



Universidad de Valladolid



ESCUELA DE INGENIERÍAS
INDUSTRIALES

Máster en Energía: Generación, Gestión y Uso Eficiente.

TRABAJO FIN DE MÁSTER

“Elaboración de un modelo basado en CFD para predecir el comportamiento de un Aerogenerador de Eje Vertical”

Autora:

Carmen Victoria Vega Angulo

Valladolid, 27 de Junio de 2012

Máster en Energía: Generación, Gestión y Uso Eficiente.

TRABAJO FIN DE MÁSTER

“Elaboración de un modelo basado en CFD para predecir el comportamiento de un Aerogenerador de Eje Vertical”

Tutores:

María Teresa Parra Santos (Universidad de Valladolid)

Armando Gallegos Muñoz (Universidad de Guanajuato)

Autora:

Carmen Victoria Vega Angulo

Valladolid, 27 de Junio de 2012

MARIA TERESA PARRA SANTOS, profesora titular del Departamento de Ingeniería Energética y Fluidomecánica, INFORMA:

Que D^a CARMEN VICTORIA VEGA ANGULO ha realizado bajo su dirección el Trabajo Fin de Máster en Energía: Generación, Gestión y Uso Eficiente, titulado ELABORACIÓN DE UN MODELO BASADO EN CFD PARA PREDECIR EL COMPORTAMIENTO DE UN AEROGENERADOR DE EJE VERTICAL y que éste está en disposición de ser defendido.

Valladolid, 25 de Junio de 2012

Fdo. MARIA TERESA PARRA SANTOS

AGRADECIMIENTO

A mis padres, mi tutora de tesis y
demás profesores que fueron
una fuente constante de
motivación y apoyo.

DEDICATORIA

A mi familia por darme
siempre su apoyo incondicional.

RESUMEN

El presente Trabajo Fin de Máster tiene como objetivo elaborar un modelo numérico basado en la Mecánica de Fluidos Computacional que permita predecir el comportamiento aerodinámico de un aerogenerador de eje vertical. Para este estudio fue seleccionado un aerogenerador tipo H-Darrieus de tres aspas con dimensiones tomadas de la referencia [Gupta, 2010].

Para elaborar el modelo en CFD, fue necesario discretizar el dominio en pequeñas celdas mediante el programa Gambit v.2.3.16 y establecer los tipos de condiciones de contorno. Una vez generada la malla del aerogenerador, se procede a realizar el análisis numérico empleando el código de propósito general Fluent v.6.3.26 que permite solucionar las ecuaciones de Navier-Stokes en 2-D mediante el método de volúmenes finitos. En la construcción del modelo se expone la metodología empleada, los criterios de selección de algoritmos y modelos de turbulencia adecuados para la obtención de resultados susceptibles de ser validados con datos experimentales.

Una vez depurado el modelo numérico se evalúa el desempeño del aerogenerador para diferentes velocidades angulares y comprobar el rango de velocidades óptimas de funcionamiento mediante la construcción de las curvas características de coeficiente de potencia frente a diferentes ratios de velocidades de punta. También se realizó un análisis cualitativo de los contornos de presión, velocidad y vorticidad en las posiciones más y menos favorables para entender el comportamiento físico del rotor. Finalmente se modifica el perfil NACA0012 realizando una torsión a una distancia del 20% del final de la cuerda con una inclinación de 15 grados en sentido horario para verificar el comportamiento del aerogenerador con el cambio del diseño de las aspas. La modificación del diseño responde a la necesidad de encontrar un aerogenerador con autoarranque.

CONTENIDO

ÍNDICE DE FIGURAS	iii
ÍNDICE DE TABLAS	v
NOMENCLATURA	vi
CAPITULO 1. Introducción y Objetivos	
1.1. Introducción y Justificación.	8
1.2. Estado del arte.....	10
1.3. Objetivo del Trabajo Fin de Máster.....	11
1.3.1. Objetivos específicos.....	12
1.4. Estructura de la Memoria.	12
CAPITULO 2: Modelo Numérico	
2.1. Modelo físico.	12
2.1.1. Comportamiento aerodinámico del modelo.....	14
2.2. Modelo Numérico.....	17
2.2.1. Dominio Computacional.	17
2.2.1.1 Tipos de Condiciones de Contorno.....	18
2.2.2. Construcción del Modelo Computacional.	19
2.2.2.1 Modelo de Solución.	19
2.2.2.2 Propiedades del Fluido.....	20
2.2.2.3 Condiciones de Operación.....	20
2.2.2.4 Condiciones de Contorno.....	20
2.2.2.5 Controles de Solución.....	21
2.2.2.6 Monitores.	22
2.2.2.7 Resolución Temporal.....	22
2.3. Modelo de Turbulencia.	23
2.4. Validez de los resultados.....	24
CAPITULO 3: Análisis de los Resultados.	
3.1. Optimización del modelo numérico.....	25
3.1.1. Convergencia de resultados.....	25
3.1.2. Selección del esquema de resolución.....	27
3.1.3. Selección del modelo de turbulencia.....	29
3.2. Validación de los coeficientes de arrastre y sustentación.....	31

3.3.	Curvas características del aerogenerador.	33
3.4.	Patrón de Flujo.	35
3.4.1.	Contornos de presión y velocidad.....	36
3.4.2.	Contornos de vorticidad.	44
3.5.	Comparación entre el modelo simétrico y modificado.....	46
3.6.	Comparación del patrón de flujo del perfil simétrico y modificado.....	47
CONCLUSIONES Y PROPUESTAS.....		53
REFERENCIAS		55

ÍNDICE DE FIGURAS

Figura 2.1. Perfil NACA0012.....	13
Figura 2.2. Coeficiente de presión versus solidez.[DeCoste, 2004].....	13
Figura 2.3. Coordenada acimutal del perfil 1.....	14
Figura 2.4. Variación cíclica de α con θ para diferentes λ . [Kirke, 1998].	15
Figura 2.5. Variación del coeficiente de potencia, C_p , y coeficiente de par $C_m = C_q$ para un perfil NACA0015. [Kirke, 1998].....	16
Figura 2.6. Variación del C_L y C_D en función del ángulo de ataque. [Gupta, 2010].....	17
Figura 2.7. Malla alrededor del perfil aerodinámico.	18
Figura 2.8. Condiciones de contorno del sistema.	19
Figura 3.1. Muestra de los residuales. Esquema <i>Third-Order Muscl</i> , modelo <i>k-ϵ RNG</i> . $\lambda=0.73$	26
Figura 3.2. Gráfico de la evolución de C_m . Esquema <i>Third-Order Muscl</i> , modelo <i>k-ϵ RNG</i> . $\lambda=0.75$	27
Figura 3.3. Gráfico de residuales de masa para cada algoritmo. Modelo <i>k-ϵ RNG</i> . $\lambda=0.75$	28
Figura 3.4. Gráfico representativo del coste computacional de cada algoritmo. Modelo <i>k-ϵ RNG</i> . $\lambda=0.75$	29
Figura 3.5. Coste computacional para diferentes modelos de turbulencia. Esquema <i>Third-Order Muscl</i> $\lambda=0.75$	30
Figura 3.6. Valores de Y^+ en perfiles del aerogenerador. Esquema <i>Third-Order Muscl. Non-Equilibrium</i> $\lambda=0.75$	31
Figura 3.7. Variación del coeficiente de arrastre con respecto al ángulo de ataque. Esquema <i>Third-Order Muscl</i> , modelo <i>k-ϵ Realizable</i> . $\lambda=0.38$	32
Figura 3.8. Variación del coeficiente de sustentación con respecto al ángulo de ataque. Esquema <i>Third-Order Muscl</i> , modelo <i>k-ϵ Realizable</i> . $\lambda=0.38$	32
Figura 3.9. Variación cíclica de α con respecto a θ para distintas λ	33
Figura 3.10. Coeficiente de potencia para diferentes ratios de velocidades de punta. Esquema <i>Third-Order Muscl</i> , modelo <i>k-ϵ Realizable</i>	34
Figura 3.11. Variación del coeficiente de potencia para los tres perfiles en una vuelta. Esquema <i>Third-Order Muscl</i> , modelo <i>k-ϵ Realizable</i> . $\lambda=0.92$	35
Figura 3.12. (a) Contornos de presión estática [Pa], (b) Contornos de velocidad [m/s]. Posición del perfil 1 $\theta=60^\circ$. Esquema <i>Third-Order Muscl</i> , modelo <i>k-ϵ Realizable</i> . $\lambda=0.92$	36
Figura 3.13. (a) Contornos de presión [Pa], (b) Contornos de velocidad [m/s]. Posición del perfil 1	37

=60°. Esquema <i>Third-Order Muscl</i> , modelo <i>k-ε Realizable</i> . $\lambda=0.92$	37
Figura 3.14. Vectores de velocidad [m/s]. Posición del perfil 1 $\theta=60^\circ$. Esquema <i>Third-Order Muscl</i> , modelo <i>k-ε Realizable</i> . $\lambda=0.92$	37
Figura 3.15. (a) Contornos de Presión [Pa], (b) Vectores de velocidad [m/s]. Posición del Perfil 2 $\theta=180^\circ$. Esquema <i>Third-Order Muscl</i> , modelo <i>k-ε Realizable</i> . $\lambda=0.92$	38
Figura 3.16. Vectores de velocidad [m/s]. Posición del perfil 2 $\theta=180^\circ$. Esquema <i>Third-Order Muscl</i> , modelo <i>k-ε Realizable</i> . $\lambda=0.92$	38
Figura 3.17. (a) Contornos de presión [m/s], (b) Contornos de velocidad [m/s]. Posición del perfil 3 $\theta=300^\circ$. Esquema <i>Third-Order Muscl</i> , modelo <i>k-ε Realizable</i> . $\lambda=0.92$	39
Figura 3.18. Vectores de velocidad [m/s] para la posición del perfil 3 $\theta=300^\circ$. Esquema <i>Third-Order Muscl</i> , modelo <i>k-ε Realizable</i> . $\lambda=0.92$	39
Figura 3.19. Distribución de la presión estática [Pa] en los perfiles. Situación favorable. Esquema <i>Third-Order Muscl</i> , modelo <i>k-ε Realizable</i> . $\lambda=0.92$	40
Figura 3.20. (a) Contornos de presión estática [Pa], (b) Contornos de velocidad. Posición del perfil 1 $\theta=120^\circ$. Esquema <i>Third-Order Muscl</i> , modelo <i>k-ε Realizable</i> . $\lambda=0.92$	40
Figura 3.21. (a) Contornos de presión [Pa], (b) Contornos de velocidad [m/s]. Posición del perfil 1 $\theta=120^\circ$. Esquema <i>Third-Order Muscl</i> , modelo <i>k-ε Realizable</i> . $\lambda=0.92$	41
Figura 3.22. Vectores de velocidad [m/s] para la posición del perfil 1 $\theta=120^\circ$. Esquema <i>Third-Order Muscl</i> , modelo <i>k-ε Realizable</i> . $\lambda=0.92$	41
Figura 3.23. (a) Contorno de presión [m/s], (b) Contornos de velocidad [m/s]. Posición del perfil 2 $\theta=240^\circ$. Esquema <i>Third-Order Muscl</i> , modelo <i>k-ε Realizable</i> . $\lambda=0.92$	42
Figura 3.24. Vectores de Velocidad [m/s] para la posición del Perfil 1 $\theta=240^\circ$. Esquema <i>Third-Order Muscl</i> , modelo <i>k-ε Realizable</i> . $\lambda=0.92$	42
Figura 3.25. (a) Contorno de presión [m/s], (b) Vectores de velocidad [m/s] para la posición del Perfil 3 $\theta=0^\circ$. Esquema <i>Third-Order Muscl</i> , modelo <i>k-ε Realizable</i> . $\lambda=0.92$	43
Figura 3.26. Vectores de velocidad [m/s] para la posición del perfil 1 $\theta=300^\circ$. Esquema <i>Third-Order Muscl</i> , modelo <i>k-ε Realizable</i> . $\lambda=0.92$	43
Figura 3.27. Distribución de la presión estática [Pa] en los perfiles. Situación desfavorable. Esquema <i>Third-Order Muscl</i> , modelo <i>k-ε Realizable</i> . $\lambda=0.92$	44
Figura 3.28. Contorno de vorticidad [s^{-1}] para la posición del perfil 1 $\theta=60^\circ$. Esquema <i>Third-Order Muscl</i> , modelo <i>k-ε Realizable</i> . $\lambda=0.92$	45
Figura 3.29. Contorno de vorticidad [s^{-1}] para la posición del perfil 1, $\theta=120^\circ$. Esquema <i>Third-Order Muscl</i> , modelo <i>k-ε Realizable</i> . $\lambda=0.92$	45
Figura 3.30. Perfil NACA0012 con torsión -15°	46
Figura 3.31. Evolución del coeficiente de potencia para un perfil NACA0012 y un perfil NACA0012 con torsión -15° . Esquema <i>Third-Order Muscl</i> , modelo <i>k-ε Realizable</i> . $\lambda=0.92$	46

Figura 3.32. Coeficiente de potencia medio para diferentes ratios de velocidades de punta para un perfil NACA0012 y perfil NACA0012 con torsión -15°	47
Figura 3.33. Distribución de presiones en z=0 de los perfiles para la posición favorable. Eje de ordenadas Presión [Pa], eje de abscisas posición x [m]. Esquema <i>Third-Order Muscl</i> , modelo <i>k-ε Realizable</i> . $\lambda=0.92$	48
Figura 3.34. Distribución de presiones en z=0 de los perfiles para la posición desfavorable. Eje de ordenadas Presión [Pa], eje de abscisas posición x [m]. Esquema <i>Third-Order Muscl</i> , modelo <i>k-ε Realizable</i> . $\lambda=0.92$	49
Figura 3.35. Líneas de energía cinética turbulenta [m ² /s ²] (a) Perfil 1 simétrico $\theta=120^\circ$ (b) Perfil 1 con torsión $\theta=120^\circ$ (c) Perfil 2 simétrico $\theta=240^\circ$ (d) Perfil 2 con torsión $\theta=240^\circ$ (e) Perfil 3 simétrico $\theta=360^\circ$ (f) Perfil 3 con torsión $\theta=360^\circ$. Esquema <i>Third-Order Muscl</i> , modelo <i>k-ε Realizable</i> . $\lambda=0.92$	51
Figura 3.36. Contorno de vorticidad [s ⁻¹] para la posición del perfil 1, $\theta=120^\circ$ (a) perfil NACA0012. (b) Perfil NACA0012 con torsión -15°. Esquema <i>Third-Order Muscl</i> , modelo <i>k-ε Realizable</i> . $\lambda=0.92$	52

ÍNDICE DE TABLAS

Tabla 1.1. Clasificación de aerogeneradores para producción eléctrica en función de su potencia, [IDAE, 2006].....	9
Tabla 2.1. Características geométricas del modelo físico.....	12
Tabla 2.2. Valores a simular para $V=7$ m/s.....	16
Tabla 2.3. Características del modelo físico.....	20
Tabla 2.4. Valores de referencia.....	22
Tabla 2.5. Número de Reynolds a simular para velocidad del viento $V=7$ m/s.....	23
Tabla 3.1. Muestra de la desviación de C_m medio en cada vuelta. Esquema <i>Third Order Muscl</i> , Modelo $k-\varepsilon RNG$. $\lambda=0.75$	26
Tabla 3.2. Comparativa entre algoritmos de resolución, para 20 vueltas simuladas. Modelo $k-\varepsilon RNG$. $\lambda=0.75$	28
Tabla 3.3. Comparativa de C_m medio en 1 vuelta para diferentes modelos de turbulencia. Esquema <i>Third-Order Muscl</i> . $\lambda=0.75$	29
Tabla 3.4. Coeficientes experimentales y numéricos para distintas velocidades angulares. ...	33
Tabla 3.5. Comparativa de coeficientes para diferentes velocidades de punta. Esquema <i>Third-Order Muscl</i> , modelo $k-\varepsilon Realizable$	34
Tabla 3.6. Comparativa del diferencial de presiones en el intradós y extradós de perfiles. Esquema <i>Third-Order Muscl</i> , modelo $k-\varepsilon Realizable$	44
Tabla 3.7. Gradientes de presiones entre el intradós y extradós de perfil simétrico y modificado. Posición favorable.....	48
Tabla 3.8. Gradientes de presiones entre el intradós y extradós de perfil simétrico y modificado. Posición desfavorable.....	49

NOMENCLATURA

Símbolos

α	Ángulo de ataque [°]
A	Área de la turbina [m ²]
b	Envergadura [m]
c	Cuerda del perfil [m]
C_D	Coefficiente de arrastre [-]
C_L	Coefficiente de sustentación [-]
C_m	Coefficiente de momento [-]
C_P	Coefficiente de potencia [-]
$C_{P\text{ máx}}$	Coefficiente de potencia máximo [-]
$C_{P\text{ mín}}$	Coefficiente de potencia mínimo [-]
Δt	Duración del paso de tiempo [s]
H	Diámetro del eje [cm]
λ	Ratio de velocidades de punta [-]
M	Par del rotor [Nm]
μ	Viscosidad dinámica [kg/(ms)]
N	Número de perfiles [-]
ω	Velocidad de giro angular [rad/s]
P_a	Pascal.
R	Radio del aerogenerador [m]
Re	Número de Reynolds [-]
ρ	Densidad [kg/m ³]
σ	Solidez del aerogenerador [-]
θ	Posición acimutal del perfil [°]
T	tiempo para una vuelta del aerogenerador
U_t	Velocidad tangencial del perfil [m/s]
V, V_∞	Velocidad del viento [m/s]
W	Velocidad relativa del viento con respecto al álabe [m/s]

Acrónimos

CAD	Diseño Asistido por Ordenador.
CFD	Mecánica de Fluidos Computacional.

EO	Energía Eólica.
TS	Paso de tiempo, <i>Time step</i> .
VAWT	Aerogenerador de eje vertical.

INTRODUCCIÓN Y OBJETIVOS

1.1. Introducción y Justificación.

La creciente demanda de energía eléctrica, la carencia de recursos fósiles y el interés por reducir las emisiones contaminantes a la atmósfera, son los principales factores por los cuales ha tomado gran interés la investigación hacia las energías renovables. Dentro de las energías limpias, la eólica se muestra prometedora y fiable, capaz de producir mediante aerogeneradores, potencias desde pocos kilovatios hasta cantidades superiores mediante la construcción de parques eólicos.

La energía eólica ocupa un lugar significativo dentro del balance energético de España, habiéndose posicionado como el sector de las renovables que experimentó un mayor crecimiento durante la última década. La producción eléctrica del sector eólico en 2010 fue superior a los 43.700 GWh, contribuyendo en un 16% a la cobertura total de la demanda eléctrica nacional, y superando, en algunas ocasiones, una cobertura del 50% de la demanda horaria, [PER, 2011].

Cabe destacar que el principal aporte se debió a instalaciones de grandes potencias cuyo marco regulatorio estaba favorecido. Sin embargo, la reciente divulgación del Real Decreto 1699/2011, que regula la conexión a red de instalaciones de producción de energía eléctrica de pequeña potencia, ha incentivado la investigación en este campo, enfocándose así el sector en mejorar la eficiencia de las máquinas y creando un campo de exploración que cobra cada vez mayor interés.

Las instalaciones eólicas cuyos aerogeneradores son de baja potencia, es decir aquellos cuya potencia no supera los 100 kW (tabla1.1) están presentes en el Plan de Energías Renovables 2011-2020 y se plantean como una opción para el desarrollo económico y energético de España, por medio de la cual se pretende potenciar el autoconsumo, de forma que cada usuario pueda ser capaz de generar la energía que puede llegar a consumir.

