secciones previas de esta memoria, se ha trabajado con un ángulo de 0° fijo. En este apartado se han incluido dos ángulos diferentes: $\beta=-6^\circ$ y -10° , siendo $-\beta$ el ángulo indicado en la Fig. 4.11. Aunque este valor haya variado, el álabe sigue manteniéndose fijo para cada uno de los casos.

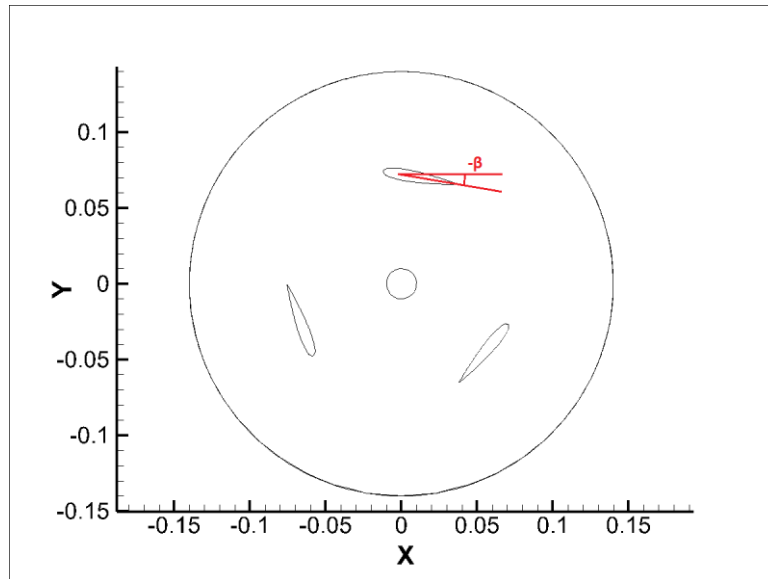


Fig. 4.11: Ángulo de Pitch.

La Fig. 4.12 muestra las curvas del coeficiente de potencia frente a TSR realizadas por [Amstrong-2012], en las que se observa que el ángulo óptimo de Pitch para un NACA 0015 de solidez 0.21 es $\beta = -6^\circ$. A medida que aumenta β , también lo hace C_p , hasta que llega un determinado punto en el que disminuye.

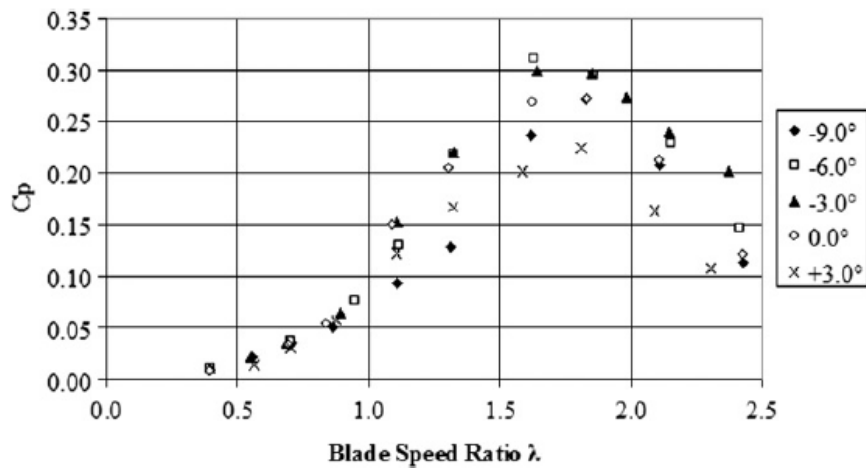


Fig. 4.12: Representación del coeficiente de potencia frente a TSR para un NACA 0015, $\sigma=0.21$. [Amstrong-2012].

El hecho de estudiar un ángulo mayor que el óptimo para el estudio de [Amstrong-2012] se debe a que la solidez del perfil objeto de este trabajo es cinco veces mayor ($\sigma=1.07$). Según [Esteban-2014], para un mismo valor de TSR, si se aumenta la solidez aumenta el coeficiente de potencia. Si esto le sumamos que al aumentar el ángulo de Pitch, aumenta dicho coeficiente, tiene sentido analizar el comportamiento para $\beta = -10^\circ$.

En ambos casos, la malla presenta el mismo número de celdas que para casos anteriores, evitando así la descompensación de los resultados.

