

PONTIFICIA UNIVERSIDAD CATÓLICA DEL PERÚ

FACULTAD DE CIENCIAS E INGENIERÍA



PONTIFICIA
UNIVERSIDAD
CATÓLICA
DEL PERÚ

**ANÁLISIS AERODINÁMICO DE LA HÉLICE DE UN
AEROGENERADOR TRIPALA DE EJE HORIZONTAL
DE 3 KW MEDIANTE SIMULACIÓN NUMÉRICA**

Tesis para optar el Título de **Ingeniero Mecánico**, que presenta el bachiller:

Miguel Martín Cortez Aguilar

ASESOR: Dr. Quino Valverde Guzmán

CO-ASESOR: Dr. Rosendo Franco Rodríguez

Lima, Junio de 2014

RESUMEN

El presente trabajo de tesis desarrolla un procedimiento para analizar aerodinámicamente la hélice de un aerogenerador tripala de eje horizontal de 3kW mediante simulación numérica. El alcance del análisis aerodinámico para este trabajo abarca el análisis cualitativo de los resultados obtenidos por simulación numérica de líneas de flujo y mapa de presiones, entre otras. Además, realizar un análisis cuantitativo y comparativo de los valores de torque mecánico por dos métodos diferentes.

El primer método, se le llama método o cálculo analítico, trabaja un proceso de cálculo iterativo para aerogeneradores de eje horizontal. A través de este proceso se calcula el valor aproximado de dos parámetros importantes (los factores de inducción) con los cuales es posible obtener la distribución de fuerzas y torque. En parte de este método, se aplica el software libre QBLADE, especializado en perfiles aerodinámicos.

El segundo método es un análisis por volúmenes finitos para flujo externo mediante simulación numérica. En este procedimiento se desarrolla un modelo de simulación eficaz y eficiente, en cuanto a resultados y tiempo de uso computacional. De este método se obtiene líneas de flujo, mapa de presiones, mapa de contorno de la velocidad del flujo y representación gráfica de los remolinos formados en el extremo final de las palas. También se obtienen valores numéricos del torque mecánico para cada condición de trabajo de la hélice. Para este método se usa el software ANSYS CFX.

Una vez obtenido los resultados, son comparados y analizados, siendo posible obtener conclusiones y recomendaciones útiles como procedimiento de investigaciones y diseños futuros. Se concluye que se tiene un modelo de simulación óptimo para el análisis planteado para este trabajo, con resultados físicamente admisibles según el límite de energía máxima extraíble del viento. El modelo de simulación es capaz de representar gráficamente, de manera correcta, los efectos físicos en el flujo, prueba fehaciente de ello son la concordancia de estos con sus esperados teóricos. Además se rescata la confiabilidad de los resultados por simulación al no alejarse demasiado de los analíticos, al tener que para condición de trabajo nominal, el valor de torque mecánico por simulación numérica (162.32 Nm) y el resultados por método analítico (178.61 Nm) generan un error relativo de 10%, y un error relativo máximo de 11% de las diferentes condiciones de trabajo analizadas.



TEMA DE TESIS PARA OPTAR EL TÍTULO DE INGENIERO MECÁNICO

TÍTULO : ANÁLISIS AERODINÁMICO DE LA HÉLICE DE UN AEROGENERADOR TRIPALA DE EJE HORIZONTAL DE 3 KW MEDIANTE SIMULACIÓN NUMÉRICA

ÁREA : Diseño # 259

PROPUESTO POR : Dr. Quino Martín Valverde Guzmán

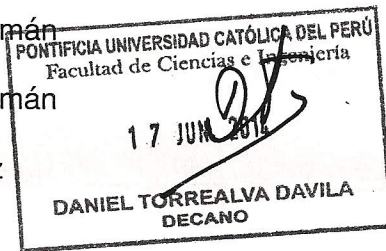
ASESOR : Dr. Quino Martín Valverde Guzmán

CO-ASESOR : Dr. Rosendo Franco Rodríguez

TESISTA : Miguel Martín Cortez Aguilar

CÓDIGO : 20080462

FECHA : 09 de Junio de 2013



DESCRIPCIÓN Y OBJETIVOS:

Las turbinas eólicas han ido abriéndose paso, siendo en los últimos años el tema de mayor interés en el área de energía renovable. Sin embargo la construcción y pruebas de los aerogeneradores son costosas y toma tiempo. Esta situación plantea la necesidad de métodos que muestren el comportamiento del aerogenerador sin el uso de muchos prototipos.

El objetivo de la presente tesis es desarrollar un procedimiento para el análisis aerodinámico de la hélice de un aerogenerador tripala de eje horizontal de 3kW mediante simulación numérica. El alcance del análisis aerodinámico abarca el análisis cualitativo de resultados obtenidos por simulación numérica como líneas de flujo y mapa de presiones; así como, el análisis cuantitativo y comparativo de resultados de torque mecánico obtenidos por cálculo analítico y simulación numérica.

Q

R



TEMA DE TESIS PARA OPTAR EL TÍTULO DE INGENIERO MECÁNICO

**ANÁLISIS AERODINÁMICO DE LA HÉLICE DE UN
AEROGENERADOR TRIPALA DE EJE HORIZONTAL DE 3 KW
MEDIANTE SIMULACIÓN NUMÉRICA**

INTRODUCCIÓN

1. ESTUDIO DEL ESTADO DEL ARTE
2. ANÁLISIS AERODINÁMICO DE LOS AEROGENERADORES MEDIANTE MÉTODO ANALÍTICO
3. MODELACIÓN GEOMÉTRICA DE LA HÉLICE DE UN AEROGENERADOR DE 3KW
4. ANÁLISIS AERODINÁMICO DE LA HÉLICE MEDIANTE ANSYS CFX
5. COMPARACIÓN DE RESULTADOS

CONCLUSIONES

RECOMENDACIONES

BIBLIOGRAFÍA

ANEXOS

Máximo: 100 páginas

Dr. Quino Valverde Guzmán
Asesor

Dr. Rosendo Franco Rodríguez
Co-Asesor



DEDICATORIA

A mis padres por su apoyo incondicional y comprensión durante tantas amanecidas.

AGRADECIMIENTOS

A mi asesor Quino Valverde Guzmán y co-asesor Rosendo Franco Rodríguez por la confianza y apoyo para el desarrollo de mi proyecto de tesis. Del mismo modo, a todos los profesores, amigos y compañeros que me brindaron su apoyo y su amistad durante la etapa de formación académica como estudiante universitario.

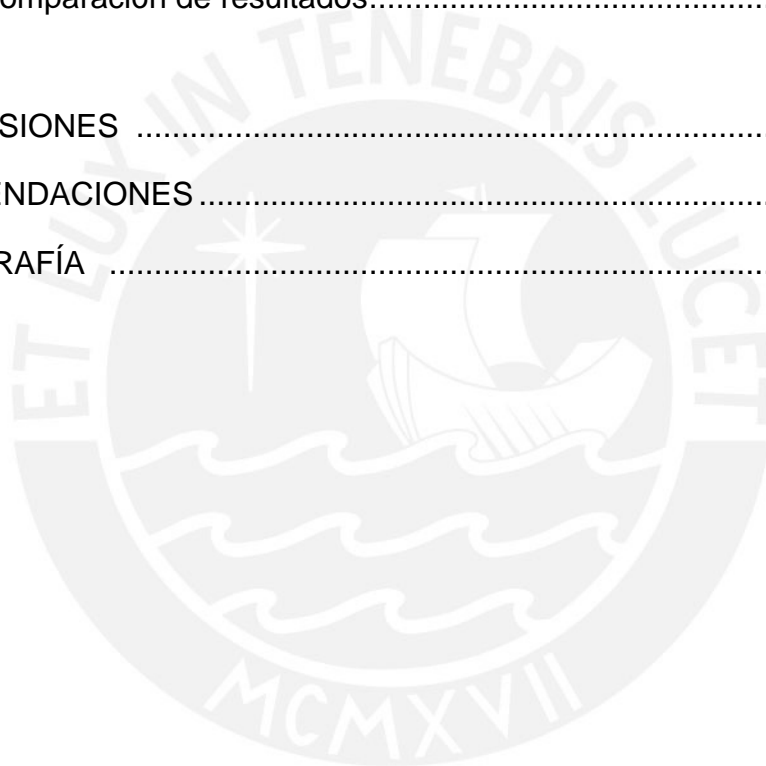


ÍNDICE DE CONTENIDO

RESUMEN	
DEDICATORIA	
AGRADECIMIENTOS	
ÍNDICE DE CONTENIDO	
ÍNDICE DE FIGURAS	
ÍNDICE DE TABLAS	
GLOSARIO DE TÉRMINOS	
LISTA DE VARIABLES	
INTRODUCCIÓN	1
OBJETIVOS	2
1. ESTUDIO DEL ESTADO DEL ARTE	3
1.1. Energía Eólica	3
1.1.1. Generación del viento	5
1.1.2. Tipos de viento.....	7
1.1.2.1. Vientos Globales o Geostróficos.....	7
1.1.2.2. Vientos Locales	7
1.2. Aerogeneradores.....	10
1.2.1. Tipos de Turbinas eólicas	10
1.2.1.1. Según la posición del aerogenerador	10
1.2.1.2. Según la posición del aerogenerador con respecto al viento...13	
1.2.2. Componentes del Aerogenerador	14
1.2.2.1. Sistema de soporte.....	14
1.2.2.2. Sistema de transmisión.....	15
1.2.2.3. Sistema de rotor	16
1.2.2.4. Sistema de control	16
1.2.2.5. Sistema de orientación	17

1.2.2.6. Sistema de enfriamiento	17
1.2.2.7. Sistema de regulación de potencia.....	18
2. ANÁLISIS AERODINÁMICO DE LOS AEROGENERADORES MEDIANTE MÉTODO ANALÍTICO	20
2.1. Introducción.....	20
2.2. Teoría de impulso unidimensional y límite de Beltz.....	20
2.3. Efecto de la rotación.....	27
2.4. Método clásico de impulsor para el elemento de pala.....	31
2.5. Factor de Corrección de Prandtl.....	36
2.6. Factor de Corrección de Glauert	37
2.7. Cálculo Analítico.....	37
2.7.1. Energía Disponible.....	37
2.7.2. Metodología para el Cálculo.....	37
3. MODELACIÓN GEOMÉTRICA DE LA HÉLICE DE UN AEROGENERADOR DE 3KW	43
3.1. Introducción.....	43
3.2. Perfiles Aerodinámicos.....	43
3.3. Generación de los Perfiles Aerodinámicos.....	45
3.4. Generación de la Hélice	49
4. ANÁLISIS AERODINÁMICO DE LA HÉLICE MEDIANTE ANSYS CFX	53
4.1. Introducción.....	53
4.2. Modelo Geométrico de Análisis.....	53
4.3. Mallado.....	56
4.4. Condiciones de Contorno	60
4.5. Análisis de Convergencia del Modelo.....	62

4.6. Análisis de diferentes casos	69
4.7. Procedimiento Final del Modelo de Simulación	69
5. COMPARACIÓN DE RESULTADOS	73
5.1. Introducción.....	73
5.2. Resultados por método analítico	73
5.3. Resultados por simulación numérica.....	81
5.4. Comparación de resultados.....	85
CONCLUSIONES	90
RECOMENDACIONES	94
BIBLIOGRAFÍA	95
ANEXOS	



ÍNDICE DE FIGURAS

Figura 1-1. Capacidad mundial total de turbinas de viento instaladas, en Megawatts, a finales del 2011	4
Figura 1-2. Pronóstico de la capacidad mundial total de turbinas eólicas instaladas, en Gigawatts, hacia el 2020	4
Figura 1-3. Circulación meridional, fenómeno de Coriolis	7
Figura 1-4. Brisa de la costa – mar, durante el día y la noche respectivamente	8
Figura 1-5. Brisas de montaña-valle	9
Figura 1-6. Variación de la velocidad del viento por cizalladura y longitud de rugosidad de 0.1m	9
Figura 1-7. Aerogenerador Savonius	10
Figura 1-8. Aerogenerador Darrieus de 34 metros desarrollado por Sandia National Laboratories (SNL)	11
Figura 1-9. Clásicas turbinas eólica americanas usadas para bombeo de agua	12
Figura 1-10. Aerogeneradores de una, dos y 3 palas en la hélice	12
Figura 1-11. Aerogeneradores a barlovento y sotavento	13
Figura 1-12. Torre tubular, de celosía, de mástil tensado e híbrido, respectivamente.....	15
Figura 1-13. Sistema de transmisión.....	16
Figura 1-14. Sistema de orientación por veleta.....	17
Figura 1-15. Sistema de regulación centrífuga mediante bielas.....	18
Figura 1-16. Sistema de regulación del ángulo de calaje de las palas.....	19
Figura 2-1. Cambio de flujo del viento.....	20
Figura 2-2. Comportamiento de la velocidad y presión del viento en su paso por el rotor.....	21
Figura 2-3. Volumen de control alrededor del rotor.....	23

Figura 2-4. Volumen de control alternativo alrededor del rotor	24
Figura 2-5. Curva de C_p y C_T en función al factor de inducción.....	27
Figura 2-6. Rotor de 3 palas de radio R	27
Figura 2-7. Velocidades en el perfil de la pala por efecto de la rotación	28
Figura 2-8. Comportamiento del viento debido al efecto de la rotación	29
Figura 2-9. Componentes de velocidad por efecto de la rotación	30
Figura 2-10. Volumen de control a ser usado en modelo BEM.....	31
Figura 2-11. Velocidades de rotor en el plano.....	33
Figura 2-12. Cargas en el perfil de la pala	34
Figura 2-13. Perfil NACA en software QBLADE	39
Figura 2-14. Configuración de análisis de perfil NACA en software QBLADE	40
Figura 2-15. Gráficas del perfil NACA en software QBLADE	41
Figura 3-1. Características del perfil NACA	44
Figura 3-2. Interfaz para la generación del perfil NACA de 4 dígitos	46
Figura 3-3. Panel de configuración de las coordenadas del perfil.....	47
Figura 3-4. Perfil NACA resultante de la configuración final	48
Figura 3-5. Vista normal de las curvas de las secciones de la pala	50
Figura 3-6. Vista Isométrica de las curvas de las secciones de la pala	51
Figura 3-7. Sólido 3D de la pala.....	51
Figura 3-8. Tercera parte de la hélice del aerogenerador	52
Figura 4-1. Sistema de análisis de ANSYS CFX en Workbench.....	53
Figura 4-2. Vista del dominio estático y rotatorio del modelo.....	55
Figura 4-3. Vista del dominio rotatorio del modelo	55
Figura 4-4. Dimensiones del modelo de análisis.....	56
Figura 4-5. Malla del dominio estático.....	57
Figura 4-6. Malla del dominio rotatorio	58

Figura 4-7. Corte de sección de perfil donde se aprecia el inflation de la malla	59
Figura 4-8. Configuración de las condiciones de contorno para dominio estático.....	60
Figura 4-9. Configuración de condiciones de contorno para el dominio rotatorio.....	61
Figura 4-10. Desfase entre nodos de malla de la interface del dominio estático y rotatorio.....	62
Figura 4-11. Áreas de influencia del modelo de turbulencia SST, conformado por modelo $k-\varepsilon$ y $k-\omega$	63
Figura 4-12. Gráfica de la Ley de la pared.....	63
Figura 4-13. Dos de los cambios de la primera capa del inflation en el mallado	64
Figura 4-14. Valores de Yplus sobre la pala	64
Figura 4-15. Gráfica de Torque de una pala vs Altura de la primera capa del inflation.....	65
Figura 4-16. Gráfica de Yplus promedio vs Altura de la primera capa del inflation.....	66
Figura 4-17. Gráfica de Yplus promedio vs número de iteraciones.....	68
Figura 4-18. Gráfica de Torque de una pala vs número de iteraciones	68
Figura 4-19. Diagrama del Procedimiento Final de Simulación	68
Figura 5-1. Gráficas de la distribución de fuerzas y momentos a lo largo de la longitud de la pala	75
Figura 5-2. Líneas de flujo del aire a saliendo de la hélice	82
Figura 5-3. Líneas de flujo del aire entrando y saliendo de la hélice.....	82
Figura 5-4. Gráfica de contorno de la presión relativa del flujo cercano a la hélice.....	83
Figura 5-5. Gráfica de contorno de la velocidad del flujo	84

Figura 5-6. Gráfica de vectores de velocidad que muestran remolinos turbulentos84

Figura 5-7. Gráfica de comparación de resultados Torque vs Velocidad angular de la hélice88

Figura 5-8. Gráfica de comparación de resultados Torque vs Velocidad del aire89



ÍNDICE DE TABLAS

Tabla 2-1. Iteración para a , a' y x	31
Tabla 3-1. Datos de la pala del aerogenerador Waira 5.....	45
Tabla 3-2. Coordenadas de los puntos que forman el perfil.....	49
Tabla 4-1. Resultados de la estadística de malla	59
Tabla 4-2. Resultados por la variación de los valores de Inflation	65
Tabla 4-3. Casos de análisis y sus condiciones de trabajo.....	69
Tabla 5-1. Resultados analíticos de la obtención de los factores de inducción (a y a').....	74
Tabla 5-2. Resultados analíticos del caso nominal	74
Tabla 5-3. Resultados analíticos del caso 1.....	76
Tabla 5-4. Resultados analíticos del caso 2.....	76
Tabla 5-5. Resultados analíticos del caso 3.....	77
Tabla 5-6. Resultados analíticos del caso 4.....	77
Tabla 5-7. Resultados analíticos del caso 5.....	78
Tabla 5-8. Resultados analíticos del caso 6.....	78
Tabla 5-9. Resultados analíticos del caso 7.....	79
Tabla 5-10. Resultados analíticos del caso 8.....	79
Tabla 5-11. Resultados analíticos del caso 9.....	80
Tabla 5-12. Resultados analíticos del caso 10.....	80
Tabla 5-13. Resultados analíticos del caso 11.....	81
Tabla 5-14. Resultados de Torque para los diferentes casos	81
Tabla 5-15. Presentación de resultados por método analítico y por simulación numérica	86

GLOSARIO DE TÉRMINOS

- Aerogenerador:** Un aerogenerador es un generador eléctrico movido por una turbina accionada por el viento o también llamada turbina eólica
- Aguas Abajo:** Hace referencia al cauce que se encuentra posterior a un punto de análisis. Más sencillamente, hacia donde va
- Aguas Arriba:** Hace referencia al cauce que se encuentra antes de llegar a un punto de análisis. Más sencillamente, desde donde viene.
- Aire:** Mezcla de gases que constituye la atmósfera terrestre, que permanecen alrededor del planeta Tierra por acción de la fuerza de gravedad.
- ANSYS CFX:** Un Programa comercial de Dinámica de Fluidos Computacional (CFD) usado para simular flujos de fluidos en una variedad de aplicaciones.
- Efecto Coriolis:** Efecto que se observa en un sistema de referencia en rotación cuando un cuerpo se encuentra en movimiento respecto de dicho sistema de referencia. Efecto que consiste en la existencia de una aceleración relativa del cuerpo en dicho sistema de rotación.
- Efecto Invernadero:** Fenómeno por el cual ciertos gases retienen parte de la energía que la superficie del planeta emite por haber sido calentada por la radiación solar.
- Energía Eólica:** Energía obtenida del viento, la energía cinética generada por efecto de las corrientes de aire.
- Energía Renovable:** Energía que se obtiene de fuentes naturales virtualmente inagotables, ya sea por la inmensa cantidad de energía que contienen, o porque son capaces de regenerarse por medios naturales.
- Flujo Estacionario:** Significa que las características del fluido no varían con el tiempo.
- Flujo Externo:** Aquellos flujos sumergidos en un fluido sin frontera.
- Flujo Incompresible:** Clasificación de flujo según el nivel de variación de la densidad del fluido durante el flujo. Un flujo se considera incompresible si la densidad permanece aproximadamente constante a lo largo de todo el flujo.

Flujo Transitorio:	Significa que las características del fluido si varían con el tiempo.
Góndola:	También llamado nacelle, sirve para el alojamiento de los elementos mecánicos y eléctricos del aerogenerador.
Hélice:	Dispositivo mecánico formado por un conjunto de elementos denominados palas o álabes, montados de forma concéntrica.
Inflation:	En el contexto de malla, se define como una malla fina que cubre en teoría la capa límite del fluido con el fin de obtener resultados detallados en esa sección.
In Situ:	Expresión latina que significa “en el sitio” o “en el lugar”.
Viento:	Movimiento en masa de aire en la atmosfera en movimiento horizontal.
Volumen de Control:	Una abstracción matemática empleada en el proceso de creación de un modelo matemático.
Yplus:	Definida como una distancia adimensional de la pared usada comúnmente en la teoría de capa límite.

LISTA DE VARIABLES

T = Empuje (N)

P = Energía absorbida (W)

$A = \pi \times R^2$ (m^2)

R = Radio del rotor (m)

r = Radio relativo (m)

Δp = Caída de presión en el rotor (Pa)

ρ = Densidad del fluido (kg/m^3)

Δp = Caída de presión en el rotor (Pa)

p = Presión inmediata a la salida del rotor (Pa)

p_o = Presión atmosférica (Pa)

ω = Velocidad angular o rotacional de la hélice (rad/s)

V_o = Velocidad del viento aguas abajo del rotor (m/s)

u = Velocidad del viento en el plano del rotor (m/s)

u_1 = Velocidad del viento aguas arriba del rotor (m/s)

A = Área del rotor (m^2)

A_1 = Área transversal delimitada por el viento aguas arriba del rotor (m^2)

A_{cv} = Área del volumen de control (m^2)

\dot{m}_{side} = Flujo másico que sale del volumen de control (kg/s)

a = Factor de inducción axial (adimensional)

a' = Factor de inducción rotacional (adimensional)

$P_{disponible}$ = Energía disponible (W)

C_p = Coeficiente de potencia (adimensional)

C_T = Coeficiente de empuje (adimensional)

C_θ = Componente azimutal de la velocidad absoluta a la salida del perfil (m/s)

C_r = Componente radial de la velocidad absoluta a la salida del perfil (m/s)

C_a = Componente axial de la velocidad absoluta a la salida del perfil (m/s)

λ = Relación de la velocidad de punta (adimensional)

α = Ángulo de ataque ($^\circ$)

ϕ = Ángulo de velocidad relativa ($^\circ$)

θ = Ángulo de paso ($^\circ$)

β = Ángulo de giro del perfil ($^\circ$)

M = Torque (Nm)

V_{rel} = Velocidad relativa (m/s)

C_l = Coeficiente de sustentación (adimensional)

C_d = Coeficiente de arrastre (adimensional)

L = Fuerza de sustentación (N)

D = Fuerza de arrastre (N)

C_n = Coeficiente normal (adimensional)

C_t = Coeficiente tangencial (adimensional)

c = Longitud de cuerda del perfil (m)

σ = Solidez (adimensional)

B = Número de palas

INTRODUCCIÓN

Las energías renovables se han convertido durante los últimos años en una de las áreas para el desarrollo e investigación que ha despertado bastante interés en muchos países para su uso combinado con las fuentes de energía más usadas como lo son los combustibles fósiles. Sin embargo, este tipo de fuentes de energía han sido aprovechadas por la humanidad desde hace muchos años atrás. En especial, la energía proveniente del viento ha jugado un rol muy importante desde el inicio de su uso hace 3000 años en lo referente a molienda de grano y bombeo de agua. Además, en la Edad Media se aprovechaba la energía del viento para impulsar la navegación y con ello el descubrimiento de nuevos territorios.

Actualmente, la tecnología de las turbinas eólicas, las cuales aprovechan la energía cinética del aire, es considerada una de las áreas más prometedoras por razones ambientales. El hecho más importante de las turbinas de viento, también llamadas aerogeneradores, es que no emiten gases de efecto invernadero en su funcionamiento. No obstante, un punto en contra de las turbinas viene a ser que su fabricación e instalación resultan un poco costosas y producen algunos contaminantes. Además, los aerogeneradores están sujetos a diferentes cargas aerodinámicas, y en algunos casos estas tienden a ser desconocidas durante el tiempo de vida en operación.

Este trabajo está dirigido a desarrollar un procedimiento que permita realizar un análisis aerodinámico a la hélice de un aerogenerador tripala de eje horizontal de 3kW, mediante simulación numérica usando el software de Dinámica de Fluidos Computacional ANSYS CFX. El alcance del análisis aerodinámico consta del análisis cualitativo de los resultados obtenidos por simulación numérica como líneas de flujo y mapa de presiones, entre otras. Así mismo, realizar un análisis cuantitativo y comparativo de los valores de torque mecánico obtenidos mediante método analítico y simulación numérica.

Al comparar ambos métodos se analiza la confiabilidad del modelo de simulación de tener resultados físicamente admisibles y consistentes a su tendencia. Además, son mostrados los efectos físicos como líneas de flujo, mapa de presiones y los remolinos formados en las palas; y comparados con el esperado teórico.

Cabe resaltar que este estudio da pie a futuros trabajos de investigación. Al tener en cuenta que este trabajo desarrolla un modelo de simulación de flujo externo en estado estacionario para condiciones de trabajo puntuales, resulta factible un estudio posterior con la aplicación de un modelo para flujo en estado transitorio.

OBJETIVOS

Objetivo General

Desarrollar un procedimiento para el análisis aerodinámico de la hélice de un aerogenerador tripala de eje horizontal de 3kW mediante simulación numérica utilizando el software ANSYS CFX.

Objetivos Específicos

- Crear el modelo geométrico de la hélice, lo que incluye las palas y el rotor.
- Obtener valores de torque para diferentes velocidades angulares de la hélice y velocidades del viento mediante método analítico.
- Definir un procedimiento para la simulación del flujo externo considerando al aire como fluido.
- Obtener las curvas de Torque vs Velocidad Angular de la hélice para diferentes velocidades del viento, mediante simulación numérica.
- Analizar cualitativamente los resultados obtenidos, tales como líneas de flujo y mapa de presiones.
- Comparar los resultados obtenidos por simulación numérica con los obtenidos mediante método analítico.

CAPÍTULO 1

1. ESTUDIO DEL ESTADO DEL ARTE

1.1. Energía Eólica

Con las reservas mundiales de petróleo en constante agotamiento debido a la extracción indiscriminada realizada por años, analistas de la Organización para la Cooperación y el Desarrollo Económico (OCDE) predicen que los precios del petróleo podrían elevarse entre \$150 y \$270 por barril para el año 2020, como resultado de un crecimiento progresivo e inesperado de la demanda en los mercados emergentes como India y China (Wall Street Journal 2013) [8]. En paralelo, el interés mundial hacia tecnologías de energía eólica ha incrementado sustancialmente durante la última década. Como se muestra en la Figura 1-1, la capacidad total instalada de energía proveniente del viento ha incrementado en poco más de 40 GW durante los años 2010-2011 según informa la Asociación Mundial de Energía Eólica (WWEA) [17]. Claramente se puede apreciar el aumento en la producción de tecnología centrada en aprovechar el viento como fuente de energía.

La energía eólica es un recurso que se puede encontrar en la naturaleza en abundancia, además es una fuente renovable y limpia, ayudando a disminuir la emisión de gases de efecto invernadero al buscar reemplazar los sistemas termoeléctricos a base de combustibles fósiles. Considerada una fuente de energía verde, el viento tiene como principal defecto su intermitencia.

La energía proveniente del viento tiene una estrecha relación con el movimiento de las masas de aire, las cuales se desplazan de áreas de alta presión atmosférica hacia áreas cercanas de baja presión, junto con velocidades proporcionales al gradiente de presión. Los vientos son generados debido al calentamiento desigual de la tierra por parte de la radiación solar. Esto crea diferencias en presión atmosférica, densidad y presión lo que hace que se formen fuerzas que mueven el aire de un lugar a otro.

A fin de aprovechar eficientemente la energía del viento es importante tener información de las variaciones diurnas, nocturnas y estacionales de los vientos, así como la variación de las velocidades con respecto a la altura sobre el suelo, la identidad de las ráfagas en espacios breves y valores máximos ocurridos en referencia a datos históricos con una duración mínima de 20 años.

En la zona costera del Perú se cuenta con una geografía totalmente apta para generar energía eólica. Gracias a una zona de alta presión en el Pacífico Sur que se mantiene uniforme la mayor parte del año, el viento es muy constante y fuerte.

Mundialmente, a pesar de la reciente recesión financiera, la demanda se mantiene en ascenso para las turbinas de viento. En la Figura 1-2 se aprecia el pronóstico sobre la capacidad mundial total que se podría dar hacia el 2020, si los escenarios actuales siguen manteniéndose a favor de la energía eólica.

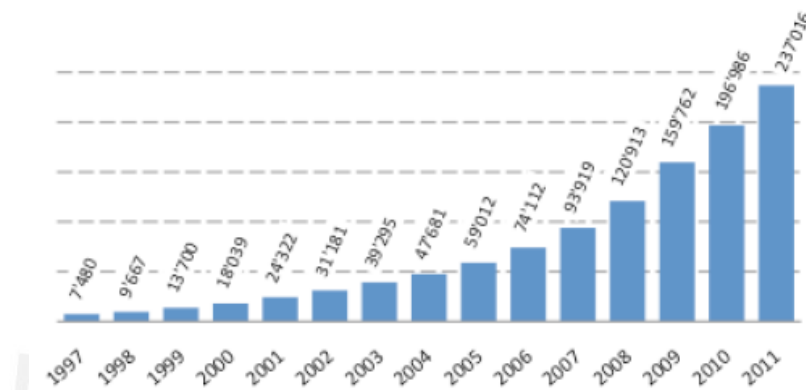


Figura 1-1. Capacidad mundial total de turbinas de viento instaladas, en Megawatts, a finales del 2011 [17]

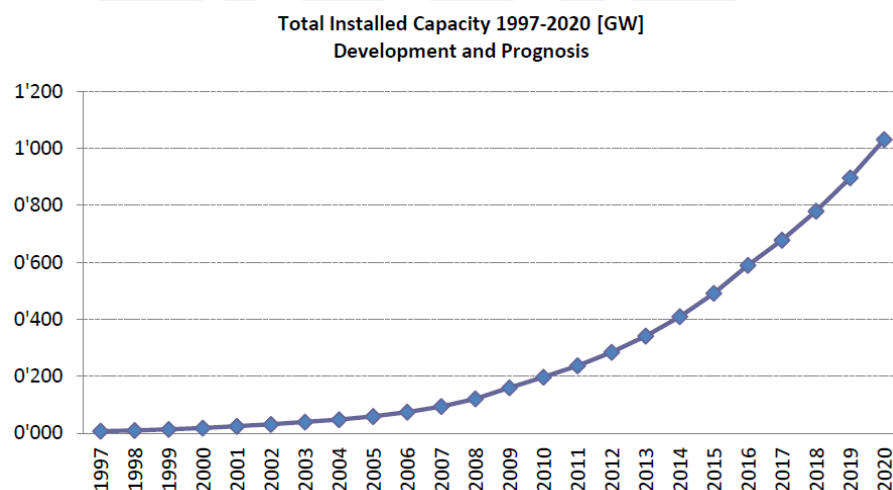


Figura 1-2. Pronóstico de la capacidad mundial total de turbinas eólicas instaladas, en Gigawatts, hacia el 2020 [17]

1.1.1. Generación del viento

La fuente de la energía eólica es transportada por el aire en movimiento en forma de energía cinética. Siendo este movimiento de masas de aire originado por la diferencia en el calentamiento de la superficie terrestre.

El flujo del viento se realiza debido a gradientes de presión atmosférica, desplazándose de zonas de alta presión a zonas de baja presión. Cuanto mayor sea la gradiente de presión atmosférica, mayor es la velocidad del viento, lo que da mucha más potencia al viento.

La generación del viento es complicada debido al gran número de factores que intervienen. Entre ellos, los factores más importantes son el calentamiento solar desigual de la Tierra, el efecto Coriolis debido a la rotación terrestre y las condiciones geográficas locales.