Estas instalaciones, evitan grandes pérdidas ocasionadas por los diferentes elementos de transformación y las distancias que es necesario recorrer desde las centrales de energía (termoeléctrica, hidroeléctrica, nuclear, entre otras) hasta el usuario final. Así mismo permiten la integración de generación renovable sin necesidad de crear nuevas infraestructuras eléctricas, facilitan el suministro de electricidad en lugares aislados y alejados de la red eléctrica y pueden fomentar la implicación ciudadana en la mejora de la eficiencia energética

Tabla 1.1. Clasificación de aerogeneradores para producción eléctrica en función de su potencia, [IDAE, 2006].

Denominación	kW	Utilización
Muy baja ¹	< 1	Embarcaciones, sistemas de comunicación, iluminación, etc.
	1-10	Granjas, viviendas aisladas (sistemas EO-FV), bombeo, etc.
Baja	10-100	Comunidades de vecinos, PYMES (sistemas mixtos EO-Diesel), drenaje, tratamientos de aguas, etc.
Media	100-1000	Parques eólicos (terreno complejo).
Alta	1000-10000	Parques eólicos (terreno llano, offshore).
Muy alta	> 10000	En fase de investigación y desarrollo, requieren nuevos diseños y materiales no convencionales.

Hasta ahora la mayor producción de energía eólica en el país, se había centrado en instalaciones con grandes aerogeneradores de eje horizontal mediante los llamados parques eólicos. Sin embargo, los aerogeneradores de eje vertical poseen una serie de ventajas en comparación con los de eje horizontal, entre las más representativas se tienen:

- Pueden ser de dimensiones pequeñas y no exigen una torre potente o equipamientos más complejos como los de eje horizontal.
- Su instalación y mantenimiento es sencillo y se pueden ubicar en cualquier lugar, tanto en el suelo como en un tejado o azotea.
- Aprovechamiento de emplazamientos o de terrenos con orografías complejas.
- Funcionamiento con vientos moderados, sin requerir complejos estudios de viabilidad.
- Funcionan de manera silenciosa, algo indispensable en lugares habitados, tanto urbanos como rurales.
- Su eje vertical recibe al viento desde cualquier dirección y por tanto, no requieren ningún sistema de orientación del aerogenerador, como los de eje horizontal. Esta virtud es muy útil en lugares donde el viento cambia de dirección frecuentemente.

¹ Esta clase se divide según la potencia en microaerogeneradores (< 1 kW) y miniaerogeneradores (1-10 kW).

En contraparte las desventajas que muestran los aerogeneradores de eje vertical son:

- La velocidad del viento incidente al aerogenerador es baja y supone una menor potencia. Además, su eficiencia es reducida (un 50% menor en la mayoría de los modelos, con respecto a los de eje horizontal). La baja eficiencia no menoscaba las ventajas de estos aerogeneradores ya que el combustible es la corriente de aire y por tanto es gratuita.
- En algunos casos requieren un sistema de arranque conectado a la red.
- Los aerogeneradores de gran tamaño requieren cables tensores y estructuras de refuerzo para su estabilidad.

Puesto que la principal desventaja de estas máquinas es la baja eficiencia y en algunos casos la necesidad de un sistema de arranque (asociado a un consumo de energía), estudiar el comportamiento del flujo a través de los perfiles del rotor utilizando herramientas de Mecánica de Fluido Computacional resulta interesante debido a que dan una aproximación razonable y se consiguen resultados en periodos de tiempo asumibles según la capacidad computacional que se posea para realizar el estudio.

Por lo explicado anteriormente se hace conveniente desarrollar una metodología computacional que permita predecir el comportamiento aerodinámico de los perfiles del aerogenerador, mediante la adecuada selección de algoritmos de resolución y modelos de turbulencia, favoreciendo así el estudio de trabajos posteriores que involucren la mejora de la eficiencia de los aerogeneradores y permitan el autoarranque de los mismos.

1.2. Estado del arte.

Al hacer un compendio de las investigaciones previas a este Trabajo Fin de Máster, puede observarse que la mayoría de los datos experimentales de perfiles de la familia NACA se basan en aplicaciones aeronáuticas y con altos números de Reynolds (alrededor de 10^6), sin embargo los requerimientos para aplicaciones en aerogeneradores verticales presentan un alcance más amplio que los demandados por la industria aeronáutica. Esto limita el análisis de perfiles usados en aerogeneradores verticales a un reducido número de perfiles NACA que cumplan el criterio de rigidez, cuyas prestaciones se hayan disponibles en la literatura [Sheldal, 1980].

Gracias a los avances en la Mecánica de Fluidos Computacional, la falta de datos experimentales para números de Reynolds de transición puede ser solventada a través de la integración de las ecuaciones de Navier-Stokes en el contorno del perfil del aerogenerador. [Raciti, 2011] presenta un modelo basado en CFD para evaluar las fuerzas aerodinámicas ejercidas en los álabes de un aerogenerador vertical tipo H-Darrieus, los resultados fueron obtenidos para un perfil NACA 0021, concluyendo que los máximos valores de par obtenidos

se tienen para posiciones acimutales donde los perfiles del rotor presentan altos ángulos de ataque.

La investigación realizada por [Almohammadi, 2011] sobre algunos aspectos de la dinámica de fluidos computacional, en particular la discretización espacial y temporal en aerogeneradores verticales Darrieus, revela que la forma de la malla es responsable de una desviación del 5 % del coeficiente de potencia conseguido en la experimentación, y es mejorado cuando se utilizan mallas del tipo cuadrilátera, o lo que es lo mismo, estructurada.

[Baker, 1983] comenta en su artículo las causas que impiden el autoarranque en las turbinas de eje vertical e investiga un número de formas para solventar este problema. Una de ellas consiste en cambiar la geometría de los álabes. Otro enfoque consiste en utilizar secciones de perfiles que muestran una separación de la capa límite por debajo de la estela y que tienen bajo coeficiente de arrastre.

[Gupta, 2010] analiza el comportamiento aerodinámico en 2D de un rotor H Darrieus mediante el programa computacional Fluent v.6.2 considerando los álabes del perfil del rotor con un pequeño giro al final de la cola de un perfil simétrico NACA 0012. El flujo alrededor del perfil fue simulado utilizando una malla no-estructurada, usando la técnica *moving mesh* para resolver las ecuaciones de conservación de masa y momento. Fue seleccionado el modelo de turbulencia $k-\varepsilon$ y un esquema de segundo orden fue adoptado para resolver las ecuaciones de Navier-Stokes. Los coeficientes aerodinámicos fueron evaluados así como también el coeficiente de par. Los resultados fueron validados mediante la comprobación experimental realizada en un túnel de viento, mostrando buenos acuerdos.

Entre los trabajos de los VAWT experimentales destacan los autores [McKay, 2005], [Baker, 1983], [Kirke, 1998], [Dominy, 2006] y [Beams, 1986]. Entre los desarrollos numéricos destacan los autores [Gupta, 2010], [Almohammadi, 2011] y [Raciti, 2011]. Finalmente los autores [Moran, 2003] y [Sheldal, 1980] destacan por las investigaciones básicas de perfiles.

1.3. Objetivo del Trabajo Fin de Máster.

El objetivo principal de este Trabajo Fin de Máster consiste en proponer un modelo de predicción del comportamiento de un aerogenerador vertical tipo H-Darrieus con perfiles de la familia NACA, fundamentado en simulaciones numéricas mediante el programa computacional Fluent v.6.2.23, con la finalidad de determinar las curvas características del rotor. El uso de este código computacional permite obtener una correlación entre las características geométricas (ángulo de ataque) y parámetros dinámicos (par y potencia).

1.3.1. Objetivos específicos.

- Crear una metodología coherente que permita predecir el comportamiento del flujo alrededor de los perfiles del rotor, aplicando criterios de convergencia y modelos de turbulencia adecuados para valores del número de Reynolds de transición relativamente bajos.
- Conocer para un perfil y condiciones de viento fijo, los valores de par y potencia para diferentes velocidades de giro del rotor.
- Predecir el comportamiento periódico del aerogenerador para distintos ángulos de ataque.
- Pronosticar las prestaciones de la máquina al modificar la geometría del perfil simétrico, realizando una ligera torsión al final del elemento aerodinámico para comprobar su comportamiento frente al autoarranque.

1.4. Estructura de la Memoria.

La presente memoria que describe el Trabajo Fin de Máster, está conformada por cuatro capítulos: El primer capítulo es la introducción del trabajo, en la cual se indica la importancia y justificación del estudio, así como los objetivos a desarrollar durante la investigación.

En el capítulo 2 se explica la metodología computacional para desarrollar los objetivos, se define el modelo físico del aerogenerador, se especifican las hipótesis simplificadoras para el estudio y se muestran las curvas características que serán analizadas.

En el capítulo 3 se presentan los resultados del modelo numérico y se validan con los datos experimentales. También se realiza un estudio aerodinámico de un perfil para diferentes posiciones acimutales y se comparan las curvas características del perfil simétrico con un perfil modificado.

Finalmente en el capítulo 4 se presentan las conclusiones del trabajo y se plantean recomendaciones y trabajos futuros en función de los puntos fuertes y débiles del modelo.

METODOLOGÍA COMPUTACIONAL

En el presente capítulo se describe el desarrollo y la metodología computacional para determinar el funcionamiento de un aerogenerador de eje vertical tipo H-Darrieus. Primero se define el modelo físico del aerogenerador haciendo uso del programa Gambit v.2.4.6, luego se especifica el modelo computacional haciendo uso del software de libre propósito general Fluent v.6.3.26, se imponen las condiciones de contorno, de operación, se detalla la resolución temporal y se expone la metodología empleada para la selección del modelo de turbulencia y el algoritmo de resolución.

2.1. Modelo físico.

La metodología establecida para resolver cualquier problema involucrado con la Mecánica de Fluidos Computacional tiene como punto de partida, definir la geometría del modelo físico a estudiar en 2D o 3D, para ello se cuenta con los programas CAD (Diseño Asistido por Ordenador).

En particular, el modelo a estudiar consiste en un aerogenerador de eje vertical tipo H Darrieus conformado por tres perfiles aerodinámicos de la familia NACA y cuyas características geométricas y dimensionales se encuentran detalladas en la tabla 2.1, según el diseño utilizado por los autores [Gupta, 2010].

Tabla 2.1. Características geométricas del modelo físico.

Perfil	NACA 0012
N [-]	3
R [cm]	7.16
H [cm]	1
c [cm]	5
b [cm]	20
σ [-]	1
A [cm ²]	300

La familia de perfiles NACA posee una distribución del espesor a lo largo del perfil por la siguiente expresión [Moran, 2003] y cuya forma se representa en la figura 2.1:

$$\pm y = \frac{t}{0.2} c \left[0.2969 \sqrt{\frac{x}{c}} - 0.1260 \left(\frac{x}{c}\right) - 0.3516 \left(\frac{x}{c}\right)^2 + 0.2843 \left(\frac{x}{c}\right)^3 - 0.1015 \left(\frac{x}{c}\right)^4 \right] \quad (2.1)$$

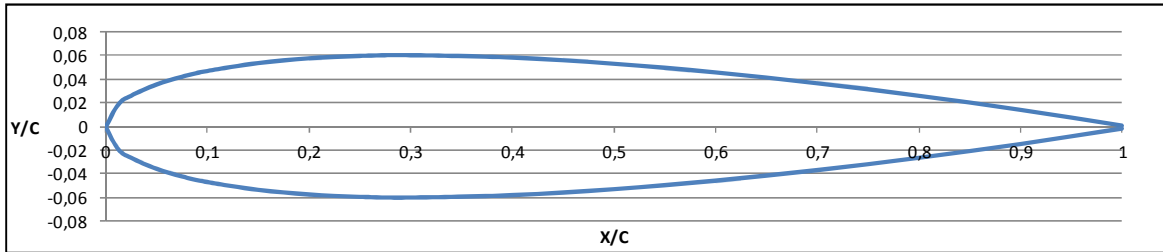


Figura 2.1. Perfil NACA0012.

El perfil a estudiar posee un espesor máximo de 12% de la cuerda $t = 0.12$ y x toma valores entre 0 y 1.

El parámetro solidez σ se establece como $Nc / (2R)$ y representa la fracción del área en el rotor que es cubierto por los perfiles. La solidez del aerogenerador influye en el par que se genera, en el rango de ratio de velocidades de punta en que puede funcionar el aerogenerador y en la posibilidad del autoarranque.

Conforme se incrementa la solidez de la turbina se tiene que el valor máximo del coeficiente de potencia (C_p) se alcanza a relaciones de velocidad (λ) más bajas. Es decir, que turbinas con una solidez alta operan a bajos rangos de relación de velocidad, mientras que las turbinas con una baja solidez ofrecen un mejor desempeño aerodinámico a altas relaciones de velocidad. [DeCoste, 2004] menciona que las turbinas con alta solidez operan a velocidades de rotación (ωR) bajas por lo que requieren de transmisiones de potencia más elaboradas y costosas que permitan incrementar la potencia a diferencia de las turbinas con baja solidez.

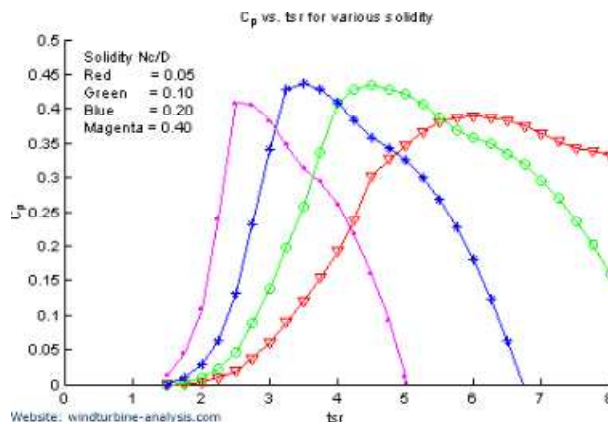


Figura 2.2. Coeficiente de presión versus solidez.[DeCoste, 2004].

Para establecer un sistema de referencia de los perfiles, la posición acimutal del rotor queda definida por la coordenada angular del centro del perfil 1, cuyo comienzo de giro está entre el primer y segundo cuadrante cartesiano, como puede observarse en la figura 2.3.

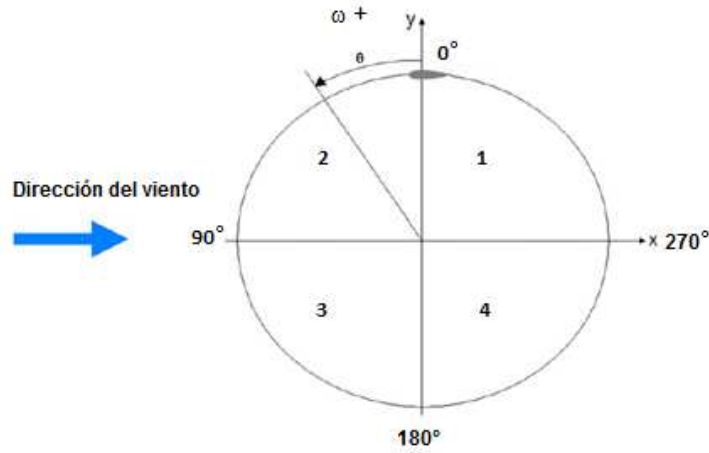


Figura 2.3. Coordenada acimutal del perfil 1.

2.1.1. Comportamiento aerodinámico del modelo.

La velocidad relativa del perfil es el vector diferencia de la velocidad absoluta del viento en la posición del perfil (V) y la velocidad tangencial del perfil (U_t).

$$\bar{W} = \bar{V} - \bar{U}_t \quad (2.2)$$

Las componentes de la velocidad absoluta del viento en la dirección tangencial y radial, en x e y , están representados por V_x y V_y y pueden ser escritas como:

$$V_x = V \cos \theta \quad (2.3)$$

$$V_y = V \sen \theta \quad (2.4)$$

Donde θ es el ángulo acimutal del perfil. El valor de la velocidad del perfil vienen dado por:

$$U_t = \omega R \quad (2.5)$$

Para cada posición acimutal es posible determinar los valores de las componentes V_x y V_y . El ángulo formado por la velocidad relativa y tangencial del perfil para cada posición acimutal corresponde al ángulo de ataque y tiene la siguiente expresión:

$$\alpha = \arctg\left(\frac{V_y}{V_x + (-U_t)}\right) \quad (2.6)$$

Así es posible determinar las curvas que relacionan la posición acimutal del perfil en función del ángulo de ataque y que tienen la forma representada en la figura 2.4.

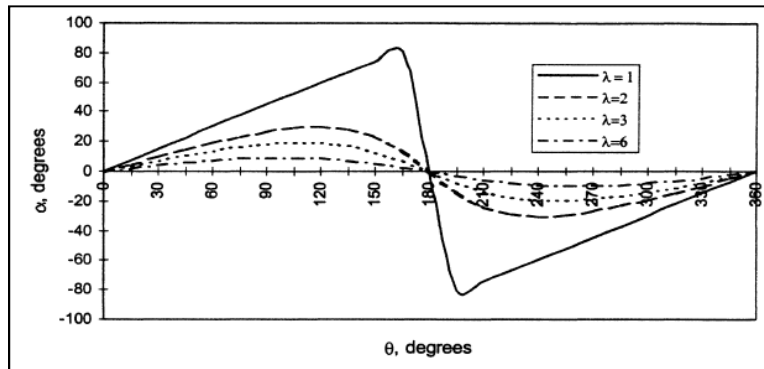


Figura 2.4. Variación cíclica de α con θ para diferentes λ [Kirke, 1998].

La potencia desarrollada por el rotor depende de la velocidad relativa entre los perfiles del rotor y la velocidad del viento. Por tanto va a existir un rango de velocidades angulares en la cual el aerogenerador trabaja eficientemente, logrando conseguir un coeficiente de momento y potencia positivo garantizando así su capacidad de extraer energía del viento. Un parámetro capaz de medir ese rango de velocidades está representado por el ratio de las velocidades de punta, según la siguiente expresión:

$$\lambda = \frac{U_t}{V} \quad (2.7)$$

Los coeficientes de momento y potencia de un rotor varían según λ , para cada rotor va a existir un valor óptimo de λ en el cual la transferencia de energía es más eficiente y por tanto el coeficiente de potencia es máximo (C_{Pmax}). Según [Sathyajith, 2006] los coeficientes de par y potencia están relacionado por la expresión siguiente:

$$\lambda = \frac{C_p}{C_m} \quad (2.8)$$

Donde el valor de C_m para todo el rotor viene dado por:

$$C_m = \frac{M}{\frac{1}{2}\rho AV_\infty^2} \quad (2.9)$$

El coeficiente de potencia C_p es el rendimiento del aerogenerador y se define como:

$$C_P = \frac{M\omega}{\frac{1}{2}\rho AV_\infty^3} \quad (2.10)$$

En este caso fue considerado el área, A, como 3 veces la cuerda por la envergadura, según [Gupta, 2010].

Las velocidades de giro del rotor y su correspondiente ratio de velocidades de punta de los casos simulados se tienen en la siguiente tabla:

Tabla 2.2. Valores a simular para V=7 m/s.

Caso	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
ω [rad/s]	18	37	55	73	90	110	130	146	160	190
λ [-]	0.18	0.38	0.56	0.75	0.92	1.13	1.33	1.49	1.64	1.95

De esta manera puede obtenerse las curvas características del rotor que relacionan el coeficiente de momento y potencia para diferentes valores de λ , cuya forma están representadas en las figura 2.4.

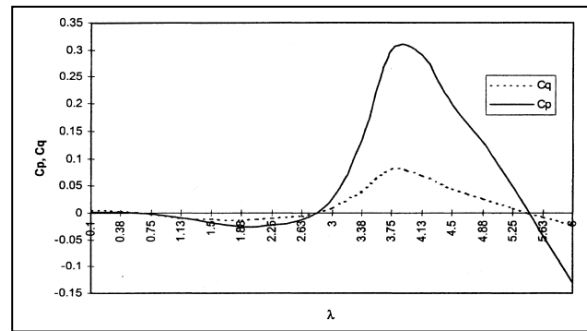


Figura 2.5. Variación del coeficiente de potencia, C_p , y coeficiente de par $C_m = C_q$ para un perfil NACA0015. [Kirke, 1998].

