



Facultad de Ingeniería campus Mexicali

Tesis de Maestría:

Optimización aerodinámica del rotor de la turbina RAT de un avión comercial.

Tesis para obtener el grado de Maestro en Ingeniería

Presenta:

Ing. Miguel Angel Bolaños Vera

Supervisado por:

Dr. Alejandro Sebastián Ortiz Pérez y
Dr. Emmanuel Santiago Durazo Romero

26 de junio del 2020

Optimización aerodinámica del rotor de la turbina RAT de un avión comercial.

Miguel Angel Bolaños Vera

Agradecimiento

A mis padres Vicente Bolaños y Yolanda Vera por su apoyo incondicional.

A mis hermanas por siempre ayudarme.

A mi amor Sofia por su compañía, apoyo 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 y a mis amigos por estar siempre ahí.

Resumen

Una reducción en la fuerza de arrastre a la cual se le denomina resistencia parásita, causa menor turbulencia, vibraciones en el avión y mejora en el alcance de planeo, lo cual se traduce en mayores opciones para lograr un exitoso aterrizaje forzoso, en caso de que una emergencia se presente. La presente investigación comprende el análisis y optimización de una turbina eólica de emergencia RAT (Ram Air Turbine), la cual es utilizada en la generación de energía eléctrica y neumática del avión para mantener en funcionamiento los equipos básicos y para un aterrizaje exitoso en caso de falla en los motores de propulsión.

En este trabajo se utilizan las herramientas de Dinámica de Fluidos Computacional (CFD), el Diseño Asistido por Computadora (CAD) y sistemas de programación matemática. Primero se propuso una geometría basada en el estado del arte de las turbinas eólicas, esta posteriormente fue diseñada en un programa CAD y después analizada con CFD. Finalmente, la geometría fue optimizada realimentando el proceso de diseño y simulación, hasta encontrar el diseño óptimo con menor resistencia parásita.

Los resultados obtenidos se validaron analizando el comportamiento cuantitativo y cualitativo de la RAT optimizada, comparándolos con los resultados de la simulación de la RAT genérica. En conclusión, se obtuvo una optimización de hasta 26.75 % en la reducción de la resistencia parásita, provocando una mejora en el funcionamiento de la turbina. Lo que indica que, con las herramientas de modelado y simulación de turbinas eólicas, es posible mejorar su funcionamiento, lo que hace rentable la utilización de pequeñas turbinas eólicas en otros ámbitos.

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

Abstract

A reduction of drag force, called Parasite Drag, will cause less turbulence, vibrations in the airplane and greater glide ratio, which would result in a better scenario for a successful forced landing, in case of an emergency. The present investigation includes the analysis and optimization of an emergency wind turbine Ram Air Turbine (RAT), which is used in the generation of electrical and pneumatic energy of the aircraft to keep the basic equipment in operation and have a successful landing in the case that the plane's engines failed.

In this work, Computational Fluid Dynamics (CFD), Computer Aided Design (CAD) and mathematical programming systems are used. First a geometry based on the state of the art of the wind turbines was proposed, this was designed subsequently in a CAD program and then analyzed with CFD. Finally the geometry was optimized by feeding back the design and simulation process, until the optimal design was found.

The results were validated by analyzing the quantitative and qualitative behavior of the optimized RAT, comparing them with the results of the simulation of the generic RAT. In conclusion, an optimization of up to 26.75% was obtained in the reduction of parasitic resistance, causing an improvement in the operation of the turbine. With the help of simulation wind turbines is possible to improve their operation, to the point of enable the use of small wind turbines in other areas.

Keywords: Aerodynamic optimization, CFD, RAT turbine, rotor, Ram Air Turbine

Índice general

Agradecimiento	2
Resumen	3
Abstract	4
Índice de figuras	7
Índice de cuadros	9
Abreviaturas y símbolos	10
1 Introducción	12
1.1 Introducción	12
1.2 Planteamiento del problema	14
1.3 Justificación	14
1.4 Estado del arte	15
1.5 Hipótesis	20
1.6 Objetivos	20
1.6.1 Objetivo general	20
1.6.2 Objetivos específicos	20
1.7 Metodología	20
2 Marco teórico	22
2.1 Aerogeneradores de eje horizontal	22
2.1.1 Historia y fundamentos	22
2.1.2 Principios aerodinámicos	23
2.1.3 Ram Air Turbine (partes y fundamentos)	24

2.2	Dinámica de Fluidos Computacional aplicada a la aerodinámica	26
2.2.1	Historia	26
2.2.2	Etapas de solución CFD	28
2.2.3	Ecuaciones Gobernantes	31
2.3	Modelos de turbulencia	41
2.3.1	Modelos de dos ecuaciones	43
2.3.2	Modelo $k - \varepsilon$	43
2.3.3	Modelo $k - \omega$	44
2.3.4	Modelo $SST\ k - \omega$	45
3	Método y estudio teórico	46
3.1	Formulación y modelado geométrico	46
3.2	Condiciones de operación y comportamiento inicial	48
3.3	Simulación y predicción CFD	48
3.3.1	Mallado	48
3.3.2	Selección de modelo de turbulencia	51
3.3.3	Condiciones de frontera	51
3.3.4	Convergencia de la solución	52
3.4	Comportamiento	53
3.4.1	Distribución de presión	53
3.4.2	Distribución de la velocidad	54
3.4.3	Fuerza aerodinámica y potencia generada	55
4	Optimización aerodinámica	57
4.1	Geometría de la pala	57
4.2	Geometría de la nariz	59
4.3	Resultados	59
5	Conclusiones y recomendaciones	64
5.1	Conclusiones	64
5.2	Recomendaciones para trabajos futuros	65
	Referencias	66

Índice de figuras

1.1	Ubicación de la turbina de emergencia RAT.	13
1.2	Metodología de investigación y diseño.	21
2.1	Elementos de una turbina de emergencia RAT.	24
2.2	Ecuación de Continuidad.	33
2.3	Región de volumen fijo, a través del cual circula un fluido.	33
2.4	Ecuación de Movimiento.	35
2.5	Región de volumen fijo, en el que se señala la dirección en que se transporta el componente x de la cantidad de movimiento.	36
2.6	Componentes de la ecuación de movimiento.	39
2.7	Componentes de la ecuación de movimiento resumido.	39
2.8	Modelo de turbulencia $k - \varepsilon$	44
3.1	Modelo 3D de la turbina RAT.	46
3.2	Variación del ángulo de ataque de la pala a lo largo del radio de 0.508 metros.	47
3.3	Dominio de la simulación.	49
3.4	Medidas del dominio interno y externo.	49
3.5	Mallado del dominio.	50
3.6	Mallado cercano a la superficie del rotor.	50
3.7	Representación de las condiciones frontera.	52
3.8	Monitor residuales contra el número de iteraciones.	52
3.9	Monitor de la fuerza de arrastre contra el número de iteraciones.	53
3.10	Distribución de la presión(Pa).	54
3.11	Distribución de la velocidad (m/s).	55
4.1	División de la pala de la turbina RAT.	58

4.2	Diferentes perfiles de la nariz del aerogenerador.	59
4.3	Comportamiento del Coeficiente de Empuje.	62
4.4	Comportamiento del Coeficiente de Potencia.	62

Índice de cuadros

3.1	Ángulo de ataque de la pala.	47
3.2	Valores de la atmósfera a 20000 <i>ft</i> (6.0957 <i>km</i>).	48
3.3	Fuerzas aerodinámicas.	55
4.1	Arrastre en Newtons de la RAT con perfiles NACA 4 dígitos en diferentes secciones.	60
4.2	Arrastre en Newtons de la RAT con perfiles NACA 6 dígitos en diferentes secciones.	60
4.3	Par motor de la RAT con perfiles NACA 4 dígitos en diferentes secciones.	60
4.4	Par motor de la RAT con perfiles NACA 6 dígitos en diferentes secciones.	60
4.5	Comparación diseños a diferentes velocidades $41\frac{m}{s}$, $81\frac{m}{s}$ y $251\frac{m}{s}$	61

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^+	Reynolds local
Δy	Distancia del primer nodo
L	Longitud característica
Re	Número de Reynolds
T_D	Empuje
P_Q	Potencia
M	Par motor

Capítulo 1

Introducción

1.1 Introducción

Hoy en día, debido a los avances tecnológicos y a la creciente competencia en el mercado del ramo aeroespacial, las empresas se ven obligadas a mejorar sus productos para ofrecer ventajas económicas , técnicas y de seguridad sobre sus competidores.

La aerodinámica de aeronaves dicta directamente el rendimiento y estructura de todos los demás componentes así como el ahorro en el combustible. Por tanto, una mejora en la aerodinámica implica reducción de costos en combustibles y en desempeño de la aeronave.

En las aeronaves actuales a pesar del crecimiento tecnológico sigue existiendo la probabilidad de fallo. Por lo que existe una gran cantidad de componentes auxiliares que ayudan a salvaguardar las operaciones básicas de la aeronave para que regrese a tierra en caso de emergencia en el vuelo. Dentro de los componentes más importantes para casos de emergencia donde las turbinas principales (proporcionan potencia y energía al avión)del avión fallan, se encuentran las turbinas RAT (Ram Air Turbine). La RAT es una turbina eólica que se despliega del fuselaje al presentarse falla en los motores del avión y es utilizada en casos que el avión no pueda producir la energía suficiente para sus sistemas básicos, la RAT con ayuda del viento hace girar sus palas generando la energía eléctrica e hidráulica necesaria para el funcionamiento de los componentes principales. En la Figura 1.1 se observa la RAT y la ubicación que ocupa en el avión.

Una de las variables más importantes en cuanto el comportamiento aerodinámico es la resistencia aerodinámica, el cual aumenta al desplegarse la RAT. Hasta hace

varios años, el diseño de las turbinas RAT era realizado mediante cálculos manuales o empíricos y túneles de viento; debido al avance en las herramientas de cálculo y optimización computacional, las turbinas RAT son susceptibles de mejora, tanto en generación de energía como la reducción de resistencia parásita



Figura 1.1: Ubicación de la turbina de emergencia RAT.

Una herramienta para lograr una mejora aerodinámica es la Dinámica de Fluidos Computacional (CFD), la cual es denominada como una rama de programas utilizados para la solución y análisis de flujo de fluidos. Los programas CFD utilizan algoritmos los cuales resuelven millones de cálculos que permiten conocer el comportamiento del fluido con superficies complejas. Esta herramienta es un avance de gran importancia ya que permite el ahorro de tiempo y dinero en el área de la experimentación aerodinámica.

Las herramientas de cálculo y optimización computacional, son programas que facilitan la realización de procedimientos matemáticos complejos, los cuales permiten el ahorro de tiempos en los procesos de experimentación e investigación de nuevas variables. Actualmente existen algoritmos computacionales que permiten el desarrollo de geometrías optimizadas y con esto poder modificar las variables de funcionamiento de diferentes herramientas de ingeniería.

La optimización de forma es en la actualidad una herramienta importante que permite el mejorar el desempeño de componentes en diferentes industrias. Las NURBS, B-splines racionales no uniformes, son una herramienta utilizada para representar matemáticamente geometrías en 3D logrando describir cualquier forma con precisión, gracias a su flexibilidad matemática y bajo consumo de memoria computacional y tiempo.

1.2 Planteamiento del problema

En el caso de despliegue de la RAT por falla en los motores, la RAT debe entregar la potencia necesaria los sistemas básicos y se busca la reducción en el arrastre. Entre algunas deficiencias conocidas de las turbinas RAT se puede destacar las aerodinámicas; el incremento de la resistencia parásita al avance, las vibraciones y el ruido desproporcionado. En la actualidad uno de los principales retos en la aviación es la disminución de resistencia aerodinámica en las aeronaves, para poder encontrar una mejor eficiencia aerodinámica. Kundu, A. K., [1] interpreta la resistencia parásita como una combinación del arrastre de forma, arrastre de fricción y arrastre de interferencia. Esta fuerza no es el resultado de la inducción de la elevación del cuerpo, por lo que se considera parasitaria y es altamente no deseada.

En la actualidad se siguen buscando posibles soluciones para disminuir el arrastre no deseado en las aeronaves. En la aviación civil se buscan formas más aerodinámicas que contribuyen a una mejor estabilización de la aeronave y un menor uso del combustible.

La RAT cumple su función pero cuenta con propiedades aerodinámicas que pueden ser mejoradas para garantizar el suministro de energía y la reducción de resistencia parásita, mediante simulación CFD, obteniendo así un mejor análisis con la morfología de la RAT.

1.3 Justificación

La importancia de este trabajo radica en que la optimización morfológica por medio de las variables que actúan en la RAT, ofrecen una potencial mejora a problemáticas que existen en la aviación civil particularmente en técnicas de diseño y análisis

aerodinámico de las RAT para mejorar su desempeño, lo que amplía la ventana de seguridad para un aterrizaje de emergencia asegurando las funciones básicas de la aeronave. Las RAT deben cumplir con características aerodinámicas para su correcto funcionamiento en la aeronave.

El desarrollo de esta investigación ayuda a la mejora aerodinámica de las turbinas de emergencia RAT, dando como resultado un menor crecimiento de la resistencia aerodinámica en la aeronave. Siendo el RAT un instrumento de gran importancia en momentos de emergencia, con un historial de cientos de vidas salvadas gracias a este, pero dejando ver posibilidades de mejora aún.

La simulación numérica por medio de sistemas CFD es utilizado para realizar predicciones en tiempos reducidos, permite observar y analizar todo el campo de velocidades, presiones y otras cantidades de importancia aerodinámica para una mejor interpretación de los mismos. El ahorro de dinero es otra ventaja de la simulación numérica, ya que se ahorra en la creación de prototipos, pero lo más importante la posibilidad de salvar vidas en una emergencia.

1.4 Estado del arte

En los últimos años el estudio de las energías renovables ha crecido de gran manera, una de las principales áreas con mayor crecimiento es el de la energía eólica. Actualmente existe una gran cantidad de información acerca del comportamiento aerodinámico de los aerogeneradores de eje horizontal (HAWT), como se verá en el presente capítulo. La RAT pertenece a esta categoría de aerogeneradores, a la vez forma parte de la sub categoría de turbinas pequeñas de viento de alta velocidad (High Speed Small Wind Turbines).

Entre varios de los trabajos recientes que se han enfocado y respaldado en proyectos de experimentación tenemos: en el 2000, el National Renewable Energy Laboratory (NREL) con el proyecto Unsteady Aerodynamics Experiment (UAE), entregó resultados de alta calidad para una turbina HAWT Grumman 20 kW de 2 aspas; este modelo fue probado en el túnel de viento en el Centro de Investigación Ames de la NASA. Los datos más importantes del UAE fueron encontrados en la Fase VI de la experimentación [2,3]. Unos años después en 2006 en Europa se llevó a cabo el proyecto MÉXICO,

realizado en un túnel de viento de grandes magnitudes, esta investigación se enfocó en la estela generada por el aerogenerador [4].

Una gran cantidad de estudios CFD, se apoyan en los resultados del NREL Fase VI, el proyecto MÉXICO [4], entre otros, estableciendo comparaciones de manera cuantitativa o cualitativa. Algunos autores varían el método de análisis para la simulación CFD de los HAWT.

La metodología en el análisis de las HAWT por medio de solucionadores CFD varía entre los diferentes autores que han trabajado con el tema. El investigar los diferentes procedimientos para un análisis más eficiente del aerogenerador, es comúnmente uno de los principales temas de investigación e innovación. Algunos de los objetivos específicos del estudio del método de la simulación es comprobar el funcionamiento de diferentes programas CFD o en su caso de mallado, al igual que encontrar un modelo de turbulencia que brinde resultados más cercanos a los datos reales.