De los factores que afectan, la irregularidad en el calentamiento de la superficie terrestre es la más importante y crucial en cuanto a la influencia que tiene sobre los flujos de viento. Esta irregularidad se puede atribuir a 4 factores.

En primer lugar, debido a la forma esférica de la Tierra que se encuentra girando alrededor del sol en el mismo plano que el ecuador, por lo que la trayectoria de los rayos del sol es perpendicular a la superficie de la Tierra en el ecuador y paralela en los polos, el ecuador recibe una mayor cantidad de energía. Por esta razón se forma un gradiente de temperatura entre el ecuador y los polos, y una gradiente de presión desde los polos hasta el ecuador. Por tanto, el aire caliente con una menor densidad en el ecuador se eleva hasta unos 10km y se mueve hacia los polos, mientras que el aire frío con mayor densidad se dirige desde los polos hacia el ecuador. Este movimiento del aire se le conoce como circulación meridional, en ello no se toma en cuenta el efecto Coriolis. En la Figura 1-3 se aprecia este fenómeno.

En segundo lugar, la rotación de la Tierra sobre su propio eje tiene una oblicuidad de $23,5^\circ$ generando durante la vuelta alrededor del sol un ciclo de calentamiento irregular, causando los cambios de estaciones del ciclo anual.

En tercer lugar, la Tierra cuenta en su superficie con una infinidad de materiales que poseen diferentes formas de reflejar y absorber las tasas de radiación solar, lo que origina que algunas zonas tengan mayor temperatura que otras.

La cuarta razón de la irregularidad del calentamiento de radiación solar es debido a la topografía de la superficie de la Tierra. Ello nos lleva a tener diferentes índices de radiación solar en las áreas soleadas y en las áreas con sombra.

Además del calentamiento no uniforme de la superficie de la Tierra, la fuerza Coriolis es otro factor importante que afecta la dirección y la velocidad del viento. Se origina de la rotación de la Tierra sobre su propio eje. La fuerza Coriolis acelera el movimiento de cada partícula de aire, moviendo la partícula de aire a la derecha de su dirección de flujo en el hemisferio norte y a la izquierda en el hemisferio sur. La posición en que se encuentra la partícula de aire es muy influyente debido a que la fuerza de Coriolis depende de la latitud de la Tierra, la cual es cero en el ecuador y máximos valores en los polos. Además, la magnitud de desviación del viento depende de la velocidad con la que se encuentre.

Por último, la rugosidad de la superficie terrestre ya sea formada naturalmente durante miles de años como las modificadas por el hombre, son otro factor en la generación de viento. El arrastre por fricción y las obstrucciones cercanas a la superficie de la Tierra retardan la velocidad del viento induciendo el efecto de la cizalladura del viento. Sin embargo, no solo se llega a reducir la velocidad del viento en estos casos, además de ellos en determinadas situaciones geográficas se puede acelerar la velocidad del viento. Un ejemplo claro sería al pasar a través del paso de una montaña.

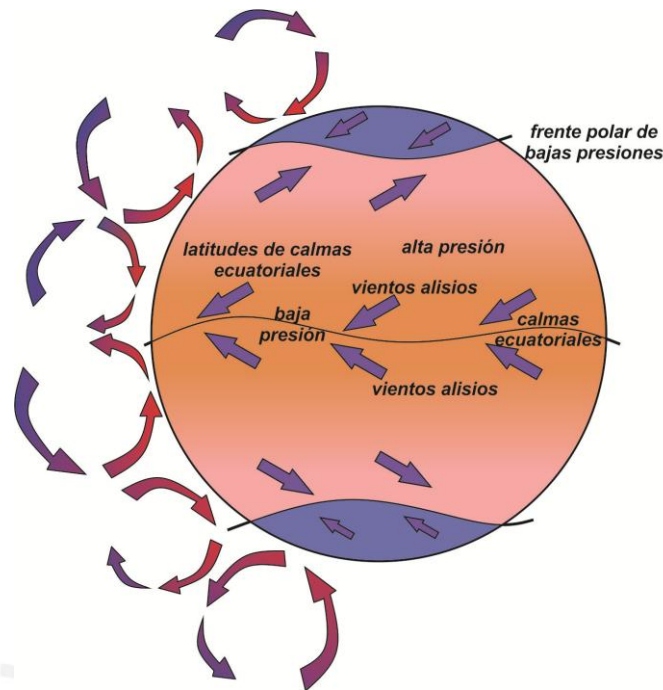


Figura 1-3. Circulación meridional, fenómeno de Coriolis [3]

1.1.2. Tipos de viento

De acuerdo con la escala o dimensión del recorrido de los vientos se tiene dos tipos de vientos: los vientos globales o geostróficos y los vientos locales [3].

1.1.2.1. Vientos Globales o Geostróficos

Los vientos globales son aquellos que suben desde el ecuador y se desplazan hacia el norte y sur dentro de las capas más altas de la atmósfera. Al llegar a una latitud de 30° en ambos hemisferios, la fuerza de Coriolis impide que el viento se desplace más allá. En esta latitud el viento se topa con las primeras áreas de alta presión, por lo que el aire comienza a descender. En los polos se encuentran altas presiones debido al aire frío. Estos vientos se encuentran a una altura de 1000 metros a partir del suelo. Sus velocidades son medidas utilizando globos sonda.

1.1.2.2. Vientos Locales

Si bien es cierto que los vientos globales son de gran importancia en la determinación de los vientos dominantes dentro de una zona, las condiciones locales pueden influir de una manera significativa en las direcciones del viento. Para sistemas eólicos a gran escala la dirección del viento es una suma de los efectos globales y locales. En casos que los vientos globales son suaves, el régimen y condiciones del viento podrían ser dominados por los vientos locales.

Brisas de la costa/mar

Son vientos flojos que durante el día soplan desde el mar hacia la costa. La tierra se calienta más rápidamente que el mar por efecto del sol. El aire caliente asciende y deja una depresión a nivel del suelo que atrae el aire frío del mar. Así se genera una corriente de aire del mar hacia la costa conocida como virazón. En cambio, durante la noche los vientos soplan en sentido contrario. La tierra se enfría más rápidamente que el mar, lo que genera la corriente de aire desde la costa hacia el mar que es llamada terral. La Figura 1-4 representa lo que ocurre en estos vientos.

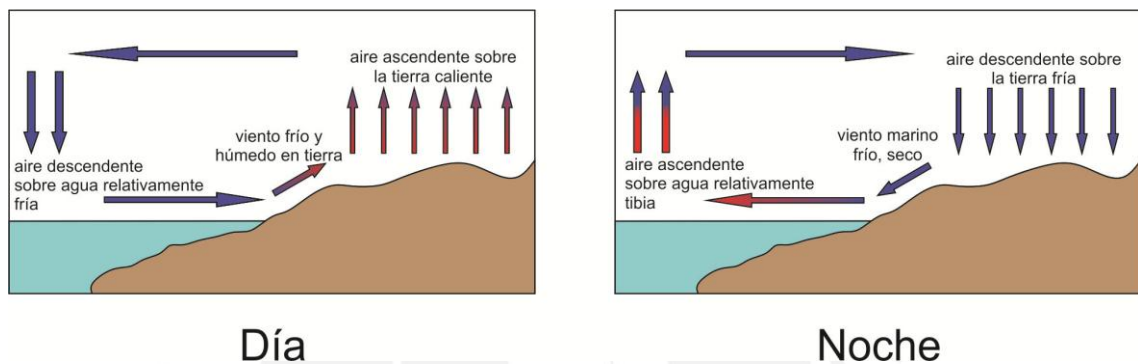


Figura 1-4. Brisa de la costa – mar, durante el día y la noche respectivamente [3]

Brisas de montaña/valle

Análogamente a la formación de las brisas marinas, se generan las corrientes entre la montaña y el valle. Durante el día, las laderas de las montañas se calientan más que el área de los valles. Esto hace que la densidad del aire disminuya y ascienda hasta la cima siguiendo la superficie de la ladera, creándose una baja presión en la ladera. Mientras tanto el aire más frío que se encuentra sobre el valle desciende y comprime el aire pegado al valle, forzándolo a ascender por la ladera de la montaña a fin de ocupar el área de baja presión, formando así la brisa de valle. Durante la noche la circulación del viento es inversa, creándose un viento que fluye ladera abajo, a esto se le denomina brisa de montaña. La Figura 1-5 describe lo explicado.

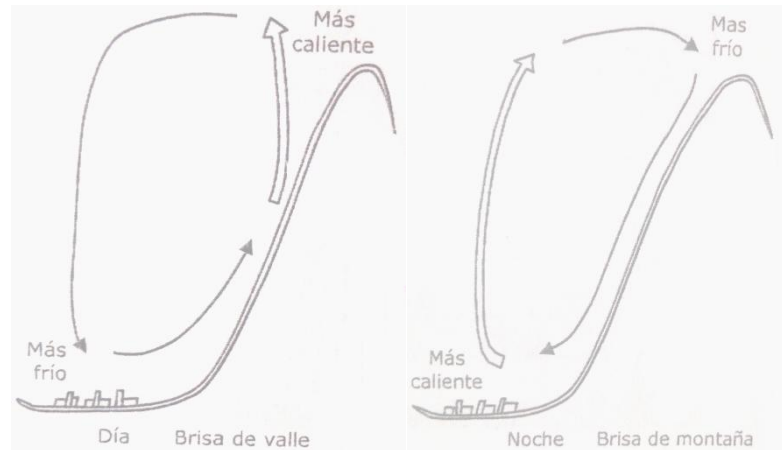


Figura 1-5. Brisas de montaña-valle [3]

Vientos por rugosidad del terreno y Cizalladura

El viento al trasladarse a través de montañas con accidentes orográficos en el terreno, se producen fenómenos en donde se crean pequeñas pero en algunos casos muy significativas corrientes de aire. Este tipo de vientos rotores cambian el comportamiento del viento en estas zonas, creando turbulencias fuertes dependiendo de la rugosidad y los accidentes con los que cuenta el terreno.

La cizalladura trata sobre el cambio rápido en la dirección y velocidad del viento como función de la distancia sobre la superficie [4]. La Figura 1-6 muestra la disminución de la velocidad del viento a medida que se está más cerca a una altura de 0 m

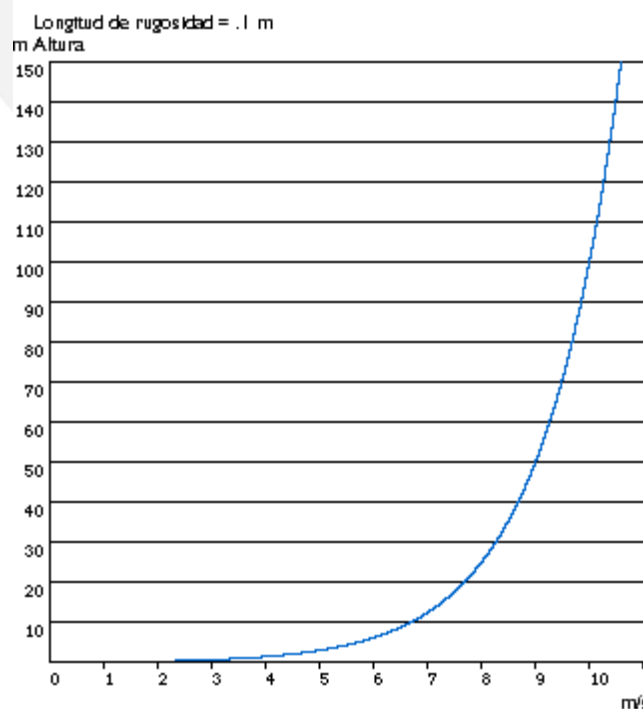


Figura 1-6. Variación de la velocidad del viento por cizalladura y longitud de rugosidad de 0.1m

[4]

1.2. Aerogeneradores

Los aerogeneradores o turbinas eólicas modernas son máquinas que convierten la energía cinética del viento en energía mecánica y a su vez en energía eléctrica. En los últimos años los avances en el diseño de turbinas de viento han ido mejorando debido a los avances en paralelo que se han ido dando en estudios de aerodinámica, dinámica estructural y micrometeorología.

Varios conceptos de diseño han sido desarrollados a lo largo de los años a fin de maximizar la energía obtenida, minimizar los costos de fabricación e incrementar la eficiencia y rentabilidad.

1.2.1. Tipos de Turbinas Eólicas

1.2.1.1. Según la posición del aerogenerador

A. Aerogeneradores de Eje Vertical

Se caracterizan por tener su eje de rotación en posición perpendicular al suelo. Se les denomina también por “VAWT” (Vertical Axis Wind Turbine). En esta categoría existen tres diseños de aerogeneradores.

Aerogenerador Savonius

Turbina patentada en 1929, se compone de dos semicilindros de igual diámetro, de ejes paralelos unidos al eje de giro y separados una cierta distancia. Su principal ventaja es que pueden trabajar con velocidades de viento muy bajas, por sus buenas características aerodinámicas para el autoarranque y la autorregulación [12]. La Figura 1-7 muestra gráficamente al aerogenerador Savonius.

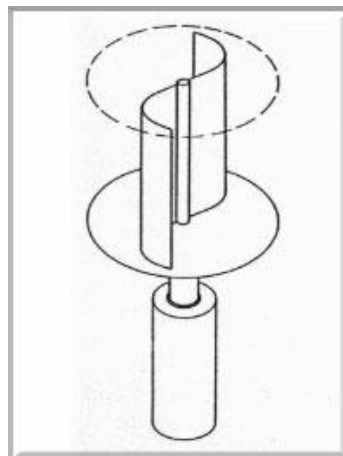


Figura 1-7. Aerogenerador Savonius [12]

Aerogenerador Darrieus

Turbina patentada en 1931, consta de finas palas que están unidas al eje por solo dos extremos, con una curva especialmente diseñada para un máximo rendimiento entre las dos uniones del eje. Normalmente se construyen de dos o tres palas [18]. La Figura 1-8 muestra un Aerogenerador Darrieus existente.

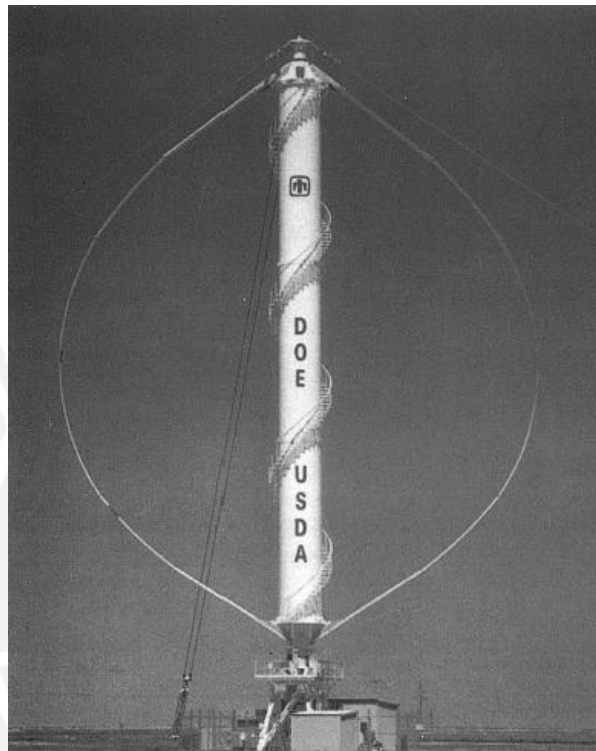


Figura 1-8. Aerogenerador Darrieus de 34 metros desarrollado por Sandia National Laboratories (SNL) [15]

B. Aerogeneradores de Eje Horizontal

Turbinas eólicas de eje horizontal son las más habituales y sobre las cuales se ha puesto la mayor atención en cuanto a esfuerzo de diseño. La flecha y el sistema de generador se encuentran en posición paralela al suelo. A estas turbinas se les denomina “HAWT” (Horizontal Axis Wind Turbine) [15].

Aerogeneradores de eje horizontal lentos

Turbinas eólicas de tipo arrastre, y aprovechan la componente de la fuerza del viento perpendicular a la superficie de las aspas o palas. Un claro ejemplo, es el clásico molino americano. El rotor cuenta con placas metálicas delgadas, de un perfil no aerodinámico, prácticamente planas con una orientación específica para poder aprovechar la fuerza de arrastre que ejerce el viento sobre ellas. Su utilización más común es el bombeo de

agua por medio de una bomba de embolo [15]. La Figura 1-9 muestra las típicas turbinas eólicas destinadas a bombeo de agua.



Figura 1-9. Clásicas turbinas eólica americanas usadas para bombeo de agua [15]

Aerogeneradores de eje horizontal rápidos

En estos aerogeneradores, el rotor está constituido por una hélice de 2 o más palas, rara veces de una sola pala. Los perfiles utilizados son por lo general muy parecidos al perfil del ala de avión. Los perfiles se seleccionan teniendo en cuenta el número de revoluciones por minuto que se desea tener en la turbina.

Dentro de este tipo de turbinas las más utilizadas son las de tres palas, debido a su mejor estabilidad estructural y aerodinámica, menor emisión de ruido y mayor rendimiento energético frente a turbinas con rotores de una o dos palas [15]. La Figura 1-10 muestra gráficamente aerogeneradores según su variación de numero de palas.



Figura 1-10. Aerogeneradores de una, dos y 3 palas en la hélice [15]

1.2.1.2. Según la posición del aerogenerador con respecto al viento

Rotor a barlovento

Las turbinas eólicas a barlovento son aquellas que poseen el rotor o la hélice enfrentando directamente al viento, es decir delante de la torre. La desventaja es que los aerogeneradores en posición de barlovento necesitan un sistema de orientación que lo mantenga enfrentando al viento. Estos sistemas pueden ser activos o pasivos.

Un sistema de orientación activo se compone de sensores de dirección y accionamientos motorizados que guíen automáticamente a la hélice en la dirección del viento. En cambio, un sistema de orientación pasivo en una turbina a barlovento solo necesita una aleta estabilizadora [18].

Rotor a sotavento

Turbinas eólicas en las cuales el viento incide sobre las palas de modo que pasa primero por el mecanismo de orientación y después se sitúa sobre la hélice. La ventaja principal de este tipo de aerogeneradores es que pueden ser construidos sin un sistema de orientación, siempre que el rotor y la góndola tengan el diseño apropiado de modo que puedan seguir al viento pasivamente. Otra ventaja con este tipo de aerogenerador es que el rotor puede hacerse más flexible. Lo que nos brinda una reducción de peso, además de un mejor aprovechamiento de la dinámica de potencia de la máquina, es decir, las palas se curvan a altas velocidades del viento, con lo que quitaran parte de la carga a la torre [18]. La Figura 1-11 muestra ambos tipos de turbinas eólicas según la posición del aerogenerador respecto al viento.

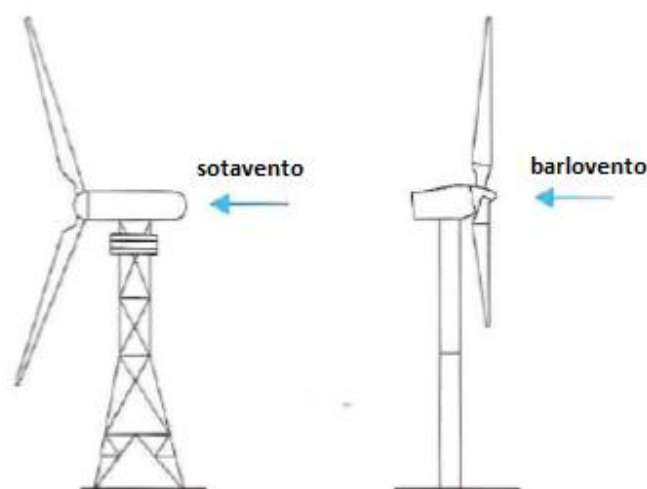


Figura 1-11. Aerogeneradores a barlovento y sotavento [18]

1.2.2. Componentes del Aerogenerador

Los Aerogeneradores con hélice de eje horizontal, los más usados, tienen un diseño relativamente estandarizado [14], conformado por:

1. Sistema de soporte
2. Sistema de transmisión
3. Sistema de rotor
4. Sistema de control
5. Sistema de orientación
6. Sistema de enfriamiento
7. Sistema de regulación de potencia

1.2.2.1. Sistema de soporte

Conformado por la torre de soporte del aerogenerador y su sistema de anclaje. Su función es mantener la turbina eólica a la altura respectiva de funcionamiento por sobre el nivel del suelo, siendo capaz de soportar el peso del aerogenerador y los esfuerzos que conlleva tolerar los vientos fuertes [10].

Hay cuatro tipos de torres, y en la Figura 1-12 se aprecia cada uno de ellos, los cuales son:

Torres tubulares de acero: Usadas por la mayoría de los grandes aerogeneradores y fabricadas en secciones de 20 a 30 metros con bridas en cada uno de los extremos y unidas por pernos *in situ*. Son tronco-cónicas con el fin de aumentar su resistencia y a su vez generan un ahorro de material.

Torres de celosía: Fabricadas utilizando perfiles soldados. Su ventaja es su bajo costo, debido a un ahorro de material en comparación con las torres tubulares, con la misma rigidez.

Torres de mástil tensado: Constituido por una torre delgada de mástil sostenida por cables tensores. La ventaja es el ahorro en peso y costo. La desventaja es el difícil acceso a las zonas cercanas a la torre, lo que resulta menos apropiado para zonas agrícolas y rurales.

Torres híbridas: Constituido por diferentes combinaciones de las anteriormente ya mencionadas.

En la zona superior de la torre debe existir un cabezal y una plataforma, las cuales permiten sujetar las otras componentes del aerogenerador a la torre y a la vez brinde la capacidad de libre rotación para orientarse según la dirección del viento.



Figura 1-12. Torre tubular, de celosía, de mástil tensado e híbrido, respectivamente [10]

1.2.2.2. Sistema de transmisión

Comúnmente, consta del eje de rotación, la caja amplificadora de revoluciones y el generador eléctrico; conjunto mostrado en la Figura 1-13. La función principal de este sistema consiste en transmitir la energía cinética de la rotación de la hélice al generador eléctrico, el cual se encarga de transformar la energía cinética en energía eléctrica [11]. Sin embargo, en el caso del aerogenerador tripala de eje horizontal analizado en este trabajo, Waira 5, se tiene una conexión directa, en donde el eje transmite la potencia mecánica para que sea transformada en potencia eléctrica a través de los imanes ubicados en el rotor.

El generador eléctrico puede ser de diferentes tipos, ya sea de corriente continua o alterna. En la actualidad los más utilizados en la industria son los generadores eléctricos de corriente alterna, de preferencia generadores síncronos para turbinas de baja potencia (menores a 100 kW) y generadores de inducción para turbinas eólicas de alta potencia (mayores a 100 kW).

Como parte opcional del aerogenerador se tiene la caja amplificadora de revoluciones, la cual se encarga de modificar la velocidad de giro del eje que conecta con el generador eléctrico. Su uso es dependiendo del criterio de diseño de la máquina y su forma de operar.

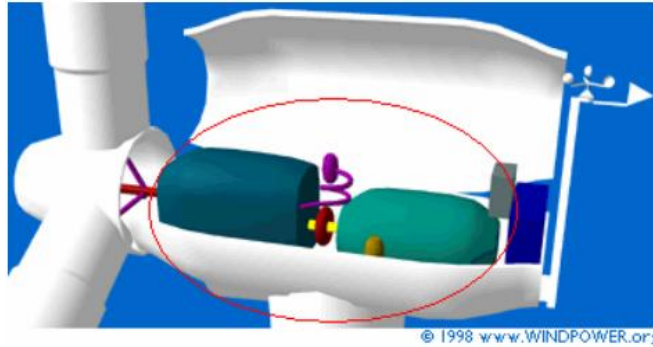


Figura 1-13. Sistema de transmisión [11]

1.2.2.3. Sistema de rotor

Consta de las palas o aspas y una masa central llamada buje, que en conjunto suman la hélice, encargada de extraer la energía cinética del viento y transformarla en energía cinética de rotación del eje del aerogenerador [11].

Buje: También llamado cubo, une las palas entre sí y transmite el movimiento de giro al eje. En aerogeneradores cuyo diámetro inferior a 40 metros se puede utilizar un buje rígido, especialmente en las hélices tripala debido a que se reduce la fatiga a la flexión del eje del rotor. En aerogeneradores cuyo diámetro es superior a 40 metros se prefiere utilizar cubo articulado (flexible).

Palas: Son las encargadas de capturar el viento y transmitir su potencia al cubo. Para el material que se usa en su fabricación se debe de tener en cuenta más que nada la parte estructural ya que las palas están sometidas a condiciones de trabajo muy duras, como fenómenos de corrosión, erosión, contracciones y dilataciones debido a las vibraciones y fatiga. En la actualidad se utilizan laminados de madera/epoxi, fibras de vidrio reforzadas con poliéster, y acero.

1.2.2.4. Sistema de control

Dependiendo de la forma de operación del aerogenerador, se selecciona los distintos tipos de control. La función del sistema de control apunta a mantener constante el nivel del voltaje generado, dificultado debido a la variante intensidad y dirección del viento que produce fluctuaciones en los niveles de tensión que se registra en los bornes de la máquina [14].

1.2.2.5. Sistema de orientación

Siendo uno de los principales problemas que se encuentran en los aerogeneradores de eje horizontal la necesidad de variar su orientación de modo que el viento incida perpendicularmente al rotor y así tener la máxima potencia en base a la máxima masa de aire en movimiento [14]. La Figura 1-14 muestra gráficamente la veleta incluida al aerogenerador.

A fin de satisfacer esta necesidad de cambiar la orientación se tienen diferentes sistemas, tales como:

- Cola o veleta, muy eficaz principalmente en turbinas eólicas pequeñas
- Sistemas de orientación accionado por rotores auxiliares
- Servomotor controlado electrónicamente
- Sistema de orientación por efecto de la conicidad que se da a las palas en su disposición sobre el buje del rotor.

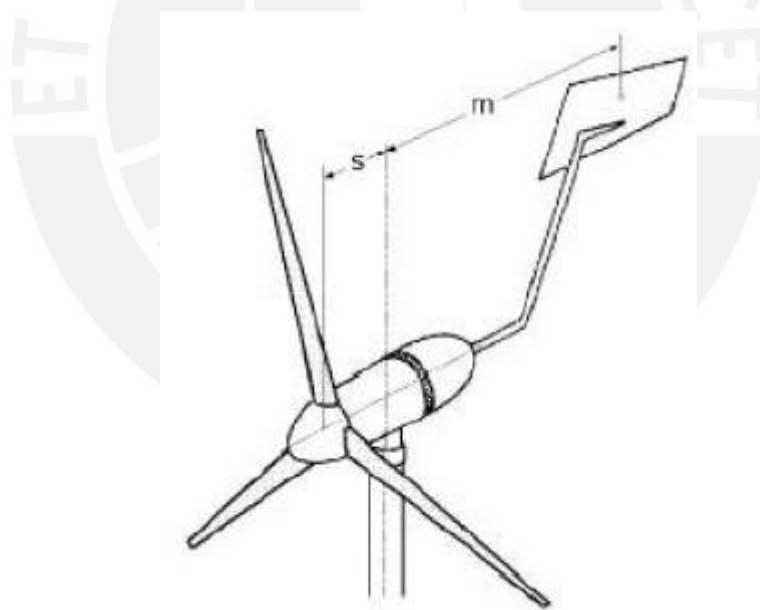


Figura 1-14. Sistema de orientación por veleta [14]

1.2.2.6. Sistema de refrigeración

La refrigeración es necesaria durante el funcionamiento de los generadores. Por lo general en las turbinas, la refrigeración se realiza mediante encapsulamiento del generador en un conducto, utilizando un gran ventilador para la refrigeración por aire. Otro método es la refrigeración por agua, en la cual se pueden construir de forma más

compacta, aunque requieren un radiador en la góndola para eliminar el calor del sistema de refrigeración por líquido [11].

1.2.2.7. Sistemas de regulación de potencia

Un sistema muy importante que permite la regulación y control del número de revoluciones, así como servir de protección del aerogenerador para velocidades del viento superiores a las permitidas a nivel estructural. Existen dos grandes grupos de sistemas de regulación de acuerdo a la forma sobre la cual actúan [14].

Los sistemas de regulación por acción sobre el rotor se basan en el cambio de orientación del mismo, colocándolo de cara al viento cuando se deba funcionar a su potencia nominal y paralelo al viento en situación de parada. Del mismo modo se puede regular a voluntad variando el área que capta el aire para obtener la potencia deseada. Este tipo de regulación se logra por medio de una veleta.

Otro sistema de regulación por acción sobre el rotor se tiene mediante la aplicación de paso variable. Este sistema funciona variando el ángulo de ataque de las palas, con lo que aumenta y disminuye el rendimiento aerodinámico, y por ende la potencia absorbida. En turbinas de gran potencia se suele usar un mecanismo que actúa a través del eje de velocidad y el buje, así como mecanismos que varían el ángulo de calaje de una parte de la pala o agregando alerones a las mismas. Estos sistemas de regulación se pueden apreciar en las Figuras 1-15 y 1-16, ambas destinados a generar un paso variable.

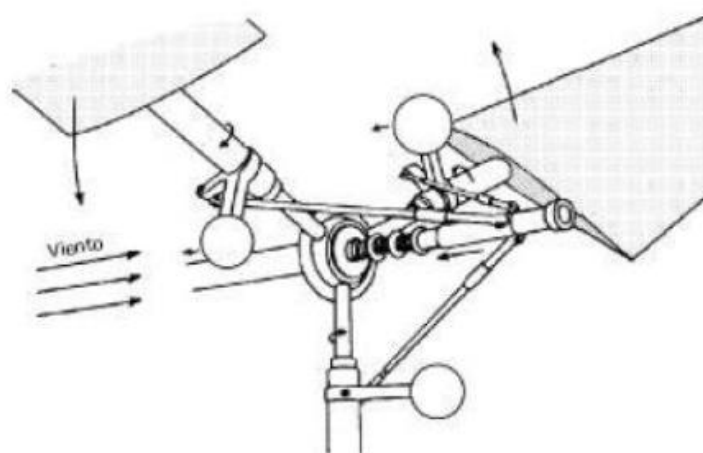


Figura 1-15. Sistema de regulación centrífuga mediante bielas [14]

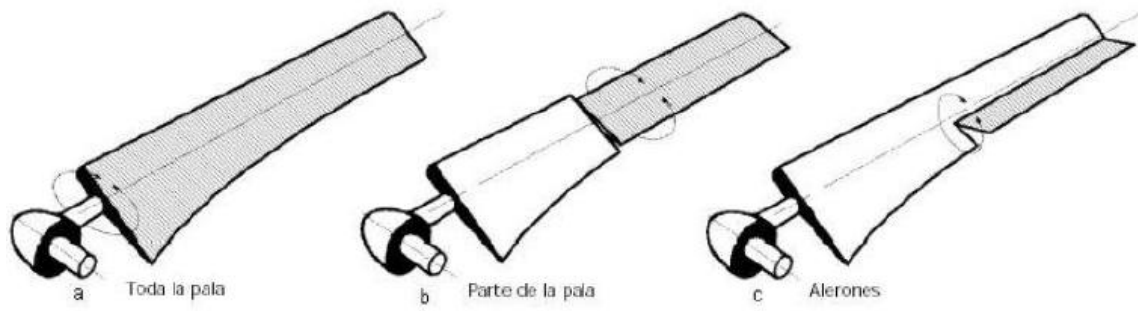


Figura 1-16. Sistema de regulación del ángulo de calaje de las palas [14]



CAPÍTULO 2

2. ANÁLISIS AERODINÁMICO DE LOS AEROGENERADORES MEDIANTE MÉTODO ANALÍTICO

2.1. Introducción

La aerodinámica es una herramienta necesaria al tratar de modelar las cargas y la potencia de salida de una turbina eólica. Con la comprensión de estas herramientas es posible entender las posibilidades, limitaciones y características funcionales de las turbinas eólicas, resultando indispensables para las tareas de diseño de sistemas de control.