Los coeficientes de arrastre y sustentación de un perfil se definen como:

$$C_D = \frac{F_D}{\frac{1}{2} \rho A V_\infty^2} \quad (2.11)$$

$$C_L = \frac{F_L}{\frac{1}{2} \rho A V_\infty^2} \quad (2.12)$$

Otra curva distintiva del desempeño del aerogenerador está dada por la representación gráfica del coeficiente de arrastre y sustentación en función del ángulo de ataque, una muestra de ello se ve en la figura 2.6.

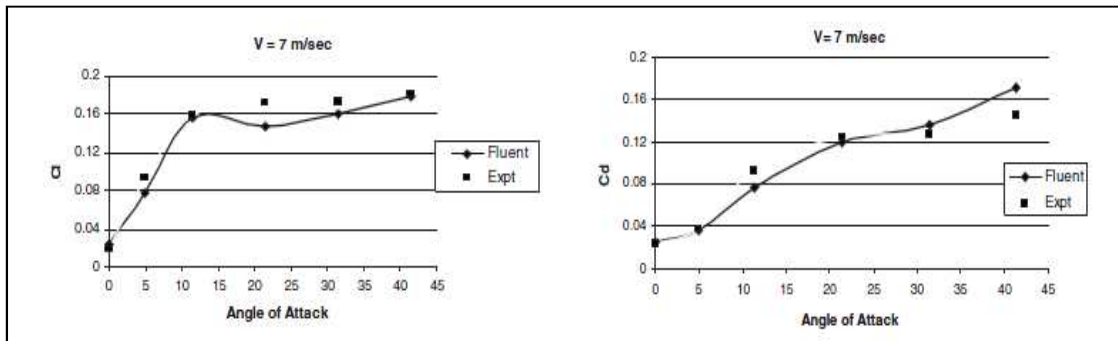


Figura 2.6. Variación del C_L y C_D en función del ángulo de ataque. [Gupta, 2010].

2.2. Modelo Numérico.

En este apartado se describe la discretización espacial y temporal del problema, la metodología para seleccionar el algoritmo de resolución y el modelo de turbulencia más adecuado, para poder comparar los resultados numéricos con los experimentales.

2.2.1. Dominio Computacional.

La generación del mallado consiste en la discretización del dominio geométrico en pequeñas celdas y representa el primer paso del modelado numérico. Para realizar este proceso se utiliza el código comercial Gambit v.2.3.16, el cual consiste en una interfaz destinada a la creación de geometrías y mallas.

Puesto que el aerogenerador está girando respecto de su eje, se va a emplear la opción de Fluent *moving mesh*, por lo que es necesario el uso de interfaces que permitan definir las condiciones de movimiento del fluido en relación a dos sistemas de referencia respecto a tierra y respecto al aerogenerador. Para ello el dominio fue dividido en dos zonas distintas definidas a continuación:

- **Zona 1**, Exterior: constituye la malla fija y corresponde con el entorno del aerogenerador. Esta malla posee un total 12060 celdas rectangulares y es de tipo estructurada. La selección de este tipo de malla se basa en la poca resolución espacial que se requiere, puesto que es la zona que está más alejada del aerogenerador y no va a influir en su desempeño, con esto se consigue reducir el tiempo empleado en generar el mallado y el tiempo de cálculo de las simulaciones.

- **Zona 2**: Interior: constituye la malla giratoria y corresponde a la zona del aerogenerador que gira a velocidad angular variando entre 18 y 190 rad/s, esta malla coincide exactamente con la geometría circular y está centrada en el eje del aerogenerador. La malla posee 24273 celdas rectangulares y es de naturaleza estructurada (no necesita tabla de conectividades).

La malla total es estructurada con un número total de 36333 celdas, 73821 caras y 36952 nodos.

Considerando que cerca de los perfiles se producen grandes gradientes, es necesario discretizar de una forma más fina. Para ello Gambit dispone de una aplicación *size functions* que permite controlar que la malla sea más fina en determinadas zonas. De esta manera se mejora la capacidad de predecir los coeficientes de arrastre y sustentación al utilizar el simulador Fluent. Se utilizó un tamaño mínimo de celdas de 0.002 m y un tamaño máximo de 0.129 m como se observa en la figura 2.7.

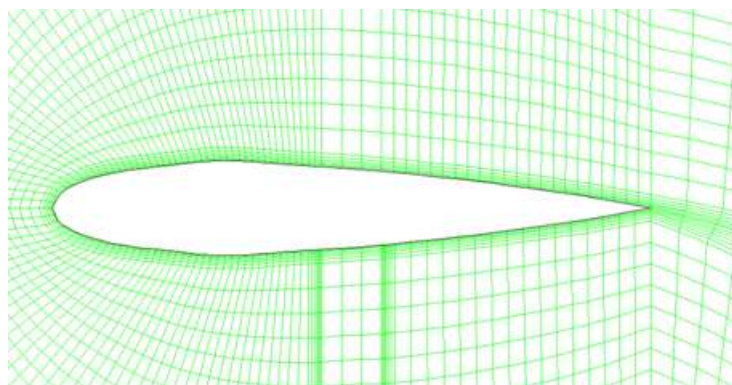


Figura 2.7. Malla alrededor del perfil aerodinámico.

2.2.1.1 Tipos de Condiciones de Contorno.

La imposición de las condiciones de contorno del sistema, permite controlar los valores de ciertas variables en los límites del dominio. A continuación, se definen los tipos de condiciones de contorno en el programa Gambit para asignarles una condición posteriormente en el programa de simulación Fluent. Como se trata de emular las prestaciones del aerogenerador a escala montado sobre un túnel de viento, se tiene:

Entrada: representa la condición para la entrada de fluido al volumen de control. Para este caso, es conveniente seleccionar la opción *Velocity Inlet* como condición de contorno puesto que, frente al aerogenerador existe una corriente de aire libre con velocidad uniforme.

Salida: esta zona del volumen de control corresponde a la corriente aguas abajo del aerogenerador. A esta distancia los efectos de la presencia del aerogenerador ya no son apreciables, para este caso se utiliza entonces la condición *Pressure Outlet*.

Wall 16/Wall 17: representan las paredes de un túnel de viento y exhiben condiciones de pared por ello se selecciona la función *Wall*.

Perfil: Los perfiles 1, 2 y 3 del aerogenerador se especifican mediante la condición de contorno *Wall*, debido a que es necesario modelar el comportamiento del flujo en las

proximidades de su superficie. La distribución de presiones y esfuerzos cortantes permitirán obtener el par y la potencia sobre el perfil.

Cilindro_in/cilindro_ext: corresponde a la interface que enlaza la zona 1 y 2 . Para asegurar la continuidad en el campo fluido se selecciona la condición de contorno *Interface*. Se requiere la misma malla en ambos sectores con número de celdas 36333.

Interno: corresponde a la zona 2, interna a la interface y representa la porción del fluido que va a interactuar con el aerogenerador. A esta región se asigna la condición *Fluid*.

Externo: corresponde a la zona 1 externa a la interface y representa la porción del fluido más alejada del aerogenerador. A esta región se asigna la condición *Fluid*.

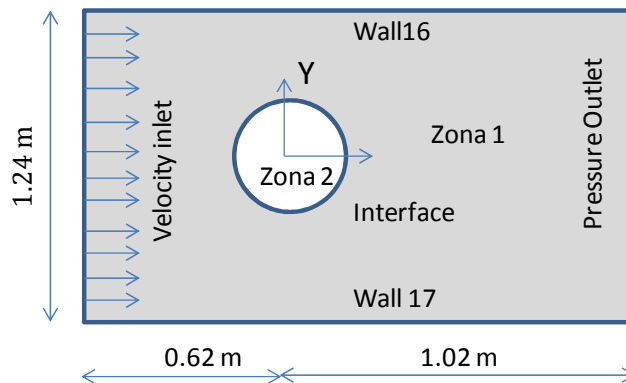


Figura 2.8. Condiciones de contorno del sistema.

2.2.2. Construcción del Modelo Computacional.

Una vez generada la malla del aerogenerador, se procede a realizar el análisis numérico empleando el código de propósito general Fluent v.6.3.26 que permite solucionar las ecuaciones de Navier-Stokes en 2-D mediante el método de volúmenes finitos. Aquí se explica la metodología empleada y los criterios de selección de algoritmos y modelos de turbulencia adecuados para la obtención de resultados que serán validados con la experimentación.

Para comenzar a introducir los parámetros del caso a estudiar, hay que definir la interfaz de la malla, concatenando la interfaz cilindro_in con cilindro_ext. en la opción *Grid Interface*.

2.2.2.1 Modelo de Solución.

Considerando que el fluido a tratar es incompresible y no se precisa la resolución de la ecuación de conservación de la energía, se utiliza un algoritmo basado en presión. El sistema de ecuaciones se establece en 2-D, se especifica que el fluido es transitorio en el tiempo y periódico con un esquema implícito de segundo orden de resolución temporal para obtener

resultados más precisos. Durante el funcionamiento del aerogenerador, la inestabilidad se deriva principalmente del movimiento relativo en los perfiles y tiene un periodo fundamental que depende tanto de la velocidad de rotación como del número de perfiles.

2.2.2.2 Propiedades del Fluido.

Las propiedades del fluido consideradas para el estudio permanecen constantes y están representadas en la tabla 2.3.

Tabla 2.3. Características del modelo físico.

Fluido	Aire
Densidad	1.225 kg/m ³
Viscosidad	1.7894 10 ⁻⁵ kg/(ms)
Presión	101.325 kPa
Velocidad del fluido	7 m/s

2.2.2.3 Condiciones de Operación.

En este caso se considera la presión atmosférica presentada en la tabla 2.3. y se establece como referencia que está en $X=1.02\text{m}$ e $Y=0$, es decir en la salida del volumen de control. La gravedad se desprecia, dada la baja densidad del aire.

2.2.2.4 Condiciones de Contorno.

Según sea la naturaleza del problema, se procederá a establecer las pautas y métodos en cada condición de contorno, indicada en la sección 2.2.1.1 para este caso en particular se tiene lo siguiente:

Para la zona **Entrada**, se selecciona el método: *Magnitude, Normal to Boundary*, con un marco de referencia absoluto y la magnitud de la velocidad constante $V=7\text{m/s}$. La opción intensidad de turbulencia y diámetro hidráulico fue seleccionada para todos los casos con un diámetro hidráulico de 0,14 m (lo cual representa al diámetro del aerogenerador) y una intensidad de turbulencia del 10 %, ubicándose este valor dentro de los recomendados, según la experiencia que estima entre un 5 y 15 %.

En la zona **Salida**, la presión es constante y su valor manométrico es cero. El método de dirección del flujo establecido para esta región es *Normal to Boundary*, se selecciona el valor *K and Epsilon* con energía cinética turbulenta $1\text{ m}^2/\text{s}^2$ y ratio de disipación turbulenta $1\text{m}^2/\text{s}^3$, que son los valores dados por defecto.

La región **Perfil** 1, 2 y 3 se encuentran adjuntos a la zona interno, por tanto se elige el tipo de pared sin deslizamiento y se define la pared como estacionaria respecto al sistema de referencia móvil rotacional con rugosidad de pared constante igual a 0.5 y altura de rugosidad 0 m.

Para la zona **Interno** se elige aire como fluido y se especifica el tipo de movimiento: *Moving Mesh* (según lo explicado en el apartado 2.2.1). Esta técnica permite establecer la velocidad rotacional que varía entre los valores indicados en la tabla 2.2. Siendo el centro de giro el punto (0,0), centro geométrico del aerogenerador.

2.2.2.5 Controles de Solución.

Dentro de este apartado, se definen las condiciones para tener estabilidad y precisión de la solución, esta fase es importante debido a que los esquemas disponibles permiten establecer el acople entre las variables de presión y velocidad. Para este caso se selecciona el tipo de acople *SIMPLE* y se prueban los algoritmos de solución disponibles en Fluent para resolver las ecuaciones de turbulencia y momento, estos algoritmos son:

- *Quick*
- *Second-Order*
- *Third-Order Muscl*
- *Power Law*

Habiendo establecido un intervalo de tiempo simulado igual a veinte vueltas con criterio de convergencia 10^{-3} para todas las variables y conservando un modelo de turbulencia *k-ε RNG* con condición de pared de *Non-Equilibrium*, se salvaron los valores del coeficiente de momento para los cuatro algoritmos, para igual velocidad de giro del aerogenerador. ($\omega=73\text{rad/s}$, $\lambda=0.75$).

El valor del coeficiente de momento medio entre los algoritmos estudiados está dado por:

$$C_{m \text{ algoritmo}} = \frac{\sum C_{m \text{ medio}}}{n} \quad (2.13)$$

Siendo n igual al número de algoritmos. A su vez $C_{m \text{ medio}}$ corresponde al valor del coeficiente medio para una vuelta (*300 time step*).

La desviación entre el valor del coeficiente de momento para cada algoritmo de solución y el promedio viene dado por:

$$\text{Error (\%)} = \frac{C_{m \text{ medio}} - C_{m \text{ algoritmo}}}{C_{m \text{ algoritmo}}} 100 \quad (2.14)$$

Para la selección del algoritmo también es necesario evaluar el coste computacional que genera la simulación, así como la obtención de menores residuales de masa y velocidad. En este caso el algoritmo seleccionado es el **Third-Order MUSCL** por las razones explicadas en el apartado 3.1.1.

2.2.2.6 Monitores.

Los monitores aportan la información de cada paso de tiempo para posteriormente validar los resultados numéricos con los experimentales e identificar los casos más favorables y desfavorables en cada vuelta. Los monitores de residuales, proporcionan información de la convergencia de las variables que intervienen en el modelo turbulento, continuidad, entre otros. Para ello se establece un criterio absoluto de 10^{-3} .

Los monitores de fuerza son fundamentales para este análisis puesto que dan el valor del coeficiente de momento, el coeficiente de sustentación y el coeficiente de arrastre para cada perfil girando a diferentes velocidades angulares. En este procedimiento es conveniente tener un orden al momento de salvar los casos, para el post-proceso de la información.

En la tabla 2.4. se muestran los valores de referencia impuestos en Fluent para que la adimensionalización de fuerzas y momento sobre los perfiles sea correcta.

Tabla 2.4. Valores de referencia.

Área [m ²]	Densidad [kg/m ³]	Profundidad [m]	Longitud [m]	Presión [Pa]	Entalpía [J/kg]	Temperatura [K]	Velocidad [m/s]	Viscosidad [kg/(ms)]
0.03	1.225	0.2	0.07	0	0	288.16	7	0.00001789

2.2.2.7 Resolución Temporal.

Para este caso específico la discretización temporal se consigue estableciendo un número de pasos de tiempo (*time step*) por vuelta igual a 300. El periodo de la máquina está representado como el tiempo que se tarda en dar una vuelta es decir $T=2\pi/\omega$, así entonces la duración del paso de tiempo en segundos está dada por $\Delta t = T/300$, lo cual difiere según la velocidad angular a estudiar.

Cabe destacar que se debe realizar cálculos hasta alcanzar la periodicidad en los resultados. Como criterio se ha evaluado el coeficiente de momento medio para cada vuelta logrando apreciar un error inferior al 1% cuando se simula la quinta vuelta o lo que es lo mismo 1500 *time steps*. También hay que tener en consideración que todas las simulaciones deben realizarse estableciendo un origen de referencia para los perfiles, con la finalidad de tener controlada la posición para cada resultado, para ello todas las simulaciones tienen como origen la posición acimutal cero para el perfil número 1 como puede apreciarse en la figura 2.3.

El recurso computacional utilizado para las simulaciones es un equipo con las siguientes características: AMD Athlon (tm) 64x2 Dual, procesador Core 4400+, 2.29 GHz y memoria ram de 3.25 GB. El tiempo que tardó en realizar los cálculos para el caso $\lambda=0.75$ y un total de 20 vueltas fue 6.3 horas, sin embargo para velocidades más bajas $\lambda=0.18$ el tiempo de cálculo para las mismas vueltas fue de 24.3 horas.

Es conveniente utilizar la función de auto salvado porque la malla cambia en el tiempo al cambiar la posición de los perfiles. Esto se consigue con la opción de *autosave*, de esta manera cuando el programa comience a iterar, automáticamente guardará los resultados. En este problema en particular el auto salvado se realizará cada 50 *time step*.

2.3. Modelo de Turbulencia.

El flujo que se trata en este proyecto es un flujo turbulento. Uno de los principales parámetros para definir la turbulencia es el Número de Reynolds asociado con el flujo sobre el perfil, según la expresión 2.15 [McKay, 2005]. Este parámetro varía en función de la velocidad de giro del aerogenerador y cuyo valor asociado a cada caso de estudio se identifica en la tabla 2.5.

$$Re = \frac{V_{\infty} \lambda \rho c}{\mu} \tag{2.15}$$

Tabla 2.5. Número de Reynolds a simular para velocidad del viento V=7 m/s.

Caso	ω [rad/s]	λ [-]	Re [-]
1	18	0.18	4389
2	37	0.38	9023
3	55	0.56	13412
4	73	0.75	17802
5	90	0.92	21947
6	110	1.13	26825
7	130	1.33	31702
8	146	1.49	35603
9	160	1.64	39018
10	190	1.95	46333

A pesar que los casos de estudio muestran bajos números de Reynolds el flujo es de transición turbulento porque es irregular en espacio y tiempo, se haya fenómenos de vorticidad y aparición de torbellinos consecuencia de la inestabilidad de la capa límite en el perfil. En general el flujo se muestra irregular, caótico e impredecible, lo que justifica el uso de métodos estadísticos para su estudio.

Los modelos de turbulencia son utilizados para predecir los efectos asociados a la turbulencia en un flujo sin necesidad de resolver todas las pequeñas escalas de las fluctuaciones turbulentas. No existe ningún modelo de turbulencia universalmente aceptado como óptimo para la resolución de un tipo específico de problema. La elección del modelo de turbulencia dependerá de las consideraciones que se realicen y de las condiciones físicas del fluido, la

práctica adquirida para la resolución de un determinado tipo de problema, la capacidad de cálculo computacional, el tiempo disponible para realizar la simulación y la malla realizada.

Para modelar un flujo turbulento mediante la simulación de las ecuaciones de Navier-Stokes con el promediado de Reynolds *RANS*, Fluent dispone de varios modelos de turbulencia, sin embargo para este problema 2-D serán estudiados los siguientes modelos:

- Modelo *Spalart-Allmaras*
 - *Strain/Vorticity*
 - *Vorticity*
- Modelo *k-ε*
 - *Realizable*
 - *Standard*
 - *RNG*
- Modelo *k ω*
 - *SST*
 - *Standard*

Para la selección del modelo de turbulencia se realizan cálculos con los modelos anteriores para una velocidad angular igual a 73 rad/s y 6000 *time step*. También es necesario evaluar el coste computacional que genera la simulación así como la obtención de menores residuales de continuidad y velocidad.

2.4. Validez de los resultados.

El análisis cinemático y dinámico se realizará cada *time step*, $\Delta\theta=1.2^\circ$, correspondiente a la posición acimutal de la trayectoria del perfil 1. Por cada posición acimutal, es posible obtener los valores numéricos de coeficiente de arrastre sustentación y momento a través del programa Fluent mediante la integración de presión y esfuerzo cortante sobre la superficie del perfil, cuyo procedimiento fue explicado en la sección 2.2.2.6.

Para validar los resultados conseguidos en la simulación, se tienen datos experimentales del coeficiente de arrastre y sustentación obtenidos en el Laboratorio Nacional SANDIA, en la cual se analiza el comportamiento aerodinámico de siete perfiles de la familia NACA (entre ellos el NACA0012) para un ángulo de ataque de 0 a 180 grados, más detalle de este experimento puede apreciarse en [Sheldal, 1981].