Mandas N., Cambuli F. y Carcangiu C. E., [5] trabajaron en la predicción del rendimiento de una HAWT con ayuda de un programa CFD, utilizando un modelo de turbulencia Spalart-Allmaras y SST k-w. Considerando un flujo estacionario e incompresible, obtuvieron resultados muy cercanos a los experimentales. Tachos N. S., et al., [6] utilizaron una malla estructurada de gran densidad, considerando flujo estacionario e incompresible y utilizando el modelo de turbulencia Spalart-Allmaras, lograron que sus resultados fueran muy parecidos a los datos experimentales. Sun Y. y Zhang L. [7] utilizaron el modelo de turbulencia SST k-w, en un flujo transitorio y sobre mallado completo del rotor, para obtener resultados cercanos a la experimentación. Lu Q. et al., [8] lograron resultados de buena calidad al implementar el modelo SST k-w, al mallado de una sola pala, con la primera distancia del nodo cerca de la superficie de la pala igual a 0.0017 m y considerando la capa límite como una variable de gran relevancia.

Li Y., et al., [9] analizaron una HAWT a diferentes velocidades y diferentes ángulos de cabeceo comparando los modelos de turbulencia RANS y DES, obteniendo resultados similares pero con mejor calidad que en el modelo DES. Mahu R., et al., [10] analizaron la separación de la capa límite en la pala, para esto utilizaron un modelo de turbulencia SST k-w, obteniendo valores parecidos a los experimentales y concluyendo en la importancia de tener un parámetro y^+ alrededor de 1.

M. Keerthana M. et al., [11] utilizó el modelo SST k-w en el análisis CFD

de un aerogenerador, obteniendo resultados semejantes a los experimentales. Mo J. O., et al., [12] trabajaron con un modelo de turbulencia LES para obtener los datos de la turbulencia generada por la estela del HAWT, los datos fueron comparados con el NREL Fase VI. Nouioua A. y Dizene R. [13] realizaron la simulación CFD 2-D del perfil alar S809 utilizado en el NREL-Fase VI, compararon tres modelos de turbulencia k-e, RSM k-e y SST k-w, considerando un flujo transitorio, obtuvieron resultados muy cercanos a los experimentales con todos los modelos de turbulencia pero con mayor exactitud con el modelo SST k-w.

Uno de los principales objetivos al trabajar con la simulación de aerogeneradores, es el obtener resultados más parecidos a los datos reales. Para esto se necesita conocer los fenómenos físicos que actúan en el funcionamiento del aerogenerador, varios de estos son comúnmente despreciados por su poca relevancia en el funcionamiento final. Investigadores trabajan tomando en cuenta diferentes fenómenos que ocurren en un HAWT, como podrían ser los movimientos de cabeceo y de giro del rotor, el asumir efectos de compresibilidad, el predecir el efecto de la interferencia de diferentes objetos en el rendimiento del aerogenerador, etc.

Wood D. H. [14] estudió los efectos de la compresibilidad en el funcionamiento de una pequeña HAWT, explicando así el comportamiento del flujo compresible debido al Número de Mach. Mo J. O. y Lee Y. H. [15] simularon y analizaron mediante CFD el ruido aerodinámico comparándolo con los resultados del NREL Fase VI, utilizando un modelo de turbulencia LES. Moshfeghi M., Song Y. J. y Xie Y. H. [16] estudiaron la separación de la capa limite en una pala, utilizando el modelo de turbulencia SST k-w y variando el y^+ , encontrando un y^+ ideal menor a uno. Abdelrahman M. A., et al., [17] compararon los resultados obtenidos del análisis de un rotor sencillo y el del mismo con la torre y la góndola, concluyendo que la eficiencia disminuye muy poco incluyendo el equipo completo de la turbina.

Cai X., et al., [18] consideraron los efectos de la torre sobre el desempeño del aerogenerador, además del movimiento de giro del rotor, utilizaron un flujo transitorio y un modelo de turbulencia SST k-w. Sudhamshu et al., [19] estudiaron el rendimiento de la HAWT NREL-Fase VI a diferentes ángulos de cabeceo y velocidades del viento con ayuda de CFD. Zhao Z., et al., [20] simularon una HAWT con generador de vórtices en la pala, para conocer el comportamiento con estas superficies. El fenómeno de los vórtices

generados por la nariz fue estudiado por Ashton R., et al., [21]. Saad M. M. M. et al., [22] realizaron el análisis y la experimentación de un pequeño aerogenerador de eje horizontal a altas velocidades, con la meta de comparar los cálculos CFD con los resultados experimentales. Sørensen N. N., et al., [23] realizaron comparaciones de simuladores CFD compresibles, incompresibles y aplicando correcciones de compresibilidad, en simulación 2-D de una HAWT, obteniendo resultados parecidos entre las diferentes simulaciones.

La generación de energía eficiente es un tema clave en la actualidad, en el caso de los aerogeneradores se busca obtener más energía modificando la geometría del rotor y cambiando el comportamiento aerodinámico del mismo para poder cumplir con el propósito. Una de las principales variables que se buscan mejorar es el aumento de la eficiencia aerodinámica siendo esta la relación del coeficiente de sustentación (C_L) entre el coeficiente de arrastre (C_D). Varios investigadores en la actualidad trabajan en diferentes métodos para la optimización de los aerogeneradores, modificando la geometría de la pala, el perfil alar del mismo o modificando la geometría de la nariz.

Johansen J., et al., [24] realizaron la comparación de un aerogenerador con diferentes diseños: el primero y original que no cuenta con nariz ni giro a lo largo de la pala, el segundo agregando giro a la pala y, el tercero con giro y colocándole una nariz; obteniendo un rendimiento mayor con el tercer caso. Ferrer E. y Munduate X. [25] analizaron mediante simulación CFD tres diferentes formas de punta de la pala, utilizando el modelo de turbulencia SST k- ω y observando principalmente la distribución del coeficiente de presión a lo largo de la pala. Johansen J., y Sørensen N. N. [26] estudiaron el rendimiento de un aerogenerador agregándole aletas (flaps), obteniendo una mejora en la potencia alrededor de 1% y 2.8% y un aumento en el empuje entre 1.2% a 3.6%; por lo cual concluyeron que es importante realizar un estudio de las cargas sobre la pala.

Jiménez A., et al., [27] realizaron un estudio mediante simulación CFD y experimentación en túnel de viento, de diferentes narices, con el propósito de encontrar una nueva familia de perfiles aerodinámicos para la nariz, obteniendo uno perfil que mejora el rendimiento del aerogenerador. Sogukpinar H. y Bozkurt I. [28] investigaron las propiedades aerodinámicas del perfil alar de un aerogenerador con ayuda de experimentación y simulación CFD, para encontrar el ángulo de ataque óptimo de funcionamiento. Bofeng X. et al., [29] diseñaron y analizaron una pequeña aleta (flap) a lo largo de la pala de un aerogenerador y lograron aumentar la eficiencia aerodinámica obteniendo un mejor

desempeño en bajos ángulos de ataque y disminuyendo la turbulencia al final del perfil aerodinámico. Benim A., Diederich M., y Pfeiffelmann B.[30] trabajaron en la optimización de un perfil aerodinámico para la implementación en aerogeneradores, aplicando algoritmos de optimización, resultando así, un perfil optimizado geoméricamente y con mejor rendimiento aerodinámico.

Hay una gran cantidad de trabajos basados en la simulación CFD de un aerogenerador de eje horizontal, para una mejor comparación en el método y en los resultados obtenidos de las diferentes investigaciones, existen artículos los cuales resumen y comparan de manera eficiente diferentes estudios que se dedican a dicho tema. Éstos brindan un resumen de lo investigado en los últimos años y la diferencia entre investigaciones, que se mencionan en lo que sigue.

O'Brien J. M., et al., [31] realizaron un resumen de los artículos que investigaron y realizaron simulaciones CFD de turbinas HAWT centrándose en el fenómeno de la estela generada por el aerogenerador, en este resumen comparan mediante tablas la metodología seguida por diferentes autores. Saad, M. M. M., Mohd, S. B., y Zulkafli, M. F. [32] elaboraron una recapitulación de la historia de la RAT, además de la explicación del método de trabajar de la turbina y el diseño del mismo.

Algunos de los trabajos nos permiten realizar la comparación de la simulación CFD y los datos obtenidos mediante experimentación. Para el caso de la simulación de una RAT se necesitan conocer los criterios de similitud que permitan realizar una experimentación en tierra y poder compararlo con una simulación con los datos de trabajo real. Jian W. [33] comparó dos criterios de similitud; el Número de Reynolds y el Número de Mach, siendo los dos muy eficientes en una relación de velocidad punta baja. Con el problema que el criterio del Número de Mach era muy difícil alcanzar las velocidades tan altas, necesarias a una altura baja. Tomando así el criterio de similitud del Número de Reynolds como el mejor para la comparación de la simulación CFD con los resultados experimentales en tierra.

Existe mucha bibliografía acerca del rendimiento aerodinámico de los aerogeneradores, como se mencionó antes. Ya que la RAT esta dentro de la clasificación de las turbinas de eje horizontal, comparten muchas características y fenómenos. La mayor diferencia radica en la velocidad del viento que trabaja y el tamaño de su rotor. Existen pocos trabajos que estudien pequeños aerogeneradores de alta velocidad, como en el caso

de las RAT donde la cantidad de información es mucho menor.

1.5 Hipótesis

La turbina RAT provoca un mayor arrastre en la aeronave una vez desplegada debido a su inherente morfología. Una mejora en el diseño de la morfología de las turbinas RAT provocará una menor cantidad de arrastre y con esto mayor eficiencia de las RAT en casos de despliegue de emergencia de la RAT. Esto se lograra concentrándose en los puntos con mayor área de oportunidad de un cambio para la mejora aerodinámica; nariz y palas.

1.6 Objetivos

1.6.1 Objetivo general

Mejorar la eficiencia aerodinámica de una turbina RAT de un avión comercial mediante la reducción de la resistencia.

1.6.2 Objetivos específicos

- Creación de un diseño preliminar con el soporte de cálculos teóricos
- Mejora de las formas aerodinámicas de la turbina basados en: cálculos analíticos y modelado paramétrico mediante CAD las diferentes propuestas.
- Predicción numérica del rendimiento de las propuestas dadas en el paso anterior mediante CFD.
- Obtención del diseño óptimo.

1.7 Metodología

- Estado del Arte - Investigación de artículos e información disponible del tema.
- Predicción teórica - Primera aproximación del diseño del rotor con por medio de la teoría. (Capítulo 2)

- Modelado CAD - Modelado de los componentes y las propuestas de mejora geométrica de la turbina RAT.
- Simulación CFD - Simulación numérica para predecir el comportamiento aerodinámico.
- Realimentación de manera iterativa del modelado CAD y la simulación CFD, para deducir los parámetros geométricos que más afectan la eficiencia aerodinámica.
- Evaluación de resultados.

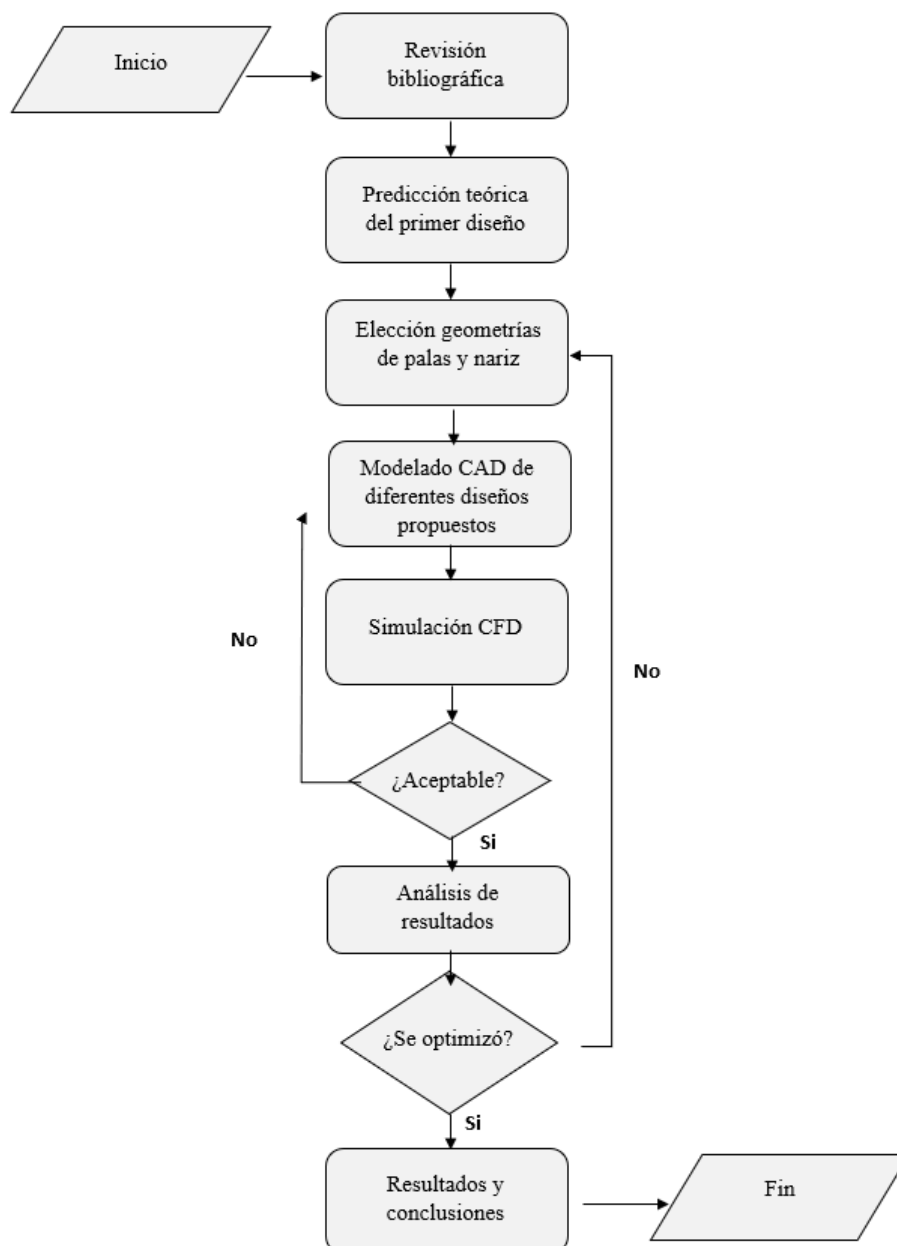


Figura 1.2: Metodología de investigación y diseño.

Capítulo 2

Marco teórico

2.1 Aerogeneradores de eje horizontal

2.1.1 Historia y fundamentos

El uso de la energía eólica viene de mucho tiempo atrás, algunos autores mantienen el haber descubierto molinos de viento que datan aproximadamente de 3000 años. A lo largo de la historia la energía eólica ha sido muy utilizada, pero no se compara con el uso del combustible y el carbón, los cuales, por su precio barato han sido mayormente utilizados. Debido a las necesidades actuales y al desarrollo de nuevas tecnologías el costo de la generación de energía eólica a disminuido, haciendo más factible el uso de esta en diferentes aplicaciones [34].

Los generadores de energía eólica con eje de rotación en posición horizontal se realizan casi exclusivamente sobre las bases de los conceptos de “hélice”. El diseño de eje horizontal se encuentra en los molinos de viento europeos tanto como la turbina eólica estadounidense o las turbinas eólicas modernas; es entonces el principio de diseño dominante en la tecnología de energía eólica en la actualidad. Se considera que este diseño tiene una superioridad a los aerogeneradores de eje vertical por las características:

- En el diseño de hélices, la velocidad del rotor y la potencia de salida puede ser controlado haciendo girar las palas del rotor alrededor de su eje longitudinal (control de inclinación de la pala). Además, la inclinación de las palas del rotor es la forma más efectiva de protección contra el exceso de velocidad y las velocidades extremas del viento, especialmente en aerogeneradores grandes.

- La forma de la pala del rotor puede optimizarse aerodinámicamente y se ha demostrado que lograra su mayor eficiencia cuando se explota al máximo la aerodinámica.

2.1.2 Principios aerodinámicos

La aerodinámica de la turbina eólica es relativamente complicada a detalle, el principio operacional fundamental de una HAWT es que la velocidad del viento produce fuerzas aerodinámicas en las palas del rotor para provocar el giro de estas, capturando así la energía cinética en el viento y convirtiendo esta energía en una rotación del eje de la turbina. La captura de la energía es transferida a través de la caja de engranes hacia un generador eléctrico, el cual a su vez manda la potencia generada al sistema de red eléctrica y eventualmente para el uso del consumidor.