2.2. Teoría de Impulso Unidimensional y Límite de Betz

El rotor o hélice en el modelo unidimensional es tomado como un disco permeable e ideal, es decir, no tiene fricción y no hay ningún efecto de estela por la rotación. El disco actúa como un dispositivo de arrastre y frena la velocidad del viento " V_0 " aguas abajo del rotor hasta la velocidad " u " en el plano del rotor, y u_1 en la estela. Por lo tanto las líneas de corriente se adaptan como se muestra en la Figura 2-1.

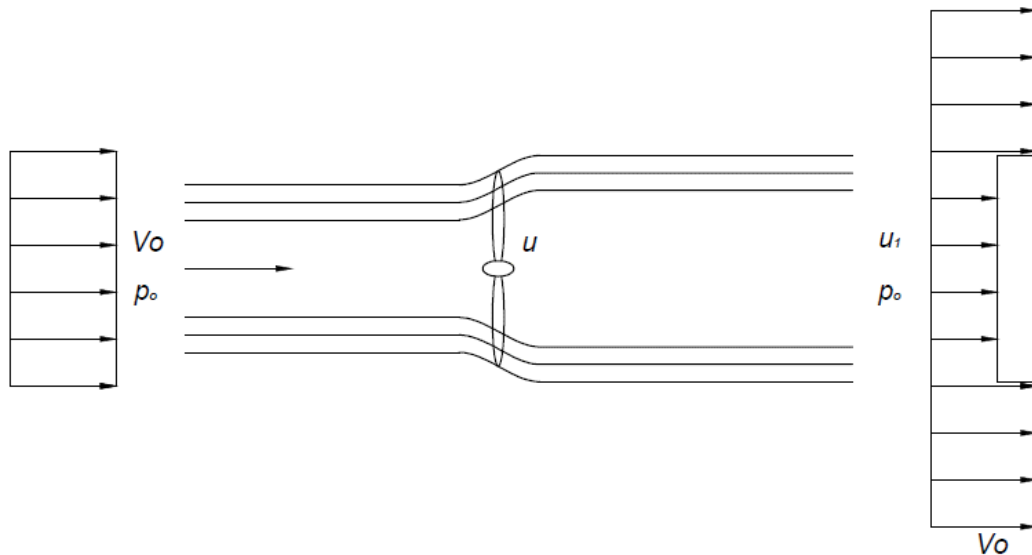


Figura 2-1. Cambio de flujo del viento [9]

El arrastre se obtiene por una caída de presión " Δp " con respecto a " p_0 " atmosférico y una caída de presión sobre el rotor. Se considera número de Mach pequeño y la

densidad del aire constante, disminuyendo la velocidad de “ V_0 ” a “ u_1 ”. El comportamiento de la presión y la velocidad axial se muestran en la figura 2-2. (Formulas adaptadas de “*Wind Turbine Technology: Fundamental Concepts of Wind Turbine Engineering*”, David A. Spera)

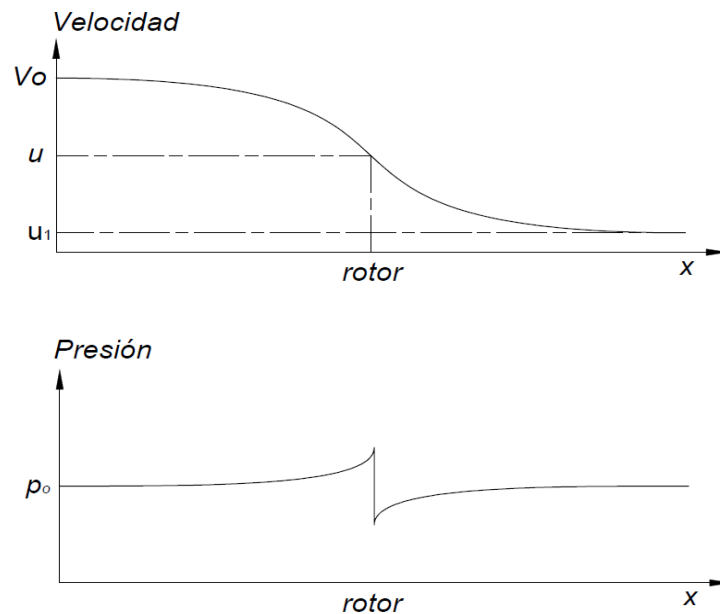


Figura 2-2. Comportamiento de la velocidad y presión del viento en su paso por el rotor [9]

Al considerar el rotor como ideal es posible obtener relaciones simples entre las velocidades V_0 , u_1 , u , el empuje T , y la energía absorbida P . El empuje es la fuerza en dirección del flujo resultante de la caída de presión en el rotor (Δp).

$$T = \Delta p \times A \quad (2.1)$$

Donde el área del rotor:

$$T = \text{Empuje (N)}$$

$$A = \pi \times R^2 \text{ (m}^2\text{)}$$

$$R = \text{Radio del rotor (m)}$$

$$\Delta p = \text{Caída de presión en el rotor (Pa)}$$

Al considerar el flujo estacionario, incompresible y sin rozamiento, con ninguna fuerza externa actuando aguas arriba o aguas abajo del rotor, resulta válido el uso de la ecuación de Bernoulli:

$$p_o + \frac{1}{2}\rho V_o^2 = p + \frac{1}{2}\rho u^2 \quad (2.2)$$

y

$$p - \Delta p + \frac{1}{2}\rho u^2 = p_o + \frac{1}{2}\rho u_1^2 \quad (2.3)$$

Combinando ambas ecuaciones (2.2) y (2.3) se obtiene:

$$\Delta p = \frac{1}{2}\rho (V_o^2 - u_1^2) \quad (2.4)$$

ρ = Densidad del fluido (kg/m³)

Δp = Caída de presión en el rotor (Pa)

p = Presión inmediata a la salida del rotor (Pa)

p_o = Presión atmosférica (Pa)

V_o = Velocidad del viento aguas abajo del rotor (m/s)

u = Velocidad del viento en el plano del rotor (m/s)

u_1 = Velocidad del viento aguas arriba del rotor (m/s)

Teóricamente la ecuación de momento axial en forma integral se aplica sobre el volumen de control circular con área de sección A_{cv} delimitado con una línea discontinua en la Figura 2-3. (Fórmula extraída de “Aerodinámica de Turbinas de Viento”, Martin O. L. Hansen)

$$\frac{\partial}{\partial t} \iiint_{cv} \rho u(x, y, z) dx dy dz + \iint_{cs} u(x, y, z) \rho V dA = F_{ext} + F_{pres} \quad (2.5)$$

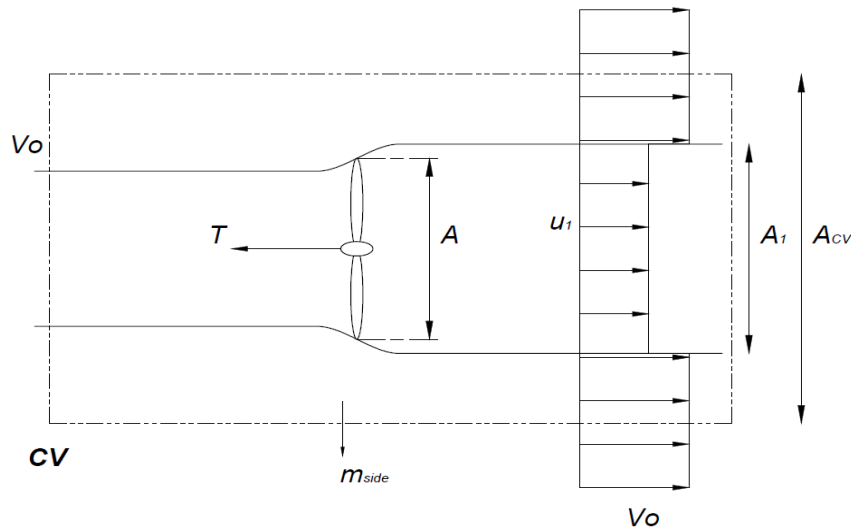


Figura 2-3. Volumen de control alrededor del rotor [9]

$A = \text{Área del rotor (m}^2\text{)}$

$A_1 = \text{Área transversal delimitada por el viento aguas arriba del rotor (m}^2\text{)}$

$A_{cv} = \text{Área del volumen de control (m}^2\text{)}$

$\dot{m}_{side} = \text{Flujo másico que sale del volumen de control (kg/s)}$

dA es un vector apuntando hacia afuera en la dirección normal de una parte infinitesimal de la superficie de control con una longitud igual a la zona de este elemento. F_{pres} es la componente axial de la presión de las fuerzas que actúan en el volumen de control. El primer término de la ecuación (2.5) es cero, ya que el flujo se asume que es estacionario y el último es cero debido a que la presión tiene el mismo valor atmosférico en los planos finales y actúa sobre una superficie de igual forma. Por otro lado, en el límite lateral del volumen de control que se muestra en la Figura 2-3., la fuerza de la presión no tiene ninguna componente axial.

Utilizando las suposiciones de rotor ideal, de la ecuación (2.5) se obtiene:

$$\rho u_1^2 A_1 + \rho V_o^2 (A_{cv} - A_1) + \dot{m}_{side} V_o - \rho V_o^2 A_{cv} = -T \quad (2.6)$$

\dot{m}_{side} puede encontrarse por medio de la conservación de masa:

$$\rho A_1 u_1 + \rho (A_{cv} - A_1)V_o + \dot{m}_{side} = \rho A_{cv}V_o \quad (2.7)$$

Por tanto:

$$\dot{m}_{side} = \rho A_1(V_o - u_1) \quad (2.8)$$

Además, aplicando la conservación de la masa para una relación entre A y A1:

$$\dot{m} = \rho u A = \rho u_1 A_1 \quad (2.9)$$

Combinando las ecuaciones (2.8), (2.9) y (2.6) se tiene que:

$$T = \rho u A(V_o - u_1) = \dot{m}(V_o - u_1) \quad (2.10)$$

Si el empuje es reemplazado por la caída de presión sobre el rotor como en la ecuación (2.1) y se utiliza la caída de presión de la ecuación (2.4), se tiene que

$$u = \frac{1}{2}(V_o + u_1) \quad (2.11)$$

Se considera que la velocidad en el plano del rotor es la media de la velocidad del viento V_o y el valor final u_1 .

Se tiene un volumen de control alternativo que se muestra en la Figura 2-4.

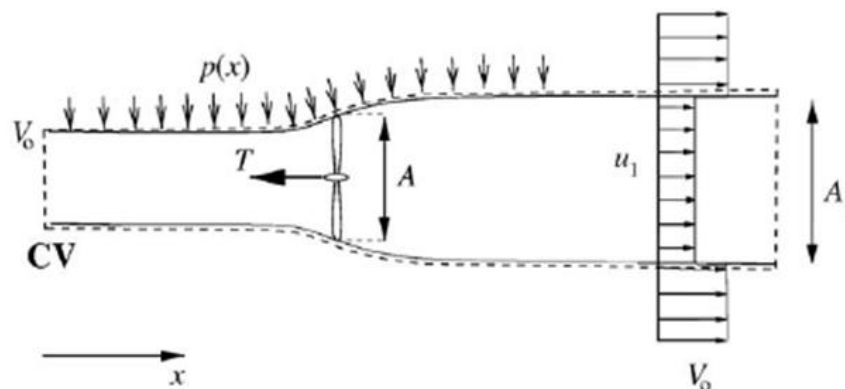


Figura 2-4. Volumen de control alternativo alrededor del rotor [9]

La fuerza de la distribución de presión a lo largo de las paredes laterales “Fpress lateral” del volumen de control es desconocido y por ende lo es también la contribución de presión neta F_{pres} . En este volumen de control alternativo no hay ningún flujo de masa a través de la frontera lateral, ya que está alineado con las líneas de flujo. La ecuación de impulso axial (2.5) por lo tanto se convierte en:

$$T = \rho u A (V_o - u_1) + F_{pres} \quad (2.12)$$

El flujo se considera sin fricción y por tanto no hay ningún cambio en la energía interna desde la entrada a la salida y la potencia del eje P puede ser hallado usando la ecuación energética integral en el volumen de control mostrado en la Figura 2-4:

$$P = \dot{m} \left(\frac{1}{2} V_o^2 + \frac{p_o}{\rho} - \frac{1}{2} u_1^2 - \frac{p_o}{\rho} \right) \quad (2.13)$$

Y puesto que $\dot{m} = \rho u A$, la ecuación de P se convierte en:

$$P = \frac{1}{2} \rho u A (V_o^2 - u_1^2) \quad (2.14)$$

El factor de inducción “a” (adimensional) se define como:

$$u = (1 - a)V_o \quad (2.15)$$

Combinando las ecuaciones (2.15) con (2.11) se obtiene:

$$u_1 = (1 - 2a)V_o \quad (2.16)$$

Estas pueden ser introducidas en la ecuación (2.14) para la potencia y en la ecuación (2.10) para el empuje:

$$P = 2 \rho V_o^3 a (1 - a)^2 A \quad (2.17)$$

Y

$$T = 2 \rho V_o^2 a (1 - a) A \quad (2.18)$$

La potencia disponible en una sección transversal de igual área barrida por el rotor A es:

$$P_{disponible} = \frac{1}{2} \rho A V_o^3 \quad (2.19)$$

Utilizando la potencia en un valor adimensional con respecto a $P_{disponible}$ se tiene un coeficiente de potencia C_P (adimensional):

$$C_P = \frac{P}{\frac{1}{2} \rho A V_o^3} \quad (2.20)$$

Del mismo modo se define el coeficiente de empuje C_T (adimensional):

$$C_T = \frac{T}{\frac{1}{2} \rho A V_o^2} \quad (2.21)$$

Usando las ecuaciones (2.17) y (2.18) el coeficiente de potencia y empuje para una turbina ideal unidimensional:

$$C_P = 4a(1 - a)^2 \quad (2.22)$$

Y

$$C_T = 4a(1 - a) \quad (2.23)$$

Derivando C_P respecto a "a":

$$\frac{dC_P}{da} = 4(1 - a)(1 - 3a) \quad (2.24)$$

Se puede apreciar que $C_{P,max} = \frac{16}{27} = 59.2\%$ para $a = 1/3$. Las gráficas de las ecuaciones (2.22) y (2.23) son mostradas en la Figura 2-5. Ese punto máximo teórico para una turbina de viento ideal es conocido como Limite de Betz.

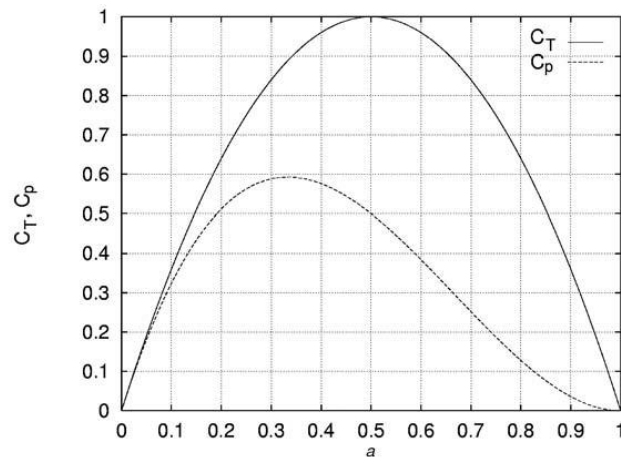


Figura 2-5. Curva de C_p y C_T en función al factor de inducción [15]

2.3. Efecto de la Rotación

Para un rotor ideal no hay rotación en la estela, es decir a' (factor de inducción por rotación) es cero. Dado un aerogenerador moderno consiste de un solo rotor sin un estator, la estela posee cierto grado de rotación como se puede ver directamente de la ecuación de Euler de la turbina aplicado a un volumen de control infinitesimal de espesor dr , como se presenta en la Figura 2-6 (Formulación y procedimiento de "Aerodinámica de Turbinas de Viento", Martin O. L. Hansen)

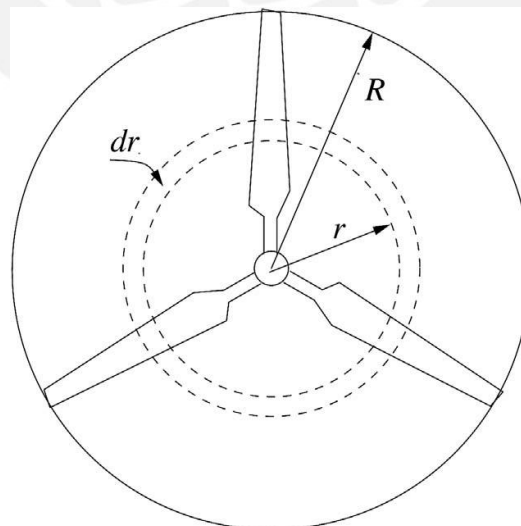


Figura 2-6. Rotor de 3 palas de radio R [9]

$$dP = \dot{m} \omega r C_\theta = 2 \pi r^2 \rho u \omega C_\theta dr \quad (2.25)$$

Donde C_θ es el componente azimutal de la velocidad absoluta de $C = (C_r, C_\theta, C_a)$ después del rotor y la velocidad axial “u” a través del rotor, como se aprecia en la figura 2-7.

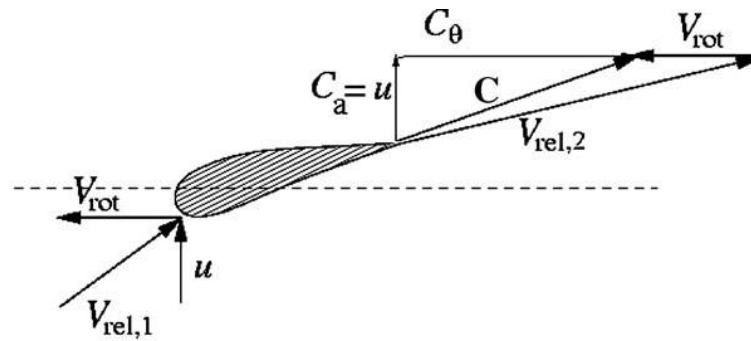


Figura 2-7. Velocidades en el perfil de la pala por efecto de la rotación [9]

De la ecuación (2.25) se aprecia que para una determinada potencia P y la velocidad del viento de la componente de la velocidad azimutal en la estela C_θ disminuye al aumentar la velocidad rotacional del rotor ω .

Se recuerda que la velocidad axial a través del rotor viene dada por el factor de inducción axial “a” como en la ecuación (2.15) y esa velocidad rotacional en la estela es dada por a' , en la Figura 2-8 se puede apreciar el efecto rotacional en el viento:

$$C_\theta = 2 a' \omega r \quad (2.26)$$

La ecuación (2.25), se puede escribir como:

$$dP = 4 \pi \rho \omega^2 V_0 a' (1 - a) r^3 dr \quad (2.27)$$

La potencia total se encuentra integrando dP de 0 a R como:

$$P = 4 \pi \rho \omega^2 V_0 \int_0^R a' (1 - a) r^3 dr \quad (2.28)$$

O de forma adimensional como:

$$C_p = \frac{8}{\lambda^2} \int_0^\lambda a'(1-a) x^3 dx \quad (2.29)$$

Donde $\lambda = \omega R / V_0$ es la relación de la velocidad de punta y $x = \omega r / V_0$ es la velocidad de rotación local en el radio "r" con respecto a la velocidad del viento V_0 .

Con el fin de optimizar la potencia es necesario maximizar la expresión:

$$f(a, a') = a'(1-a) \quad (2.30)$$

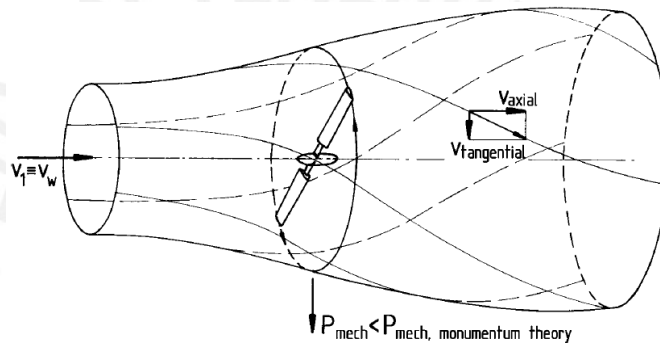


Figura 2-8. Comportamiento del viento debido al efecto de la rotación [9]

La velocidad total inducida ω , de estar en la misma dirección de la fuerza, así como perpendicular a la velocidad local determina la relación entre a y a'

$$x^2 a'(1+a') = a(1-a) \quad (2.31)$$

La ecuación se obtiene directamente de la Figura 2-9

$$\tan\phi = \frac{a'\omega r}{aV_0} \quad (2.32)$$

Y

$$\tan\phi = \frac{(1-a)V_0}{(1+a')\omega r} \quad (2.33)$$

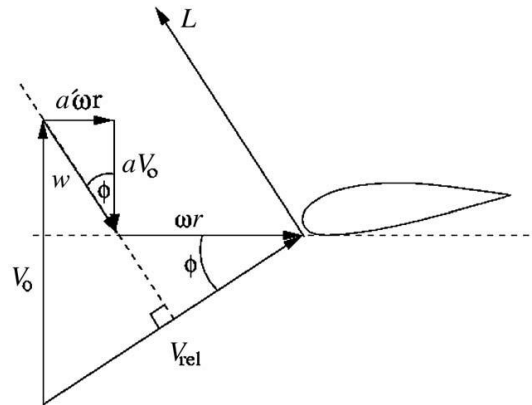


Figura 2-9. Componentes de velocidad por efecto de la rotación [9]

Para ángulos de ataque locales por debajo de la pérdida de sustentación a y a' están relacionados a través de la ecuación (2.31) y el problema de optimización es por tanto maximizar la ecuación (2.30) y aun así satisfacer la ecuación (2.31). Dado que a' es una función de a , la expresión (2.30) es máxima cuando $df/da=0$ teniendo:

$$\frac{df}{da} = (1 - a) \frac{da'}{da} - a' = 0 \quad (2.34)$$

Se puede simplificar a:

$$(1 - a) \frac{da'}{da} = a' \quad (2.35)$$

La ecuación (2.31) diferenciada con respecto a a :

$$x^2 a'(1 + a') = a(1 - a) \quad (2.31)$$

$$(1 + 2a') \frac{da'}{da} x^2 = 1 - 2a \quad (2.36)$$

Si las ecuaciones (2.35) y (2.36) se combinan con la ecuación (2.31), la relación óptima entre a y a' se convierte en:

$$a' = \frac{1-3a}{4a-1} \quad (2.37)$$

Se puede calcular en la Tabla 2-2 para a , a' y x . Esta dada por la ecuación (2.37) para un “ a ” especificado y x se encuentra utilizando (2.31).

a	a'	x
0.26	5.5	0.073
0.27	2.375	0.157
0.28	1.333	0.255
0.29	0.812	0.374
0.30	0.500	0.529
0.31	0.292	0.753
0.32	0.143	1.15
0.33	0.031	2.63
0.333	0.00301	8.58

Tabla 2-1. Iteración para a , a' y x [15]

Se puede observar que, como la velocidad de rotación ω y por lo tanto también $x = \omega r/V_0$ aumentan, se tiene un valor óptimo de a que tiende a $1/3$, que es consistente con la teoría de impulso para un rotor ideal.

2.4. Método clásico de impulsor para el elemento de pala

El modelo conocido como BEM (Blade Element Momentum) desarrollado por Glauert. Con este modelo es posible calcular la carga constante y así también el empuje y la potencia para diferentes configuraciones de velocidad de viento, la velocidad de rotación y ángulo de paso [9]. En la Figura 2-10 muestra el volumen de control que considera este método.

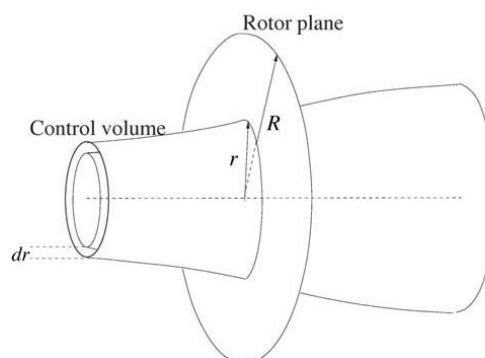


Figura 2-10. Volumen de control a ser usado en modelo BEM [9]

El modelo BEM supone lo siguiente para los elementos anulares:

- 1.- No hay dependencia radial, lo que sucede en uno de los elementos no puede ser sentido por los demás.
- 2.- Número infinito de palas.

El empuje para el disco en el volumen de control puede ser hallado por la ecuación integral de impulso desde el área de corte transversal del volumen de control en el plano del rotor como $2\pi r dr$:

$$dT = (V_o - u_1) d\dot{m} = 2\pi r \rho u (V_o - u_1) dr \quad (2.38)$$

El toque dM en el elemento anular se encuentra utilizando el momento de la ecuación integral de impulso en el volumen de control y la velocidad de rotación a cero aguas arriba y C_θ en la estela de configuración:

$$dM = r C_\theta d\dot{m} = 2\pi r^2 \rho u C_\theta dr \quad (2.39)$$

$$dP = \omega dM \quad (2.40)$$

Desde el rotor ideal se tiene que la velocidad axial en la estela u_1 puede ser expresada por el factor de inducción "a" y la velocidad del viento V_o como " $u_1=(1-2a)V_o$ ". Si esta ecuación se la introduce dentro de las ecuaciones (2.38) y (2.39) juntas para variables de "a" y "a'" en las ecuaciones (2.15) y (2.26) el empuje y el torque pueden ser definidos como:

$$dT = 4\pi r \rho V_o^2 a (1 - a) dr \quad (2.41)$$

Y

$$dM = 4\pi r^3 \rho V_o \omega (1 - a) a' dr \quad (2.42)$$

Los términos a la izquierda de las ecuaciones (2.41) y (2.42) se encuentran en el flujo local alrededor del perfil. Se debe recordar que la velocidad relativa V_{rel} visto por una

sección del perfil es una combinación de la velocidad axial $(1 - a)V_0$ y la velocidad tangencial $(1 + a')\omega r$ en el plano del rotor, como se muestra en la Figura 2-11.

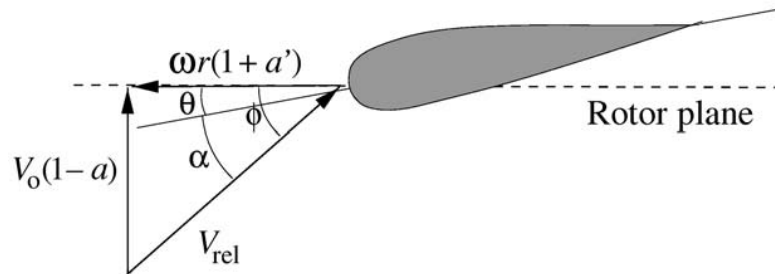


Figura 2-11. Velocidades de rotor en el plano [9]

θ es el paso local de la pala, es decir el ángulo local entre la cuerda y el plano de rotación. El paso local es la combinación del ángulo de paso, θ_p , y el giro de la pala, β , como $\theta = \theta_p + \beta$, donde el ángulo de paso es el ángulo entre la cuerda y el plano de giro del rotor y se mide respecto a la cuerda. Φ es el ángulo entre el plano de rotación y la velocidad relativa, V_{rel} , y se ve en la Figura 2-11 que el ángulo de ataque local está dado por:

$$\alpha = \phi - \theta \quad (2.43)$$

Además se considera que:

$$\tan \phi = \frac{(1-a)V_0}{(1+a')\omega r} \quad (2.44)$$

Además, teniendo en cuenta los coeficientes de sustentación y arrastre C_l y C_d respectivamente, la sustentación L y el arrastre D por unidad de longitud pueden encontrarse como:

$$L = \frac{1}{2} \rho V_{rel}^2 c C_l \quad (2.45)$$

$$D = \frac{1}{2} \rho V_{rel}^2 c C_d \quad (2.46)$$

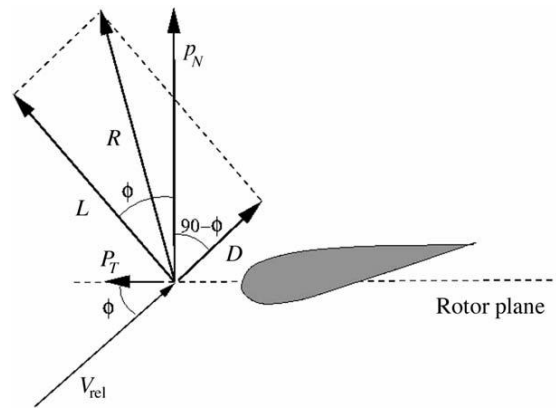


Figura 2-12. Cargas en el perfil de la pala [9]

Como lo que nos interesa es la fuerza normal (p_N) y tangencial (p_T) del plano del rotor, de la sustentación y arrastre se proyectan en esas direcciones, como se puede observar en la Figura 2-12.

$$p_N = L \cos \phi + D \sin \phi \quad (2.47)$$

$$p_T = L \sin \phi - D \cos \phi \quad (2.48)$$

Entonces:

$$C_n = C_l \cos \phi + C_d \sin \phi \quad (2.49)$$

Y

$$C_t = C_l \sin \phi - C_d \cos \phi \quad (2.50)$$

Donde:

$$C_n = \frac{p_N}{\frac{1}{2} \rho V_{rel}^2 c} \quad (2.51)$$

Y:

$$C_t = \frac{p_T}{\frac{1}{2} \rho V_{rel}^2 c} \quad (2.52)$$

De la geometría de la Figura 2-12 se ve que:

$$V_{rel} \sin \phi = V_o(1 - a) \quad (2.53)$$

Y:

$$V_{rel} \cos \phi = \omega r(1 + a') \quad (2.54)$$

Además, la solidez σ se define como la fracción de la zona del rotor en el volumen de control que está cubierto por las palas:

$$\sigma(r) = \frac{c(r)B}{2\pi r} \quad (2.55)$$

Donde B es el número de palas, $c(r)$ es la cuerda local y r es la posición radial del volumen de control.

Dado que p_N y p_T son fuerzas por unidad de longitud, la fuerza normal y el par en el volumen de control de espesor dr son:

$$dT = B p_N dr \quad (2.56)$$

Y:

$$dM = r B p_T dr \quad (2.57)$$

Utilizando la ecuación (2.51) para p_N y la ecuación (2.53) para V_{rel} , la ecuación (2.56) se convierte en:

$$dT = \frac{1}{2} \rho B \frac{V_o^2 (1-a)^2}{\sin^2 \phi} c C_n dr \quad (2.58)$$

Del mismo modo, si la ecuación (2.52) se utiliza para el p_T y ecuación (2.53) y (2.54) se utilizan para V_{rel} , la ecuación (2.57) se convierte en:

$$dM = \frac{1}{2} \rho B \frac{V_o (1-a) \omega r(1+a')}{\sin \phi \cos \phi} c C_t r dr \quad (2.59)$$

Si las dos ecuaciones (2.58) y (2.41) para que se igualan dT y se aplica la definición de la ecuación de solidez (2.55), se obtiene una expresión para el factor de inducción axial:

$$a = \frac{1}{\frac{4 \sin^2 \phi}{\sigma C_n} + 1} \quad (2.60)$$

Si se igualan las ecuaciones (2.59) y (2.42), se obtiene una ecuación para a' :

$$a' = \frac{1}{\frac{4 \sin \phi \cos \phi}{\sigma C_t} - 1} \quad (2.61)$$

2.5. Factor de corrección de Prandtl

El factor de Prandtl corrige la suposición de un número infinito de palas. Para un rotor con un número finito de palas el sistema de vórtices en la estela es diferente a la de un rotor con un número infinito de palas. Prandtl derivó un factor de corrección F a las ecuaciones (2.41) y (2.42)

$$dT = 4\pi r \rho V_o^2 a (1 - a) F dr \quad (2.62)$$

$$dM = 4\pi r^3 \rho V_o \omega (1 - a) a' F dr \quad (2.63)$$

$$F = \frac{2}{\pi} \cos^{-1}(e^{-f}) \quad (2.64)$$

$$f = \frac{B}{2} \frac{R-r}{r \sin \phi} \quad (2.65)$$

B es el número de palas, R es el radio total del rotor, r es el radio local (posición a la cual se encuentra el perfil respecto al eje del rotor) y ϕ es el ángulo de velocidad relativa. Utilizando las ecuaciones (2.62) y (2.63) en lugar de las ecuaciones (2.41) y (2.42) en la deducción de las ecuaciones para a y a' :

$$a = \frac{1}{\frac{4 F \sin^2 \phi}{\sigma C_n} + 1} \quad (2.66)$$

$$a' = \frac{1}{\frac{4 F \sin \phi \cos \phi}{\sigma C_t} - 1} \quad (2.67)$$

2.6. Corrección de Glauert

Cuando el factor de inducción axial a es mayor que aproximadamente 0.2, la teoría del método clásico de impulsor no funciona por lo que la corrección de Glauert busca ajustar el valor del factor de inducción axial.

