



Facultad de Ingeniería campus Mexicali
Doctorado en ciencias

Diseño y análisis aerodinámico del rotor de una turbina RAT de un avión comercial.

Tesis para obtener el grado de Doctor en Ciencias

Presenta:

Miguel Angel Bolaños Vera

Supervisado por:

Director de tesis: Dr. Alejandro Sebastián Ortiz Pérez y

Codirector de tesis: Dr. Emmanuel Santiago Durazo Romero

Mexicali, Baja California, 14 de octubre del 2024

Diseño y análisis aerodinámico del rotor de una turbina RAT de un avión comercial.

Miguel Angel Bolaños Vera

Agradecimiento

A mis padres Vicente y Yolanda por su apoyo incondicional.

A mi amor Sofia por su confianza, amor y paciencia.

A cada uno de mis maestros que me han ayudado a crecer e incrementar
el interés por aprender más.

Al Dr. Sebastián Ortiz y al Dr. Santiago Durazo por brindarme su ayuda
durante este tiempo.

A todos mis compañeros del posgrado, a mis amigos y alumnos por su
apoyo.

A mi gata Nami por su compañía siempre.

Resumen

La turbina eólica RAT (Ram Air Turbine), es un pequeño aerogenerador que funciona únicamente en casos de emergencia cuando los motores de la aeronave dejan de funcionar de manera adecuada y no generan la energía necesaria. La RAT funciona comúnmente a una velocidad mínima de 41 m/s generando arriba de 5 kW, por debajo de esa velocidad no produce la energía necesaria para mover las superficies de control de la aeronave y equipos de emergencia. Así pues, un aumento en la generación de potencia a baja velocidad significaría mayor tiempo de control de la aeronave para el piloto. El desarrollo de la presente investigación contribuye a la mejora del rendimiento de las turbinas RAT. Para esto se utilizaron herramientas como la Dinámica de Fluidos Computacional (CFD), el Diseño Asistido por Computadora (CAD) y sistemas de programación matemática.

Primero se realizó el diseño de una turbina RAT comercial, el cual está basado en las condiciones de funcionamiento conocidas de esta clase de aerogeneradores y con ayuda de la teoría se planteó un primer diseño que cumpliera con el rendimiento esperado. La pala se dividió en tres diferentes secciones las cuales cuentan con diferentes características aerodinámicas y se seleccionaron los mejores perfiles alares para cada sección. Los diseños generados fueron analizados a una velocidad mínima de funcionamiento (41 m/s) y los diseños preseleccionados se estudiaron a otras velocidades críticas (81 y 251 m/s). Seleccionado el diseño que genera mayor potencia a baja velocidad como el mejor, aumentando así el rango de funcionamiento de la RAT propuesta.

La teoría BEM (Blade Element Momentum) y la simulación CFD fueron utilizados para el análisis del diseño inicial, entonces validando estos resultados con el programa de acceso abierto Qblade. Para la teoría BEM se realizó un código computacional que permite obtener el diseño óptimo del aerogenerador y predice el rendimiento del mismo, fue necesaria la adición de la metodología Viterna para el análisis de perfiles alares. 50 diseños fueron propuestos intercambiando el uso de los perfiles alares en

las diferentes secciones de la pala de manera estratégica. Los diseños fueron analizados mediante CFD, utilizando el rotor completo y el modelo de turbulencia $SSTk - \omega$. Se selecciono el diseño optimo que generara mayor potencia a menor velocidad de funcionamiento, logrando una optimización de 23% ampliando el rango de funcionamiento de la RAT.

Palabras claves: Optimización aerodinámica, CFD, rotor, Ram Air Turbine (RAT), BEM.

Abstract

The Ram Air Turbine (RAT) is a small wind turbine that operates solely in emergency situations when the aircraft ceases to function properly and its engines no longer generate the necessary power. The RAT typically operates at a minimum speed of 41 m/s, generating over 5 kW of power. Below that speed, it doesn't produce the energy required to move the aircraft's control surfaces and emergency systems. Therefore, an increase in power generation at low speeds would provide the pilot with more control time over the aircraft. This research contributes to improving the performance of RAT turbines. Computational Fluid Dynamics (CFD), Computer-Aided Design (CAD), and mathematical programming systems were used to achieve this.

First, a commercial RAT turbine design was developed, based on the known operating conditions of this type of wind turbine. Using aerodynamic theory, an initial design was created to meet the expected performance. The blade was divided into three different sections, each with distinct aerodynamic characteristics, and the best airfoil profiles were selected for each section. The generated designs were analyzed at a minimum operating speed (41 m/s), and the preselected designs were further analyzed at other critical speeds (81 and 251 m/s). The design that generated the most power at low speed was selected as the best design, thus expanding the operating range of the proposed RAT.

The Blade Element Momentum (BEM) theory and CFD simulation were used to analyze the initial design, with results validated using the open-access program QBlade. For the BEM theory, a computational code was developed to generate the optimal wind turbine design and predict its performance. The Viterna method was also incorporated for airfoil analysis. A total of 50 designs were proposed, strategically swapping airfoil profiles in different sections of the blade. The designs were analyzed using CFD, modeling the complete rotor and the $SSTk-\omega$ turbulence model. The optimal design, which generated the most power at the lowest operating speed, was selected, achieving a 23% optimization

and expanding the operating range of the RAT.

Keywords: Aerodynamic optimization, CFD, rotor, Ram Air Turbine (RAT), BEM

Índice general

Agradecimiento	2
Resumen	3
Abstract	5
Índice de figuras	10
Índice de cuadros	12
Abreviaturas y símbolos	13
1 Introducción	16
1.1 Introducción	16
1.2 Planteamiento del problema	18
1.3 Justificación	19
1.4 Estado del arte	20
1.5 Hipótesis	23
1.6 Objetivos	23
1.6.1 Objetivo general	23
1.6.2 Objetivos específicos	23
1.7 Metodología	24
2 Marco teórico	25
2.1 Aerogeneradores de eje horizontal	25
2.1.1 Historia y fundamentos	25
2.1.2 Principios aerodinámicos	26
2.1.3 Análisis de energía en el viento	27

2.1.4	Diseño del rotor	33
2.1.5	Teoría BEM	38
2.1.6	Ram Air Turbine (partes y fundamentos)	40
2.2	Dinámica de Fluidos Computacional aplicada a la aerodinámica	43
2.2.1	Historia	43
2.2.2	Etapas de solución CFD	45
2.2.3	Ecuaciones Gobernantes	49
2.3	Modelos de turbulencia	59
2.3.1	Modelos de dos ecuaciones	61
2.3.2	Modelo $k - \varepsilon$	61
2.3.3	Modelo $k - \omega$	62
2.3.4	Modelo $SST k - \omega$	63
3	Método y estudio teórico	64
3.1	Formulación y modelado geométrico	64
3.2	Análisis BEM	65
3.3	Condiciones de inicio	70
3.4	Simulación CFD	71
3.4.1	Diseño CAD	71
3.4.2	Mallado	72
3.4.3	Análisis de sensibilidad de malla	73
3.4.4	Condiciones de frontera	74
3.4.5	Convergencia de la solución	75
3.5	Resultados CFD	76
3.5.1	Distribución de presión	77
3.5.2	Distribución de la velocidad	77
3.5.3	Potencia y empuje	78
3.6	Validación de resultados	80
4	Optimización aerodinámica	83
4.1	Geometría de la pala	83
4.2	Geometría de la nariz	86
4.3	Resultados	86

5	Conclusiones y recomendaciones	92
5.1	Conclusiones	92
5.2	Recomendaciones para trabajos futuros	93

Índice de figuras

1.1	Posición de la turbina RAT.	17
1.2	Diagrama de flujo metodología de investigación y diseño.	24
2.1	Relación del flujo en volumen de control.	27
2.2	Relación presiones a través del rotor.	30
2.3	Elementos de un perfil alar.	34
2.4	Elementos del diseño de palas.	37
2.5	Morfología una turbina RAT.	41
2.6	Ecuación de Continuidad.	51
2.7	Región de volumen fijo, a través del cual circula un fluido.	51
2.8	Ecuación de Movimiento.	53
2.9	Región de volumen fijo, en el que se señala la dirección en que se transporta el componente x de la cantidad de movimiento.	54
2.10	Componentes de la ecuación de movimiento.	57
2.11	Componentes de la ecuación de movimiento resumido.	57
2.12	Modelo de turbulencia $k - \varepsilon$	62
3.1	Ángulo de ataque de la pala a lo largo del radio.	65
3.2	Diagrama de flujo resumido que incluye el diseño del rotor y predicción de su rendimiento.	66
3.3	Documento de texto de salida de Xfoil.	67
3.4	Ejemplo de la solicitud de datos del programa.	67
3.5	Grafica de C_L desde -180° hasta 180° método Viterna.	68
3.6	Grafica de C_D desde -180° hasta 180° método Viterna.	68
3.7	Grafica de la cuerda constante (0.127 m) con respecto al radio.	69
3.8	Muestra de los datos obtenidos del proceso iterativo BEM.	70

3.9	Ejemplo de los resultados que brinda el programa.	70
3.10	Diseño CAD del rotor de la turbina RAT.	71
3.11	Medidas del dominio interno y externo.	72
3.12	Malla con acercamiento al rotor y región de la capa límite.	73
3.13	Representación de las condiciones frontera.	75
3.14	Residuales contra el número de iteraciones.	76
3.15	Fuerza de arrastre contra el número de iteraciones.	76
3.16	Distribución de la presión al rededor del rotor (Pa) a 81 m/s.	77
3.17	Distribución de la velocidad alrededor de la RAT (m/s) a 81 m/s.	78
3.18	Coefficiente de empuje (C_T) Vs relación de velocidad punta (X).	81
3.19	Coefficiente de potencia (C_P) Vs relación de velocidad punta (X).	82
4.1	División de la pala de la RAT.	84
4.2	Combinación de diseño de la RAT con NACA 4 dígitos.	85
4.3	Combinación de diseño de la RAT con NACA series 6.	85
4.4	Diferentes perfiles de la nariz del rotor.	87
4.5	Coefficiente de potencia (C_P) Vs Relación de velocidad punta (X).	90
4.6	Coefficiente de empuje (C_T) Vs Relación de velocidad punta (X).	90
5.1	Imágenes de referencia del diseño “8318-8318-8318 Elipse”.	95
5.2	Imágenes de referencia del diseño “8318-6712-4415 Elipse”.	96

Índice de cuadros

3.1	Ángulo de ataque.	65
3.2	Valores atmósfera a 20000 <i>ft</i> (6.0957 <i>km</i>).	71
3.3	Estudio de sensibilidad de malla.	74
3.4	Fuerzas aerodinámicas.	79
4.1	Potencia (kW) de la RAT con perfiles NACA 4 dígitos.	87
4.2	Potencia (kW) de la RAT con perfiles NACA series 6.	87
4.3	Fuerza axial (empuje) de la RAT con perfiles NACA 4 dígitos.	88
4.4	Fuerza axial (empuje) de la RAT con perfiles NACA series 6.	88
4.5	Comparación diseños a diferentes velocidades 41, 81 y 251 m/s.	89

Abreviaturas y símbolos

RAT	Ram Air Turbine
CFD	Computational Fluid Dynamics
NURBS	Non-uniform rational B-spline
HAWT	Horizontal-Axis Wind turbine
NREL	National Renewable Energy Laboratory
UAE	Unsteady Aerodynamics Experiment
NASA	National Aeronautics and Space Administration
RANS	Reynolds Average Navier-Stokes
DES	Detached-Eddy Simulation
LES	Large Eddy Simulation
DNS	Direct Numerical Simulation
CAD	Computer-Aided Design
BE	Blade-Element
BEM	Blade-Element Momentum
FVM	Free Vortex Method
APU	Auxiliar Power Unit
C_L	Coeficiente de sustentación
C_D	Coeficiente de arrastre
t	Tiempo
v	Velocidad
ρ	Densidad
∇	Operador Nabla

τ	Esfuerzos cortantes
g	Gravedad
T	Temperatura
μ	Viscosidad dinámica
\vec{V}	Vector de velocidad
P	Presión
ν	Viscosidad cinemática
u	Componente de la velocidad en x
v	Componente de la velocidad en y
w	Componente de la velocidad en z
μ_t	Viscosidad de esfuerzo cortante
C_μ	Constante de viscosidad
k	Energía cinética turbulenta
ε	Disipación de la energía cinética
ω	Velocidad específica de disipación
β	Ángulo de paso
R	Radio máximo del rotor
r	Variable del radio del rotor
α_D	Ángulo de ataque del perfil
X	Relación de velocidad punta
ω_v	Velocidad angular del rotor
ν_1	Velocidad del flujo libre
y^+	Y plus (Factor para el cálculo de capa límite)
Δy	Distancia del primer nodo
L	Longitud característica
Re	Número de Reynolds
T_D	Empuje
P_Q	Potencia
M	Par motor
Q_R	Caudal fuera del volumen de control

Q_1	Caudal de entrada
Q_3	Caudal de salida
CV	Volumen de control
R_{cv}	Radio del volumen de control
R_1	Radio del flujo de entrada
R_3	Radio del flujo de salida
S	Superficie
n	Vector normal
m	Masa
E	Energía
a	Factor de interferencia axial
a'	Factor de interferencia tangencial
c	Cuerda del perfil alar
b	Grosor de la sección de pala
W	Velocidad relativa del viento
γ	Ángulo del viento relativo con respecto al eje del rotor
ψ	Ángulo del viento relativo con respecto al plano del rotor
β	Ángulo de ataque de la pala

Capítulo 1

Introducción

1.1 Introducción

El desarrollo de los medios de transporte y la producción de energía han sido factores fundamentales en el desarrollo de la civilización a lo largo de la historia. En la actualidad la industria aeroespacial y el sector de las energías renovables juegan un papel crucial en nuestra vida cotidiana. A medida que se producen avances tecnológicos y aumenta la competencia en estas industrias surge la necesidad de optimizar tanto el funcionamiento como el proceso de desarrollo de sus productos.

La aerodinámica desempeña un papel fundamental en el rendimiento y diseño de las aeronaves, influyendo directamente en todos sus componentes. Factores críticos como el ahorro de combustible, el control y la estabilidad, el rendimiento general, la capacidad de carga y la reducción de ruido están vinculados directamente por el comportamiento aerodinámico.

Para el caso de los aerogeneradores, la aerodinámica también es crucial en su rendimiento y diseño. La aerodinámica dicta principalmente la eficiencia en la conversión de la energía cinética de la velocidad del viento a energía mecánica y posteriormente a eléctrica. Por lo tanto, una mejora en la aerodinámica de una aeronave o un aerogenerador se traduce en una optimización directa en el rendimiento y eficiencia de esta tecnología.

A pesar de los avances tecnológicos en la aviación moderna, persiste la posibilidad de fallos en las aeronaves. Para garantizar la seguridad durante situaciones críticas, existen numerosos componentes auxiliares que permiten a la aeronave realizar un aterrizaje seguro en caso de emergencia. Entre estos elementos, destaca la turbina RAT (Ram

Air Turbine), un pequeño generador eólico de eje horizontal que se despliega del fuselaje cuando los motores del avión experimentan un fallo durante el vuelo. La turbina aprovecha la energía cinética del viento para hacer girar sus palas, lo que genera la electricidad y presión hidráulica necesarias para el funcionamiento de los sistemas vitales del avión. La ubicación y diseño de la RAT se pueden observar en la Figura 1.1.



Figura 1.1: Posición de la turbina RAT.

Uno de los factores cruciales que afecta el rendimiento de cualquier aerogenerador es el rango de velocidades en el que opera y la cantidad de energía que puede generar a diferentes velocidades. Durante años, el diseño de las turbinas RAT se basó en cálculos derivados de correlaciones empíricas obtenidas a través de experimentos en túneles de viento. Sin embargo, gracias al avance en las herramientas de cálculo y optimización computacional, se ha abierto la posibilidad de mejorar estas turbinas, especialmente en su capacidad para generar energía a bajas velocidades.

Una herramienta fundamental para el análisis y la optimización de la aerodinámica en aerogeneradores y aeronaves es la Dinámica de Fluidos Computacional (CFD). Esta disciplina, que se considera una rama de la mecánica de fluidos, utiliza software especializado para resolver y analizar el flujo de fluidos. Los programas de CFD se basan

en algoritmos y métodos numéricos que permiten realizar numerosos cálculos, facilitando la observación del comportamiento de los fluidos a través de superficies complejas. La importancia de esta herramienta radica en su capacidad para ahorrar tiempo y costos en la experimentación aerodinámica, lo que representa un avance significativo en el campo.

Las herramientas de cálculo y optimización computacional son programas que simplifican la ejecución de procedimientos matemáticos complejos, lo que resulta en un ahorro significativo de tiempo en los procesos de experimentación e investigación de nuevas variables. En la actualidad, existen algoritmos computacionales que facilitan el desarrollo de geometrías optimizadas, permitiendo así modificar las variables operativas de diversas herramientas de ingeniería. Estos algoritmos, como los basados en técnicas evolutivas, han demostrado ser efectivos para resolver problemas de optimización multi-objetivo, lo que permite encontrar soluciones óptimas en un tiempo reducido. Además, el uso de metodologías paramétricas en el diseño aerodinámico ha permitido a los ingenieros explorar diferentes configuraciones y distribuciones morfológicas de manera más eficiente.

1.2 Planteamiento del problema

Uno de los principales retos en la actualidad de aerogeneradores es la creación de pequeños aerogeneradores de eje horizontal que sean eficientes en la generación de energía a bajas velocidades.

El rotor de la RAT cuenta con diferentes áreas de mejora, una de las más importantes es la falta de generación de energía a baja velocidades, comúnmente encontradas en los momentos finales de un aterrizaje forzoso, siendo uno de los momentos más críticos. La falta de energía a estas bajas velocidades provoca que el piloto no pueda manipular las superficies de control y otros equipos eléctricos dejen de funcionar.

Actualmente se sigue buscando un diseño óptimo para que la turbina RAT genere la potencia mínima necesaria a la velocidad de funcionamiento más baja posible. En la aviación civil se busca la mayor seguridad manteniendo la eficiencia aerodinámica.

La RAT cumple con su función, pero cuenta con rendimiento aerodinámico que puede ser mejorado, mediante el uso de métodos como el Blade Element Momentum (BEM) y programas computacionales como el Diseño Asistido por Computadora (CAD) y el CFD. Obteniendo un mejor análisis de las variables de forma que afectan

aerodinámicamente en la RAT.

1.3 Justificación

La importancia del proyecto radica en la ayuda a la resolución de problemáticas que existe en la aviación civil. El proyecto busca contribuir con los avances en las técnicas de diseño y análisis, en la aerodinámica de pequeños aerogeneradores y de la aviación final, donde este factor se encuentra en constante desarrollo. Las turbinas RAT deben de generar potencia eficazmente sin afectar la aerodinámica general de la aeronave para su correcto funcionamiento durante una emergencia.

El desarrollo de la investigación contribuye a la mejora del rendimiento de las turbinas RAT, las cuales son instrumentos de suma importancia en el proceso de un aterrizaje forzoso sin la disponibilidad de los motores para la generación de energía necesaria para el control de la aeronave. Hasta el día de hoy la RAT a salvado miles de vidas, como fue el caso del vuelo 143 de Air Canada también conocido con el Gimli Glider donde la aeronave se quedo sin combustible y planeo para aterrizar en una pista abandonada referencia [1].

En el sector de las energías renovables en el área de energía eólica, los aerogeneradores cuentan con rotores de 90 m de diámetro, y otros más grandes necesarios para producir cantidad considerable de energía utilizando la velocidad del viento entre 12 y 30 m/s. La turbina RAT es un pequeño aerogenerador que funciona a velocidades entre 40 y 100 m/s, optimizarlos a una baja velocidad daría la oportunidad de utilizar pequeños aerogeneradores en otras aplicaciones.

El uso de programas computacionales como de programación matemática y de simulación numérica CFD permite elaborar predicciones en tiempos reducidos, observar y analizar todo el campo de velocidades, presiones y otros valores importantes para la aerodinámica del componente. Al igual que el ahorro del tiempo lo hay de dinero disminuyendo la cantidad de prototipos para la experimentación física.

1.4 Estado del arte

En las últimas décadas, el crecimiento del sector de las energías renovables a sido considerable, impulsado principalmente por la necesidad de reducir las emisiones de gases de efecto invernadero y mitigar el cambio climático. Entre las fuentes de energía renovable más destacadas se encuentra la energía eólica siendo una de las más eficientes y estudiadas para la generación de electricidad. Este sector ha crecido significativamente a nivel mundial y sigue abriendo sus posibilidades de aplicación. Con todo esto el estudio e información acerca de la energía eólica y aerogeneradores de eje horizontal (HAWT) ha aumentado.

La turbina RAT es un aerogenerador que pertenece a la categoría de aerogeneradores de eje horizontal, pero a la vez pertenece a una sub categoría menos estudiada la cual es los aerogeneradores pequeños de alta velocidad (High Speed Small Wind Turbines). El estudio de pequeños aerogeneradores de alta o baja velocidad ofrece la posibilidad de aumentar su aplicación en la vida diaria, pero la gran mayoría de los trabajos esta enfocado en los grandes aerogeneradores.

En mayor medida la información acerca de aerogeneradores va enfocado en el uso de grandes aerogeneradores, ejemplo de esto es la gran cantidad de estudios que se basan en el estudio realizado a diferentes proyectos de experimentación. En el 2000, el National Renewable Energy Laboratory (NREL) con este proyecto Unsteady Aerodynamics Experiment (UAE), alcanzó resultados de alta calidad para una HAWT Grumman de 20 kW y de dos palas; este modelo fue probado en el túnel de viento en el Centro de Investigación Ames de la NASA. Los resultados más importantes fueron encontrados en la Fase VI de la experimentación y se recopilaron en diferentes trabajos [2, 3]. Unos años después en 2006 en Europa se llevó a cabo el proyecto nombrado MÉXICO, realizado en un túnel de viento de grandes magnitudes, esta investigación se enfocó en la estela generada por el paso del flujo a través del rotor [4].

Además de la experimentación física para el análisis de aerogeneradores, teoría BEM provee resultados cercanos a situaciones reales usando formulaciones simples. En la teoría BEM, la pala del aerogenerador se divide en pequeñas secciones donde los perfiles alares de cada sección son analizados en dos dimensiones (2D) para obtener el arrastre y sustentación de este; integrando así las fuerzas globales como la fuerza axial y el momento a lo largo de la pala completa.

En años recientes, la experimentación física a quedado un poco de lado y se ha utilizado la teoría BEM para la predicción del rendimiento de aerogeneradores comparando sus resultados con la simulación CFD, obteniendo resultados muy cercanos a los obtenidos con la experimentación física. C.J. Bai et al., [5] diseñó y analizó la pala de un aerogenerador de eje horizontal con la ayuda de la teoría BEM y el análisis CFD, mostrando una buena relación entre las magnitudes del empuje y el momento generado por la pala diseñada. Fei-Bin H. et al., [6] diseñó y analizó tres palas con diferentes consideraciones de diseño. Obtuvieron resultados muy similares con el análisis BEM, CFD y datos experimentales obtenidos de un túnel de viento, con lo cual confirmaban y validaban sus métodos. Y. Khalil et al., [7] usó algoritmos computacionales basados en el análisis BEM para diseñar y predecir el comportamiento de un aerogenerador de 7 metros de diámetro y posteriormente utilizó análisis CFD, los resultados entre los métodos coincidían. Tahani M. et al., [8] usó la teoría BEM y simulación CFD para comparar con los datos experimentales de un aerogenerador comercial Vestas V47, alcanzando resultados muy similares entre los tres métodos, validando así su análisis.

Para el diseño de aerogeneradores existen ecuaciones que brindan el mejor diseño posible, pero existen trabajos que utilizan diferentes métodos para la optimización de la pala. van Rooji, R. et al., [9] divide la pala en tres secciones, utilizando un perfil aerodinámico diferente en cada una de las secciones según las características aerodinámicas que tiene cada sección, obteniendo una mejora en el funcionamiento de la pala propuesta. Hasan, M. et al., [10] diseñó la pala de una HAWT con tres diferentes perfiles alares, la pala fue evaluada con la ayuda de CFD y el programa de acceso abierto Qblade el cual esta basado en la teoría BEM. Lin, Y. et al., [11] analizó con simulación CFD y datos experimentales, el aerogenerador INER-P150 de 150 kW, este rotor utiliza una pala con 4 diferentes perfiles alares. Obteniendo resultados muy cercanos entre los dos métodos de análisis.

La simulación CFD es una herramienta poderosa que nos permite el entendimiento del comportamiento del flujo a través de geometrías complejas y obtener resultados cercanos a los reales. Pero es necesario el realizar una correcta simulación para que los resultados que nos brinde sean de calidad, es por esto que varios trabajos se enfocan en la metodología del análisis de la simulación. Algunas investigaciones tratan el CFD para validación de diseños optimizados de aerogeneradores sin necesidad de experimentación

física o simplemente con el propósito de investigar los procedimientos más eficientes para el análisis de este fenómeno. Sun Y. & Zhang L. [12] utilizan el modelo de turbulencia $SSTk - \omega$ para el flujo transitorio en el mallado de un rotor completo, obtuvieron resultados más cercanos a los de la experimentación física. Keerthana M. et al., [13] obtuvo una buena descripción del flujo alrededor de las palas utilizando el modelo de turbulencia $SSTk - \omega$ en el análisis del perfil de un aerogenerador HAWT. Nouioua A. et al., [14] comparan los resultados de tres modelos de turbulencia contra los datos experimentales para el perfil alar S809 del NREL-Fase VI, los modelos de turbulencia fueron el $k - \epsilon$, $RSMk - \epsilon$ y $SSTk - \omega$. Los resultados fueron cercanos entre ellos, el más preciso con respecto los datos experimentales fue el modelo $SSTk - \omega$. Moshfeghi M. et al., [15] estudió la separación de la capa límite de una pala, utilizó el modelo de turbulencia $SSTk - \omega$ y vario el valor de y^+ hasta encontrar el valor ideal el cual fue por debajo de 1, el procedimiento fue útil para encontrar resultados más cercanos a los reales. Sørensen N. et al., [16] comparó diferentes simulaciones CFD del perfil alar en 2D de una HAWT utilizando: compresibilidad, incompresibilidad y correcciones explícitas de compresibilidad. Estos resultados fueron similares entre ellos, mostrando que la compresibilidad no es tan relevante en el análisis de aerogeneradores. Sogukpinar H. and Bozkurt I. [17] obtuvo el ángulo de ataque óptimo de la pala de un aerogenerador con la ayuda de la simulación CFD y la experimentación física coincidiendo en el ángulo con los dos métodos. Yin, R. et al., [18] optimizó el coeficiente de sustentación y la eficiencia aerodinámica de un perfil NACA utilizado en aerogeneradores con la ayuda de algoritmos genéticos.

Este trabajo busca el maximizar la generación de potencia a la velocidad mínima de funcionamiento de una RAT. Con base en los antecedentes señalados se tomaron consideraciones de diseño, uso de la teoría BEM y simulación CFD para la generación del diseño inicial y 50 diseños más, con el propósito de encontrar la combinación más optima. Existe una gran cantidad de bibliografía acerca del rendimiento de aerogeneradores, pero es deficiente esta información para el caso de la RAT. Parte del trabajo radica en la generación de información de este pequeño aerogenerador.

1.5 Hipótesis

Las turbinas RAT tienen una deficiencia en la generación de potencia a una baja velocidad debido a sus características aerodinámicas. Una mejora en el diseño de la forma del rotor de la RAT provocaría una mayor generación de potencia mecánica a una baja velocidad y con esto mejor funcionamiento en casos de emergencia. El análisis con ayuda de software como de programación computacional, diseño mecánico y simulación de fluidos, permitirá encontrar los puntos críticos con oportunidad de mejora del rotor. Los puntos más relevantes para el rendimiento aerodinámico del aerogenerador son el rotor, la nariz y las palas.

1.6 Objetivos

1.6.1 Objetivo general

Aumentar la potencia generada a baja velocidad de una turbina RAT de un avión comercial, al modificar la geometría para extraer la máxima energía del flujo de aire.

