



Universidad Michoacana de San Nicolás de Hidalgo

Facultad de Ingeniería Mecánica

División de Estudios de Posgrado

Maestría en Ciencias en Ingeniería Mecánica

Modelado y simulación computacional del fenómeno de inducción aerodinámica en una turbina eólica de baja capacidad

Tesis

Que para obtener el grado de Maestro en Ciencias en Ingeniería Mecánica

Presenta:

Yul René Vargas Cira

Asesores:

Dr. Víctor López Garza

Dr. Christian Erik Casillas Farfán



Agradecimientos

A la SECIHTI por el apoyo económico otorgado para realización de mis estudios de Maestría.

A la Universidad Michoacana de San Nicolas de Hidalgo por la facilitación de insumos e instalaciones para la realización de mi investigación.

A mis asesores, el Doctor Víctor López Garza y el Doctor Christian Erik Casillas Farfán, de quienes siempre encontré disposición para ayudarme y guiarme en mi investigación.

Al resto de la mesa sinodal, el Doctor Erasmo Cadenas Calderón, el Doctor Marco Antonio Espinoza Medina y el Doctor Gildardo Solorio Díaz por sus valiosos aportes y comentarios durante los seminarios de tesis.

Dedicatoria

Para mis hermanos Ileri, Yoatzin, Yarik y para mi sobrina Alori. Después de la tormenta viene la calma y todo lo bueno que merecemos está por venir.

Resumen

Este estudio presenta la caracterización numérica y validación experimental del fenómeno de inducción aerodinámica (FIA) en álabes para aerogeneradores de baja potencia. El objetivo es describir el mecanismo físico que genera un torque de arranque adicional mediante el diseño de Álabes de Inducción (IB). Se emplearon simulaciones de dinámica de fluidos computacional (CFD) en 2D y 2.5D utilizando el modelo de turbulencia k-omega SST. Los resultados revelan que el fenómeno es un empuje de chorro (F_{jet} , fuerza de reacción generada por el intercambio de momento) producido por una doble zona de estancamiento de presión que acelera el flujo entre el perfil primario y el secundario. La cuantificación del empuje se realizó mediante una adaptación de la ecuación de empuje de cohete, demostrando que este componente es la fuerza motriz predominante en condiciones de arranque estático. La validación experimental en una micro turbina de 50W de potencia, confirmó que el diseño de Álabes de Inducción Mejorado (IBM) reduce la velocidad de viento de arranque a 3.60 m/s, lo que representa una mejora del 23.8% respecto al álabes tradicional y del 15.9% frente al modelo IB base, sin comprometer la producción de potencia. Estos hallazgos validan el análisis seccional 2D para optimizar parámetros geométricos como el desplazamiento axial (Dx, separación entre perfiles en el eje X), consolidando la inducción aerodinámica como una estrategia eficaz para entornos de baja velocidad de viento.

Palabras clave: *Torque de arranque, Empuje de chorro, SST k-omega, Validación experimental, Mejora aerodinámica.*

Abstract

This study presents the numerical characterization and experimental validation of the aerodynamic induction phenomenon (AIP) in blades for low-power wind turbines. The objective is to describe the physical mechanism that generates additional starting torque through the design of an Induction Blade (IB). Two-dimensional (2D) and 2.5D computational fluid dynamics (CFD) simulations were performed using the k- ω SST turbulence model. The results reveal that the phenomenon is a jet thrust (F_{jet} , reaction force generated by momentum exchange) produced by a double pressure stagnation zone that accelerates the flow between the primary and secondary airfoils. The thrust was quantified using an adaptation of the rocket thrust equation, demonstrating that this component is the predominant driving force under static start-up conditions. Experimental validation on a 50W microturbine confirmed that the Enhanced Induction Blade (EIB) design reduces the startup wind speed to 3.60 m/s, representing a 23.8% improvement over the traditional blade and a 15.9% improvement over the base IB model, without compromising power output. These findings validate the 2D sectional analysis for optimizing geometric parameters such as axial displacement (Dx, the separation between profiles along the X-axis), establishing aerodynamic induction as an effective strategy for low-wind-speed environments.

Índice

1.	Introducción	1
2.	Antecedentes	2
3.	Estado del arte	3
4.	Planteamiento del problema	10
5.	Objetivos	11
	5.1 Objetivo general	11
	5.2 Objetivos específicos	11
6.	Justificación.....	11
7.	Hipótesis	11
8.	Marco Teórico	12
	8.1 Recurso eólico.	12
	8.1.1 La naturaleza del viento	12
	8.1.2 Variaciones geográficas.....	12
	8.1.3 Variaciones a largo plazo de la velocidad del viento	13
	8.1.4 Variaciones estacionales y anuales	13
	8.1.5 Variaciones sinópticas y diurnas	14
	8.1.6 Turbulencia.....	14
	8.1.7 La capa límite de la Tierra	15
	8.1.8 Estándares de vientos extremos	16
	8.2 Evolución de las turbinas eólicas.....	16
	8.2.3 Poul La Cour	19
	8.3 Aerodinámica de las turbinas eólicas.....	19
	8.3.1 Consideraciones para el estudio de la aerodinámica de turbinas de viento	19
	8.3.2 Concepto de disco actuador.....	20
	8.3.3 Teoría de momento.....	21
	8.3.4 Coeficiente de Potencia (C_p)	22
	8.3.5 Límite de Betz.....	22
	8.3.6 Teoría del Disco Rotor	23
	8.3.7 Rotación de estela.....	23
	8.3.8 Teoría de momento angular.....	24
	8.3.9 Teoría Pala de Rotor	25