El diseño de un aerogenerador es un tema multidisciplinario ya que envuelve la aerodinámica, la mecánica estructural, el análisis de materiales, la meteorología, los sistemas de control eléctrico y electrónico, entre otras disciplinas. A pesar de todas las disciplinas que se mencionaron, la principal es el diseño aerodinámico, determinando el tamaño de la turbina, la cantidad y forma del giro de las palas, la distribución de la cuerda a lo largo de la pala, el tipo de perfil aerodinámico que se usara, las fuerzas que se presentaran y los niveles de eficiencia, potencia de salida máxima requerida, etc.

El enfoque general del modelado aerodinámico de HAWT es uno de síntesis donde la aerodinámica de los elementos de composición del problema está representada por los mejores modelos matemáticos disponibles. Estos análisis van desde la teoría clásica del momento hasta los modelos basados en Blade Element (BE) y las teorías Blade Element-Momentum (BEM), hasta los modelos BE combinados con sofisticados modelos aerodinámicos inestables: un método de Prescribed-Wake o un Free-Vortex Method (FVM). Los modelos de componentes resultantes se integran juntos para predecir las cargas y las características de rendimiento de la turbina eólica en su conjunto. Sin embargo, se requiere un acoplamiento eficaz de todos estos modelos.

Hay nuevos esfuerzos de investigación en curso para desarrollar modelos que son mucho menos post-disciplinarios en la naturaleza, como el uso de teorías de vórtice y modelos CFD basados en soluciones numéricas para las ecuaciones de Euler y Navier-Stokes. Hasta ahora, sin embargo, solo ha habido un impacto limitado de estos tipos de modelos en el diseño de HAWT, en parte debido a los mayores costos computacionales

y los tiempos de respuesta más largos, pero también porque aún no se aceptan como “validos” o herramientas de diseño certificadas. Los métodos numéricos están madurando rápidamente y las computadoras continúan haciéndose más rápidas y con más memoria, por lo que los métodos aerodinámicos modernos eventualmente prevalecerán como parte integral de la práctica del diseño [35].

2.1.3 Ram Air Turbine (partes y fundamentos)

La Ram Air Turbine (RAT) es una pequeña turbina usada para generar energía en los aviones a partir de la corriente de aire generada debido a la misma velocidad de la aeronave. La RAT está usualmente adjunto con el generador eléctrico de la aeronave, el cual convierte la energía del viento a energía eléctrica. Algunas veces la bomba de combustible hidráulica está vinculada con la RAT. Como las grandes turbinas eólicas, la turbina RAT consta de palas que, al atravesar una corriente de aire, las aspas rotan y generan la energía. En la Figura 2.1 se muestran los diferentes que componen la turbina RAT de un avión comercial.

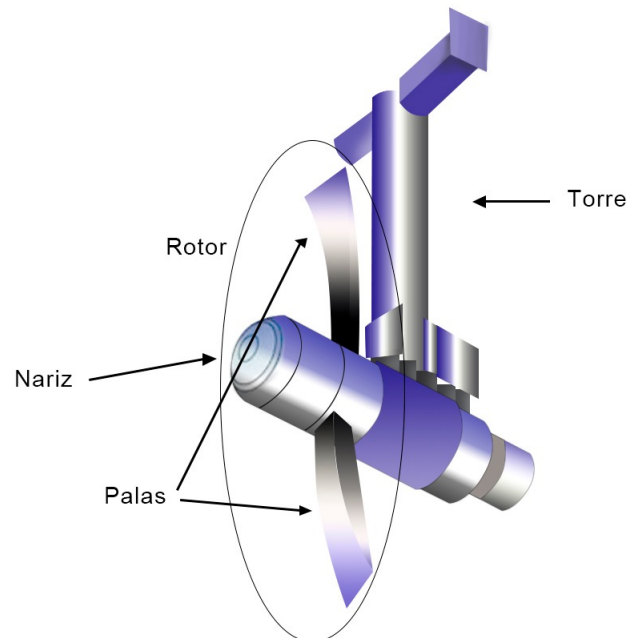


Figura 2.1: Elementos de una turbina de emergencia RAT.

Actualmente todos los aviones comerciales tienen un sistema de generación de energía de emergencia en el cual la turbina RAT representa uno de los principales

componentes. La turbina RAT es utilizada en contadas ocasiones en situaciones extremas, cuando la aeronave pierde potencia, esta se despliega de dentro del fuselaje y gira para poder obtener la suficiente energía de las corrientes de aire para controlar y poder aterrizar la aeronave exitosamente. En algunas aeronaves la turbina RAT es utilizada en funcionamiento normal para alimentar las bombas de pulverización química durante las fumigaciones de cultivos.

Uno de los primeros tipos de aeronaves equipadas con turbina RAT fueron los Vickers VC10 en 1960. Actualmente el Airbus A380 tiene la turbina RAT con el diámetro más grande de 1.62 m. El diámetro de una turbina RAT promedio es de 80 cm. Una turbina RAT de un avión comercial es capaz de producir 5 kW hasta 60 kW, dependiendo del generador. Pequeños modelos de baja velocidad pueden generar hasta 400 Watts [41].

La RAT funciona cuando los motores de la aeronave dejan de funcionar. En la mayoría de las aeronaves pueden operar automáticamente durante el tiempo de la emergencia. El piloto puede manualmente operar el sistema de la RAT.

Actualmente, la mayoría de las aeronaves cuentan con una RAT, se han beneficiado salvando vidas en casos de emergencia durante el aterrizaje. Hoy en día se trabaja para modificar la unidad de energía auxiliar y la RAT haciéndolos más ligeros y eficientes. La RAT genera energía debido al movimiento de rotación del rotor localizando al frente. El diámetro del rotor depende del tipo de aeronave y a su vez de la energía que la aeronave necesita producir para el funcionamiento del sistema de emergencia. El rotor puede tener entre 2 y 4 palas dependiendo del requerimiento de energía del avión. Dos palas pueden ser más eficientes que cuatro por que pueden tener una velocidad relativamente alta, también una buena eficiencia depende del material de la cuchilla. Las palas pueden ser de metal o plásticos.

Se ha demostrado que la RAT produce una cantidad considerable de energía. Sin embargo, en aplicaciones de baja velocidad, solo puede producir alrededor de 400 watts. La potencia generada es suficiente para un período de tiempo más corto, puede ayudar a la aeronave a aterrizar sin ningún accidente. En los últimos años, más de dos mil personas han sobrevivido gracias a la generación de energía por la RAT [41].

Las aeronaves cuentan con un sistema de generación de energía alterna llamado Auxiliary power unit (APU), pero a diferencia de la turbina RAT necesita una gran

cantidad de combustible, mantenimiento continuo y emisiones perjudiciales para el ambiente. Mientras la RAT genera energía de fuentes renovables y necesita pocos segundos para generar energía una vez que está fuera del fuselaje.

Los cálculos de par motor (torque), velocidad y potencia son aspectos importantes en el diseño de una turbina RAT. El tamaño del generador, número de palas, diámetro del rotor son decididos en base a la potencia y velocidad requerida.

Actualmente el diseño asistido por computadora (CAD) es una herramienta importante para el diseño de las turbinas RAT. Una vez diseñado el modelo 3D se generan prototipos para después ser mejorados.

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 gran impacto en la ciencia de la mecánica de fluidos y transferencia de calor, siendo aplicado a problemas de diseño en la ingeniería. El uso de la dinámica de fluidos computacional (CFD por sus siglas en ingles) para la predicción de comportamiento de flujos ha crecido en gran manera durante las últimas décadas. En la década de 1980 las soluciones del flujo de un fluido por medio de CFD solo era realizado por académicos, doctores o investigadores de posgrado o especialistas en el tema con muchos años de experiencia en el área. Actualmente su uso se ha extendido a otras áreas, siendo una técnica muy poderosa y tiene un rango muy grande de aplicación en diferentes ramas de la industria y en aplicaciones no industriales. Algunos ejemplos populares son:

- En la aerodinámica de aeronaves y vehículos, para el cálculo de las fuerzas aerodinámicas sustentación (lift) y arrastre (drag).
- En energía combustión en motores de combustión interna y turbinas de gas.
- La hidrodinámica en el caso de las embarcaciones.
- En turbomáquinaria con flujos que pasan por difusores, aerogeneradores etc.

- En ingeniería eléctrica y electrónica, se utiliza mucho para el cálculo de enfriamiento de microcircuitos.
- Ingeniería en procesos químicos en la separación y combinación, moldura de polímeros.
- En la construcción se analiza las cargas del viento, calefacción y la ventilación.
- En ingeniería ambiental la distribución de las aguas residuales y de la contaminación.
- En hidrología y oceanografía es utilizado para el cálculo del flujo en ríos, océanos y estuarios.
- Meteorología para la predicción del clima.
- En ingeniería biomédica es utilizado para el flujo de sangre a través de las venas y arterias.

En la actualidad y desde hace años la industria aeroespacial ha integrado la técnica de la simulación CFD en el diseño y manufactura de aeronaves y motores. CFD es cada vez es utilizado en más aplicaciones de la ingeniería principalmente de la ingeniería aeroespacial, convirtiéndose en un componente vital en el diseño de productos industriales y procesos.

El uso de programas computacionales de ingeniería ha traído grandes beneficios a la industria. Uno de los principales beneficios del uso de estos programas es el ahorro económico al no tener que realizar experimentación para la comprobación de diferentes diseños, procesos etc. Sin embargo, la experimentación física sigue siendo muy utilizada para la comprobación de los análisis realizados por programas de ingeniería. Algunas de las ventajas de utilizar 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.

El costo de un experimento es proporcional al tiempo y número de datos que quieras obtener. En contraste con los códigos CFD pueden producir una gran cantidad de resultados siendo barato para estudios paramétricos y optimización del rendimiento de equipos.

Una consideración en la utilización de los códigos CFD es el contar con personal calificado para correr los códigos CFD y obtener buenos resultados. Es así que muchas empresas ven como desventaja el tener que preparar personal, el costo del equipo computacional y los programas de CFD [39].

2.2.2 Etapas de solución CFD

Para resolver una simulación CFD los códigos comerciales cuentan con interfaces sofisticadas para ingresar parámetros necesarios, resolver y examinar los datos brindados. Es así que todos los códigos CFD cuentan con 3 principales pasos: (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 [37].

1. Pre-procesamiento: Consiste en todas las acciones necesarias antes de realizar la simulación, convirtiendo el problema en términos necesarios para los programas 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 el dominio computacional creado se genera una malla (red de nodos); este dominio es dividido en varios elementos pequeños llamados celdas. El dominio puede ser creado en 2D o 3D; las celdas de un dominio 2D son áreas y en 3D, volúmenes. Cada celda es un pequeño volumen de control, en el que se resuelven las versiones separadas de las ecuaciones de conservación y transporte. La creación de la malla es un paso muy importante para la simulación ya que la calidad de la solución depende de la calidad de la malla; así que es recomendado tener una calidad alta en la malla. 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 resuelve por iteración, por lo general en el centro de cada celda. Si se trasladaran todos los términos de la ecuación de Navier-Stokes a un lado para obtener cero del otro lado de la ecuación, entonces la solución numérica sería “exacta”, cuando la suma de todos estos términos, llamada el residuo, se volvería cero para cada celda del dominio. En una solución CFD, sin embargo, esta suma nunca es igual a cero, pero es de esperar que disminuya como se efectúen las iteraciones. Un residuo puede considerarse como una medida de la desviación de una solución numérica para determinada ecuación de conservación o transporte con respecto a la solución exacta; y se tiene que monitorear el residuo promedio relacionado con cada

ecuación de conservación o transporte para ayudar a determinar cuándo converge la solución. A veces se necesitan cientos, inclusive miles de iteraciones para que converja la solución final y los residuos pueden disminuir en varios ordenes de magnitud.

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, las variables de campo de flujo como la presión y la velocidad se trazan y analizan de manera gráfica. Es posible también el definir y analizar también otras funciones particulares que se forman mediante combinaciones algebraicas de variables de campo de flujo. La gran mayoría de los paquetes CFD tienen integrado los postprocesadores, diseñados para realizar el análisis del campo de flujo de manera gráfica y rápida. Pero existen también paquetes de postprocesadores dedicados únicamente a esta área.
- (i) Las propiedades globales del campo de fluido, como la presión y la velocidad, y las propiedades integrales, como las fuerzas aerodinámicas (sustentación y de arrastre) y las torques que actúan sobre un cuerpo se calculan a partir de la solución que se obtiene por convergencia. La mayoría de los paquetes CFD permiten el realizar estos cálculos a la vez, de hecho, es recomendable el monitorear estos valores en el proceso de iteración, ya que cuando converge una solución, las propiedades globales e integrales deben establecerse en valores constantes también.

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 la solución del flujo de un fluido el código CFD trabaja con ecuaciones diferenciales obtenidas de los principios básicos de la conservación de la masa, momento y energía. Las dos ecuaciones diferenciales utilizadas aquí son las ecuaciones de conservación de la materia y la cantidad de movimiento. Estas dos ecuaciones describen todos los problemas de flujo viscoso isotérmico de un fluido puro. Para fluidos no isotérmicos y para mezclas fluidas de varios componentes, se necesitan ecuaciones adicionales para describir la conservación de la energía y la conservación de las especies químicas individuales.

El desarrollo de la ecuación de continuidad comienza de la aplicación de la ley de la conservación de la materia a un pequeño volumen situado en el seno de un fluido en movimiento. La ecuación de movimiento es generalizada por el balance de cantidad de movimiento.

Para entender la obtención de estas ecuaciones es necesario el entender acerca de los tres tipos de derivadas con respecto al tiempo que serán utilizadas. Para un entendimiento más práctico se utiliza como ejemplo la concentración de peces en un río. Puesto que los peces están en movimiento, la concentración de peces c será una función de la posición (x, y, z) y del tiempo (t) .

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

Supongamos estamos en un barco con el ancla echada, y podemos observar cómo varia 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, $\frac{\partial c}{\partial t}$ indico 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

$$\frac{dc}{dt} = \frac{\partial c}{\partial t} + \frac{\partial c}{\partial x} \frac{dx}{dt} + \frac{\partial c}{\partial y} \frac{dy}{dt} + \frac{\partial c}{\partial z} \frac{dz}{dt} \quad (2.1)$$

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

$$\frac{Dc}{Dt} = \frac{\partial c}{\partial t} + \frac{\partial c}{\partial x} v_x + \frac{\partial c}{\partial y} v_y + \frac{\partial c}{\partial z} v_z \quad (2.2)$$

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 [38].

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 2.2: Ecuación de Continuidad.

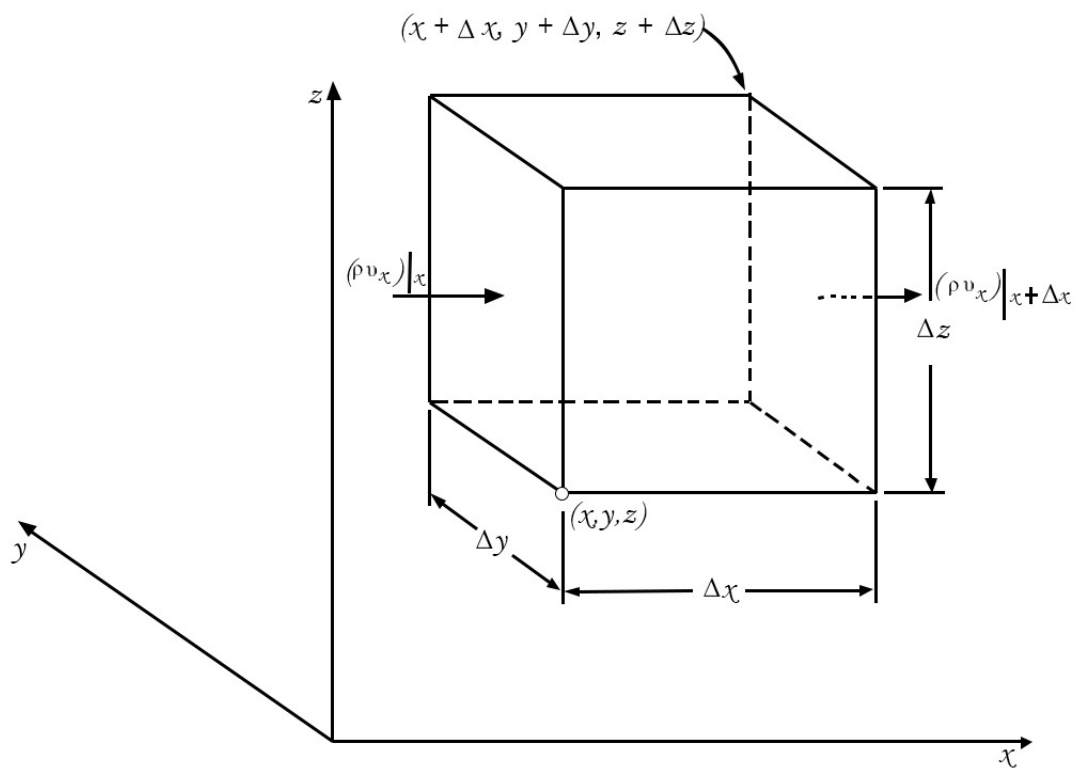


Figura 2.3: Región de volumen fijo, a través del cual circula un fluido.