1.6.2 Objetivos específicos

- Realizar revisión de la aproximación BEM y la simulación CFD de aerogeneradores.
- Desarrollar un código computacional BEM para el diseño y análisis de aerogeneradores.
- Investigar sobre el diseño de pala de aerogeneradores y técnicas de optimización.
- Modelar paramétricamente mediante CAD el primer diseño y someter a simulación CFD.
- Validación del código BEM con la simulación CFD y programas de acceso abierto.
- Comparación de las propuestas de diseño y selección del rotor óptimo.

1.7 Metodología

- Estado del arte – Revisión de la bibliografía acerca del diseño y análisis de aerogeneradores.
- Predicción teórica – Creación de un código computacional apoyado en el BEM para el diseño y análisis de aerogeneradores.
- Modelado CAD – Modelado de la RAT inicial y de las propuestas de mejora de diseño.
- Simulación CFD – Simulaciones numéricas para la obtención de las fuerzas aerodinámicas y análisis del fluido a través del rotor.
- Optimización – Generación de diseños utilizando métodos de optimización de aerogeneradores.
- Evaluación de resultados.

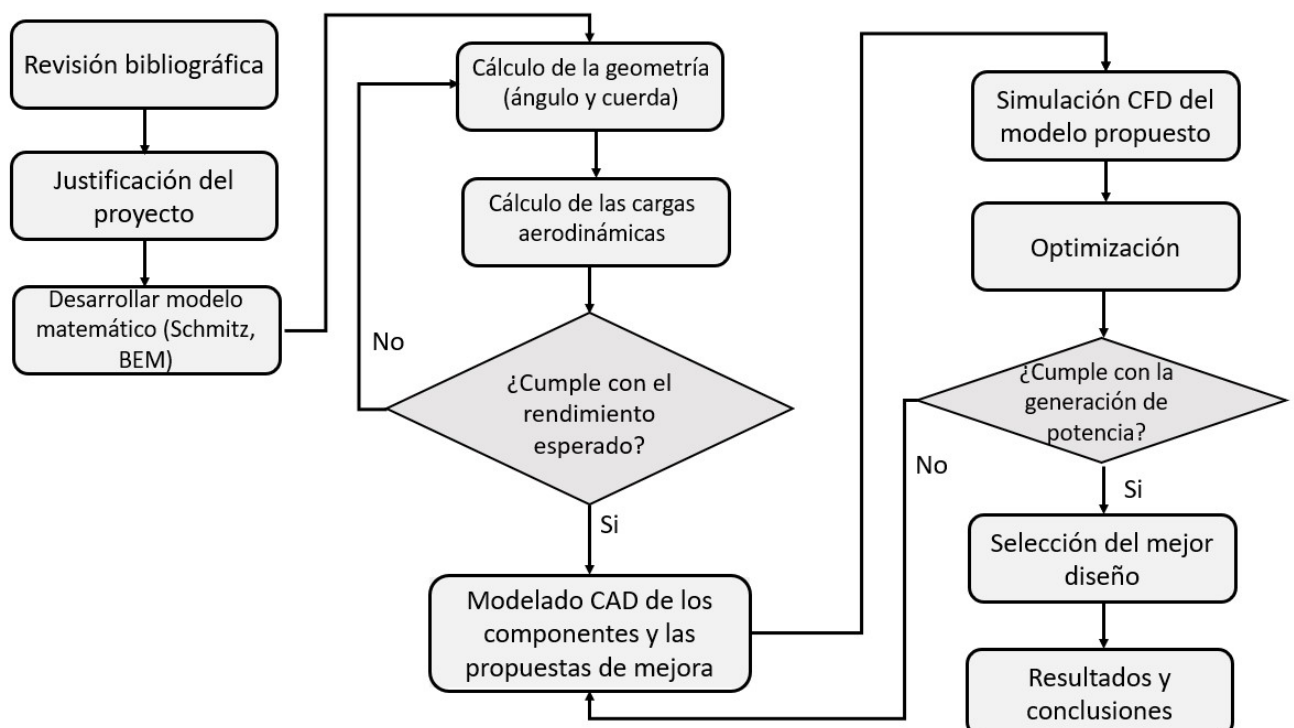


Figura 1.2: Diagrama de flujo metodología de investigación y diseño.

Capítulo 2

Marco teórico

2.1 Aerogeneradores de eje horizontal

2.1.1 Historia y fundamentos

El uso de las energías renovables y en especial el de la energía eólica viene de mucho tiempo atrás, algunos estudios indican la existencia de molinos de viento que datan de aproximadamente 644 d.C. Durante la historia, esta forma de energía ha sido utilizada extensamente, aunque su uso no ha alcanzado el nivel de otros recursos energéticos como el de los combustibles fósiles (carbón, petróleo y gas natural), los cuales han predominado debido a su bajo costo de extracción. Sin embargo, las demandas actuales y el avance de nuevas tecnologías han reducido los costos de generación de energía eólica, facilitando su implementación en diferentes áreas [19].

Los aerogeneradores de eje horizontal (HAWT) se fundamentan principalmente en el principio de la "hélice". Este diseño se encuentra presente tanto en los tradicionales molinos de viento europeos como en las turbinas eólicas modernas de Estados Unidos, convirtiéndose en la tecnología dominante en el sector eólico actual. Se considera que los HAWTs superan a los aerogeneradores de eje vertical (VAWT) debido a varias características clave:

- El diseño de la pala, se puede controlar la velocidad del rotor y la potencia de salida ajustando la inclinación de las palas del rotor. Este control se vuelve crucial para proteger el rotor de velocidades excesivas y condiciones de viento extremas, con especial peligro para los aerogeneradores de gran tamaño.

- La forma de las palas del rotor puede ser optimizada aerodinámicamente, logrando su máxima eficiencia al aprovechar las propiedades del flujo del fluido.
- Un aspecto clave es el liderazgo tecnológico en el desarrollo de estos diseños, que ha permitido mejoras significativas en la eficiencia del aprovechamiento de la energía eólica.

2.1.2 Principios aerodinámicos

El diseño aerodinámico es esencial para el funcionamiento eficiente de los aerogeneradores de eje horizontal. Su principio operativo básico se basa en que el flujo de aire que impacta las palas del rotor genera fuerzas que producen un momento sobre el eje, provocando su rotación. Este movimiento transforma la energía cinética del viento en trabajo mecánico, que se transmite a través de la caja de engranaje para accionar el generador eléctrico. Finalmente, la energía eléctrica generada se inyecta a la red eléctrica para su uso por los consumidores.

El diseño de un aerogenerador es un tema que abarca múltiples disciplinas, incluyendo la aerodinámica, la mecánica estructural, el análisis de materiales, la meteorología y los sistemas de control eléctrico y electrónico. Sin embargo, la aerodinámica es la disciplina más crítica, ya que establece parámetros esenciales como el tamaño del rotor, la forma y el ángulo de las palas, la distribución de la cuerda a lo largo de las mismas, el tipo de perfil aerodinámico utilizado, así como las fuerzas que actúan sobre ellas y los niveles de eficiencia y potencia de salida requeridos. Estos elementos son fundamentales para optimizar el rendimiento del aerogenerador y maximizar su capacidad de generación de energía.

Los enfoques de modelado aerodinámico para aerogeneradores de eje horizontal (HAWT) se fundamentan en la combinación de los modelos matemáticos más efectivos disponibles para representar la aerodinámica de sus diversos componentes. Estos análisis abarcan desde la teoría clásica del momento hasta modelos basados en teorías de Elemento de Pala (BE) y Elemento de Pala-Momento (BEM). Además, se incluyen modelos BE que se combinan con sofisticados métodos aerodinámicos inestables, como el método de Estela Prescrita y el Método de Vórtice Libre (FVM). La integración de estos modelos permite predecir las cargas y características de rendimiento de la turbina eólica en su

conjunto, aunque requiere un acoplamiento eficaz entre todos ellos [20].

En la actualidad, se están llevando a cabo nuevos esfuerzos de investigación para desarrollar modelos que incorporen teorías de vórtices y técnicas de Dinámica de Fluidos Computacional (CFD), basadas en soluciones numéricas de las ecuaciones de Euler y Navier-Stokes. Sin embargo, hasta ahora, estos modelos han tenido un impacto limitado en el diseño de aerogeneradores de eje horizontal (HAWT), principalmente debido a los altos costos computacionales y los tiempos de respuesta prolongados, así como a la falta de aceptación como herramientas certificadas para el diseño. A medida que los métodos numéricos se vuelven más robustos y las capacidades computacionales aumentan, el uso de CFD en aerodinámica se integra cada vez más como un componente esencial en la práctica del diseño de aerogeneradores.

2.1.3 Análisis de energía en el viento

Volumen de control

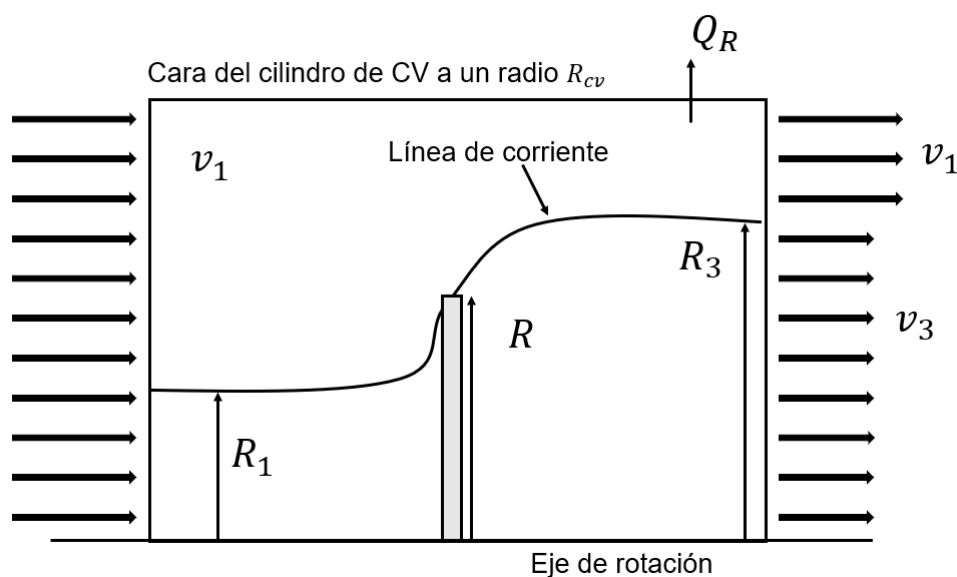


Figura 2.1: Relación del flujo en volumen de control.

Conservación de la masa

Relación del caudal antes (Q_1), durante (Q) y después (Q_3) de la pala del aerogenerador dentro de un volumen de control cv

$$Q_1 = Q = Q_3 \quad (2.1)$$

$$\int_{S_{cv}} \vec{v}_{cv} \cdot dS_{cv} = \int_{S_1} \vec{v}_1 \cdot d\vec{S}_1 + \int_S \vec{v} \cdot d\vec{S} + \int_{S_3} \vec{v}_3 \cdot d\vec{S}_3 \quad (2.2)$$

$$\int_{S_1} \vec{v}_1 \cdot n_1 dS_1 + \int_S \vec{v} \cdot n dS + \int_{S_3} \vec{v}_3 \cdot n_3 dS_3 \quad (2.3)$$

Relación del caudal que entra y sale, en términos de la velocidad y el área.

$$v_1 \pi (R_{cv}^2 - R_3^2) + v_3 \pi R_3^2 + Q_R = v_1 \pi R_{cv}^2 \quad (2.4)$$

$$-v_1 \pi R_3^2 + v_3 \pi R_3^2 + Q_R = 0 \quad (2.5)$$

$$Q_R = \pi R_3^2 (v_1 - v_3) \quad (2.6)$$

$$Q_1 = Q = Q_3 \quad (2.7)$$

$$v_1 \pi R_1^2 = v \pi R^2 = v_3 \pi R_3^2 \quad (2.8)$$

Conservación del momento

Definición de fuerza en términos de la masa y velocidad.

$$F = m \frac{dv}{dt} = \frac{d}{dt}(mv) \quad (2.9)$$

Definición de la densidad ρ

$$\rho = \frac{dm}{dV} \quad (2.10)$$

Despejando la masa

$$dm = \rho dV \quad (2.11)$$

$$d\vec{F} = \frac{d}{dt}(dm\vec{v}) \quad (2.12)$$

$$d\vec{F} = \frac{d}{dt}(\rho\vec{v}dV) \quad (2.13)$$

$$F = \frac{d}{dt} \int \rho \vec{v} dV = \int_V \frac{d\rho \vec{v}}{dt} dV + \int_S \rho \vec{v} \vec{v} \cdot d\vec{S} \quad (2.14)$$

$$\frac{d(\rho \vec{v})}{dt} = \frac{d(\rho \vec{v})}{dt} + (\nabla \cdot \vec{v})(\rho \vec{v}) \quad (2.15)$$

$$T + D = 0 \quad (2.16)$$

Donde T es la fuerza empuje y D el arrastre generado por el rotor del aerogenerador.

$$\vec{T} = -\rho \int_S \vec{v} \vec{v} \cdot dS \quad (2.17)$$

$$T = \rho v_1 v_1 \pi R_{cv}^2 - \rho v_1 v_1 \pi (R_{cv}^2 - R_3^2) - \rho v_3 v_3 \pi R_3^2 - \rho v_1 Q_R \quad (2.18)$$

$$T = \rho v_1 v_1 \pi R_3^2 - \rho v_3 v_3 \pi R_3^2 - \rho v_1 Q_R \quad (2.19)$$

Sustituyendo la ecuación (2.6) en la ecuación (2.19)

$$T = \rho \pi R_3^2 (v_1^2 - v_3^2) - \rho v_1 \pi R_3^2 (v_1 - v_3) \quad (2.20)$$

$$T = \rho \pi R_3^2 (v_1 - v_3)(v_1 + v_3) - \rho v_1 \pi R_3^2 (v_1 - v_3) \quad (2.21)$$

$$T = \rho \pi R_3^2 (v_1 - v_3)[v_1 + v_3 - v_1] \quad (2.22)$$

$$T = \rho \pi R_3^2 v_3 (v_1 - v_3) \quad (2.23)$$

Sustituyendo el valor de $Q_3 = \pi R_3^2 v_3$ en la ecuación (2.23)

$$T = \rho Q_3 (v_1 - v_3) \quad (2.24)$$

Otra ecuación se puede derivar del empuje T considerando el flujo que pasa a través del disco que forma las palas del aerogenerador. Reemplazando las palas por un disco muy delgado con velocidad continua pero presión discontinua, entonces T es resultado unicamente de la diferencia de presiones $P - P_2$. P actúa en dirección del viento en la entrada del disco y P_2 en dirección al viento en la salida del flujo.

$$T = (P - P_2) \pi R^2 \quad (2.25)$$

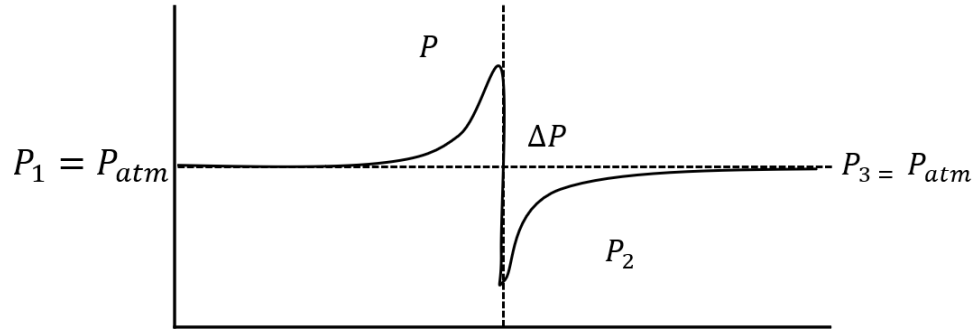


Figura 2.2: Relación presiones a través del rotor.

Conservación de la energía

Definición de la energía

$$E = \frac{1}{2}mv^2 \quad (2.26)$$

Definición de la potencia

$$Pot = \frac{dE}{dt} = \frac{M}{t} = \frac{Fd}{t} = F \cdot \vec{v} = \frac{F \cdot \vec{v} \cdot A}{A} = PQ \quad (2.27)$$

Donde M es el momento

$$P_1 + \frac{1}{2}\rho v_1 = P + \frac{1}{2}\rho v^2 \quad (2.28)$$

$$P - P_1 = \frac{1}{2}\rho(v_1^2 - v^2) \quad (2.29)$$

Debido a que la P_1 es la presión atmosférica puede ignorarse

$$P = \frac{1}{2}\rho(v_1^2 - v^2) \quad (2.30)$$

Misma relación para P_2 y P_3

$$P_2 + \frac{1}{2}\rho v = P_3 + \frac{1}{2}\rho v_3^2 \quad (2.31)$$

$$P_2 - P_3 = \frac{1}{2}\rho(v_3^2 - v^2) \quad (2.32)$$

Al igual que P_1 P_3 es la presión atmosférica así que puede ignorarse

$$P_2 = \frac{1}{2}\rho(v_3^2 - v^2) \quad (2.33)$$

$$Pot = (P - P_2)Q \quad (2.34)$$

Cambiando la definición de Q

$$Pot = (P - P_2)v\pi R^2 \quad (2.35)$$

Sustituyendo la ecuación (2.25) en la ecuación (2.35)

$$Pot = T v \quad (2.36)$$

$$Pot = \frac{1}{2}\rho Q_3(v_1^2 - v_3^2) \quad (2.37)$$

Combinando en la ecuación (2.36) con la ecuación (2.37) y (2.24)

$$Pot = T v = \frac{1}{2}\rho Q_3(v_1^2 - v_3^2) = \rho Q_3(v_1 - v_3)v \quad (2.38)$$

$$v = \frac{v_1 + v_3}{2} \quad (2.39)$$

Coeficiente de potencia

Combinando en la ecuación (2.36) y la ecuación (2.24)

$$Pot = \rho Q_3(v_1 - v_3)v \quad (2.40)$$

Agregando la ecuación (2.8)

$$Pot = \rho\pi v R^2(v_1 - v_3)v \quad (2.41)$$

Despejando v_3 de la ecuación (2.39)

$$Pot = \rho\pi v^2 R^2(v_1 - 2v + v_1) \quad (2.42)$$

Multiplicando por $\frac{v_1^3}{v^3}$

$$Pot = 2\rho\pi v^2 R^2 (v_1 - v) \frac{v_1^3}{v^3} \quad (2.43)$$

$$Pot = 2\rho\pi v^3 R^2 \left(\frac{v}{v_1}\right)^2 \left(1 - \frac{v}{v_1}\right) \quad (2.44)$$

Coefficiente de potencia

$$C_{Pot} = \frac{Pot}{\frac{1}{2}\rho\pi v_1^3 R^2} \quad (2.45)$$

Sustituyendo el valor de $a = 1 - \left(\frac{v}{v_1}\right)$ conocido como el valor de interferencia axial.

$$C_{Pot} = 4v^2 \frac{(v_1 - v)}{v_1^3} = 4a(1 - a)^2 \quad (2.46)$$

De acuerdo con Betz el C_P optimo es de 0.593 (exactamente $\frac{16}{27}$) con un factor de interferencia de 0.333 (exactamente $\frac{1}{3}$)

$$P_{Betz} = C_{P,Betz} \frac{1}{2}\rho v_1^3 A \quad (2.47)$$

Coefficiente de empuje

En la ecuación (2.24) se agrega la igualdad de Q_3 de la ecuación (2.8)

$$T = \rho\pi v R^2 (v_1 - U_3) \quad (2.48)$$

Despejando v_3 de la ecuación (2.39)

$$T = \rho\pi v R^2 (v_1 - 2v + v_1) \quad (2.49)$$

Multiplicando por $\frac{v_1^2}{v^2}$

$$T = 2\rho\pi v R^2 (v_1 - v) \frac{v_1^2}{v^2} \quad (2.50)$$

$$T = 2\rho\pi v_1^2 R^2 \left(\frac{v}{v_1}\right) \left(1 - \frac{v}{v_1}\right) \quad (2.51)$$

Coefficiente de empuje

$$C_T = \frac{T}{\frac{1}{2}\rho\pi v_1^2 R^2} \quad (2.52)$$

Sustituyendo el valor de $a = 1 - (\frac{v}{v_1})$

$$C_T = 4 \frac{v}{v_1} (1 - \frac{v}{v_1}) = 4a(1 - a) \quad (2.53)$$

De acuerdo con Betz el C_P optimo es de 0.593 (exactamente $\frac{16}{27}$) con un factor de interferencia de 0.333 (exactamente $\frac{1}{3}$)

$$P_{Betz} = C_{P,Betz} \frac{1}{2} \rho v_1^3 A \quad (2.54)$$

2.1.4 Diseño del rotor

Introducción a perfiles alares

El rendimiento aerodinámico de aerogeneradores depende directamente de las características de los perfiles alares utilizados a lo largo de la pala. El empuje y potencia producida por la RAT se ve influenciado por la sustentación (C_L) y el arrastre (C_D). Es así necesario conocer las características aerodinámicas de los perfiles alares para poder desarrollar el análisis de cualquier aerogenerador [21]. Para el entendimiento del comportamiento de los perfiles alares existen diferentes recursos como son los datos experimentales, análisis computacionales por medio de programación y el uso de la simulación de fluidos CFD.

Definición y geometría de perfil alar

Existen diversas familias de perfiles alares, cada una de las cuales sigue sus propias directrices en el diseño. Entre las más reconocidas se encuentran los perfiles NACA (U.S. National Advisory Committee on Aeronautics) que fueron desarrollados y estudiados tras la Primera Guerra Mundial. Dentro de los perfiles NACA, se pueden identificar diferentes familias, como los perfiles de 4 dígitos [23] y la serie 6 [24], que se rigen por distintas reglas de diseño. En la Figura 2.3 se presentan los elementos característicos de la geometría de un perfil aerodinámico.

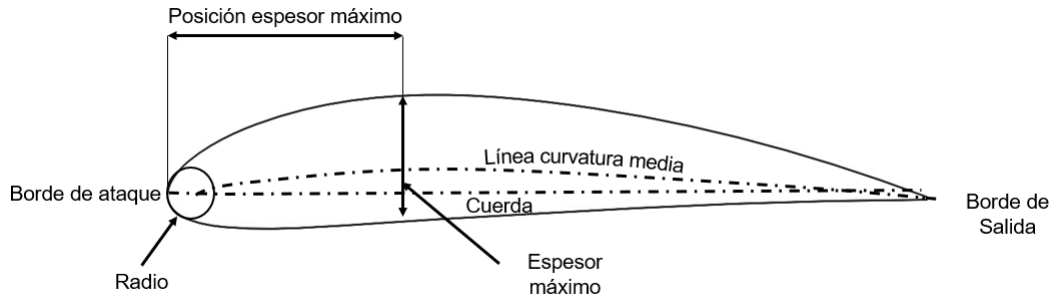


Figura 2.3: Elementos de un perfil alar.

En el caso de la familia de perfiles NACA de 4 dígitos, la nomenclatura utilizada refleja la geometría del perfil. Por ejemplo, en el perfil NACA 8318, el primer dígito, situado a la izquierda, representa el porcentaje máximo de curvatura en relación con la cuerda, que es $0.08c$. El segundo dígito indica la posición de la máxima curvatura, expresada en décimas de la cuerda; para el NACA 8318, esta se encuentra al 30% de la longitud de la cuerda, comenzando desde el borde de ataque. Los dos últimos dígitos especifican el máximo espesor del perfil, que es un 18% de la cuerda ($0.18c$). Además, la ubicación del máximo espesor para todos los perfiles de esta familia se establece, por convención, en el 30% de la cuerda medida desde el borde de ataque.

Debido a su capacidad para reducir la resistencia aerodinámica, los perfiles NACA de la series 6 se utilizan con frecuencia en aerogeneradores de gran tamaño [22]. La geometría de estos perfiles se refleja en su nomenclatura; por ejemplo, el primer dígito a la izquierda (6) en el caso NACA 63-421 identifica la familia de perfiles alares correspondiente. El punto de mínima presión, que en este caso se encuentra al 30% de la cuerda desde el borde de ataque ($0.3c$), se indica con el segundo dígito (3). El coeficiente de sustentación de diseño, que es 0.4, se muestra en el tercer dígito (4). Finalmente, los dos últimos dígitos muestran el grosor máximo del perfil, que es del 21% ($0.21c$).

Sustentación, arrastre y método Viterna

Las características aerodinámicas fundamentales de un perfil alar son la sustentación (L) y el arrastre (D), que son cruciales para el rendimiento de las palas de un aerogenerador. Tanto la sustentación como el arrastre dependen de varios factores, incluyendo la velocidad relativa del viento (W), la cuerda del perfil (c), la densidad del aire (ρ) y el grosor de la sección de la pala (b). Estas variables se expresan comúnmente en

forma de coeficientes aerodinámicos, que permiten evaluar el comportamiento del perfil en condiciones de flujo específicas.

$$C_L = \frac{L}{\frac{1}{2} c b \rho W^2} \quad (2.55)$$

$$C_D = \frac{D}{\frac{1}{2} c b \rho W^2} \quad (2.56)$$

Para el diseño de aerogeneradores, se consideran diversas características aerodinámicas que influyen en la selección del perfil más adecuado, siendo la eficiencia aerodinámica (C_L/C_D) uno de los parámetros más importantes. En este contexto, se analiza la variación de las curvas de sustentación y arrastre en función del ángulo de ataque. Aunque se establece un ángulo de diseño base, es crucial reconocer que el ángulo de ataque del perfil puede variar debido al movimiento del rotor del aerogenerador y a los fenómenos aerodinámicos asociados. Por lo tanto, es fundamental realizar un estudio exhaustivo de los coeficientes aerodinámicos en un amplio rango de ángulos de ataque, que abarca desde -180° hasta 180° , para optimizar el rendimiento del aerogenerador en diversas condiciones de operación.

En el análisis de perfiles alares el método Viterna es una técnica ampliamente reconocida, especialmente en condiciones donde se operan ángulos de ataque altos, situaciones en las que los enfoques tradicionales de análisis aerodinámico pueden resultar ineficientes. Este método fue desarrollado por Larry A. Viterna y Robert D. Corrigan en la década de 1980 [26], en el contexto del diseño de turbinas eólicas, y se centra en la predicción del comportamiento aerodinámico en la región posterior al desprendimiento de flujo. Su importancia radica en la capacidad de proporcionar estimaciones precisas del coeficiente de sustentación y del coeficiente de arrastre en ángulos de ataque altos, donde los fenómenos de flujo turbulento y la separación de la capa límite son predominantes [25].

El método Viterna se fundamenta en la extrapolación de datos obtenidos de pruebas en túneles de viento o simulaciones a baja velocidad y ángulos de ataque moderados, extendiendo estos datos a la región no lineal mediante una serie de parámetros empíricos. Esta estrategia resulta particularmente útil en el análisis de aerogeneradores y otros sistemas aerodinámicos donde los perfiles alares operan bajo condiciones de flujo se-

paradas. A pesar de su enfoque empírico, el método ha demostrado ser robusto y efectivo, especialmente en situaciones que requieren una rápida parametrización y razonablemente precisa del comportamiento aerodinámico, sin necesidad de realizar complejas simulaciones de dinámica de fluidos computacional (CFD). La simplicidad del método Viterna, junto con su capacidad para integrarse en modelos aerodinámicos de orden reducido, lo convierte en una herramienta esencial en la ingeniería aerodinámica, aplicada al diseño y análisis de perfiles alares bajo condiciones de flujo no lineales.