8.3.10 Conceptos generales de los perfiles aerodinámicos	25
8.3.11 Fuerzas sobre el perfil aerodinámico	27
8.3.12 Flujo sobre el perfil aerodinámico y capa límite	27
8.3.13 Teoría de Elemento de Pala	28
8.3.14 Teoría de Momento de Elemento de Pala (BEM)	29
8.3.15 Método de solución iterativo con teoría BEM	31
8.4 Dinámica de fluidos computacional (CFD)	32
8.4.1 Ecuación de continuidad	32
8.4.2 Ecuación de conservación de cantidad de movimiento	32
8.4.3 Ecuaciones de Navier Stokes	33
8.4.3 Modelo de turbulencia	34
8.4.5 Modelo $k - \omega$ SST	34
8.5 Empuje de chorro de velocidad	35
8.6 Turbinas pequeñas y condición de arranque	37
8.6.1 Torque de arranque	38
9. Metodología de Investigación	40
9.1 Revisión bibliográfica: Características de la turbina de inducción base	40
9.2 Modelado y simulación con CFD del álabe IB, DR y Tradicional en 2D	42
9.2.1 Modelo y Dominio 2D en condiciones de arranque	42
9.2.1.1 Generación de malla 2D y análisis de independencia de malla	44
9.2.1.2 Condiciones de frontera del modelo 2D y propiedades del fluido	45
9.2.2 Configuraciones de solución del modelo 2D	46
9.3 Determinación de Gradientes de Velocidad y Presión en Zona de Inducción en Condición de Arranque	46
9.4 Determinación del Rendimiento Aerodinámico del Álabe de Inducción, Doble Raíz y Tradicional en Condiciones de Arranque	47
9.5 Modelado y simulación con CFD del álabe IB en 2.5D	47
9.5.1 Modelo y Dominio 2.5D en condiciones de arranque	47
9.5.2 Generación de malla 2.5D y análisis de independencia de malla	47
9.5.3 Condiciones de frontera del modelo 2.5 D y propiedades del fluido	49
9.5.4 Configuraciones de solución del modelo 2.5 D	49
9.6 Determinación de las fuerzas ejercidas sobre los perfiles aerodinámicos en dirección tangente al giro del rotor en condición de arranque	49
9.7 Determinación de la fuerza de chorro en la zona de inducción en condición de arranque ...	49

9.8 Determinación de los regímenes de flujo con mejores resultados aerodinámicos	51
9.8.1 Coeficientes aerodinámicos a diferentes números de Reynolds	51
9.8.2 Empuje de chorro a diferentes números de Reynolds	52
10. Resultados	53
10.1 Resultados de la simulación 2D en condiciones de arranque	53
10.1.1 Vectores de velocidad de simulación 2D en condiciones de arranque	53
10.1.2 Contornos de presión de simulación 2D	54
10.1.3 Contornos de velocidad de simulación 2D	56
10.2 Gradientes de velocidad y presión en la zona de inducción	56
10.2.1 Gradientes de velocidad en la zona de inducción en condición de arranque	56
10.2.2 Gradientes de presión en la zona de inducción en condición de arranque	58
10.2.3 Comparación de Gradientes en álabes de Inducción, Doble Raíz.	59
10.3 Rendimiento Aerodinámico del Álabes de Inducción, Doble Raíz y Tradicional en Condiciones de Arranque	61
10.3.1 Rendimiento Aerodinámico del Perfil Primario	61
10.3.2 Rendimiento Aerodinámico del Perfil Secundario	63
10.4 Fuerzas en el álabes de inducción en condición de arranque	64
10.4.1 Fuerzas aerodinámicas en el álabes de inducción	64
10.4.2 Fuerza del jet en el álabes de inducción	65
10.5 Regímenes de flujo con mejor rendimiento en el álabes IB	66
11. Validación experimental	69
11.1 Diseño del álabes IB mejorado para el arranque	69
11.2 Metodología experimental	70
11.3 Resultados y análisis de la experimentación	71
12. Conclusiones	73
Nomenclatura	75
Bibliografía	76
Anexos	78

1. Introducción

Las consecuencias del calentamiento global, ocasionado por la contaminación ambiental, ya son reales y evidentes hoy en día, temperaturas extremas, huracanes de mayor intensidad, ondas de calor, sequías prolongadas, ríos y lagos con bajo o nulo nivel, son fenómenos cada vez más frecuentes. En los últimos años se ha hecho un esfuerzo para aumentar la cultura del cuidado ambiental y se ha establecido normativa ambiental en los gobiernos de todo el mundo, sin embargo, las estadísticas apuntan a que los esfuerzos no están siendo suficientes y reducir la emisión de gases de efecto invernadero resulta fundamental para mitigar el calentamiento global [1], [2]. Actualmente, el sector energético genera cerca de un 75% de las emisiones globales de gases de efecto invernadero con la quema de combustibles fósiles, por consecuencia, se encuentra en un proceso de transición hacia métodos de generación de energía limpia [3].