Es importante destacar que los valores experimentales conseguidos en los ensayos se encuentran tabulados según el número de Reynolds y se tienen para condiciones estacionarias del perfil, mientras que los resultados numéricos son obtenidos para condiciones transitorias asociadas a la rotación del perfil.

Capítulo 3

ANÁLISIS DE RESULTADOS

En este capítulo se van a analizar los resultados numéricos obtenidos para determinar la periodicidad de la solución. Luego estos valores serán comparados con los experimentales para validar el modelo computacional planteado según las consideraciones estipuladas en el capítulo 2. Se mostrarán las curvas características del aerogenerador para determinar la velocidad de operación de máximo rendimiento y se analiza el comportamiento del autoarranque del aerogenerador. También se realizará el estudio aerodinámico de un perfil en dos posiciones acimutales cercanas al punto de máximo y mínimo rendimiento por medio de los contornos de presión, velocidad y vorticidad. Finalmente se mostrarán los resultados del rendimiento para un aerogenerador con los perfiles modificados para compararlo con los resultados del perfil simétrico y verificar cual es más eficiente.

3.1. Optimización del modelo numérico.

3.1.1. Convergencia de resultados.

Partiendo del acoplamiento *SIMPLE*, algoritmo *Third-Order Muscl*, un modelo de turbulencia *k-ε RNG* y tratamiento cercano a la pared de *Non-Equilibrium*, se obtiene el valor del coeficiente de momento medio tras un total de 20 vueltas (6000 *time steps*).

Los residuales de continuidad, velocidad-x, velocidad-y, k y épsilon se muestran en la figura 3.1. Claramente, se aprecia que al principio los residuales crecen, luego disminuyen hasta que finalmente bajan consiguiendo un orden de magnitud de 10^{-4} para los residuales de continuidad y 10^{-5} para los residuales de velocidad. Los resultados pueden considerarse adecuados puesto que están por debajo del criterio de convergencia acordado en el apartado 2.2.2.7

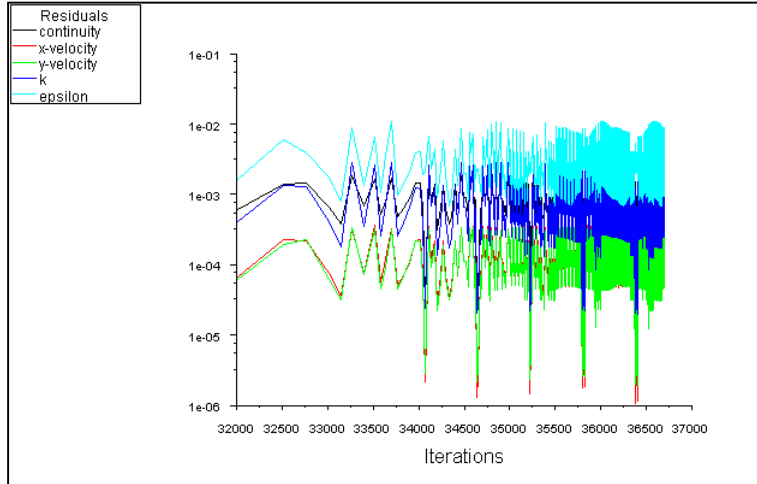


Figura 3.1. Muestra de los residuales. Esquema *Third-Order Muscl*, modelo *k-ε RNG*. $\lambda=0.73$.

Se analizó a su vez, la evolución del coeficiente de momento de los tres perfiles para las vueltas simuladas y determinar así el número de iteraciones significativas que establezcan periodicidad en los resultados. Esto se calcula hasta no encontrar diferencia entre el valor del coeficiente de momento medio calculado para una vuelta completa y las vueltas consecutivas.

Al comienzo de la iteración, los resultados del coeficiente de momento medio muestran una desviación aproximada de 13 %, a medida que continúa la iteración la desviación va disminuyendo, hasta que no existe diferencia considerable entre los valores del coeficiente de momento medio de la vuelta anterior y la vuelta estudiada; este punto se consiguió aproximadamente en la vuelta número cinco es decir, 1500 *time step* según se observa en la tabla 3.1.

Tabla 3.1. Muestra de la desviación de C_m medio en cada vuelta. Esquema *Third Order Muscl*, Modelo *k-ε RNG*. $\lambda=0.75$.

Vuelta [-]	<i>time Step</i> [-]	C_m medio [-]	Desviación [%]
1	300	0.154964	-
2	600	0.175794	13.4
3	900	0.180168	2.5
4	1200	0.178350	1.0
5	1500	0.177796	0.3

La Figura 3.2 expresa la evolución del coeficiente de momento a lo largo de seis vueltas consecutivas. El periodo de la gráfica se corresponde con el solape de perfiles cada 1/3 de vuelta. La curva tiende a ser periódica a partir de 300 *time step*, sin embargo a partir de 1500 *time step* la desviación es despreciable y los resultados fiables. Por lo tanto para todos los casos posteriores se realizará para un mínimo de 1500 *time step*.

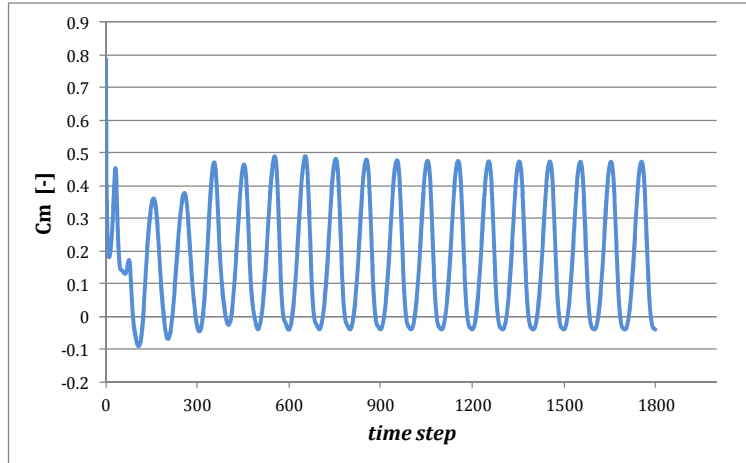


Figura 3.2. Gráfico de la evolución de C_m . Esquema *Third-Order Muscl*, modelo *k-ε RNG*. $\lambda=0.75$.

3.1.2. Selección del esquema de resolución.

Una vez establecido el número de iteraciones necesarias para conseguir periodicidad, se estudió la influencia de los algoritmos disponibles, con la finalidad de evaluar los resultados del coeficiente de momento y analizar el coste computacional que requiere cada caso. Los algoritmos fueron evaluados manteniendo un modelo de turbulencia *k-ε RNG*, con tratamiento de pared *Non-Equilibrium*. Para un ratio de velocidad $\lambda=0.75$.

Un total de veinte vueltas fueron simuladas para todos los casos. Tomando en consideración la última vuelta en cada caso de estudio, el valor medio del coeficiente de momento de todos los algoritmos indicados en la tabla 3.2. es C_m medio=0.1636. La desviación del coeficiente de momento de los algoritmos con respecto al valor medio, el coste computacional representado por N^o medio de iteraciones/time step y los residuales de masa están representados en la tabla 3.2.

Al analizar la desviación del coeficiente de momento medio entre las cuatro opciones, los algoritmos *Quick*, *Third-Order MUSCL* y *Second Order*, presentan una desviación similar de aproximadamente 7 %. Con respecto a la media entre los algoritmos. En contraparte, se observa que el algoritmo *Power Law* refleja una desviación de 22%, siendo este resultado muy diferente en comparación con el resto de las opciones por lo cual es el primer algoritmo descartado dentro del análisis.

Los tres algoritmos restantes alcanzaron una convergencia de continuidad del orden de 10^{-4} . Cabe destacar, que entre ellos los algoritmos *Third-Order MUSCL* y *Second Order* consiguieron los menores residuales de masa presentando valores muy similares entre sí como se observa en la figura 3.3.

Tabla 3.2. Comparativa entre algoritmos de resolución, para 20 vueltas simuladas. Modelo $k-\varepsilon$ RNG. $\lambda=0.75$.

	<i>Quick</i>	<i>Third-Order MUSCL</i>	<i>Second Order</i>	<i>Power Law</i>
Residuales de Masa [-]	9.73×10^{-4}	8.99×10^{-4}	8.97×10^{-4}	8.48×10^{-4}
Nº medio de Iteraciones/time step [-]	7.169	6.971	6.955	6.011
Cm medio 1 vuelta [-]	0.173	0.177	0.176	0.128
Desviación respecto a la media de todos [%]	6.03	8.23	7.80	-22.06

El coste computacional que conlleva la resolución del sistema pudiera ser determinante en la toma de decisión del algoritmo de resolución, sin embargo no se halla una diferencia significativa en el tiempo empleado para la resolución de los resultados, ya que al igual que en el caso anterior los algoritmos *Third-Order Muscl* y *Second Order* realizan un número de iteraciones muy similares para los mismos *time step* y cuya ponderación puede ser observada en la figura 3.4.

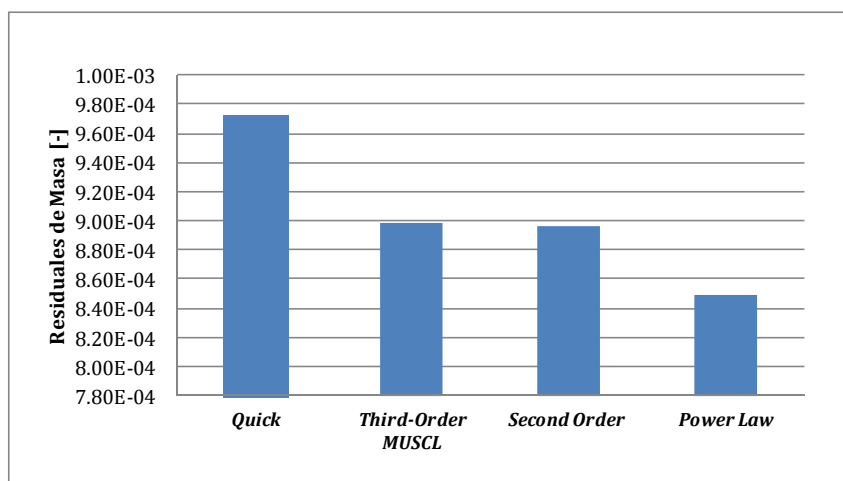


Figura 3.3. Gráfico de residuales de masa para cada algoritmo. Modelo $k-\varepsilon$ RNG. $\lambda=0.75$.

El coste computacional que conlleva la resolución del sistema pudiera ser determinante en la toma de decisión del algoritmo de resolución, sin embargo no se halla diferencia significativa en el tiempo empleado para la resolución de los resultados, ya que al igual que en el caso anterior los algoritmos *Third-Order Muscl* y *Second Order* realizan un número de iteraciones muy similares para los mismos *time step*, la ponderación puede ser observada en la figura 3.4.

Así pues, considerando un bajo coste computacional, resultados aceptables de la convergencia de los residuales de masa y una menor desviación del coeficiente de momento con respecto a la media, puede ser factible la utilización de estos dos algoritmos. Sin embargo, el algoritmo seleccionado es el *Third-Order Muscl* teniendo en consideración que este esquema produce menores errores de difusión y consigue una mayor precisión de los resultados por ser de tercer orden.

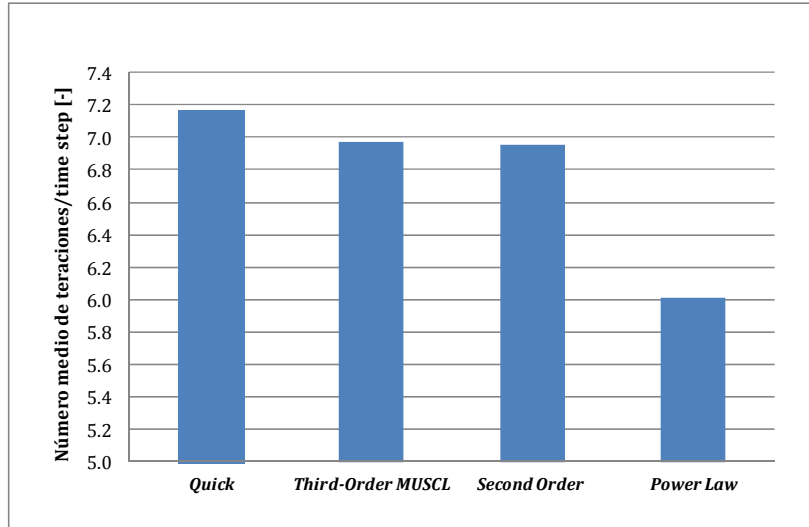


Figura 3.4. Gráfico representativo del coste computacional de cada algoritmo. Modelo $k-\varepsilon$ RNG. $\lambda=0.75$.

3.1.3. Selección del modelo de turbulencia.

Habiendo seleccionado el algoritmo *Third-Order Muscl* se realizan cálculos con los modelos de turbulencia disponibles en Fluent, para una velocidad angular igual a 73 rad/s y 6000 *time step*. Para comparar los resultados se calculó la media del coeficiente de momento entre los modelos de turbulencia analizados (siendo este valor igual a 0.10787) y se calculó la desviación del coeficiente de momento de cada modelo con respecto a la media de todos, como puede observarse en la tabla 3.3.

Los modelos *Spalart Allmaras Strain* y *Vorticity* son los que presentan menor desviación con respecto a la media de todos los modelos del coeficiente de momento medio, seguido a estos, se encuentran los modelos $k-\varepsilon$ RNG, $k-\omega$ SST y $k-\varepsilon$ Realizable, por otra parte el modelo $k-\omega$ Standard es el que presenta la más alta desviación (aproximadamente 62%), por tanto es el primer modelo descartado para la selección.

Tabla 3.3. Comparativa de C_m medio en 1 vuelta para diferentes modelos de turbulencia. Esquema *Third-Order Muscl*. $\lambda=0.75$.

Modelo de Turbulencia		C_m medio 1 vuelta [-]	Desviación (%)
<i>k-epsilon(k-e)</i>	<i>k-e Realizable</i>	0.1960	35.80
	<i>k-e RNG</i>	0.1771	22.69
	<i>k-e Standard</i>	0.0850	-41.11
<i>k-omega(k-omega)</i>	<i>k-omega SST</i>	0.1943	34.64
	<i>k-omega Standard</i>	0.0536	-62.85
<i>Spalart Allmaras (SA)</i>	<i>SA Strain/Vorticity</i>	0.1455	0.84
	<i>SA Vorticity</i>	0.1587	9.98

Al analizar el tiempo empleado en conseguir que converjan los resultados, puede apreciarse en la figura 3.5 que los modelos *k-epsilon Realizable* y *Standard* lo hacen en menos tiempo que los modelos *Spalart Allmaras*, por lo cual será seleccionado el modelo *k-epsilon*.

Contrastando los valores obtenidos y los modelos seleccionados por [Gupta, 2010] y [Raciti, 2011] el modelo seleccionado para este estudio es el ***k-epsilon Realizable***. El beneficio inmediato del modelo *Realizable* es que está recomendado para flujos que incluyen rotación, capas límite bajo gradientes de presión fuertes y adversos, separación y recirculación.

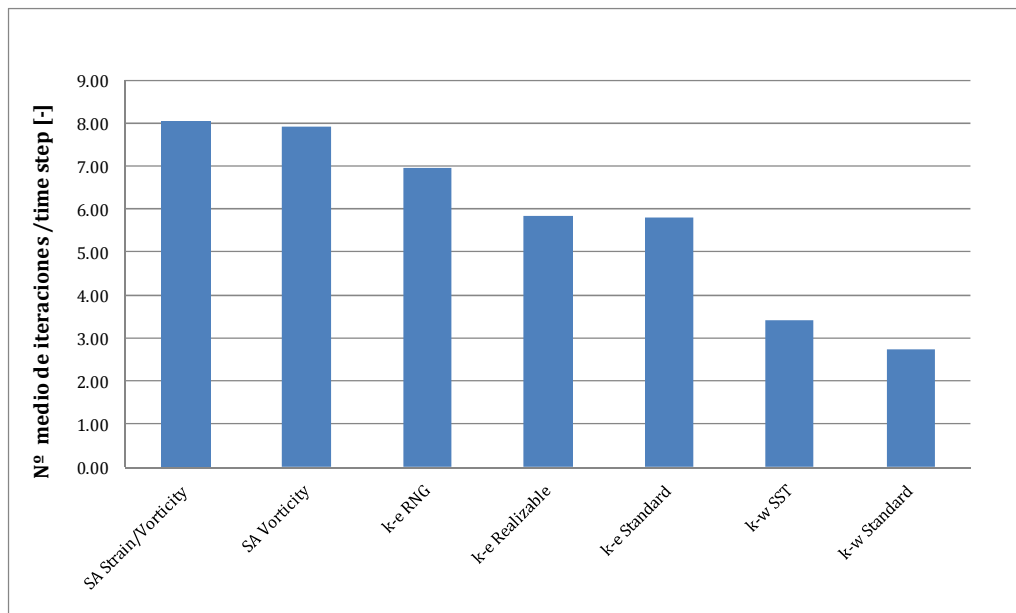


Figura 3.5. Coste computacional para diferentes modelos de turbulencia. Esquema *Third-Order Muscl* $\lambda=0.75$.

3.1.3.1. Tratamiento cerca de la pared.

Para determinar el tratamiento cercano a la pared a utilizar, se corroboró los valores de Y^+ . De todos los valores, solo un 9% del total de los Y^+ es superior a 5, siendo el máximo valor de Y^+ aproximadamente 7 como se observa en la figura 3.6, con lo cual queda descartado el poder utilizar el tratamiento de pared *Estándar* que requiere valores de $Y^+ > 30$ para garantizar que la primera celda está en la subcapa logarítmica.

En el caso del modelo *k-ε Realizable* se ha preferido trabajar con el tratamiento de la turbulencia cerca de la pared de *Non-Equilibrium Wall Functions*, porque éstas tienen en cuenta el efecto del gradiente de presión sobre el perfil de velocidades cerca de la pared, que se espera que sea importante provocando el desprendimiento de la capa límite.

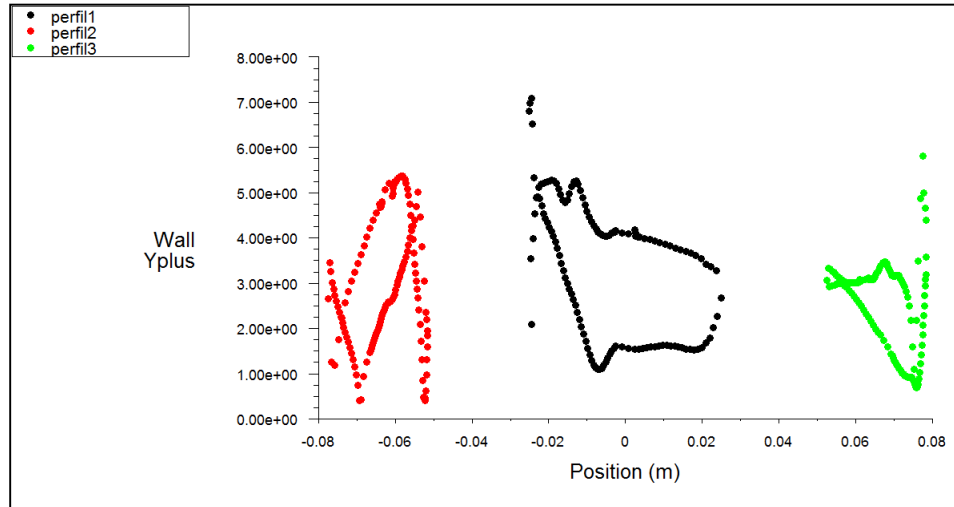


Figura 3.6. Valores de Y^+ en perfiles del aerogenerador. Esquema *Third-Order Muscl. Non-Equilibrium* $\lambda=0.75$.