La Fig. 4.13 muestra el valor que toma C_p en función de TSR para los tres ángulos evaluados. Es evidente que para los ángulos de -6° y -10° mejora, siendo el primero más válido ya que se obtiene el mismo valor de coeficiente de potencia máximo a mayor TSR. Este hecho verifica que al cambiar demasiado la orientación del álabe el rendimiento disminuye.

Analizando los valores que toma C_p para cada uno de los tres ángulos, se comprueba que hay un porcentaje de mejora del 70% para -6° y -10° respecto a C_p para 0° .

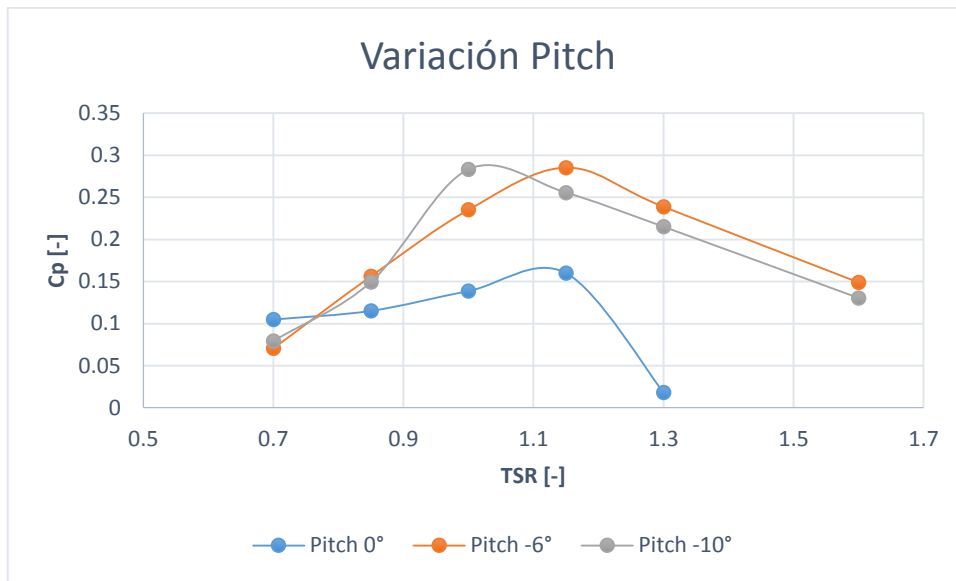


Fig. 4.13: Representación del coeficiente de potencia frente a TSR para un NACA 0015, $\sigma=1.07$ y diferentes ángulos de Pitch.

4.6.1 CONTORNOS DE PRESIÓN

Los contornos de presión mostrados en la Fig. 4.13 evidencian la diferencia al modificar la orientación de los álabes. En cualquiera de los dos casos favorables, hay menores puntos de mínima presión y más pequeños, de lo que se deduce que aparecerán menos torbellinos y de menor intensidad, por lo que el consumo de energía para hacer girar el aerogenerador será menor, y por tanto se obtendrá un rendimiento mayor.