Si $a > 0.2$:

$$a = \frac{1}{2} \left[2 + K(1 - 2 * 0.2) - \sqrt{(K(1 - 2 * 0.2) + 2)^2 + 4(K * 0.2^2 - 1)} \right] \quad (2.68)$$

Donde:

$$K = \frac{4F \sin^2 \phi}{\sigma C_n} \quad (2.69)$$

2.7. Cálculo Analítico

En este capítulo 2 se presenta la teoría fundamental referente a la aerodinámica en los aerogeneradores, revisando el tema desde las teorías generales que abarcan desde el uso de un disco ideal en reemplazo de la hélice de la turbina de viento hasta las teorías particulares en donde se agregan factores para la corrección de distintos números de palas, el efecto rotacional, etc. En esta sección se hace uso de algunas de esas ecuaciones anteriormente mostradas, presentándolas de una manera ordenada según sean aplicadas en la metodología para el cálculo analítico.

2.7.1. Energía Disponible

En primer lugar para cada análisis o etapa de diseño se debe de tener presente la energía disponible que se tiene en el viento y a su vez la máxima energía que es posible extraer de él. Para ello se hace uso de la ecuación (2.19), donde reemplazando la variable A en función del radio del rotor se tiene:

$$P_{disponible} = \frac{1}{2} \rho \pi R^2 V_o^3 \quad (2.70)$$

Esta ecuación (2.70) muestra la energía con la que cuenta el viento; sin embargo, es imposible extraer toda esa energía por lo cual existe el Límite de Betz que viene a ser del 59.2%. Por lo tanto la energía máxima extraíble del viento es:

$$P_{max} = P_{disponible} * 0.592 \quad (2.71)$$

2.7.2. Metodología para el Cálculo

Cabe resaltar que las variables de las ecuaciones pertenecientes a los fundamentos aerodinámicos para las turbinas de viento se encuentran estrechamente relacionadas

por lo que no es posible obtener resultados con simplemente reemplazar valores, además que hay factores que son hallados experimentalmente; sin embargo es posible a través de iteraciones trabajar con las ecuaciones para encontrar el valor aproximado de los factores de los cuales no se cuenta como datos y de esa manera poder realizar el análisis de la hélice.

Paso 1: Dar un valor al factor de inducción axial α y al factor de inducción rotacional α' . Los factores de inducción axial y rotacional son variables que se obtienen por medio de la experimentación; no obstante se pueden aproximar por medio de iteraciones como se muestra en esta metodología. En primer lugar es necesario darles un valor inicial siendo recomendable empezar con un valor cero.

Paso 2: Calcular el valor del ángulo de velocidad relativa (ϕ)

El valor del ángulo de la velocidad relativa se calcula a través de la ecuación (2.33), al reemplazar los datos que se tienen de la velocidad del viento V_0 , la velocidad angular a la cual gira el rotor ω , y la distancia r a la cual se encuentra ubicada la sección o perfil respecto al eje del rotor.

Paso 3: Calcular el valor del ángulo de ataque (α)

Luego de obtener el ángulo de velocidad relativa se procede a calcular el valor del ángulo de ataque utilizando el ángulo de giro como dato facilitado por la empresa WAIRA.

ϕ : Ángulo de velocidad relativa

β : Ángulo de giro.

$$\alpha = \phi - \beta \quad (2.72)$$

Paso 4: Calcular el valor de Factor de Prandtl (F)

Se procede a obtener el valor de Factor de Prandtl al reemplazar en las ecuaciones (2.64) y (2.65) con los valores anteriormente obtenidos.

Paso 5: Calcular el valor de Solidez (σ)

Utilizando la ecuación (2.55) se obtiene el valor de Solidez

Paso 6: Obtener el Coeficiente de Sustentación y Arrastre, C_L y C_D respectivamente.

Los coeficientes de sustentación y arrastre son variables que se obtienen por experimentación para cada tipo de perfil; sin embargo a través de los años se han

realizado estudios cuyos resultados han sido recopilados y puestos en programas los cuales por medio de iteraciones nos puede dar las gráficas del perfil que relacionen los coeficientes de sustentación y arrastre con el ángulo de ataque.

Para poder obtener dichas gráficas se utiliza el programa libre QBLADE, para lo cual se debe de ingresar en primer lugar el tipo de perfil, como se muestra en la Figura 2-13.

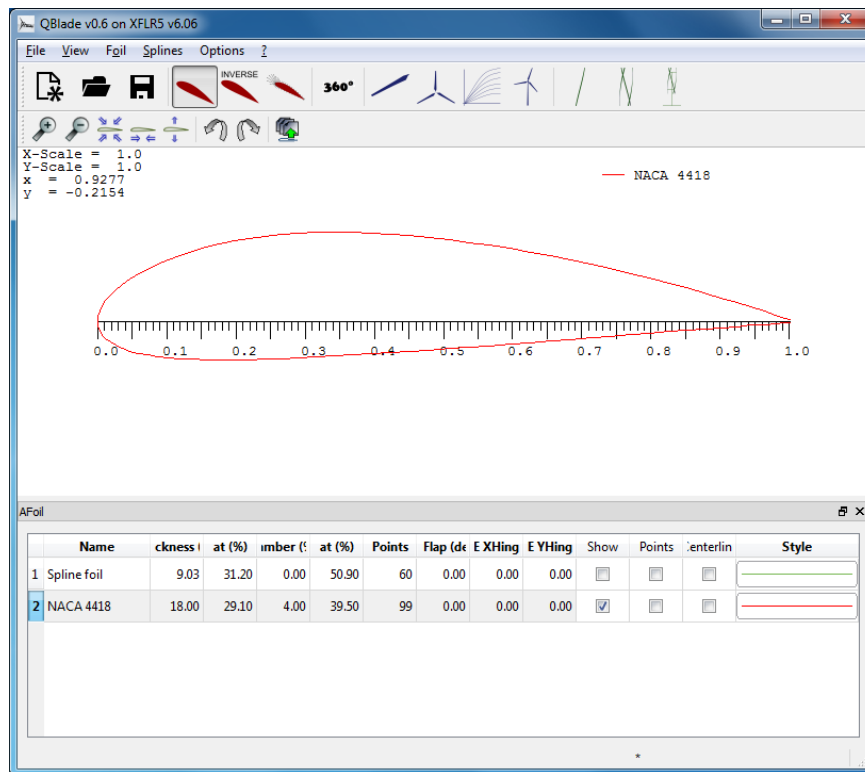


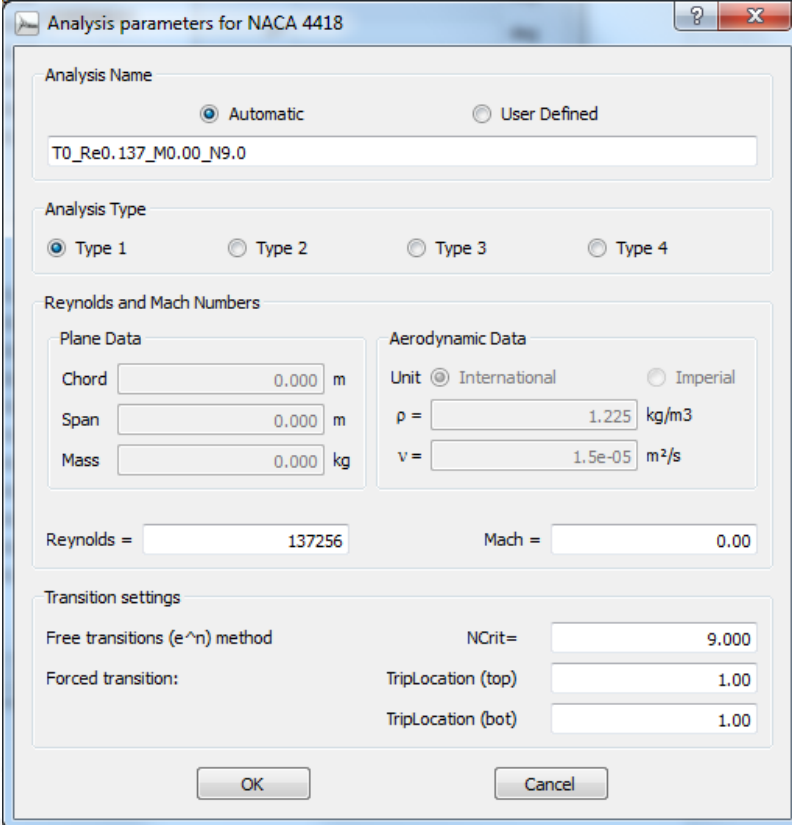
Figura 2-13. Perfil NACA en software QBLADE

Para realizar las iteraciones se define los parámetros de análisis en donde se necesita cambiar el número de Reynolds según cada sección y ser ingresados en la interfaz del programa, como se muestra en la Figura 2-14. El valor de Reynolds se calcula según la siguiente ecuación:

$$Re = \frac{v l}{\nu} \tag{2.73}$$

En donde:

- v : Velocidad del fluido (m/s)
- l : Longitud de la cuerda (m)
- ν : Viscosidad cinemática del fluido a $10^{\circ}C$ (m^2/s)



Analysis parameters for NACA 4418

Analysis Name

Automatic User Defined

T0_Re0.137_M0.00_N9.0

Analysis Type

Type 1 Type 2 Type 3 Type 4

Reynolds and Mach Numbers

Plane Data

Chord m

Span m

Mass kg

Aerodynamic Data

Unit International Imperial

ρ = kg/m³

v = m²/s

Reynolds = Mach =

Transition settings

Free transitions (eⁿ) method Ncrit=

Forced transition: TripLocation (top)

TripLocation (bot)

OK Cancel

Figura 2-14. Configuración de análisis de perfil NACA en software QBLADE

Una vez definidos los parámetros de análisis se debe definir el intervalo del ángulo de ataque en el que se realizaran las iteraciones. Con los parámetros definidos se procesa el análisis y se obtiene las gráficas de los coeficientes de sustentación y arrastre en función del ángulo de ataque, como se muestra en la Figura 2-15.

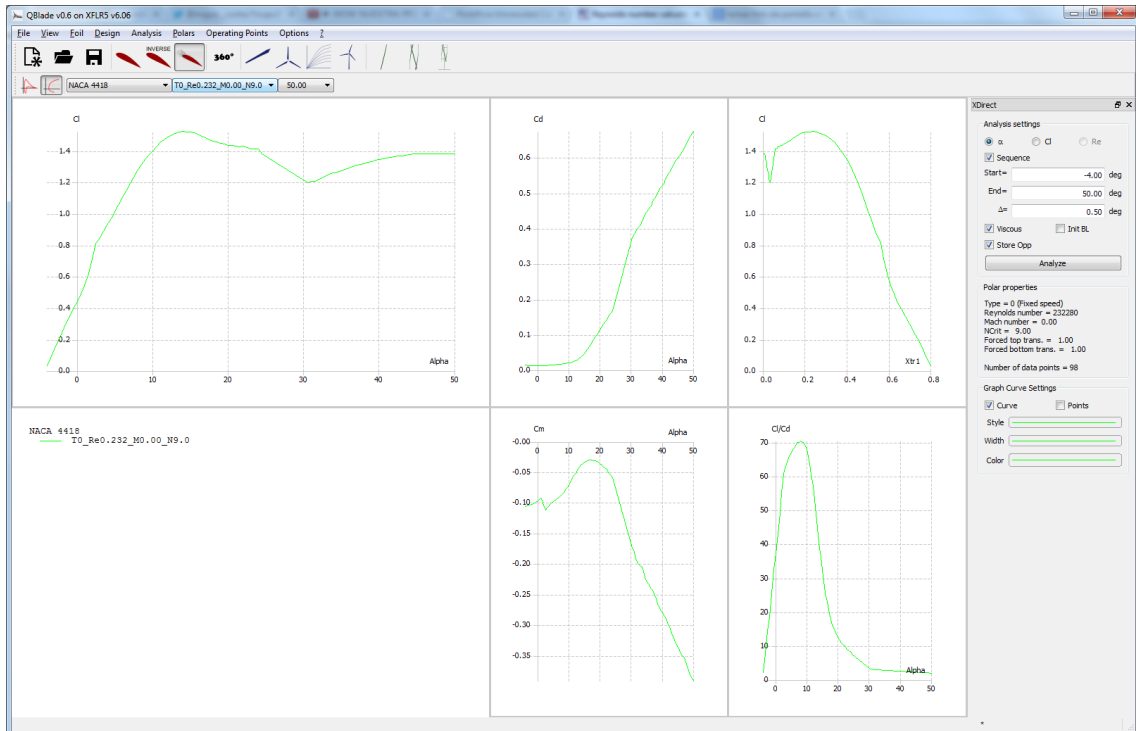


Figura 2-15. Gráficas del perfil NACA en software QBLADE

Las gráficas se presentan en el ANEXO A.

Paso 7: Calcular el Coeficiente Normal y Tangencial

Para obtener el coeficiente normal y tangencial se usa las ecuaciones (2.49) y (2.50) respectivamente, en conjunto con las variables halladas anteriormente.

Paso 8: Calcular el valor del factor de inducción axial y rotacional

Para obtener el valor del factor de inducción axial y el factor de inducción rotacional se hace uso de la ecuación (2.66) y (2.67) respectivamente. Es en este punto donde se tiene que verificar si el valor del factor inducción axial es mayor a 0.2; de ser así se debe usar la corrección de Glauert aplicando las ecuaciones (2.68) y (2.69).

Paso 9: Comparar el valores

Se procede a comparar el “valor asumido” y el “valor calculado” tanto para el factor de inducción axial como para el factor de inducción rotacional. Se debe de tener en cuenta una cierta tolerancia de variación ideal entre ambos valores. De no llegar a la tolerancia buscada, se procede a reemplazar el “valor calculado” como “valor asumido” y se repite el mismo procedimiento.

Al lograr un valor aceptable de los factores de inducción axial y rotacional se procede a calcular la fuerza normal y la fuerza tangencial utilizando una variación de las ecuaciones (2.51), (2.52), (2.53) y (2.54).

$$F_N = \frac{1}{2} \rho \frac{V_o^2 (1-a)^2}{\sin^2 \phi} c C_N \quad (2.74)$$

$$F_T = \frac{1}{2} \rho \frac{V_o (1-a) \omega r (1+a')}{\sin \phi \cos \phi} c C_T \quad (2.75)$$

Es necesario tener en cuenta que las ecuaciones permiten hallar el valor de la fuerza normal y la fuerza tangencial por unidad de longitud de la pala. A fin de obtener el valor del momento o torque de la pala se multiplica el valor de la fuerza tangencial con el valor de la posición en la cual se ubica la sección o estación.

Para todos los valores de posición de los perfiles “r” se calculan las fuerzas y el torque de modo que se obtiene una distribución a lo largo de la longitud de la pala con la cual se trabaja en los resultados.

CAPÍTULO 3

3. MODELACIÓN GEOMÉTRICA DE LA HÉLICE DEL AEROGENERADOR

3.1. Introducción

En el análisis por simulación numérica que se realiza más adelante en el presente trabajo es muy importante contar con un modelo geométrico correcto de la hélice acorde al caso real estudiado para obtener resultados que puedan ser comparados con los cálculos analíticos utilizando los fundamentos aerodinámicos de los aerogeneradores explicados en el capítulo anterior.

Por ello en el presente capítulo se abarca lo relacionado a la obtención de la geometría de los perfiles aerodinámicos que describen la pala de la hélice para así con apoyo de un software CAD poder generar la hélice y de esta manera realizar en análisis posterior en un software de simulación numérica.

3.2. Perfiles Aerodinámicos

Se considera perfil aerodinámico o simplemente perfil a la forma del área transversal de un elemento que al moverse a través de un fluido produce fuerzas aerodinámicas. La componente perpendicular a la dirección del movimiento del fluido de la fuerza aerodinámica se denomina sustentación, mientras que la componente paralela se denomina arrastre.

Perfiles NACA

Los perfiles NACA fueron diseñados alrededor de los años 1940 bajo la dirección del Comité Asesor Nacional para la Aeronáutica (NACA en sus siglas en inglés), de allí el nombre de los perfiles. Muchos de los perfiles fueron diseñados en base a descripciones geométricas de la forma de la sección, aunque para las series 6 y 6A se fueron usando métodos de análisis teórico [9].

En el caso de análisis de este trabajo, las palas de la hélice poseen únicamente perfiles NACA de la serie de 4 dígitos, el cual es mostrado en la Figura 3-1. Esta familia de perfiles fueron las primeras en ser diseñadas utilizando una serie de ecuaciones donde se incorporaban relaciones que habían sido encontradas a través de experimentación en el túnel de viento.

En los perfiles se puede identificar:

Borde de ataque: Parte delantera del perfil aerodinámico la cual está directamente en oposición al viento.

Borde de salida: Parte posterior del perfil aerodinámico por donde salen los filetes de aire.

Línea de curvatura media: Viene a ser la línea que equidista de la parte superior (extradós) y de la parte inferior (intradós) del perfil aerodinámico.

Cuerda: La línea recta que une al borde de ataque con el borde de salida. Las cuerdas son diferentes a lo largo de la pala.

Curvatura: Distancia entre la línea de curvatura media y la cuerda.

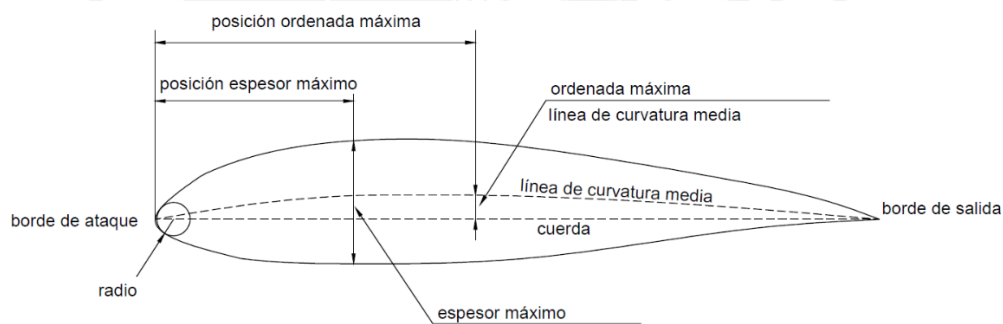


Figura 3-1. Características del perfil NACA [3]

En los perfiles NACA de la serie de 4 dígitos, el primer dígito especifica el valor máximo de la curvatura en porcentaje de la longitud de la cuerda. El segundo dígito corresponde a la posición de la máxima curvatura en décimas de cuerda. Mientras que los últimos dos dígitos especifican el valor de espesor máximo del perfil aerodinámico en porcentajes de la longitud de la cuerda [9].

Conforme avanzaron los años desde las primeras familias de perfiles NACA se fueron diseñando muchos más tipos de perfiles de distintas familias, además para tareas más duras como aeronaves de alta velocidad se fueron usando los perfiles avanzados diseñados por la NASA. Sin embargo, en los casos de aerogeneradores se continuaba

utilizando la serie de perfiles NACA, es por ello que en los años de 1970 se empezó a generar programas de computadora que producían las coordenadas de los aerogeneradores para cualquier valor de espesor, distribución de espesor o valor de curvatura en los perfiles NACA.

En sus inicios estos programas no eran de uso público debido a que en la época las computadoras no eran portables ni baratas como lo son ahora. Sin embargo con el avance tecnológico vivido en los años siguientes fue posible mejorar el programa para hacerlo lo más simple posible para el usuario, además de poder ser aplicado en computadoras más sencillas sin mucho recurso computacional. Como resultado de esto, el programa de generación de perfiles se diversificó para ser posible usarlo en múltiples plataformas existentes en la actualidad. En la siguiente sección se muestra una de ella para la generación de los perfiles aerodinámicos que se requieren.

3.3. Generación del Perfil Aerodinámico

La representación del modelo geométrico de la pala se realiza con ayuda de los datos que describen la hélice del aerogenerador proporcionados por la empresa WAIRA.

Datos:

Tabla 3-1. Datos de la pala del aerogenerador Waira 5.0

ESTACION	r (mm)	c (mm)	β	% flecha (mm)
1	300	330	30.0	17.6
2	500	310	17.0	16.1
3	700	285	12.0	14.7
4	900	265	9.0	14.3
5	1100	245	7.5	14.7
6	1300	225	6.0	15.6
7	1500	205	5.0	15.6
8	1700	185	4.0	15.7
9	1900	167	3.0	15.6
10	2100	150	1.5	16.0
11	2300	130	1.3	16.9
12	2500	113	1.3	18.6

La Tabla 3-1 describe la forma geométrica de la pala dividida en secciones llamadas “estaciones” para cada una de las cuales se señala la distancia ,“r”, a la cual se encuentra posicionada la sección respecto al eje del rotor. También se señala el valor de la cuerda, “c”, en cada estación así como el ángulo de giro que tiene el perfil, “ β ”. Finalmente, se presenta el porcentaje de máximo espesor respecto a la cuerda, “%”.

La dimensión de “r” muestran la posición de cada estación, mientras que los demás valores describen el perfil aerodinámico de la sección, teniendo en cuenta que como dato adicional dichos perfiles son NACA 44XX.

La construcción de la geometría del perfil de la pala se realiza por medio del generador de perfiles de la página web “AirfoilTool.com”, web especializada en perfiles aerodinámicos, herramienta basada en el programa desarrollado por la NASA. La ventaja que nos brinda esta aplicación es poder desarrollar perfiles con ligeras modificaciones, es decir distintos al estándar, como es nuestro caso en el cual tenemos perfiles con porcentajes de máximo espesor no enteros.

Dentro de la aplicación se debe de colocar:

- Porcentaje de máxima curvatura
- Porcentaje de posición de máxima curvatura
- Porcentaje de espesor
- Número de puntos de coordenadas

Como ejemplo, se obtendrá las coordenadas para construir la geometría de la primera estación de la pala. Dentro del generador de perfil se colocan los datos de la primera estación, y se le da en “Plot”, como se muestra en la Figura 3-2.

NACA 4 digit airfoil generator (NACA 4417 AIRFOIL)

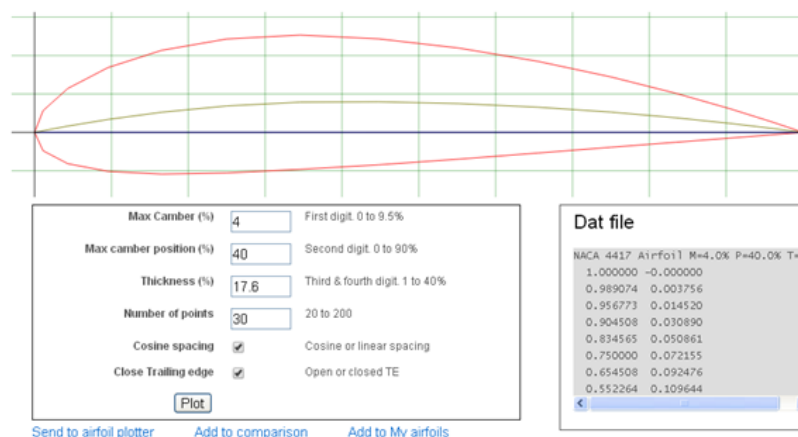


Figura 3-2. Interfaz para la generación del perfil NACA de 4 dígitos

El recuadro “Dat file” ubicado a la derecha de la pantalla muestra las coordenadas del perfil en porcentaje, es decir, para obtener el valor real del perfil se le debe de multiplicar el valor de la cuerda.

Otro punto importante es que en el perfil obtenido la cuerda se encuentra ubicada en la horizontal. Para labores de diseño se debe de considerar que el eje de giro del perfil se debe de encontrar entre el 20-30% el valor de la cuerda desde el borde de ataque. En el caso de análisis de este trabajo se considera que el eje de giro se encuentra posicionado a 25% el valor de la cuerda para cada una de las secciones.

Por tanto se debe realizar otra configuración adicional la cual nos permite darle la posición del eje de giro y el ángulo de giro necesario al perfil para que se adecue a los datos de las estaciones, como se muestra en la Figura 3-3 y 3-4.

Airfoil	<input type="text" value="user-000 - NACA 4417 Airfoil 1"/>	Choose from database list or add you own airfoils here .
Chord (mm)	<input type="text" value="330"/>	Chord width in millimetres. (1 inch = 25.40mm)
Radius (mm)	<input type="text" value="0"/>	Radius of camber in millimetres, Zero for no curve
Thickness (%)	<input type="text" value="100"/>	Thickness adjustment. 100% is normal thickness. 50% is half. 200% is double
Origin (%)	<input type="text" value="25"/>	Adjust the position of the origin e.g. 50% is mid chord
Pitch (degrees)	<input type="text" value="210"/>	Pitch or angle of attack. 180 flips the plot
Halo (mm)	<input type="text" value="0"/>	Line parallel to airfoil for wing covering or jig. Negative values are external, positive internal.
Reverse	<input checked="" type="checkbox"/>	Plot a mirror image
Data box	<input checked="" type="checkbox"/>	Print the airfoil data on the image
Camber line	<input checked="" type="checkbox"/>	Show camber line on image
X grid (mm)	<input type="text" value="10"/>	X grid size in millimetres
Y grid (mm)	<input type="text" value="10"/>	Y grid size in millimetres
Paper width (mm)	<input type="text" value="280"/>	Used for printing plan. A4 landscape approx 280mm
Paper height (mm)	<input type="text" value="180"/>	Used for printing plan. A4 landscape approx 180mm
<input type="button" value="Plot"/>		

Figura 3-3. Panel de configuración de las coordenadas del perfil

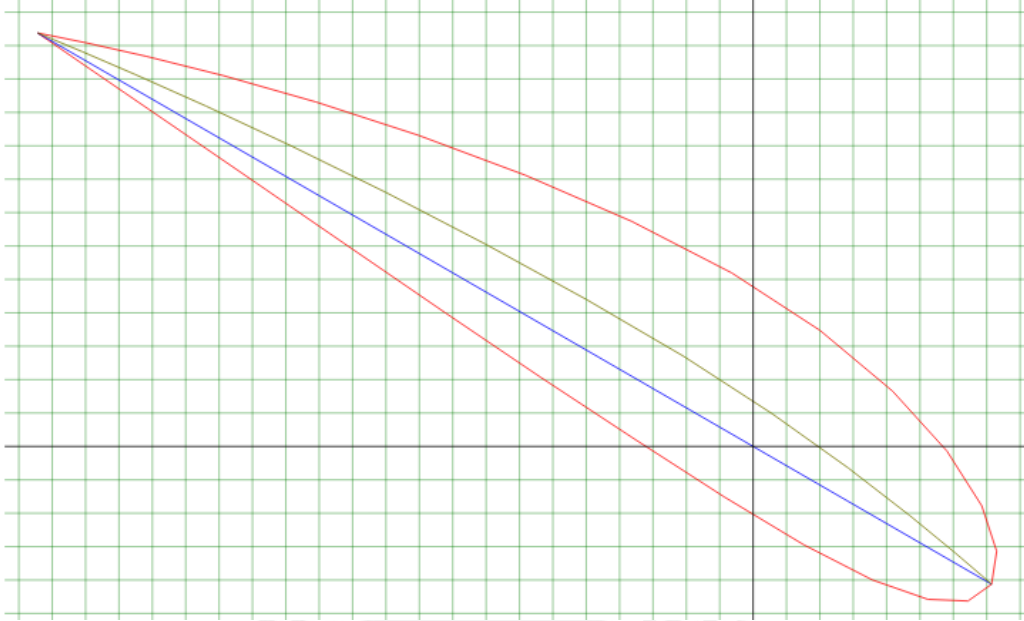


Figura 3-4. Perfil NACA resultante de la configuración final

Una vez realizado todos los ajustes correspondientes, según las características especificadas en los datos aportados por la empresa WAIRA, es posible obtener los puntos, que describen el perfil, que posteriormente serán de mucha ayuda para poder obtener toda la geometría de la pala. En la Tabla 3-2 se muestran los puntos que forman la figura del perfil de la primera estación, nótese que la primera, segunda y tercera columna hacen mención a los ejes X, Y, Z, respectivamente.

Tabla 3-2. Coordenadas de los puntos que forman el perfil

Coordenadas de perfil para C=330 // r=300mm

x (mm)	y (mm)	z (mm)
-214.34	123.75	300
-210.60	123.02	300
-199.59	120.77	300
-181.95	116.82	300
-158.67	110.99	300
-130.99	103.12	300
-100.35	93.17	300
-68.29	81.21	300
-36.43	67.40	300
-6.40	51.94	300
20.05	34.73	300
41.78	16.56	300
58.08	-1.39	300
68.52	-17.79	300
72.98	-31.38	300
71.45	-41.25	300
64.38	-46.28	300
52.36	-45.78	300
35.79	-39.99	300
15.21	-29.46	300
-8.70	-15.08	300
-35.23	2.01	300
-63.47	20.57	300
-92.12	39.93	300
-120.04	59.06	300
-146.09	76.96	300
-169.18	92.79	300
-188.28	105.86	300
-202.55	115.64	300
-211.36	121.70	300
-214.34	123.75	300

Los puntos que forman el perfil de cada una de las estaciones son mostrados en el ANEXO B.

3.4. Generación de la Hélice

Para la simulación en un software tanto de elementos finitos como de volúmenes finitos se requiere de un modelo CAD en 3D. Para esto se hizo uso del software SolidWorks 2012 que nos da la facilidad de poder incluir una serie de puntos a partir de un archivo de texto. Vale recalcar que el software Autodesk Inventor, otra opción que se utilizó en paralelo para obtener el CAD 3D de la pala permite ingresar directamente el archivo de Excel para importar los puntos; sin embargo durante el proceso del modelado y mallado en el software ANSYS se tuvo algunos inconvenientes debido a que no se obtenía un buen suavizado de las curvas del perfil, por lo que se continuó trabajando únicamente con el software SolidWorks 2012.

En primer lugar, se debe exportar el archivo de Excel obtenido en la sección anterior de la generación del perfil a fin de conseguir un archivo de texto. En el software SolidWorks

se abre un documento nuevo en donde se utiliza la operación de “Curvas por Puntos XYZ”, donde se debe de seleccionar el archivo de texto obtenido. De esta manera se logra generar una curva con cada uno de los puntos obtenidos anteriormente, y así lograr el perfil de la pala. Se realiza el mismo procedimiento con cada una de las secciones o estaciones que tenemos como dato de la pala.

En la Figura 3-5 se puede apreciar una vista normal a las secciones donde se puede apreciar la variación en el ángulo de giro de cada estación. Preferiblemente se busca que el eje de giro se encuentre cruzando el centro de coordenadas de esta manera se tiene un mayor control de la geométrica de la pala.