Para la obtención del comportamiento de los coeficientes aerodinámicos después del ángulo de pérdida (α_{Stall}) se utilizan las siguientes ecuaciones:

$$C_L = A_1 \sin(2\alpha) + A_2 \frac{\cos^2(\alpha)}{\sin(\alpha)} \quad (2.57)$$

$$C_D = B_1 \sin^2(\alpha) + B_2 \cos(\alpha) \quad (2.58)$$

Donde la definición de las variables A y B depende de conocer el ángulo de pérdida (α_{Stall}), el coeficiente de sustentación en el ángulo de pérdida (C_{LStall}), el coeficiente de arrastre en el ángulo de pérdida (C_{DStall}) y el coeficiente de arrastre máximo (C_{Dmax}) que es dependiente de la relación de aspecto (AR), donde:

$$C_{Dmax} \simeq 1.11 + 0.018AR \quad (2.59)$$

$$A_1 = \frac{C_{Dmax}}{2} \quad (2.60)$$

$$B_1 = C_{Dmax} \quad (2.61)$$

$$A_2 = (C_{LStall} - C_{Dmax} \sin(\alpha_{Stall}) \cos(\alpha_{Stall})) \frac{\sin(\alpha_{Stall})}{\cos^2(\alpha_{Stall})} \quad (2.62)$$

$$B_2 = \frac{C_{DStall} - C_{Dmax} \sin^2(\alpha_{Stall})}{\cos(\alpha_{Stall})} \quad (2.63)$$

Diseño de palas basado en Schmitz

En la Figura 2.4 se observa los elementos que constituyen el diseño de la pala del aerogenerador a lo largo del radio del rotor (r), los principales elementos de diseño de la pala son el ángulo de ataque $\beta(r)$ y la cuerda $c(r)$.

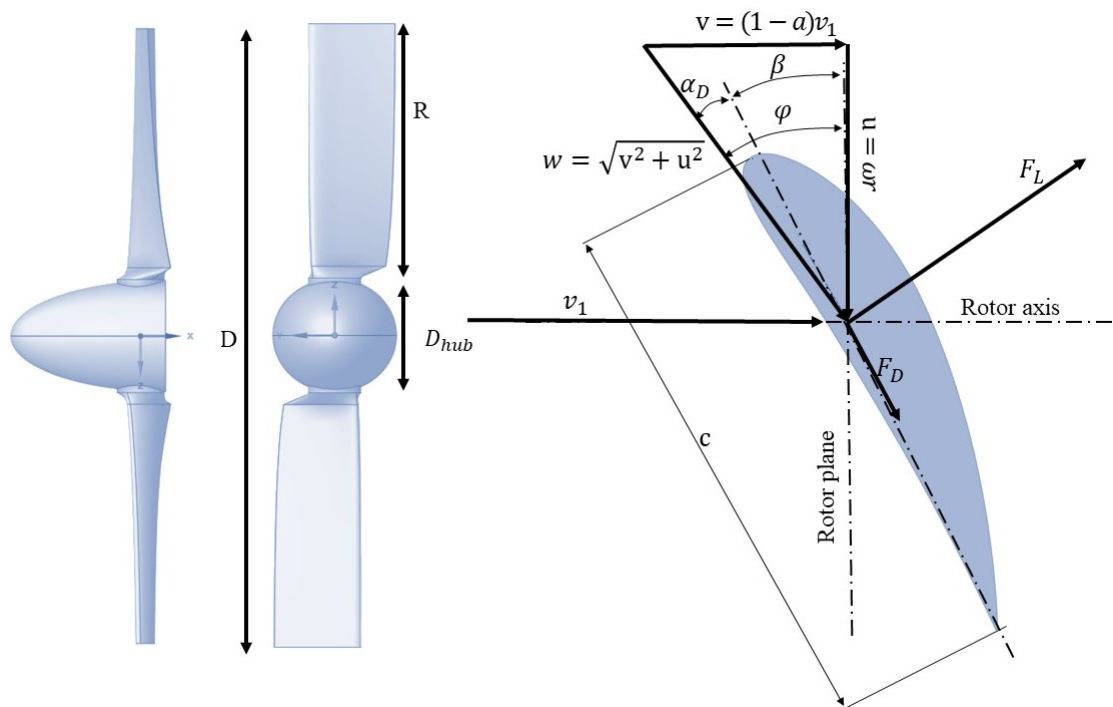


Figura 2.4: Elementos del diseño de palas.

Todos los ángulos son dependientes del radio; $\gamma(r)$ ángulo del viento relativo con respecto al eje del rotor, $\psi(r)$ ángulo del viento relativo respecto al plano del rotor y $\beta(r)$ ángulo de ataque de la pala.

Donde ω es la velocidad angular del rotor y esta definido por

$$\omega_v = 2 \pi n \quad (2.64)$$

donde n es la velocidad rotacional en revoluciones por segundo.

Una variable importante en el análisis de aerogeneradores es la "relación de velocidad punta" la cual se define como

$$X = \frac{v_{tip}}{v_1} = \frac{\omega_v R}{v_1} \quad (2.65)$$

Schmitz ha diferencia de Betz toma en consideración la rotación del flujo,

en base a eso propone formas para calcular el diseño de la pala del rotor y extraer la máxima potencia posible, llegando a la definición del ángulo de ataque a lo largo de la pala ecuación 2.66 y la variación de la cuerda a lo largo de la pala ecuación 2.67 [27].

$$\beta(r)_{Schmitz} = \frac{2}{3} \arctan \frac{R}{X r} - \alpha_D \quad (2.66)$$

$$c(r)_{Schmitz} = \frac{1}{B} \frac{16\pi r}{C_L} \sin^2\left(\frac{1}{3} \arctan\left(\frac{R}{X r}\right)\right) \quad (2.67)$$

2.1.5 Teoría BEM

La teoría del momento de elemento de pala sigue un flujo de trabajo iterativo, en el proceso la pala se divide en pequeñas secciones donde se va realizando el cálculo.

El procedimiento de cálculo está basado en la teoría BEM y sigue los siguientes pasos para cada elemento del radio de la pala [27]:

- Paso 1: se estipulan los valores del factor axial (a) y tangencial (a') en 0 para la primera iteración.
- Paso 2: se calcula el ángulo ψ y con este el ángulo de ataque α

$$\psi = \arctan \frac{1 - a}{1 + a' r \omega_v} \frac{v_1}{v_1} \quad (2.68)$$

$$\alpha = \psi - \beta \quad (2.69)$$

- Paso 3: con el ángulo de ataque α obtener el valor del C_L y C_D del perfil aerodinámico seleccionado.
- Paso 4: calcular los valores de C_x y C_y

$$C_x = C_L \sin(\psi) - C_D \cos(\psi) \quad (2.70)$$

$$C_y = C_L \cos(\psi) + C_D \sin(\psi) \quad (2.71)$$

- Paso 5: el factor axial a y tangencial a' son calculados

$$a = \frac{1}{\frac{4F \sin^2(\psi)}{\sigma C_y} + 1} \quad (2.72)$$

$$a' = \frac{1}{\frac{4F \sin(\psi)\cos(\psi)}{\sigma C_x} - 1} \quad (2.73)$$

donde σ es definido como la relación del solido y F es utilizado en los aerogeneradores con pocas palas en su rotor

$$\sigma = \frac{c B}{2\pi r} \quad (2.74)$$

$$F = \frac{2}{\pi} \arccos\left(\exp\left(-\frac{B}{2} \frac{R-r}{r \sin(\psi)}\right)\right) \quad (2.75)$$

donde B es el número de palas del rotor. Para el caso de que a sea mayor a 0.2 este factor ($a_c = 0.2$) se vuelve a calcular utilizando la siguiente ecuación

$$a = \frac{1}{2} \left(2 + K(1 - 2a_c) - \sqrt{(K(1 - 2a_c) + 2)^2 + 4(K a_c^2 - 1)}\right) \quad (2.76)$$

donde

$$\frac{4 F \sin^2(\psi)}{\sigma C_y} \quad (2.77)$$

- Paso 6: si el a y a' tiene una diferencia mayor del 1% con respecto a su valor en la iteración pasada se vuelve a iniciar desde el paso 2, si la diferencia es menor al 1% se detiene el proceso iterativo y se utilizan los valores de a y a' para el cálculo del torque y del empuje en cada sección de la pala.

Para el calculo de las fuerzas en el rotor es necesario calcular primero la velocidad del flujo relativo W

$$W = \frac{v_1(1 - a)}{\sin(\psi)} \quad (2.78)$$

Para el cálculo del torque por cada sección se utiliza

$$U^*(r) = \frac{1}{2}\rho W^2 c C_x \quad (2.79)$$

mientras que para el empuje en cada sección de la pala se usa

$$T^*(r) = \frac{1}{2}\rho W^2 c C_y \quad (2.80)$$

El empuje total del rotor esta definida por

$$T = B \int_0^R T^*(r) dr \quad (2.81)$$

donde dr es el grosor de cada sección, para el caso de la potencia se define como

$$P = \omega_v B \int_0^R r U^*(r) dr \quad (2.82)$$

2.1.6 Ram Air Turbine (partes y fundamentos)

La Ram Air Turbine (RAT) es una pequeña turbina utilizada en aeronaves para generar energía a partir del flujo de aire creado por la velocidad del avión. Generalmente, la RAT está conectada a un generador eléctrico que convierte esta energía cinética en energía eléctrica. En algunos casos, también se vincula con la bomba de combustible hidráulica. Al igual que las grandes turbinas eólicas, la RAT cuenta con palas que giran al atravesar el aire, generando así la energía necesaria. La Figura 2.5 ilustra los diferentes componentes de la turbina RAT en un avión comercial.

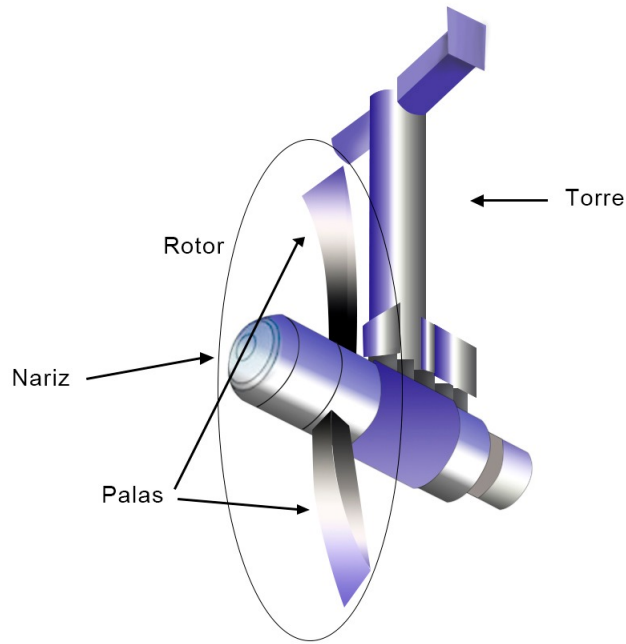


Figura 2.5: Morfología una turbina RAT.

Todos los aviones comerciales modernos están equipados con un sistema de generación de energía de emergencia, en el cual la turbina RAT (Ram Air Turbine) juega un papel crucial. Esta turbina se activa en situaciones extremas, como cuando la aeronave pierde potencia, desplegándose desde el fuselaje para aprovechar la corriente de aire y generar la energía necesaria para controlar el avión y facilitar un aterrizaje seguro. Aunque su uso es poco frecuente, la RAT puede ser vital en emergencias.

Uno de los primeros tipos de aeronaves en incorporar la turbina RAT fue el Vickers VC10, que se introdujo en 1960. En la actualidad, el Airbus A380 cuenta con la turbina RAT de mayor diámetro, alcanzando los 1.62 metros, mientras que el diámetro promedio de una turbina RAT es de aproximadamente 80 cm. Estas turbinas son capaces de generar entre 5 kW y 60 kW, dependiendo del generador utilizado. Además, los modelos más pequeños diseñados para bajas velocidades pueden producir hasta 400 Watts [1].

La RAT funciona como un sistema de emergencia que se activa cuando los motores de la aeronave dejan de operar. En la mayoría de las aeronaves, la RAT puede desplegarse automáticamente durante situaciones de emergencia, aunque el piloto también tiene la opción de activarla manualmente si es necesario. Este sistema es crucial para proporcionar energía hidráulica y eléctrica casi instantáneamente, permitiendo que los controles de vuelo y otros sistemas esenciales sigan funcionando hasta que se restablezca

la potencia principal.

Actualmente, la mayoría de las aeronaves están equipadas con una turbina RAT, que ha demostrado ser vital para salvar vidas en situaciones de emergencia durante el aterrizaje. En la actualidad, se están realizando esfuerzos para modificar tanto la unidad de energía auxiliar como la RAT, con el objetivo de hacerlas más ligeras y eficientes. La RAT genera energía a partir del movimiento de rotación del rotor, que se encuentra ubicado en la parte delantera de la turbina.

El diámetro del rotor varía según el tipo de aeronave y la cantidad de energía que necesita producir para el funcionamiento del sistema de emergencia. Los rotores pueden tener entre 2 y 4 palas, dependiendo de los requisitos energéticos del avión. Aunque los rotores de dos palas pueden ser más eficientes que los de cuatro, ya que pueden operar a velocidades relativamente altas, la eficiencia también depende del material utilizado en las palas. Estas pueden estar fabricadas de metal o plástico, lo que influye en su rendimiento y durabilidad.

La RAT se ha demostrado que produce una cantidad considerable de energía, aunque en aplicaciones de baja velocidad, su capacidad se limita a aproximadamente 400 watts. Esta potencia, aunque modesta, es suficiente para proporcionar energía durante períodos cortos, lo que puede ser crucial para ayudar a la aeronave a aterrizar de manera segura en situaciones de emergencia. En los últimos años, más de dos mil personas han sobrevivido gracias a la generación de energía proporcionada por la RAT, destacando su importancia en la seguridad aérea.

El sistema de generación de energía alterna conocido como Auxiliary Power Unit (APU) es común en las aeronaves, pero a diferencia de la turbina RAT, la APU requiere una considerable cantidad de combustible, mantenimiento continuo y produce emisiones perjudiciales para el medio ambiente.

En contraste, la RAT genera energía a partir de fuentes renovables, utilizando el aire de impacto que se produce por la velocidad de la aeronave. Este sistema puede activarse en cuestión de segundos una vez que se despliega desde el fuselaje, proporcionando energía eléctrica e hidráulica necesaria para mantener los sistemas vitales del avión durante situaciones de emergencia. Mientras que la APU opera quemando combustible y requiere un mantenimiento más riguroso, la RAT ofrece una solución más ecológica y eficiente en términos de respuesta rápida ante fallos en los sistemas principales.

Los cálculos de par motor (torque), velocidad y potencia son aspectos cruciales en el diseño de una turbina RAT. Estos factores determinan el tamaño del generador, el número de palas y el diámetro del rotor, los cuales se seleccionan en función de la potencia y velocidad requeridas para el funcionamiento óptimo del sistema.

El diseño asistido por computadora (CAD) es una herramienta fundamental en el desarrollo de turbinas Ram Air Turbine (RAT). Una vez que se crea el modelo 3D, se procede a la generación de prototipos, los cuales son esenciales para realizar pruebas y mejoras en el diseño. Este enfoque permite a los ingenieros optimizar características como la geometría del rotor y la disposición de las palas, asegurando que la turbina funcione de manera eficiente y cumpla con los requisitos de potencia necesarios.

El uso de CAD facilita la visualización y modificación del diseño antes de la construcción física del prototipo, lo que ahorra tiempo y recursos. Además, permite realizar simulaciones aerodinámicas y estructurales que son cruciales para evaluar el rendimiento de la turbina bajo diferentes condiciones operativas. A medida que se obtienen datos de las pruebas de los prototipos, se pueden realizar ajustes en el diseño para mejorar su eficiencia y efectividad en situaciones reales.

2.2 Dinámica de Fluidos Computacional aplicada a la aerodinámica

2.2.1 Historia

El avance de la computación durante el siglo XX ha tenido un impacto significativo en la mecánica de fluidos y la transferencia de calor, especialmente en el diseño ingenieril. En las últimas décadas, el uso de la Dinámica de Fluidos Computacional (CFD) para predecir el comportamiento de flujos ha crecido considerablemente. En los años 80, las soluciones CFD eran principalmente utilizadas por académicos y expertos en el campo. Sin embargo, hoy en día su aplicación se ha expandido a múltiples industrias, convirtiéndose en una técnica poderosa con un amplio rango de aplicaciones. El uso creciente de CFD ha permitido resolver problemas complejos que antes requerían costosas pruebas físicas, haciendo que esta herramienta sea indispensable para mejorar diseños y eficiencias operativas en diversas aplicaciones industriales. Algunos ejemplos populares son:

- Aerodinámica de aeronaves y vehículos, para el cálculo de las fuerzas aerodinámicas como la sustentación (lift) y arrastre (drag).
- Energía como la combustión en motores de combustión interna y turbinas de gas.
- Hidrodinámica en el caso de las embarcaciones.
- Turbomáquinaria con flujos que pasan por difusores, aerogeneradores etc.
- Ingeniería eléctrica y electrónica, utilizado para el cálculo de enfriamiento de microcircuitos.
- Ingeniería en procesos químicos en la separación y combinación, moldura de polímeros.
- Construcción se analiza las cargas del viento, calefacción y la ventilación.
- Ingeniería ambiental la distribución de las aguas residuales y de la contaminación.
- Hidrología y oceanografía es utilizado para el cálculo del flujo en ríos, océanos y estuarios.
- Meteorología para la predicción del clima.
- Ingeniería biomédica es utilizado para el flujo de sangre a través de las venas y arterias.

La industria aeroespacial ha integrado la técnica de simulación CFD en el diseño y manufactura de aeronaves y motores, convirtiéndose en un componente vital para optimizar productos industriales y procesos. Esta herramienta permite a los ingenieros simular y analizar el rendimiento aerodinámico de las aeronaves en diversas condiciones, mejorando la eficiencia y la seguridad.

El uso de programas computacionales de ingeniería ha proporcionado grandes beneficios a la industria, siendo uno de los más destacados el ahorro económico, ya que reduce la necesidad de realizar experimentación física para validar diferentes diseños y procesos. Esto permite a las empresas optimizar sus recursos y acelerar el desarrollo de productos. Algunas de las ventajas del CFD sobre la experimentación física son:

- Reducción sustancial en los tiempos de entrega y costos de nuevos diseños.

- Facilidad para el estudio de sistemas que por su tamaño es muy difícil o imposible replicar experimentalmente.
- Facilidad para el estudio de sistemas en condiciones peligrosas.
- Casi un nivel ilimitado de detalle en el resultado.

A pesar de estas ventajas, la experimentación física sigue siendo una práctica común y necesaria para validar los análisis realizados por los programas de ingeniería. Las pruebas en el mundo real son esenciales para asegurar que los modelos computacionales reflejen con precisión el comportamiento del producto en condiciones operativas, lo que garantiza la fiabilidad y seguridad en el diseño final.

El costo de un experimento suele ser proporcional al tiempo y al número de datos que se deseen obtener. En contraste, los códigos CFD pueden generar una gran cantidad de resultados de manera económica, lo que los convierte en herramientas ideales para estudios paramétricos y la optimización del rendimiento de equipos. Esta capacidad permite a los ingenieros explorar múltiples configuraciones y variables sin incurrir en los altos costos asociados con la experimentación física, facilitando así un proceso de diseño más eficiente y ágil.

Una consideración importante en la utilización de códigos CFD es la necesidad de contar con personal calificado para operar estos programas y obtener resultados precisos. Muchas empresas ven esto como una desventaja, ya que implica el costo de preparar al personal, así como la inversión en equipos computacionales y en los propios programas de CFD. Aunque estos costos pueden ser significativos, la capacidad de realizar simulaciones detalladas y optimizar diseños puede justificar la inversión a largo plazo, mejorando la eficiencia y reduciendo el tiempo de desarrollo en comparación con métodos tradicionales [28].

2.2.2 Etapas de solución CFD

Para resolver una simulación CFD, los códigos comerciales cuentan con interfaces sofisticadas que permiten ingresar los parámetros necesarios, resolver y examinar los datos obtenidos. Todos los códigos CFD siguen tres pasos principales: (1) el pre-proceso, (2) la solución y (3) el post-proceso. Mencionándose a continuación las principales acciones realizadas en cada uno de estos pasos [29].

1. Pre-procesamiento: Incluye todos los pasos necesarios antes de ejecutar la simulación y convierte el problema a las condiciones requeridas por el programa CFD. Algunas actividades necesarias son:

- (a) Se realiza el diseño del dominio del flujo que se analizará, normalmente realizado con algún programa CAD. Existen una gran cantidad de programas comerciales de diseño CAD como Spaceclaim, Solidworks, Catia, etc.
- (b) Para resolver una simulación CFD, se genera una malla que divide el dominio computacional en varios elementos pequeños llamados celdas. Este dominio puede ser creado en 2D o 3D; en el caso de 2D, las celdas son áreas, mientras que en 3D son volúmenes. Cada celda actúa como un pequeño volumen de control donde se resuelven las versiones discretas de las ecuaciones de conservación y transporte. La creación de la malla es un paso crucial para la simulación, ya que la calidad de la solución depende directamente de la calidad de esta malla. Una malla bien diseñada asegura que los resultados sean precisos y representativos del fenómeno físico que se está simulando. Por lo tanto, es fundamental prestar atención a los parámetros de calidad durante el proceso de mallado, como la relación de aspecto y la ortogonalidad de las celdas, para optimizar el rendimiento de la simulación. Hay varios programas para el proceso de mallado muy famosos como ANSYS Meshing, ANSYS ICEM, CFD-GEOM, Gridgen etc.

Aproximadamente el 50% del tiempo utilizado en un análisis por medio de CFD es utilizado en la definición de la geometría del dominio y la generación de la malla. Varios programas CFD tienen incluido una interface de diseño CAD el cual facilita la importación de datos y la generación de la malla.

2. Solución: Etapa en la que se brindan las diferentes condiciones del problema necesarias para la solución y se resuelven las ecuaciones necesarias, para este paso es utilizado

- (c) Es necesario especificar el tipo de fluido (aire, agua, gasolina, entre otros), y las propiedades del fluido (temperatura, densidad, viscosidad, etc.). La gran mayoría de los paquetes de CFD cuentan con una base de datos de propiedades de los fluidos más comunes, lo que facilita este paso.

- (d) Se especifican las condiciones de frontera en cada lado del dominio computacional (2D) o en cada cara del dominio (3D).
- (e) Se seleccionan los parámetros numéricos y los algoritmos de solución. Los programas CFD cuentan con diferentes algoritmos de solución.
- (f) Se genera una primera aproximación para las variables de campo de flujo que se especifican en cada celda. Estas son condiciones iniciales, que podrían ser imprecisas, sin embargo son necesarias como punto de partida, para que el proceso de iteración proceda de manera correcta.
- (g) Al comenzar con los valores inicializados, las formas discretizadas de las ecuaciones de continuidad y Navier-Stokes se resuelven por iteración, generalmente en el centro de cada celda. Si todos los términos de la ecuación de Navier-Stokes se trasladaran a un lado para igualar a cero el otro lado, la solución numérica sería “exacta” cuando la suma de estos términos, denominada residuo, se vuelva cero para cada celda del dominio. Sin embargo, en una solución CFD, esta suma nunca es igual a cero, aunque se espera que disminuya con cada iteración. El residuo puede considerarse una medida de la desviación de una solución numérica respecto a la solución exacta para una determinada ecuación de conservación o transporte; por lo tanto, es fundamental monitorear el residuo promedio relacionado con cada ecuación para determinar cuándo converge la solución. En ocasiones, se requieren cientos o incluso miles de iteraciones para que la solución final converja, y los residuos pueden disminuir en varios órdenes de magnitud durante este proceso.

3. Post-Procesamiento: Recientemente muchos de los avances a los códigos CFD han estado en la parte del post-procesamiento. Debido a la creciente popularidad del uso de estos programas, se ha mejorado la capacidad de las gráficas, actualmente los paquetes CFD se encuentran equipados con herramientas muy útiles para la visualización de resultados.

- (h) Al converger la solución en una simulación CFD, las variables del campo de flujo, como la presión y la velocidad, se representan y analizan gráficamente. También es posible definir y analizar funciones adicionales que se forman mediante combinaciones algebraicas de estas variables. La mayoría de los pa-

quetes CFD incluyen postprocesadores integrados, diseñados para facilitar un análisis gráfico y rápido del campo de flujo. Sin embargo, también existen paquetes dedicados exclusivamente a esta área, lo que permite una mayor especialización en el análisis de resultados.

- (i) Las propiedades globales del campo de fluido, como la presión y la velocidad, así como las propiedades integrales, como las fuerzas aerodinámicas (sustentación y arrastre) y los torques que actúan sobre un cuerpo, se calculan a partir de la solución obtenida al converger. La mayoría de los paquetes CFD permiten realizar estos cálculos simultáneamente, y es recomendable monitorear estos valores durante el proceso de iteración. Esto se debe a que, cuando una solución converge, las propiedades globales e integrales también deben estabilizarse en valores constantes. El monitoreo de estas propiedades es crucial para asegurar que los resultados sean precisos y representativos del comportamiento del sistema simulado. Al seguir estos valores a lo largo de las iteraciones, los ingenieros pueden identificar rápidamente cualquier anomalía o problema en la convergencia de la solución, lo que les permite realizar ajustes necesarios en el modelo o en los parámetros de simulación para mejorar la precisión de los resultados.

Los paquetes de procesamiento regularmente incluyen:

- Monitores del dominio de la geometría y del mallado.
- Diagramas vectoriales.
- Líneas y sombras de graficas de contornos.
- Gráficas de superficie 2D y 3D.
- Rastreo de las partículas.
- Manipulación de las vistas.
- Resultados escritos.

Recientemente se ha incluido la animación dinámica, estas herramientas son muy importantes para la comunicación de ideas para los no especialistas en los temas de CFD.

2.2.3 Ecuaciones Gobernantes

Para resolver el flujo de un fluido, los códigos CFD utilizan ecuaciones diferenciales derivadas de los principios fundamentales de conservación de la masa, el momento y la energía. Las dos ecuaciones principales en este contexto son las de conservación de la materia y la cantidad de movimiento, que describen todos los problemas relacionados con el flujo viscoso isotérmico de un fluido puro.

En situaciones que involucran fluidos no isotérmicos o mezclas de varios componentes, se requieren ecuaciones adicionales para abordar la conservación de la energía y la conservación de las especies químicas individuales. Estas ecuaciones son esenciales para modelar adecuadamente el comportamiento del fluido en diversas condiciones operativas y permiten simular fenómenos complejos que ocurren en sistemas reales.

El desarrollo de la ecuación de continuidad se basa en la aplicación de la ley de conservación de la materia a un pequeño volumen dentro de un fluido en movimiento. Esta ley establece que la masa no se crea ni se destruye, lo que implica que cualquier cambio en la cantidad de masa que entra o sale de un volumen de control debe ser igual a la variación de masa dentro de ese volumen.

Por otro lado, la ecuación de movimiento se generaliza a través del balance de cantidad de movimiento, que considera las fuerzas que actúan sobre el fluido y cómo estas afectan su movimiento. Este balance incluye tanto las fuerzas externas, como la gravedad y la presión, como las fuerzas internas, resultantes de la viscosidad del fluido. Juntas, estas ecuaciones forman la base para describir el comportamiento del flujo en diversas condiciones y son fundamentales en el análisis CFD.

Para comprender la obtención de las ecuaciones de continuidad y movimiento, es esencial familiarizarse con los tres tipos de derivadas con respecto al tiempo que se utilizarán en el análisis. Un ejemplo práctico para ilustrar este concepto es la concentración de peces en un río. Dado que los peces están en movimiento, la concentración de peces c se considera una función de la posición. (x, y, z) y del tiempo (t) .

Derivada parcial con respecto al tiempo, $\frac{\partial c}{\partial t}$

Supongamos que estamos en un barco con el ancla echada, y podemos observar cómo varía la concentración de peces exactamente por debajo de nosotros todo el tiempo. Se ésta pues

observando como varía la concentración de peces con el tiempo en una posición fija en el espacio. De acuerdo con esto, $\frac{\partial c}{\partial t}$ indica la parcial de c con respecto a t , manteniendo constantes x, y, z .

Derivada total con respecto al tiempo, $\frac{dc}{dt}$

Supongamos que estamos en una lancha a motor que se mueve en el río en todas las direcciones que quiera, unas veces en contra la corriente, otras a través y tal vez otras a favor de la corriente. Al referir la variación de la concentración de peces con respecto al tiempo, los números que resultan reflejan también el movimiento de la lancha. La derivada total con respecto al tiempo viene dada por

$$\frac{dc}{dt} = \frac{\partial c}{\partial t} + \frac{\partial c}{\partial x} \frac{dx}{dt} + \frac{\partial c}{\partial y} \frac{dy}{dt} + \frac{\partial c}{\partial z} \frac{dz}{dt} \quad (2.83)$$

donde $\frac{dx}{dt}$, $\frac{dy}{dt}$, y $\frac{dz}{dt}$ son los componentes de la velocidad de la lancha.