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 $(\Delta x \Delta y \Delta z)(\frac{\partial \rho}{\partial t})$. El balance de la materia por lo tanto queda;

$$\begin{aligned} (\Delta x \Delta y \Delta z)(\frac{\partial \rho}{\partial t}) &= \Delta y \Delta z[(\rho v_x)|_x - (\rho v_x)|_{x+\Delta x}] + \\ &\quad \Delta x \Delta z[(\rho v_y)|_y - (\rho v_y)|_{y+\Delta y}] + \\ &\quad \Delta x \Delta y[(\rho v_z)|_z - (\rho v_z)|_{z+\Delta z}] \end{aligned} \quad (2.3)$$

Al dividir toda la ecuación por $(\Delta x \Delta y \Delta z)$, y tomando limites cuando estas dimensiones tienen a cero se tiene que:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} = -(\frac{\partial}{\partial x} \rho v_x + \frac{\partial}{\partial y} \rho v_y + \frac{\partial}{\partial z} \rho v_z) \quad (2.4)$$

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:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} = -(\nabla \bullet \rho v) \quad (2.5)$$

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 $\frac{\partial \rho}{\partial t} = -(\frac{\partial}{\partial x} \rho v_x + \frac{\partial}{\partial y} \rho v_y + \frac{\partial}{\partial z} \rho v_z)$, efectuando la diferenciación que está indicada y reuniendo todas las derivadas de ρ en el primer miembro:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + v_x \frac{\partial \rho}{\partial x} + v_y \frac{\partial \rho}{\partial y} + v_z \frac{\partial \rho}{\partial z} = -\rho(\frac{\partial v_x}{\partial x} + \frac{\partial v_y}{\partial y} + \frac{\partial v_z}{\partial z}) \quad (2.6)$$

El primer miembro de la ecuación $\frac{\partial \rho}{\partial t} + v_x \frac{\partial \rho}{\partial x} + v_y \frac{\partial \rho}{\partial y} + v_z \frac{\partial \rho}{\partial z} = -\rho(\frac{\partial v_x}{\partial x} + \frac{\partial v_y}{\partial y} + \frac{\partial v_z}{\partial z})$ 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:

$$\frac{D\rho}{Dt} = -\rho(\nabla \bullet v) \quad (2.7)$$

En donde el operador $\frac{D}{Dt}$ esta 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 en esta forma, describe la velocidad de variación de la densidad tal como la ve un observador que flota en el fluido. Esta ecuación es sencillamente una formulación de la conservación de la materia. Es preciso señalar que la deducción puede efectuarse igualmente para un elemento de volumen de forma arbitraria. Una forma especial muy importante de la ecuación de continuidad, es la correspondiente a un fluido de densidad constante (incompresible) para el que:

$$(\nabla \bullet v) = 0 \quad (2.8)$$

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:

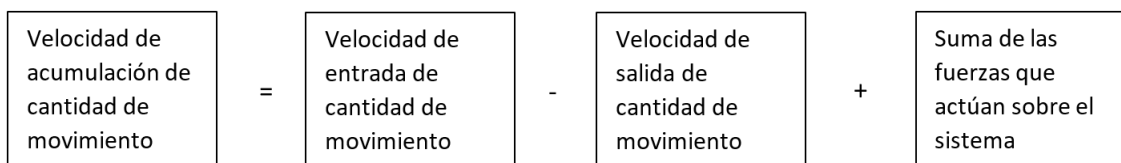


Figura 2.4: Ecuación de Movimiento.

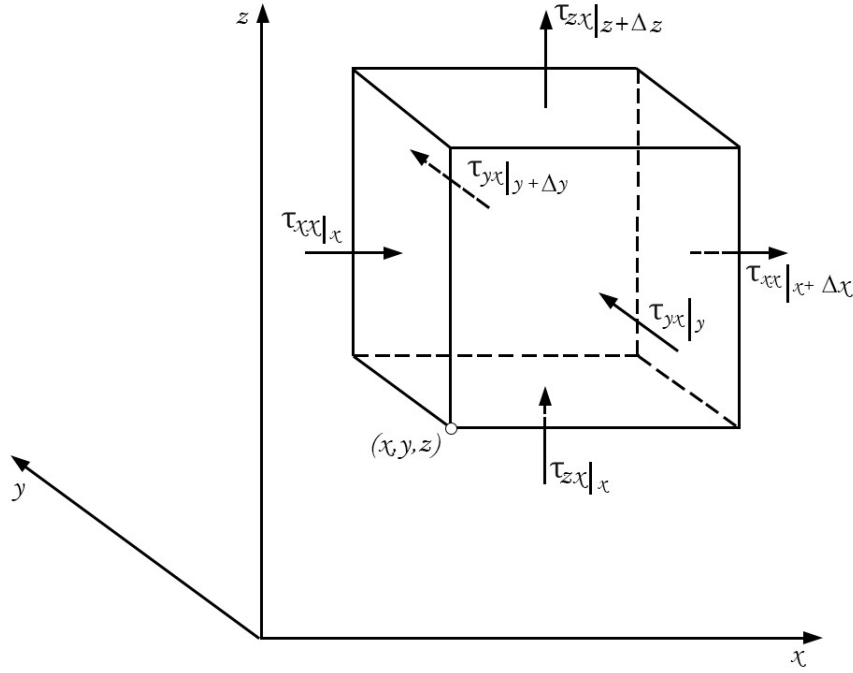


Figura 2.5: Región de volumen fijo, en el que se señala la dirección en que se transporta el componente x de la cantidad de movimiento.

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 2.5. 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:

$$\begin{aligned} & \Delta y \Delta z (\rho v_x v_x|_x - \rho v_x v_x|_{x+\Delta x}) + \\ & \Delta x \Delta z (\rho v_y v_x|_y - \rho v_y v_x|_{y+\Delta y}) + \\ & \Delta x \Delta y (\rho v_z v_x|_z - \rho v_z v_x|_{z+\Delta z}) \end{aligned} \quad (2.9)$$

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:

$$\begin{aligned} & \Delta y \Delta z (\tau_{xx}|_x - \tau_{xx}|_{x+\Delta x}) + \\ & \Delta x \Delta z (\tau_{yx}|_y - \tau_{yx}|_{y+\Delta y}) + \\ & \Delta x \Delta y (\tau_{zx}|_z - \tau_{zx}|_{z+\Delta z}) \end{aligned} \quad (2.10)$$

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:

$$\Delta y \Delta z (p|_x - p|_{x+\Delta x}) + \rho g_x \Delta x \Delta y \Delta z \quad (2.11)$$

La presión de un fluido en movimiento está 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 2.4. 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:

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial t} \rho v_x = & - \left(\frac{\partial}{\partial x} \rho v_x v_x + \frac{\partial}{\partial y} \rho v_y v_x + \frac{\partial}{\partial z} \rho v_z v_x \right) \\ & - \left(\frac{\partial}{\partial x} \tau_{xx} + \frac{\partial}{\partial y} \tau_{yx} + \frac{\partial}{\partial z} \tau_{zx} \right) - \frac{\partial p}{\partial x} + \rho g_x \end{aligned} \quad (2.12)$$

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

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial t} \rho v_y = & - \left(\frac{\partial}{\partial x} \rho v_x v_y + \frac{\partial}{\partial y} \rho v_y v_y + \frac{\partial}{\partial z} \rho v_z v_y \right) \\ & - \left(\frac{\partial}{\partial x} \tau_{xy} + \frac{\partial}{\partial y} \tau_{yy} + \frac{\partial}{\partial z} \tau_{zy} \right) - \frac{\partial p}{\partial y} + \rho g_y \end{aligned} \quad (2.13)$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial t} \rho v_z = & - \left(\frac{\partial}{\partial x} \rho v_x v_z + \frac{\partial}{\partial y} \rho v_y v_z + \frac{\partial}{\partial z} \rho v_z v_z \right) \\ & - \left(\frac{\partial}{\partial x} \tau_{xz} + \frac{\partial}{\partial y} \tau_{yz} + \frac{\partial}{\partial z} \tau_{zz} \right) - \frac{\partial p}{\partial z} + \rho g_z \end{aligned} \quad (2.14)$$

Las magnitudes ρv_x , ρv_y , ρv_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, τ_{xx} , τ_{xy} , τ_{xz} , τ_{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:

$\frac{\partial}{\partial t} \rho v =$	$-\nabla \cdot \rho v v$	$-\nabla p$	$-\nabla \cdot \tau$	$+\rho g$
Velocidad de aumento de cantidad de movimiento por unidad de volumen	Velocidad de ganancia de cantidad de movimiento por convección, por unidad de volumen	Fuerza de presión que actúa sobre el elemento por unidad de volumen	Velocidad de ganancia y cantidad de movimiento por transporte viscoso, por unidad de volumen	Fuerza de gravitación que actúa sobre el elemento por unidad de volumen

Figura 2.6: 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:

$$\rho \frac{Dv_x}{Dt} = -\frac{\partial p}{\partial x} - \left(\frac{\partial}{\partial x} \tau_{xx} + \frac{\partial}{\partial y} \tau_{yx} + \frac{\partial}{\partial z} \tau_{zx} \right) + \rho g_x \quad (2.15)$$

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

$\rho \frac{Dv}{Dt} =$	$-\nabla p$	$-\nabla \cdot \tau$	$+\rho g$
Masa por unidad de volumen, multiplicada por aceleración	Fuerza de presión sobre el elemento por unidad de volumen.	Fuerza viscosa sobre el elemento por unidad de volumen	Fuerza gravitacional sobre el elemento por unidad de volumen

Figura 2.7: 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 poder determinar las distribuciones de velocidad con estas ecuaciones, es necesario expresar los esfuerzos en función de los gradientes de velocidad y las propiedades del fluido. Para fluidos newtonianos, estas expresiones son:

$$\tau_{xx} = -2\mu \frac{\partial v_x}{\partial x} + \frac{2}{3}\mu(\nabla \bullet v) \quad (2.16)$$

$$\tau_{yy} = -2\mu \frac{\partial v_y}{\partial y} + \frac{2}{3}\mu(\nabla \bullet v) \quad (2.17)$$

$$\tau_{zz} = -2\mu \frac{\partial v_z}{\partial z} + \frac{2}{3}\mu(\nabla \bullet v) \quad (2.18)$$

$$\tau_{xy} = \tau_{yx} = -\mu\left(\frac{\partial v_x}{\partial y} + \frac{\partial v_y}{\partial x}\right) \quad (2.19)$$

$$\tau_{yz} = \tau_{zy} = -\mu\left(\frac{\partial v_y}{\partial z} + \frac{\partial v_z}{\partial y}\right) \quad (2.20)$$

$$\tau_{zx} = \tau_{xz} = -\mu\left(\frac{\partial v_z}{\partial x} + \frac{\partial v_x}{\partial z}\right) \quad (2.21)$$

Estas ecuaciones, constituyen un planteamiento más general de la ley de Newton de la viscosidad, las ecuaciones (2.16) a (2.21) 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 (2.16-2.21) en la Ec. (2.15) 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:

$$\rho \frac{Dv_x}{Dt} = -\frac{\partial p}{\partial x} + \frac{\partial}{\partial x}\left[2\mu \frac{\partial v_x}{\partial x} - \frac{2}{3}\mu(\nabla \bullet v)\right] + \frac{\partial}{\partial y}\left[\mu\left(\frac{\partial v_x}{\partial y} + \frac{\partial v_y}{\partial x}\right)\right] + \frac{\partial}{\partial z}\left[\mu\left(\frac{\partial v_z}{\partial x} + \frac{\partial v_x}{\partial z}\right)\right] + \rho g_x \quad (2.22)$$

$$\rho \frac{Dv_y}{Dt} = -\frac{\partial p}{\partial y} + \frac{\partial}{\partial x}\left[\mu\left(\frac{\partial v_x}{\partial y} + \frac{\partial v_y}{\partial x}\right)\right] + \frac{\partial}{\partial y}\left[2\mu \frac{\partial v_y}{\partial y} - \frac{2}{3}\mu(\nabla \bullet v)\right] + \frac{\partial}{\partial z}\left[\mu\left(\frac{\partial v_z}{\partial y} + \frac{\partial v_y}{\partial z}\right)\right] + \rho g_y \quad (2.23)$$

$$\rho \frac{Dv_z}{Dt} = -\frac{\partial p}{\partial z} + \frac{\partial}{\partial x} [\mu (\frac{\partial v_x}{\partial z} + \frac{\partial v_z}{\partial x})] + \frac{\partial}{\partial y} [\mu (\frac{\partial v_z}{\partial y} + \frac{\partial v_y}{\partial z})] + \frac{\partial}{\partial z} [2\mu \frac{\partial v_z}{\partial z} - \frac{2}{3}\mu (\nabla \bullet v)] + \rho g_z \quad (2.24)$$

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 μ constante, las Ecs. (2.22 - 2.24) quedan simplificadas mediante la ecuación de continuidad $[(\nabla \bullet v) = 0]$ para obtener:

$$\rho \frac{Dv}{Dt} = -\nabla p + \mu \nabla^2 v + \rho g \quad (2.25)$$

La ecuación (2.25) es la conocida **ecuación de Navier-Stokes**, obtenida inicialmente por Navier en Francia, en 1822, mediante consideraciones moleculares.

2. Para $[\nabla \bullet \tau] = 0$ la ecuación 2.25 se reduce a

$$\rho \frac{Dv}{Dt} = -\nabla p + \rho g \quad (2.26)$$

La ecuación (2.26) 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 [38].

2.3 Modelos de turbulencia

El número de Reynolds de un flujo brinda información acerca de las fuerzas inerciales y fuerzas viscosas. En experimentos de sistemas de fluido se observa que por debajo del llamado número de Reynolds crítico el flujo es laminar y capas adyacentes del fluido deslizan una sobre otra de manera ordenada. Si el flujo no varía con el tiempo el flujo es estacionario. Para valores del número de Reynolds por arriba del Reynolds crítico, una complicada serie de eventos ocurren en el flujo lo que provoca un radical cambio sobre el comportamiento del flujo. En el estado final el flujo es aleatorio y caótico. El movimiento se convierte inestable aún cuando se le apliquen condiciones de frontera constantes. La velocidad y otras propiedades del flujo varían de forma aleatoria y caótica. Este régimen es llamado flujo turbulento.

La dinámica de fluidos computacional realiza un trabajo excelente cuando se calcula flujo laminar incompresible, estacionario o no estacionario, siempre que la resolución de la malla sea adecuada y se especifiquen de manera apropiada las condiciones de frontera. Las simulaciones de flujo turbulento son mucho más difíciles que las de flujo laminar, inclusive para casos donde el campo de flujo es preferentemente estacionario. La razón es que en la consideración más detallada el campo de flujo turbulento siempre es no estacionario y tridimensional. Las estructuras vorticiales aleatorias, de movimiento giratorio llamadas remolinos de turbulencia, surgen de todas las orientaciones en un flujo turbulento. En algunos cálculos de CFD se emplea la técnica llamada Simulación Numérica Directa (DNS por sus siglas en ingles), donde se intenta resolver el movimiento no estacionario de todas las escalas del flujo turbulento. Las soluciones de DNS demandan mallas tridimensionales muy finas y computadoras grandes y una enorme cantidad de tiempo del CPU, lo que lo hace actualmente en una herramienta difícil de utilizar.