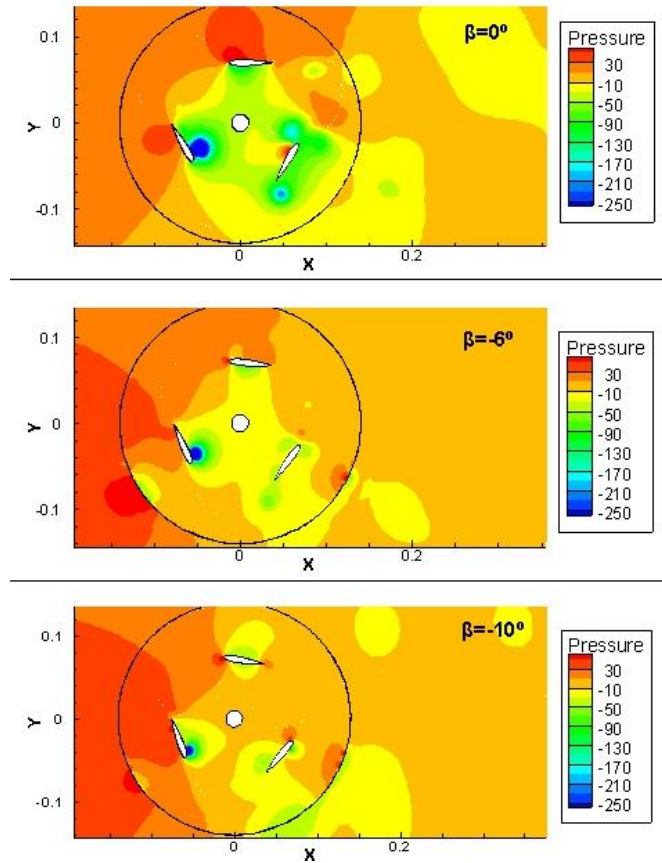


Fig. 4.13: Contornos de presión para un NACA 0015, $TSR=1.15$. Variación del ángulo de Pitch.

Existen ciertas discontinuidades en la entre fase entre las zonas del rotor y del ambiente debido a la calidad de la malla, aunque este hecho carece de importancia ya que no afecta a los resultados que se buscan.

4.6.2. CONTORNOS DE VORTICIDAD

Como se ha comentado en los contornos de presión, la intensidad de los torbellinos es menor cuando los perfiles están girados cierto ángulo. Esto se puede comprobar en la Fig. 4.14, en la que en las dos últimas imágenes se distingue menos variación de los colores. Además, las estelas son más difusas en comparación con el ángulo de 0° , caso en el que las estelas están formadas por torbellinos bien definidos, como se ha comentado anteriormente.

Se ha visto que uno de los factores que afectaban al rendimiento del aerogenerador en la posición desfavorable era que la estela del perfil situado a 120° influía sobre el perfil a 0° . Con la variación del ángulo de Pitch este problema desaparece. En los casos de $\beta=-6^\circ$ y $\beta=-10^\circ$ la estela pasa por el exterior del perfil, por lo que no influye, o influye muy poco en el movimiento del rotor.

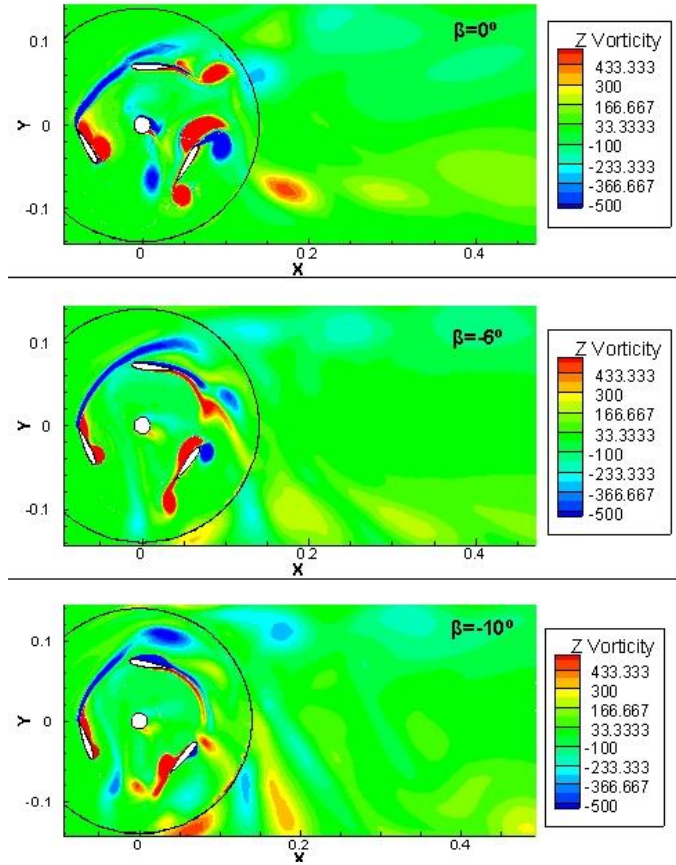


Fig. 4.14: Contornos de vorticidad para un NACA 0015, $TSR=1.15$. Variación del ángulo de Pitch.

En cuanto al desprendimiento de capa límite, se distingue en el primer caso un torbellino formado en el borde de salida, mientras que en los otros dos casos los contornos en tonos azules y rojos no muestran que haya formación de torbellino, sino la turbulencia cerca de las paredes, por lo que desprendimiento de capa límite como tal sólo se da cuando $\beta=0^\circ$.