Derivada substancial con respecto al tiempo, $\frac{Dc}{Dt}$

Supongamos que estas en la lancha con el motor apagado y el ancla recogida, dejando que la lancha simplemente flote. En este caso, la velocidad del observador es exactamente la misma velocidad de la corriente v . Al referir la variación de la concentración de peces con respecto al tiempo, los números dependen de la velocidad local de la misma corriente. Está relacionada con la derivada parcial con respecto al tiempo de la forma siguiente

$$\frac{Dc}{Dt} = \frac{\partial c}{\partial t} + \frac{\partial c}{\partial x} v_x + \frac{\partial c}{\partial y} v_y + \frac{\partial c}{\partial z} v_z \quad (2.84)$$

donde v_x , v_y y v_z son los componentes de la velocidad local del fluido v .

Es importante el entender el significado físico de estas tres derivadas, para el entendimiento de las ecuaciones de continuidad y Navier-Stokes [30].

Ecuación de Continuidad

Esta ecuación se deduce aplicando un balance de masa a un elemento estacionario de volumen $\Delta x \Delta y \Delta z$, a través del que está circulando el fluido.

Velocidad de acumulación de materia.	=	Velocidad de entrada de materia.	-	Velocidad de salida de materia.
--------------------------------------	---	----------------------------------	---	---------------------------------

Figura 2.6: Ecuación de Continuidad.

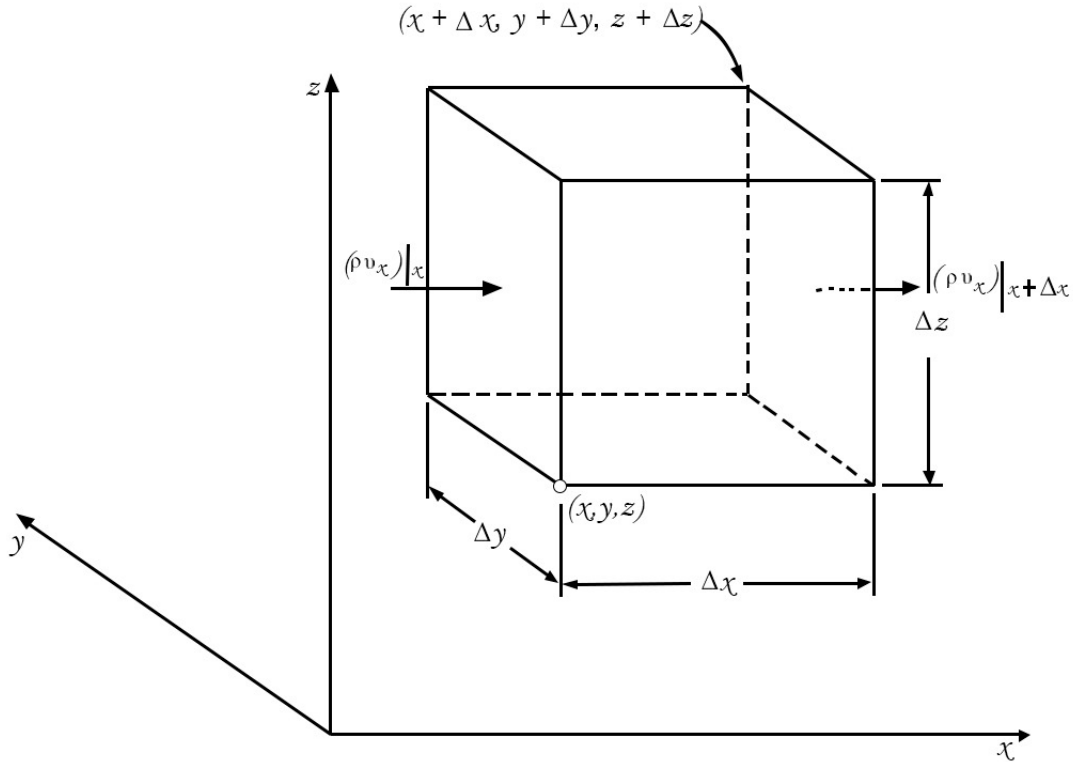


Figura 2.7: Región de volumen fijo, a través del cual circula un fluido.

Se comienza considerando el par de caras perpendiculares al eje x . La velocidad de entrada de materia a través de la cara x es $(\rho v_x)|_x \Delta y \Delta z$, y la velocidad de salida de la materia a través de la cara $x + \Delta x$ es $(\rho v_x)|_{x+\Delta x} \Delta y \Delta z$. Para los otros dos pares de caras pueden escribirse expresiones análogas. La velocidad de acumulación de materia en el elemento de volumen es $(\Delta x \Delta y \Delta z) \left(\frac{\partial \rho}{\partial t} \right)$. El balance de la materia por lo tanto queda;

$$\begin{aligned}
 (\Delta x \Delta y \Delta z) \left(\frac{\partial \rho}{\partial t} \right) &= \Delta y \Delta z [(\rho v_x)|_x - (\rho v_x)|_{x+\Delta x}] + \\
 &\quad \Delta x \Delta z [(\rho v_y)|_y - (\rho v_y)|_{y+\Delta y}] + \\
 &\quad \Delta x \Delta y [(\rho v_z)|_z - (\rho v_z)|_{z+\Delta z}]
 \end{aligned} \tag{2.85}$$

Al dividir toda la ecuación por $(\Delta x \Delta y \Delta z)$, y tomando límites cuando estas

dimensiones tienen a cero se tiene que:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} = -\left(\frac{\partial}{\partial x}\rho v_x + \frac{\partial}{\partial y}\rho v_y + \frac{\partial}{\partial z}\rho v_z\right) \quad (2.86)$$

Esta es la ecuación de continuidad, que describe la variación de la densidad para un punto fijo, como consecuencia de las variaciones del vector de velocidad másica ρv . La ecuación de continuidad puede escribir en una forma más conveniente utilizando notación vectorial:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} = -(\nabla \bullet \rho v) \quad (2.87)$$

El término $(\nabla \bullet \rho v)$ se denomina "divergencia" de ρv , y a veces se escribe $div \bullet \rho v$, vea que el vector ρv es la densidad del flujo de materia y que su divergencia tiene un significado sencillo: representa la velocidad neta con que disminuye la densidad de flujo de materia por unidad de volumen. Por lo tanto, la ecuación anterior establece que la velocidad con que aumenta la densidad en el interior de un pequeño elemento de volumen fijo en el espacio, es igual a la velocidad neta de entrada de densidad de flujo de materia en el elemento dividida por su volumen. Generalmente, es preferible modificar la ecuación $\frac{\partial \rho}{\partial t} = -\left(\frac{\partial}{\partial x}\rho v_x + \frac{\partial}{\partial y}\rho v_y + \frac{\partial}{\partial z}\rho v_z\right)$, efectuando la diferenciación que está indicada y reuniendo todas las derivadas de ρ en el primer miembro:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + v_x \frac{\partial \rho}{\partial x} + v_y \frac{\partial \rho}{\partial y} + v_z \frac{\partial \rho}{\partial z} = -\rho \left(\frac{\partial v_x}{\partial x} + \frac{\partial v_y}{\partial y} + \frac{\partial v_z}{\partial z}\right) \quad (2.88)$$

El primer miembro de la ecuación $\frac{\partial \rho}{\partial t} + v_x \frac{\partial \rho}{\partial x} + v_y \frac{\partial \rho}{\partial y} + v_z \frac{\partial \rho}{\partial z} = -\rho \left(\frac{\partial v_x}{\partial x} + \frac{\partial v_y}{\partial y} + \frac{\partial v_z}{\partial z}\right)$ es la derivada substancial de la densidad, es decir, la derivada con respecto al tiempo para un recorrido que sigue el movimiento del fluido. De acuerdo con esto, la ecuación puede ser expresada brevemente como:

$$\frac{D\rho}{Dt} = -\rho(\nabla \bullet v) \quad (2.89)$$

En donde el operador $\frac{D}{Dt}$ está definido por la ecuación $\frac{Dc}{Dt} = \frac{\partial c}{\partial t} + \frac{\partial c}{\partial x}v_x + \frac{\partial c}{\partial y}v_y + \frac{\partial c}{\partial z}v_z$. La ecuación de continuidad describe la velocidad de variación de la densidad desde la perspectiva de un observador que flota en el fluido, formulando así la conservación de la materia. Esta deducción puede realizarse para un elemento de volumen de forma arbitraria, lo que permite aplicar el principio a diversas configuraciones. Una forma especial

y muy importante de esta ecuación es la que se aplica a fluidos de densidad constante, conocidos como incompresibles. para el que:

$$(\nabla \cdot v) = 0 \quad (2.90)$$

Aunque en realidad ningún fluido es totalmente incompresible, en la práctica se puede admitir con mucha frecuencia que la densidad es constante, con lo que se obtiene una considerable simplificación, sin cometer casi error [38].

Ecuación de Movimiento

Para un elemento de volumen $\Delta x \Delta y \Delta z$, se puede escribir el siguiente balance de cantidad de movimiento:

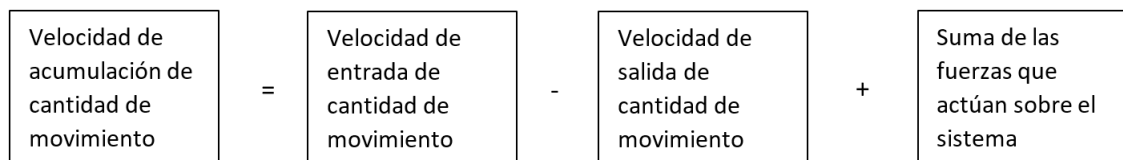


Figura 2.8: Ecuación de Movimiento.

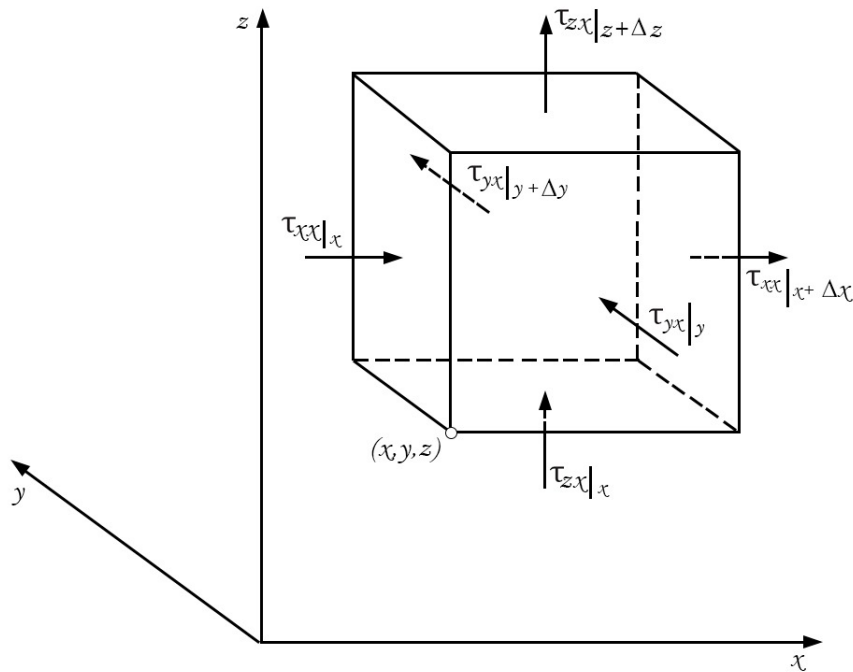


Figura 2.9: Región de volumen fijo, en el que se señala la dirección en que se transporta el componente x de la cantidad de movimiento.

El flujo tiene un comportamiento no estacionario, permitiendo al fluido que se mueva en una dirección arbitraria a través de las seis caras del elemento de volumen, igual que en la ecuación de continuidad. Es preciso decir que la expresión anterior es la ecuación de un vector, con componentes en cada una de las tres direcciones coordenadas, x, y y z . Por mayor sencillez, comenzaremos considerando el componente x de cada uno de los términos de la expresión anterior; los componentes y y z se pueden obtener por analogía.

Vamos a considerar en primer lugar las velocidades de flujo del componente x de la cantidad de movimiento que entra y sale del elemento de volumen que se indica en la Figura 2.9. La cantidad de movimiento entra y sale del elemento de volumen en virtud de dos mecanismos: por convección (es decir, debido al flujo global del fluido) y por transporte molecular (o sea, a causa de los gradientes de velocidad).

La velocidad con la que entra por convección el componente x de la cantidad de movimiento por la cara situada en x es $\rho v_x v_x|_x \Delta y \Delta z$ y la velocidad con la que sale por $x + \Delta x$ es $\rho v_x v_x|_{x + \Delta x} \Delta y \Delta z$. La velocidad a la que entra por y es $\rho v_x v_x|_y \Delta x \Delta z$ para

las demás caras se pueden escribir expresiones similares. Vemos, por tanto, que es preciso considerar el flujo convectivo de la cantidad de movimiento x a través de las seis caras, y que el flujo convectivo neto, de la cantidad de movimiento x , en el elemento de volumen es:

$$\begin{aligned} & \Delta y \Delta z (\rho v_x v_x|_x - \rho v_x v_x|_{x+\Delta x}) + \\ & \Delta x \Delta z (\rho v_y v_x|_y - \rho v_y v_x|_{y+\Delta y}) + \\ & \Delta x \Delta y (\rho v_z v_x|_z - \rho v_z v_x|_{z+\Delta z}) \end{aligned} \quad (2.91)$$

De igual forma, la velocidad con el que el componente x de la cantidad de movimiento entra por transporte molecular por la cara situada en x es $\tau_{xx}|_x \Delta y \Delta z$, y con la que sale por $x + \Delta x$ es $\tau_{xx}|_{x+\Delta x} \Delta y \Delta z$. La velocidad con que entra por y es $\tau_{xy}|_y \Delta x \Delta z$; para las otras tres caras se pueden obtener expresiones similares. Téngase en cuenta que τ_{yx} es la densidad de flujo de cantidad de movimiento x a través de una cara perpendicular al eje y . Sumando estas seis contribuciones se obtiene:

$$\begin{aligned} & \Delta y \Delta z (\tau_{xx}|_x - \tau_{xx}|_{x+\Delta x}) + \\ & \Delta x \Delta z (\tau_{yx}|_y - \tau_{yx}|_{y+\Delta y}) + \\ & \Delta x \Delta y (\tau_{zx}|_z - \tau_{zx}|_{z+\Delta z}) \end{aligned} \quad (2.92)$$

Observe que, de igual forma antes, estas densidades de flujo de cantidad de movimiento pueden considerarse como esfuerzos. Por lo tanto, τ_{xx} es el esfuerzo normal que actúa sobre la cara x , y τ_{yx} es el esfuerzo tangencial (o cortante) que actúa sobre la cara y en la dirección de x , y que resulta como consecuencia de las fuerzas viscosas.

En la mayoría de los casos las únicas fuerzas importantes son las procedentes de la presión del fluido p y la fuerza gravitacional por unidad de masa g . La resultante de estas fuerzas en la dirección x será:

$$\Delta y \Delta z (p|_x - p|_{x+\Delta x}) + \rho g_x \Delta x \Delta y \Delta z \quad (2.93)$$

La presión de un fluido en movimiento esta definida por la ecuación de estado $p = p(\rho, T)$, y es una magnitud escalar. Finalmente, la velocidad de acumulación de cantidad de movimiento x en el elemento es $\Delta x \Delta y \Delta z (\frac{\partial \rho v_x}{\partial t})$. Sustituimos ahora las

anteriores expresiones en la ecuación de la Figura 2.8. Dividiendo toda la ecuación que resulta por $\Delta x \Delta y \Delta z$, y tomando el limite cuando $\Delta x \Delta y$ y Δz , tienden a cero, se obtienen el componente x de la ecuación de movimiento:

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial t} \rho v_x = & -\left(\frac{\partial}{\partial x} \rho v_x v_x + \frac{\partial}{\partial y} \rho v_y v_x + \frac{\partial}{\partial z} \rho v_z v_x \right) \\ & -\left(\frac{\partial}{\partial x} \tau_{xx} + \frac{\partial}{\partial y} \tau_{yx} + \frac{\partial}{\partial z} \tau_{zx} \right) - \frac{\partial p}{\partial x} + \rho g_x \end{aligned} \quad (2.94)$$

Los componentes y y z , que pueden obtenerse de una forma análoga, son:

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial t} \rho v_y = & -\left(\frac{\partial}{\partial x} \rho v_x v_y + \frac{\partial}{\partial y} \rho v_y v_y + \frac{\partial}{\partial z} \rho v_z v_y \right) \\ & -\left(\frac{\partial}{\partial x} \tau_{xy} + \frac{\partial}{\partial y} \tau_{yy} + \frac{\partial}{\partial z} \tau_{zy} \right) - \frac{\partial p}{\partial y} + \rho g_y \end{aligned} \quad (2.95)$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial t} \rho v_z = & -\left(\frac{\partial}{\partial x} \rho v_x v_z + \frac{\partial}{\partial y} \rho v_y v_z + \frac{\partial}{\partial z} \rho v_z v_z \right) \\ & -\left(\frac{\partial}{\partial x} \tau_{xz} + \frac{\partial}{\partial y} \tau_{yz} + \frac{\partial}{\partial z} \tau_{zz} \right) - \frac{\partial p}{\partial z} + \rho g_z \end{aligned} \quad (2.96)$$

Las magnitudes $\rho v_x, \rho v_y, \rho v_z$, son los componentes del vector velocidad másica ρ , de igual forma g_x, g_y, g_z , son los componentes de la aceleración gravitacional g . Por otra parte, $\frac{\partial p}{\partial x}, \frac{\partial p}{\partial y}, \frac{\partial p}{\partial z}$, son los componentes de un vector ∇p , denominado “gradiente de presión” (a veces se escribe *grad p*). Los términos $\rho v_x v_x, \rho v_x v_y, \rho v_x v_z, \rho v_y v_x$, etc. son los nueve componentes de la densidad de flujo convectivo de cantidad de movimiento $\rho v v$, que es el producto diádico de ρv y v . Análogamente, $\tau_{xx}, \tau_{xy}, \tau_{xz}, \tau_{yx}$, etc. Son los nueve componentes de τ , que es el tensor de esfuerzo. Para la representación de la ecuación es conveniente combinar las ecuaciones de cada coordenada, con el fin de obtener una sencilla ecuación vectorial:

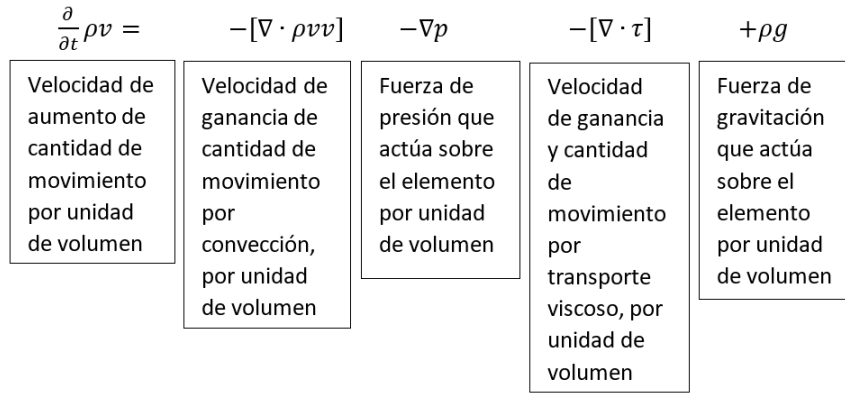


Figura 2.10: Componentes de la ecuación de movimiento.

Es preciso indicar que $[\nabla \bullet \rho v v]$ y $[\nabla \bullet \tau]$ no son divergencias simples, debido a la naturaleza tensorial de $\rho v v$ y τ . Sin embargo, la interpretación física es análoga a la de $(\nabla \bullet \rho v)$ en la ecuación de continuidad que $(\nabla \bullet \rho v)$ representa la velocidad de pérdida de materia (un escalar) por unidad de volumen debida al flujo del fluido, la magnitud $[\nabla \bullet \rho v v]$ representa la velocidad de pérdida de cantidad de movimiento (un vector) por unidad de volumen debido al flujo del fluido. La ecuación para la componente x puede reordenarse con ayuda de la ecuación de continuidad:

$$\rho \frac{Dv_x}{Dt} = -\frac{\partial p}{\partial x} - \left(\frac{\partial}{\partial x} \tau_{xx} + \frac{\partial}{\partial y} \tau_{yx} + \frac{\partial}{\partial z} \tau_{zx} \right) + \rho g_x \quad (2.97)$$

Para los componentes y y z pueden obtenerse expresiones análogas. Sumando vectorialmente los tres componentes se llega a

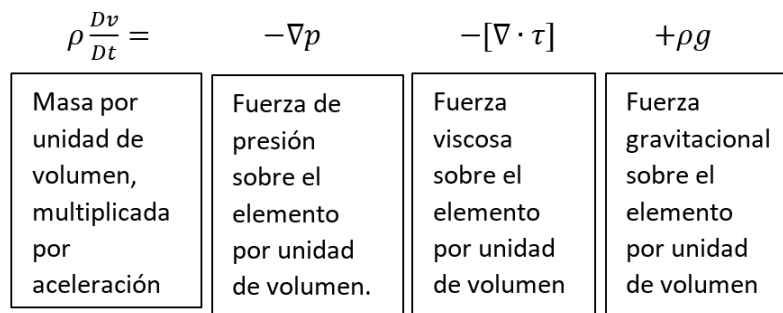


Figura 2.11: Componentes de la ecuación de movimiento resumido.

La ecuación de movimiento, expresada en esta forma, establece que un pequeño elemento de volumen que se mueve con fluido es acelerado por las fuerzas que actúan

sobre él. Por lo tanto el balance de cantidad de movimiento es totalmente equivalente a la segunda ley de Newton del movimiento *masa x aceleración = suma de fuerzas*. La primera ecuación representa un balance aplicado a un elemento de volumen fijo en el espacio, y la segunda es una descripción de las variaciones que tienen lugar en un elemento que sigue el movimiento del fluido. Estas ecuaciones son validas para cualquier medio continuo.

Para determinar las distribuciones de velocidad utilizando las ecuaciones de continuidad y movimiento, es fundamental expresar los esfuerzos (o tensiones) en función de los gradientes de velocidad y las propiedades del fluido. Esto se logra a través de la relación entre la viscosidad del fluido y el comportamiento del flujo. Para fluidos newtonianos, estas expresiones son:

$$\tau_{xx} = -2\mu \frac{\partial v_x}{\partial x} + \frac{2}{3}\mu(\nabla \cdot v) \quad (2.98)$$

$$\tau_{yy} = -2\mu \frac{\partial v_y}{\partial y} + \frac{2}{3}\mu(\nabla \cdot v) \quad (2.99)$$

$$\tau_{zz} = -2\mu \frac{\partial v_z}{\partial z} + \frac{2}{3}\mu(\nabla \cdot v) \quad (2.100)$$

$$\tau_{xy} = \tau_{yx} = -\mu \left(\frac{\partial v_x}{\partial y} + \frac{\partial v_y}{\partial x} \right) \quad (2.101)$$

$$\tau_{yz} = \tau_{zy} = -\mu \left(\frac{\partial v_y}{\partial z} + \frac{\partial v_z}{\partial y} \right) \quad (2.102)$$

$$\tau_{zx} = \tau_{xz} = -\mu \left(\frac{\partial v_z}{\partial x} + \frac{\partial v_x}{\partial z} \right) \quad (2.103)$$

Estas ecuaciones, constituyen un planteamiento más general de la ley de Newton de la viscosidad, las ecuaciones (2.98) a (2.103) se aplican en casos complejos donde el flujo circula en todas las direcciones. Cuando el fluido fluye en la dirección x , entre dos láminas perpendiculares a la dirección y de forma v_x es una función de y , de esta serie de seis ecuaciones de obtiene $\tau_{xx} = \tau_{yy} = \tau_{zz} = \tau_{yz} = \tau_{xz} = 0$ y $\tau_{yx} = -\mu \left(\frac{\partial v_x}{\partial y} \right)$.

Sustituyendo las Ecs (2.98-2.103) en la Ec. (2.97) y las ecuaciones correspondientes para y y z , se obtienen las ecuaciones generales de movimiento para un fluido

newtoniano que presenta variación de la densidad y viscosidad:

$$\rho \frac{Dv_x}{Dt} = -\frac{\partial p}{\partial x} + \frac{\partial}{\partial x} \left[2\mu \frac{\partial v_x}{\partial x} - \frac{2}{3}\mu(\nabla \cdot v) \right] + \frac{\partial}{\partial y} \left[\mu \left(\frac{\partial v_x}{\partial y} + \frac{\partial v_y}{\partial x} \right) \right] + \frac{\partial}{\partial z} \left[\mu \left(\frac{\partial v_x}{\partial z} + \frac{\partial v_z}{\partial x} \right) \right] + \rho g_x \quad (2.104)$$

$$\rho \frac{Dv_y}{Dt} = -\frac{\partial p}{\partial y} + \frac{\partial}{\partial x} \left[\mu \left(\frac{\partial v_x}{\partial y} + \frac{\partial v_y}{\partial x} \right) \right] + \frac{\partial}{\partial y} \left[2\mu \frac{\partial v_y}{\partial y} - \frac{2}{3}\mu(\nabla \cdot v) \right] + \frac{\partial}{\partial z} \left[\mu \left(\frac{\partial v_y}{\partial z} + \frac{\partial v_z}{\partial y} \right) \right] + \rho g_y \quad (2.105)$$

$$\rho \frac{Dv_z}{Dt} = -\frac{\partial p}{\partial z} + \frac{\partial}{\partial x} \left[\mu \left(\frac{\partial v_x}{\partial z} + \frac{\partial v_z}{\partial x} \right) \right] + \frac{\partial}{\partial y} \left[\mu \left(\frac{\partial v_y}{\partial z} + \frac{\partial v_z}{\partial y} \right) \right] + \frac{\partial}{\partial z} \left[2\mu \frac{\partial v_z}{\partial z} - \frac{2}{3}\mu(\nabla \cdot v) \right] + \rho g_z \quad (2.106)$$

Rara vez se utilizan estas ecuaciones en su forma completa para el planteamiento de problemas de flujo, sino que generalmente resulta más conveniente emplear formas restringidas de las mismas.

1. Para g constante y constante, las Ecs. (2.104 - 2.106) quedan simplificadas mediante la ecuación de continuidad $[(\nabla \cdot v) = 0]$ para obtener:

$$\rho \frac{Dv}{Dt} = -\nabla p + \mu \nabla^2 v + \rho g \quad (2.107)$$

La ecuación (2.107) es la conocida **ecuación de Navier-Stokes**, obtenida inicialmente por Navier en Francia, en 1822, mediante consideraciones moleculares.

2. Para $[\nabla \cdot \tau] = 0$ la ecuación 2.107 se reduce a

$$\rho \frac{Dv}{Dt} = -\nabla p + \rho g \quad (2.108)$$

La ecuación (2.108) es la **ecuación de Euler**, deducida por primera vez en 1775, y es muy utilizada para describir sistemas de flujo en los que los efectos viscosos son relativamente poco importantes [30].

2.3 Modelos de turbulencia

El número de Reynolds es un parámetro crucial en la dinámica de fluidos, ya que proporciona información sobre la relación entre las fuerzas inerciales y viscosas en un flujo. En experimentos de sistemas de fluido, se ha observado que cuando el número de Reynolds está por debajo de un valor crítico, el flujo es laminar. En este régimen, las

capas adyacentes del fluido se deslizan suavemente unas sobre otras de manera ordenada. Si el flujo no varía con el tiempo, se considera estacionario.

Cuando el número de Reynolds supera el umbral crítico, se producen cambios complejos en el flujo, lo que lleva a un comportamiento radicalmente diferente. En este estado final, el flujo se vuelve aleatorio y caótico, convirtiéndose en turbulento. Las propiedades del flujo, como la velocidad, varían de forma impredecible y caótica, incluso bajo condiciones de frontera constantes.