Es necesario el hacer suposiciones que simplifiquen el cálculo de los campos turbulentos complejos de número de Reynolds alto. Para esto es utilizado la simulación de remolinos grandes (LES por sus siglas en ingles). Esta técnica obtiene la escala grande de características no estacionarias de los remolinos turbulentos, mientras que se modelan los remolinos turbulentos disipativos de pequeña escala. Además realiza una suposición que los remolinos pequeños son isentrópicos, lo que permite predecir de manera estadística el comportamiento del campo del flujo turbulento. En comparación al DNS el LES necesita una cantidad de recursos computacionales mucho menores, pero siguen exigiendo mucho computacionalmente lo que hace tener la necesidad de tener grandes recursos computacionales para resolver con LES.

Los modelos de turbulencia más utilizados no resuelven las características no estacionarias de los remolinos turbulentos. En cambio, los modelos matemáticos se emplean para tomar en cuenta el incremento de intensidad de mezclado y difusión debido a los remolinos turbulentos. Por sencillez se considera solo el flujo incompresible estacionario. Cuando se usa un modelo de turbulencia la ecuación de Navier-Stokes se reemplaza por lo que se llama ecuación de Navier-Stokes de número de Reynolds promedio (RANS por sus siglas en inglés):

$$(\vec{V} \bullet \vec{\nabla})\vec{V} = -\frac{1}{\rho}\vec{\nabla}P' + \nu\nabla^2\vec{V} + \vec{\nabla} \bullet (\tau_{ij, \text{ turbulento}}) \quad (2.27)$$

El termino $\tau_{ij, \text{ turbulento}}$ 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} . $\tau_{ij, \text{ turbulento}}$ en coordenadas cartesianas es:

$$\tau_{ij, \text{ turbulento}} = - \begin{pmatrix} \overline{u'^2} & \overline{u'v'} & \overline{u'w'} \\ \overline{u'v'} & \overline{v'^2} & \overline{v'w'} \\ \overline{u'w'} & \overline{v'w'} & \overline{w'^2} \end{pmatrix} \quad (2.28)$$

La barra superior de cada elemento indica el promedio en tiempo del producto de dos componentes de velocidad fluctuantes y los apóstrofes denotan componentes de velocidad fluctuantes. Al ser un tensor simétrico, el esfuerzo de Reynolds, se introducen al problema seis incógnitas más. Estas incógnitas se modelan de varias maneras mediante modelos de turbulencia [37].

2.3.1 Modelos de dos ecuaciones

Los modelos de dos ecuaciones son los modelos completos de turbulencia más simples, en estos modelos se emplean dos ecuaciones de transporte diferentes para caracterizar dos propiedades independientes de características de un flujo turbulentos. Estos modelos no necesitan especificación de ninguna variable de flujo y por lo tanto llegan a ser mas convenientes que los modelos de turbulencia de ecuación cero y de una ecuación [40].

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 [40].

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:

$$\mu_t = \rho C_\mu \frac{k^2}{\varepsilon} \quad (2.29)$$

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

Para energía cinética de la turbulencia (k)

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \nabla \bullet (\rho k v) = \nabla \bullet \left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \nabla k + P_k - \rho \varepsilon \quad (2.30)$$

Para la disipación (ε)

$$\frac{\partial(\rho \varepsilon)}{\partial t} + \nabla \bullet (\rho \varepsilon v) = \nabla \bullet \left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\varepsilon} \right) \nabla \varepsilon + \frac{\varepsilon}{k} (C_{\varepsilon 1} P_k - C_{\varepsilon 2} \rho \varepsilon) \quad (2.31)$$

En palabras en la Figura 2.8:

$\text{Velocidad de cambio de } k \text{ o } \varepsilon + \text{Transporte de } k \text{ o } \varepsilon \text{ por convección} = \text{Transporte de } k \text{ o } \varepsilon \text{ por difusión} + \text{Velocidad de producción de } k \text{ o } \varepsilon - \text{velocidad de destrucción de } k \text{ o } \varepsilon$
--

Figura 2.8: Modelo de turbulencia $k - \varepsilon$.

Donde P_k es la producción de la turbulencia

$$P_k = 2\mu_t E_{ij} E_{ij} \quad (2.32)$$

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 [39]:

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

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 [40].

Para energía cinética de la turbulencia (k)

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \nabla \bullet (\rho k v) = \nabla \bullet \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \nabla k \right] + P_k - \beta' \rho k \omega \quad (2.33)$$

Y para la velocidad de disipación específica (ω)

$$\frac{\partial(\rho\omega)}{\partial t} + \nabla \bullet (\rho\omega v) = \nabla \bullet \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\omega} \right) \nabla \omega \right] + \alpha \frac{\omega}{k} P_k - \beta \rho k \omega^2 \quad (2.34)$$

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:

$$\mu_t = \rho \frac{k}{\omega} \quad (2.35)$$

Este modelo es muy utilizado para bajos números de Reynolds cercanos a la pared ya que brinda resultados más precisos y más robustos. Adecuado para flujos de capa limite complejos bajo gradientes de presión adversos y separación de capa limite (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 [40].

Capítulo 3

Método y estudio teórico

3.1 Formulación y modelado geométrico

El modelo geométrico inicial del aerogenerador a simular está basado en una turbina RAT genérica de un avión comercial. Para el análisis se consideró únicamente el rotor (palas y nariz) ya que los fenómenos producidos por la torre no fueron tomados en cuenta para la simulación CFD. El modelo 3D fue realizado con ayuda de Ansys SpaceClaim se puede ver en la Figura 3.1.

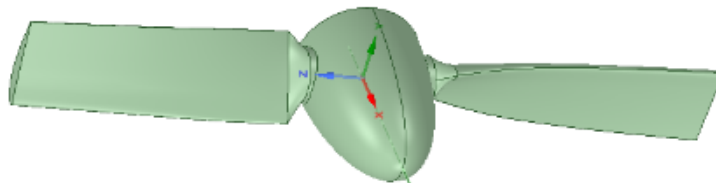


Figura 3.1: Modelo 3D de la turbina RAT.

La turbina RAT es un aerogenerador de eje horizontal, el cual cuenta con dos palas de cuerda constante de 5 in. (0.127 m) y un perfil aerodinámico NACA 8318 a lo largo de todo la pala. El diámetro del rotor es de 40 in. (1.016 m), donde el diámetro de la nariz es de 7.086 in. (0.18 m) con una función elíptica y la distancia de la punta de la nariz a la base de 9.84 in. (0.25 m). El ángulo de inclinación (Pitch) de la pala con respecto al plano del rotor va cambiando a lo largo de la pala como se muestra en la

Figura 3.2.

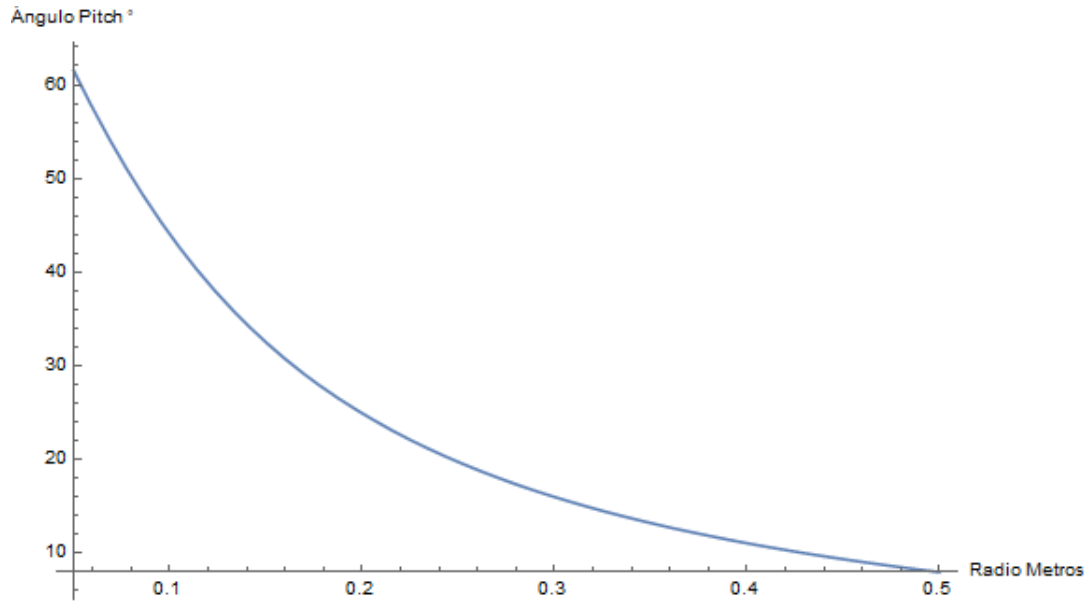


Figura 3.2: Variación del ángulo de ataque de la pala a lo largo del radio de 0.508 metros.

Cuadro 3.1: Ángulo de ataque de la pala.

Radio de la RAT (metros)	Ángulo de ataque (con base de 5°)
0.1	44°
0.15	32.5°
0.2	25°
0.25	20°
0.3	16°
0.35	13°
0.4	11°
0.45	9.5°
0.5	8°

Para el cálculo del ángulo de inclinación de la pala ($\beta(r)_{Betz}$) es tomado de las ecuaciones que dictan el diseño de un rotor de un aerogenerador, donde este es calculado con la siguiente ecuación (3.1)

$$\beta(r)_{Betz} = \arctan \frac{2R}{3rX} - \alpha_D \quad (3.1)$$

Donde R es el radio máximo del rotor, r es la variable del radio del rotor, α_D es el ángulo de ataque usado por el diseño de la pala que comúnmente esta entre 5° y 10° , en este caso fue tomado 5° . En la ecuación (3.1) X hace referencia a la relación de

velocidad punta, la cual es calculada con la ecuación (3.2)

$$X = \frac{\omega_v R}{\nu_1} \quad (3.2)$$

Donde ν_1 es la velocidad del flujo libre entrando al aerogenerador y ω_v es la velocidad angular del rotor.

3.2 Condiciones de operación y comportamiento inicial

La turbina RAT fue simulada 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* (6.0957 *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. Las otras condiciones de operación a esta altura fueron las siguientes:

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

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

3.3 Simulación y predicción CFD

3.3.1 Mallado

El paso del mallado del dominio a analizar es uno de los pasos mas importantes en la simulación, ya que en gran manera la calidad de la malla repercute en la calidad de la solución, es por esto que siempre es recomendable la utilización de una malla con alta calidad.

Para el análisis realizado fue considerado el dominio como en la Figura 3.3 siguiente, debido que el interés radica en las fuerzas aerodinámicas generadas en el rotor,

principalmente el arrastre generado y el torque producido, no es de interés la estela generada por el aerogenerador u otros fenómenos alrededor del rotor. Se decidió el realizar una malla híbrida, con elementos tetraedros principalmente debido a la complejidad de la geometría y elementos hexaedros en la zona cercana al rotor para la correcta captura de los efectos cercanos a las paredes. En las Figuras 3.3 y 3.4 se muestra el modelo CAD del dominio a analizar, sumergido en dos dominios cilíndricos uno dentro del otro, donde el dominio interior sera un marco en movimiento y el dominio exterior sera un dominio estacionario.

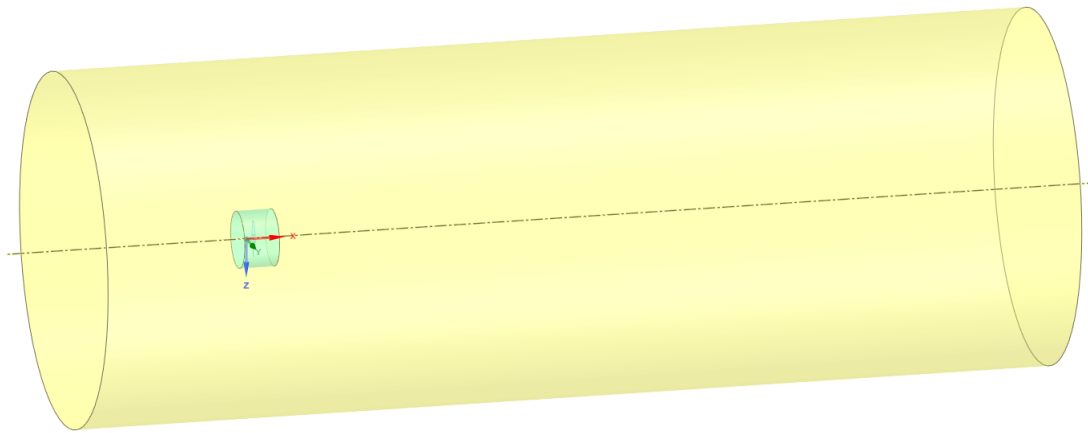


Figura 3.3: Dominio de la simulación.

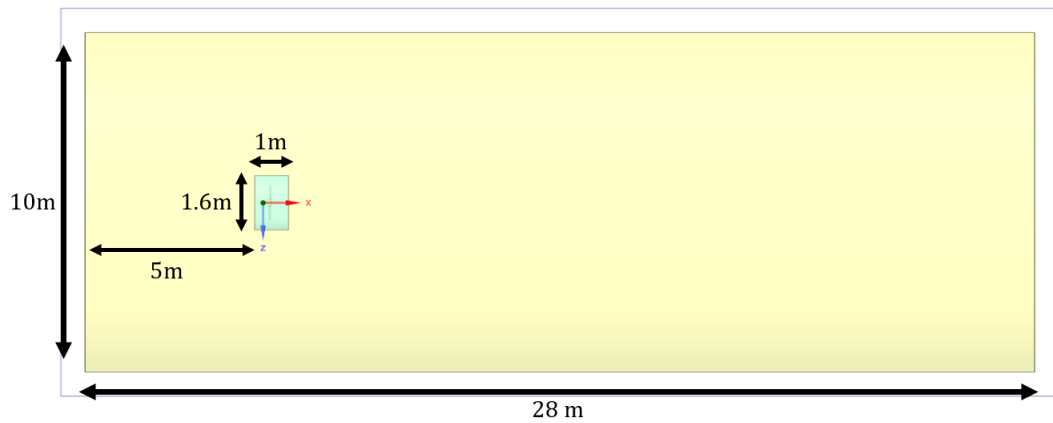


Figura 3.4: Medidas del dominio interno y externo.

La creación de dos dominios es beneficioso también para el proceso del malla-do, permitiendo un mejor acomodo de la malla en el dominio interior donde se encuentra sumergido la RAT, mostrado en la Figura 3.5.

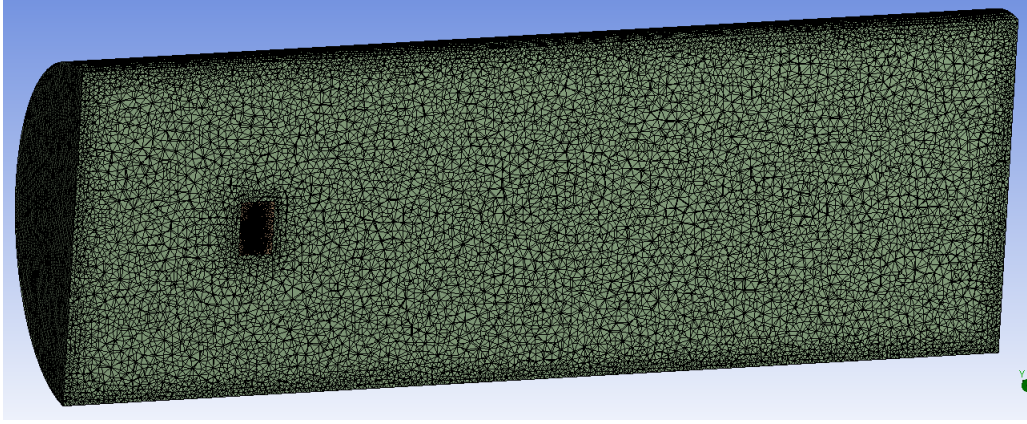


Figura 3.5: Mallado del dominio.