3.2. Validación de los coeficientes de arrastre y sustentación.

Al comparar los valores del coeficiente de arrastre y sustentación obtenidos numéricamente para un esquema SIMPLE (algoritmo *Third Order Muscl*) y un modelo de turbulencia *k-epsilon Realizable* con tratamiento cercano a la pared de *Non-Equilibrium*, frente a los valores experimentales conseguidos por [Sheldal, 1980] se puede apreciar la similitud en los resultados conseguidos y la fiabilidad del modelo numérico seleccionado para la simulación.

Los coeficientes de arrastre y sustentación experimentales se tienen para números de Reynolds de 10000, 20000 y 40000. Para esta comparación, se seleccionó el caso numérico con $\lambda=0.38$ y Número de Reynolds 9022, debido a que es el caso más coincidente con los datos experimentales. Cabe destacar que los resultados experimentales fueron obtenidos para un sistema estacionario, mientras que los numéricos fueron conseguidos para un sistema transitorio, de ahí la desviación encontrada en los resultados.

La figura 3.7, muestra la curva numérica y experimental del coeficiente de arrastre frente al ángulo de ataque para una velocidad angular del rotor de 37 rad/s y una velocidad del viento de 7 m/s y $\lambda=0.38$. La tendencia de las curvas es la misma, ambas parten de cero y aumentan conforme el ángulo de ataque crece. El máximo valor del C_d es 1.075 conseguido cuando el ángulo de ataque es de 45.8° , lo cual es ligeramente inferior al C_d experimental cuyo valor es 1.265. La desviación conseguida entre el valor del C_d máx numérico y el experimental es de 18%, según tabla 3.4.

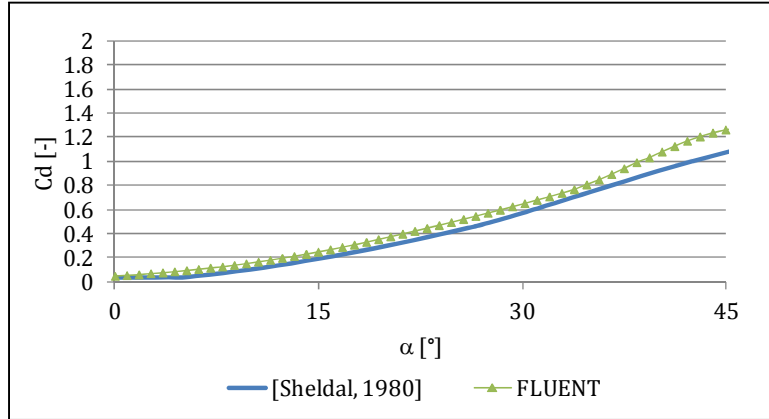


Figura 3.7. Variación del coeficiente de arrastre con respecto al ángulo de ataque. Esquema *Third-Order Muscl*, modelo *k-ε Realizable*. $\lambda=0.38$.

La figura 3.8 representa el valor de C_l para diferentes ángulos. El coeficiente de sustentación máximo calculado de forma numérica, es de 1.085, frente al valor experimental que es 1.024. El error conseguido para este caso es 6 % (tabla 3.4), lo cual es bastante aceptable.

Los datos experimentales reflejan que el coeficiente de sustentación parte de cero y conforme aumenta el ángulo de ataque los valores del coeficiente se elevan hasta ángulos cercanos a 40° . Para el caso numérico, la curva parte de un valor superior a cero y aumenta progresivamente conforme asciende hasta 35° , luego el coeficiente comienza a disminuir. La tendencia de la curva divergen entre ellas, sin embargo el valor del coeficiente máximo es muy similar y el error es reducido.

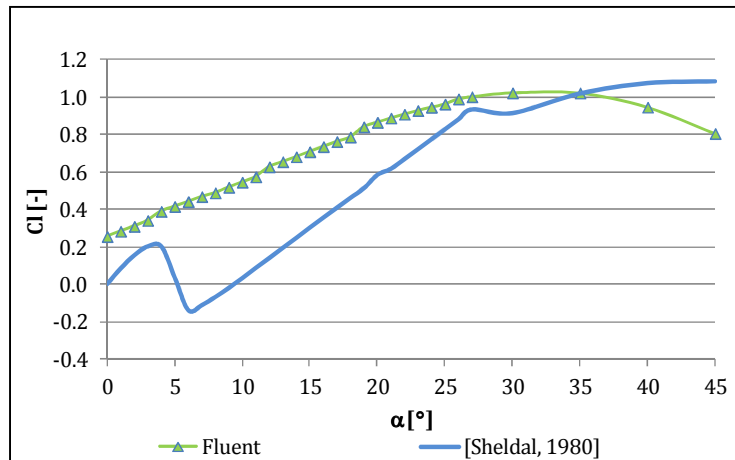


Figura 3.8. Variación del coeficiente de sustentación con respecto al ángulo de ataque. Esquema *Third-Order Muscl*, modelo *k-ε Realizable*. $\lambda=0.38$.

Los errores obtenidos al comparar los coeficientes numéricos con los experimentales se muestran en la tabla 3.4. Los resultados evidencian que a medida que aumenta la velocidad de giro del rotor las diferencias de los valores numéricos con los experimentales son mayores,

por tanto el modelo es válido para velocidades angulares menores a 90 rad/s, en los cuales se consigue un error medio máximo de 19%.

Tabla 3.4. Coeficientes experimentales y numéricos para distintas velocidades angulares.

ω [rad/s]	λ [-]	Reynolds [-]	Cd máx [-] [Sheldal, 1980]	Cd máx [-] Fluent	CL máx [-] [Sheldal, 1980]	CL máx [-] Fluent	Error Cd máx	Error CL máx	Error medio
190	1.95	46333.30	0.9200	2.9485	1.0750	1.6236	220%	51%	136%
160	1.64	39017.52	1.8000	2.5149	1.0850	1.4028	40%	29%	35%
90	0.92	21947.35	1.0750	1.4414	1.0850	1.0338	34%	5%	19%
73	0.75	17801.74	1.0750	1.4122	1.0850	1.0296	31%	5%	18%
55	0.56	13412.27	1.0750	1.2477	1.0850	0.9242	16%	15%	15%
37	0.38	9022.80	1.0750	1.2654	1.0850	1.0244	18%	6%	12%

3.3. Curvas características del aerogenerador.

La figura 3.9 muestra para diferentes velocidades de punta, la tendencia del ángulo de ataque con respecto a la posición acimutal del perfil. A medida que la velocidad de giro del rotor disminuye se obtiene un ángulo de ataque mayor para una misma posición acimutal.

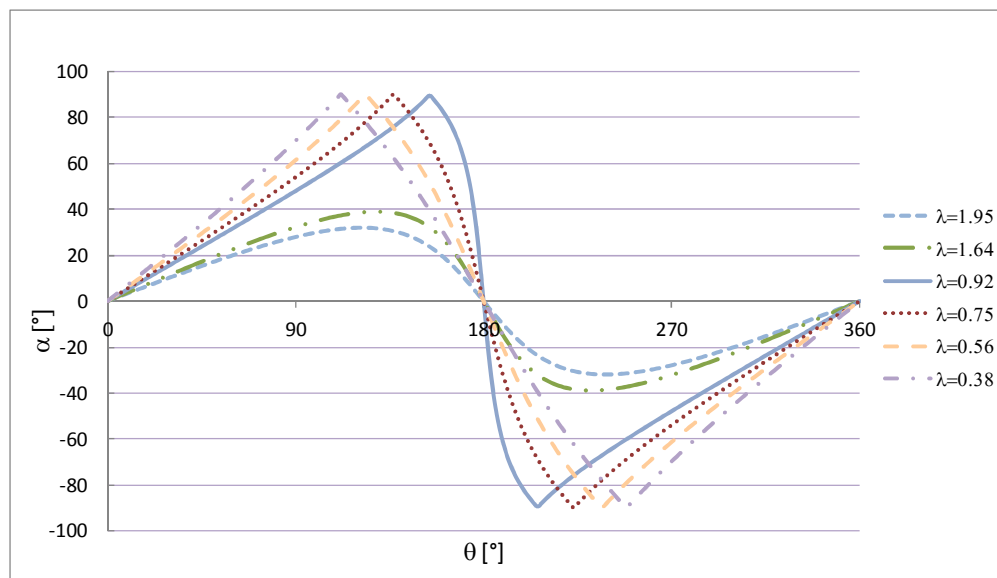


Figura 3.9. Variación cíclica de α con respecto a θ para distintas λ .

La tabla 3.5 muestra los valores del coeficiente de momento y potencia medio para diferentes velocidades de punta obtenidos numéricamente. Es importante destacar que todos los coeficientes de potencia son físicamente correctos. La condición de funcionamiento ideal del aerogenerador será aquel caso que se aproximase lo máximo posible al límite teórico dado por la ley de Betz, cuyo $C_{p_{m\acute{a}x}}=0.593$.

Tabla 3.5. Comparativa de coeficientes para diferentes velocidades de punta. Esquema *Third-Order Muscl*, modelo *k-ε Realizable*.

ω [rad/s]	λ [-]	Cm medio [-]	Cp medio [-]
18	0.184281	0.045774	0.008435
37	0.378800	0.029044	0.011002
55	0.563081	0.143227	0.080649
73	0.747362	0.195549	0.146146
90	0.921405	0.180073	0.165920
110	1.126162	0.099797	0.112388
130	1.330918	0.046634	0.062067
146	1.494724	-0.004830	-0.007220
160	1.638053	-0.051237	-0.083930
190	1.945188	-0.142358	-0.276914

La curva representada en la figura 3.10, evidencia que para ratios de relación de velocidades de punta muy bajos, el coeficiente de potencia es casi cero. La necesidad de tener un sistema de arranque que ayude al inicio de giro del aerogenerador se produce para C_p negativos. A medida que se aumenta el ratio de las velocidades de punta del rotor, el coeficiente de potencia se eleva hasta un máximo de 0.166 para $\lambda=0.92$, posterior a este ratio de velocidades de punta, el aerogenerador comienza a experimentar un descenso en el rendimiento.

Para un ratio de velocidades de punta superior a 1.5 el rotor entra en pérdidas, en este punto la energía del viento no produce par sino todo lo contrario, resta energía al sistema, a partir de este punto el sistema ya no es eficiente. El rango óptimo de operación de este aerogenerador bajo las premisas consideradas en el modelo físico explicado en el apartado 2.1 está entre 18 y 130 rad/s.

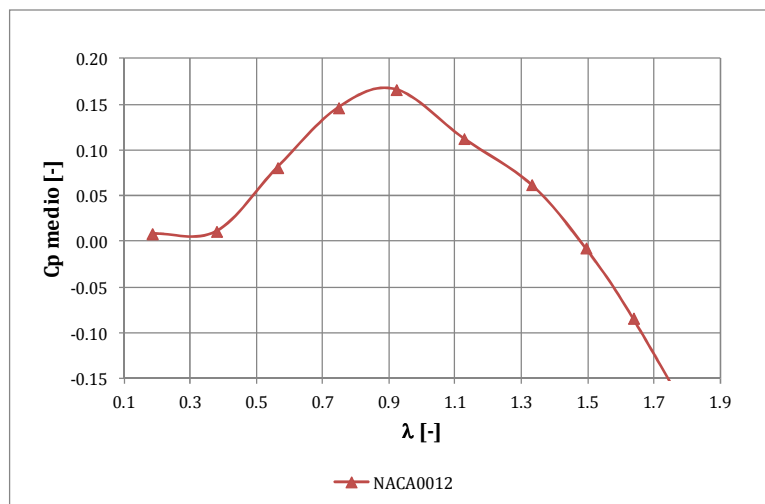


Figura 3.10. Coeficiente de potencia para diferentes ratios de velocidades de punta. Esquema *Third-Order Muscl*, modelo *k-ε Realizable*.

La evolución del coeficiente de potencia de los tres perfiles a lo largo de una vuelta completa para una velocidad de punta de 0.92 se muestra en la figura 3.11. La posición radial indica el C_p y la tangencial la posición acimutal. Se ha representado la curva zero para delimitar los $C_p < 0$ (valores no deseables) y el límite de Betz (máximo rendimiento).

Partiendo de la posición acimutal 0° , se observa que el coeficiente parte de valores negativos, luego al transcurrir el giro del aerogenerador estos valores van aumentando progresivamente hasta alcanzar una extracción de potencia máxima para una posición acimutal de 63° , donde el valor del C_p es igual a 0.43. Conforme sigue girando el rotor, se aprecia un declive del rendimiento hasta alcanzar la posición más desfavorable a una posición acimutal próxima a 120° . Las posiciones acimutales siguientes muestran periodicidad y el análisis es similar al anterior.

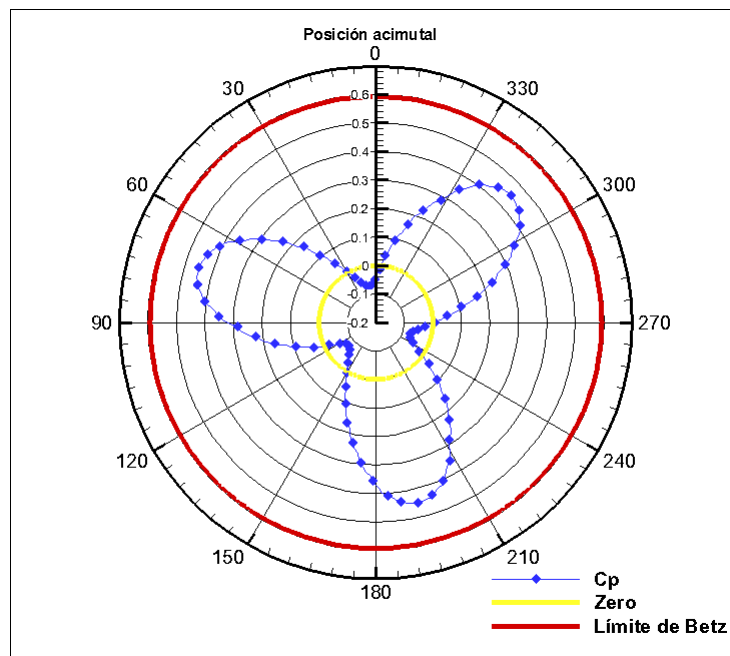


Figura 3.11. Variación del coeficiente de potencia para los tres perfiles en una vuelta. Esquema *Third-Order Muscl*, modelo *k-ε Realizable*. $\lambda=0.92$.

3.4. Patrón de Flujo.

Para el estudio se seleccionó un ratio de velocidad de punta $\lambda=0.92$ ($\omega=90$ rad/s) puesto que es el máximo rendimiento de todos los casos simulados y se consideró la vuelta número veinte cuando hay periodicidad en los resultados.

En esta sección se analizará cualitativamente los contornos de presión, velocidad y vorticidad en dos posiciones acimutales próximas al máximo y mínimo rendimiento correspondiente a $\theta=60^\circ$ y $\theta=120^\circ$ respectivamente. Lo anterior, permite comparar las características

aerodinámicas del perfil y explicar los fenómenos físicos que ocurren para cada posición acimutal.

3.4.1. Contornos de presión y velocidad.

Posición más favorable.

Cuando el perfil 1 coincide con la posición acimutal $\theta=60^\circ$, el rotor presenta un coeficiente de potencia de 0.375, siendo éste valor muy cercano al $C_{p_{max}}$ conseguido para una vuelta completa como puede verse en la figura 3.11. El campo de presión estática para esta posición se observa en la figura 3.12(a), a su vez los contornos de velocidad se muestran en la figura 3.12 (b).

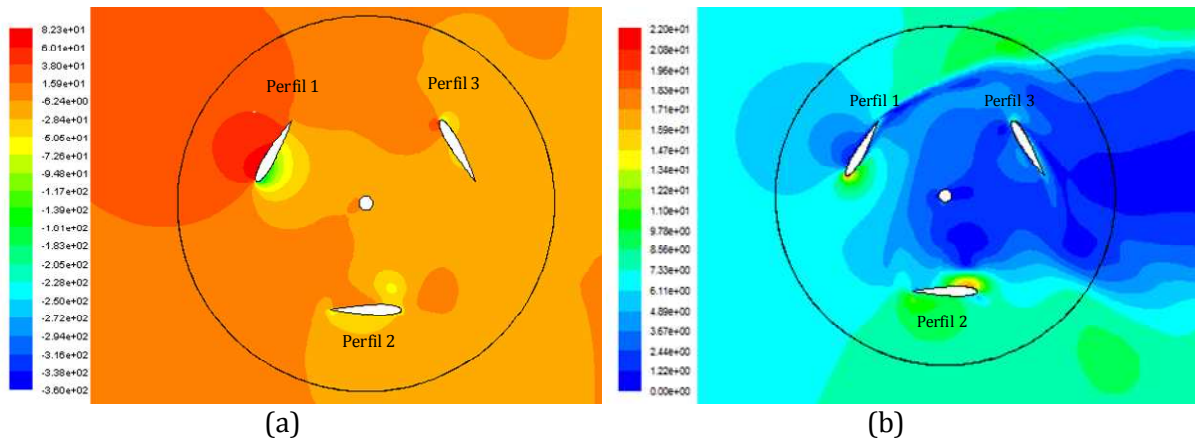


Figura 3.12. (a) Contornos de presión estática [Pa], (b) Contornos de velocidad [m/s]. Posición del perfil 1 $\theta=60^\circ$. Esquema *Third-Order Muscl*, modelo *k-ε Realizable*. $\lambda=0.92$.

El borde exterior del perfil 1 muestra presiones más elevadas según la figura 3.13 (a) y velocidades mínimas (figura 3.13 (b)), con lo cual este borde corresponde al intradós del perfil. Por el contrario, en la zona del borde interior el fluido se acelera y se obtienen velocidades máximas con presiones mínimas (extradós). Esta diferencia de presiones conseguidas en la zona del intradós y del extradós generan las fuerzas que favorecen al momento y la fuerza centrífuga que debe resistir la estructura del aerogenerador.

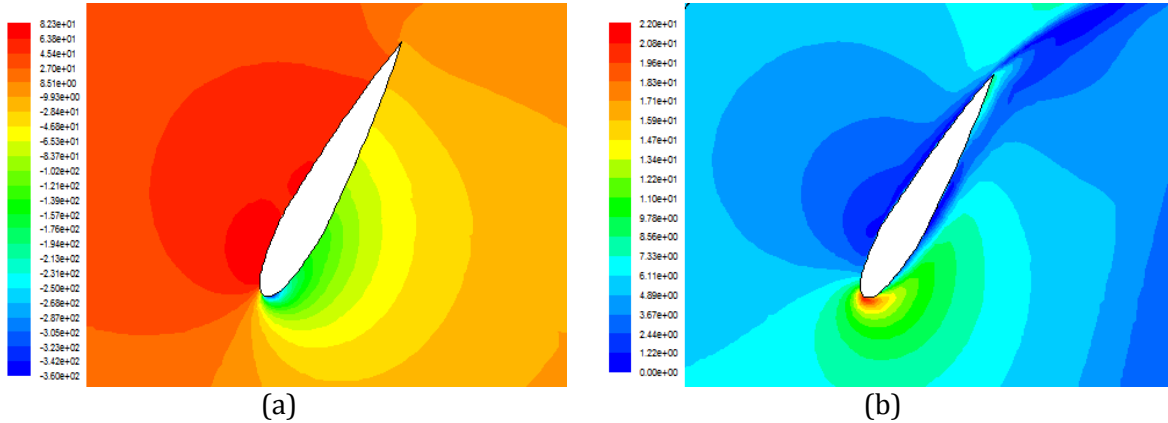


Figura 3.13. (a) Contornos de presión [Pa], (b) Contornos de velocidad [m/s]. Posición del perfil 1 $\theta=60^\circ$. Esquema *Third-Order Muscl*, modelo *k-ε Realizable*. $\lambda=0.92$.

En el borde de ataque del perfil 1 se puede ver claramente que existe mayor velocidad en esta zona y los vectores de velocidad son mucho más grandes favoreciendo el movimiento como se observa en la figura 3.14. Conforme avanza el fluido a través del perfil en la zona del extradós, el fluido pierde energía cinética, por lo cual disminuyen la magnitud de los vectores de velocidad.