La dinámica de fluidos computacional (CFD) es eficaz para calcular flujos laminares incompresibles, ya sean estacionarios o no estacionarios, siempre que la malla sea adecuada y las condiciones de frontera estén bien definidas. Sin embargo, las simulaciones de flujo turbulento son mucho más desafiantes que las de flujo laminar. Esto se debe a que el campo de flujo turbulento es inherentemente no estacionario y tridimensional. En un flujo turbulento, surgen estructuras vorticiales aleatorias llamadas remolinos, que tienen un movimiento giratorio en diversas orientaciones.

Para abordar la complejidad del flujo turbulento, se utiliza una técnica conocida como Simulación Numérica Directa (DNS), que intenta resolver el movimiento no estacionario en todas las escalas del flujo turbulento. No obstante, esta técnica requiere mallas tridimensionales muy finas y grandes recursos computacionales, lo que la convierte en una herramienta difícil de aplicar.

Para simplificar los cálculos en campos turbulentos complejos con números de Reynolds altos, se emplea la Simulación de Remolinos Grandes (LES). Esta técnica captura las características no estacionarias a gran escala de los remolinos turbulentos mientras modela los remolinos pequeños como isentrópicos, permitiendo así predecir estadísticamente el comportamiento del campo de flujo turbulento. Aunque LES requiere menos recursos que DNS, sigue siendo computacionalmente intensiva.

Los modelos de turbulencia más comunes no resuelven las características no estacionarias de los remolinos turbulentos. En su lugar, utilizan modelos matemáticos para considerar el aumento en la intensidad del mezclado y la difusión debido a los remolinos turbulentos. Generalmente, estos modelos se aplican al flujo incompresible y estacionario. Al utilizar un modelo de turbulencia, la ecuación de Navier-Stokes se reemplaza por lo que se denomina ecuación de Navier-Stokes promedio en número de Reynolds (RANS por

sus siglas en inglés):

$$(\vec{V} \bullet \vec{\nabla})\vec{V} = -\frac{1}{\rho}\vec{\nabla}P' + \nu\nabla^2\vec{V} + \vec{\nabla} \bullet (\tau_{ij, turbulento}) \quad (2.109)$$

El termino $\tau_{ij, turbulento}$ justifica las fluctuaciones turbulentas. Es un tensor conocido como tensor de esfuerzo específico de Reynolds denominado así debido a que actúa de modo similar al tensor de esfuerzo viscoso τ_{ij} . $\tau_{ij, turbulento}$ en coordenadas cartesianas es:

$$\tau_{ij, turbulento} = - \begin{pmatrix} \overline{u'^2} & \overline{u'v'} & \overline{u'w'} \\ \overline{u'v'} & \overline{v'^2} & \overline{v'w'} \\ \overline{u'w'} & \overline{v'w'} & \overline{w'^2} \end{pmatrix} \quad (2.110)$$

La barra superior de cada elemento en el contexto de la dinámica de fluidos indica el promedio en tiempo del producto de dos componentes de velocidad fluctuantes, y los apóstrofes denotan los componentes de velocidad fluctuantes. Dado que el esfuerzo de Reynolds se presenta como un tensor simétrico, esto introduce seis incógnitas adicionales al problema. Estas incógnitas son modeladas de diversas maneras a través de modelos de turbulencia [29].

2.3.1 Modelos de dos ecuaciones

Los modelos de dos ecuaciones son considerados los modelos completos de turbulencia más simples y se utilizan ampliamente en la simulación de flujos turbulentos. Estos modelos emplean dos ecuaciones de transporte diferentes para caracterizar propiedades independientes del flujo turbulento, lo que permite una representación más precisa de la dinámica del flujo sin necesidad de especificar variables adicionales [31].

2.3.2 Modelo $k - \varepsilon$

El modelo $k-\varepsilon$ es comúnmente utilizada en la industria para flujo turbulento y cálculos de la transferencia de calor esto debido principalmente a su robustez, su economía computacional y su precisión razonable para una amplia variedad de flujos turbulentos.

Las ecuaciones del modelo $k - \varepsilon$, cuentan con una ecuación para la energía cinética de la turbulencia, k , y una ecuación para la tasa de disipación de la turbulencia, ε . Donde, la viscosidad de la turbulencia (eddy viscosity) de este modelo puede ser obtenido

por la siguiente ecuación:

$$\mu_t = \rho C_\mu \frac{k^2}{\varepsilon} \quad (2.111)$$

Donde C_μ es una constante adimensional, donde k y ε son determinadas por las siguientes ecuaciones:

Para energía cinética de la turbulencia (k)

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \nabla \bullet (\rho k v) = \nabla \bullet \left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \nabla k + P_k - \rho \varepsilon \quad (2.112)$$

Para la disipación (ε)

$$\frac{\partial(\rho \varepsilon)}{\partial t} + \nabla \bullet (\rho \varepsilon v) = \nabla \bullet \left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\varepsilon} \right) \nabla \varepsilon + \frac{\varepsilon}{k} (C_{\varepsilon 1} P_k - C_{\varepsilon 2} \rho \varepsilon) \quad (2.113)$$

En palabras en la Figura 2.12:

Velocidad de cambio de k o ε + Transporte de k o ε por convección = Transporte de k o ε por difusión + Velocidad de producción de k o ε - velocidad de destrucción de k o ε

Figura 2.12: Modelo de turbulencia $k - \varepsilon$.

Donde P_k es la producción de la turbulencia

$$P_k = 2\mu_t E_{ij} E_{ij} \quad (2.114)$$

En donde E_{ij} representa el componente de la velocidad de deformación, y σ_k , σ_ε , $C_{\varepsilon 1}$ y $C_{\varepsilon 2}$ son constantes ajustables. Estos valores han sido alcanzados por numerosas iteraciones de ajuste de datos para una amplia gama de flujos turbulentos [28]:

$$C_\mu = 0.09 \quad \sigma_k = 1 \quad \sigma_\varepsilon = 1.3 \quad C_{\varepsilon 1} = 1.44 \quad C_{\varepsilon 2} = 1.92$$

2.3.3 Modelo $k - \omega$

El modelo de turbulencia $k - \omega$, es un modelo empírico basado en el modelo de transporte de la ecuación de la energía cinética de la turbulencia (k) y la velocidad específica de disipación (ω). Este modelo es adecuado para el cálculo de la turbulencia cerca de la pared [31].

Para energía cinética de la turbulencia (k)

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \nabla \bullet (\rho k v) = \nabla \bullet \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \nabla k \right] + P_k - \beta' \rho k \omega \quad (2.115)$$

Y para la velocidad de disipación específica (ω)

$$\frac{\partial(\rho \omega)}{\partial t} + \nabla \bullet (\rho \omega v) = \nabla \bullet \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\omega} \right) \nabla \omega \right] + \alpha \frac{\omega}{k} P_k - \beta \rho k \omega^2 \quad (2.116)$$

Donde $\sigma_k, \sigma_\omega, \alpha, \beta$ y β' son constantes:

$$\sigma_k = 1 \quad \sigma_\omega = 2 \quad \beta = 0.075 \quad \beta' = 0.09 \quad \alpha = \frac{5}{9}$$

La viscosidad de la turbulencia (eddy viscosity) de este modelo es:

$$\mu_t = \rho \frac{k}{\omega} \quad (2.117)$$

Este modelo es ampliamente utilizado para flujos con bajos números de Reynolds, especialmente cerca de las paredes, ya que proporciona resultados más precisos y robustos. Este modelo es particularmente adecuado para flujos en capas límite complejas, donde se presentan gradientes de presión adversos y separación de la capa límite, como en aplicaciones de aerodinámica externa y turbomaquinaria.

2.3.4 Modelo *SST* $k - \omega$

El modelo de turbulencia *SST* $k - \omega$ (Shear-Stress Transport, Transporte del esfuerzo cortante) fue mejorado para tomar ventaja de la formulación precisa del modelo $k - \omega$ en la región cercana a la pared con la independencia del flujo libre del modelo $k - \varepsilon$ en el campo lejano. El modelo *SST* $k - \omega$ es similar al modelo $k - \omega$, pero con tres modificaciones. (1) Este modelo incorpora un término derivado de difusión cruzada amortiguado en la ecuación de ω . (2) La definición de la viscosidad turbulenta se modifica para tener en cuenta el transporte del esfuerzo cortante turbulento. (3) cuenta con constantes diferentes [31].

Capítulo 3

Método y estudio teórico

3.1 Formulación y modelado geométrico

Para el análisis del modelo inicial de la RAT (Ram Air Turbine), se ha desarrollado un modelo genérico que considera las características geométricas y de funcionamiento conocidas en la aviación civil. Este estudio se centra exclusivamente en el rotor, ignorando los efectos de la torre, dado que no se busca investigar la estela en este trabajo.

Diseño del rotor

- Diámetro del rotor (D): 1.016 m
- Número de palas (B): 2
- Cuerda de la pala (c): 0.127 m, constante a lo largo del radio.
- Perfil alar: NACA 8318, utilizado como diseño base para toda la pala.

Diseño de la nariz

- Diámetro de la nariz (D_{hub}): 0.1 m
- Forma: Elipse
- Longitud de la nariz: 0.25 m desde la zona trasera hasta la punta de la nariz.

Ángulo de ataque

El ángulo de ataque de la pala varía en función del radio del rotor, utilizando las ecuaciones de Schmitz (2.66), que describen la inclinación óptima para maximizar la potencia.

En la Figura 3.1 se observa la variación del valor de β a lo largo del radio, tomando un ángulo de diseño de base α_D de 5° .

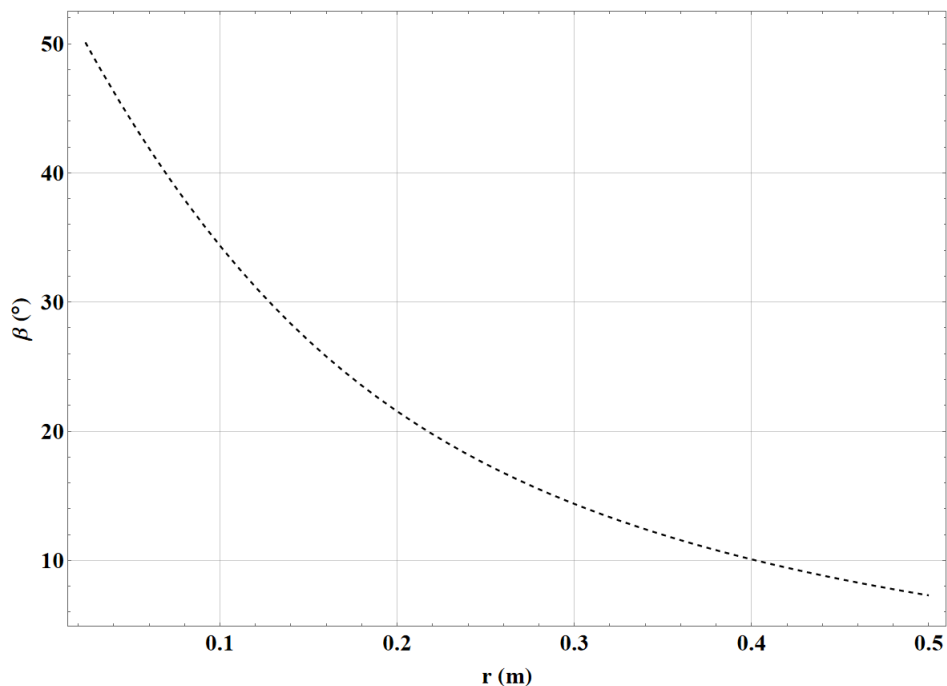


Figura 3.1: Ángulo de ataque de la pala a lo largo del radio.

Cuadro 3.1: Ángulo de ataque.

Radio rotor (metros)	Ángulo de ataque (con base de 5°)
0.1	35°
0.15	27°
0.2	21°
0.25	18°
0.3	15°
0.35	12°
0.4	10.5°
0.45	8.8°
0.5	8°

3.2 Análisis BEM

Para el estudio inicial del diseño de la RAT generada, se realizó un análisis del rendimiento del rotor del aerogenerador siguiendo la teoría BEM. Se generó un código computacional con la ayuda del software de programación matemática Wolfram Mathe-

matica. El código sigue el proceso que se muestra en la Figura 3.2 como un diagrama de flujo resumido.

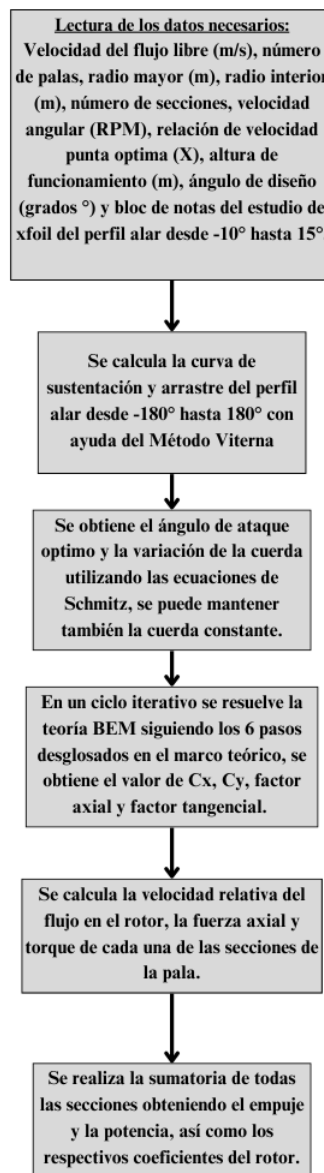


Figura 3.2: Diagrama de flujo resumido que incluye el diseño del rotor y predicción de su rendimiento.

Para el desarrollo del método Viterna y del BEM dentro del código computacional es necesario un bloc de notas donde enliste los ángulos de ataque desde -10° hasta 15° con sus valores del coeficiente de sustentación y de arrastre. Para la obtención de estos valores fue necesario apoyarse de programas de acceso abierto como lo son Xfoil [32], Xflr5 [33] o Qblade [34], para la presente investigación se utilizó principalmente el programa de Xfoil y el bloc de notas sigue la estructura de la Figura 3.3

```
xfoil

Calculated polar for: NACA 8318

1 1 Reynolds number fixed          Mach number fixed

xtrf = 1.000 (top)          1.000 (bottom)
Mach = 0.000      Re = 0.558 e 6      Ncrit = 9.000
```

alpha	CL	CD	CDp	Cm	Top Xtr	Bot Xtr
-10.000	-0.4856	0.02999	0.02592	-0.1683	0.9147	0.0232
-9.000	-0.3690	0.02538	0.02063	-0.1783	0.9112	0.0258
-8.000	-0.2383	0.02215	0.01693	-0.1876	0.9098	0.0315
-7.000	-0.1138	0.02091	0.01538	-0.1930	0.9083	0.0386
-6.000	0.0104	0.02024	0.01458	-0.1978	0.9070	0.0511
-5.000	0.1357	0.02005	0.01433	-0.2021	0.9055	0.0724
-4.000	0.2643	0.01995	0.01434	-0.2070	0.9042	0.1189
-3.000	0.4060	0.01941	0.01404	-0.2136	0.8994	0.1991
-2.000	0.4951	0.01949	0.01436	-0.2101	0.8862	0.2813
-1.000	0.6373	0.01857	0.01371	-0.2163	0.8823	0.3841
0.000	0.7856	0.01723	0.01263	-0.2233	0.8792	0.4826
1.000	0.9420	0.01522	0.01091	-0.2315	0.8768	0.5720
2.000	1.0289	0.01502	0.01097	-0.2259	0.8581	0.6346
3.000	1.1929	0.01134	0.00749	-0.2344	0.8491	0.6865
4.000	1.2752	0.01046	0.00661	-0.2265	0.7630	0.7209
5.000	1.3042	0.01349	0.00837	-0.2091	0.5398	0.7492
6.000	1.3492	0.01652	0.01079	-0.1967	0.4006	0.7771
7.000	1.4005	0.01976	0.01333	-0.1863	0.2485	0.8064
8.000	1.4536	0.02200	0.00856	-0.0792	0.1944	1.0000
9.000	1.5068	0.02636	0.01912	-0.1676	0.0643	1.0000
10.000	1.5645	0.02986	0.02263	-0.1597	0.0430	1.0000
11.000	1.6133	0.03398	0.02688	-0.1508	0.0331	1.0000
12.000	1.6435	0.03978	0.03294	-0.1403	0.0266	1.0000
13.000	1.6851	0.04479	0.03821	-0.1325	0.0230	1.0000
14.000	1.6865	0.05401	0.04779	-0.1217	0.0192	1.0000
15.000	1.6981	0.06310	0.05732	-0.1144	0.0179	1.0000

Figura 3.3: Documento de texto de salida de Xfoil.

El programa comienza con la lectura de los datos necesarios para la generación de la pala y el diseño óptimo siguiendo el método que propone Schmitz, es necesario agregar las condiciones de funcionamiento y el documento de texto de Xfoil como fue especificado anteriormente, en la Figura 3.4 se ve un ejemplo de la solicitud de los datos necesarios. Con los datos insertados se utiliza el método Viterna para extender el estudio de los coeficientes de perfil desde -180° hasta 180° , en las Figuras 3.5 y 3.6 se muestra de manera gráfica un ejemplo de la función que se obtendría.

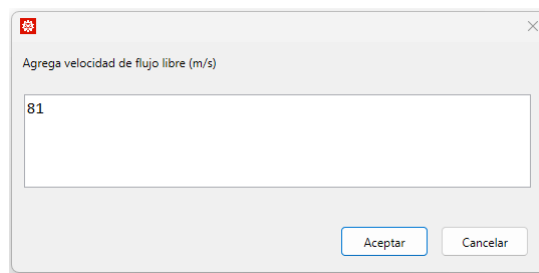


Figura 3.4: Ejemplo de la solicitud de datos del programa.

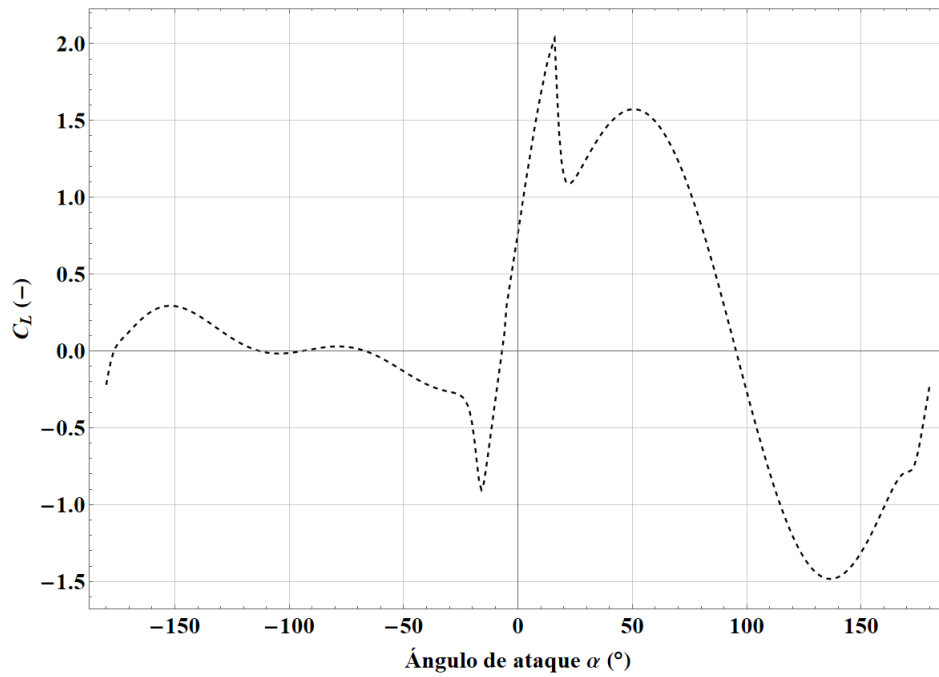


Figura 3.5: Grafica de C_L desde -180° hasta 180° método Viterna.

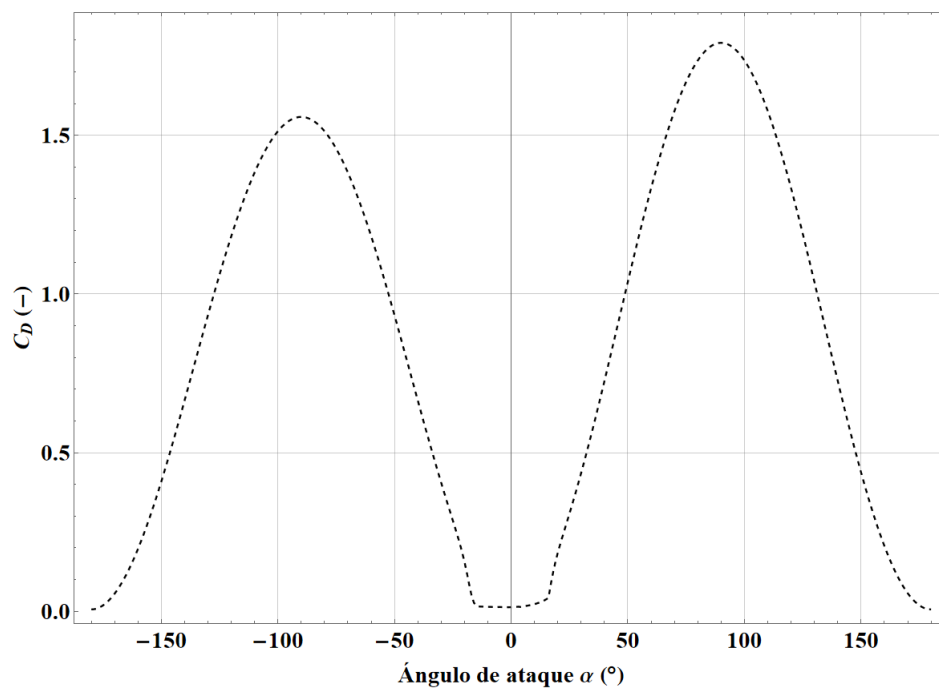


Figura 3.6: Grafica de C_D desde -180° hasta 180° método Viterna.

Después de obtener el comportamiento del perfil aerodinámico a todos los ángulos de ataque, el código pasa a la generación del diseño ideal según Schmitz donde se obtendría el mayor rendimiento posible de las palas del rotor. En las Figuras 3.1 y 3.7 se ve el comportamiento de la pala a lo largo del radio, cabe recalcar que para el presente

estudio se realizó con una cuerda constante por decisiones de diseño pero el programa esta capacitado para generar la variación de la cuerda.

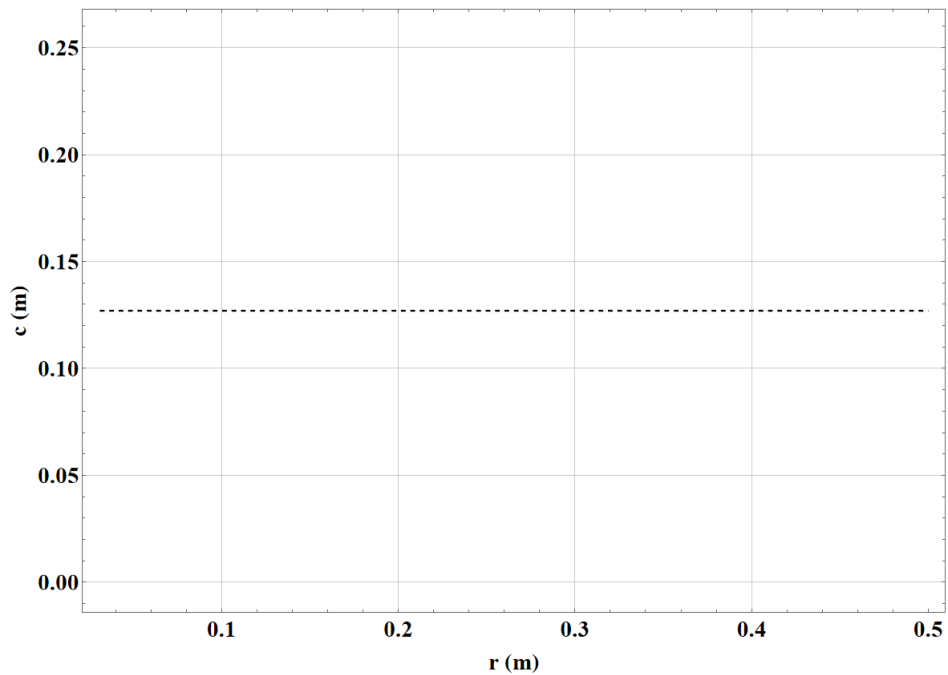


Figura 3.7: Grafica de la cuerda constante (0.127 m) con respecto al radio.

Con todos los datos anteriores se realiza el método BEM de manera iterativa siguiendo los 6 pasos indicados en el método teórico apoyando en el uso de un ciclo For. En la Figura 3.8 se muestra los datos obtenidos del ciclo, en ellos se puede ver el número de la iteración, la lista del factor axial de cada sección, el factor tangencial, el ángulo ψ y el ángulo α .

```

1 {0.0983916, 0.0879909, 0.0832041, 0.081475, 0.0816442, 0.0832145, 0.202776, 0.220997, 0.24133, 0.26516, 0.294991, 0.336381, 0.407391}
{0.322259, 0.163734, 0.10171, 0.0704216, 0.0522551, 0.0407354, 0.110488, 0.0998027, 0.0930125, 0.0898361, 0.0909913, 0.0996749, 0.132028}
26 {61.4079, 54.4731, 48.5567, 43.5594, 39.3201, 35.7351, 32.6807, 30.0614, 27.7991, 25.8315, 24.1003, 22.5892, 21.2418}
{26.4837, 24.2915, 22.3676, 20.7, 19.263, 18.0258, 16.9584, 16.0337, 15.2286, 14.5238, 13.9031, 13.3535, 12.8642}
2 {0.178657, 0.0719619, 0.0698774, 0.181749, 0.19341, 0.206974, 0.246132, 0.265006, 0.287117, 0.313916, 0.348249, 0.396629, 0.480279}
{0.485507, 0.0944814, 0.0665892, 0.165221, 0.133198, 0.111968, 0.0726202, 0.0635118, 0.0568738, 0.0521401, 0.0490701, 0.0477938, 0.0492351}
26 {51.3692, 47.6699, 43.3089, 39.2111, 35.5644, 32.3721, 24.7326, 22.2955, 20.1037, 18.0806, 16.1316, 14.0964, 11.5043}
{16.445, 17.4882, 17.1198, 16.3607, 15.5073, 14.6628, 9.01023, 8.26787, 7.53325, 6.77286, 5.92644, 4.86071, 3.12665}
3 {0.195933, 0.0795707, 0.0746921, 0.204986, 0.216773, 0.230915, 0.248012, 0.267254, 0.289812, 0.317145, 0.352113, 0.401231, 0.485486}
{0.322879, 0.116083, 0.0754591, 0.125493, 0.100533, 0.0833744, 0.0702154, 0.0610923, 0.0543671, 0.0494638, 0.0461053, 0.0443357, 0.044932}
23 {45.4162, 49.9063, 44.6495, 33.7309, 30.2473, 27.1683, 24.2737, 21.8051, 19.5801, 17.5228, 15.5396, 13.4753, 10.9006}
{10.492, 19.7247, 18.4604, 10.8806, 10.1902, 9.45906, 8.55136, 7.77747, 7.0096, 6.21501, 5.33439, 4.23961, 2.52304}
4 {0.190662, 0.0772323, 0.0734294, 0.204515, 0.216785, 0.231304, 0.248034, 0.267324, 0.289942, 0.317351, 0.352415, 0.401654, 0.486043}
{0.396205, 0.108403, 0.072904, 0.126721, 0.10051, 0.0827593, 0.0701869, 0.061016, 0.0542454, 0.0492938, 0.0458777, 0.0440258, 0.0444889}
6 {48.1225, 49.1205, 44.2637, 33.8867, 30.2437, 27.0613, 24.2682, 21.7896, 19.5546, 17.4871, 15.4936, 13.4189, 10.8374}
{13.1984, 18.9388, 18.0746, 11.0363, 10.1866, 9.35208, 8.54592, 7.76196, 6.98406, 6.17933, 5.28836, 4.18323, 2.45981}
5 {0.193844, 0.0780656, 0.0737895, 0.204556, 0.216784, 0.231299, 0.248035, 0.267326, 0.289948, 0.317364, 0.352439, 0.401694, 0.486105}
{0.358998, 0.111005, 0.0736135, 0.126617, 0.100511, 0.0827675, 0.0701866, 0.0610137, 0.0542395, 0.0492828, 0.0458589, 0.0439967, 0.04444}
4 {46.7693, 49.388, 44.3708, 33.8735, 30.2439, 27.0628, 24.2682, 21.7891, 19.5533, 17.4848, 15.4899, 13.4136, 10.8304}
{11.8451, 19.2064, 18.1818, 11.0231, 10.1868, 9.35351, 8.54587, 7.76149, 6.98282, 6.17703, 5.28471, 4.17792, 2.45283}
6 {0.192429, 0.0777835, 0.0736892, 0.204552, 0.216784, 0.231299, 0.248035, 0.267326, 0.289949, 0.317365, 0.352441, 0.401698, 0.486112}
{0.377019, 0.110109, 0.0734145, 0.126625, 0.100511, 0.0827674, 0.0701866, 0.0610136, 0.0542392, 0.0492821, 0.0458574, 0.043994, 0.0444346}
1 {47.4285, 49.296, 44.3408, 33.8746, 30.2439, 27.0628, 24.2682, 21.7891, 19.5533, 17.4846, 15.4896, 13.4131, 10.8297}
{12.5043, 19.1144, 18.1517, 11.0242, 10.1868, 9.35349, 8.54587, 7.76148, 6.98276, 6.17688, 5.28442, 4.17742, 2.45205}
7 {0.193162, 0.0778807, 0.0737173, 0.204553, 0.216784, 0.231299, 0.248035, 0.267326, 0.289949, 0.317365, 0.352441, 0.401698, 0.486113}
{0.368074, 0.110416, 0.0734701, 0.126625, 0.100511, 0.0827674, 0.0701866, 0.0610136, 0.0542392, 0.0492821, 0.0458573, 0.0439937, 0.044434}
1 {47.1023, 49.3275, 44.3492, 33.8745, 30.2439, 27.0628, 24.2682, 21.7891, 19.5533, 17.4846, 15.4896, 13.4131, 10.8296}
{12.1781, 19.1459, 18.1601, 11.0241, 10.1868, 9.35349, 8.54587, 7.76148, 6.98276, 6.17687, 5.28439, 4.17738, 2.45196}
8 {0.19281, 0.0778474, 0.0737095, 0.204553, 0.216784, 0.231299, 0.248035, 0.267326, 0.289949, 0.317365, 0.352441, 0.401698, 0.486113}
{0.372463, 0.11031, 0.0734546, 0.126625, 0.100511, 0.0827674, 0.0701866, 0.0610136, 0.0542392, 0.0492821, 0.0458573, 0.0439937, 0.0444339}
1 {47.2626, 49.3167, 44.3468, 33.8745, 30.2439, 27.0628, 24.2682, 21.7891, 19.5533, 17.4846, 15.4896, 13.4131, 10.8296}
{12.3384, 19.1351, 18.1577, 11.0241, 10.1868, 9.35349, 8.54587, 7.76148, 6.98276, 6.17687, 5.28439, 4.17737, 2.45195}

```

Figura 3.8: Muestra de los datos obtenidos del proceso iterativo BEM.