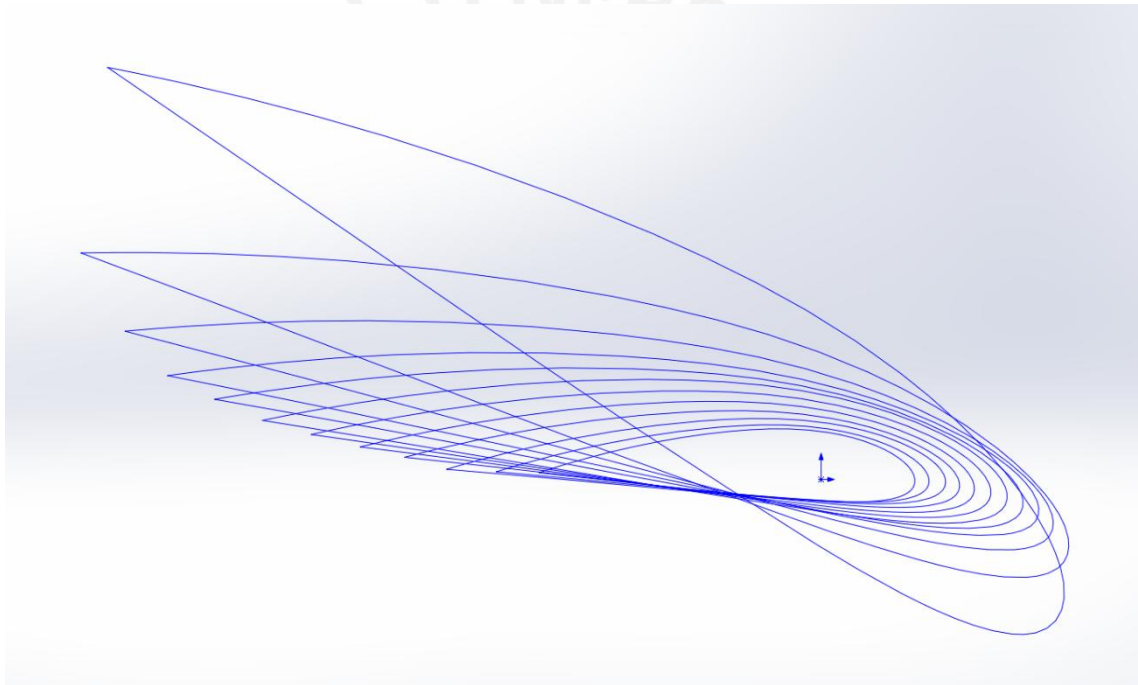


Figura 3-5. Vista normal de las curvas de las secciones de la pala

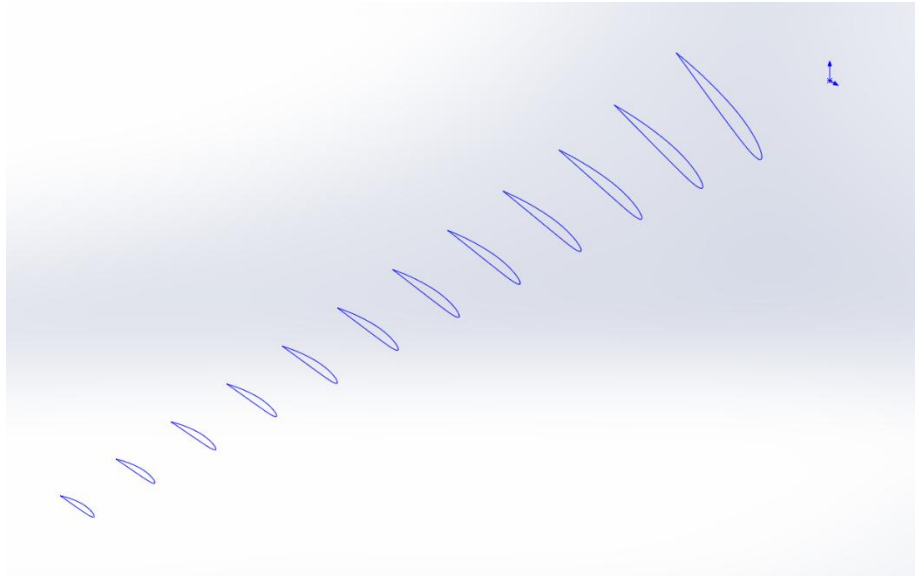


Figura 3-6. Vista Isométrica de las curvas de las secciones de la pala

La Figura 3-6 muestra las curvas que describen la geometría de la pala mientras que en la Figura 3-7 ya se puede apreciar la pala como un sólido macizo en 3D. La pala en realidad es hueca formada a través de proceso de laminado y telas unidireccionales y bidireccionales; sin embargo para nuestro caso de análisis aerodinámico solo es importante la geometría de la superficie de la hélice, por lo que generar una pala hueca con más detalles interiores sería un uso de recurso computacional innecesario.

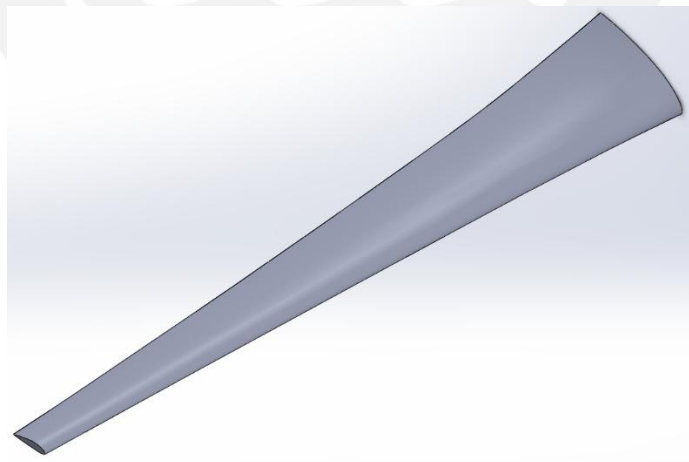


Figura 3-7. Sólido 3D de la pala

Finalmente para completar la construcción de la hélice en 3D, se genera los sólidos que van unidos a la pala como la raíz y el rotor. En un principio se generó la geometría del rotor de hierro fundido como componente de unión entre las palas; sin embargo al realizar un estudio del software de simulación y viendo las bondades que nos brinda para nuestro objetivo de análisis, se reemplazó dicho rotor por uno cilíndrico y con una elipse como nariz, la cual enfrenta al viento directamente. Además en búsqueda de reducir el uso de recurso y tiempo computacional innecesario se reemplaza la hélice con las tres palas para solo analizar una tercera parte de la misma. La Figura 3-8 representa la geometría de la tercera parte de la hélice a analizar, a la cual se le aplicó redondeo en algunos bordes para evitar errores de lectura en el software CFD.



Figura 3-8. Tercera parte de la hélice del aerogenerador

CAPÍTULO 4

4. ANÁLISIS AERODINÁMICO DE LA HÉLICE MEDIANTE ANSYS CFX

4.1. Introducción

En la simulación de la hélice para el obtener el análisis aerodinámico con el software de dinámica de fluidos computacional, ANSYS CFX, a fin de obtener el valor de torque de la hélice se debe de tener en cuenta ciertas consideraciones que van desde el modelo geométrico de análisis, que viene a ser diferente al modelo geométrico de la hélice, hasta los diferentes casos de simulación a diferentes valores de parámetros.

El presente capítulo comprende los temas relacionados a la simulación por volúmenes finitos así como puntos necesarios para lograr una correcta definición de modelo de simulación.

4.2. Modelo Geométrico de Análisis

En el capítulo anterior se trata la generación del sólido 3D que representa la hélice del aerogenerador que es analizada; sin embargo para el caso de simulación numérica se debe de considerar otro tipo de modelo geométrico según los resultados que se deseen obtener. En este trabajo de tesis se utiliza el paquete de solución de dinámica de fluidos computacional (CFD) ANSYS CFX, en donde se inicia desde el interface del Workbench, mostrado en la Figura 4-1, ya que permite un seguimiento de cada paso del proceso para la simulación partiendo desde la geometría hasta los resultados de la simulación.

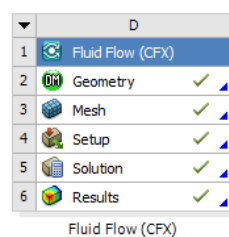


Figura 4-1. Sistema de análisis de ANSYS CFX en Workbench

En primer lugar se debe configurar la geometría a utilizar en la simulación, para esto se abre la sección de Geometry, la cual dirige automáticamente al Software ANSYS DesignModeler. La aplicación está diseñada para ser usada como un editor de geometría de modelos CAD existentes en donde se puede importar fácilmente modelos

desde distintas plataformas de software CAD. En ella se agrega el modelo de la tercera parte de la hélice que se generó en SolidWorks.

Un punto inicial importante es adecuar la geometría del modelo hacia el análisis que uno realiza y a los resultados que uno busca obtener. Para nuestro caso, un análisis aerodinámico, se desea estudiar el comportamiento del fluido alrededor de la hélice y así obtener las fuerzas que se generan sobre ella. Por ello se considera únicamente el volumen de control del fluido, siendo innecesario incluir la hélice como un sólido debido a que sería un gasto de recurso computacional el cual no nos daría ningún beneficio para nuestro análisis.

Otro punto importante es definir el tipo de análisis siendo posible realizar dos opciones en ANSYS CFX, estacionario y transitorio. El caso de estudio de este trabajo se basa únicamente en el análisis en estado estacionario debido a que se busca obtener resultados para determinados parámetros independientes del tiempo. Una vez identificado el tipo de análisis se define la geometría del modelo para la simulación. Puesto que se tiene la hélice, a la cual se deberá entregar una velocidad angular, y el aire como fluido, el cual ingresa con una velocidad impuesta; la modelación del volumen de control total es dividida en dos dominios. Un dominio que encierra a la hélice y tiene su misma velocidad angular; y otro dominio que encierra al dominio anterior y es por donde ingresa el aire.

En un principio se diseñó un modelo completo de la hélice; sin embargo este generaba mucho uso de recurso computacional que para nuestro caso es innecesario debido que al observarse las líneas de flujo no se apreciaba un efecto debido a la turbulencia que se generaba en las cercanías del piso. Por ello se decide realizar un modelo tomando en cuenta una tercera parte de la hélice a la cual es posible aplicar parámetros de periodicidad a fin de generar una simulación como si se tomara la hélice completa.

En la Figura 4-2 se aprecia el modelo geométrico a simular. Se distinguen los dominios con una forma de sección de sector circular a 120° , donde un dominio se encuentra dentro de otro. El dominio interior se llama dominio rotatorio, mientras que el dominio externo se llama dominio estático. En la Figura 4-3 muestra más de cerca el dominio rotatorio que a primera vista parece que incluye a la tercera parte de la hélice en su interior; sin embargo en realidad solo es la silueta de la hélice, siendo el dominio rotatorio hueco en su interior. En la Figura 4-4 se presenta las dimensiones de los dominios tanto

del estático como del rotatorio; medidas en las que fueron tomadas en consideración las sugerencias del mismo ANSYS para casos de flujo externo.

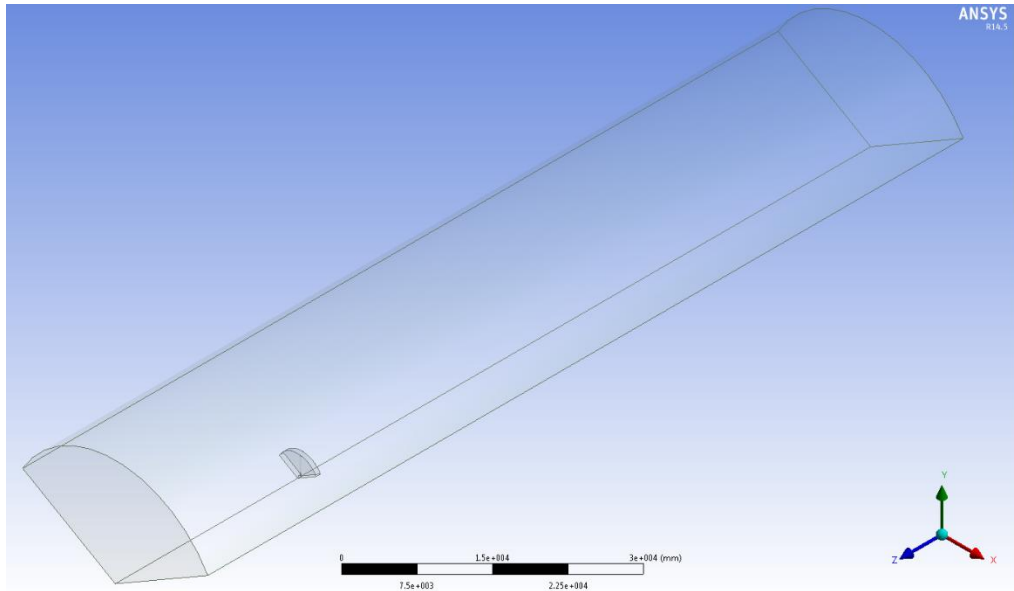


Figura 4-2. Vista del dominio estático y rotatorio del modelo

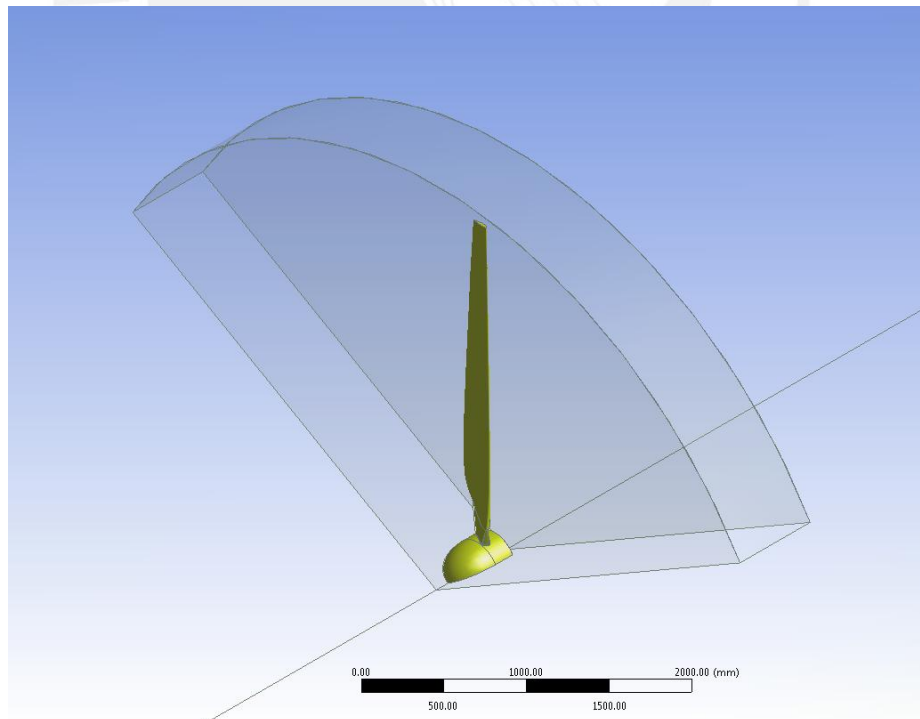


Figura 4-3. Vista del dominio rotatorio del modelo

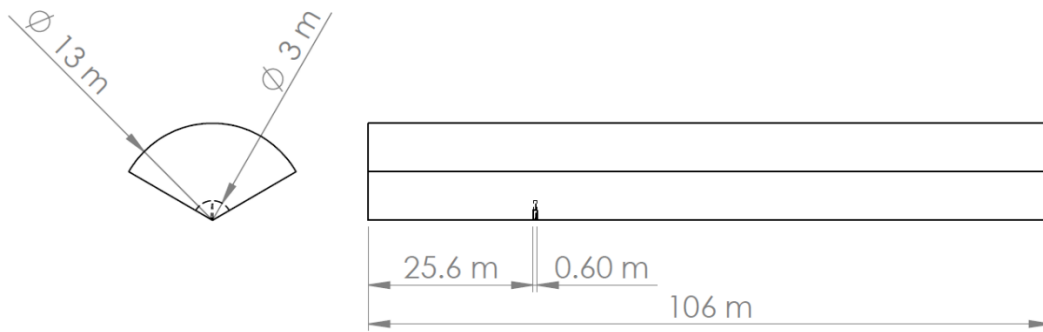


Figura 4-4. Dimensiones del modelo de análisis

4.3. Mallado

La generación de la malla en el modelo es el paso más importante a considerar en lo que concierne a tareas previas a la simulación. Su importancia se debe a la influencia significativa que tiene la malla en la obtención correcta de resultados. La exactitud de las soluciones depende de la calidad de malla usada para realizar los cálculos. En la generación del mallado los dos tipos de mallas que son las más usadas son la estructurada y la no estructurada.

Una malla estructurada es una colección de elementos regulares repetitivos y son generalmente representados por elementos cuadriláteros en 2D y hexaédricos en 3D. Este tipo de malla ayuda a ahorrar mucho tiempo computacional en la simulación; sin embargo, su punto en contra es su ineficiencia al resolver geometrías complicadas y su refinamiento de malla alrededor de las mismas. Por otro lado, una malla no estructurada consiste en formas arbitrarias de elementos que no poseen alguna regularidad en ellos. Este tipo de malla es por lo general utilizada en cálculo de volúmenes finitos, además su mayor ventaja es su utilidad con geometrías complejas. La malla no estructurada es generalmente representada por triángulos en 2D y en tetraedros en 3D. Este tipo de malla es usada en este trabajo para la obtención de resultados por cálculos CFD para el análisis aerodinámico de la hélice del aerogenerador.

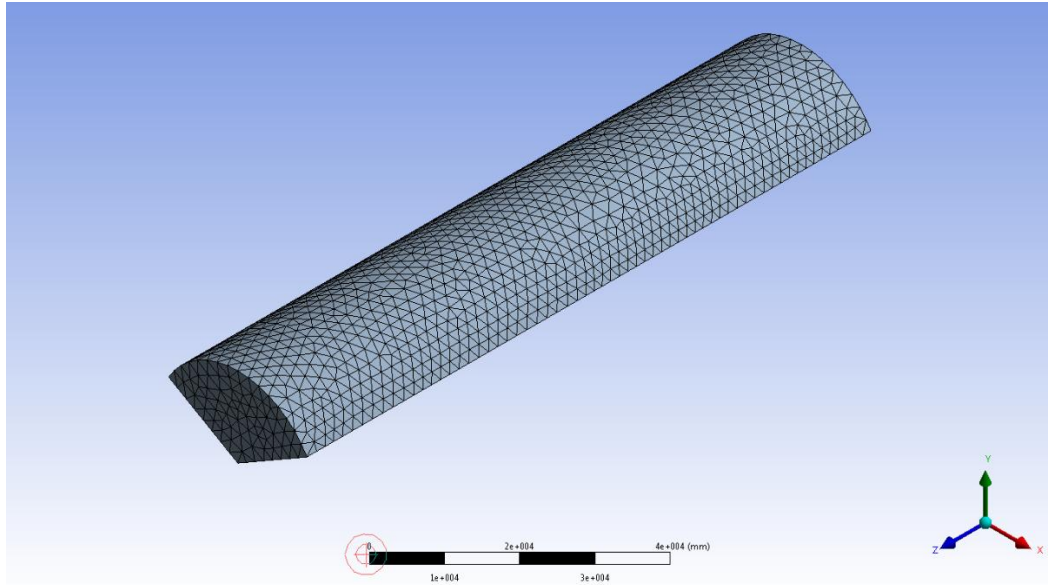


Figura 4-5. Malla del dominio estático

En la Figura 4-5 se muestra el mallado para el dominio estático donde se consideró la utilización de elementos tetraédricos. En la Figura 4-6, se aprecia únicamente el mallado del dominio rotatorio, donde se utiliza de la misma manera elementos tetraédricos; sin embargo, como se puede apreciar el tamaño de los elementos es mucho más pequeño que para el caso del dominio estático debido a que se requiere tener resultados con un mayor grado de detalle en las cercanías de la superficie de la hélice. Esto quiere decir que en el dominio rotatorio, los elementos son más pequeños mientras más cerca se encuentren al núcleo que para este caso es la superficie de la hélice. Y del mismo modo, en el dominio estático se tiene elementos más pequeños mientras más cerca se encuentren a las caras del dominio rotatorio. Cabe resaltar que para facilitar la tarea de intercambio de información entre elementos y de esta manera hacerla más eficaz a la hora de obtener resultados, se impone que el tamaño de los elementos en las caras contiguas del dominio estático y el dominio rotatorio sea iguales.

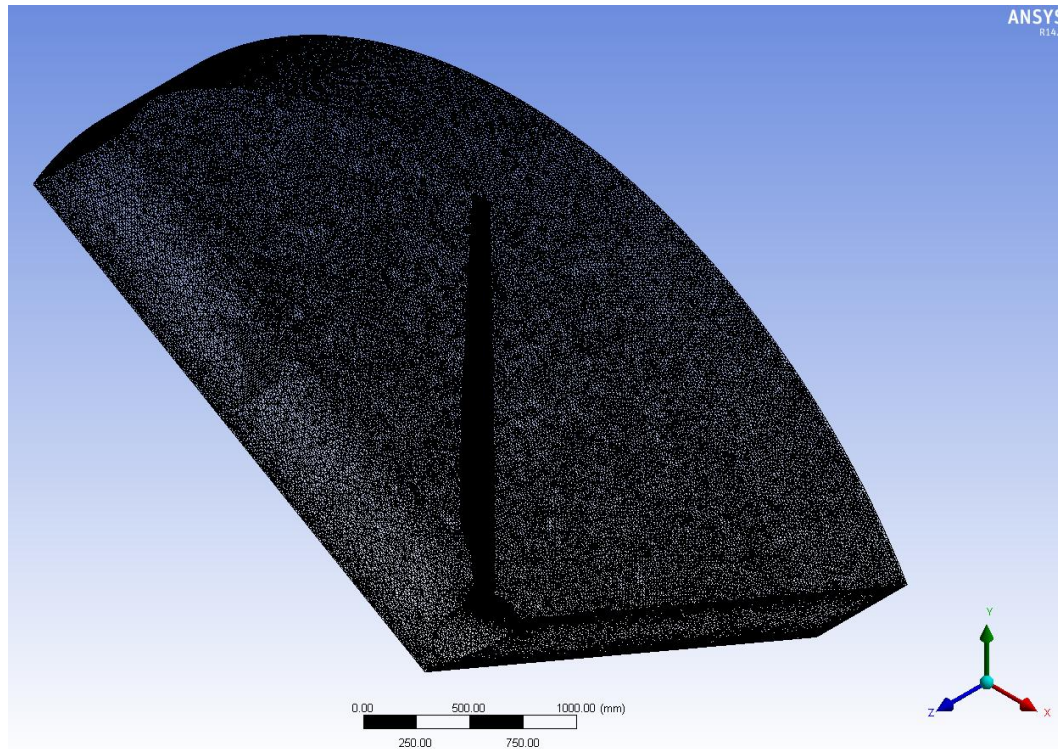


Figura 4-6. Malla del dominio rotatorio

En la sección anterior concerniente al modelo geométrico de análisis se explica que la simulación a realizar es a través de un modelo reducido de la hélice completa, tomando únicamente en consideración la tercera parte, y lo mismo para el volumen de control del fluido. Para ello es necesario mantener esta consideración a la hora de realizar la malla, debido a que se debe incluir la metodología de malla local exclusiva para situaciones de periodicidad. Se debe de identificar y definir los pares de caras sobre las cuales se genera el control de malla; de esta manera el software de simulación interpreta el modelo como si fuese una hélice completa.

Uno de los aspectos más importantes en simulaciones por CFD es el tema de la capa límite debido a su influencia en los resultados dependiendo del modelo de turbulencia que se considere. Este punto se explica en detalle más adelante en la sección de Análisis de Convergencia. Para poder ubicar la capa límite dentro del proceso de mallado se debe aplicar un método de mallado local llamado “Inflation”, el cual genera capas de elementos prismáticos sobre la superficie sobre la cual se ubica la capa límite. Esta herramienta básicamente ayuda a pasar información de elemento en elemento de las capas de una manera más detallada lo cual permite obtener resultados más reales de los efectos generados en el fluido. En la Figura 4-7 se aprecia la diferencia entre la malla del Inflation y el resto del dominio.

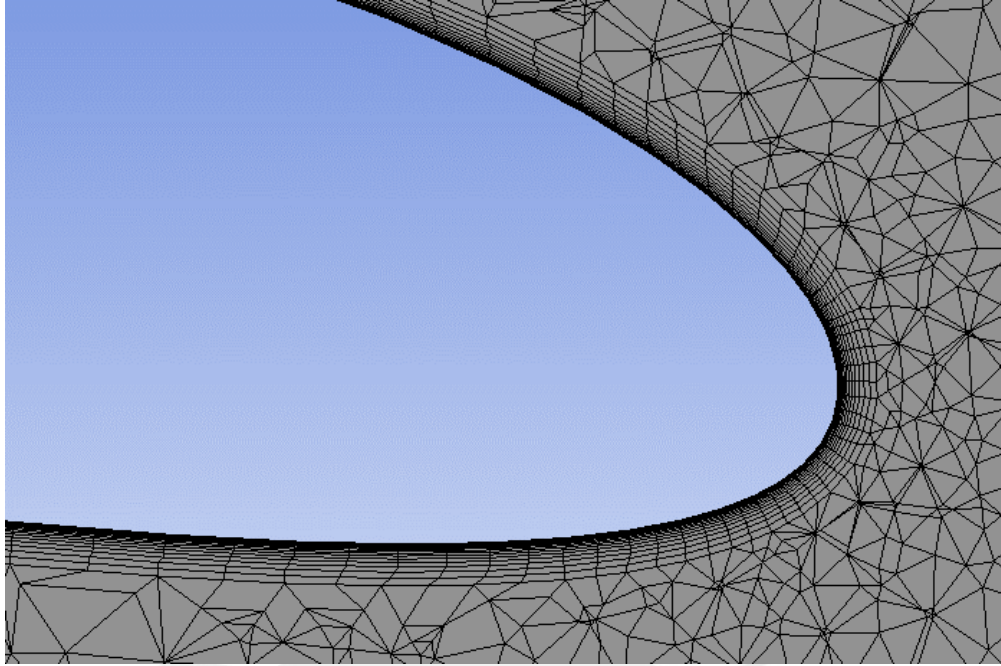


Figura 4-7. Corte de sección de perfil donde se aprecia el inflation de la malla

Como resultado de los parámetros anteriormente mencionados, en el modelo de análisis final se llega a obtener los resultados estadísticos de malla que son presentados en la Tabla 4-1. Se llega a apreciar que tanto el número de nodos como el número de elementos es realmente alto debido a que se define un tamaño de elementos más pequeño para el dominio rotacional, lo que conlleva a que dicho volumen sea constituido por un mayor número de elementos. Por otro lado, se tiene un Element Quality, o calidad de elemento, en 60%. En general de los análisis realizados con ANSYS, se desea que esta estadística sea un valor mayor a 70%; sin embargo en los análisis por CFD es común ver valores bajos debido a la herramienta Inflation, antes mencionada. La misma herramienta Inflation influye en el valor de 146 del Aspect Ratio, por lo que era de esperar que tenga un valor mayor a 1.

Tabla 4-1. Resultados de la estadística de malla

Nodos	2 819 287
Elementos	9 636 462
Element Quality	60%
Aspect Ratio	146

4.4. Condiciones de Contorno

Las Condiciones de contorno para modelos CFD vienen a ser el siguiente paso al mallado en donde se realiza la configuración necesaria faltante para proceder a realizar la simulación. Es en este punto donde se realiza la separación de los dominios definiendo la entrada, las áreas abiertas, y las interfaces; así como también el número de iteraciones y el error mínimo para finalizar el proceso de iteraciones.

En la figura 4-8 se muestra el dominio estático en la interfaz del “setup” del ANSYS CFX, donde se puede apreciar las flechas negras que apuntan a la entrada del fluido que para nuestro caso es el aire (inlet). Por otra parte las flechas azules apuntan a las caras consideradas abiertas (openings) en donde el fluido es capaz de entrar y salir libremente. Además se ve unas flechas moradas, las cuales se encuentran alrededor de los bordes de las caras que generan la periodicidad rotacional, lo que permite interpretar la repetición del dominio en la simulación.

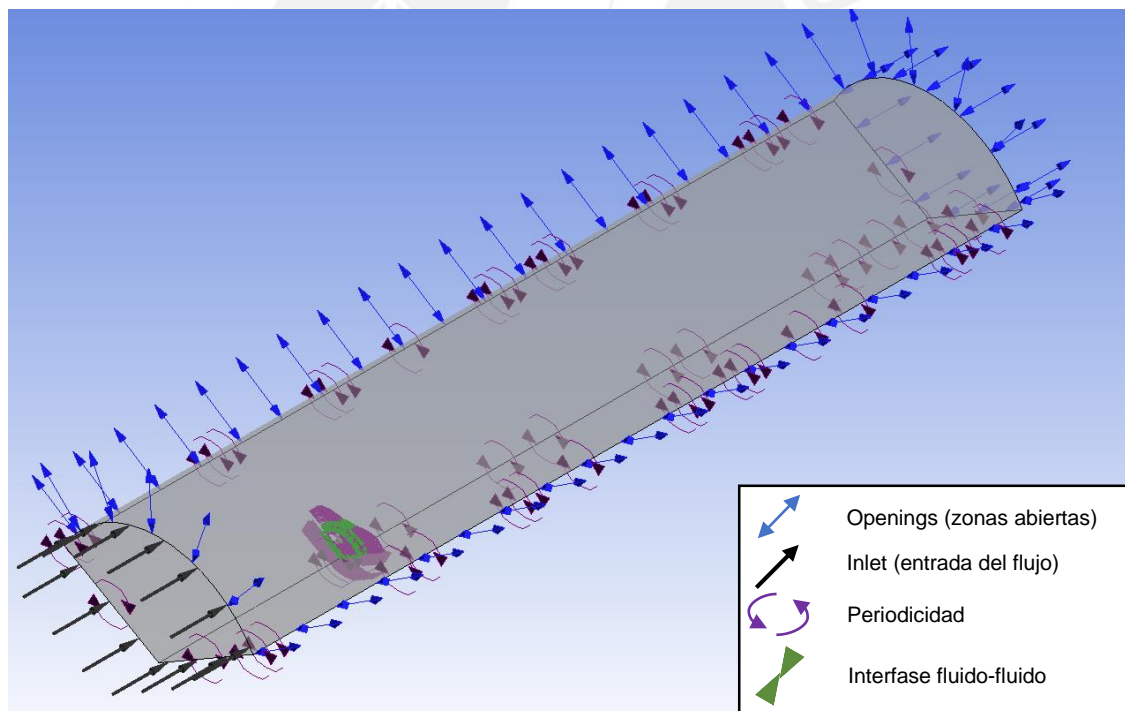


Figura 4-8. Configuración de las condiciones de contorno para dominio estático

En la figura 4-9 se aprecia de igual modo las condiciones de contorno para el dominio rotatorio. Para este dominio, los puntos a considerar son básicamente las interfaces. De la misma forma se tiene que incluir la periodicidad rotacional, representada por las flechas moradas. Además se tiene la interface entre las caras del dominio estático y rotatorio que se encuentran una seguida de la otra, las cuales están representadas por

pequeñas flechas verdes. La definición de estas interfaces se deben hacer de a pares considerando una perteneciente al dominio estático y otra al dominio rotatorio.

Cabe resaltar que para facilitar la tarea de intercambio de información entre elementos y de esta manera hacerla más eficaz a la hora de obtener resultados, se impuso que el tamaño de los elementos en las caras contiguas del dominio estático y el dominio rotatorio sea igual; sin embargo en el mallado no siempre se puede acomodar al tamaño definido o, como en la mayoría de los casos, los puntos de los nodos están desfasados como se aprecia en la figura 4-10. Para solucionar este problema se incluye un arreglo en la configuración de las interfaces con un método de conexión de mallado llamado GGI (General Grid Interface).