4.6.4. ANÁLISIS VECTORIAL DE VELOCIDADES

Los vectores de velocidad mostrados en la Fig. 4.14 muestran el comportamiento de la capa límite para cada uno de los tres casos. Sólo se han graficado en la posición desfavorable los perfiles situados en la posición de 0° .

Como se ha visto en los contornos de vorticidad, existe desprendimiento de capa límite en el primer caso. Los vectores muestran claramente cómo el fluido no se adhiere al perfil en este caso, y además cada partícula lleva diferente dirección de la velocidad.

Para el caso en el que $\beta = -10^\circ$ se da un caso distinto. Se ve que los vectores en la cara exterior del perfil tienen la misma dirección y sentido, e inmediatamente después se produce un torbellino. Éste es debido a la estela que genera el perfil situada en la posición de 120° .

Cuando $\beta = -6^\circ$ sí existe capa límite adherida casi hasta llegar al borde de salida.

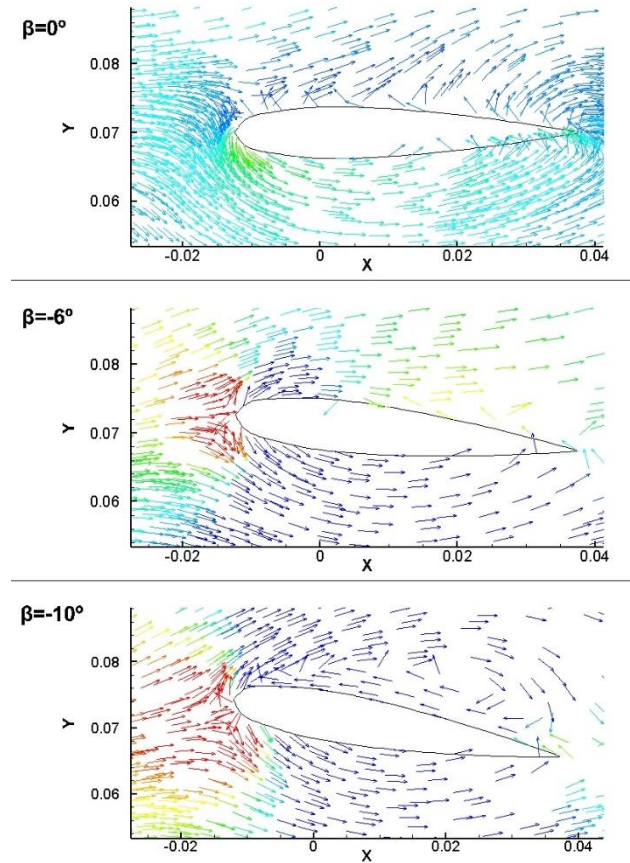


Fig. 4.14: Vectores velocidad para un NACA 0015, $TSR=1.15$. Variación del ángulo de Pitch.

Se deduce, por tanto, que la mayor potencia se obtendrá para un ángulo de pitch de -6° , ya que se generan menos torbellinos que consumen menos energía y las estelas de unos perfiles no perturban el flujo incidente sobre otros perfiles.

CAPÍTULO 5: Conclusiones y trabajos futuros.

5.1. CONCLUSIONES

Las conclusiones que se obtienen tras el estudio numérico bidimensional del aerogenerador con tres perfiles NACA 0015 de $\sigma=1.07$ son las siguientes:

- El número de celdas óptimo para obtener resultados válidos está en torno a 80.000 cuando se trabaja en dos dimensiones. Un número mayor requiere más coste computacional con poca variación de estos resultados, mientras que si se simula con menos celdas las conclusiones pueden llevar a error, ya que no captan correctamente el comportamiento del fluido.
- Se han estudiado nuevos modelos de turbulencia que no habían sido testados en trabajos previos en la misma línea de investigación:
 - El modelo de bajo número de Reynolds proporciona resultados poco prácticos para este estudio, ya que las TSR para las que se obtienen coeficientes de par positivos son de un valor menor que el que se obtiene en la realidad.
 - Tensiones de Reynolds: la periodicidad de los resultados es correcta para el caso de las tensiones cuadráticas, aunque el valor del coeficiente de potencia que se ha conseguido no alcanza los obtenidos con otros modelos, por lo que se ha desechado.
 - *Transition SST*: La periodicidad obtenida no es tan clara como para otros modelos, pero al validar los resultados, la curva del coeficiente de potencia frente a TSR se asemeja mucho al modelo utilizado por [Vega-2012], y a los valores obtenidos experimentalmente por [Lanzafame-2014]. Además este modelo tiene en cuenta el paso del flujo de régimen laminar a turbulento, hipótesis válida debido a que los valores del número de Reynolds con los que se ha trabajado se encuentran a caballo entre estos dos regímenes.
- La inclusión de los soportes de los perfiles en el modelo numérico muestra evidentes diferencias en el patrón de flujo. Aparecen numerosos torbellinos debido a que el fluido queda atrapado entre los brazos, además de deflectar el flujo de aire hacia los extremos del rotor. Las posiciones favorables, para las que se obtiene un mayor coeficiente de potencia instantáneo, son las intermedias a las que se dan si no se incluyen los soportes. Como la mayor parte de los planos horizontales que cortan el aerogenerador no incluyen los brazos, se concluye que no tiene sentido incluirlos en el estudio, ya que los resultados obtenidos para el coeficiente de par no se diferencian tanto, pero ha llevado mucho trabajo obtener las condiciones numéricas para lograr la convergencia.

- Se han analizado las prestaciones del aerogenerador al variar el ángulo de Pitch, pero manteniéndolo fijo en cada caso. [Amstrong-2012] indicaba que el ángulo óptimo para una solidez cinco veces menor que la que se ha utilizado para este estudio era -6° . Se ha comprobado que para $\sigma=1.07$ este ángulo se encuentra entre -6° y -10° , obteniendo así un 70% de mejora en el valor del coeficiente de potencia de diseño.

5.2. TRABAJOS FUTUROS

Tras finalizar el estudio, en base los resultados y conclusiones que se han obtenido, se proponen los siguientes trabajos futuros para continuar con la línea de investigación:

- Estudiar de la interacción fluido-estructura con un grado de libertad; es decir, teniendo en cuenta la inercia del aerogenerador y calcular el coeficiente de par en función de la velocidad angular a la que gira el rotor. Estos cálculos están basados en la ecuación 5.1.

$$M = I \cdot \omega \quad (5.1)$$

- Profundizar en los nuevos modelos de turbulencia empleados, concretamente Transition SST y Tensiones de Reynolds, ya que pese a tener ciertas deficiencias, los resultados obtenidos son periódicos y coherentes.
- Analizar los efectos que tiene la incorporación de los soportes en el modelo numérico en tres dimensiones.
- Investigar sobre los problemas de periodicidad en un modelo con brazos a valores altos y bajos de velocidad de giro del aerogenerador.
- Comparar los resultados con los obtenidos para perfiles de menor grado de solidez, ya que lo recomienda la mayor parte de la literatura sobre la que se ha basado esta investigación.

REFERENCIAS

- [Vega-2012], Vega C.V. Elaboración de un modelo basado en CFD para predecir el comportamiento de un Aerogenerador de Eje Vertical. TFM UVA 2012.
- [Ramos-2013], Ramos R. Desarrollo y explotación de una herramienta CAD para la optimización del diseño de un aerogenerador Darrieus tipo H. PFC UVA 2013.
- [Esteban-2014], Esteban M. Estudio numérico de la influencia de la solidez en aerogeneradores H-Darrieus con perfiles NACA 0025. PFC UVA 2014.
- [González-2014], González F. Análisis CFD de aerogeneradores H-Darrieus. Influencia de la solidez en perfiles asimétricos NACA. PFC UVA 2014.
- [Lanzafame-2014], R. Lanzafame, S. Mauro, M. Messina. “2D CFD Modeling of H-Darrieus Wind Turbines using a Transition Turbulence Model”. Energy Procedia 45 (2014) 131 – 140.
- [Lanzafame-2013], R. Lanzafame, S. Mauro, M. Messina. “Wind turbine CFD modeling using a correlation-based transitional model”. Renewable Energy (2013).
- [Armstrong-2012], Shawn Armstrong, Andrzej Fiedler¹, Stephen Tullis. “Flow separation on a high Reynolds number, high solidity vertical axis wind turbine with straight and canted blades and canted blades with fences”. Renewable Energy (2012).
- [Salman-2014], M. Salman Siddiqui, Naveed Durrani, Imran Akhtar. “Quantification of the effects of geometric approximations on the performance of a vertical axis wind turbine”. Renewable Energy (2015).
- [Fluent-2009], User Guide. Fluent v 12.0 (2009).
- [REE-2013], Red Eléctrica de España. “El sistema eléctrico español” (2013).
- [Versteeg-2007], H K Versteeg, W Malalasekera. “An Introduction to Computational Fluid Dynamics. THE FINITE VOLUME METHOD”. Second Edition. Pearson Education Limited. ISBN: 978-0-13-127498-3 (2007).