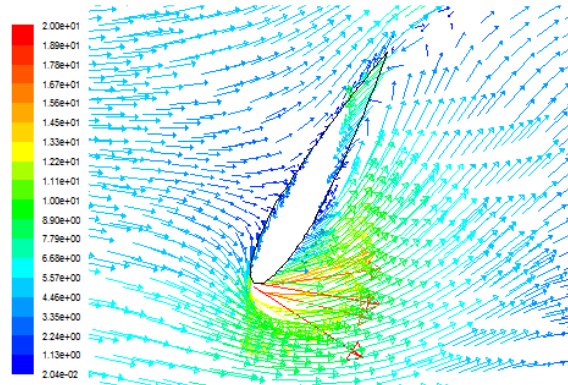


Figura 3.14. Vectores de velocidad [m/s]. Posición del perfil 1 $\theta=60^\circ$. Esquema *Third-Order Muscl*, modelo *k-ε Realizable*. $\lambda=0.92$.

Para este instante de tiempo el perfil 2 se ubica en $\theta=180^\circ$ según la figura 3.12. De manera más detallada, en la figura 3.15 (a) se observa que el borde exterior presenta un campo de presión uniforme desde el borde de ataque hasta una zona cercana al borde de fuga, por el contrario en el borde interior el contorno de presión no es uniforme puesto a que se obtienen presiones máximas y mínimas, con lo cual no queda bien definida la zona intradós y extradós del perfil.

En la figura 3.15 (b) se observa un incremento de la velocidad en el borde interior (cercano al borde de fuga), consecuencia de la baja presión.

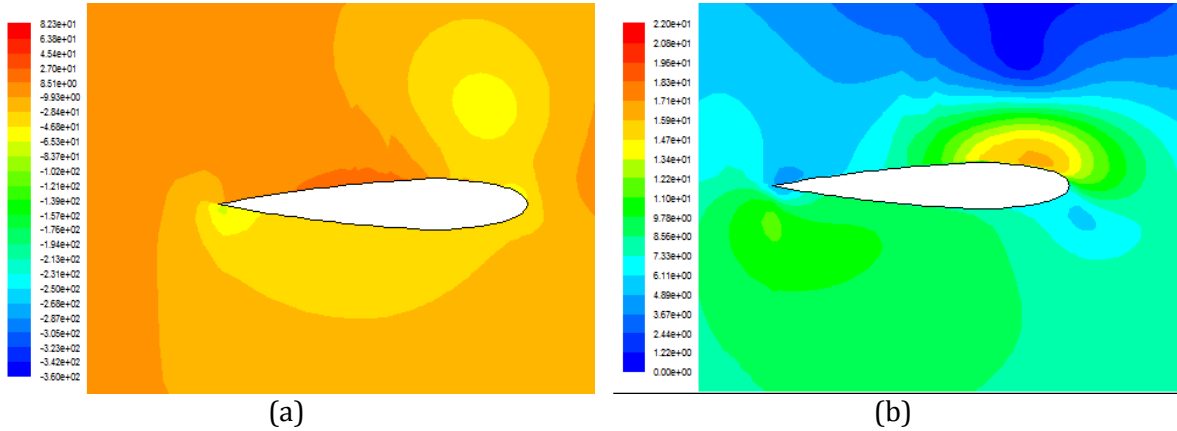


Figura 3.15. (a) Contornos de Presión [Pa], (b) Vectores de velocidad [m/s]. Posición del Perfil 2 $\theta=180^\circ$. Esquema *Third-Order Muscl*, modelo *k-ε Realizable*. $\lambda=0.92$.

La figura 3.16 indica que los vectores de velocidad son mayores en el borde interior próximo al borde de ataque del perfil. La corriente de flujo incide sobre el perfil y los vectores de velocidad van conforme al movimiento del álabe, favoreciendo al par del rotor, aunque la velocidad relativa es menor. En esta situación aparece un torbellino en la zona de menor presión ubicado cerca del borde de ataque según la figura 3.16, que trae como consecuencia una disminución de la energía de movimiento del fluido.

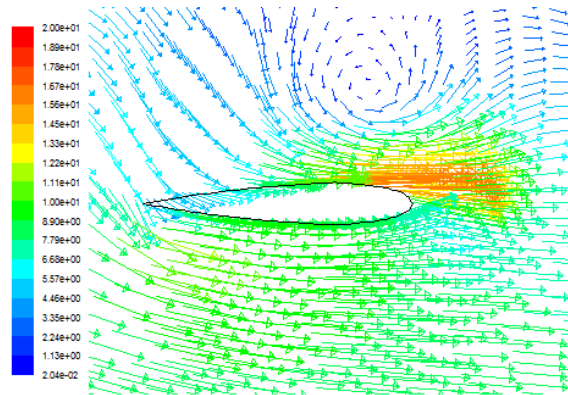


Figura 3.16. Vectores de velocidad [m/s]. Posición del perfil 2 $\theta=180^\circ$. Esquema *Third-Order Muscl*, modelo *k-ε Realizable*. $\lambda=0.92$.

Por otra parte, el perfil 3 tiene una posición acimutal $\theta=300^\circ$ según la figura 3.12. El borde exterior del perfil posee mínima presión según se observa en la figura 3.17(a) y máxima velocidad como se aprecia en la figura 3.17 (b), esta zona por consiguiente corresponde al extradós del perfil.

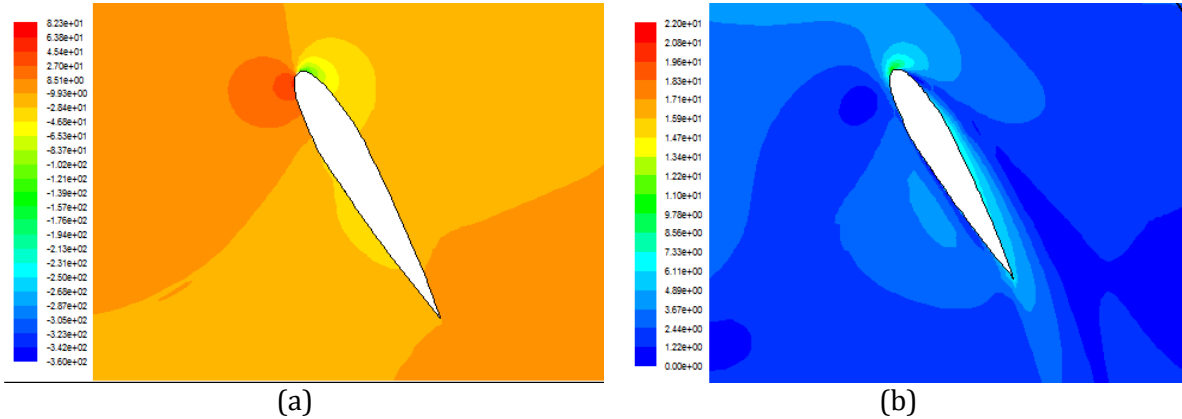


Figura 3.17. (a) Contornos de presión [m/s], (b) Contornos de velocidad [m/s]. Posición del perfil 3 $\theta=300^\circ$. Esquema *Third-Order Muscl*, modelo *k-ε Realizable*. $\lambda=0.92$.

En la figura 3.18, se aprecian los vectores de velocidad alrededor del perfil. En el extradós los vectores de velocidad van en conformidad con el movimiento del perfil hasta una distancia cercana al borde de ataque, sin embargo en el borde interior (intradós) los vectores de velocidad van en dirección opuesta creando una circulación alrededor del perfil con una consecuente estela aguas abajo del borde de fuga. En el borde de ataque se observa que los vectores se oponen al movimiento del rotor, lo cual contrarresta las fuerzas que actúan a la generación del momento.

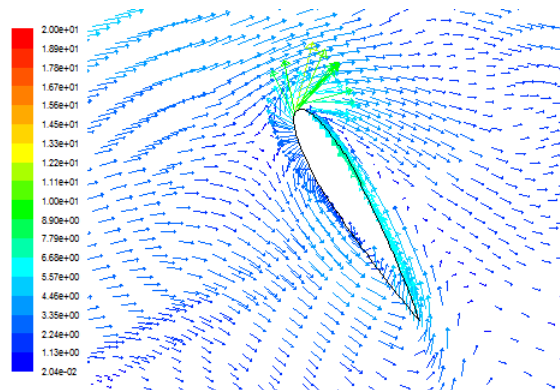


Figura 3.18. Vectores de velocidad [m/s] para la posición del perfil 3 $\theta=300^\circ$. Esquema *Third-Order Muscl*, modelo *k-ε Realizable*. $\lambda=0.92$.

Al analizar los tres perfiles en conjunto por medio de la figura 3.19, se observa que el perfil 1 es el que presenta mayor diferencia de presión, esto hace que sea el perfil que más contribuye a la generación del par del rotor. Por su parte el perfil 2 contribuye de forma intermedia debido a que la diferencia de presión en el intradós y en el extradós no es tan significativa como ocurre en el perfil 1. Finalmente el perfil 3 posee una diferencia de presión considerable pero los vectores de velocidad del fluido en la zona intradós del perfil van en contra de la dirección de rotación del rotor, de esta forma los esfuerzos cortantes frenan al aerogenerador.

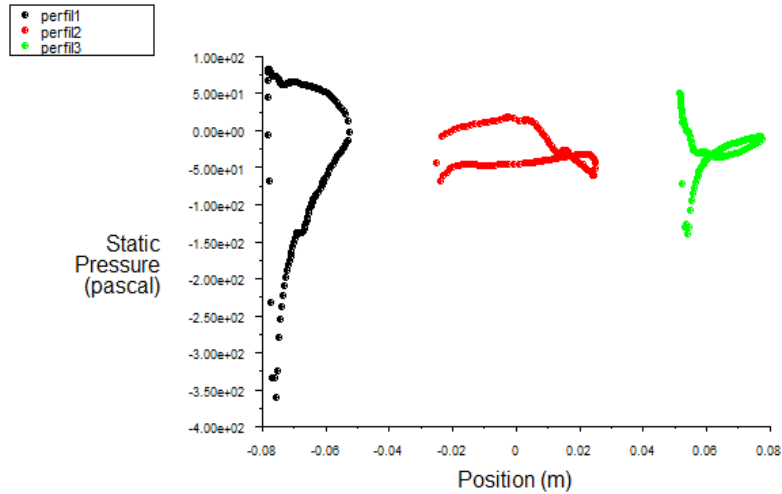


Figura 3.19. Distribución de la presión estática [Pa] en los perfiles. Situación favorable. Esquema *Third-Order Muscl*, modelo *k-ε Realizable*. $\lambda=0.92$.

Posición menos favorable

Cuando el perfil 1 llega a una posición acimutal $\theta=120^\circ$, se obtiene el coeficiente de potencia más bajo, incluso negativo (-0.05), como se aprecia en la figura 3.11 y se considera esta posición como la menos favorable de todo el recorrido. El campo de presión estática para esta posición se observa en la figura 3.20 (a), a su vez los contornos de velocidad se muestran en la figura 3.20 (b).

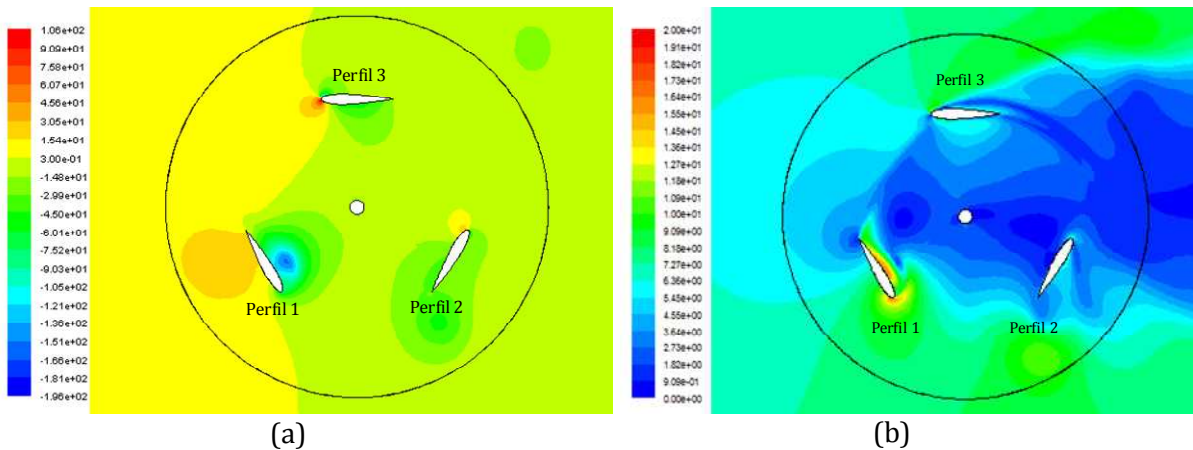


Figura 3.20. (a) Contornos de presión estática [Pa], (b) Contornos de velocidad. Posición del perfil 1 $\theta=120^\circ$. Esquema *Third-Order Muscl*, modelo *k-ε Realizable*. $\lambda=0.92$.

Al analizar el perfil 1 para una posición acimutal $\theta=120^\circ$ en la figura 3.21 (a), se observa que el borde exterior del perfil posee la máxima presión y mínima velocidad según la figura 3.21 (b), por tanto el borde exterior corresponde al intradós del perfil. Mientras que el borde interior presenta mínima presión y máxima velocidad (extradós).

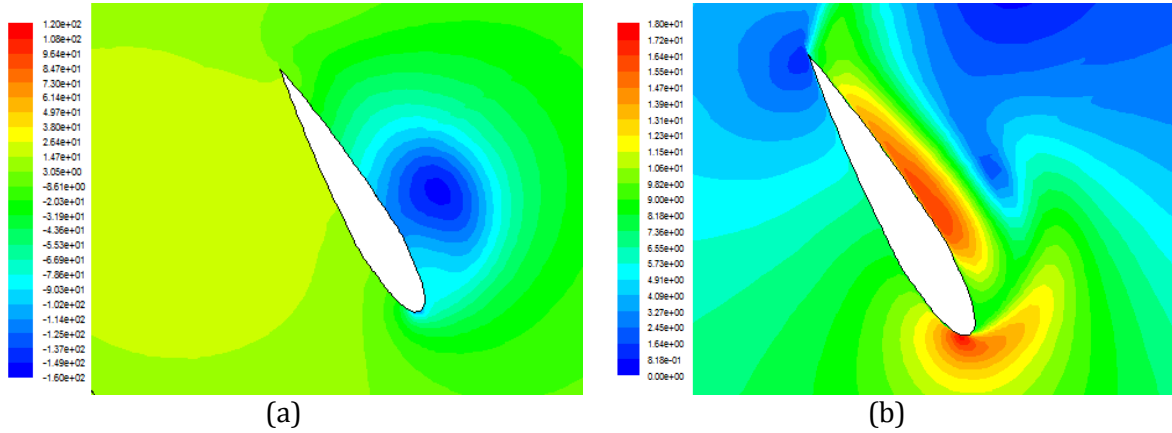


Figura 3.21. (a) Contornos de presión [Pa], (b) Contornos de velocidad [m/s]. Posición del perfil 1 $\theta=120^\circ$. Esquema *Third-Order Muscl*, modelo *k-ε Realizable*. $\lambda=0.92$.

En la figura 3.22 se muestra los vectores de velocidad del perfil 1, siendo éstos de mayor magnitud en el borde de ataque. Esta posición del perfil favorece notablemente al movimiento del aerogenerador porque todos los vectores de velocidad llevan una dirección conforme al movimiento. En esta figura también se observa un torbellino en el extradós asociado a presiones mínimas.

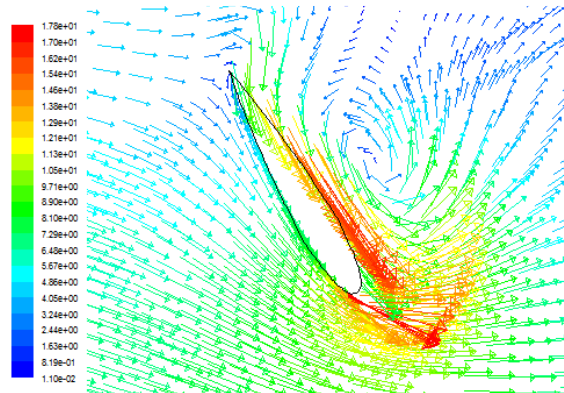


Figura 3.22. Vectores de velocidad [m/s] para la posición del perfil 1 $\theta=120^\circ$. Esquema *Third-Order Muscl*, modelo *k-ε Realizable*. $\lambda=0.92$.

En el perfil 2 ubicado en $\theta=240^\circ$, el borde exterior posee menor presión según la figura 3.23 (a) y presenta mayor velocidad según la figura 3.23 (b), esto convierte al borde exterior en la zona extradós. A su vez en el perfil interior se obtiene mayor presión en el borde de ataque, con lo cual se genera menor velocidad en esta zona (intradós).

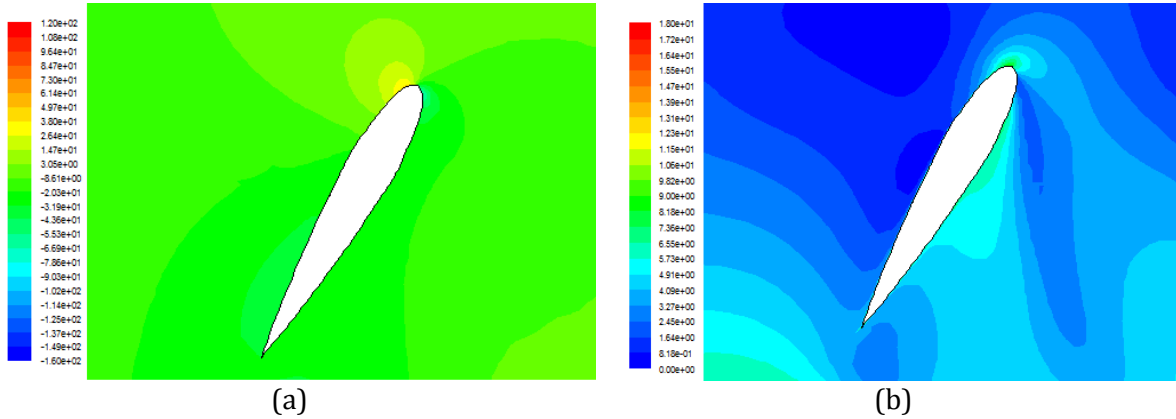


Figura 3.23. (a) Contorno de presión [m/s], (b) Contornos de velocidad [m/s]. Posición del perfil 2 $\theta=240^\circ$. Esquema *Third-Order Muscl*, modelo *k-ε Realizable*. $\lambda=0.92$.

Los vectores de velocidad observados en la figura 3.24 muestran una dirección a favor del movimiento del rotor desde el borde de fuga de la zona extradós hasta un punto cercano al borde de ataque, donde los vectores cambian de dirección debido a la corriente de aire. A su vez, en la parte media del intradós el flujo va en contra del movimiento creando un torbellino asociado a una zona de baja presión.

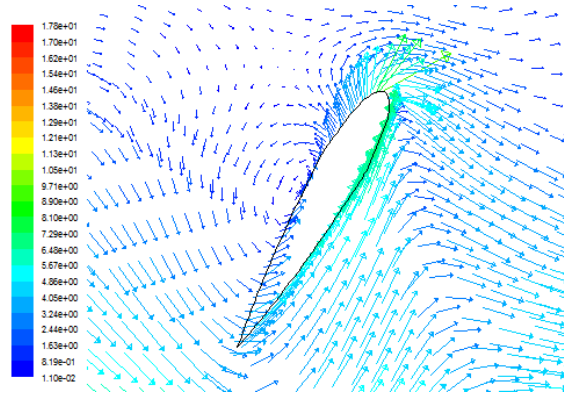


Figura 3.24. Vectores de Velocidad [m/s] para la posición del Perfil 1 $\theta=240^\circ$. Esquema *Third-Order Muscl*, modelo *k-ε Realizable*. $\lambda=0.92$.