Por último, con los valores de C_x y C_y principalmente se calcula la fuerza axial y el torque en cada una de las secciones de la pala. Se realiza la sumatoria de todas las secciones y se obtiene la potencia del rotor, así como el empuje que genera. En la Figura 3.9 se observa la forma en que el programa brinda los resultados al usuario.

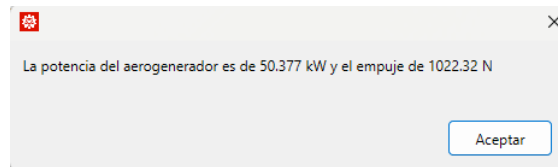


Figura 3.9: Ejemplo de los resultados que brinda el programa.

3.3 Condiciones de inicio

La turbina RAT fue diseñada a con una velocidad de flujo libre de 115 $KEAS$ (81 m/s), con una velocidad angular del rotor de 4215 RPM y las condiciones de la atmósfera a una altura de 20000 ft (6.096 km). Estas condiciones fueron consideradas ya que es una velocidad dentro de los rangos de la velocidad optima para obtener la mayor relación de planeo (glide ratio) posible y es la velocidad indicada por diferentes manuales de vuelo [35, 36]. Las condiciones atmosféricas fueron tomadas de ISA (International Standard Atmosphere) estos valores se muestran en la Tabla 3.2:

Cuadro 3.2: Valores atmósfera a 20000 *ft* (6.0957 *km*).

Parámetro	Valor
Densidad ρ	0.6536 kg/m ³
Viscosidad dinámica μ	1.6 e-5 Pa s
Temperatura T	250 °K
Presión P	47198.82 Pa

3.4 Simulación CFD

Se realizó una simulación inicial bajo las condiciones de diseño con la intención de ser comparado al programa de Wolfram mathematica que utiliza la metodología BEM y estandarizar el método a seguir en las proximas simulaciones. Se muestra inicialmente el proceso de la primera simulación, todas las simulaciones posteriores siguieron el mismo procedimiento.

3.4.1 Diseño CAD

En el programa Spaceclaim perteneciente al compilado de programas de ingeniería de ANSYS [37] se realizó el diseño del rotor RAT. La decisión de utilizar Spaceclaim recae en la herramienta de Script donde se puede realizar un código para automatizar el diseño el proceso para los diseños posteriores, ademas de asegurar la armonía entre el diseño CAD generado y el programa de simulación que se usara el cual sera Fluent. En la Figura 3.10 se muestra el diseño inicial del rotor.

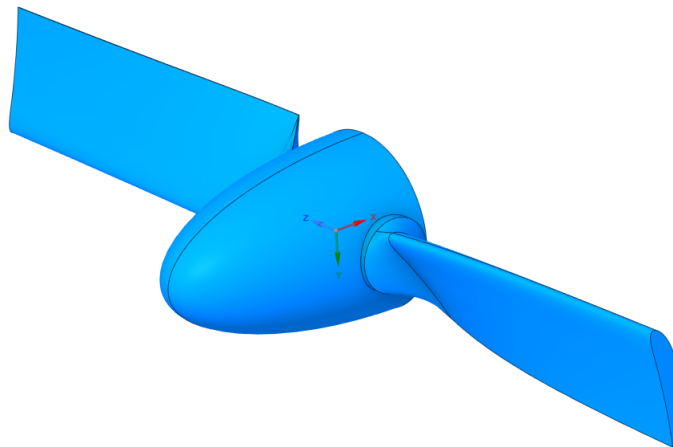


Figura 3.10: Diseño CAD del rotor de la turbina RAT.

3.4.2 Mallado

El mallado del dominio a analizar es uno de los pasos más críticos en la simulación CFD, ya que la calidad de la malla tiene un impacto significativo en la precisión y fiabilidad de la solución obtenida.

Para el análisis realizado, se consideró el dominio como se muestra en la Figura 3.11, dado que el interés radica en las fuerzas aerodinámicas generadas en el rotor, principalmente el arrastre y el torque producido. No se busca investigar la estela generada por el aerogenerador u otros fenómenos alrededor del rotor.

Se decidió realizar una malla híbrida, utilizando principalmente elementos tetraédricos debido a la complejidad de la geometría, y elementos hexaédricos en la zona cercana al rotor para capturar correctamente los efectos en las paredes. En la Figura 3.11 se presenta el modelo CAD del dominio a analizar, que está sumergido en dos dominios cilíndricos, uno dentro del otro. El dominio interior será un marco en movimiento, mientras que el dominio exterior será estacionario. La imagen también muestra las dimensiones utilizadas en relación al radio del rotor.

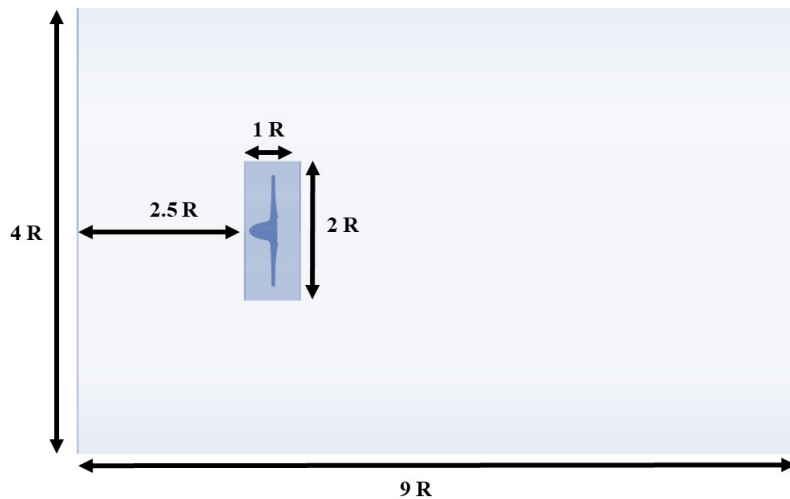


Figura 3.11: Medidas del dominio interno y externo.

Uno de los factores más importantes es el tamaño de malla próximo a una pared para la buena captura de los efectos provocados entre la interacción del fluido y la pared. Para esto es necesario considerar el modelo de turbulencia a utilizar y la recomendación de la cercanía del primer nodo a la pared que cada modelo da, este valor dado es un valor adimensional conocido como y^+ . Para el cálculo de la distancia del

primer nodo cerca de la superficie puede ser utilizado la ecuación de la capa límite en una placa plana (3.1)[38].

$$\Delta y = L \cdot y^+ \cdot \sqrt{74} \cdot (Re_L)^{\frac{-13}{14}} \quad (3.1)$$

Donde L es la longitud característica Re_L es el número del Reynolds del flujo y Δy es la distancia del primer nodo a la pared (para este caso se encuentra en el orden de $10^{-6}m$). Los siguientes nodos van creciendo con un factor de crecimiento de 1.2. En la ecuación el valor dado a y^+ fue de uno ya que es la recomendación del modelo de turbulencia $SST k-\omega$. En la Figura 3.12 muestra la malla completa con un acercamiento a la zona del rotor y la región de la capa límite.

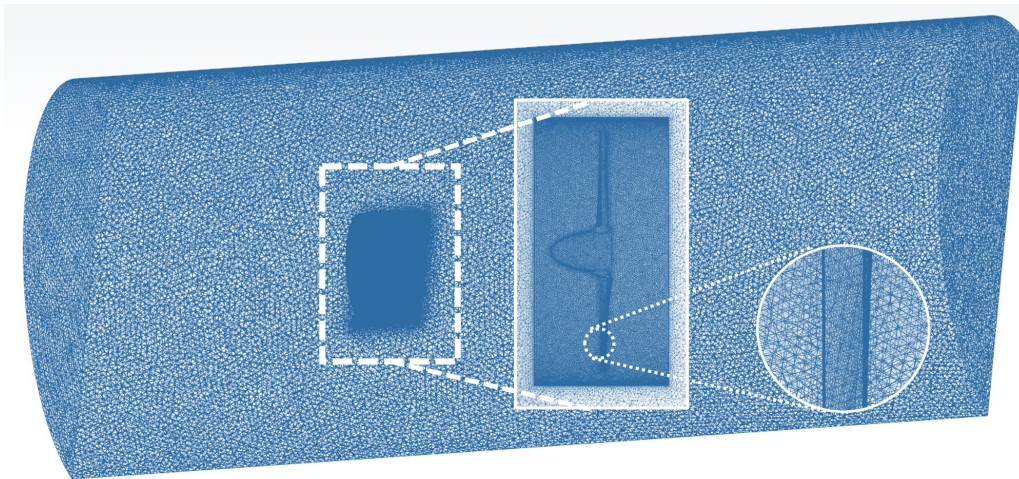


Figura 3.12: Malla con acercamiento al rotor y región de la capa límite.

3.4.3 Análisis de sensibilidad de malla

Se realizó un estudio de la sensibilidad de malla con cinco diferentes mallas, las cuales fueron creadas y probadas con el propósito de encontrar la relación óptima entre el tiempo computacional y precisión en el resultado. Los valores principales para la comparación y análisis del error fue la potencia y el empuje del rotor de la RAT. Las simulaciones fueron realizadas en una computadora Workstation con una memoria RAM de 24 GB, un procesador Intel Xeon E3-1270 v5 3.60 GHz (2016) y 3 procesos en paralelo para la solución.

En la primera malla, se seleccionó un tamaño de elemento mediano para el dominio exterior mientras que para la zona interior una cantidad mayor de elementos

fueron colocados debido a que contribuye de mejor manera al cálculo de las fuerzas aerodinámicas de interés. Los elementos cercanos a la pared son todavía más pequeños en relación a los elementos del dominio interior siguiendo la ecuación 3.1. Con el tamaño de la malla, la malla se adapta de buena manera a la geometría compleja del rotor de la RAT para el análisis. Las siguientes mallas utilizaron el mismo elemento pegado a las paredes pero se diferenciaron en el tamaño de los elementos en los dos dominios, en la Tabla 3.3 se muestran los resultados del estudio.

Cuadro 3.3: Estudio de sensibilidad de malla.

Caso	1	2	3	4	5
Nodos	3,330,117	2,162,436	1,492,105	1,079,392	576,923
Potencia (kW)	46.441	45.223	42.737	41.426	41.524
Error potencia (%)	0	2.623	7.974	10.797	10.588
Empuje (N)	1059.22	1041.28	1007.36	995.46	998.68
Error empuje (%)	0	1.693	4.896	6.019	5.715
Tiempo (h:min:s)	100:00:00	05:42:00	03:25:02	09:16:12	04:09:36

En los casos 4 y 5 el tiempo de solución vuelve a incrementar debido a que la calidad de la malla empeora. Después del análisis de todos los casos, se decidió que la malla del caso 2 cumple con un tiempo mucho menor de solución y el error no incrementa en gran manera manteniendo un error por debajo del 5% comparado con la potencia del caso inicial. El porcentaje de error de potencia y empuje fueron calculados tomando de base el caso 1 debido a que es cercano a los resultado del programa realizado en Wolfram mathematica y comparando con el programa de acceso abierto Qblade.

3.4.4 Condiciones de frontera

El modelo de turbulencia seleccionado para la simulación de la turbina fue el modelo $SST\ k - \omega$ (modelo RANS), debido a las ventajas que ofrece sobre otros modelos de turbulencia, además de ser el más recomendado y utilizado en el estado del arte de las simulaciones CFD para aerogeneradores.

Para la simulación de la turbina, se seleccionaron al menos dos dominios: uno rotatorio y otro estacionario. El dominio rotatorio es donde se encuentra el rotor, girando a una velocidad de 4215 RPM, mientras que el dominio estacionario es el área exterior a este. Se establece una interfaz entre ambos dominios para permitir la interacción del flujo.

El tipo de análisis seleccionado para la simulación fue incompresible estacionario, dado que, a diferencia de muchos otros casos, el comportamiento del fluido se mantiene constante a lo largo del tiempo. Esta elección permite simplificar el modelo y centrarse en las características aerodinámicas del rotor.

En cuanto a las condiciones fronteras declaradas, se utilizan las condiciones del aire a una altura de 20000 ft. Para la entrada se utiliza una velocidad constante de 81 m/s, con un intensidad de turbulencia del 5% y una relación de viscosidad de 10, en la salida una presión de salida de 0 Pa, la presión ambiental fue cambiada en las condiciones de operación a la altura atmosférica del análisis. Se declara además de las paredes del túnel como simetría, esto es debido a que esta condiciones no afecta la velocidad del flujo y no es necesario una simetría como tal para su funcionamiento [39]. La superficie del aerogenerador es declara como una pared sin, pero con la capacidad de girar, declarando una velocidad angular de 0, ya que el giro del fluido es estipulado en dominio interno rotatorio. En la Figura 3.13 se muestra la localización de las diferentes condiciones, los nombres de las condiciones están en ingles debido a que de esa forma son encontradas en el programa de Fluent.

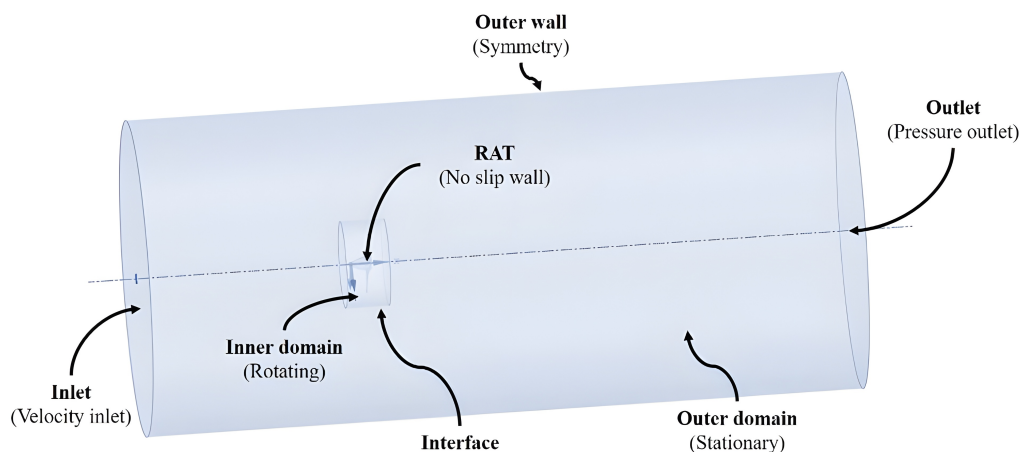


Figura 3.13: Representación de las condiciones frontera.

3.4.5 Convergencia de la solución

La convergencia de los resultados fue evaluada mediante el análisis de los residuales y los monitores de fuerzas más importantes. Se estableció un valor de residuales de $1e^{-3}$, y los resultados convergieron aproximadamente a las 3000 iteraciones, como se muestra en la Figura correspondiente 3.14.

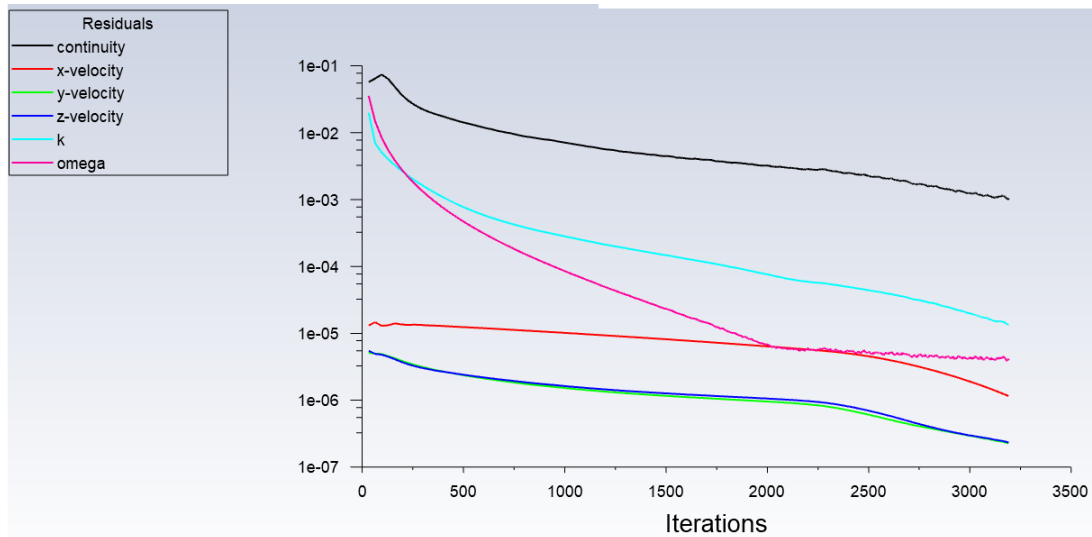


Figura 3.14: Residuales contra el número de iteraciones.

En el análisis realizado, se utilizaron monitores de fuerza para observar la variación de las fuerzas aerodinámicas más importantes, específicamente la fuerza de arrastre (Drag) en la Figura 3.15 donde se ve que toma un valor aproximado de 1041.28 N y se estabiliza con una variación mínima.

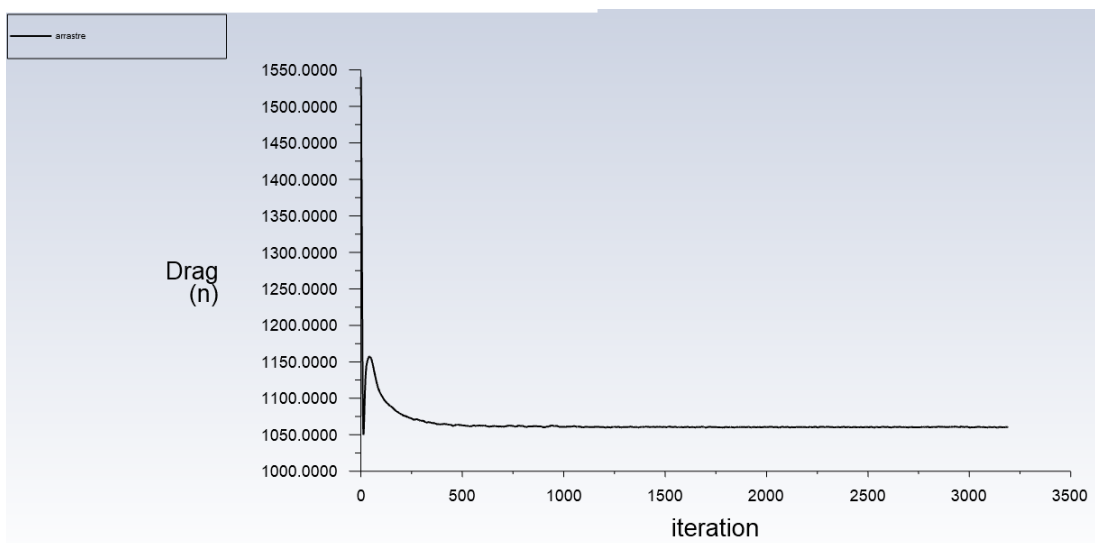


Figura 3.15: Fuerza de arrastre contra el número de iteraciones.

3.5 Resultados CFD

Para describir las características de los resultados de la simulación CFD del diseño base de la RAT, es fundamental analizar el comportamiento del flujo cuando el

rotor está en funcionamiento. Este análisis permitirá establecer una base comparativa con simulaciones futuras y entender mejor las fuerzas aerodinámicas involucradas.

3.5.1 Distribución de presión

En la Figura 3.16 se puede observar el comportamiento de la presión a través de la turbina RAT a una velocidad de 81 m/s. Los contornos de presión corresponden al plano de la superficie que atraviesa las palas del rotor, ya que es la zona más interesante donde se puede ver más de los fenómenos ocurriendo debido al flujo.

En la Figura 3.16 se muestra la distribución de presión sobre la superficie de la RAT revela características clave del comportamiento aerodinámico del rotor. En este análisis, se observa que la parte delantera del rotor presenta la mayor presión, lo que tiene un impacto directo en la velocidad del flujo, mientras que la zona trasera muestra una menor presión.

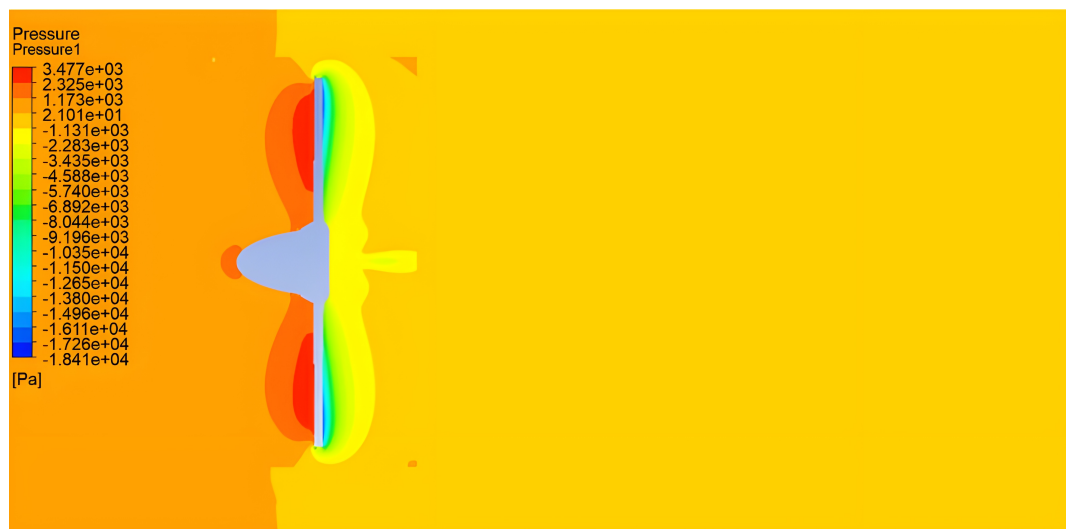


Figura 3.16: Distribución de la presión al rededor del rotor (Pa) a 81 m/s.

3.5.2 Distribución de la velocidad

La distribución de la velocidad fue analizada en el mismo plano que la distribución de presión, ya que esto permite observar de manera más clara los fenómenos que ocurren durante el funcionamiento del rotor de la RAT. Este análisis conjunto proporciona una visión integral del comportamiento aerodinámico y las interacciones entre las fuerzas en juego.

En la Figura 3.17 se ve la distribución de la velocidad en dirección de entrada del flujo, la velocidad es de 81 m/s y la velocidad angular del rotor a 4215 RPM.

En la Figura 3.17 se puede observar que la mayor velocidad esta en los extremos exteriores del rotor (zona 1), donde se ve que el flujo sale a mayor velocidad y la menor velocidad en la parte cercana posterior al rotor (zona 2), esto es debido a los vórtices generados y al aprovechamiento de la velocidad del viento para la generación de potencia.

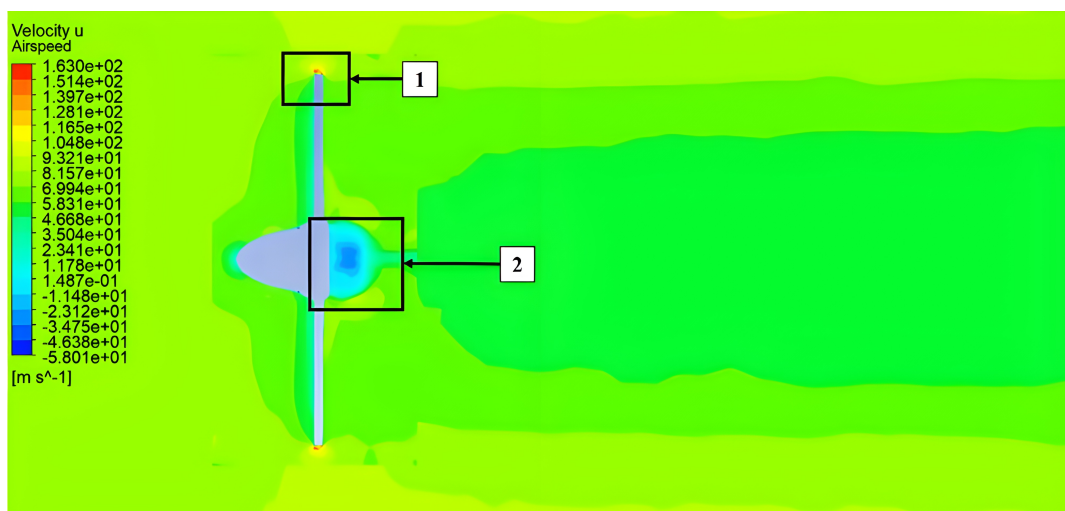


Figura 3.17: Distribución de la velocidad alrededor de la RAT (m/s) a 81 m/s.

3.5.3 Potencia y empuje

La fuerza de empuje del rotor (T_D), que corresponde a la fuerza de arrastre del avión, fue obtenida mediante el análisis que se centró exclusivamente en el rotor de la RAT. Se registró una fuerza inicial de 1041.28N. Este valor base es fundamental, ya que se busca reducirlo al máximo posible para disminuir la resistencia al avance y así aumentar el alcance durante un aterrizaje forzoso, mejorando la relación de planeo de la aeronave.