Páginas web:

<http://ecol-a-t.blogspot.com.es/2012/08/energia-eolica-ii.html>

ANEXO 1

Fluent

Version: 2d, pbns, trans-sst, transient (2d, pressure-based, trans-sst model, transient)

Release: 14.5.7

Title:

Models

Model	Settings
Space	2D
Time	Unsteady, 1st-Order Implicit
Viscous	Transition SST model
Heat Transfer	Disabled
Solidification and Melting	Disabled
Species	Disabled
Coupled Dispersed Phase	Disabled
NOx Pollutants	Disabled
SOx Pollutants	Disabled
Soot	Disabled
Mercury Pollutants	Disabled

Material Properties

Material: air (fluid)

Property	Units	Method	Value(s)
Density	kg/m3	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
Thermal Expansion Coefficient	1/k	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

Cell Zone Conditions

Zones

name	id	type
------	----	------

```

-----
rotor      2      fluid
ambiente   3      fluid

```

Setup Conditions

rotor

```

          Condition
Value    -----
-----
          Material Name
air
          Specify source terms?
no
          Source Terms
((mass) (x-momentum) (y-momentum) (k) (epsilon))
          Specify fixed values?
no
          Fixed Values
((x-velocity (inactive . #f) (constant . 0) (profile )) (y-
velocity (inactive . #f) (constant . 0) (profile )) (k (inactive .
#f) (constant . 0) (profile )) (epsilon (inactive . #f) (constant
. 0) (profile )))
          Frame Motion?
no
          Relative To Cell Zone
-1
          Reference Frame Rotation Speed (rad/s)
0
          Reference Frame X-Velocity Of Zone (m/s)
0
          Reference Frame Y-Velocity Of Zone (m/s)
0
          Reference Frame X-Origin of Rotation-Axis (m)
0
          Reference Frame Y-Origin of Rotation-Axis (m)
0
          Reference Frame User Defined Zone Motion Function
none
          Mesh Motion?
yes
          Relative To Cell Zone
-1
          Moving Mesh Rotation Speed (rad/s)
115
          Moving Mesh X-Velocity Of Zone (m/s)
0
          Moving Mesh Y-Velocity Of Zone (m/s)
0
          Moving Mesh X-Origin of Rotation-Axis (m)
0
          Moving Mesh Y-Origin of Rotation-Axis (m)
0

```

```

none      Moving Mesh User Defined Zone Motion Function
no        Deactivated Thread
no        Laminar zone?
no        Set Turbulent Viscosity to zero within laminar zone?
yes       Embedded Subgrid-Scale Model
0         Momentum Spatial Discretization
0         Cwale
0.325    Cs
0.1      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/m2)
0         Direction-2 Viscous Resistance (1/m2)
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         Interfacial Area Density (1/m)
1         Heat Transfer Coefficient (w/m2-k)
1

```

ambiente

```

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

```

Specify fixed values?
no
Fixed Values
()
Frame Motion?
no
Relative To Cell Zone
-1
Reference Frame Rotation Speed (rad/s)
0
Reference Frame X-Velocity Of Zone (m/s)
0
Reference Frame Y-Velocity Of Zone (m/s)
0
Reference Frame X-Origin of Rotation-Axis (m)
0
Reference Frame Y-Origin of Rotation-Axis (m)
0
Reference Frame User Defined Zone Motion Function
none
Mesh Motion?
no
Relative To Cell Zone
-1
Moving Mesh Rotation Speed (rad/s)
0
Moving Mesh X-Velocity Of Zone (m/s)
0
Moving Mesh Y-Velocity Of Zone (m/s)
0
Moving Mesh X-Origin of Rotation-Axis (m)
0
Moving Mesh Y-Origin of Rotation-Axis (m)
0
Moving Mesh User Defined Zone Motion Function
none
Deactivated Thread
no
Laminar zone?
no
Set Turbulent Viscosity to zero within laminar zone?
yes
Embedded Subgrid-Scale Model
0
Momentum Spatial Discretization
0
Cwale
0.325
Cs
0.1
Porous zone?
no
X-Component of Direction-1 Vector
1
Y-Component of Direction-1 Vector
0
Relative Velocity Resistance Formulation?
yes