La energía eólica es una de las opciones más fuertes para reemplazar la quema de combustibles para la generación de energía. La Asociación Mundial de Energía Eólica (WWEA, por sus siglas en inglés), señala que en 2023 se logró un 12.5% de crecimiento en nuevas instalaciones, además muestra que la energía eólica genera ya el 10% de la electricidad mundial [4]. Sin embargo, la investigación científica juega un papel muy importante para mejorar la tecnología de generación eólica, al hacerla más eficiente y económica, aumenta su rentabilidad y acelera el proceso de transición hacia la energía limpia.

En una investigación reciente en la UMSNH, de Farfán C. et. al. [5], se diseñó una turbina eólica de baja potencia con álabes de inducción, las cuales se caracterizan por conformarse por dos perfiles aerodinámicos en las secciones cercanas al hub, formando un espacio entre ambos perfiles. Se encontró evidencia de un aumento en la velocidad del viento cuando cruza a través del espacio entre los perfiles. Este fenómeno, en conjunto con la sustentación generada, produce un incremento en el torque durante la fase de arranque de 65%, en comparación con una turbina eólica con aspas de diseño tradicional y con un mismo diámetro de rotor.

Aunque el diseño de las palas de inducción generó resultados satisfactorios, el fenómeno de inducción aerodinámica (FIA) no ha sido ampliamente estudiado aún y es posible que, al conocerlo con detalle, se pueda utilizar la información para mejorar los diseños de las palas de inducción y aprovechar al máximo el fenómeno.

El presente trabajo de investigación se enfoca en describir y simular el fenómeno de inducción aerodinámica a partir de modelos 2D de varias secciones del álabe de inducción, con el objetivo de determinar las variables geométricas y condiciones de operación que generan y favorecen el desarrollo el fenómeno de inducción.

2. Antecedentes

López Garza, V. (2020) [6], desarrolló un diseño de aspa de “Doble Raíz (DR)” (ver figura 2.1) para turbinas eólicas de baja potencia y baja velocidad de viento (3.3 m/s en este caso), con el objetivo de aumentar el torque de arranque en el rotor. A pesar de que este diseño cuenta con doble perfil aerodinámico, no se encontró evidencia de la generación de un chorro de velocidad entre los perfiles. El modelo del alabe se diseñó mediante la teoría clásica de momento de elemento de aspa (BEM, por sus siglas en inglés) y se evaluó su desempeño numéricamente mediante CFD, FEM y el software especializado QBlade. Los resultados se compararon con un álabe tradicional bajo las mismas condiciones de viento. Se encontró un incremento del torque de rotor con aspas de doble raíz del 20% en comparación con el rotor de aspas tradicionales, mientras que el empuje aumento en un 21%.

Tomando como base el diseño de aspa de doble raíz, Casillas Farfán C. (2022) [5], desarrolló un modelo nuevo de aspa eólica, llamada “aspa de inducción” o IB por sus siglas en inglés. Este tipo de aspa para turbina eólica de eje horizontal, se diseñó para bajas velocidades de viento y baja potencia. A diferencia del álabe DR, las secciones de segundo álabe, se encuentran ligeramente desplazadas en la dirección X, generando la distancia D_x que se muestra en la figura 2.2. Otros parámetros de diseño del IB son la distancia D_z , la distancia entre la raíz del álabe primario (B1) y el inicio de las secciones útiles del álabe secundario (B2); D_y representa la distancia entre las secciones de B1 y B2 y su variación depende del ángulo ψ ; y la longitud de los álabes B1 y B2 esta dada por l_1 y l_2 , respectivamente.

La característica principal de las aspas de inducción, es la generación de un chorro de velocidad en el espacio entre ambos perfiles aerodinámicos, debido a este efecto, se produce un empuje de reacción que aporta al torque de arranque.

El modelo fue probado numéricamente mediante CFD y experimentalmente con un modelo fabricado con impresión 3D, además fue comparado numéricamente con un diseño de palas tradicionales del mismo diámetro de rotor. Los resultados mostraron que el IB produce un torque de arranque extra del 65% sin perder potencia de salida, para velocidades de viento de 4-8 m/s. Se atribuyó el aumento en el torque, a la sustentación generada por la segunda pala y al chorro de velocidad generado en la zona de inducción.

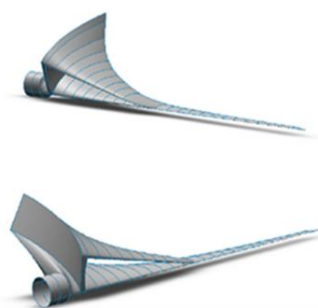


Figura 2.1. Diseño de aspas de Doble Raíz (DR).