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 limite en una placa plana (3.3)[46].

$$\Delta y = L \cdot y^+ \cdot 74 \cdot (Re)^{-\frac{13}{14}} \quad (3.3)$$

Donde L es la longitud característica Re es el número del Reynolds del flujo y Δy es la distancia del primer nodo a la pared. 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 $SST\ k - \omega$.

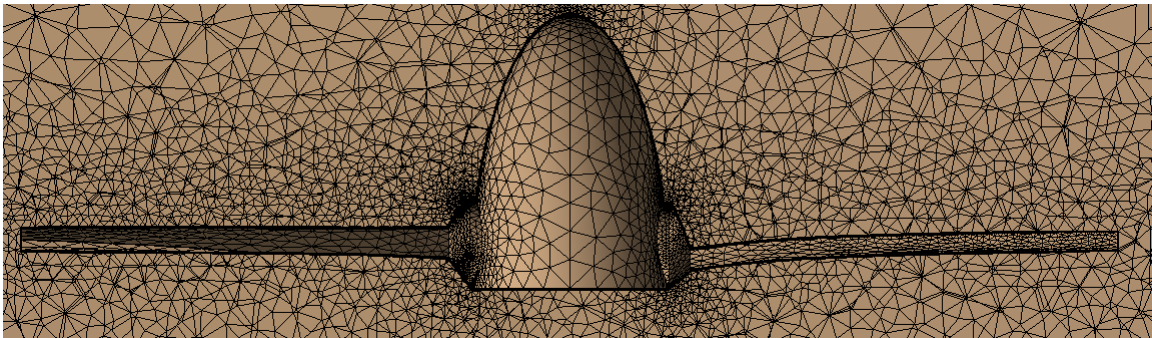


Figura 3.6: Mallado cercano a la superficie del rotor.

3.3.2 Selección de modelo de turbulencia

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

3.3.3 Condiciones de frontera

El siguiente paso después de realizar el correcto mallado y seleccionar el modelo de turbulencia más adecuado, es la especificación de las condiciones frontera y otros elementos importantes como, la especificación de dominios, el tipo de análisis, las interfaces, etc. Para el caso de la selección de los dominios es necesario crear al menos dos dominios, el cual uno sea rotatorio y el otro estacionario, siendo rotatorio el dominio donde se encuentra el rotor girando a una velocidad de 4215 *RPM* y estacionario el dominio exterior a este. Entonces es necesario el declarar la interfaz entre el dominio rotatorio interno y el dominio estacionario externo.

El tipo de análisis seleccionado fue estacionario, ya que a diferencia de muchos otros casos el fluido se comporta igual a cualquier tiempo, existiría diferencia en la situación en que cada cierto tiempo se encontrara con la torre del aerogenerador, pero en nuestro caso solo se analiza el rotor sin tomar en cuenta la torre que lo sujeta.

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* y en la salida una presión de salida de 47198.82 *Pa*, siendo esta presión la que se encuentra en el ambiente a la altura simulada. Se declara además de las paredes del túnel como paredes sin deslizamiento y la superficie del aerogenerador sin deslizamiento también, 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 3.7 se muestra la localización de las diferentes condiciones.

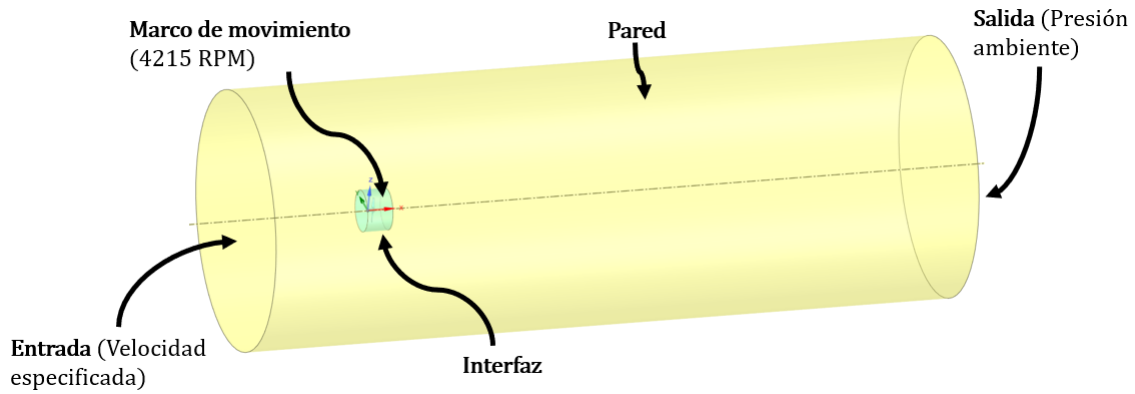


Figura 3.7: Representación de las condiciones frontera.

3.3.4 Convergencia de la solución

La convergencia de los resultados fue evaluada por el valor de los residuales y a su vez con los monitores de fuerzas más importantes. En cuanto a los residuales fueron establecidos en un valor de $1e^{-3}$, los resultados convergieron a las 3000 iteraciones aproximadamente como se muestra en la Figura 3.8.

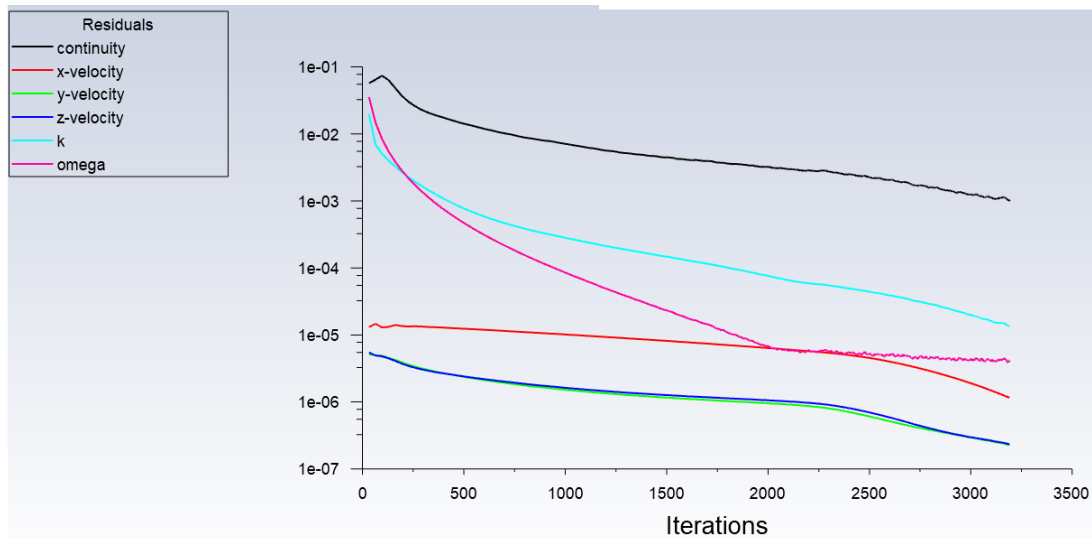


Figura 3.8: Monitor residuales contra el número de iteraciones.

En el caso de los monitores de fuerza, fueron utilizados para ver la variación de los valores más importantes para el análisis, las fuerzas aerodinámicas. En este caso se muestra el monitor de la fuerza de arrastre (Drag) en la Figura 3.9 donde se ve que toma un valor aproximado de 1060.59 N y se estabiliza con una variación mínima.

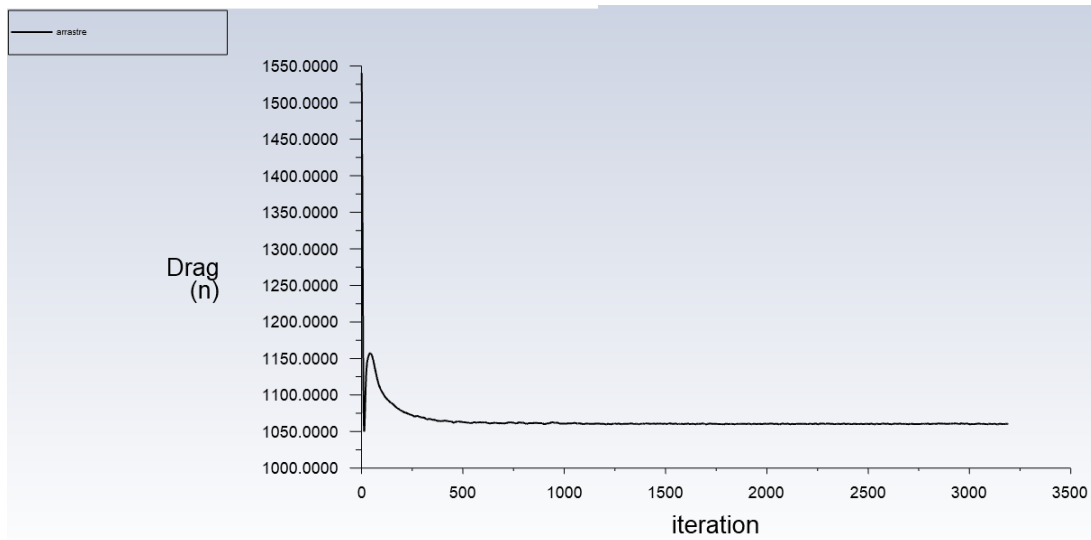


Figura 3.9: Monitor de la fuerza de arrastre contra el número de iteraciones.

3.4 Comportamiento

Es necesario describir las características de los resultados de la simulación CFD del diseño base de la RAT, con el fin de conocer el comportamiento del flujo cuando esté en funcionamiento y poder compararlo con las simulaciones futuras.

3.4.1 Distribución de presión

En la Figura 3.10 se puede observar el comportamiento de la presión a través de la turbina RAT. 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 3.10 se ve la distribución de la presión sobre la superficie de la RAT, donde se muestra que la parte de mayor presión es la delantera que tiene un impacto directo con la velocidad del flujo y una menor presión en la zona trasera.

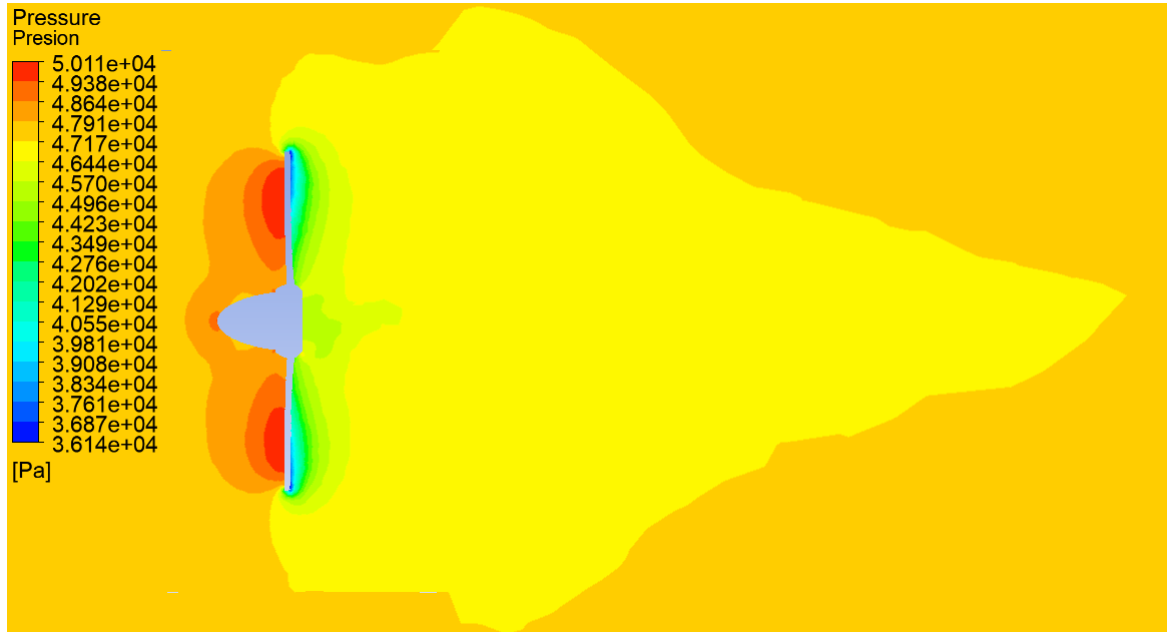


Figura 3.10: Distribución de la presión(Pa).

3.4.2 Distribución de la velocidad

La distribución de la velocidad fue analizada en el mismo plano que la distribución de presión, ya que para este caso también en este caso se ve mejor los fenómenos que ocurren durante el funcionamiento.

En la Figura 3.11 se ve la distribución de la velocidad con respecto a la coordenada en X , la velocidad del flujo es de 81 m/s y la velocidad angular del rotor a 4215 RPM .

En la Figura 3.11 se puede observar que la mayor velocidad esta en los extremos exteriores del rotor, donde se ve que el flujo sale a mayor velocidad y la menor velocidad en la parte cercana posterior al rotor, esto es debido a los vórtices generados y al aprovechamiento de la velocidad del viento para la generación de potencia.

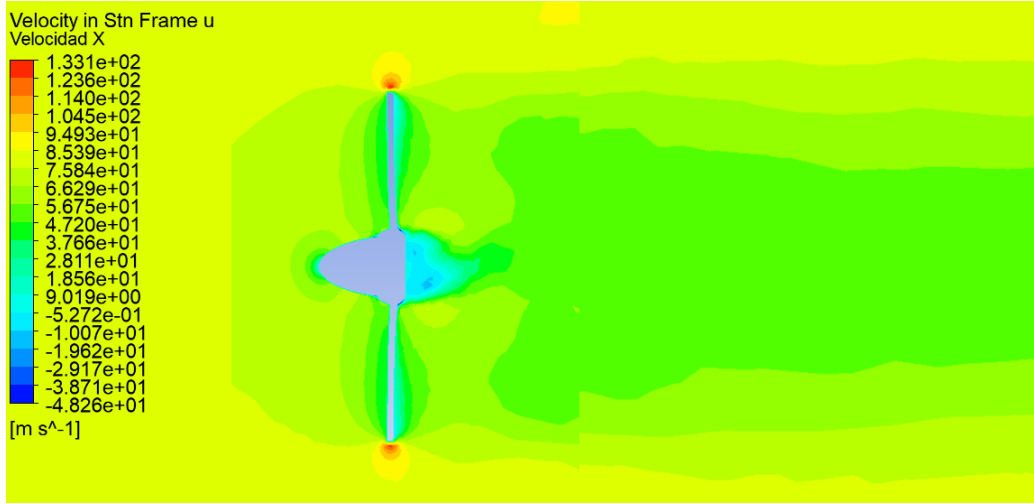


Figura 3.11: Distribución de la velocidad (m/s).

3.4.3 Fuerza aerodinámica y potencia generada

La fuerza de empuje del rotor (T_D) siendo esta la fuerza de arrastre del avión fue obtenida con el análisis tomando únicamente el rotor de la turbina RAT. Se obtuvo una fuerza inicial de 1060.5 N . Esta fuerza es el valor base, el cual se disminuirá lo más posible, así generar menor resistencia al avance y tener un mayor alcance al aterrizaje forzoso de la aeronave aumentando la relación de planeo.

Así además fue considerado el par motor (torque) generado por el rotor en la simulación para ver que cumpla con la potencia necesaria, generando un par de $105.789 \text{ N} \cdot m$. La potencia puede ser calculada a partir del par motor con la siguiente ecuación (3.4)

$$P_Q = \frac{2\pi \cdot \omega_v \cdot M}{60} \quad (3.4)$$

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

Cuadro 3.3: Fuerzas aerodinámicas.

Arrastre (Drag)	Par motor (Torque)	Potencia (Power)
1060.59 N	$105.789 \text{ N} \cdot m$	46.7 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 (3.5) y (3.6).

$$C_P = \frac{2 \cdot P_Q}{\rho \cdot \nu_1^3 \cdot A} \quad (3.5)$$

$$C_T = \frac{2 \cdot T_D}{\rho \cdot \nu_1^2 \cdot A} \quad (3.6)$$

Capítulo 4

Optimización aerodinámica

Se realizó la simulación de 51 diferentes diseños de turbinas RAT, se variaron los perfiles aerodinámicos de las palas y el perfil de la nariz. Esperando obtener una optimización en la resistencia parásita del aerogenerador y no disminuir el torque generado o en su caso mantenerlo en un rango de correcto funcionamiento.