Finalmente, otro punto importante es lo relacionado a la turbulencia. Dependiendo del modelo de análisis se debe elegir el modelo de turbulencia que mejor convenga para poder obtener resultados fiables. Para el caso de análisis de este trabajo se utiliza el modelo de SST (Shear-Stress Transport) y con el cual se busca llegar a la convergencia del modelo, tema que se explica en detalle en la sección siguiente.

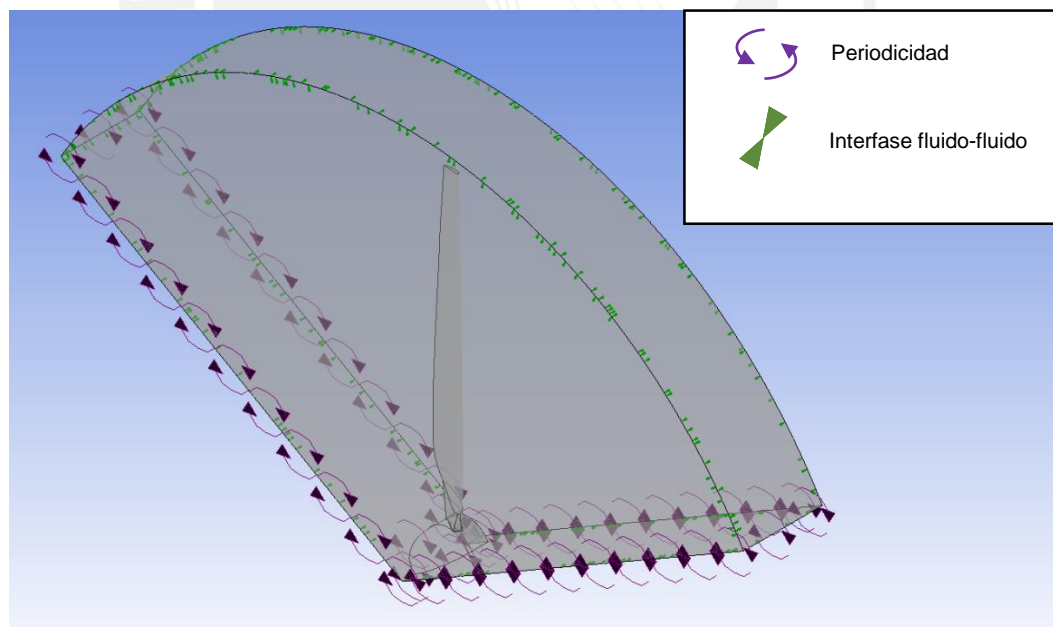


Figura 4-9. Configuración de condiciones de contorno para el dominio rotatorio

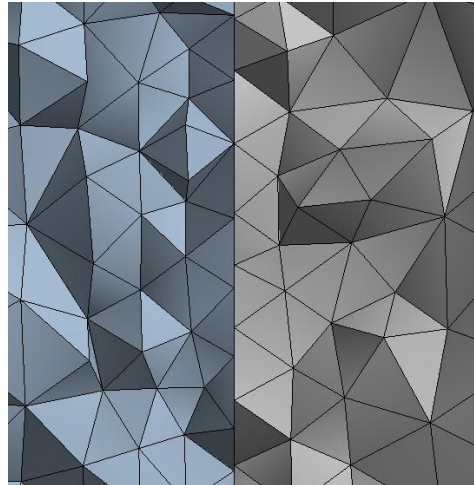


Figura 4-10. Desfase entre nodos de malla de la interface del dominio estático y rotatorio

4.5. Análisis de Convergencia del Modelo

En secciones anteriores se explica lo significativo que son cada uno de los pasos para poder llegar a establecer un modelo eficaz, el cual nos pueda brindar un resultado fiable según el tipo de análisis y las variables que se deseen obtener. Sin embargo, una vez diseñado el modelo y configuración para el análisis es necesario filtrar ciertos parámetros que influyen íntegramente en los resultados. De ese modo, se logra generar un modelo eficiente que reduzca el nivel de recurso computacional utilizado, y a su vez presente una reducción de error en los resultados. Por este motivo, se debe de identificar los puntos donde se aplica este filtro; siendo los más influyentes el modelo de turbulencia y el número de iteraciones.

Por modelo de turbulencia

Como se menciona en la sección anterior, el modelo utilizado es SST (Shear-Stress Transport), el cual fue desarrollado para tener la efectividad y certeza de análisis del modelo $k-\omega$ para las regiones cercanas a la superficie, con la independencia de uso del modelo $k-\varepsilon$ para flujo en campo abierto. En la figura 4-11 se aprecia más claramente el método de aplicación del modelo SST que agrupa la aplicación de estos dos modelos. El requerimiento para la buena práctica de este modelo de turbulencia es dependiente de la variable Y_{plus} , la cual es una distancia adimensional y que además esta enlazada con la altura de la primera capa del inflation.

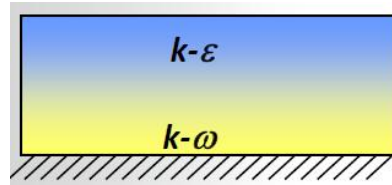


Figura 4-11. Áreas de influencia del modelo de turbulencia SST, conformado por modelo $k-\varepsilon$ y $k-\omega$ [1]

La aplicación de este método con lleva a tener un valor de Y_{plus} menor a 5 según la gráfica de la Ley de la pared, presentada en la figura 4-12, esto debido que el modelo SST es un modelo de bajo Reynold. En la gráfica se diferencian tres columnas, la primera representa la zona de bajo Reynold que va de un Y_{plus} de 0 a 5 en donde se tiene la influencia de fuerzas viscosas, la segunda columna es una zona de transición que va desde un Y_{plus} de 5 a 30, y por último se tiene la tercera columna que representa la zona de alto Reynold que va para valores de Y_{plus} mayores a 30 en donde se tiene la influencia de tensiones turbulentas.

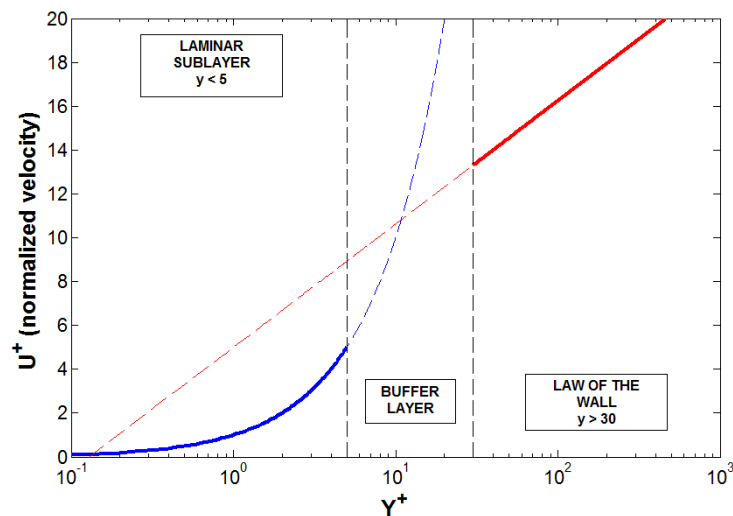


Figura 4-12. Gráfica de la Ley de la pared [2]

Teniendo la necesidad de cumplir los requerimientos del modelo de turbulencia, es necesario definir un tamaño de la primera capa del inflation. Esa dimensión es posible de ser calculada por una ecuación simple para el caso de una superficie plana; sin embargo para el caso de la hélice la cual tiene una geometría compleja además de varias curvas no es posible de calcular. Por tanto el único método de obtener las variaciones del Y_{plus} es a través de la variación constante de la altura de la primera

capa del inflation en el mallado hasta obtener valores cercanos al requerido. En la Figura 4-13 se aprecia la variación de la malla al cambiar parámetros del Inflation.

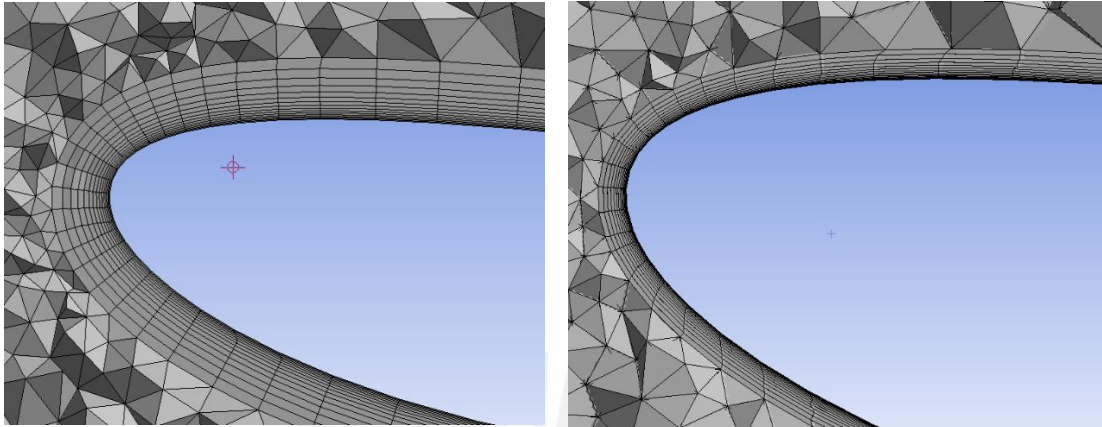


Figura 4-13. Dos de los cambios de la primera capa del inflation en el mallado

Además de la variación en la primera capa del inflation se tiene la influencia adicional del número de capas por lo que es necesario realizar diferentes simulaciones cambiando únicamente los parámetros del número de capas y la altura de la primera capa del inflation para analizar el comportamiento de las variaciones. En la figura 4-14 se muestra una gráfica de contorno de una de las simulaciones en donde se puede apreciar los valores cambiantes de Y_{plus} alrededor de la superficie de la pala, esto debido a la complejidad de la geometría. No obstante se aprecia que la mayor parte del área, de color azul, se encuentra comprendida en la zona de bajo Reynold, lo cual permite la utilización del modelo SST.

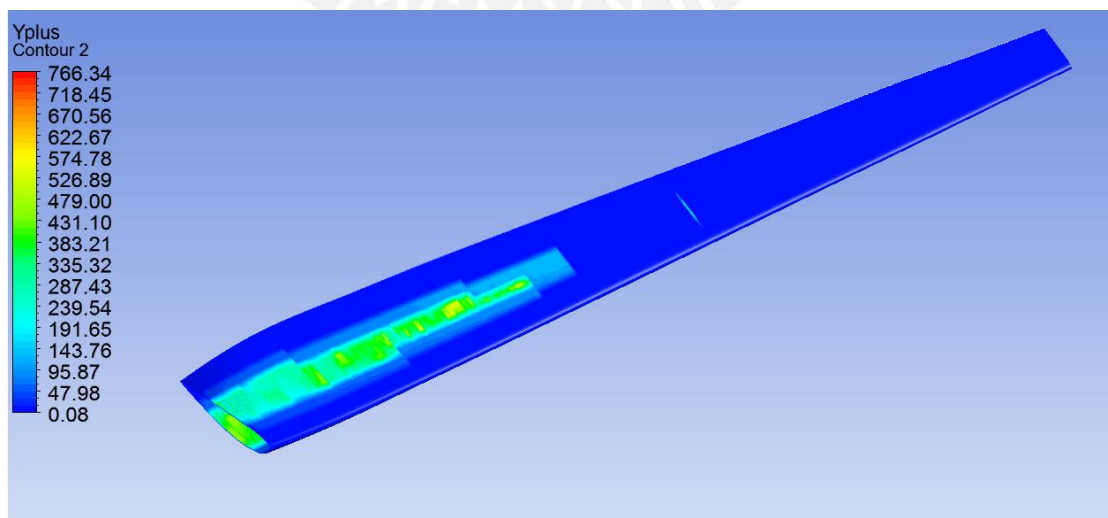


Figura 4-14. Valores de Y_{plus} sobre la pala

Debido a que se tienen valores diferentes alrededor del área de la pala, se decidió utilizar el valor promedio de Yplus para poder analizar las diferentes simulaciones a distintos valores de altura de la primera capa del inflation, y número de capas. Los resultados son mostrados en la tabla 4-2 donde se aprecia la influencia de las variaciones en el valor del torque de la pala, y por ende en el torque y potencia de la hélice.

Tabla 4-2. Resultados por la variación de los valores de Inflation

Capas	15	15	15	20	20	25	25	25	25
Inflation (mm)	0.1	0.075	0.025	0.05	0.025	0.1	0.075	0.05	0.025
Yplus Promedio	25.5019	25.5019	19.2971	19.2971	19.2971	19.2971	19.2971	19.2971	19.2971
Torque Pala (Nm)	54.586	54.586	54.107	54.107	54.107	54.107	54.107	54.107	54.107
Torque Helice (Nm)	163.759	163.759	162.321	162.321	162.321	162.321	162.321	162.321	162.321
Potencia Helice (W)	5144.64	5144.64	5099.46	5099.46	5099.46	5099.46	5099.46	5099.46	5099.46

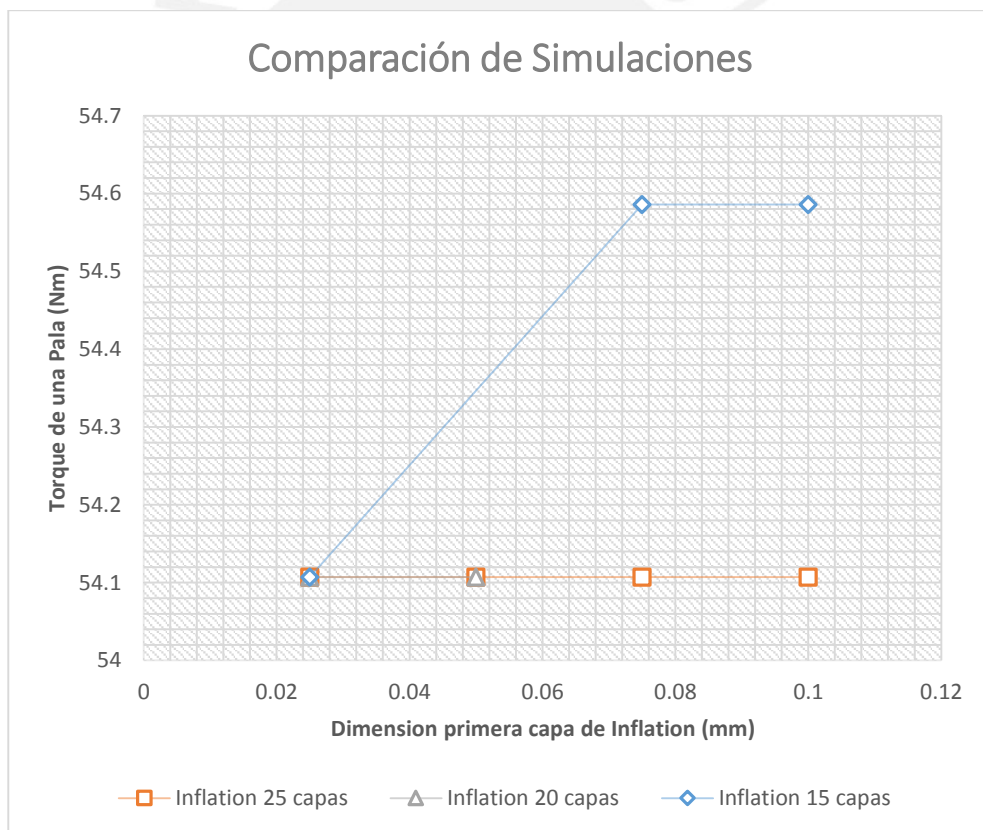


Figura 4-15. Gráfica de Torque de una pala vs Altura de la primera capa del inflation

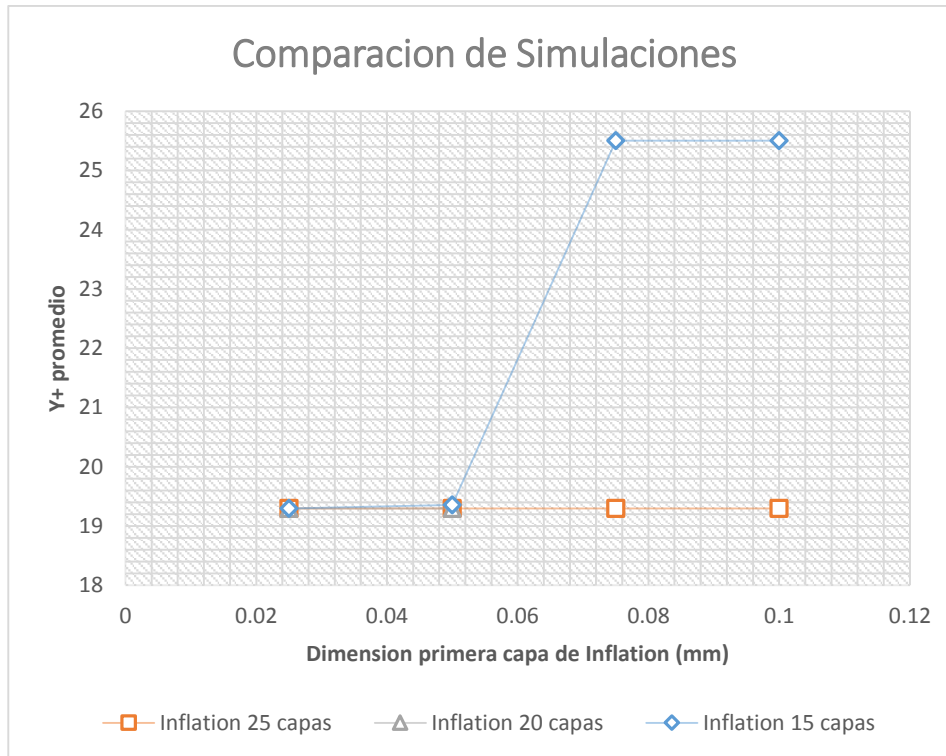


Figura 4-16. Gráfica de Yplus promedio vs Altura de la primera capa del inflation

En las figuras 4-15 y 4-16 se aprecia gráficamente el comportamiento del torque de una pala y del Yplus promedio debido a las variaciones realizadas en el inflation. Como se puede apreciar, los puntos se acercan a un comportamiento constante en donde el Yplus promedio es 19.2971 es por ello que se obvia las demás simulaciones y se considera únicamente dos variaciones que pasan al siguiente filtro basado en el tiempo de uso de recurso computacional, las cuales son:

- Altura de la primera capa del inflation: 0.025 mm // 15 capas
- Altura de la primera capa del inflation: 0.05 mm // 20 capas

Por Uso de Recurso Computacional

Básicamente la convergencia teniendo en consideración el uso del recurso computacional se refiere al tiempo de simulación que tarda cada modelo. Además, para poder llegar a definir finalmente cada modelo es necesario encontrar el número de iteración en el cual los resultados se mantengan constantes a pesar del aumento de iteraciones.

Lo primero que se realiza es definir un error en las ecuaciones de continuidad menor al utilizado en las simulaciones de la variación de la malla, considerando en cuenta que

ello genera un mayor tiempo de simulación. Además de ello se aumenta el número de iteraciones máximo a un valor simbólico de manera de tratar de que las simulaciones paren únicamente al alcanzar el error. De este modo, se define un error de 10^{-4} y un número máximo de iteraciones de 1000, y se simula ambos modelos obteniendo los siguientes tiempos:

- Modelo con Altura de la primera capa del inflation: 0.025 mm // 15 capas: 7horas 10minutos 18.350segundos
- Modelo con Altura de la primera capa del inflation: 0.05 mm // 20 capas: 7horas 22minutos 5.955segundos

A partir de estos resultados se tiene que el modelo con altura de la primera capa del inflation de 0.025 mm y 15 capas hace uso de un menor tiempo de simulación y por ende menos recurso computacional utilizado. Por ello, el modelo final para el análisis es realizado en base a dichos parámetros. Finalmente es necesario analizar las iteraciones de la simulación a fin de hallar el número de iteraciones que tarda el modelo para poder llegar a un valor de resultado constante. En las figuras 4-17 y 4-18 se presentan las gráficas de monitoreo de las iteraciones para las variables de Yplus y del Torque de una pala, en ellas se puede apreciar como el valor de las variables cambia en cada iteración hasta llegar a valores constantes. De acuerdo a ambas gráficas se obtiene que para iteraciones mayores a 200 no existe variación en los resultados. Por lo tanto, el modelo final para el análisis de la hélice queda fijado para simular hasta únicamente 200 iteraciones, de esta forma se evita el uso innecesario de recurso computacional, obteniendo de esta forma un modelo, además de eficaz, eficiente.

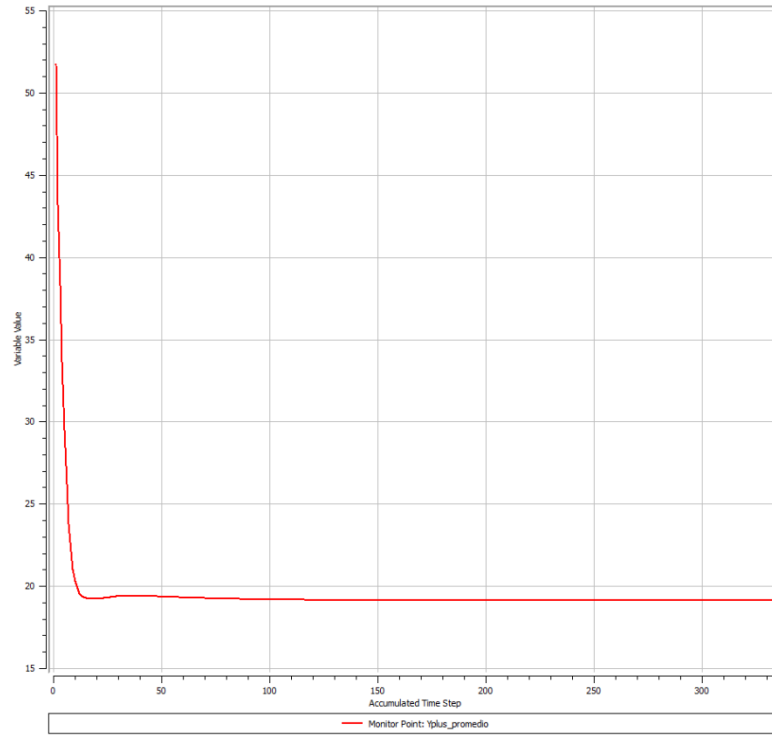


Figura 4-17. Gráfica de Yplus promedio vs número de iteraciones

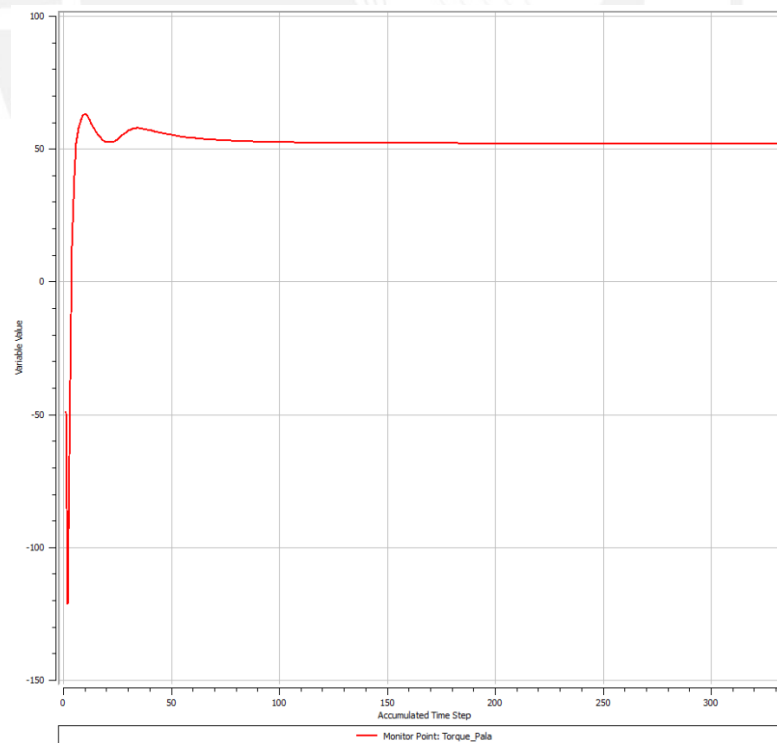


Figura 4-18. Gráfica de Torque de una pala vs número de iteraciones

4.6. Análisis de diferentes casos

Una vez obtenido el modelo de simulación final es necesario generar muchos más resultados de simulación, además de las condiciones nominales de trabajo del aerogenerador. De esta forma se busca analizar los resultados y la tendencia de estos valores, y compararlos con los calculados a través del método analítico. Por lo tanto se define simulaciones para los parámetros que son mostrados a continuación en la Tabla 4-3:

Tabla 4-3. Casos de análisis y sus condiciones de trabajo

	Velocidad de viento (m/s)	Velocidad angular de la hélice (RPM)
Caso 1	7.5	300
Caso 2 (Nominal)	10	300
Caso 3	12.5	300
Caso 4	15	300
Caso 5	7.5	400
Caso 6	10	400
Caso 7	12.5	400
Caso 8	15	400
Caso 9	10	500
Caso 10	12.5	500
Caso 11	15	500

4.7. Procedimiento Final del Modelo de Simulación

A lo largo de este capítulo se presenta y explica cada uno de los puntos importantes en el desarrollo del modelo de simulación de la hélice del aerogenerador de eje horizontal. En esta sección se recopila y sintetiza cada uno de dichos puntos anteriores que permite obtener resultados confiables en la simulación de la hélice en el software ANSYS. La Figura 4.19 presenta un diagrama de la secuencia del procedimiento final de simulación.

A) Geometría

A.1.- Importar sólido 3D de la hélice. Se ingresa el archivo de la hélice al software de ANSYS DesignModeler, en donde se realiza los últimos cambios.

A.2.- Definir un dominio rotatorio. Se genera un volumen pequeño que bordea a la hélice, este volumen adopta la velocidad de rotación de la hélice y es de ahí de donde viene su nombre.

A.3.- Definir un dominio estático. Se genera un volumen amplio que bordea al dominio rotatorio, este volumen es por donde ingresa el flujo de aire.

B) Mallado

B.1.- Definir como malla no estructurada. Por lo mismo que se tiene una geometría compleja en cuanto a las curvas que tiene la hélice, se realiza el mallado de los dominios utilizando elementos no estructurados, con el comando Patch Conforming del ANSYS Meshing.

B.2.- Definir inflation según tamaño de primera capa y número de capas. Al dominio rotatorio se debe incluir mallado de inflation por estar en contacto con la hélice. Se define el inflation por altura de la primera capa, de modo que se tenga mayor control de la influencia de la turbulencia.

C) Condiciones de Contorno – Setup

C.1.- Definir el tipo de simulación de estado estacionario. Puesto que el análisis tiene parámetros para condiciones de viento y velocidad angular fijas, el tipo de simulación es un estado estacionario, donde las propiedades no cambian con el tiempo.

C.2.- Definir parámetros de entrada del fluido. Es necesario incluir en las configuraciones el valor de la velocidad de viento para la condición dada.

C.3.- Definir parámetros de zonas abiertas para libre flujo. Se debe designar las áreas de los dominios por donde se tiene el libre paso del flujo, sin estar restringidas por valores de entrada o salida.

C.4.- Definir parámetros del dominio rotatorio. Es necesario incluir en la configuración el valor de la velocidad angular que adopta el dominio, siendo la misma que tiene la hélice para la condición dada.

C.5.- Definir interfaces. Se debe designar las áreas en donde hay un paso de flujo entre el dominio estático y rotatorio.

C.6.- Definir modelo de turbulencia SST. Se debe definir el modelo de turbulencia SST que brinda resultados en detalle del flujo en zonas de alejadas y cercanas a superficies como la hélice.

D) Configuración de la Simulación

D.1.- Definir un error de 10^{-4} . Se debe designar el error al cual se debe llegar como mínimo en las iteraciones. En un principio es posible colocar un error de 10^{-3} ; sin embargo, para un mejor análisis es preferible monitorear los resultados hasta llegar a un error de 10^{-4} .

E) Resultados Preliminares

E.1.- Calcular Y_{plus} promedio. Es importante obtener el valor de Y_{plus} promedio, el cual se obtiene luego de la simulación. Si el Y_{plus} promedio es menor a 20 es posible seguir trabajando en el modelo de turbulencia escogido, de otro modo es necesario regresar al mallado y configurar el inflation al reducir el valor del tamaño de la primera capa y/o aumentar el número de capas del inflation.

F) Resultados Finales

Una vez obtenido el valor de Y_{plus} promedio menor a 20, se puede considerar que se tiene una simulación adecuada respecto al modelo de turbulencia. Se debe obtener los valores de torque mecánico de la hélice y además representaciones de los efectos físicos, como mapeo de presiones, líneas de flujo, entre otras; y comparar resultados con cálculo analítico y el esperado teórico.

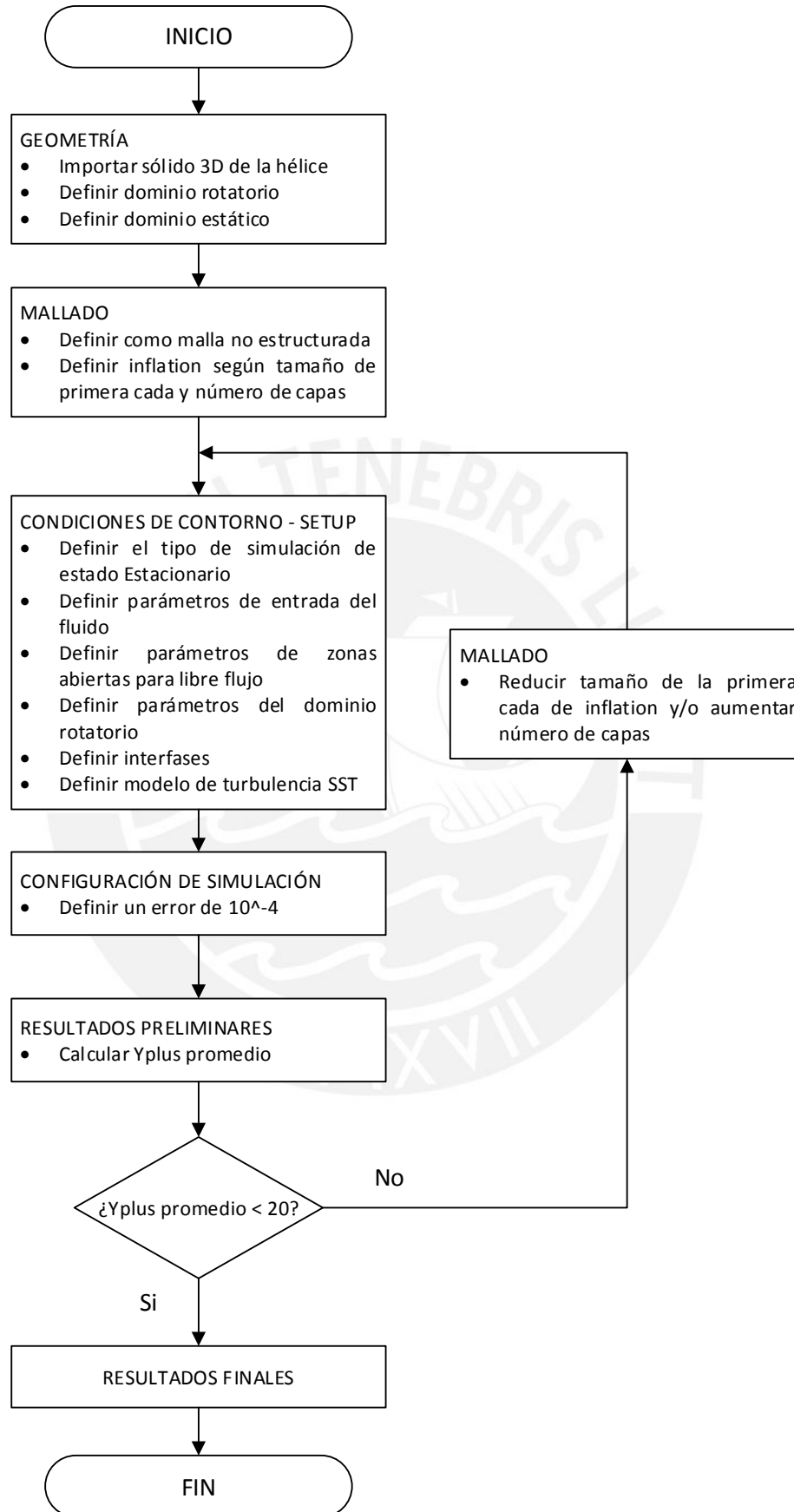


Figura 4-19. Diagrama del Procedimiento Final de Simulación

CAPÍTULO 5

5. COMPARACIÓN DE RESULTADOS

5.1. Introducción

El presente trabajo tiene como objetivo definir un procedimiento de simulación para el análisis aerodinámico del flujo externo que atraviesa el aerogenerador a fin de obtener el torque de la hélice y poder comparar dichos resultados con el valor de torque calculado matemáticamente. Por ello en el presente capítulo se presenta en primer lugar los resultados de cada uno de los métodos por separado, para finalmente pasar a comparar los valores obtenidos y analizar la tendencia existente en ambos.