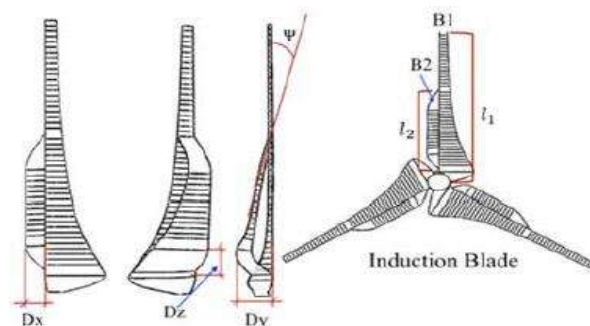


Figura 2.2. Diseño de aspa de Inducción (IB) de Casillas [5].

3. Estado del arte

En la búsqueda bibliográfica se encontró poca evidencia de diseños con características similares a las de las aspas de inducción. Los diseños más relevantes proponen diseños con doble perfil aerodinámico pero diseñados con un enfoque de resistencia estructural.

Wirz y Roth-Johnson (2012) [7], diseñaron un aspa eólica con doble perfil, que conecta con una punta única para una turbina eólica de eje horizontal (ver figura 3.1). El objetivo del diseño fue mejorar las propiedades estructurales del aspa, en su investigación se comparó el modelo de aspa biplana con uno monoplano convencional grueso. Ambos modelos se analizaron mediante simulaciones numéricas de dinámica de fluidos computacional (CFD, por sus siglas en inglés) y de método de elemento finito (FEM, por sus siglas en inglés).

Los análisis numéricos mostraron una relación de sustentación/arrastre mayor en el modelo biplano en comparación con el monoplano tradicional, lo cual significa que existe mayor sustentación en el modelo biplano. También se encontró que el modelo biplano tiene menos arrastre total que el monoplano grueso a pesar de tener casi el doble de superficie.

En cuanto a las propiedades estructurales, se encontró que la flexión en la punta del modelo biplano es 30% menor que en la punta del modelo monoplano.

Los investigadores sugieren que las mejoras aerodinámicas del aspa biplana, reducen la velocidad de ataque necesaria para que el rotor de un aerogenerador comience a girar, también se sugirió que este tipo de aspas pueden ayudar a desarrollar aspas eólicas más grandes para turbinas eólicas de alta potencia (3-10 MW).

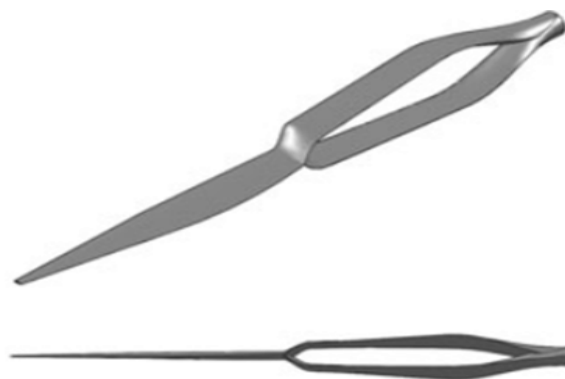


Figura 3.2. Diseño de aspas biplanas [7].

Hao Z. (2024) [8], realizó una investigación sobre una turbina eólica de dos aspas de baja potencia de eje vertical con la particularidad de tener un alerón en cada

aspa. La investigación se centró en analizar el comportamiento de la turbina en 2D al variar las relaciones geométricas entre el perfil principal y el perfil secundario (alerón). Mediante un método de optimización llamado experimentación ortogonal de Taguchi [9], se obtuvieron los factores geométricos que mayor influencia tienen sobre el coeficiente de potencia y se determinó la combinación óptima de factores geométricos para el aspa.

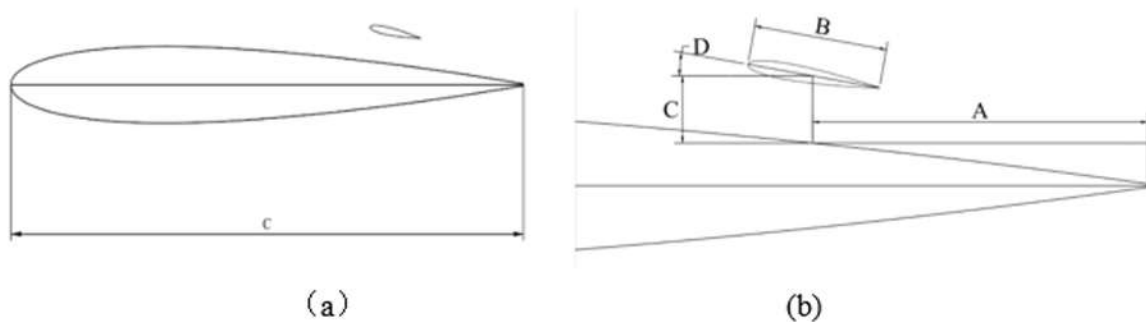


Figura 3.2. (a) Perfil aerodinámico 2D del aspa con alerón, (b) Variables geométricas de Hao Z. [8]

En la tabla 3.1 se muestran las descripciones de los parámetros geométricos considerados por Hao.

Tabla 3.1. Descripción de los parámetros geométricos.

Parámetro	Descripción
A	Distancia entre el centro del alerón y el borde de salida del aspa.
B	Longitud de la cuerda del alerón.
C	Distancia vertical entre el centro del alerón y la superficie de la pala.
D	Ángulo de rotación del alerón con respecto al aspa.
c	Longitud de la cuerda del aspa.