Además de la fuerza de arrastre, se consideró el par motor (torque) generado por el rotor durante la simulación. Se obtuvo un par de 102.45Nm, que es esencial para asegurar que se cumpla con la potencia necesaria para el funcionamiento eficiente del rotor. La potencia puede ser calculada a partir del par motor con la siguiente ecuación (3.2)

$$P_Q = \frac{2\pi \omega_v M}{60} \quad (3.2)$$

donde ω_v es la velocidad angular en revoluciones por minuto (RPM), M es el par motor en N m y P_Q es la potencia en Watts.

Cuadro 3.4: Fuerzas aerodinámicas.

Arrastre (Drag)	Par motor (Torque)	Potencia (Power)
1041.28 N	102.45 N m	45.223 KW

Los coeficientes de empuje (C_T) y potencia (C_P) son valores adimensionales los cuales permiten ver el comportamiento esperado del aerogenerador a diferentes condiciones de velocidad (ν_1), densidad(ρ) y área del rotor (A) como se muestra en las ecuaciones (3.3) y (3.4).

$$C_P = \frac{P_Q}{\frac{1}{2}\rho\nu_1^3 A} \quad (3.3)$$

$$C_T = \frac{T_D}{\frac{1}{2}\rho\nu_1^2 A} \quad (3.4)$$

3.6 Validación de resultados

Para el análisis del rendimiento de la turbina RAT, diferentes herramientas fueron utilizadas con el propósito de comparar los resultado y validar el proceso. Los resultados numéricos obtenidos con la simulación CFD (usando el método de volumen finito) debe ser validado o comparada con resultados obtenidos por métodos alternativos como lo pueden ser numéricos, analíticos o resultados experimentales. En este sentido, Qblade es un programa de acceso abierto el cual utiliza el Blade Element Momentum para realizar el calculo, así pues compararlo con los resultados de la simulación CFD se vuelve de ayuda. Por otro lado, para revisar los resultados de Qblade, un algoritmo construido en Wolfram mathematica, el cual permite realizar varias iteraciones numéricos, siguiendo la metodología de Schmitz, permitiendo la evaluación de varias consideraciones de diseño, fue comparado y validado utilizando CFD. La simulación CFD, el código BEM generado y el programa Qblade son tres diferentes metodologías que se ayudan para validarse entre si.

Estas tres metodologías fueron utilizadas para validar los resultados obtenidos, apoyado por el conocimiento de los datos de funcionamiento de la RAT como lo es la velocidad de operación y el rango de la potencia esperada. En el caso de 81 m/s, se esperaba un aproximado de 40 kW. En contraste, para una velocidad de funcionamiento mínima como lo son 41 m/s se esperaba una potencia mayor a 5 kW [1, 35, 36]. El comportamiento aerodinámico del NACA 8318 fue obtenido con la ayuda del programa de acceso abierto Xfoil debido a su confiabilidad y se utilizó el método Viterna para la predicción del perfil desde -180° hasta 180° . Es esencial para la obtención de un buen

resultado en la predicción del BEM un buen análisis del perfil en 2D [40].

Una vez el análisis del perfil y el diseño de la pala esta completo, este pasa a dividirse en 10 elemento para la aplicación del la teoría BEM. Para el cálculo fue tomada de base la metodología propuesta por Wood [20] para generar una rutina computacional donde evalúa automáticamente el rendimiento del rotor. En la Figura 3.18 y 3.19 se muestran los coeficientes de potencia y empuje a diferente relación de velocidad punta (X), se puede observar una tendencia similar en los resultados.

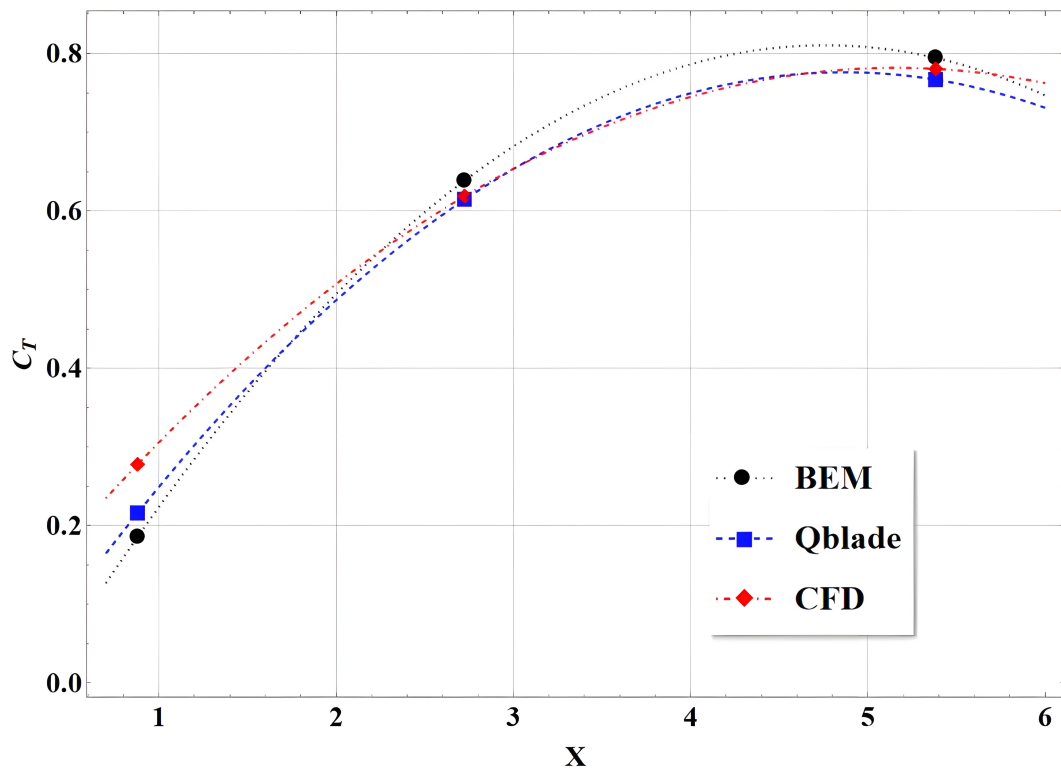


Figura 3.18: Coeficiente de empuje (C_T) Vs relación de velocidad punta (X).

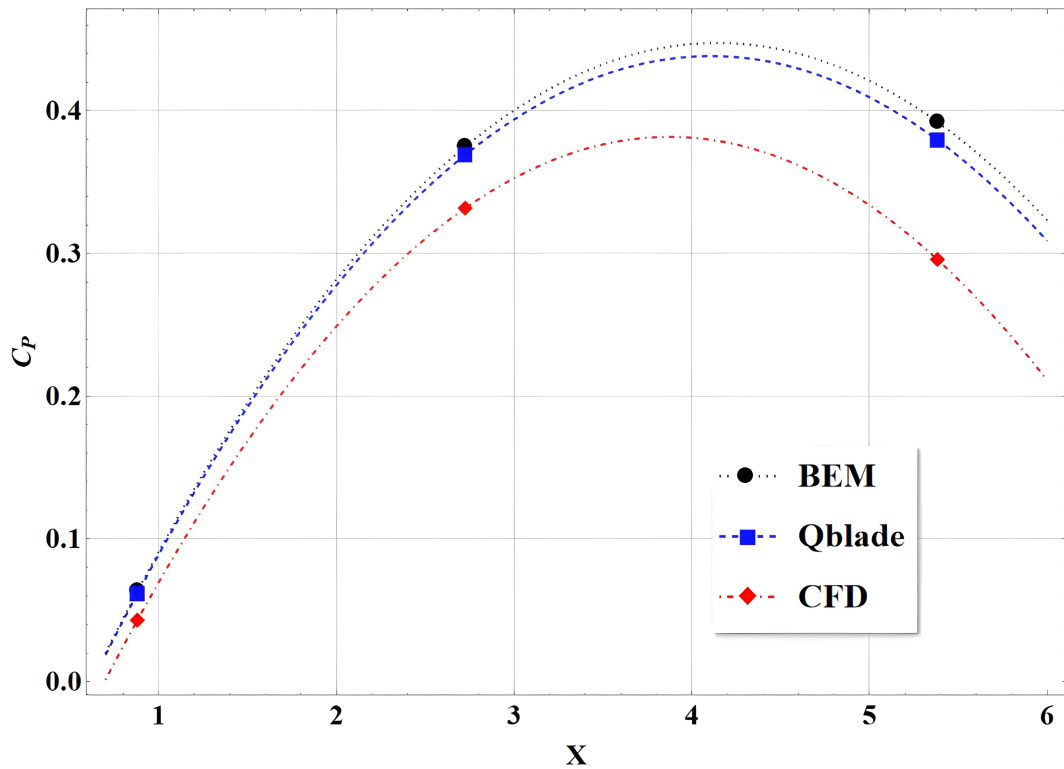


Figura 3.19: Coeficiente de potencia (C_P) Vs relación de velocidad punta (X).

La principal diferencia entre los resultados de la teoría BEM y la simulación CFD se atribuye a las limitaciones que tiene la teoría BEM en el análisis de espacios en 3D debido que el movimiento rotacional deja de ser considerado. Otra ventaja de la simulación CFD es que no es necesario realizar el estudio por separado de los perfiles alares. La morfología del perfil es incluida en el diseño desde antes de la malla, permitiendo que las ecuaciones de la dinámica de fluidos pueda analizar la interacción en tres dimensiones del flujo sobre el rotor. Además, en la simulación CFD se considera la nariz, mientras, la teoría BEM únicamente analiza la pala. Debido a las ventajas ya mencionadas y que además la simulación CFD muestra una menor potencia lo cual en casos de emergencia a baja velocidad se vuelve crítico, se escogió esta herramienta como primaria en el análisis de todos los siguientes diseños generados.

Capítulo 4

Optimización aerodinámica

Con la finalidad de obtener una optimización aerodinámica donde se mantenga o incremente la generación de potencia y la resistencia parásita generada por la RAT disminuya. Se realizó 51 diferentes diseños de turbinas RAT, donde se variaron los perfiles aerodinámicos de las palas y el perfil de la nariz.

4.1 Geometría de la pala

Las características aerodinámicas de cada perfil pueden brindar condiciones para el mejor rendimiento en cada sección de la pala, es por esto que se considera una variación de los perfiles aerodinámicos a utilizar a lo largo del radio de la pala del rotor de un aerogenerador. La pala fue dividida en tres secciones: la primera sección consiste del 25% de la longitud cercana a la nariz, la segunda incluye el 50% localizado en el centro y por último, la tercera que se encuentra al extremo de la pala en la zona de la punta y contiene el 25% restante, en la Figura 4.1 se muestra la división de una manera grafica. Estas divisiones son consideradas debido a que representan cambios sencillos en la geometría los cuales pueden ser aplicados dentro del diseño de una aeronave. Estos cambios representan una diferencia considerable en el rendimiento de la RAT.

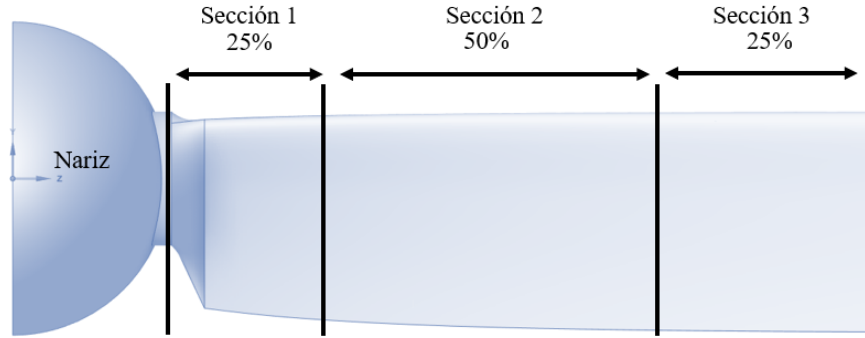


Figura 4.1: División de la pala de la RAT.

Cada una de las secciones de la pala cuenta con diferentes consideraciones aerodinámicas; la primera sección espera tener la mayor sustentación a el número de Reynolds más bajo presente en el fenómeno, la segunda busca la mayor eficiencia aerodinámica en altos y moderados números de Reynolds y la última, su principal objetivo es la generación del menor arrastre posible a un alto número de Reynolds [9, 41, 21, 42]. Se seleccionaron perfiles alares que cumplieran con las condiciones antes mencionadas, se escogieron perfiles de la familia NACA 4 dígitos por ser los más comunes dentro de la industria aeroespacial y los NACA series 6 los cuales son comúnmente utilizados en grandes aerogeneradores.

Los perfiles NACA series 6 fueron escogidos al analizar su comportamiento y considerar los que cumplían de mejor manera del catalogo de perfiles creado por Bertgnolio F., Sørensen N. N., Johansen J. y Fuglsang P. [24]. Los perfiles aerodinámicos seleccionados fueron: para la primera sección el NACA 63-421 y 64-421, para la segunda sección el NACA 64-421 y 65-421 y para la sección restante el NACA 63-221 y 65-421. Los perfiles NACA de 4 dígitos fueron seleccionados de un catálogo de perfiles aerodinámicos comúnmente utilizados en aerogeneradores con bajo número de Reynolds, Miley S. J. [23]. De este catalogo se seleccionaron el perfil NACA 8318 y 6712 para la primera sección, NACA 6412 y 6712 para la segunda sección y NACA 4415 y 6412 para la ultima.

Con la selección de los mejores perfiles, se realizaron 16 diseños de palas diferentes estas combinaciones de perfiles se muestran en las Figuras 4.2 y 4.3.

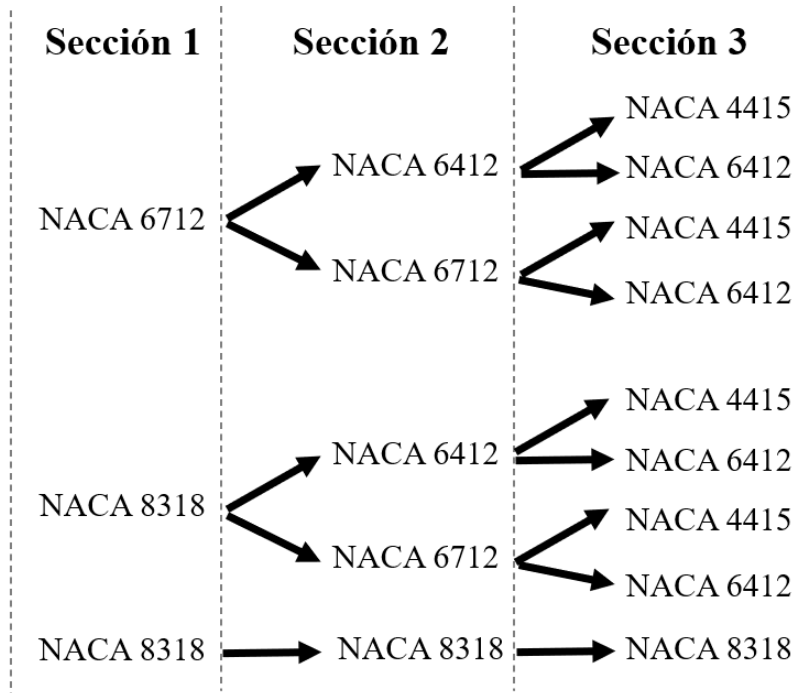


Figura 4.2: Combinación de diseño de la RAT con NACA 4 dígitos.

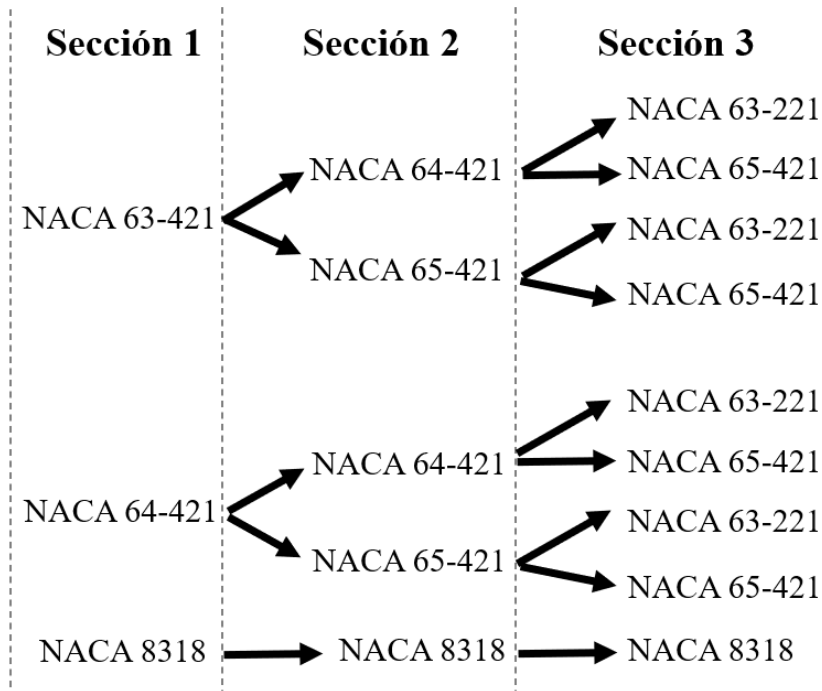


Figura 4.3: Combinación de diseño de la RAT con NACA series 6.

4.2 Geometría de la nariz

Para el diseño de la nariz o hub del rotor de la RAT, se decidió utilizar diferentes perfiles aerodinámicos con el fin de evaluar su comportamiento en relación con el arrastre generado y su interacción con las palas. Esta elección es crucial para asegurar que el flujo de aire entre al rotor a una velocidad óptima, lo que contribuye a la eficiencia general del sistema. Se seleccionaron los perfiles de nariz más comunes y con mejor comportamiento frente a la resistencia aerodinámica, en este caso fue la elipse, la parábola y ojiva, mostrados en la Figura (4.4).

La selección adecuada de los perfiles para la nariz del rotor no solo impacta directamente en el rendimiento aerodinámico, sino que también influye en la estabilidad y control de la aeronave. Al realizar simulaciones con diferentes perfiles, se pueden identificar las configuraciones más efectivas que optimizan la eficiencia y reducen la resistencia al avance.

La decisión de utilizar diferentes perfiles aerodinámicos para la nariz del rotor es un paso estratégico en el diseño de la RAT. Al evaluar su comportamiento en términos de arrastre e interacción con las palas, se puede mejorar significativamente el rendimiento general del sistema, contribuyendo a un funcionamiento más eficiente y efectivo en situaciones críticas como aterrizajes forzosos.

4.3 Resultados

Se realizaron las simulaciones de todos los diseños elaborados y mencionados anteriormente. Estas simulaciones se realizaron directamente a la velocidad mínima de funcionamiento de una turbina RAT, la cual es a 80 KEAS (41 m/s), ya que el interés principal a optimizar es la generación de potencia a baja velocidad aumentando el rango de la velocidad de funcionamiento. La simulación fue realizadas a las condiciones a nivel del mar, ya que, corresponde en el último momento del aterrizaje. En las Tablas 4.1 y 4.2 se muestran los valores de la potencia alcanzados a la velocidad de 41 m/s, se marca en **rojo** los valores seleccionados como los mejores.

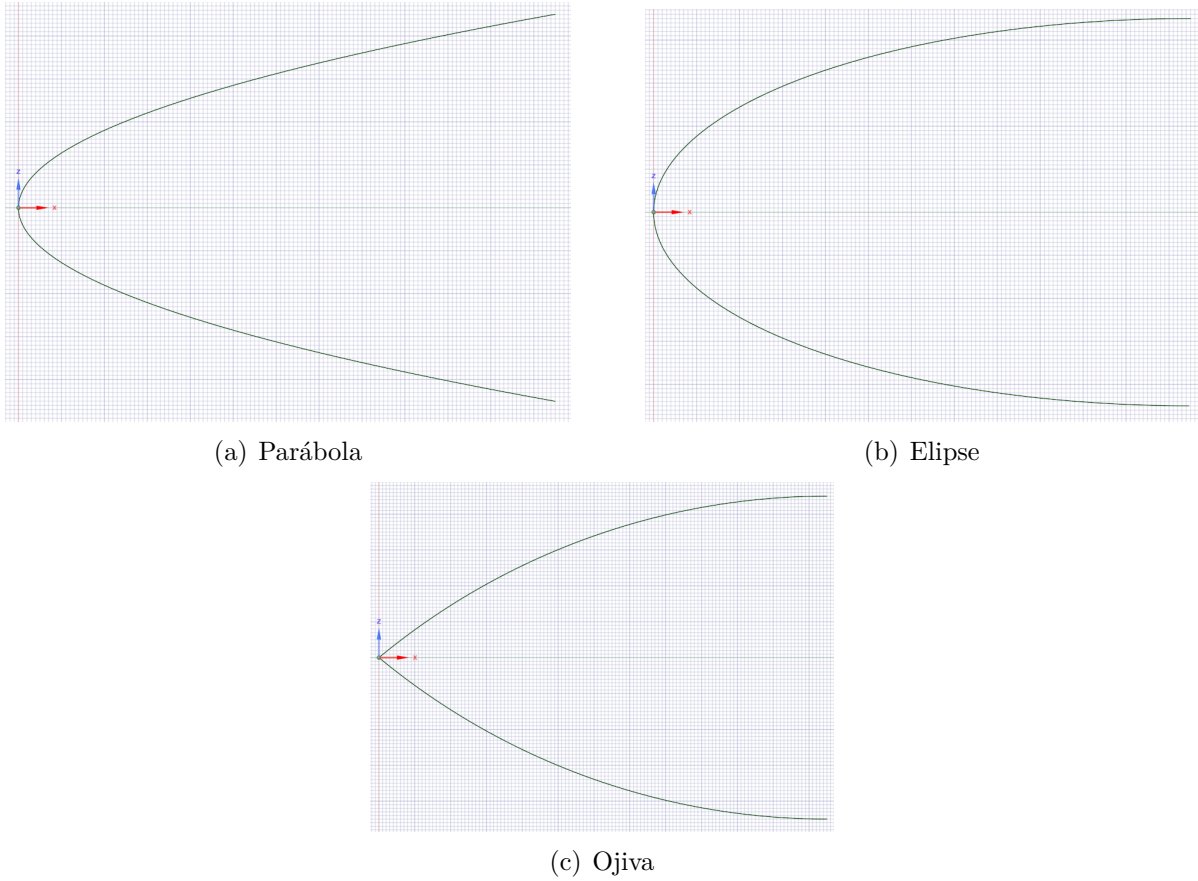


Figura 4.4: Diferentes perfiles de la nariz del rotor.

Cuadro 4.1: Potencia (kW) de la RAT con perfiles NACA 4 dígitos.

Sección 1		6712				8318				8318
Sección 2		6412		6712		6412		6712		8318
Sección 3		4415	6412	4415	6412	4415	6412	4415	6412	8318
Nariz	Elipse	10.02	10.55	11.8	12.14	10.20	10.64	12.36	12.22	10.02
	Ojiva	9.50	9.62	11.21	11.60	9.93	10.20	11.43	11.96	10.46
	Parábola	9.50	9.71	11.34	11.60	9.57	10.10	11.52	10.15	8.70

Cuadro 4.2: Potencia (kW) de la RAT con perfiles NACA series 6.

Sección 1		63-421				64-421				8318
Sección 2		64-421		65-421		64-421		65-421		8318
Sección 3		63-221	65-421	63-221	65-421	63-221	65-421	63-221	65-421	8318
Nariz	Elipse	3.84	4.66	3.97	4.60	4.54	4.76	4.52	4.68	10.02
	Ojiva	3.87	4.54	3.77	4.59	3.82	4.57	3.81	4.49	10.46
	Parábola	3.75	4.63	3.86	4.54	3.88	4.50	3.75	4.54	8.70

Además de la potencia uno de los valores principales de un aerogenerador es la fuerza axial (empuje) que genera, en el caso de la turbina RAT se espera que sea el menor

posible, ya que, este empuje en la aeronave se traduce en la generación de resistencia parásita, mayor cantidad de vibraciones y ruido. En las Tablas 4.3 y 4.4 se muestran los resultados del empuje en las simulaciones de cada diseño, en rojo se muestran los valores que fueron seleccionados en las tablas anteriores únicamente para la identificación de los diseños preseleccionados.

Cuadro 4.3: Fuerza axial (empuje) de la RAT con perfiles NACA 4 dígitos.

Sección 1		6712				8318				8318
Sección 2		6412		6712		6412		6712		8318
Sección 3		4415	6412	4415	6412	4415	6412	4415	6412	8318
Nariz	Elipse	490	535.81	580	616.5	500.1	541.3	628	624.5	623.3
	Ojiva	473.1	514.8	558.2	606.2	482	526	567.1	615	642
	Parábola	473.5	525	559.1	598	482.2	529	565.5	526	603

Cuadro 4.4: Fuerza axial (empuje) de la RAT con perfiles NACA series 6.

Sección 1		63-421				64-421				8318
Sección 2		64-421		65-421		64-421		65-421		8318
Sección 3		63-221	65-421	63-221	65-421	63-221	65-421	63-221	65-421	8318
Nariz	Elipse	275	307.8	275.5	304.5	307.3	310	312.5	309	623.3
	Ojiva	272.5	306	270.8	310	273.4	305.5	275.3	305	642
	Parábola	274.5	309.7	275.5	306.6	277.55	308	275	307.5	603

Con los resultados mostrados en las tablas anteriores se puede ver que la generación de potencia de los perfiles NACA series 6 no cumple ninguno con la generación mínima de potencia de 7 kW. Por esto es que estos perfiles a pesar de ser muy utilizados en grandes aerogeneradores no cuentan con las condiciones para trabajar en un pequeño aerogenerador de alta velocidad como es la turbina RAT. Aunque logra una gran optimización en el empuje generado, por lo que se recomienda en el uso de secciones donde se busca una disminución de empuje.

Para la selección del mejor diseño se preseleccionaron la combinación que aumentaban en mayor medida la generación de potencia. Una vez preseleccionados se realizaron simulaciones a una velocidad media de diseño de 81 m/s y la velocidad máxima posible a condiciones de vuelo crucero con una velocidad de 251 m/s a una altitud de 11 km. Esto con la intención de conocer su comportamiento en todo el rango de velocidades de funcionamiento. En la Tabla 4.5 se muestran los resultados obtenidos de estas simulaciones.

Cuadro 4.5: Comparación diseños a diferentes velocidades 41, 81 y 251 m/s.

Diseños	41 m/s		81 m/s		251 m/s	
	Empuje (N)	Potencia (kW)	Empuje (N)	Potencia (kW)	Empuje (N)	Potencia (kW)
8318-8318-8318 Elipse (Original)	623.3	10.02	1041.28	45.22	2165	107.26
8318-8318-8318 Parábola	603	10.46	1102.5	50.73	2057.17	108.39
8318-8318-8318 Ojiva	642	8.7	1088	50.1	2139.5	107.48
8318-6712-4415 Elipse	628	12.36	1105.2	52.8	2083.5	85.85
8318-6712-4415 Parábola	565.5	11.52	1102.5	50.73	2101.17	87.53
8318-6712-6412 Ojiva	615	11.96	1100.4	48.82	2070	87.84

La comparación de los diseños preseleccionados a diferentes velocidades, permite observar el comportamiento que tendría la RAT durante toda la situación de emergencia. Se puede observar que el diseño “8318-6712-4415 Elipse” (en azul) aumenta la generación de potencia en mayor medida a la velocidad de funcionamiento óptimo (81 m/s) y a la velocidad mínima de funcionamiento (41 m/s). Aunque mantiene una mayor generación de arrastre el porcentaje de crecimiento de la potencia es mayor.

El diseño seleccionado “8318-6712-4415 Elipse” aumento la generación de potencia en comparación del diseño original en un 23.35% a una velocidad de funcionamiento mínima de 41 m/s y cumpliendo con la generación de energía mayor a 7 kW, para una velocidad de diseño de 81 m/s el diseño propuesto aumenta la potencia en 16.76% y para la máxima velocidad posible de 251 m/s la generación de potencia disminuye en un 19.96%. Aunque exista una disminución a una mayor velocidad esta no se considera relevante ya que se espera una generación de 40 kW para el óptimo de todos los equipos de emergencia, además de que el trabajar a esa velocidad es muy corto el tiempo debido a que en estos casos de emergencia no cuentas con la potencia de los motores de la aeronave.