Para este instante de tiempo el perfil 3 se encuentra en $\theta=0^\circ$ como se aprecia en la figura 3.20. En el borde de ataque del perfil se observa un punto de remanso identificado en la figura 3.25(a) donde la velocidad se anula y la presión es máxima. El flujo que atraviesa el borde exterior cercano al borde de ataque experimenta una gran aceleración generándose una zona de baja presión (extradós), mientras que en el borde interior (intradós) se genera una sobrepresión.

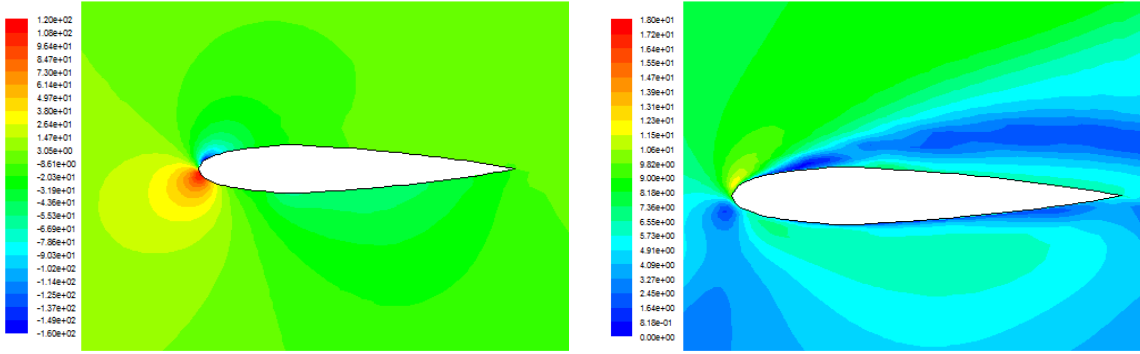


Figura 3.25. (a) Contorno de presión [m/s], (b) Vectores de velocidad [m/s] para la posición del Perfil 3 $\theta=0^\circ$. Esquema *Third-Order Muscl*, modelo *k-ε Realizable*. $\lambda=0.92$.

En esta posición acimutal el perfil se encuentra en pérdidas, debido a que la fuerza resultante va en dirección opuesta al movimiento del perfil, esta situación se refleja mediante los vectores de velocidad de la figura 3.26. Las velocidades alcanzadas son muy bajas y en su mayoría opuestas al movimiento del aerogenerador. Así mismo se observa que la capa límite no se encuentra adherida al perfil.

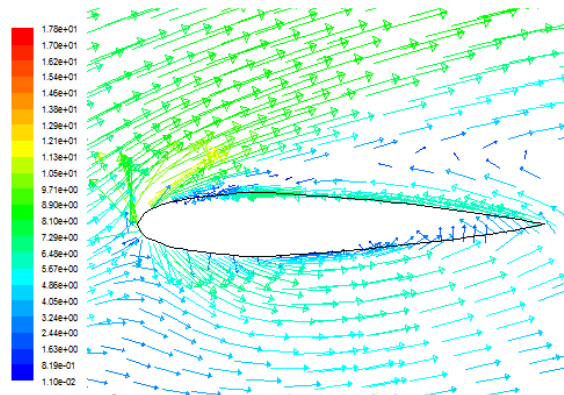


Figura 3.26. Vectores de velocidad [m/s] para la posición del perfil 1 $\theta=300^\circ$. Esquema *Third-Order Muscl*, modelo *k-ε Realizable*. $\lambda=0.92$.

Al analizar la contribución que ejerce cada perfil en el par del rotor, se puede ver en la figura 3.27 que el perfil 3 posee la mayor diferencia de presión, sin embargo la fuerza resultante que se genera va en contra del movimiento del rotor. Por otro lado, los perfiles 1 y 2 presentan menor diferencia de presión, con la diferencia que la fuerza resultante favorece al movimiento.

A partir de los datos de las figuras 3.19 y 3.27 se presenta en la tabla 3.6 la presión máxima y mínima, el diferencial de presión, así como también se identifican las zonas del intradós y extradós de los perfiles para el caso favorable y desfavorable.

Para el perfil 1 el gradiente de presión entre el intradós y el extradós es mayor en el caso favorable, llegando a ser este valor cercano al triple de la diferencia de presión del caso menos

favorable. Para el perfil 2 la diferencia de presiones entre el intradós y el extradós es similar en ambas situaciones siendo un poco mayor para el caso desfavorable.

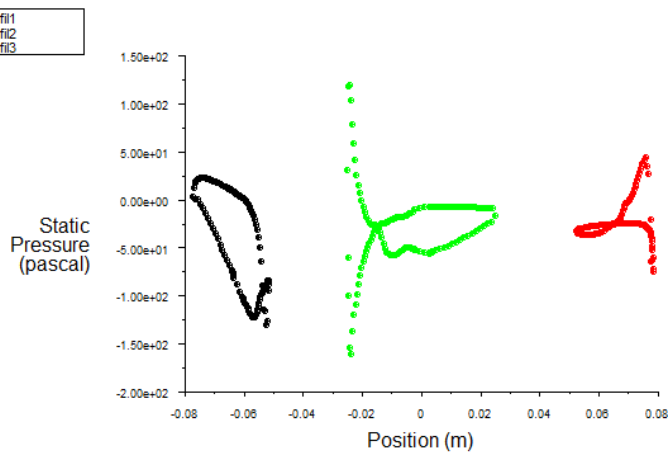


Figura 3.27. Distribución de la presión estática [Pa] en los perfiles. Situación desfavorable. Esquema *Third-Order Muscl*, modelo *k-ε Realizable*. $\lambda=0.92$.

Es importante destacar que para los perfiles 1 y 2 la diferencia de presión contribuye al movimiento del rotor en ambas situaciones, caso contrario ocurre en el perfil 3 donde la diferencia de presión genera una fuerza opuesta al movimiento del rotor. En el perfil 3 la diferencia de presión es mayor para el caso desfavorable y menor en el caso favorable como era lógico de esperar.

Tabla 3.6. Comparativa del diferencial de presiones en el intradós y extradós de perfiles. Esquema *Third-Order Muscl*, modelo *k-ε Realizable*.

Situación	Perfil	θ [°]	Presión máxima [Pa]	Presión mínima [Pa]	ΔP [Pa]	Borde exterior	Borde interior
Favorable	1	60	82.28	-360.31	442.59	Intradós	Extradós
	2	180	19.12	-67.66	86.78	-	-
	3	300	51.61	-139.51	191.12	Extradós	Intradós
Desfavorable	1	120	23.14	-129.27	152.41	Intradós	Extradós
	2	240	44.39	-74.26	118.65	Extradós	Intradós
	3	360	119.68	-160.23	279.90	Extradós	Intradós

3.4.2. Contornos de vorticidad.

Físicamente la vorticidad es una medida de la rotación que sufre el fluido a medida que se mueve en un campo de flujo. En la figura 3.28 se observa claramente la consecuencia de esa rotación de partículas del flujo, mediante una estela turbulenta no estacionaria aguas abajo del perfil correspondiente con las zonas de bajas presión.

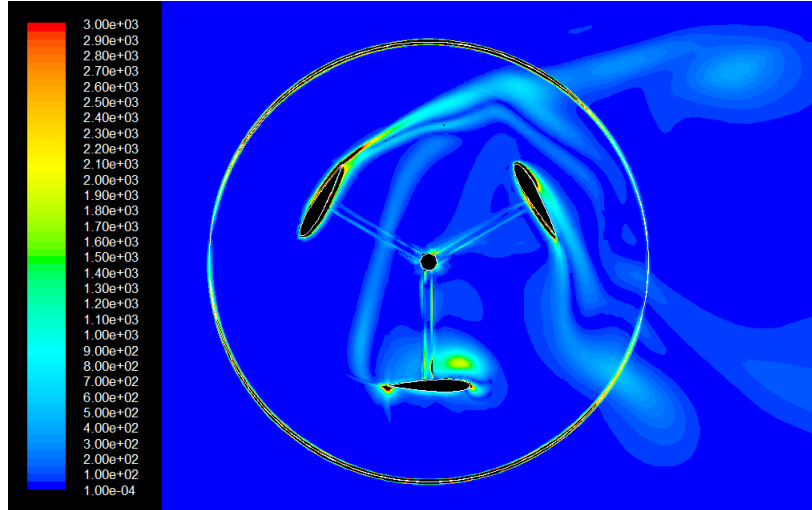


Figura 3.28. Contorno de vorticidad [s⁻¹] para la posición del perfil 1 $\theta=60^\circ$. Esquema *Third-Order Muscl*, modelo *k-ε Realizable*. $\lambda=0.92$.

Para una posición del perfil 1 $\theta=60^\circ$, la estela no perjudica el flujo de los siguientes perfiles, sin embargo la formación de torbellinos desprendidos o los llamados vórtices de Kármán aparecen y se extienden a una distancia considerable.

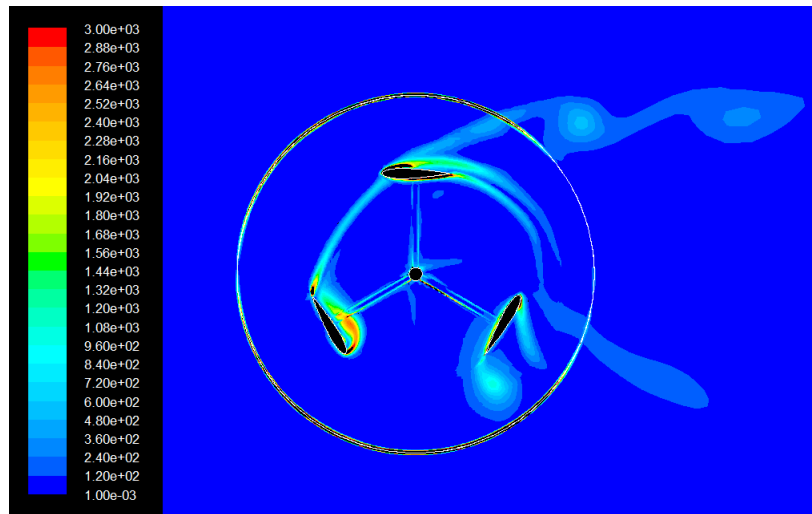


Figura 3.29. Contorno de vorticidad [s⁻¹] para la posición del perfil 1, $\theta=120^\circ$. Esquema *Third-Order Muscl*, modelo *k-ε Realizable*. $\lambda=0.92$.

Siguiendo la evolución del perfil 1 cuando llega a $\theta=120^\circ$, la estela ya ejerce influencia en el perfil 3 como se aprecia en la figura 3.29 y los vórtices de Kármán desprendidos se muestran más visibles en el perfil 3. Esta posición se ve menos favorecida y por tanto posee menor rendimiento.

3.5. Comparación entre el modelo simétrico y modificado.

Para este estudio se consideró un perfil NACA0012 con una torsión al final del 20 % de la cuerda con un ángulo de -15° , con la finalidad de evaluar las prestaciones del aerogenerador. En la figura 3.30 se aprecia el modelo físico utilizado manteniendo el modelo numérico explicado en el apartado 2.2.

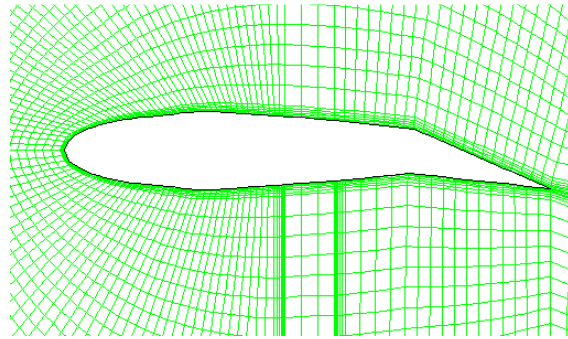


Figura 3.30. Perfil NACA0012 con torsión -15° .

La figura 3.31 permite comparar el coeficiente de potencia obtenido para un perfil NACA0012, y otro perfil NACA0012 con torsión -15° cuando el ratio de velocidades de punta es 0.92. El progreso de cada curva discrepa una de otra. Al observar las curvas, se tiene que el perfil simétrico alcanza un $C_{P \text{ máx}} = 0.45$, mientras que para el perfil con torsión, el $C_{P \text{ máx}} = 0.25$. Las dos curvas presentan valores inferiores al valor del rendimiento ideal (Límite de Betz), lo cual era de esperar.

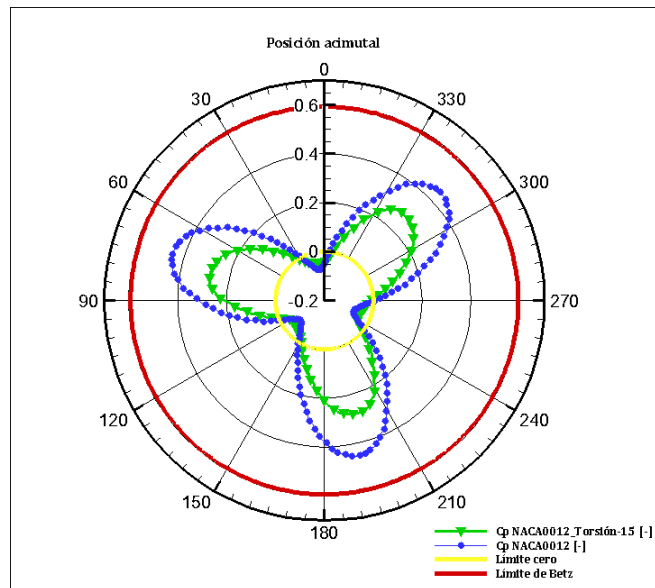


Figura 3.31. Evolución del coeficiente de potencia para un perfil NACA0012 y un perfil NACA0012 con torsión -15° . Esquema *Third-Order Muscl*, modelo *k-ε Realizable*. $\lambda=0.92$.

Por otro lado, ambas curvas muestran valores inferiores al límite cero, por lo cual en algunas posiciones el rotor entra en pérdidas. El perfil modificado posee un coeficiente de potencia mínimo más próximo a cero, siendo este valor $C_{P \text{ min}} = -0.05$, esto hace que tenga mejor comportamiento en el autoarranque en comparación con el perfil simétrico que tiene un $C_{P \text{ min}} = -0.07$, aunque la diferencia entre ellos es muy pequeña.

Cuando se comparan las curvas de coeficiente de potencia medio para distintas velocidades de punta, se ratifica que la opción de modificar el perfil no es viable, dado que los valores de la capacidad media de potencia extraída siempre es inferior que la conseguida con un perfil simétrico, como se observa en la figura 3.32.

Cabe destacar, que el rango de λ donde el coeficiente de potencia es positivo, es mayor para el perfil simétrico comparado con el perfil modificado, esto hace que el perfil simétrico tenga mayor rango de operación en condición de autoarranque.

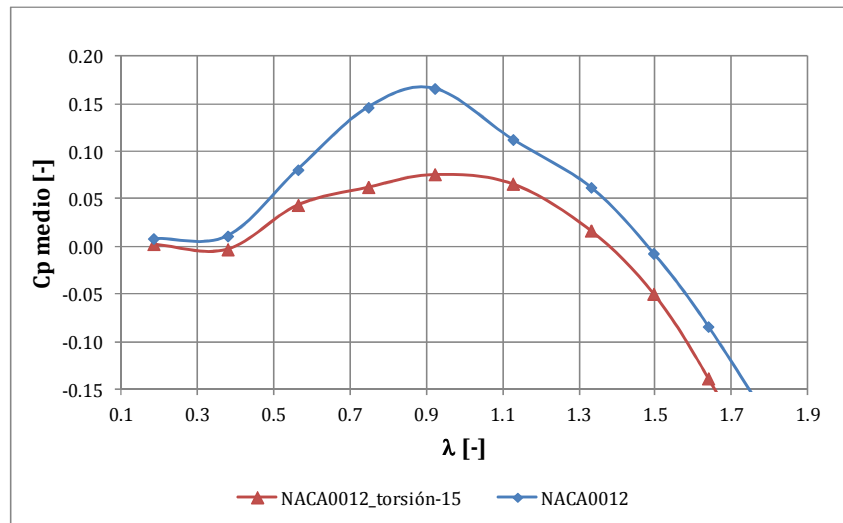


Figura 3.32. Coeficiente de potencia medio para diferentes ratios de velocidades de punta para un perfil NACA0012 y perfil NACA0012 con torsión -15° .

3.6. Comparación del patrón de flujo del perfil simétrico y modificado.

Para el análisis se seleccionó un ratio de velocidad de punta $\lambda=0.92$ ($\omega=90$ rad/s) puesto que es el máximo rendimiento de todos los casos simulados y se consideró la vuelta número cinco donde hay periodicidad en los resultados.

Situación favorable

Según se observa en la figura 3.31 cuando el perfil 1 llega a una posición acimutal $\theta=60^\circ$ el valor del C_p para el rotor con perfiles NACA0012 con torsión es 0.2, mientras que el rotor con

perfiles NACA0012 alcanza un $C_p=0.375$. Ambos valores se encuentran próximos al C_p máx conseguido para una vuelta completa, por tanto se considera esta posición favorable.

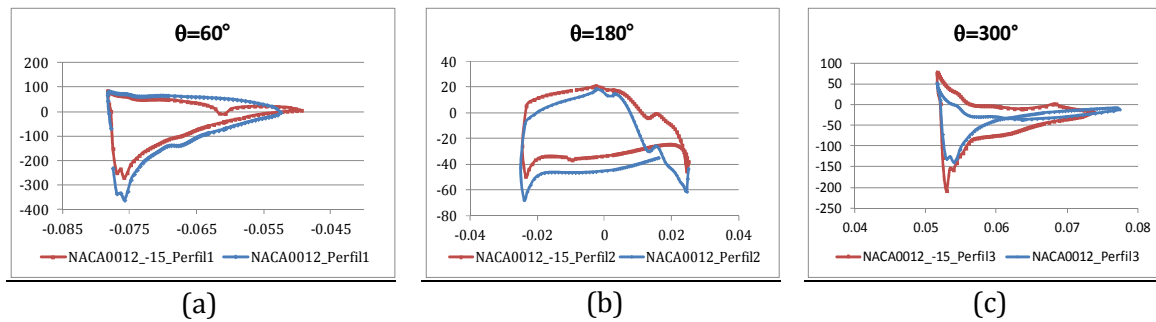


Figura 3.33. Distribución de presiones en $z=0$ de los perfiles para la posición favorable. Eje de ordenadas Presión [Pa], eje de abscisas posición x [m]. Esquema *Third-Order Muscl*, modelo $k-\epsilon$ Realizable. $\lambda=0.92$.

En la figura 3.33 se comparan la distribución de presiones entre los perfiles simétricos y modificados (según el apartado 3.5). Al observar la figura 3.33(a) y (b), destaca que la diferencia de presión entre el intradós y extradós de los perfiles simétricos 1 y 2 es mayor que en los perfiles con torsión, en contraparte perfil 3 con torsión muestra mayor diferencia de presión que el simétrico (figura 3.33(c)). Para esta situación, el perfil 3, tanto simétrico como el modificado presentan una fuerza resultante cuya componente de arrastre es mayor que la que ayuda al movimiento del rotor, por consiguiente el perfil 3 con torsión desfavorece en mayor proporción al conjunto rotor puesto que la diferencia de presión es mucho mayor según se observa en la tabla 3.7.

Tabla 3.7. Gradientes de presiones entre el intradós y extradós de perfil simétrico y modificado. Posición favorable.