El método de diseño ortogonal requiere del establecimiento de tres niveles iniciales para comenzar las pruebas (ver tabla 3.2). El método genera los siguientes niveles y se simula para cada combinación (ver tabla 3.3), en este caso, tomando como indicador el factor de potencia (C_p).

Tabla 3.2. Factores ortogonales iniciales del aspa con alerón [8].

Items		Factors			
		A	B	C	D
Levels	1	0.25c	0.1c	0.05c	-10°
	2	0.5c	0.2c	0.1c	0°
	3	0.75c	0.3c	0.15c	10°

Tabla 3.3. Niveles de pruebas [8].

Items	Levels				Cp
	A	B	C	D	
1	105	42	21	-10	0.204
2	105	84	42	0	0.228
3	105	126	63	10	0.171
4	210	42	42	10	0.186
5	210	84	63	-10	0.165
6	210	126	21	0	0.129
7	315	42	63	0	0.126
8	315	84	21	10	0.124
9	315	126	42	-10	0.05

Los datos de las tablas de resultados se analizan en términos de indicadores estadísticos, de sumatoria (Ki) de cada factor A, B, C y D; de media aritmética de los factores (ki); y de la desviación estándar de cada factor (R). La tabla 3.4 muestra los valores de cada indicador.

Tabla 3.4. Indicadores estadísticos del experimento [8].

Items	Levels			
	A	B	C	D
K1	0.6030	0.5160	0.4570	0.4190
K2	0.4800	0.5173	0.4643	0.4830
K3	0.300	0.3500	0.4620	0.4810
k1	0.2011	0.1720	0.1523	0.1397
k2	0.1600	0.1724	0.1547	0.1611
k3	0.100	0.1166	0.1540	0.1603
R	0.101	0.0558	0.0024	0.0214

El grado de influencia de cada factor sobre el indicador elegido, en este caso el Cp, se determina analizando la desviación estándar de cada factor, cuanto mayor sea el rango de cambios, mayor será el grado de influencia. Así de la tabla 3.4, podemos

determinar que el orden por influencia de los factores es primero el factor A con 0.101 de desviación, le sigue el factor B, el D y por último el C.

Para obtener la combinación óptima de diseño se recurre a una gráfica de C_p vs k para cada factor geométrico. La figura 3.3 muestra esta grafica.

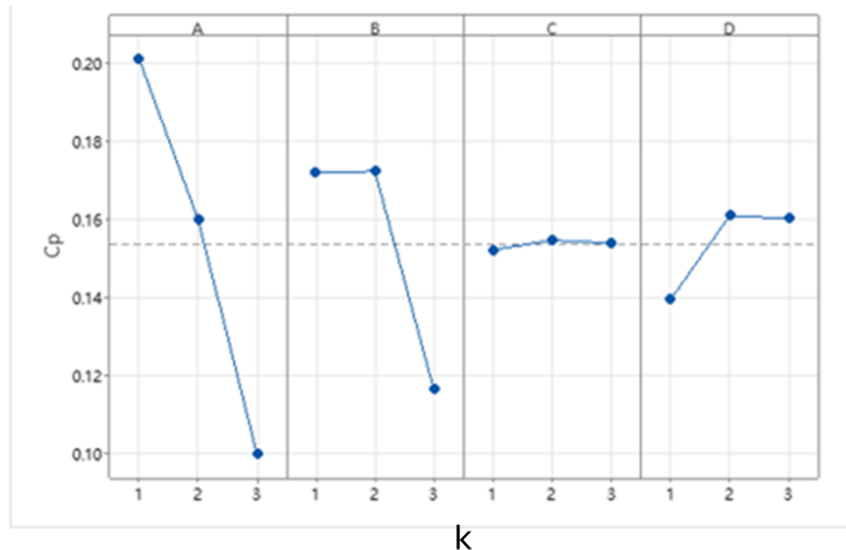


Figura 3.3. Gráfica C_p vs k de cada factor.

El punto más alto de cada gráfica, representa el valor optimo de cada factor, por lo tanto, la combinación óptima de parámetros geométricos es A1-B2-C2-D2.

Los siguientes artículos no tienen relación con el FIA o con doubles perfiles aerodinámicos, pero son referencias relevantes de modelos 2D para el establecimiento de la discretización del modelo computacional y la configuración de solución en el software CFD.

Kobra Gharali et al. (2015) [10], realizó una investigación experimental y numérica de una turbina de eje horizontal (HAWT, por sus siglas en inglés) sometida a diferentes ángulos de guiñada (también conocida como “yaw” por su denominación en inglés). El modelo estudiado es en dos dimensiones representado como un perfil aerodinámico, el yaw se incluyó como variaciones sinusoidales en el ángulo de ataque del perfil durante la simulación. También se incluyó una comparación de casos dinámicos (con oscilación) y casos estáticos para analizar las diferencias en la estela y las cargas aerodinámicas (sustentación y arrastre). Los resultados mostraron que la estela tiene un comportamiento no uniforme en condiciones dinámicas, en condiciones estáticas permanece uniforme; las fuerzas de sustentación y arrastre dinámicas y estáticas tienen valores similares, aunque se observó un desbalanceo en el rotor en condiciones dinámicas.