4.1 Geometría de la pala

La geometría de las palas de los aerogeneradores puede variar de muchas maneras según las aplicaciones que se le den; la cuerda de la pala puede variar, tener diferente número de palas y cambiar su ángulo a lo largo del radio del rotor. Es así que las variables para definir la geometría del rotor de un aerogenerador son numerosas.

Uno de los casos que tiene incontables variaciones son los de los perfiles usados en la pala. La pala puede ser dividida en tres secciones para obtener un trabajo más eficiente por parte del rotor. La primera sección constará de una longitud de 25% de la pala siendo la parte más cercana a la nariz, continuándole la segunda sección consta del 50% de la longitud de la pala y por último la tercera sección que tendrá el 25% de la pala restante y será la sección de la punta, como se observa en la Figura 4.1.

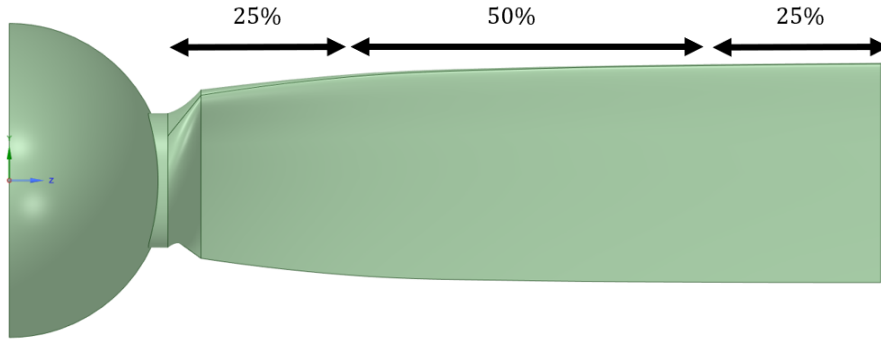


Figura 4.1: División de la pala de la turbina RAT.

De cada una de las secciones se buscan diferentes características para mejorar la eficiencia. En la primera sección se espera tener una mayor sustentación a bajos números de Reynolds y considerando una mayor área con respecto a los perfiles de las otras secciones. En la segunda sección se busca que tenga una mayor eficiencia aerodinámica a moderados y altos números de Reynolds, considerando el valor del aerogenerador. Para la última sección se busca principalmente que no genere mucha resistencia aerodinámica en altas velocidades [42].

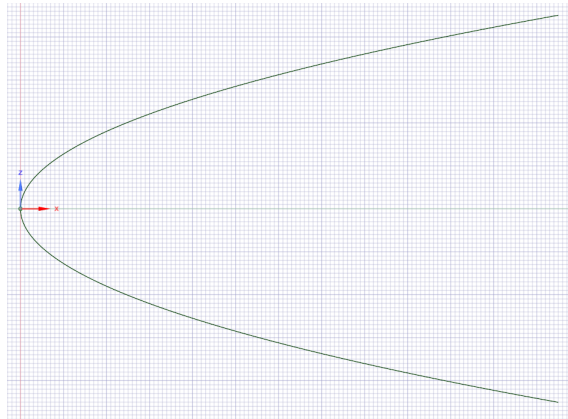
Es por esto que se decidió investigar y utilizar diferentes perfiles aerodinámicos que se esperaba un buen comportamiento según las condiciones mencionadas anteriormente. Los perfiles aerodinámicos a utilizar fueron los perfiles de NACA de 6 dígitos los cuales son comúnmente usados en aerogeneradores, además de estos perfiles se utilizaron otros perfiles encontrados en diferentes bibliografías, principalmente perfiles NACA 4 dígitos.

Los perfiles 6 dígitos se escogieron tras analizar su comportamiento y considerar los mejores del catálogo de perfiles creado por Bertgnolio F., Sørensen N. N., Johansen J. y Fuglsang P. [43]. Estos perfiles 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 última sección el NACA 63-221 y 65-421.

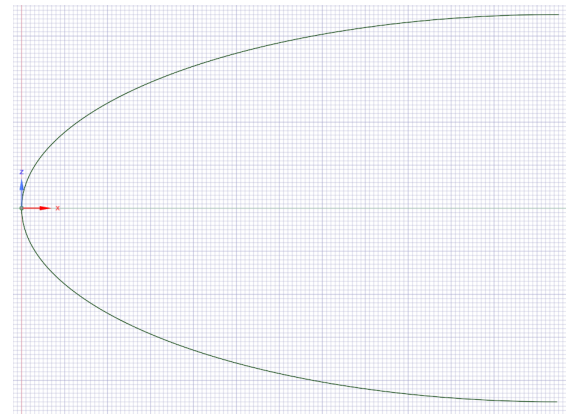
Los perfiles NACA de 4 dígitos fueron seleccionados de un catálogo de perfiles aerodinámicos comúnmente utilizados en aerogeneradores con bajo número de Reynolds, Miley S. J. [44]. De este catálogo se optaron por los NACA 8318, 4415, 6412 y 6712.

4.2 Geometría de la nariz

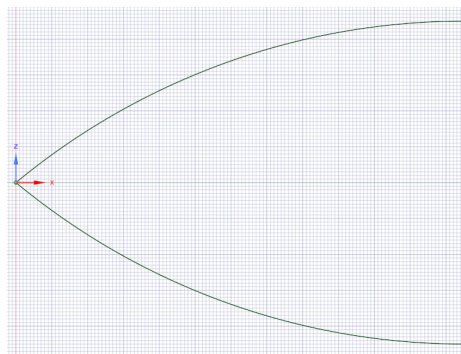
En el caso de la nariz o hub del rotor, también se decidió es utilizar diferentes perfiles para ver su comportamiento con el arrastre generado y la interacción que tiene con las palas permitiendo que entre a buena velocidad el flujo. Se seleccionaron los perfiles de nariz más comunes y con mejor comportamiento frente a la resistencia aerodinámica, en este caso fue la elipse, la parábola y ojiva, mostrados en la Figura (4.2).



(a) Parábola



(b) Elipse



(c) Ojiva

Figura 4.2: Diferentes perfiles de la nariz del aerogenerador.

4.3 Resultados

Se simularon las diferentes combinaciones según aparece en las tablas siguientes, el valor primordial considerado es el de la resistencia aerodinámica 4.1 y se buscará seleccionara a los diseños con el valor menor, estos diseños fueron marcados de color rojo.

Cuadro 4.1: Arrastre en Newtons de la RAT con perfiles NACA 4 dígitos en diferentes secciones.

Sección 1 (Base)		6712				8318				8318
Sección 2 (Medio)		6412		6712		6412		6712		8318
Sección 3 (Punta)		4415	6412	4415	6412	4415	6412	4415	6412	8318
Nariz	Elipse	935.2 N	975.18 N	986.8 N	1016.5 N	955.42 N	997.6 N	1025.163 N	1026.22 N	1060.6 N
	Parábola	942.32 N	966.16 N	972.07 N	1006.6 N	954.73 N	972.52 N	990.72 N	976.8 N	1040.23 N
	Ojiva	931.56 N	962.8 N	978.16 N	991.62 N	939.55 N	966.6 N	982.73 N	1000.62 N	1021.74 N

Cuadro 4.2: Arrastre en Newtons de la RAT con perfiles NACA 6 dígitos en diferentes secciones.

Sección 1 (Base)		63-421				64-421				8318
Sección 2 (Medio)		64-421		65-421		64-421		65-421		8318
Sección 3 (Punta)		63-221	65-421	63-221	65-421	63-221	65-421	63-221	65-421	8318
Nariz	Elipse	809.27 N	829.25 N	803.9 N	821.08 N	828.25 N	825.9 N	824.33 N	819.15 N	1060.6 N
	Parábola	811.5 N	828 N	801.45 N	829.8 N	810.84 N	832.48 N	799.61 N	817.73 N	1040.23 N
	Ojiva	811.41 N	827.98 N	796.21 N	827.11 N	808.86 N	831.65 N	800.91 N	822.76 N	1021.74 N

Además de los valores de resistencia aerodinámica se obtuvieron los de par motor, para así poder decidir entre las combinaciones que tengan valor similar. En este caso se busca que el valor sea mayor ya que significa una mayor potencia.

Cuadro 4.3: Par motor de la RAT con perfiles NACA 4 dígitos en diferentes secciones.

Sección 1 (Base)		6712				8318				8318
Sección 2 (Medio)		6412		6712		6412		6712		8318
Sección 3 (Punta)		4415	6412	4415	6412	4415	6412	4415	6412	8318
Nariz	Elipse	102.3 N m	105.02 N m	105.45 N m	106.18 N m	107.36 N m	107.33 N m	103.64 N m	107.81 N m	105.8 N m
	Parábola	102.5 N m	103.44 N m	103.41 N m	105.05 N m	103.13 N m	103.96 N m	104.67 N m	103.77 N m	102 N m
	Ojiva	102.5 N m	103.8 N m	104.84 N m	105.4 N m	102.92 N m	104.07 N m	104.77 N m	105.53 N m	102.35 N m

Cuadro 4.4: Par motor de la RAT con perfiles NACA 6 dígitos en diferentes secciones.

Sección 1 (Base)		63-421				64-421				8318
Sección 2 (Medio)		64-421		65-421		64-421		65-421		8318
Sección 3 (Punta)		63-221	65-421	63-221	65-421	63-221	65-421	63-221	65-421	8318
Nariz	Elipse	90.8 N m	92.05 N m	90.24 N m	91.3 N m	92 N m	91.64 N m	91.47 N m	90.86 N m	105.8 N m
	Parábola	90.54 N m	91.3 N m	89.64 N m	91.32 N m	90.35 N m	91.47 N m	88.94 N m	90.06 N m	102 N m
	Ojiva	91.22 N m	92.1 N m	89.71 N m	91.8 N m	90.94 N m	92.5 N m	89.77 N m	91.21 N m	102.35 N m

Para la selección del perfil del mejor de los modelos se realizó además la comparación de estos 6 perfiles a una velocidad crucero de 251 m/s y a una baja velocidad 41 m/s que es la velocidad mínima de funcionamiento de una turbina RAT. Es importante

que la turbina RAT trabaje de buena manera especialmente a baja velocidad, ya que en estos puntos la turbina no llega a dar la potencia necesaria para tener el control de la aeronave, siendo este uno de los principales problemas en las turbinas RAT.

Cuadro 4.5: Comparación diseños a diferentes velocidades $41 \frac{m}{s}$, $81 \frac{m}{s}$ y $251 \frac{m}{s}$.

Diseños	$41 \frac{m}{s}$		$81 \frac{m}{s}$		$251 \frac{m}{s}$	
	Empuje (N)	Par motor (N · m)	Empuje (N)	Par motor (N · m)	Empuje (N)	Par motor (N · m)
8318-8318-8318 Elipse (Original o base)	554.7	16.61	1060.6	105.8	2291.02	319.37
8318-8318-8318 Parábola	542.46	13.96	1040.23	102	2220.3	336.6
8318-8318-8318 Ojiva	538.86	14.82	1021.74	102.35	2226.8	338.68
6712-6412-4415 Elipse	425.32	16.86	935.2	102.3	2256.26	215.36
6712-6412-4415 Parábola	418.36	17	942.32	102.5	2259.54	226.41
6712-6412-4415 Ojiva	406.3	16.18	931.56	102.5	2244.54	223.91
63-421,65-421,63-221 Elipse	237.92	4.6	803.9	90.24	2049.61	192.36
64-421,65-421,63-221 Parábola	238.19	4.36	799.61	88.94	2069.42	193.03
63-421,65-421,63-221 Ojiva	234.76	4.85	796.21	89.71	2052.4	193.56

Comparando los perfiles con mejor comportamiento con respecto al arrastre se encuentra el caso del diseño “63-421, 65-421, 63-221 Ojiva” (rojo) de los perfiles de NACA 6 dígitos el cual provoca la menor resistencia a una velocidad de $81 \frac{m}{s}$ optimizando con respecto al diseño original en un 24.92%, además de también reducir el arrastre a $41 \frac{m}{s}$ alrededor de un 57% y a $251 \frac{m}{s}$ alrededor de 10.41%. Pero la gran desventaja del diseño seleccionado es que también reduce considerablemente su potencia a diferentes velocidades y una de las grandes deficiencias de la turbina RAT es que a baja velocidad reduce considerablemente su generación de potencia, es por eso que se considera otro diseño en el que mantenga o incremente también el par motor, lo que implica la potencia.

El diseño de la turbina “6712-6412-4415 Ojiva” (azul) de los NACA 4 dígitos reduce el arrastre producido por la turbina como se observa en la Tabla 4.5 y mantiene la potencia mínima de funcionamiento de una turbina RAT a la velocidad mínima, como se observan en las Figuras 4.3 y 4.4. Este diseño reduce el arrastre en un 12.16% a una velocidad de planeo de $81 \frac{m}{s}$, un 26.75% a $41 \frac{m}{s}$ y 2.02% a $251 \frac{m}{s}$. En cuanto a la potencia se mantiene prácticamente igual, lo cual lo hace una mejor opción, reduciendo la resistencia aerodinámica y manteniendo el par motor por ende la potencia original del aerogenerador, principalmente a la velocidad mínima de funcionamiento.

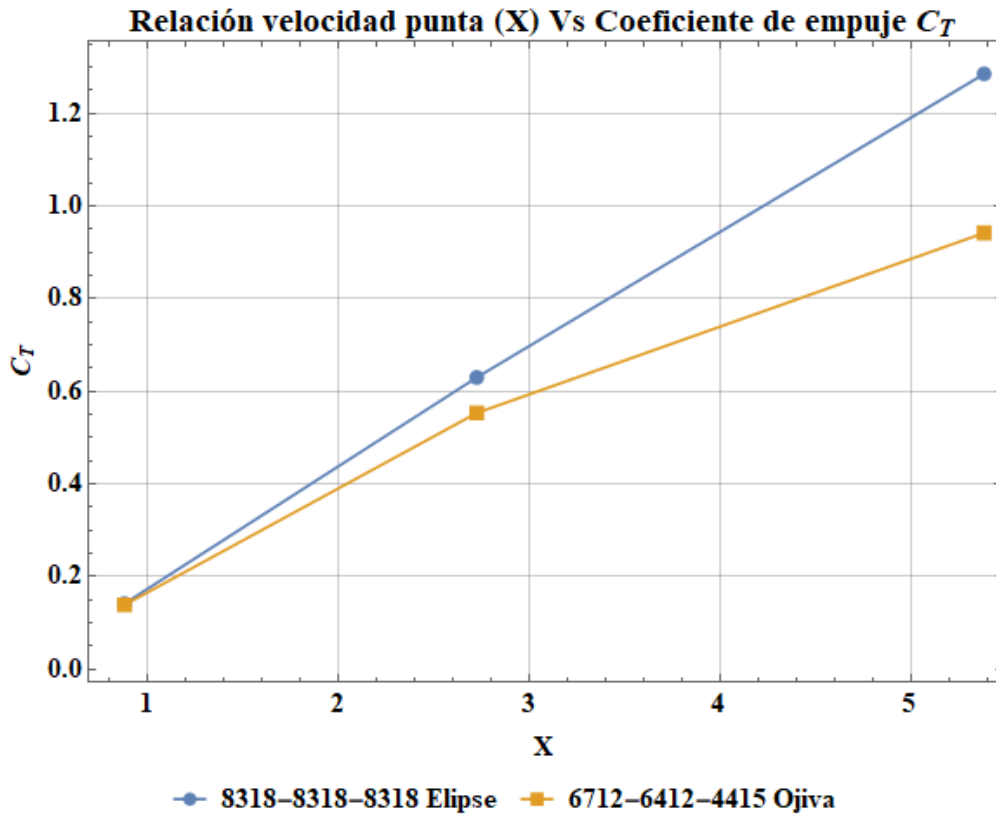


Figura 4.3: Comportamiento del Coeficiente de Empuje.