5.2. Resultados por método analítico

En el capítulo 2 del presente trabajo se muestra la metodología para el cálculo del valor del torque de la hélice, y se indica detalladamente el procedimiento de las iteraciones. En esta sección se presenta los resultados completos para el caso de trabajo nominal de la hélice, incluyendo los pasos intermedios para la obtención de las fuerzas y momentos; para luego mostrar únicamente los resultados finales de los demás casos.

En la tabla 5-1 se presenta los resultados analíticos al final de las iteraciones necesarias para la obtención de los factores de inducción axial (a) y rotacional (a') para el caso de trabajo nominal del aerogenerador. A partir de los valores encontrados para los factores de inducción, se puede obtener las fuerzas y momentos que se generan en cada estación o sección de la pala. En la tabla 5-2 se muestra los resultados finales del cálculo analítico, teniendo las fuerzas y momentos por unidad en cada estación. Con dichos valores es posible agruparlos en una gráfica mostrando de manera más clara la distribución de fuerzas y momentos a lo largo de la longitud de la pala como se presenta en la figura 5-1. A partir de las gráficas se obtiene la ecuación de cada una de las curvas, las cuales al calcular el área bajo la curva es posible obtener las fuerzas y el momento equivalente para una pala.

Tabla 5-1. Resultados analíticos de la obtención de los factores de inducción (a y a')

Datos	Vo (m/s)	10	B	3
	ω (rad/s)	31.4	ρ (kg/m ³)	1.2
	R (m)	2.5		

Estación	r (m)	c (m)	ASUMIDO		Ángulo de giro β	Ángulo de Velocidad relativa ϕ	Angulo de ataque α	DE TABLAS				Solidez σ	f	Factor de Prandtl	CALCULADO		Iteracion previa	K	Correccion de Glauert a	
			a	a'				CL	CD	CN	CT				a	a'				
1	0.3	0.330	0.2456	0.1783	30	34.20	4.20	0.927	0.014	0.775	0.509	0.525	19.57	1.0000	0.2435	0.1680	0.24766	0.17826	3.107	0.2418
2	0.5	0.310	0.3200	0.0841	17	21.78	4.78	1.009	0.015	0.943	0.361	0.296	16.17	1.0000	0.3364	0.0840	0.33409	0.08412	1.973	0.3219
3	0.7	0.285	0.3398	0.0455	12	16.03	4.03	0.909	0.014	0.877	0.238	0.194	13.97	1.0000	0.3587	0.0455	0.35880	0.04547	1.788	0.3397
4	0.9	0.265	0.3634	0.0294	9	12.34	3.34	0.855	0.014	0.839	0.170	0.141	12.47	1.0000	0.3921	0.0294	0.39208	0.02939	1.550	0.3658
5	1.1	0.245	0.3662	0.0188	7.5	10.21	2.71	0.759	0.014	0.749	0.121	0.106	10.77	1.0000	0.3880	0.0188	0.39263	0.01876	1.577	0.3626
6	1.3	0.225	0.3870	0.0141	6	8.42	2.42	0.766	0.015	0.760	0.097	0.083	9.45	0.9999	0.4224	0.0141	0.42236	0.01408	1.368	0.3887
7	1.5	0.205	0.3900	0.0099	5	7.31	2.31	0.767	0.016	0.763	0.082	0.065	7.86	0.9998	0.4349	0.0107	0.43492	0.01071	1.299	0.3981
8	1.7	0.185	0.4024	0.0074	4	6.34	2.34	0.755	0.017	0.753	0.067	0.052	6.39	0.9989	0.4452	0.0079	0.44516	0.00795	1.246	0.4057
9	1.9	0.167	0.4126	0.0059	3	5.59	2.59	0.745	0.018	0.743	0.054	0.042	4.86	0.9951	0.4523	0.0059	0.45234	0.00593	1.211	0.4110
10	2.1	0.150	0.4523	0.0046	1.5	4.73	3.23	0.835	0.021	0.834	0.048	0.034	3.47	0.9801	0.5167	0.0051	0.49722	0.00457	0.935	0.4576
11	2.3	0.130	0.4255	0.0031	1.3	4.53	3.23	0.727	0.026	0.727	0.032	0.027	1.65	0.8770	0.4722	0.0031	0.47227	0.00310	1.118	0.4255

Tabla 5-2. Resultados analíticos del caso nominal

Estación	r (m)	c (m)	a	a'	Fuerza Normal por unid. longitud (N/m)	Fuerza Tang por unid. longitud (N/m)	Momento por unid. longitud (Nm/m)
1	0.3	0.330	0.2456	0.1783	27.63	18.16	5.45
2	0.5	0.310	0.3200	0.0841	58.91	22.55	11.28
3	0.7	0.285	0.3398	0.0455	85.76	23.22	16.25
4	0.9	0.265	0.3634	0.0294	118.25	23.92	21.53
5	1.1	0.245	0.3662	0.0188	140.82	22.75	25.02
6	1.3	0.225	0.3870	0.0141	179.56	23.02	29.92
7	1.5	0.205	0.3900	0.0099	215.87	23.17	34.76
8	1.7	0.185	0.4024	0.0074	244.55	21.63	36.77
9	1.9	0.167	0.4126	0.0059	270.84	19.76	37.54
10	2.1	0.150	0.4523	0.0046	331.74	18.97	39.84
11	2.3	0.130	0.4255	0.0031	299.34	13.03	29.96

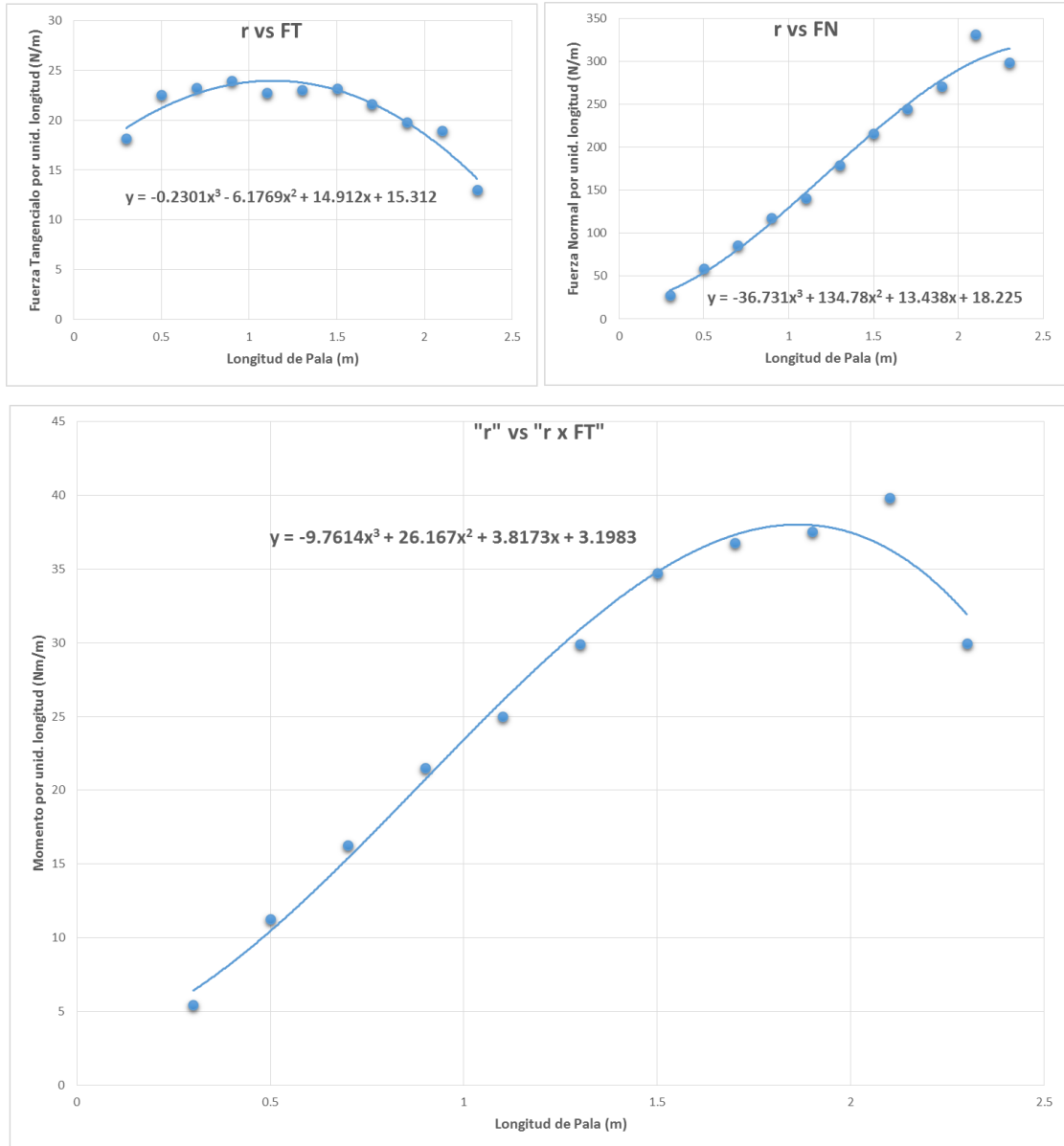


Figura 5-1. Gráficas de la distribución de fuerzas y momentos a lo largo de la longitud de la pala

A partir de la gráfica de momento por unidad de longitud y los parámetros se obtiene para el caso nominal:

- Torque por Pala = 59.5381 Nm
- Torque de la Hélice = 178.6143 Nm
- Potencia de la Hélice = 5608.489 W

Del mismo modo se calcula para cada uno de los casos:

Caso 1:

Velocidad viento = 7.5 m/s

Velocidad angular = 300 RPM

Tabla 5-3. Resultados analíticos del caso 1

Estación	r (m)	c (m)	a	a'	Fuerza Normal por unid. longitud (N/m)	Fuerza Tang por unid. longitud (N/m)	Momento por unid. longitud (Nm/m)
1	0.3	0.330	-0.0632	-0.0192	33.01	27.49	8.25
2	0.5	0.310	0.3113	0.0484	29.23	8.39	4.20
3	0.7	0.285	0.3510	0.0259	43.71	8.18	5.72
4	0.9	0.265	0.3895	0.0168	66.55	8.75	7.87
5	1.1	0.245	0.4125	0.0109	94.10	9.14	10.05
6	1.3	0.225	0.4315	0.0065	109.38	7.44	9.67
7	1.5	0.205	0.4487	0.0049	138.64	7.07	10.60
8	1.7	0.185	0.4825	0.0034	159.24	5.04	8.56
9	1.9	0.167	0.5001	0.0017	186.23	3.62	6.88
10	2.1	0.150	0.5124	0.0006	217.89	1.41	2.97
11	2.3	0.130	0.4300	-0.0016	180.52	-5.36	-12.32

Caso 2:

Velocidad viento = 10 m/s

Velocidad angular = 300 RPM

Tabla 5-4. Resultados analíticos del caso 2

Estación	r (m)	c (m)	a	a'	Fuerza Normal por unid. longitud (N/m)	Fuerza Tang por unid. longitud (N/m)	Momento por unid. longitud (Nm/m)
1	0.3	0.330	0.2456	0.1783	27.63	18.16	5.45
2	0.5	0.310	0.3200	0.0841	58.91	22.55	11.28
3	0.7	0.285	0.3398	0.0455	85.76	23.22	16.25
4	0.9	0.265	0.3634	0.0294	118.25	23.92	21.53
5	1.1	0.245	0.3662	0.0188	140.82	22.75	25.02
6	1.3	0.225	0.3870	0.0141	179.56	23.02	29.92
7	1.5	0.205	0.3900	0.0099	215.87	23.17	34.76
8	1.7	0.185	0.4024	0.0074	244.55	21.63	36.77
9	1.9	0.167	0.4126	0.0059	270.84	19.76	37.54
10	2.1	0.150	0.4523	0.0046	331.74	18.97	39.84
11	2.3	0.130	0.4255	0.0031	299.34	13.03	29.96

Caso 3:

Velocidad viento = 12.5 m/s

Velocidad angular = 300 RPM

Tabla 5-5. Resultados analíticos del caso 3

Estación	r (m)	c (m)	a	a'	Fuerza Normal por unid. longitud (N/m)	Fuerza Tang por unid. longitud (N/m)	Momento por unid. longitud (Nm/m)
1	0.3	0.330	0.2565	0.2728	44.68	33.73	10.12
2	0.5	0.310	0.3073	0.1220	87.62	41.71	20.85
3	0.7	0.285	0.3239	0.0687	129.76	44.85	31.40
4	0.9	0.265	0.3346	0.0439	173.74	46.60	41.94
5	1.1	0.245	0.3360	0.0293	211.96	46.40	51.04
6	1.3	0.225	0.3407	0.0211	241.85	43.98	57.17
7	1.5	0.205	0.3300	0.0155	289.05	45.81	68.72
8	1.7	0.185	0.3349	0.0113	330.98	45.21	76.86
9	1.9	0.167	0.3445	0.0095	368.03	43.21	82.10
10	2.1	0.150	0.3682	0.0076	418.86	41.53	87.21
11	2.3	0.130	0.3857	0.0066	410.39	33.84	77.84

Caso 4:

Velocidad viento = 15 m/s

Velocidad angular = 300 RPM

Tabla 5-6. Resultados analíticos del caso 4

Estación	r (m)	c (m)	a	a'	Fuerza Normal por unid. longitud (N/m)	Fuerza Tang por unid. longitud (N/m)	Momento por unid. longitud (Nm/m)
1	0.3	0.330	0.2476	0.3413	63.33	54.89	16.47
2	0.5	0.310	0.2521	0.1417	108.19	62.70	31.35
3	0.7	0.285	0.2701	0.0826	160.23	69.93	48.95
4	0.9	0.265	0.2879	0.0542	216.04	74.06	66.65
5	1.1	0.245	0.2932	0.0375	268.83	75.88	83.47
6	1.3	0.225	0.2932	0.0268	316.44	75.59	98.26
7	1.5	0.205	0.2921	0.0200	363.26	75.00	112.50
8	1.7	0.185	0.2858	0.0152	399.59	72.88	123.90
9	1.9	0.167	0.2943	0.0123	446.92	71.15	135.18
10	2.1	0.150	0.3151	0.0103	485.22	66.62	139.89
11	2.3	0.130	0.3412	0.0090	480.30	55.80	128.35

Caso 5:

Velocidad viento = 7.5 m/s

Velocidad angular = 400 RPM

Tabla 5-7. Resultados analíticos del caso 5

Estación	r (m)	c (m)	a	a'	Fuerza Normal por unid. longitud (N/m)	Fuerza Tang por unid. longitud (N/m)	Momento por unid. longitud (Nm/m)
1	0.3	0.330	-0.0664	-0.0193	30.52	19.01	5.70
2	0.5	0.310	0.0143	-0.0056	66.06	22.03	11.02
3	0.7	0.285	0.2436	0.0074	51.82	7.75	5.42
4	0.9	0.265	0.3434	0.0057	64.81	4.71	4.24
5	1.1	0.245	0.3827	0.0029	87.10	3.33	3.67
6	1.3	0.225	0.4109	0.0004	103.04	0.74	0.97
7	1.5	0.205	0.4036	0.0087	147.16	0.82	1.23
8	1.7	0.185	0.4696	-0.0016	151.14	-3.82	-6.49
9	1.9	0.167	0.5313	-0.0043	202.65	-5.62	-10.68
10	2.1	0.150	0.6781	-0.0038	309.33	-9.86	-20.70
11	2.3	0.130	0.3630	-0.0010	321.19	-12.63	-29.04

Caso 6:

Velocidad viento = 10 m/s

Velocidad angular = 400 RPM

Tabla 5-8. Resultados analíticos del caso 6

Estación	r (m)	c (m)	a	a'	Fuerza Normal por unid. longitud (N/m)	Fuerza Tang por unid. longitud (N/m)	Momento por unid. longitud (Nm/m)
1	0.3	0.330	-0.0503	-0.0161	57.36	47.25	14.17
2	0.5	0.310	0.2861	0.0383	56.84	17.46	8.73
3	0.7	0.285	0.3163	0.0204	98.06	20.48	14.34
4	0.9	0.265	0.3784	0.0155	118.02	16.43	14.79
5	1.1	0.245	0.3979	0.0102	151.94	15.64	17.20
6	1.3	0.225	0.4079	0.0068	183.77	14.26	18.54
7	1.5	0.205	0.4408	0.0048	225.13	12.80	19.20
8	1.7	0.185	0.4674	0.0032	263.02	10.66	18.12
9	1.9	0.167	0.5267	0.0032	370.16	11.17	21.22
10	2.1	0.150	0.5871	0.0021	419.99	6.45	13.55
11	2.3	0.130	0.5494	0.0006	419.53	2.87	6.60

Caso 7:

Velocidad viento = 12.5 m/s

Velocidad angular = 400 RPM

Tabla 5-9. Resultados analíticos del caso 7

Estación	r (m)	c (m)	a	a'	Fuerza Normal por unid. longitud (N/m)	Fuerza Tang por unid. longitud (N/m)	Momento por unid. longitud (Nm/m)
1	0.3	0.330	0.1912	0.0873	53.30	38.36	11.51
2	0.5	0.310	0.3134	0.0706	91.76	33.69	16.85
3	0.7	0.285	0.3463	0.0401	134.06	33.83	23.68
4	0.9	0.265	0.3675	0.0297	185.07	34.80	31.32
5	1.1	0.245	0.3780	0.0176	234.23	34.85	38.34
6	1.3	0.225	0.4010	0.0125	284.52	33.32	43.32
7	1.5	0.205	0.4102	0.0094	339.62	32.84	49.27
8	1.7	0.185	0.4304	0.0077	389.95	30.60	52.01
9	1.9	0.167	0.4378	0.0058	462.87	30.75	58.42
10	2.1	0.150	0.5086	0.0040	533.47	25.24	53.00
11	2.3	0.130	0.4670	0.0040	548.27	23.34	53.69

Caso 8:

Velocidad viento = 15 m/s

Velocidad angular = 400 RPM

Tabla 5-10. Resultados analíticos del caso 8

Estación	r (m)	c (m)	a	a'	Fuerza Normal por unid. longitud (N/m)	Fuerza Tang por unid. longitud (N/m)	Momento por unid. longitud (Nm/m)
1	0.3	0.330	0.2536	0.2118	65.54	46.97	14.09
2	0.5	0.310	0.3188	0.1041	130.76	55.98	27.99
3	0.7	0.285	0.3336	0.0576	191.99	59.37	41.56
4	0.9	0.265	0.3501	0.0360	253.15	59.87	53.88
5	1.1	0.245	0.3448	0.0236	304.79	59.18	65.10
6	1.3	0.225	0.3624	0.0179	385.68	60.78	79.01
7	1.5	0.205	0.3605	0.0138	437.25	58.92	88.37
8	1.7	0.185	0.3674	0.0101	503.11	58.00	98.60
9	1.9	0.167	0.3774	0.0079	560.68	55.49	105.42
10	2.1	0.150	0.4097	0.0071	646.71	52.92	111.13
11	2.3	0.130	0.4263	0.0052	664.12	45.24	104.05

Caso 9:

Velocidad viento = 10 m/s

Velocidad angular = 500 RPM

Tabla 5-11. Resultados analíticos del caso 9

Estación	r (m)	c (m)	a	a'	Fuerza Normal por unid. longitud (N/m)	Fuerza Tang por unid. longitud (N/m)	Momento por unid. longitud (Nm/m)
1	0.3	0.330	0.2380	0.1402	-20.38	-10.27	-3.08
2	0.5	0.310	0.2066	0.0156	54.98	14.69	7.35
3	0.7	0.285	0.2950	0.0117	84.57	13.11	9.17
4	0.9	0.265	0.3483	0.0074	127.04	13.02	11.72
5	1.1	0.245	0.3616	0.0026	170.20	12.32	13.56
6	1.3	0.225	0.4325	0.0023	214.39	8.91	11.58
7	1.5	0.205	0.4828	0.0017	252.87	5.11	7.66
8	1.7	0.185	0.4971	0.0004	284.94	1.74	2.96
9	1.9	0.167	0.5461	-0.0002	355.41	-0.80	-1.53
10	2.1	0.150	0.7230	-0.0017	546.70	-6.35	-13.33
11	2.3	0.130	0.6750	-0.0027	502.75	-11.81	-27.16

Caso 10:

Velocidad viento = 12.5 m/s

Velocidad angular = 500 RPM

Tabla 5-12. Resultados analíticos del caso 10

Estación	r (m)	c (m)	a	a'	Fuerza Normal por unid. longitud (N/m)	Fuerza Tang por unid. longitud (N/m)	Momento por unid. longitud (Nm/m)
1	0.3	0.330	0.2511	0.3087	-6.07	-4.33	-1.30
2	0.5	0.310	0.3131	0.0529	74.38	21.51	10.75
3	0.7	0.285	0.3502	0.0296	112.13	21.50	15.05
4	0.9	0.265	0.3724	0.0146	172.52	24.52	22.07
5	1.1	0.245	0.3791	0.0100	226.65	24.71	27.18
6	1.3	0.225	0.4026	0.0070	283.87	23.31	30.30
7	1.5	0.205	0.4381	0.0049	341.31	20.73	31.09
8	1.7	0.185	0.4398	0.0036	397.92	19.30	32.81
9	1.9	0.167	0.5426	0.0034	571.88	18.31	34.79
10	2.1	0.150	0.6031	0.0025	689.21	13.94	29.26
11	2.3	0.130	0.5964	0.0015	728.35	9.83	22.61

Caso 11:

Velocidad viento = 15 m/s

Velocidad angular = 500 RPM

Tabla 5-13. Resultados analíticos del caso 11

Estación	r (m)	c (m)	a	a'	Fuerza Normal por unid. longitud (N/m)	Fuerza Tang por unid. longitud (N/m)	Momento por unid. longitud (Nm/m)
1	0.3	0.330	0.1721	0.0701	79.99	57.61	17.28
2	0.5	0.310	0.3153	0.0662	127.01	44.81	22.40
3	0.7	0.285	0.3467	0.0375	195.23	47.42	33.19
4	0.9	0.265	0.3652	0.0240	266.47	48.60	43.74
5	1.1	0.245	0.3843	0.0164	341.42	48.32	53.15
6	1.3	0.225	0.4017	0.0106	442.06	50.13	65.17
7	1.5	0.205	0.4297	0.0095	476.61	42.17	63.25
8	1.7	0.185	0.4504	0.0072	614.24	45.05	76.59
9	1.9	0.167	0.4633	0.0055	684.52	41.62	79.07
10	2.1	0.150	0.5143	0.0047	843.83	39.12	82.15
11	2.3	0.130	0.5356	0.0031	832.87	29.09	66.91

A partir de cada una de las tablas se puede llegar a obtener el valor del torque de las mismas, siendo presentadas en la tabla 5-14.

Tabla 5-14. Resultados de Torque para los diferentes casos

Velocidad (m/s)	7.5	10	12.5	15	7.5	10	12.5	15	10	12.5	15
RPM	300	300	300	300	400	400	400	400	500	500	500
Torque Pala (Nm)	9.3252	59.5381	127.6067	207.7243	-11.6289	31.7549	90.1192	166.6486	0.2187	52.8015	124.9338
Torque Helice (Nm)	27.9756	178.6143	382.8201	623.1729	-34.8867	95.2647	270.3576	499.9458	0.6561	158.4045	374.8014
Potencia Helice (W)	878.4338	5608.489	12020.55	19567.63	-1461.33	3990.438	11324.71	20941.68	34.35332	8294.04	19624.56

5.3. Resultados por simulación numérica

En el capítulo 4 del presente trabajo se define el procedimiento del modelo de simulación para el análisis de flujo externo que atraviesa la hélice del aerogenerador. En esta sección se realiza únicamente el análisis cualitativo de los resultados obtenidos mediante método numérico para el caso de trabajo nominal. Mientras que los resultados cuantitativos de valores de torque y potencia son presentados en la siguiente sección.

En la figura 5-2 se aprecia las líneas de flujo para el aire que se encuentra saliendo de la hélice. En la gráfica se puede apreciar que el flujo realiza giros en su trayectoria debido al efecto de la rotación de las palas. Además como se puede apreciar en la leyenda el rango de velocidad, el flujo llega alcanzar en algunos puntos velocidades muy altas debido a que estos puntos se encuentran muy cercanos a las palas por lo cual adquieren la velocidad rotacional de ellas, y de igual forma llegan a alcanzar valores

muy bajos los cuales son producto de múltiples encuentros de flujos turbulentos los cuales se restarían en movimiento.

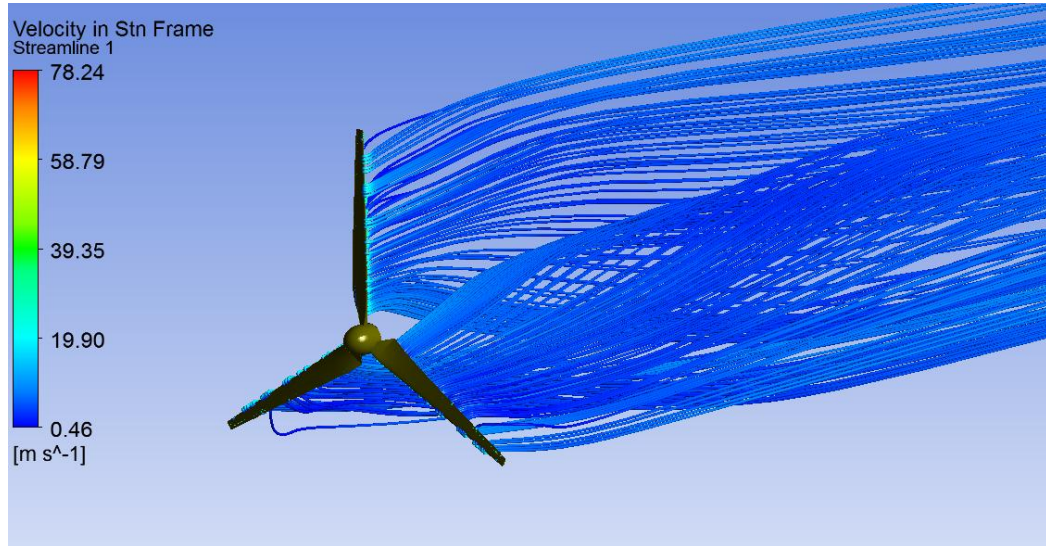


Figura 5-2. Líneas de flujo del aire a saliendo de la hélice

En la figura 5-3 se muestra las líneas de flujo de aire para la entrada y salida de la hélice. La gráfica es significativa debido a que puede compararse con la figura 2-1 que representa el cambio de flujo teórico que ocurre en un aerogenerador, en donde el área de la sección crece al atravesar el flujo abriéndose paso. Del mismo modo se puede ver el incremento de área de la sección antes y después de cruzar a la hélice. Ello nos da entender que la simulación concuerda con el comportamiento teórico.

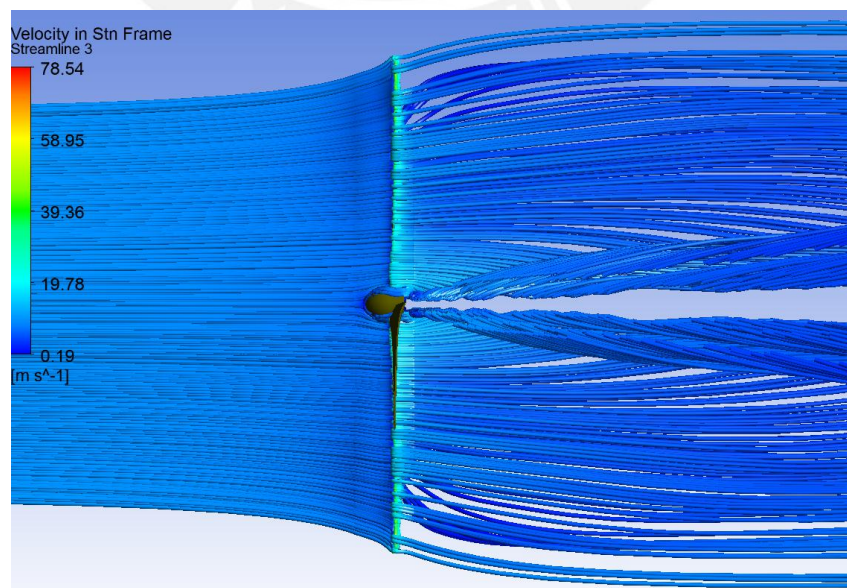


Figura 5-3. Líneas de flujo del aire entrando y saliendo de la hélice

La figura 5-4 representa la variación de la presión relativa del flujo de aire al pasar por la hélice. De igual forma a la figura anterior, la gráfica se puede comparar con el comportamiento teórico que se tiene en la figura 2-2, donde se aprecia que poco antes de llegar a la hélice se genera un aumento de presión en el flujo y al poco instante de salir de la hélice se produce una reducción en la presión. Lo mismo ocurre en la figura 5-4 donde se muestra un pequeño incremento en la presión del flujo poco antes de pasar por las palas y un decrecimiento al salir de las palas. Si bien es cierto en el modelo teórico el valor de la variación de presiones es la misma para el incremento y la reducción, en la simulación se aprecia que la variación en la reducción es mucho mayor que en el incremento. Esto se debe básicamente a la geometría de los perfiles y a la inclinación que estas tienen en el punto coincidente con el plano sobre el cual se realiza la gráfica.