Para las simulaciones CFD se utilizó ANSYS Fluent 12 ejecutado en paralelo con 16 CPUs, se consideró para el análisis un perfil aerodinámico S822. El dominio se

discretizó usando una malla tipo C usando ICEM CFD, con 2×10^5 elementos, elegida después de un análisis de independencia de malla con las cargas aerodinámicas como criterio. El parámetro adimensional y^+ también se consideró manteniéndolo debajo de 1 para asegurar la correcta solución de la capa límite. El dominio se estableció con dimensiones de 20 veces la cuerda del perfil para minimizar los efectos de bloqueo. El modelo de turbulencia utilizado es el Transition SST, una variante del SST $k-\omega$, Gharali menciona que es adecuado para bajos Re del orden aproximado de 10^5 , donde la transición laminar-turbulenta es crítica. La oscilación del perfil aerodinámico se añadió a la simulación utilizando una función definida por el usuario (UDF por sus siglas en inglés). La velocidad del viento libre se consideró como 30 m/s.

S. Mauro et al. (2017) [11], implementa una modificación del modelo de turbulencia transicional $y-Re \theta$ de Menter utilizando un micro algoritmo genético para mejorar la solución de C_l y C_d , los cuales suelen ser sobreestimados o subestimados por los modelos CFD estándar, particularmente en ángulos de ataque donde se genera la separación de capa límite (también conocida como “stall” por su denominación en inglés). El modelo en esta investigación es un perfil aerodinámico en 2D S809 para números de Reynolds bajos de 300,000-1,000,000. El modelo modificado se replicó en un perfil NACA 0018 con buena precisión en resultados, además los resultados numéricos fueron validados con datos experimentales. El artículo hace énfasis en la importancia de obtener resultados precisos de C_l y C_d en bajos Reynolds, debido a que la capa límite tiene alta sensibilidad a la separación en estos rangos y la transición laminar-turbulenta afecta significativamente el comportamiento aerodinámico. En este artículo de nuevo se utiliza un dominio tipo C que facilita el ajuste de los ángulos de ataque sin modificar la malla y una extensión de 20 veces la cuerda del perfil. En la salida del dominio se establece una condición de presión atmosférica de salida (pressure outlet). La malla se generó mediante ANSYS ICEM CFD, después del análisis de independencia de malla se eligió una malla con 168,000 elementos. El $y^+ < 1$ se mantuvo durante todas las simulaciones. La configuración de la simulación se estableció en estado estable con condiciones estándar de viento, con inicialización Full Multi-Grid (FMG) para mejorar los tiempos de convergencia. Los residuales se mantuvieron menores a 10^{-3} para todas las ecuaciones. El esquema de discretización en gradientes fue de mínimos cuadrados (least squares cell-based), los esquemas de presión, momento y turbulencia se eligen de segundo orden con el fin de mejorar la precisión. Los modelos de turbulencia probados fueron el modelo modificado transicional, el modelo transicional por defecto del software CFD y el modelo SST $k-\omega$, siendo el modificado transicional el más exacto.

Ji Yao et al. (2012) [12], esta investigación muestra el desempeño aerodinámico de un perfil NACA 0018 en una simulación 2D con número de Reynolds de 5×10^5 para comparar contra datos experimentales la precisión de los modelos de turbulencia Standard $k-\epsilon$, RNG $k-\epsilon$, Transition SST y Reynolds Stress Model de cinco

ecuaciones. Los resultados muestran que todos los modelos tienen tendencias similares a los datos experimentales, siendo el modelo Reynolds Stress el más preciso para C_l , mientras que ningún modelo representa con precisión clara el C_d sugiriendo que se debe a factores superficiales como la rugosidad.

El dominio de la simulación es un dominio tipo C, con el semicírculo frontal de radio de 16 m y un rectángulo trasero de 32 m de largo por 30 m de ancho. La malla elegida tiene un total de 139,140 elementos. La malla se genera densa en el borde de ataque, borde de salida y cerca de la superficie para calcular adecuadamente los gradientes de la capa límite. El tipo de análisis es estacionario con un algoritmo de acoplamiento SIMPLEC y un esquema de momento, energía cinética turbulenta y tasa de disipación turbulenta de segundo orden.

D.R. Zadorozhna et al. (2021) [13], analiza el efecto de esferas (denominadas “tubercles” en inglés) en el borde de ataque de un perfil aerodinámico 2D para regímenes de flujo bajos de 300,000 y 400,000. Los tubercles están inspirados en las aletas de las ballenas jorobadas, su objetivo es mejorar la sustentación y reducir el arrastre particularmente en ángulos de ataque altos con bajos números de Reynolds comunes en turbinas eólicas pequeñas. Se comparan el perfil original contra tres configuraciones de perfiles con tubercles de diferentes tamaños. Los resultados mostraron una mejora en la relación C_l/C_d en ángulos de ataque bajos de 0° - 6° debido a la reducción de arrastre, pero el rendimiento disminuye en ángulos de ataque en los que se genera stall, generando inestabilidad. El modelo con el tamaño más bajo de tubercles fue el que tuvo mejor rendimiento, se encontró que los tubercles funcionan como generadores de vórtices que retrasan la separación del flujo a ángulos de ataque bajos, pero generan turbulencia excesiva en ángulos de ataque altos, provocando aumento del arrastre.