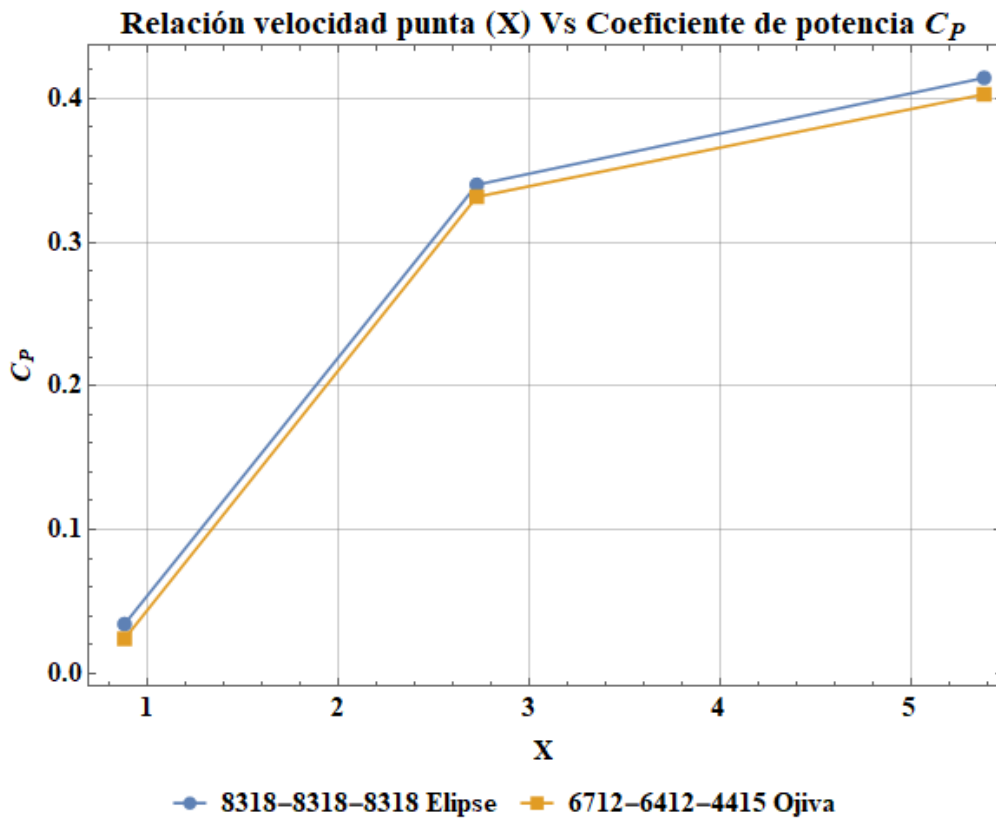


Figura 4.4: Comportamiento del Coeficiente de Potencia.

El disminuir el arrastre significa tener un planeo en caso de emergencia más eficiente, aumentando un poco la relación de planeo y mejorando el control de la aeronave. Además de mantener la potencia a 81 m/s de 45.25 kW y a una velocidad mínima de 41 m/s a 7.14 kW. Lo cual se encuentra por arriba de la potencia mínima que debe producir una turbina RAT de un avión comercial de 6 kW, dato obtenido en [41] y [45].

Capítulo 5

Conclusiones y recomendaciones

5.1 Conclusiones

El propósito de esta investigación es optimizar el diseño del rotor de una turbina RAT de un avión comercial el cual fue exitoso logrando una reducción de hasta 26.75% en la resistencia parásita del diseño “6712-6412-4415 Ojiva” a una velocidad de 41 m/s. Esta optimización fue lograda con las herramientas de apoyo de simulación CFD y la teoría. Las eficiencias calculadas en base a la teoría son estimaciones a las eficiencias reales este método es funcional solo como una herramienta de diseño base, el cual se deberá modificar según las experiencias y otros métodos de diseño más modernos. El primer diseño del aerogenerador, es válido únicamente para una configuración específica en los perfiles alares y a una velocidad de trabajo específica.

La simulación CFD en 3D, resultó una herramienta muy práctica para el cálculo de las propiedades aerodinámicas del aerogenerador, obteniendo resultados más cercanos a la realidad y con la convergencia satisfactoria de las ecuaciones. Para seleccionar el método más adecuado ha sido importante comparar las diferentes investigaciones mencionadas en el estado del arte.

El utilizar la simulación CFD permitió el comparar los diseños propuestos de una manera más sencilla, observando el comportamiento del flujo según las diferentes propiedades aerodinámicas. Obteniendo así el arrastre producido y el par de forma directa, siendo estos valores las características más importantes para la optimización. La simulación CFD nos da una aproximación a lo que se espera obtener de datos experimentales, permitiendo tomar diferentes consideraciones sin necesidad de un escenario de

experimentación real. Para conocer el comportamiento exacto es necesario la experimentación.

En cuanto a los resultados obtenidos, todos los diseños elaborados en base del original disminuyeron considerablemente la resistencia parásita producida por la turbina RAT. Se consideró que los rotores con las palas hechas de los perfiles NACA 4 dígitos tuvieron mejores resultados en comparación a los NACA 6 dígitos. Los NACA 4 dígitos cumplieron de buena manera reduciendo la resistencia parasita y manteniendo la potencia necesaria para el funcionamiento de los sistemas básicos, en especial el diseño “6712-6412-4415 Ojiva”.

Los resultados obtenidos cambiando el perfil de la nariz del rotor fueron destacables, obteniendo casi siempre un menor arrastre con el perfil Ojiva, pero diferentes valores en el par del rotor. La interacción entre los perfiles de la pala y la nariz es una consideración importante, ya que la nariz dicta mucho de como entra el flujo a la raíz de las palas.

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. Trabajar con una mayor variedad de perfiles aerodinámicos.
2. Utilizar métodos de optimización como algoritmos evolutivos, para la obtención perfiles óptimos en las diferentes secciones de la pala.
3. Simular en diferentes condiciones, como velocidades y ángulo de entrada del flujo.
4. El realizar experimentación para la comparación con los resultados obtenidos.
5. Trabajar para la obtención de una mayor potencia a bajas velocidades, sin interferir en el correcto funcionamiento a alta velocidad.

Referencias

1. Ajoy Kumar Kundu. (2010). Aircraft Design. United States of America, New York: Cambridge University Press.
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., Golden, CO.(US).
3. Simms, D., Hand, M., Jager, D., Cotrell, J., Robinson, M., Schreck, S., ... & Fingersh, L. (2001, January). Wind tunnel testing of NREL's unsteady aerodynamics experiment. In 20th 2001 ASME Wind Energy Symposium (p. 35).
4. Snel, H., Schepers, J. G., & Montgomerie, B. (2007). 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. Mandas, N., Cambuli, F., & Carcangiu, C. E. (2006). Numerical prediction of horizontal axis wind turbine flow. University of Caglairi, EWEC.
6. Tachos, N. S., Filios, A. E., Margaris, D. P., & Kaldellis, J. K. (2009). A computational aerodynamics simulation of the NREL phase II rotor. Open Mechanical Engineering Journal, 3, 9-16.
7. Sun, Y., & Zhang, L. (2010, March). Numerical simulation of the unsteady flow and power of horizontal axis wind turbine using sliding mesh. In Power and Energy Engineering Conference (APPEEC), 2010 Asia-Pacific (pp. 1-3). IEEE.

8. Lu, Q., Chen, J., Cheng, J., Qin, N., & Danao, L. A. M. (2011, May). Study of CFD simulation of a 3-D wind turbine. In *Materials for Renewable Energy & Environment (ICMREE), 2011 International Conference on* (Vol. 1, pp. 596-600). IEEE.
9. Li, Y., Paik, K. J., Xing, T., & Carrica, P. M. (2012). Dynamic overset CFD simulations of wind turbine aerodynamics. *Renewable Energy*, 37(1), 285-298.
10. Mahu, R., Popescu, F., Frunzulică, F., & Dumitrache, A. (2011, September). 3D CFD modeling and simulation of NREL phase VI rotor. In *AIP Conference Proceedings* (Vol. 1389, No. 1, pp. 1520-1523). AIP.
11. Keerthana, M., Sriramkrishnan, M., Velayutham, T., Abraham, A., Rajan, S. S., & Parammasivam, K. M. (2012). Aerodynamic analysis of a small horizontal axis wind turbine using CFD. *Journal of Wind and Engineering*, 9(2), 14-28.
12. Mo, J. O., Choudhry, A., Arjomandi, M., & Lee, Y. H. (2013). Large eddy simulation of the wind turbine wake characteristics in the numerical wind tunnel model. *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics*, 112, 11-24.
13. Nouioua, A., & Dizene, R. (2014, October). Modeling of flow around a wind rotor HAWT Application to the dynamic stall. In *Renewable and Sustainable Energy Conference (IRSEC), 2014 International* (pp. 827-830). IEEE.
14. Wood, D. H. (1997). Some effects of compressibility on small horizontal-axis wind turbines. *Renewable energy*, 10(1), 11-17.
15. Mo, J. O., & Lee, Y. H. (2011). Numerical simulation for prediction of aerodynamic noise characteristics on a HAWT of NREL phase VI. *Journal of mechanical science and technology*, 25(5), 1341.
16. Moshfeghi, M., Song, Y. J., & Xie, Y. H. (2012). Effects of near-wall grid spacing on SST-K- model using NREL Phase VI horizontal axis wind turbine. *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics*, 107, 94-105.
17. Abdelrahman, M. A., Abdellatif, O. E., Moawed, M., Eliwa, A., & Mišák, S. (2015, May). The CFD performance analysis for horizontal axis wind turbine with different

- blade shapes and tower effect. In Electric Power Engineering (EPE), 2015 16th International Scientific Conference on (pp. 754-759). IEEE.
18. Cai, X., Gu, R., Pan, P., & Zhu, J. (2016). Unsteady aerodynamics simulation of a full-scale horizontal axis wind turbine using CFD methodology. *Energy Conversion and Management*, 112, 146-156.
 19. Sudhamshu, A. R., Pandey, M. C., Sunil, N., Satish, N. S., Mugundhan, V., & Velamati, R. K. (2016). Numerical study of effect of pitch angle on performance characteristics of a HAWT. *Engineering Science and Technology, an International Journal*, 19(1), 632-641.
 20. Zhao, Z., Zeng, G., Wang, T., Xu, B., & Zheng, Y. (2016). Numerical research on effect of transition on aerodynamic performance of wind turbine blade with vortex generators. *Journal of Renewable and Sustainable Energy*, 8(6), 063308.
 21. Ashton, R., Viola, F., Camarri, S., Gallaire, F., & Iungo, G. V. (2016). Hub vortex instability within wind turbine wakes: Effects of wind turbulence, loading conditions, and blade aerodynamics. *Physical Review Fluids*, 1(7), 073603.
 22. Saad, M. M. M., Mohd, S. B., Zulkafli, M. F. B., Abdullah, A. B., Rahim, M. Z. B., Subari, Z. B., & Rosly, N. B. (2017, October). Small Horizontal Axis Wind Turbine under High Speed Operation: Study of Power Evaluation. In *Journal of Physics: Conference Series* (Vol. 914, No. 1, p. 012002). IOP Publishing.
 23. Sørensen, N. N., Bertagnolio, F., Jost, E., & Lutz, T. (2018, June). Aerodynamic effects of compressibility for wind turbines at high tip speeds. In *Journal of Physics: Conference Series* (Vol. 1037, No. 2, p. 022003). IOP Publishing.
 24. Johansen, J., Madsen, H. A., Sørensen, N. N., & Bak, C. (2006). Numerical Investigation of a Wind Turbine Rotor with an aerodynamically redesigned hub-region. In 2006 European wind energy conference and exhibition, Athens, Greece.
 25. Ferrer, E., & Munduate, X. (2007). Wind turbine blade tip comparison using CFD. In *Journal of Physics: Conference Series* (Vol. 75, No. 1, p. 012005). IOP Publishing.
 26. Johansen, J., & Sørensen, N. N. (2007, May). Numerical analysis of winglets on wind turbine blades using CFD. In *European Wind Energy Congress*. Milano: EWEA.

27. Jiménez, A., López, V., Molinero, D., & Casillas, C. (2016). Metodología de Diseño del Perfil Aerodinámico de Hub para Turbinas de Viento de Eje Horizontal de Baja Capacidad. *Revista de Aplicaciones de la Ingeniería*, 9.
28. Sogukpinar, H., & Bozkurt, I. (2017, February). Finding optimum airfoil shape to get maximum aerodynamic efficiency for a wind turbine. In *AIP Conference Proceedings* (Vol. 1815, No. 1, p. 040007). AIP Publishing.
29. Bofeng, X., Junheng, F., Qing, L., Chang, X., Zhenzhou, Z., & Yue, Y. (2018, June). Aerodynamic performance analysis of a trailing-edge flap for wind turbines. In *Journal of Physics: Conference Series* (Vol. 1037, No. 2, p. 022020). IOP Publishing.
30. Benim, A., Diederich, M., & Pfeiffelmann, B. (2018). Aerodynamic Optimization of Airfoil Profiles for Small Horizontal Axis Wind Turbines. *Computation*, 6(2), 34.
31. O'Brien, J. M., Young, T. M., O'Mahoney, D. C., & Griffin, P. C. (2017). Horizontal axis wind turbine research: a review of commercial CFD, FE codes and experimental practices. *Progress in Aerospace Sciences*, 92, 1-24.
32. Saad, M. M. M., Mohd, S. B., & Zulkaffi, M. F. (2017, April). A survey on the use of ram air turbine in aircraft. In *AIP Conference Proceedings* (Vol. 1831, No. 1, p. 020048). AIP Publishing.
33. Jian, W. (2016, October). Research on several similarity criteria of ram air turbine operating under high-low altitude. In *Aircraft Utility Systems (AUS), IEEE International Conference on* (pp. 141-145). IEEE.
34. Von Renouard, H., & Hau, E. (2013). *Wind Turbines: Fundamentals, Technologies, Application, Economics* (3^a ed.). Heidelberg, Germany: Springer Berlin Heidelberg.
35. Sathyajith, M., & Philip, G. S. (2011). *Advances in Wind Energy Conversion Technology*. Heidelberg, Germany: Springer Berlin Heidelberg.
36. Wood, D. (2011). *Small Wind Turbines: Analysis, Design, and Application*. London, UK: Springer London.
37. Çengel, Y. A. (2006). *Mecánica de fluidos*. D.F., México: McGraw-Hill Interamericana de España S.L..

38. Bird, R. B., Stewart, W. E., & Lightfoot, E. N. (1982). Fenómenos de transporte: un estudio sistemático de los fundamentos del transporte de materia, energía y cantidad de movimiento. Barcelona, España: Reverté.
39. Versteeg, H. K., & Malalasekera, W. (1995). An Introduction to Computational Fluid Dynamics: The Finite Volume Method. New York, USA: Longman Group Ltd.
40. Dewan, A. (2010). Tackling Turbulent Flows in Engineering. Heidelberg, Germany: Springer Berlin Heidelberg.
41. Saad, M. M. M., Mohd, S. B., & Zulkaffi, M. F. (2017, April). A survey on the use of ram air turbine in aircraft. In AIP Conference Proceedings (Vol. 1831, No. 1, p. 020048). AIP Publishing.
42. Molina, K., Ortega, D., Martínez, M., Pinto-Hernández, W., & Estrada, O. A. G. (2018). Modelado de la interacción fluido estructura (FSI) para el diseño de una turbina eólica HAWT.
43. Bertagnolio, F., Sørensen, N. N., Johansen, J., & Fuglsang, P. (2001). Wind turbine airfoil catalogue.
44. Miley, S. J. (1982). Catalog of low-Reynolds-number airfoil data for wind-turbine applications (No. RFP-3387). Rockwell International Corp., Golden, CO (USA). Rocky Flats Plant; Texas A and M Univ., College Station (USA). Dept. of Aerospace Engineering.
45. Birtles, P. (1998). Boeing 777: jetliner for a new century. Zenith Press.
46. Roshan, S. Z., Alimirzazadeh, S., & Rad, M. (2015). RANS simulations of the stepped duct effect on the performance of ducted wind turbine. Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics, 145, 270-279.