Perfil	Posición acimutal θ [°]	NACA0012			NACA0012_torsión-15		
		Presión máxima [Pa]	Presión mínima [Pa]	ΔP [Pa]	Presión máxima [Pa]	Presión mínima [Pa]	ΔP [Pa]
1	60	82.28	-360.31	442.59	85.04	-269.11	354.16
2	180	19.12	-67.66	86.78	21.05	-49.28	70.34
3	300	51.61	-139.51	191.12	77.98	-207.78	285.76

Situación desfavorable

Según se observa en la figura 3.31 cuando el perfil 1 llega a una posición acimutal $\theta=120^\circ$ el valor del C_p para el rotor con perfiles NACA0012 con torsión es-0.03, mientras que el rotor con perfiles NACA0012 alcanza un $C_p=0.05$. Ambos valores se encuentran próximos al C_p mín conseguido para una vuelta completa, por tanto se considera esta posición desfavorable.

En la figura 3.34 se comparan los gradientes de presión del perfil simétrico con el perfil con torsión -15° . Siendo el valor del coeficiente de potencia muy parecido, era de esperar que las diferencias de presión conseguidas para cada perfil sean muy similares como se aprecia en la tabla 3.8. Sin embargo cabe destacar que para ambas situaciones, el perfil 3 es el que tiene mayor diferencia de presión en comparación a los otros perfiles. Por otro lado, se aprecia que la diferencia de presión del perfil 3 modificado es menor, por lo que se genera una fuerza contraria al movimiento menor que la del perfil 3 simétrico.

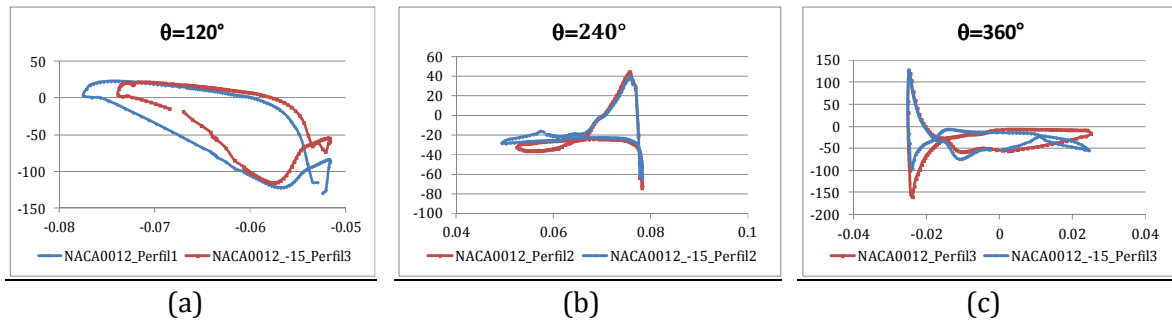


Figura 3.34. Distribución de presiones en $z=0$ de los perfiles para la posición desfavorable. Eje de ordenadas Presión [Pa], eje de abscisas posición x [m]. Esquema *Third-Order Muscl*, modelo $k-\varepsilon$ Realizable. $\lambda=0.92$.

Tabla 3.8. Gradientes de presiones entre el intradós y extradós de perfil simétrico y modificado. Posición desfavorable.

Perfil	Posición acimutal θ [°]	NACA0012			NACA0012_-15		
		Presión máxima [Pa]	Presión mínima [Pa]	ΔP [Pa]	Presión máxima [Pa]	Presión mínima [Pa]	ΔP [Pa]
1	120	23.14	-129.27	152.41	22.16	-115.29	137.45
2	240	44.39	-74.26	118.65	39.99	-64.24	104.22
3	360	119.68	-160.23	279.90	128.32	-95.10	223.42

Para la situación desfavorable las líneas de corriente de la energía cinética turbulenta se muestran para el rotor con el perfil simétrico y modificado en la figura 3.35.

Cuando el perfil 1 se ubica en $\theta=120^\circ$, el perfil simétrico (figura 3.35 (a)) presenta mayor valor de energía cinética turbulenta en el borde de ataque del perfil, también se observan dos torbellinos en el extradós, uno alargado desde el borde de ataque hasta una distancia próxima al borde de fuga del perfil y seguidamente a éste se halla un torbellino de menor tamaño en la zona del borde de fuga pero con menor intensidad. Al observar la figura 3.35 (b) la torsión en el perfil hace que solo exista un único torbellino con menor energía cinética turbulenta en el extradós.

Para la situación del perfil 2 (figura 3.35 (c) y (d)), de igual manera que el caso anterior en el borde de ataque se aprecia mayor energía cinética turbulenta para el perfil simétrico. En este

caso no existe gran diferencia entre el perfil simétrico y el modificado, puesto que las líneas de corriente en ambos casos se muestran en dirección al perfil y de manera ordenada.

La mayor diferencia encontrada en ambos rotores se tiene en el perfil 3 como se aprecia en las figuras 3.35 (e) y (f). Aquí se observa una zona de recirculación inestable aguas abajo del perfil con torsión y también una zona muy separada en el borde exterior. Las líneas de energía cinética turbulenta siguen el desprendimiento inestable de vórtices desde el borde de fuga del perfil con torsión identificado con el torbellino. Se observa además, que la energía cinética turbulenta es mayor en el borde de fuga con lo cual es una zona de alta transferencia de energía.

En la figura 3.36 se observa la influencia que ejerce la estela en cada perfil para el rotor con perfiles simétricos y con torsión. El perfil 1 simétrico ubicado en $\theta=120^\circ$ (figura 3.36 (a)) deja una estela que afecta directamente al borde de ataque del perfil 3, para esta misma situación (figura 3.36 (b)) se observa que la estela afecta al borde interior del perfil 3, por otra parte el torbellino formado en el borde interior del perfil 1 es más grande que en el caso del perfil simétrico.

Para el perfil 3 con torsión, la estela desprendida a partir del borde de fuga es mayor que en el caso simétrico con lo cual existe mayor disipación de energía, también se observa un mayor desprendimiento del flujo en el borde exterior del perfil comparado con el perfil simétrico. Los vórtices de Kármán para el rotor con el perfil simétrico poseen mayor dimensión que en el caso del perfil modificado, sin embargo ambos afectan a la corriente del viento en iguales condiciones hasta una distancia parecida. Estas corrientes pudieran afectar el desempeño de otro aerogenerador colindante.

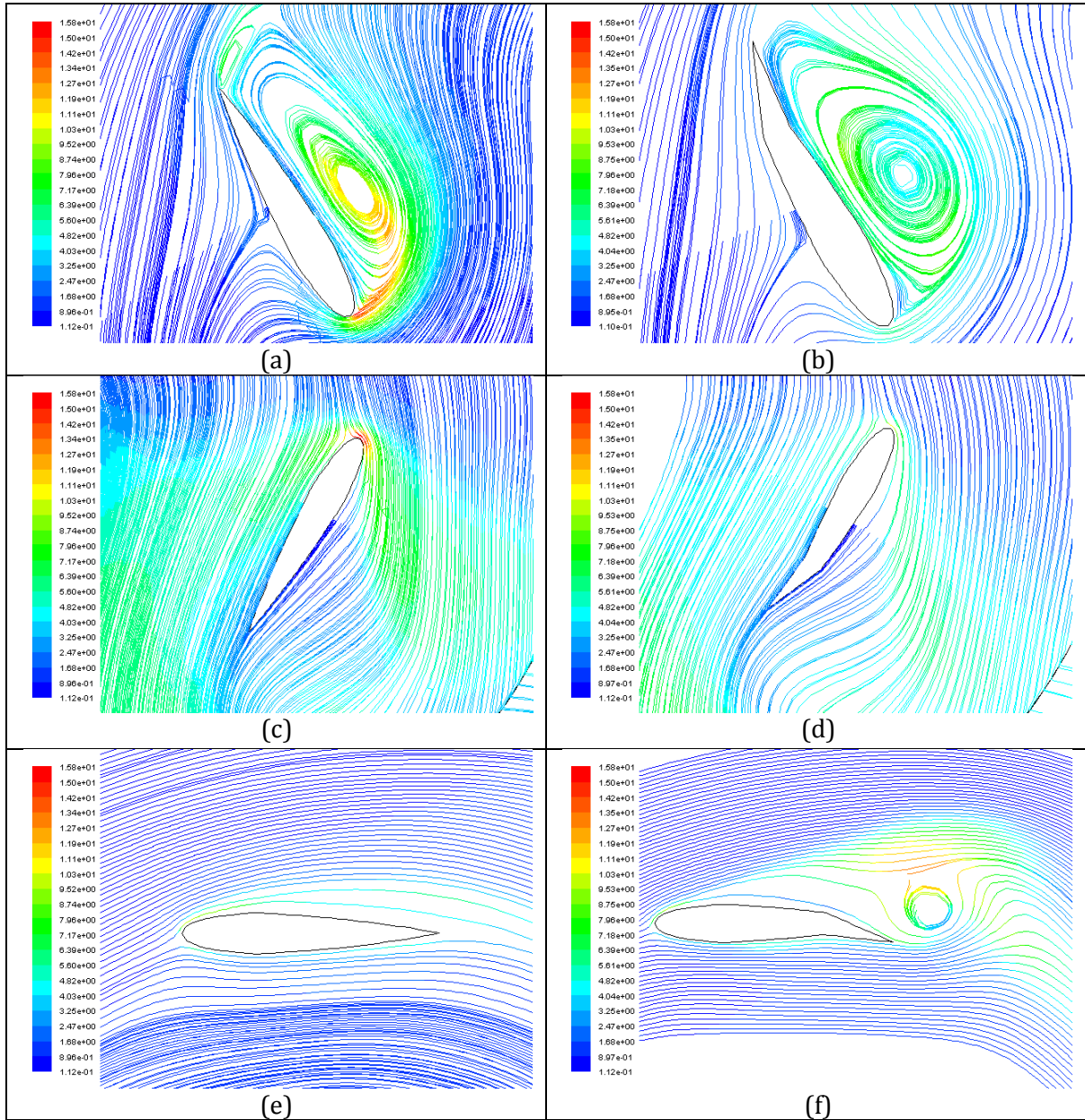
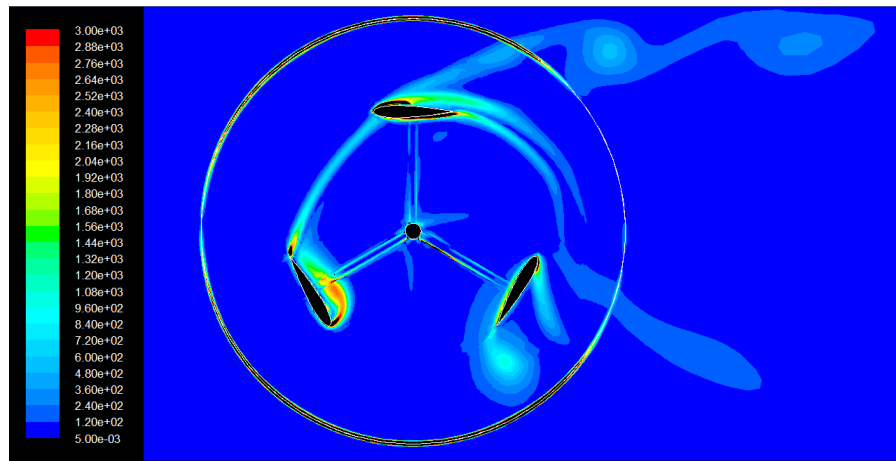
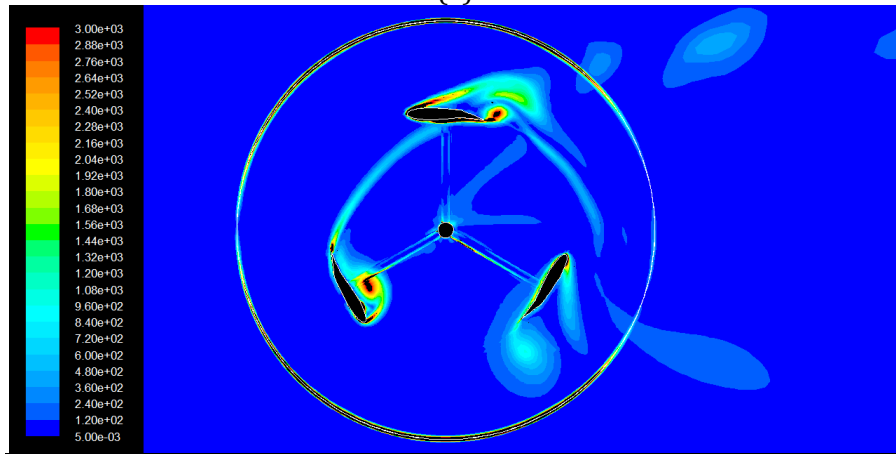


Figura 3.35. Líneas de energía cinética turbulenta [m^2/s^2] (a) Perfil 1 simétrico $\theta=120^\circ$ (b) Perfil 1 con torsión $\theta=120^\circ$ (c) Perfil 2 simétrico $\theta=240^\circ$ (d) Perfil 2 con torsión $\theta=240^\circ$ (e) Perfil 3 simétrico $\theta=360^\circ$ (f) Perfil 3 con torsión $\theta=360^\circ$. Esquema *Third-Order Muscl*, modelo *k- ϵ Realizable*. $\lambda=0.92$.



(a)



(b)

Figura 3.36. Contorno de vorticidad [s^{-1}] para la posición del perfil 1, $\theta=120^\circ$ (a) perfil NACA0012. (b) Perfil NACA0012 con torsión -15° . Esquema *Third-Order Muscl*, modelo *k- ϵ Realizable*. $\lambda=0.92$.

CONCLUSIONES Y PROPUESTAS

En este Trabajo Fin de Máster se ha diseñado un modelo numérico en 2D que permite predecir el comportamiento aerodinámico de un aerogenerador de eje vertical tipo H-Darrieus, mediante la Mecánica de Fluidos Computacional, utilizando el software de libre propósito general Fluent v.6.3.26.

Un perfil NACA0012 fue analizado para evaluar las prestaciones del modelo numérico. La opción *moving mesh* fue seleccionada para establecer el sistema rotacional. El método de resolución se basó en la variación de la presión, con un esquema SIMPLE donde fueron evaluados los algoritmos de resolución. El modelo de turbulencia *k-epsilon Realizable* fue seleccionado teniendo en cuenta el comportamiento aerodinámico en el perfil del aerogenerador y estableciendo un criterio de menor coste computacional. También fue seleccionado el tratamiento cercano a la pared *de Non-Equilibrium* una vez verificado los Y^+ .

Los resultados numéricos fueron validados mediante los datos experimentales, a partir de establecer el ángulo de ataque correspondiente para cada posición acimutal, cuyo valor asocia el coeficiente de arrastre y sustentación del perfil. La desviación encontrada entre los valores numéricos y experimentales se muestran aceptables para velocidades angulares inferiores a 90 rad/s. y por consiguiente el modelo es satisfactorio como primera aproximación.

Se obtuvieron resultados de la simulación en 2D del coeficiente de momento del conjunto del rotor para evaluar su desempeño a diferentes ratios de velocidades de punta y saber el rango de funcionamiento óptimo. Los contornos de presión, velocidad y vorticidad fueron analizados para la posición más y menos favorable a lo largo del recorrido del perfil, para entender el comportamiento físico del sistema y conocer los efectos de la presión, dirección de la velocidad y estela en el desempeño del aerogenerador.

Para el caso estudiado ($\lambda=0.92$) los resultados obtenidos se muestran periódicos en cada solape (120°). El máximo coeficiente de potencia se consigue próximo a $\theta=60^\circ$, mientras que los mínimos valores de rendimiento se dan próximos a $\theta=120^\circ$.

Finalmente se estudió el efecto de modificar el perfil simétrico, realizando una torsión al final del 20% de la cuerda. Los resultados apuntan que la modificación es desfavorable, puesto que los valores de coeficiente de potencia son todos inferiores a los valores del perfil simétrico.

Mejoras del modelo:

Para valores de λ muy bajos la convergencia de los resultados es inferior que el caso de ratio de velocidades de punta altos, con lo cual se recomienda usar un modelo de turbulencia para bajo número de Reynolds en esos casos.

Al tratar los resultados numéricos obtenidos mediante Fluent, hay que tener un cuidadoso tratamiento del ángulo de ataque cuando la velocidad del viento es mayor que la velocidad tangencial del rotor, puesto que cuando esto ocurre, las curvas de ángulo de ataque con respecto a la posición acimutal presentan discontinuidades.

A pesar que el modelo numérico fue validado con datos de experimentos realizados en estacionario y siendo este estudio transitorio, las curvas presentaron poca discrepancia y los errores son aceptables para un rango de ratio de velocidades de punta. Cabe destacar, que para λ muy grandes los resultados numéricos de coeficiente de arrastre y sustentación son mayores que los experimentales.

Este modelo permite predecir el comportamiento aerodinámico de un aerogenerador de eje vertical tipo H-Darrieus, ofreciendo una alternativa confiable al desarrollo de pruebas experimentales al menos como una primera aproximación, teniendo en cuenta el bajo costo computacional que posee frente a los modelos 3D.

Propuestas de trabajos futuros:

- Construir el modelo físico del aerogenerador y realizar la experimentación para compararlos con el modelo numérico.
- Evaluar el comportamiento aerodinámico, mediante la simulación en 3D para conocer los efectos de los torbellinos de punta y la capa de cortadura. También se cree conveniente probar otros modelos de turbulencia más completos como DES y LES que sólo están disponibles en 3D.
- Realizar un estudio del efecto de la solidez en las prestaciones del aerogenerador, para ampliar el rango de ratio de velocidades de punta.

REFERENCIAS

- **[Almohammadi, 2011]** K. M. Almohammadi, D. Ingham, L. Ma, and M. Pourkashanian, "CFD modelling investigation of a straight-blade vertical axis wind turbine," 13th international conference on wind engineering, (2011).
- **[Baker, 1983]** J.R Baker. "Features to aid or enable self starting of fixed pitch low solidity vertical axis wind turbines". Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics, 15 369-380 (1983).
- **[Beams, 1986]**.E. William Beams. "Approximate Aerodynamic Analysis for Multiblade Darrieus Wind Turbines". Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics, 25, 131-150. (1987).
- **[DeCoste, 2004]**.Josh DeCoste, Aaron Smith, Dylan White, Daniel Berkvens and Jody Crawford; "Self-starting Darrieus wind turbine", Design project, Department of Mechanical Engineering, Dalhousie University (2004).
- **[Dominy, 2006]**.R Dominy , PLunt y otros. "Self-starting Capability of a Darrieus turbine". J. Power and Energy, IMechE Vol. 221. (2006)
- **[Gupta, 2010]** Gupta and Agnimitra Biswas. "Computational fluid dynamics analysis of a twisted three-bladed H-Darrieus rotor". Journal of Renewable and Sustainable Energy 2, 043111, (2010).
- **[IDAE, 2006]**. Manuales de energías renovables, Energía Eólica. IDAE. Madrid (2006).
- **[Kirke, 1998]**. Brian Kirke. "Evaluation of self-starting vertical axis wind turbines for stand-alone applications". (1998).
- **[McKay, 2005]**. Denise McKay, Jon DeCoste, Brian Robinson, Shaun Whitehead and Stephen Wright. "Vertical Axis Wind Turbine". Design project, Department of Mechanical Engineering, Dalhousie University (2005).
- **[Moran, 2003]** Moran, Jack. "An introduction to theoretical and computational aerodynamics". Editorial Dover (2003).

- **[PER, 2011]**. Plan de Energías Renovables 2011-2020, Madrid (2011).
- **[Raciti, 2011]** Marco Raciti Castelli, Alessandro Englaro, Ernesto Benini. “The Darrieus wind turbine: Proposal for a new performance prediction model based on CFD”. Energy Journal 36, 4919-4934. (2011).
- **[Sathyajith, 2006]**. Sathyajith Mathew “Wind Energy. Fundamentals, Resource Analysis and Economics”. Springer-Verlag Berlin Heidelberg (2006).
- **[Sheldal, 1980]**. Sheldal, R. E., Klimas, P. C. “Aerodynamic characteristics of Seven symmetrical airfoil sections through 180-degree angle of attack for use in aerodynamic analysis of vertical axis wind turbines”. (1980).