Las simulaciones 2D se realizan en Fluent con el modelo de turbulencia Transition SST k- ω . El dominio en este caso es rectangular con medidas de 10 cuerdas aguas arriba, así como arriba debajo del perfil y 12 cuerdas aguas abajo del perfil. Se generó un mallado de capa límite con inflación alrededor del perfil, el número de elementos se mantuvo entre 2.5-2.7 millones con skewness de 0.085. La simulación se consideró estacionaria con un algoritmo COUPLED para el acoplamiento de presión y velocidad. El orden de los esquemas de discretización no se menciona en el artículo.

Widad Yossri et al. (2021) [14] realizó una comparación de varios tipos de perfiles aerodinámicos y tamaños de rotor en relación al rendimiento aerodinámico de turbinas eólicas de pequeña escala (SSWTs por sus siglas en inglés). Se evaluaron en simulaciones 3D y 2D cuatro tipos de perfiles NACA (0012, 0015, 4412 y 4415). Los diámetros de rotor analizados fueron de 50 cm, 75 cm y 100 cm. El análisis fue realizado a bajos números de Reynolds de 2.4×10^5 a 2.5×10^4 en donde la separación laminar y la turbulencia afectan el rendimiento aerodinámico. Los resultados mostraron que el perfil 4412 es el de mejor rendimiento C_l/C_d con un

tamaño de rotor de 100 cm generando hasta 34.576 W, en general los perfiles con curvatura superaron en rendimiento a los simétricos. También se encontró que el tamaño del rotor aumenta la potencia conforme aumenta su diámetro.

Para la simulación se utilizó COMSOL Multiphysics con método de elementos finitos FEM en lugar de volúmenes finitos como el que utiliza Fluent. El dominio 2D es de tipo C con una malla híbrida con mallado de capa límite alrededor del perfil y elementos triangulares en el resto del dominio. El análisis de independencia de malla muestra el número de elementos óptimo en 126,193. Se consideró un análisis estable para esta simulación.

Ali Cemal Benim et al. (2018) [15], presenta una optimización para perfiles aerodinámicos en 2D para turbinas eólicas de eje horizontal de pequeña escala (HAWT por sus siglas en inglés) con el fin de mejorar el empuje promedio. También se analiza la influencia de la interacción entre álabes y se optimiza la forma del perfil S822 mediante un frente de Pareto. Los resultados mostraron que el CI aumenta con una menor proximidad entre álabes. La optimización resultó en mejoras en la estabilidad y empuje, además se encontró que pequeñas variaciones en la forma del perfil tienen un impacto significativo en el rendimiento que puede observarse en los campos de velocidad.

A diferencia de los artículos anteriores, este artículo busca replicar las condiciones de flujo en 2D como las que se observan en las turbinas eólicas de eje horizontal, es decir, generando el flujo desde debajo del perfil en vez de llevarlo directo al borde de ataque. Este enfoque es especialmente útil para la presente investigación, pues se busca tener las condiciones más cercanas a la realidad para probar el rendimiento del FIA en dos dimensiones. Debido a este enfoque, existen diferencias en la orientación y forma del dominio, siendo este rectangular y con fronteras periódicas en la dirección de rotación para simular la proximidad de los perfiles. La entrada se encuentra a 10 veces la cuerda por debajo del perfil, la salida se colocó a 20 cuerdas del perfil por arriba. Los Re varían entre 90,000 y 110,000. La malla fue estructurada con una malla tipo O refinada alrededor del perfil conectada con una malla tipo H con menos resolución en el dominio externo, también se generó un mallado de capa límite en las paredes del perfil. Se usó ANSYS ICEM para generar la malla de manera automática para diferentes formas y posiciones del perfil mediante scripts. Se encuentra la independencia de malla en 50,000 nodos. En la configuración de solución se considera un estado estacionario con un modelo de turbulencia Shear Stress Transport (SST) de dos ecuaciones elegido por su fiabilidad en flujos turbulentos impulsados y por su capacidad para predecir efectos transicionales. Los esquemas de discretización para los términos convectivos fueron de tercer orden QUICK y de segundo orden para ecuaciones de transporte de variables de turbulencia, el acoplamiento fue Coupled. Se tomó un criterio de convergencia a residuales $< 10^{-5}$ para todas las ecuaciones.

4. Planteamiento del problema

Las aspas de inducción son un diseño nuevo para las turbinas eólicas de baja potencia, están conformadas por un arreglo de dos perfiles aerodinámicos superpuestos, de tal manera que se genera un espacio entre ambos perfiles, llamado zona de inducción (ver figura 4.1). Se ha demostrado que, a bajas velocidades de viento, las palas de inducción aumentan en gran medida el torque de arranque de las turbinas eólicas y aumentan la sustentación, en comparación con palas tradicionales [5]. Estas mejoras se le atribuyeron en primera instancia a un efecto Venturi, generado en el espacio entre los dos perfiles que conforman el álabe de inducción, sin embargo, esto es una hipótesis. Lo que se confirma es un aumento en la velocidad del viento al cruzar por la zona de inducción. A este fenómeno se le ha llamado inducción aerodinámica (FIA).