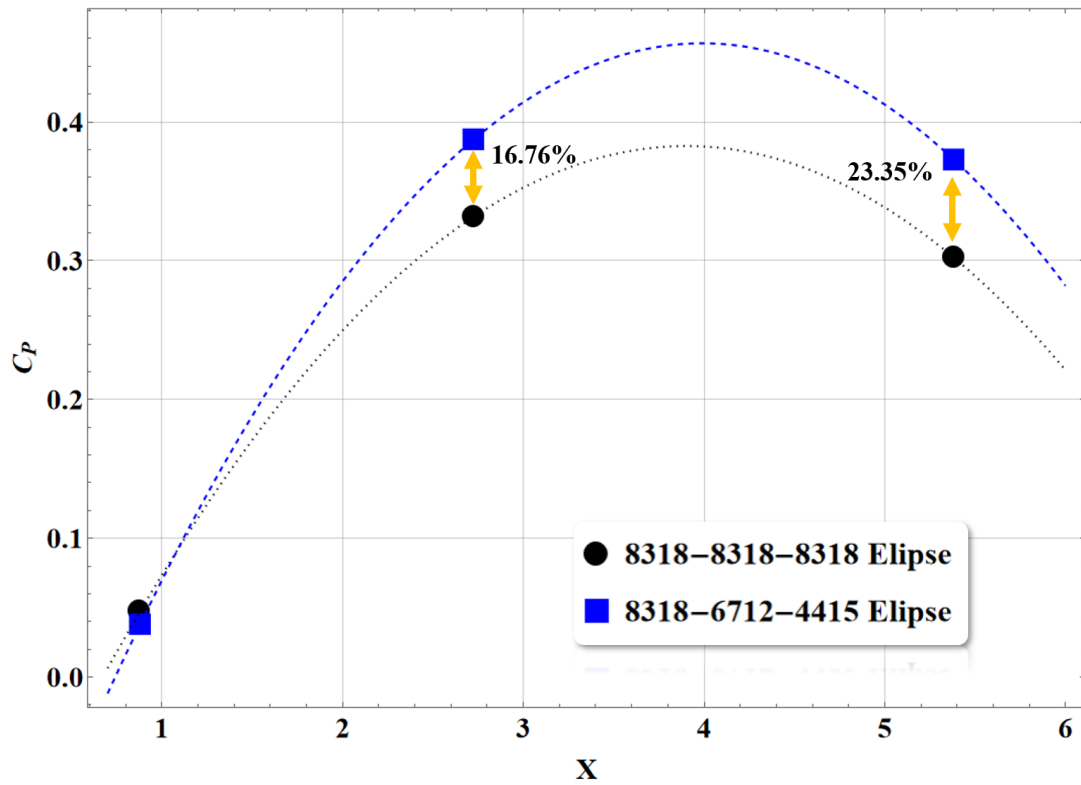


Figura 4.5: Coeficiente de potencia (C_P) Vs Relación de velocidad punta (X).

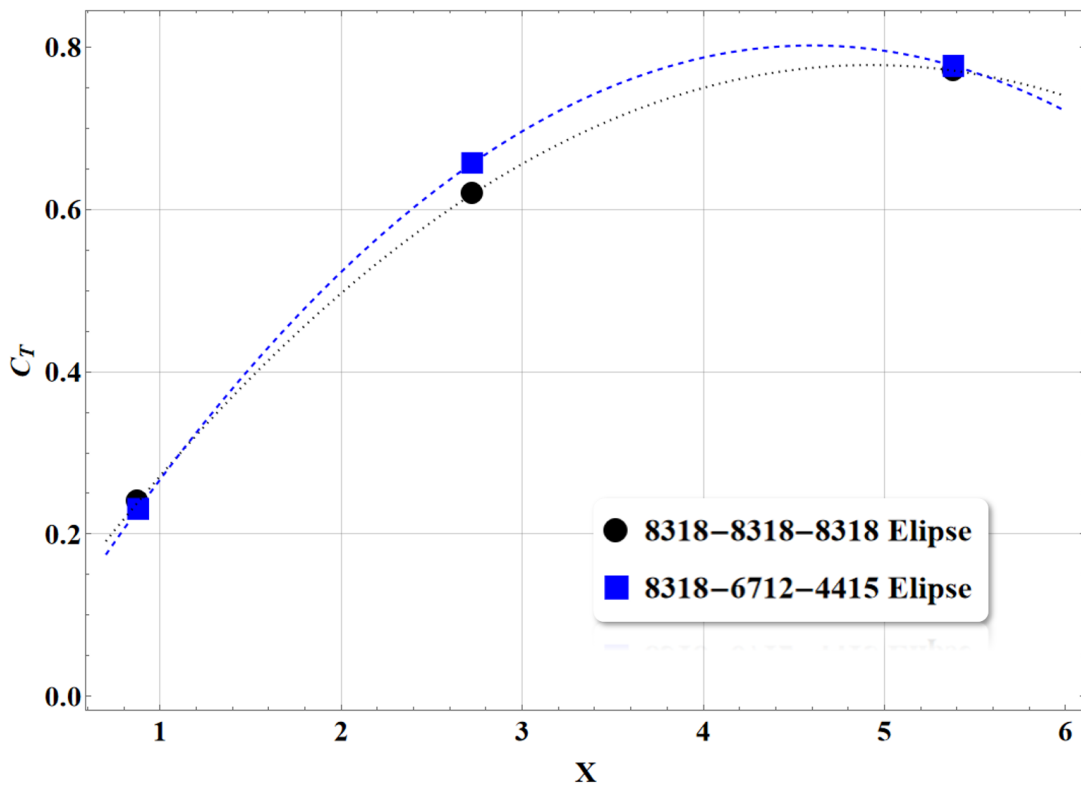


Figura 4.6: Coeficiente de empuje (C_T) Vs Relación de velocidad punta (X).

En las Figuras 4.5 y 4.6 se realiza la comparación de los coeficientes de potencia y empuje de una manera grafica. Se puede observar el aumento de la generación de potencia principalmente a las bajas velocidad que es cuando el valor de la relación de velocidad punta (X) es mayor. El aumento de la generación de potencia a baja velocidad se traduce a que todavía a una menor velocidad de 41 m/s la generación de potencia se mantendrá por arriba de 7 kW.

Capítulo 5

Conclusiones y recomendaciones

5.1 Conclusiones

Se consiguió la optimización en la generación de potencia de un rotor genérico de una RAT de un avión comercial (“8318-8318-8318 Elipse”). La generación de potencia aumento hasta un 23.35 % con el diseño “8318-6712-4415 Elipse” a una velocidad mínima de funcionamiento de 41 m/s en comparación con el diseño inicial. El aumento en la potencia es consecuencia directa del utilizar diferentes perfiles aerodinámicos a lo largo de la pala, esto permite ver la importancia del estudio de los perfiles aerodinámicos ya que dictan directamente el rendimiento de un aerogenerador.

Los diseños que cumplieron con la generación de potencia mínima fueron únicamente los elaborados a partir de perfiles NACA 4 dígitos. Mientras que los perfiles NACA series 6 no cumplieron con los estándares mínimo de funcionamiento, el uso de estos perfiles es recomendado para grandes aerogeneradores donde la reducción de arrastre es critico para la seguridad de la pala.

Se realizó con éxito un código computacional con la ayuda del programa Wolfram Mathematica el cual extiende el estudio de perfiles alares a un rango desde -180° hasta 180° con la ayuda del método Viterna, genera un diseño de pala optimo según las condiciones de funcionamiento con ayuda de las ecuaciones de Schmitz y además analiza iterativamente la pala generada con ayuda de la teoría BEM. Los resultados del programa fueron validados con ayuda del programa de acceso abierto Qblade y de las propias simulaciones CFD, obteniendo resultados muy cercanos entre los tres métodos.

Con la ayuda del programa CAD Spaceclaim se modeló paramétricamente

el diseño inicial y los diseños posteriores siguiendo las recomendaciones de utilizar una pala con diferentes perfiles aerodinámicos a lo largo de la pala. Todos los diseños fueron sometidos a simulación CFD lo cual permitió comparar todos los diseños de una manera sencilla, observando el comportamiento del flujo a través del rotor. La simulación CFD resultó ser una herramienta práctica para el cálculo de las propiedades aerodinámicas en aerogeneradores, obteniendo resultados más cercanos a la realidad, esto a que a comparación con la teoría BEM donde solo analiza en 2D, la simulación de fluidos CFD observa en comportamiento en tres dimensiones.

El presente trabajo contribuye en el conocimiento de la optimización de aerogeneradores y en especial para los aerogeneradores RAT de los cuales se cuenta con poca información en la literatura científica. El optimizar esta clase de aerogeneradores contribuye a tener sistemas de emergencia más eficientes dentro de la aeronave logrando salvar vidas. El área de los pequeños aerogeneradores de eje horizontal tiene un gran potencial para su aplicación dentro de las ciudades, aunque a diferencia de la RAT estos pequeños aerogeneradores funcionan velocidades menores.

Por último, es importante el destacar el avance de las herramientas computacionales como es la programación matemática, el diseño CAD y la simulación de fluidos CFD, que permiten el realizar análisis de fenómenos aerodinámicos complejos ahorrando tiempo y dinero en comparación de la experimentación física. Con estas herramientas y más se puede lograr mayor optimización en el diseño de aerogeneradores, haciéndolo cada vez optimo para ampliar el uso de las energías renovables y como un sistema de emergencia en el caso de la aviación civil.

5.2 Recomendaciones para trabajos futuros

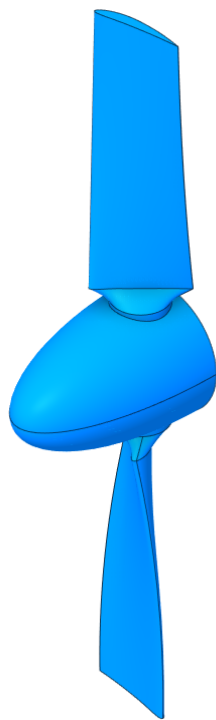
En base a la investigación realizada, se hacen las siguientes sugerencias que pudieran mejorar el diseño de futuros aerogeneradores y trabajos sobre el tema.

1. Utilizar métodos de optimización como algoritmos evolutivos, para la obtención perfiles óptimos en las diferentes secciones de la pala.
2. Optimizar la forma de obtener los coeficientes aerodinámicos de los diferentes perfiles alares.

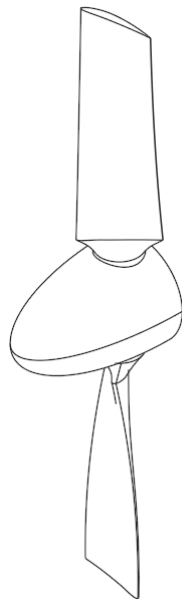
3. El realizar experimentación para la comparación con los resultados obtenidos.
4. Ampliar el área de estudio a los pequeños aerogeneradores utilizados en ciudades aumentando su rango de aplicación.

Anexos

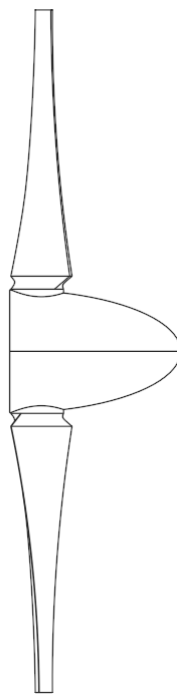
Figuras de referencia



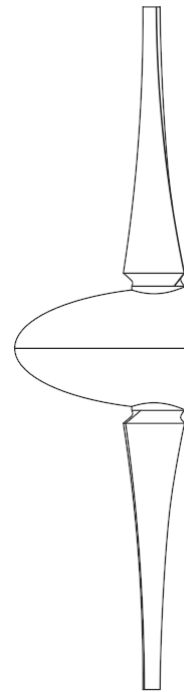
(a) Vista isométrica



(b) Vista isométrica



(c) Perfil RAT 1



(d) Perfil RAT 2

Figura 5.1: Imágenes de referencia del diseño “8318-8318-8318 Elipse”.

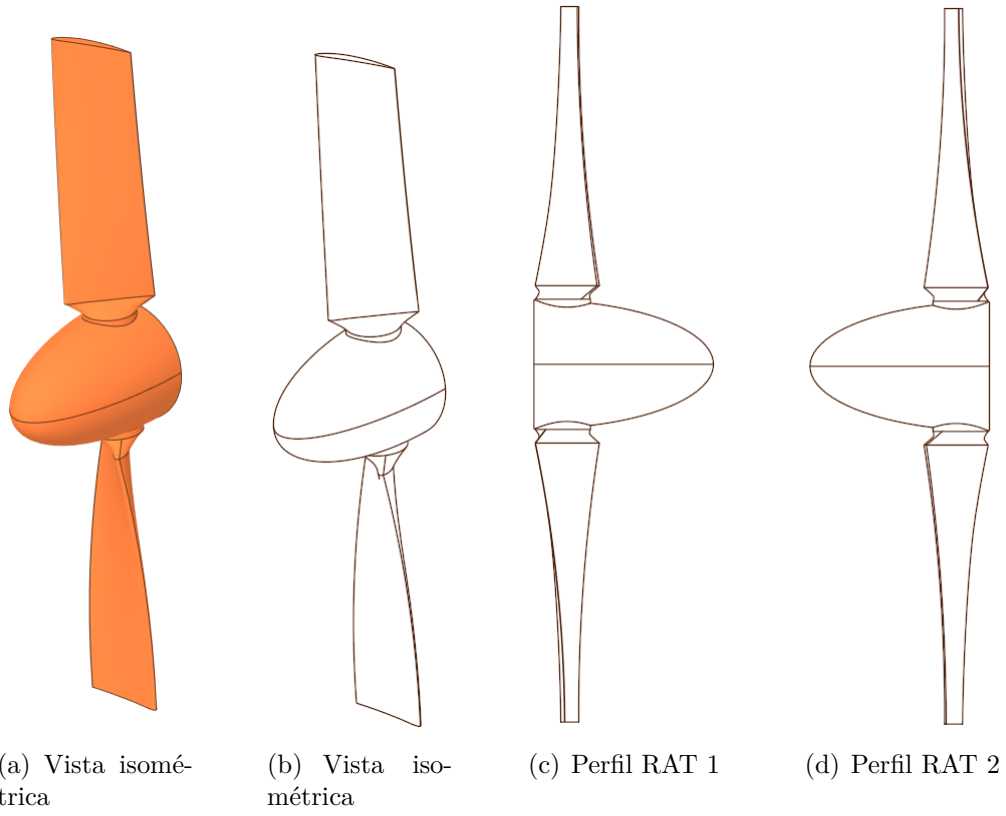
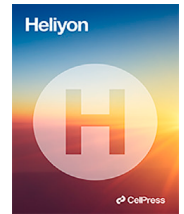


Figura 5.2: Imágenes de referencia del diseño “8318-6712-4415 Elipse”.



Research article



Numerical analysis of aerodynamic performance of the Ram Air Turbine in an aircraft

Miguel A. Bolaños-Vera^{a,*}, A.S. Ortiz-Pérez^a, E.S. Durazo-Romero^a,
J.E. Pérez-Mota^a, L.A. González-Uribe^a, I. Pérez-Reyes^b

^a Engineering Faculty, Autonomous University of Baja California, Blvd. B. Juárez S/N, Mexicali, B. C., C. P. 21280, Mexico

^b Chemical Sciences Faculty, Autonomous University of Chihuahua, New University Campus, University Circuit, Mexico, 31125 Chihuahua, Chih., Mexico

ARTICLE INFO

Keywords:

Aerodynamic
Blade design
CFD
Ram Air Turbine (RAT)
BEM

ABSTRACT

A rotor design of a Ram Air Turbine (RAT) for a commercial aircraft was created taking three sections with different airfoils along the blade; those sections were assessed to evaluate their performance at different critical velocities (41, 81 and 251 m/s) and choose the best profile configuration generating a new proposal to increase the glide ratio by reducing the drag, which is helpful in emergency cases. The Blade Element Momentum (BEM) theory and Computational Fluid Dynamics (CFD) were used to analyze an initial design, then validating these results with the open software QBlade. For the BEM theory a program was created for the design and performance of the RAT adding the Viterna methodology for airfoil analysis. 16 designs were proposed by strategically interchanging wing profiles in different blade sections. These designs were analyzed by CFD, using the complete rotor and the $SSTk-\omega$ turbulence model. An optimal geometry was found, presenting a significant drag reduction of 25% generating an increase in the glide ratio and improving aircraft control in addition to maintaining the power generation above the desired values; therefore, it recommends using different airfoils for each section of a RAT's rotor blade.

1. Introduction

Nowadays, despite technological growth in aviation, there still exists the possibility of failure in an aircraft. For this reason, a big amount of auxiliary components that help safeguard basic aircraft operations are implemented to allow landing during an emergency while flying. Among the most important components in these cases are the RAT, which provides the energy when the aircraft engines fail. The RAT is a wind turbine that unfolds from the fuselage in an event of a total aircraft engine failure, supplying electrical and hydraulic energy necessary for the operation of aircraft's main components and control surfaces. Despite being an important equipment, the RAT has some shortcomings, such as: increases the parasite drag which decreases the glide ratio, increases in vibrations and disproportionate noise. Therefore it is necessary make a low drag design for the RAT without considerable loss of power.

In the analysis of wind turbines it is common to use BEM theory which provides results close to realistic situations using simple formulations. In the BEM theory, the wind turbine's blade is divided in small sections where the airfoil of each cross-section is

* Corresponding author.

E-mail address: miguel.bolanos@uabc.edu.mx (M.A. Bolaños-Vera).

<https://doi.org/10.1016/j.heliyon.2024.e32039>

Received 28 June 2023; Received in revised form 26 May 2024; Accepted 27 May 2024

Available online 31 May 2024

2405-8440/© 2024 The Author(s). Published by Elsevier Ltd. This is an open access article under the CC BY-NC-ND license (<http://creativecommons.org/licenses/by-nc-nd/4.0/>).

Bibliografía

- [1] Magedi Moh M. Saad, Sofian Bin Mohd, and Mohd Fadhli Zulkaffi. A survey on the use of ram air turbine in aircraft. *AIP Conference Proceedings*, 1831(March 2019), 2017, <https://doi.org/10.1063/1.4981189>.
- [2] Hand, M. M., Simms, D. A., Fingersh, L. J., Jager, D. W., Cotrell, J. R., Schreck, S., & Larwood, S. M. (2001). Unsteady aerodynamics experiment phase VI: wind tunnel test configurations and available data campaigns (No. NREL/TP-500-29955). National Renewable Energy Lab.(NREL), Golden, CO (United States).
- [3] Simms, D., Schreck, S., Hand, M., & Fingersh, L. J. (2001). NREL unsteady aerodynamics experiment in the NASA-Ames wind tunnel: a comparison of predictions to measurements (No. NREL/TP-500-29494). National Renewable Energy Lab.(NREL), Golden, CO (United States).
- [4] Snel, H., Schepers, J. G., & Montgomerie, B. (2007, July). The MEXICO project (Model Experiments in Controlled Conditions): The database and first results of data processing and interpretation. In *Journal of Physics: Conference Series* (Vol. 75, No. 1, p. 012014). IOP Publishing.
- [5] C. J. Bai, F. B. Hsiao, M. H. Li, G. Y. Huang, and Y. J. Chen. Design of 10 kW horizontal-axis wind turbine (HAWT) blade and aerodynamic investigation using numerical simulation. *Procedia Engineering*, 67:279–287, 2013, <https://doi.org/10.1016/j.proeng.2013.12.027>.
- [6] Fei Bin Hsiao, Chi Jeng Bai, and Wen Tong Chong. The performance test of three different horizontal axis wind turbine (HAWT) blade shapes using experimental and numerical methods. *Energies*, 6(6):2784–2803, 2013, <https://doi.org/10.3390/en6062784>.

- [7] Y. Khalil, L. Tenghiri, F. Abdi, and A. Bentamy. Efficiency of a small wind turbine using BEM and CFD. *IOP Conference Series: Earth and Environmental Science*, 161(1), 2018, <https://dx.doi.org/10.1088/1755-1315/161/1/012028>.
- [8] M. Tahani and M. Moradi. Aerodynamic investigation of a wind turbine using CFD and modified BEM methods. *Journal of Applied Fluid Mechanics*, 9:107–111, 2016, <https://doi.org/10.36884/JAFM.9.SI1.25820>.
- [9] Ruud van Rooij and Nando Timmer. Design of airfoils for wind turbine blades. *Delft University of Technology, The Netherlands*, 8, 2004, <https://dokumen.tips/documents/airfoil-design.html>.
- [10] Mehedi Hasan, Adel El-Shahat, and Musfequr Rahman. Performance Investigation of Three Combined Airfoils Bladed Small Scale Horizontal Axis wind Turbine by BEM and CFD Analysis. *Journal of Power and Energy Engineering*, 05(05):14–27, 2017, <https://doi.org/10.4236/jpee.2017.55002>
- [11] Yan Ting Lin, Pao Hsiung Chiu, and Chin Cheng Huang. An experimental and numerical investigation on the power performance of 150 kW horizontal axis wind turbine. *Renewable Energy*, 113:85–93, 2017, <https://doi.org/10.1016/j.renene.2017.05.065>.
- [12] Yang Sun and Liang Zhang. Numerical simulation of the unsteady flow and power of horizontal axis wind turbine using sliding mesh. In *2010 Asia-Pacific Power and Energy Engineering Conference*, pages 1–3. IEEE, 2010, <https://doi.org/10.1109/APPEEC.2010.5448767>.
- [13] M Keerthana and M Sriramkrishnan. Aerodynamic Analysis of a small horizontal axis wind turbine using CFD. *Journal of Wind and Engineering*, 9(2):14–28, 2012, https://www.researchgate.net/publication/263567112_Aerodynamic_Analysis_of_a_small_horizontal_axis_wind_turbine_using_CFD.
- [14] Ali Nouioua and Rabah Dizene. Modeling of flow around a wind rotor HAWT Application to the dynamic stall. *Proceedings of 2014 International Renewable and Sustainable Energy Conference, IRSEC 2014*, m(December):827–830, 2014, <https://doi.org/10.1109/IRSEC.2014.7059768>.

- [15] Mohammad Moshfeghi, Ya Jun Song, and Yong Hui Xie. Effects of near-wall grid spacing on SST-K- ω model using NREL Phase VI horizontal axis wind turbine. *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics*, 107-108:94–105, 2012, <https://doi.org/10.1016/j.jweia.2012.03.032>.
- [16] Niels Sorensen, F. Bertagnolio, E. Jost, and T. Lutz. Aerodynamic effects of compressibility for wind turbines at high tip speeds. *Journal of Physics: Conference Series*, 1037(2), 2018, <https://doi.org/10.1088/1742-6596/1037/2/022003>.
- [17] Haci Sogukpinar and Ismail Bozkurt. Finding optimum airfoil shape to get maximum aerodynamic efficiency for a wind turbine. In *AIP Conference Proceedings*, volume 1815, page 40007. AIP Publishing LLC, 2017, <https://doi.org/10.1063/1.4976376>.
- [18] Yin, R., Xie, J. B., & Yao, J. (2022). Optimal design and aerodynamic performance prediction of a horizontal axis small-scale wind turbine. *Mathematical Problems in Engineering*, 2022, <https://doi.org/10.1155/2022/3947164>.
- [19] Hau, E., & Renouard, H. (2006). *Wind turbines: fundamentals, technologies, application, economics (Vol. 2)*. Berlin: springer.
- [20] Wood, D. (2011). Small wind turbines. In *Advances in wind energy conversion technology* (pp. 195-211). Berlin, Heidelberg: Springer Berlin Heidelberg.
- [21] Amer H Muheisen, Muhammad AR Yass, and Ihsan K Irthiea. Enhancement of horizontal wind turbine blade performance using multiple airfoils sections and fences. *Journal of King Saud University-Engineering Sciences*, 35(1):69–81, 2023, <https://doi.org/10.1016/j.jksues.2021.02.014>.
- [22] Timmer, W. (2009, January). An overview of NACA 6-digit airfoil series characteristics with reference to airfoils for large wind turbine blades. In *47th AIAA aerospace sciences meeting including the new horizons forum and aerospace exposition* (p. 268).
- [23] S. J. Miley. *Catalog of low-Reynolds-number airfoil data for wind-turbine applications*. 1982, <https://doi.org/10.2172/5044823>.
- [24] Franck Bertagnolio, Niels Sprensen, Jeppe Johansen, and Peter Fuglsang. *Wind turbine airfoil catalogue*. Number August. 2001, <https://www.osti.gov/etdeweb/biblio/20195547>.

- [25] Faisal Mahmuddin, Syerly Klara, Husni Sitepu, and Surya Hariyanto. Airfoil Lift and Drag Extrapolation with Viterna and Montgomerie Methods. *Energy Procedia*, 105:811–816, 2017, <https://doi.org/10.1016/j.egypro.2017.03.394>.
- [26] Viterna, L. A., & Janetzke, D. C. (1982). Theoretical and experimental power from large horizontal-axis wind turbines (No. DOE/NASA/20320-41; NASA-TM-82944). NASA Lewis Research Center, Cleveland, OH (United States).
- [27] Soren Gundtoft. Wind turbines. *University college of Aarhus*, pages 7–8, 2009, <https://es.scribd.com/document/535822167/Wind-Turbines-Søren-Gundtoft-3rd-Edition-January-2012>.
- [28] Ashgriz, N., & Mostaghimi, J. (2002). An introduction to computational fluid dynamics. *Fluid flow handbook*, 1, 1-49.
- [29] Cengel, Y., & Cimbala, J. (2006). *Mecánica de Fluidos*. (1 ra Edición). Editorial Mc. Graw-Hill.
- [30] Bird, R. B., Stewart, W. E., & Lightfoot, E. N. *Fenómenos de transporte; un estudio sistemático de los fundamentos del transporte de materia, energía y cantidad de movimiento*, 1976. Editorial Reverté.
- [31] Dewan, A. (2010). *Tackling turbulent flows in engineering*. Springer Science & Business Media.
- [32] Xfoil. (s/f). Mit.edu. Recuperado el 10 de septiembre de 2024, de <https://web.mit.edu/drela/Public/web/xfoil/>
- [33] xflr5. (s/f). Xflr5.tech. Recuperado el 10 de septiembre de 2024, de <https://www.xflr5.tech/xflr5.htm>
- [34] David. (2018, noviembre 27). QBlade - next generation wind turbine simulation. Qblade.org. <https://qblade.org/>
- [35] Michael J Zolidis. Emergency airplane rats. *Present. IEEE Rock River Val. Sect*, 6:1–35, 2006, <https://www.scribd.com/document/30297195/Emergency-RATs-Presentation>.

- [36] EMBRAER. Airplane Operations Manual Volume 1 (Aom-1502-017). 1, 2008, https://fsbrasil.files.wordpress.com/2009/01/e190_airplane-operations-manual-aom-1502-017-rev-04_apr-30-2010.pdf.
- [37] ANSYS. (s/f). Ansys.com. Recuperado el 10 de septiembre de 2024, de <https://www.ansys.com/>
- [38] Xin Cai, Rongrong Gu, Pan Pan, and Jie Zhu. Unsteady aerodynamics simulation of a full-scale horizontal axis wind turbine using CFD methodology. *Energy Conversion and Management*, 112:146–156, mar 2016, <https://doi.org/10.1016/j.enconman.2015.12.084>.
- [39] Carraro, M., De Vanna, F., Zweiri, F., Benini, E., Heidari, A., & Hadavinia, H. (2022). CFD modeling of wind turbine blades with eroded leading edge. *Fluids*, 7(9), 302, <https://doi.org/10.3390/fluids7090302>.
- [40] Galih Bangga. Comparison of blade element method and CFD simulations of a 10 MW wind turbine. *Fluids*, 3(4), 2018, <https://doi.org/10.3390/fluids3040073>.
- [41] Mohammadreza Mohammadi, Alireza Mohammadi, and Said Farahat. A new method for horizontal axis wind turbine (hawt) blade optimization. *International Journal of Renewable Energy Development*, 5(1):1–8, 2016, <https://doi.org/10.14710/ijred.5.1.1-8>.
- [42] Kevin Molina, Daniel Ortega, Manuel Martinez, William Pinto-Hernández, and Octavio Andrés González Estrada. Modelado de la interacción fluido estructura (fsi) para el diseño de una turbina eólica hawt. *Revista UIS Ingenierías*, 2018, <https://doi.org/10.18273/revuin.v17n2-2018023>.