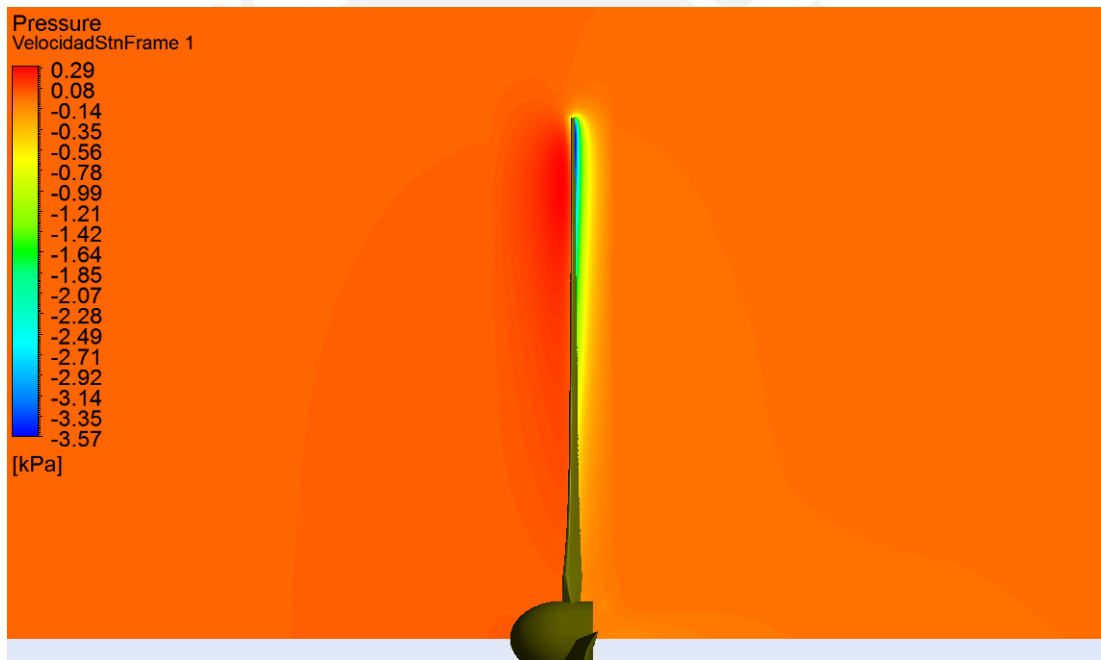


Figura 5-4. Gráfica de contorno de la presión relativa del flujo cercano a la hélice

La figura 5-5 muestra una gráfica de contorno de la velocidad del flujo del aire en toda su trayectoria. Como se puede apreciar la velocidad va disminuyendo mucho antes de llegar a la hélice, además en ciertos puntos a la salida de la hélice el flujo puede llegar a velocidades cercanas a cero. Por otra parte, en la figura 5-6 se muestra una gráfica de vectores de velocidad donde se puede apreciar remolinos turbulentos que se generan en las cercanías de la punta de la pala, así como también en otros puntos cercanos. Teóricamente este efecto siempre se suele esperar en los aerogeneradores,

el cual resulta en una reducción de potencia para la hélice debido a un aumento en la fuerza de arrastre en el perfil como consecuencia de dichos remolinos turbulentos.

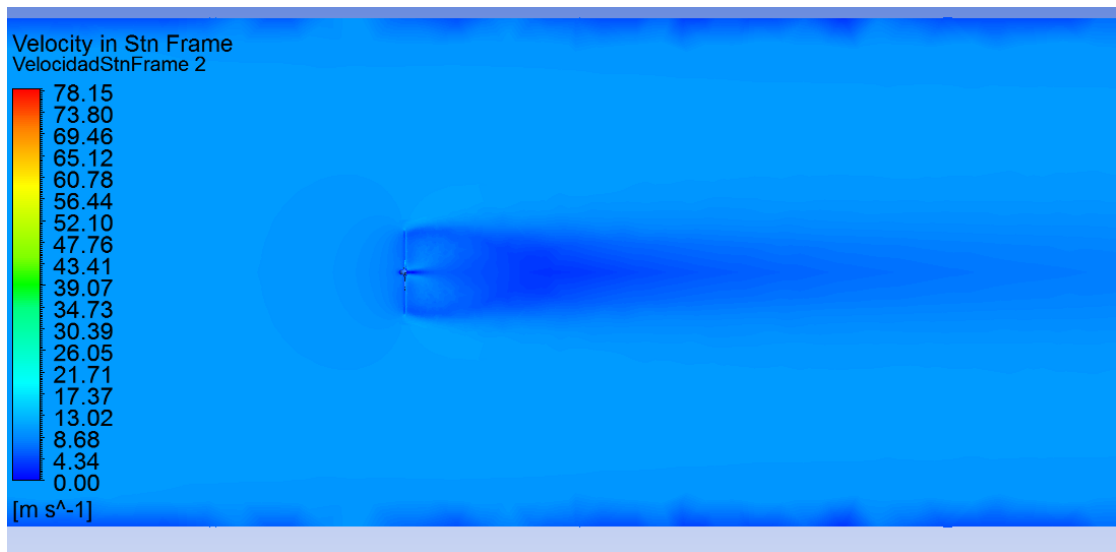


Figura 5-5. Gráfica de contorno de la velocidad del flujo

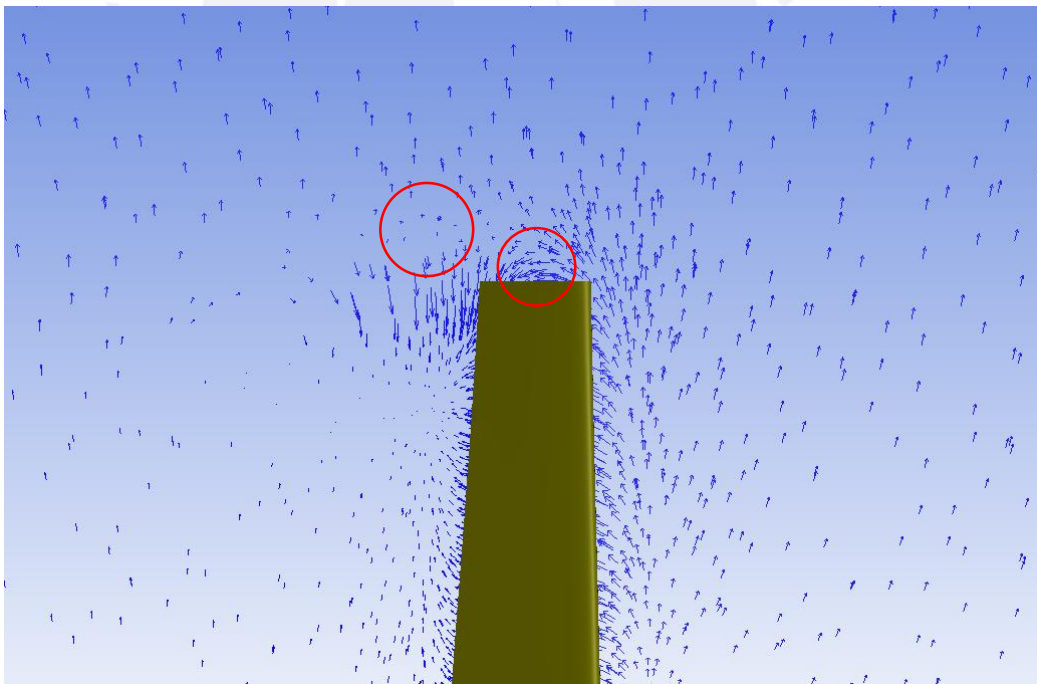


Figura 5-6. Gráfica de vectores de velocidad que muestran remolinos turbulentos

5.4. Comparación de resultados

En la presente sección se hace uso de los resultados hallados a través de cálculos analíticos y además se presenta los valores de torque y potencia de la hélice obtenidos mediante la simulación numérica. Para la comparación de resultados se toma en cuenta únicamente el valor de la variable torque de ambos métodos para cada uno de los casos.

En la Tabla 5-15 se presenta de manera ordenada cada uno de los resultados obtenidos del torque de la pala, hélice y la potencia de la misma, mediante simulación numérica con ANSYS CFX y mediante cálculos analíticos, según las RPM. Además, se incluye los valores de la energía máxima extraíble del flujo que permite darnos cuenta que los resultados de potencia son físicamente admisibles al ser menores. Del mismo modo, se presenta el error relativo referente al torque calculado por ambos métodos de análisis; en él se aprecia que en su mayoría el error relativo es negativo dando a entender que la tendencia de los resultados apunta a valores de torque menores por método de simulación numérica. Esta afirmación es lógicamente correcta debido a la capacidad y herramientas que brinda el software de simulación, lo que permite agregar consideraciones que simplemente el cálculo analítico obvia.

Tabla 5-15. Presentación de resultados por método analítico y por simulación numérica

	Velocidad (m/s)	7.5	10	12.5	15
	RPM	300	300	300	300
ANSYS CFX	Torque Pala (Nm)	18.587	54.107	115.285	201.113
	Torque Helice (Nm)	55.761	162.321	345.855	603.339
	Potencia Helice (W)	1751.78	5099.46	10865.3	18954.5
Cálculo Analítico	Torque Pala (Nm)	9.3252	59.5381	127.6067	207.7243
	Torque Helice (Nm)	27.9756	178.6143	382.8201	623.1729
	Potencia Helice (W)	878.4338	5608.489	12020.55	19567.63
Energía del flujo	Energía Disponible (W)	4970.098	11780.97	23009.71	39760.78
	Energía Máxima Extraible (W)	2942.298	6974.336	13621.75	23538.38
	Error	50%	-10%	-11%	-3%
	Velocidad (m/s)	7.5	10	12.5	15
	RPM	400	400	400	400
ANSYS CFX	Torque Pala (Nm)	0.615159	33.9271	87.3707	151.495
	Torque Helice (Nm)	1.845477	101.7813	262.1121	454.485
	Potencia Helice (W)	77.3031	4263.41	10979.3	19037.4
Cálculo Analítico	Torque Pala (Nm)	-11.6289	31.7549	90.1192	166.6486
	Torque Helice (Nm)	-34.8867	95.2647	270.3576	499.9458
	Potencia Helice (W)	-1461.331	3990.438	11324.71	20941.68
Energía del flujo	Energía Disponible (W)	4970.0978	11780.97	23009.71	39760.78
	Energía Máxima Extraible (W)	2942.2979	6974.336	13621.75	23538.38
	Error	1990%	6%	-3%	-10%
	Velocidad (m/s)	10	12.5	15	
	RPM	500	500	500	
ANSYS CFX	Torque Pala (Nm)	9.99019	54.0099	119.154	
	Torque Helice (Nm)	29.97057	162.0297	357.462	
	Potencia Helice (W)	1569.26	8483.86	18716.7	
Cálculo Analítico	Torque Pala (Nm)	0.2187	52.8015	124.9338	
	Torque Helice (Nm)	0.6561	158.4045	374.8014	
	Potencia Helice (W)	34.35332	8294.04	19624.56	
Energía del flujo	Energía Disponible (W)	11780.97	23009.71	39760.78	
	Energía Máxima Extraible (W)	6974.336	13621.75	23538.38	
	Error	98%	2%	-5%	

Por otro lado, en la Figura 5-7 se muestra la gráfica de dispersión donde agrupa los resultados de torque vs la velocidad angular de la hélice para los distintos valores de velocidad de viento con los dos métodos utilizados en el presente trabajo; así como, la gráfica de dispersión de torque de la hélice vs velocidad del viento para los distintos valores de velocidad angular del rotor en la Figura 5-8. En ambas gráficas, se presentan líneas que unen los puntos que pertenecen a un mismo método con las mismas condiciones según la gráfica, ya sea para igual velocidad de viento para el caso de la figura 5-7 o para igual velocidad angular de la hélice para la figura 5-8.

En su mayoría los resultados por método de simulación numérica tienden a ser menores que los valores obtenidos por cálculo analítico; sin embargo se puede apreciar claramente que ciertos pares de puntos, pertenecientes a resultados por ambos métodos a las mismas condiciones, no cumplen con esta tendencia. En general esto se debe básicamente al proceso iterativo de ecuaciones matemáticas, en donde se presenta casos de fallas en la convergencia de los factores de inducción axial y rotacional generando un arrastre de error a los valores de torque.

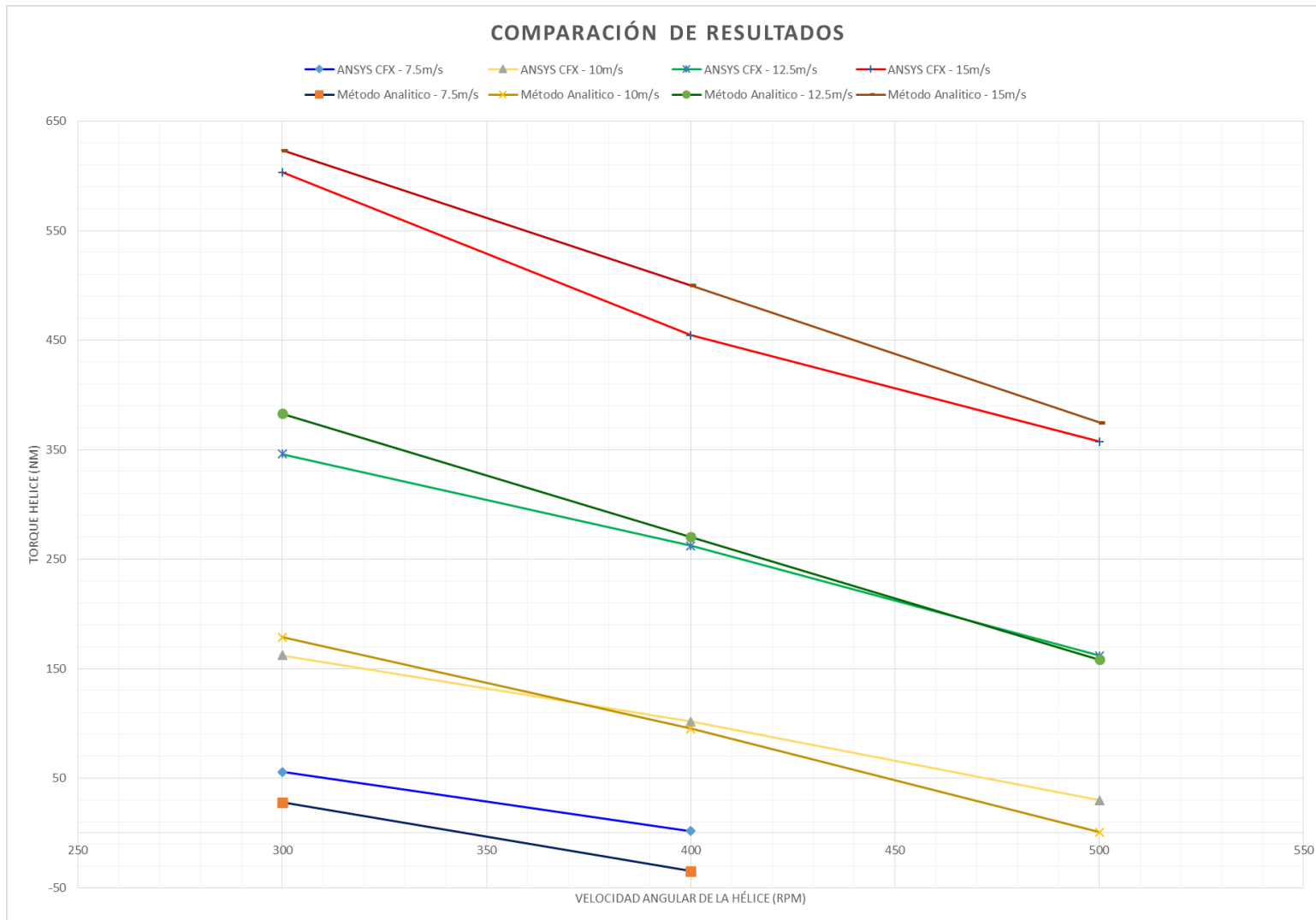


Figura 5-7. Gráfica de comparación de resultados Torque vs Velocidad angular de la hélice

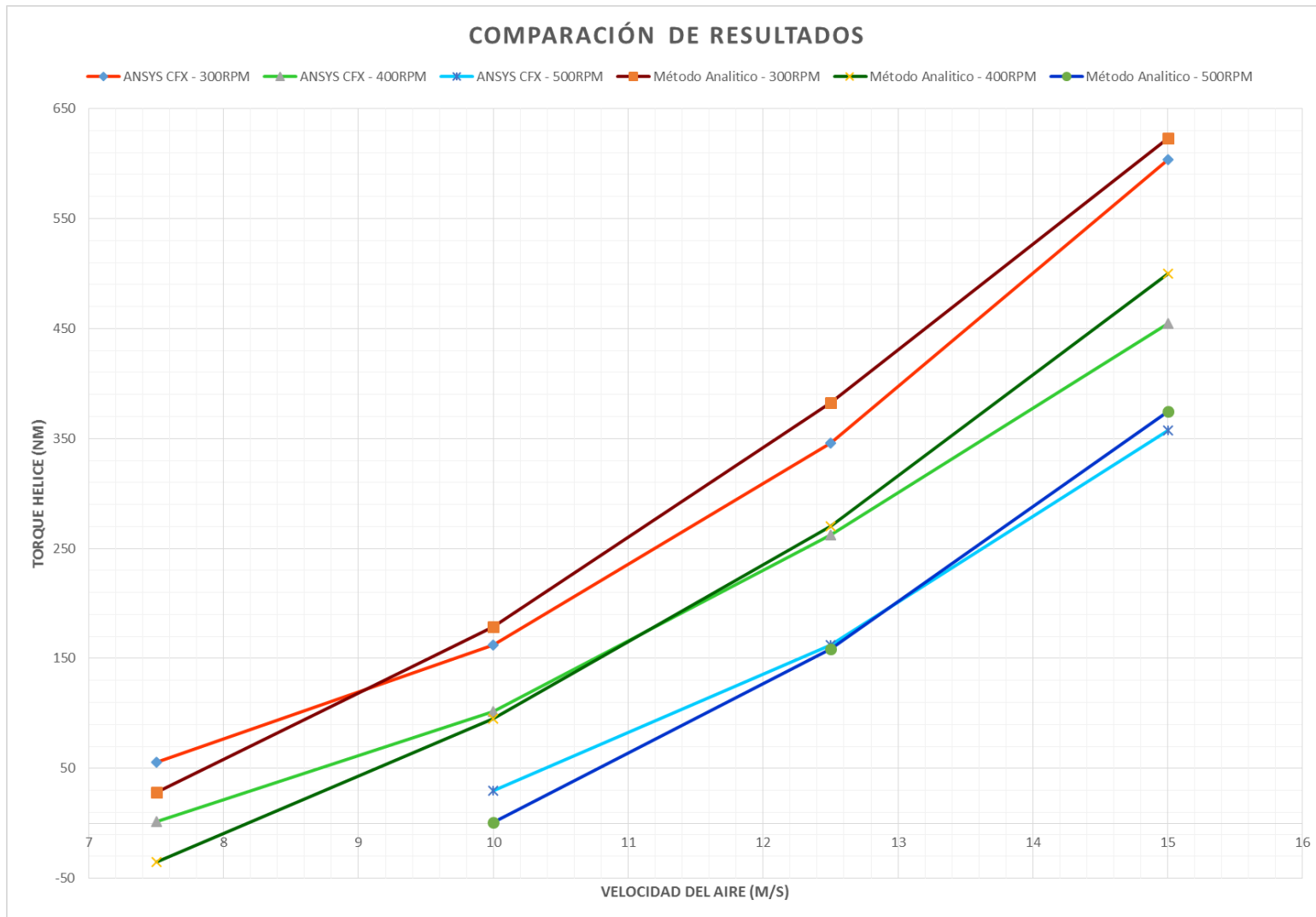


Figura 5-8. Gráfica de comparación de resultados Torque vs Velocidad del aire

CONCLUSIONES

En el presente trabajo se analizó el problema de describir el comportamiento de la hélice de un aerogenerador. El principal objetivo fue desarrollar un procedimiento para el análisis aerodinámico de la hélice del aerogenerador tripala de eje horizontal de 3kW mediante el software ANSYS CFX, el cual se basa en el método de volúmenes finitos. La metodología se basó en la comparación, tanto cualitativamente como cuantitativamente, de resultados por el modelo de simulación y por un método de cálculo analítico que hace uso de ecuaciones aerodinámicas para aerogeneradores de eje horizontal. Luego de observar los resultados obtenidos a través de ambos métodos, se alcanzaron a las siguientes conclusiones:

- El presente trabajo ha definido y desarrollado un procedimiento adecuado para la generación de un modelo geométrico de la hélice de un aerogenerador. Procedimiento apto para la formación de sólidos 3D de hélices con perfiles de característica NACA de la serie de 4 dígitos y ligeramente modificados con respecto al estándar.
- El software CAD SolidWorks presenta ventajas en cuanto a compatibilidad con ANSYS para el procedimiento de generación del modelo geométrico de la hélice en comparación con el software Autodesk Inventor. Efectivamente, ambos programas permiten obtener el modelo geométrico de la hélice; sin embargo, el proceso de mallado dentro del software ANSYS Meshing genera fallas con el modelo proveniente de Autodesk Inventor, mientras que el modelo generado con SolidWorks no presenta problemas; como resultado de ello se aprecia que SolidWorks presenta mayor adaptación a geometrías complejas y mayor compatibilidad al momento de exportar el sólido al software ANSYS.
- El presente trabajo ha definido y desarrollado un procedimiento para el cálculo de valores de torque de la hélice mediante método analítico que brinda en su mayoría resultados físicamente admisibles. Ciertamente, partiendo de los resultados de torque es posible obtener valores de potencia, los cuales resultan ser menores a la energía máxima extraíble del flujo; por lo tanto se cuenta con una metodología analítica adecuada y válida en la mayoría de los casos.

- El procedimiento de cálculo iterativo por ecuaciones matemáticas del método analítico presenta problemas para algunas condiciones de análisis. Verdaderamente, es posible notar claramente el fallo en los resultados, en donde se tiene un valor de torque negativo para el caso de velocidad de viento de 7.5 m/s y 400 RPM en el rotor. Esto es originado por problemas de convergencia dentro del proceso de iteración de los cuales se obtienen las variables fundamentales para el cálculo de fuerzas y torque, como los factores de inducción.
- El presente trabajo ha definido y desarrollado un procedimiento válido y eficaz adecuado para simular el comportamiento del flujo que atraviesa la hélice del aerogenerador en régimen estacionario mediante el software ANSYS CFX, el cual fue corroborado mediante la curva de comparación de valores de torque (Torque vs Velocidad del viento) generada con la ayuda de los resultados de la simulación y los cálculos analíticos.
- El procedimiento de convergencia por modelo de turbulencia SST (Shear Stress Transport) contribuyó a la reducción de opciones de parámetros de malla en el modelo de simulación. Efectivamente, las simulaciones para la geometría de la pala generan valores de Yplus promedio que no bajan de 19.2971 por más que se refine en un mayor nivel la malla del Inflation; como consecuencia se definió en este valor de Yplus promedio el modelo de malla óptima y se redujo a dos opciones el modelo de simulación definitivo.
- El procedimiento de convergencia por uso de recurso computacional terminó por definir el modelo óptimo y definitivo de la simulación para este estudio. Las diferencias en los tiempos de simulación para las dos opciones finales del modelo de simulación definitivo dieron como modelo óptimo la opción con malla de Inflation de 15 capas al tardar la simulación 12 minutos menos que en el modelo con malla de Inflation de 20 capas. Por otro lado, partiendo del modelo óptimo, se definió una reducción de recurso computacional al evitar realizar iteraciones innecesarias en la simulación cuando los valores de Yplus y torque tienden a ser constantes. Como resultado de ello, se tiene un modelo de simulación óptimo y, a la vez, eficiente para este estudio.

- El comportamiento de las líneas de flujo del aire a la entrada y salida de la hélice concuerda con el cambio de flujo teórico del viento. Verdaderamente, en el resultado por simulación se tiene el flujo concentrado antes de llegar a la hélice para luego dispersarse a su salida, apreciándose un aumento del área transversal del flujo al atravesar la hélice; comportamiento que se corrobora con el comportamiento teórico del cambio de flujo del viento.
- El modelo de simulación desarrolla los efectos sobre la capa límite de la superficie de la hélice. El valor de la velocidad máxima en las líneas de flujo del aire en puntos cercanos del perfil final es 78.54 m/s, lo cual ocurre cuando el fluido adopta la velocidad angular del rotor en los puntos más cercanos a la pared del perfil. Teóricamente, el valor de la velocidad lineal en estos puntos resulta exactamente el mismo; por tanto, se tiene un procedimiento de simulación válido que refleja en detalle la capa límite.
- Se verifica el comportamiento de la presión del viento a su paso por el rotor obtenido por simulación numérica. En la gráfica de contorno de presión relativa del flujo (figura 5-4) se aprecia un incremento máximo en la presión del fluido en la zona próxima anterior a la pala de 0.29 kPa y una disminución máxima en la zona inmediata a su salida de 3.57 kPa; lo que concuerda con la tendencia del comportamiento teórico de la presión del viento que atraviesa el rotor (figura 2-2). Por tanto, se tiene un procedimiento de simulación eficaz del comportamiento del flujo externo para este estudio.
- Se comprueba la existencia de remolinos turbulentos en zonas cercanas a la pala. En la gráfica de vectores de velocidad (figura 5-6) se aprecian áreas con remolinos turbulentos, en especial en la zona inmediata al extremo de la pala; siendo teóricamente correcta su aparición, por ser un problema común en los aerogeneradores. La solución, a fin de optimizar la pala, sería agregarle una punta alar en el extremo de la pala que desplace este flujo a otro punto.
- Se demuestra la viabilidad de usar el procedimiento de método numérico establecido en este trabajo para la simulación del comportamiento de la hélice del aerogenerador en relación al flujo que la atraviesa. Efectivamente, al comparar los resultados obtenidos por método de simulación numérica y cálculo analítico, para la mayoría de resultados donde la tendencia es obtener un torque menor por simulación numérica, se tiene un error relativo máximo de 11% y un

error relativo promedio de 7%; por tanto, se tiene un modelo de simulación válido para mostrar el comportamiento de la hélice del aerogeneradores de este estudio.

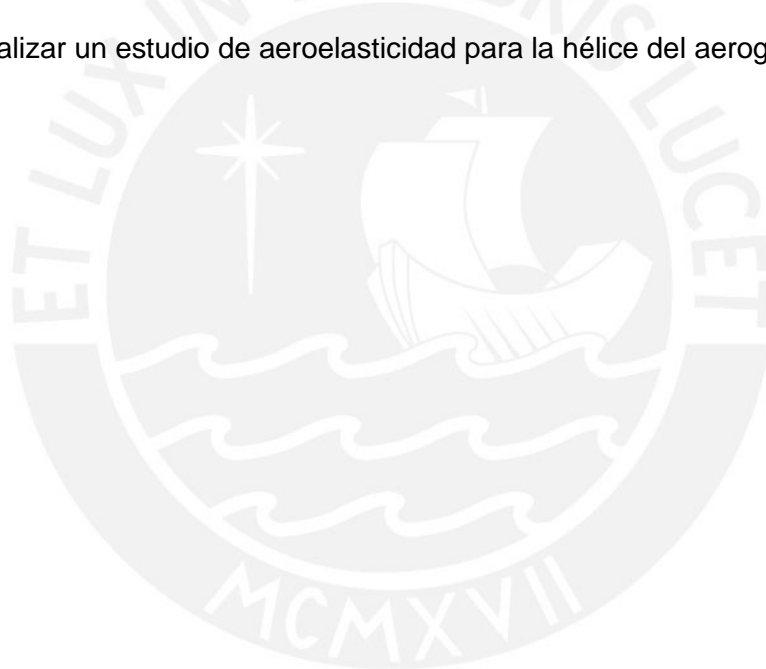
- Los resultados del presente trabajo muestran la confiabilidad del uso simulación numérica en comparación con el método analítico. Se compararon los resultados obtenidos por ambas metodologías y se pudo apreciar que en la mayoría de valores obtenidos el error relativo no pasa de 10%; sin embargo, en algunos casos, los valores de torque por cálculo analítico carecen de consistencia a su tendencia generando como en uno de los casos un torque negativo; como resultado de ello, se puede sostener que la metodología de simulación numérica en este modelo genera resultados más confiables y físicamente admisibles.



RECOMENDACIONES

El presente trabajo de tesis nos otorga un preámbulo importante para la realización de temas futuros de investigación. Para futuras experiencias se recomienda el estudio y simulación de sistemas bajo las siguientes configuraciones:

- Análisis aerodinámico de la hélice del aerogenerador mediante simulación en régimen transitorio del flujo que la atraviesa.
- Realizar estudios del comportamiento de la hélice al agregar un diseño de punta alar al extremo final de las palas.
- Realizar un estudio de aeroelasticidad para la hélice del aerogenerador.



BIBLIOGRAFIA

- [1.] Inc., ANSYS
2013 *ANSYS HELP*
- [2.] Computational Fluid Dynamics blog
2013 “Selection of wall functions and Y+ to best capture the Turbulent Boundary Layer”. Consulta: Sábado 28 de setiembre del 2013.

< <http://www.computationalfluidynamics.com.au/turbulence-part-3-selection-of-wall-functions-and-y-to-best-capture-the-turbulent-boundary-layer/>>
- [3.] CREUS SOLÉ, Antonio
2008 *Aerogeneradores*. Primera edición. Barcelona: Cano Pina
- [4.] DANISH WIND INDUSTRY ASSOCIATION
2003 “Recursos eólicos”. Consulta: Sábado 4 de mayo del 2013.
<http://www.motiva.fi/myllarin_tuulivoima/windpower%20web/es/their/wres/index.htm>
- [5.] DELTA VOLT – Energía Renovable
2010 “Energía Eólica, la Energía del Viento”. Consulta: Sábado 4 de mayo del 2013. <<http://deltavolt.pe/eolica>>
- [6.] FEBRES, Mijail
2011 *Dinámica de Fluidos Computacional CFD: El Método de los Volúmenes Finitos*. Dpto. Académico de Ingeniería Mecánica UNSAAC
- [7.] GARAY FLUHMANN, Eduardo Bernardo
1986 “Solicitaciones mecánicas en aerogeneradores de eje horizontal y proposiciones para su medición en terreno”, *Memoria*. Santiago de Chile, Universidad de Chile.

- [8.] GROSS, Jenny
2013 “OECD: Oil Prices Could Reach \$150-\$270 By 2020”, *Wall Street Journal*. Consulta: Sábado 4 de mayo del 2013.
<<http://online.wsj.com/article/SB10001424127887324582804578344203184816238.html>>
- [9.] HANSEN, Martin O.L.
2007 *Aerodynamics of Wind Turbines*. Segunda edición. New York: Earthscan Ltd
- [10.] MIREZ, Jorge
2012 “Sistemas de soporte de turbinas de viento”. Consulta: Sábado 25 de mayo del 2013.
<<http://jmirez.wordpress.com/2012/07/13/j481-sistemas-de-soporte-de-turbinas-de-viento/>>
- [11.] OPEX ENERGY
2013 “Principales Elementos de los Aerogeneradores”. Consulta: Sábado 25 de mayo del 2013.
<http://www.opex-energy.com/eolica/principales_elementos_aerogeneradores.html>
- [12.] REUK
2013 “Savonius Wind Turbines”. Consulta: Sábado 18 de mayo del 2013. <<http://www.reuk.co.uk/Savonius-Wind-Turbines.htm>>
- [13.] SCOVILLE, Elizabeth
2012 “Situación Actual de la Energía Eólica en Latinoamérica”, *Latinoamérica Renovable*. Consulta: Sábado 4 de mayo del 2013.
<<http://latinoamericarenovable.com/?p=332>>

- [14.] SOLO ENERGIA
2004 "Aspectos técnicos de la energía eólica".
Consulta: Sábado 18 de mayo del 2013.
<<http://soloenergia.com.ar/aprendamas/energiaeolica/asptecnicos.html>>
- [15.] SPERA, David A.
1994 *Wind Turbine Technology: Fundamental Concepts of Wind Turbine Engineering*. Primera edición. New York: ASME
- [16.] TIBBS, Chris
2011 *Manual de Meteorología Marina*. Segunda edición. Madrid: TUTOR
- [17.] THE WORLD WIND ENERGY ASSOCIATION
2012 "World Wind Energy Report 2011". Bonn: WWEA
- [18.] TONG, Wei
2010 *Wind Power Generation and Wind Turbine Design*. Primera edición. Boston: WIT Press