0 Direction-1 Viscous Resistance (1/m2)
 0 Direction-2 Viscous Resistance (1/m2)
 no Choose alternative formulation for inertial resistance?
 0 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 Interfacial Area Density (1/m)
 1 Heat Transfer Coefficient (w/m2-k)
 1

Boundary Conditions

Zones

name	id	type
wall-18	18	wall
wall-17	17	wall
interfase_ar	4	interface
interfase_ra	5	interface
salida	6	pressure-outlet
entrada	7	velocity-inlet
pared_inferior	8	wall
pared_superior	9	wall
perfil_c	10	wall
perfil_b	11	wall
perfil_a	12	wall
eje	13	wall

Setup Conditions

wall-18

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

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

wall-17

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

interfase_ar

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

interfase_ra

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

salida

Condition	Value
-----	-----
Gauge Pressure (pascal)	0
Backflow Direction Specification Method	1
X-Component of Flow Direction	1
Y-Component of Flow Direction	0
X-Component of Axis Direction	1
Y-Component of Axis Direction	0
Z-Component of Axis Direction	0
X-Coordinate of Axis Origin (m)	0
Y-Coordinate of Axis Origin (m)	0

Z-Coordinate of Axis Origin (m)	0
Turbulent Specification Method	2
Backflow Intermittency	1
Backflow Turbulent Kinetic Energy (m2/s2)	1
Backflow Specific Dissipation Rate (1/s)	1
Backflow Turbulent Intensity (%)	5
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 Average Pressure Specification	no
Specify targeted mass flow rate	no
Targeted mass flow (kg/s)	1
Upper Limit of Absolute Pressure Value (pascal)	5000000
Lower Limit of Absolute Pressure Value (pascal)	1

entrada

Condition	Value

Velocity Specification Method	2
Reference Frame	0
Velocity Magnitude (m/s)	7
Supersonic/Initial Gauge Pressure (pascal)	0
X-Velocity (m/s)	0
Y-Velocity (m/s)	0
X-Component of Flow Direction	1
Y-Component of Flow Direction	0
X-Component of Axis Direction	1
Y-Component of Axis Direction	0
Z-Component of Axis Direction	0
X-Coordinate of Axis Origin (m)	0
Y-Coordinate of Axis Origin (m)	0
Z-Coordinate of Axis Origin (m)	0
Angular velocity (rad/s)	0
Turbulent Specification Method	3
Intermittency	1
Turbulent Kinetic Energy (m2/s2)	1
Specific Dissipation Rate (1/s)	1
Turbulent Intensity (%)	5
Turbulent Length Scale (m)	1
Hydraulic Diameter (m)	0.14
Turbulent Viscosity Ratio	10
is zone used in mixing-plane model?	no

pared_inferior

Condition	Value

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

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

pared_superior

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

perfil_c

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

Fslip constant	0
Eslip constant	0
Specularity Coefficient	0

perfil_b

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

perfil_a

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

eje

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

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

Solver Settings

Equations

Equation	Solved
Flow	yes
Turbulence	yes

Numerics

Numeric	Enabled
Absolute Velocity Formulation	yes

Unsteady Calculation Parameters

Time Step (s)	0.000182121
Max. Iterations Per Time Step	20

Relaxation

Variable	Relaxation Factor
Pressure	0.3
Density	1
Body Forces	1
Momentum	0.7
Turbulent Kinetic Energy	0.8
Specific Dissipation Rate	0.8
Intermittency	0.8
Momentum Thickness Re	0.8
Turbulent Viscosity	1

Linear Solver

Reduction Variable Tolerance	Solver Type	Termination Criterion	Residual

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
Intermittency	Flexible	0.1	0.7
Momentum Thickness Re	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	First Order Upwind
Specific Dissipation Rate	First Order Upwind
Intermittency	First Order Upwind
Momentum Thickness Re	First 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