A pesar de que el FIA ha resultado ser fundamental para el accionar de este tipo de aspas, en la literatura no se encuentran investigaciones que se centren en estudiar la naturaleza del fenómeno en turbinas eólicas, no existen estudios que lo describan, no se conoce bajo qué características de diseño y de operación surge.

Analizando diferentes configuraciones geométricas del aspa de inducción, mediante análisis CFD 2D, es posible conocer las características geométricas de la zona de inducción en las que se presente el mejor aprovechamiento del fenómeno.

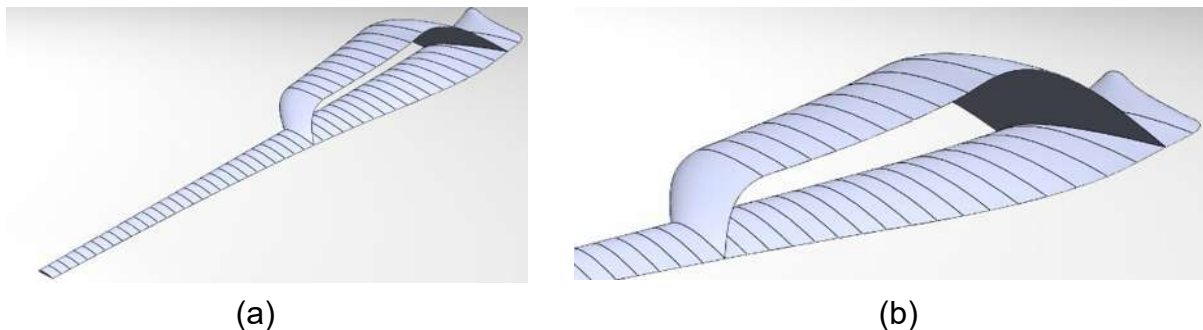


Figura 4.1. Modelo CAD de aspa de inducción original (a) vista isométrica; (b) zona de inducción.

5. Objetivos

5.1 Objetivo general

Describir, modelar y simular computacionalmente el fenómeno de inducción aerodinámica en las aspas de inducción de turbinas eólicas de baja velocidad y baja capacidad.

5.2 Objetivos específicos

- Modelar y simular el fenómeno de inducción aerodinámica mediante herramientas numéricas de dinámica de fluidos computacional (CFD, por sus siglas en inglés).
- Encontrar las variables principales que provocan el fenómeno de inducción aerodinámica.
- Determinar los regímenes de flujo en los cuales se logran los mejores resultados aerodinámicos bajo el fenómeno de inducción aerodinámica.

6. Justificación

Al estudiar el efecto de inducción se pueden establecer puntos de partida o referencias para crear metodologías de diseño de aspas de inducción, facilitando la tarea para el diseñador y aprovechando de manera eficiente el fenómeno.

La tecnología de las palas de inducción ha mejorado el rendimiento de las turbinas eólicas de baja potencia con velocidades de viento bajas (4-8 m/s), las cuales son propias de grandes regiones habitadas en el mundo [16]. Considerando este hecho, tiene el potencial de hacer más rentable la generación de energía eólica a microescala, que bien puede aplicarse a casas sustentables o en establecimientos agrícolas.

Sin embargo, el desarrollo del potencial de las palas de inducción puede ir más allá de las microescalas. Estudiar los regímenes de flujo más efectivos para el aspa de inducción permite determinar su efectividad en aerogeneradores de gran escala y potencia sometidos a mayores velocidades de viento.

7. Hipótesis

El fenómeno de inducción aerodinámica puede ser descrito a través del análisis aerodinámico de las variaciones en los parámetros geométricos de las aspas de inducción.

8. Marco Teórico

En esta sección se muestran los conceptos básicos necesarios para entender el recurso eólico, los aerogeneradores y las simulaciones de dinámica de fluidos computacional (CFD).

8.1 Recurso eólico.

8.1.1 La naturaleza del viento

Para explotar la energía del viento es crítico conocer el viento imperante en el sitio en cuestión. El principal inconveniente de la energía eólica es la gran variabilidad en la velocidad del viento. El viento varía tanto geográficamente, como temporalmente [17].

La variabilidad geográfica se refiere a que existen regiones climáticas distintas, algunas más ventosas que otras. Esta variabilidad se debe a la latitud, que afecta la cantidad de insolación y por lo tanto de temperatura que recibe el viento. A su vez, dentro de cada región climática, existen variaciones a escala más pequeñas influidas por muchos factores, como la porción de tierra y mar de la zona, la presencia de planicies, montañas y colinas, por lo tanto, las características geográficas también afectan en escalas más pequeñas a la variabilidad de la velocidad del viento. Las cimas de montañas y colinas suelen ser más ventosas que las zonas a sotavento o los valles. Los árboles o edificios provocan también reducción de viento.

Por otro lado, la variabilidad temporal a gran escala, indica que la cantidad de viento también varía de un año a otro, o incluso en escalas más grandes como décadas. Las variaciones a estas escalas no están bien comprendidas, lo que hace difícil su predicción para fines de viabilidad económica.

Sin embargo, en escalas de tiempo cortas como las que ocurren en el transcurso de un año, como las estacionales, son más predecibles debido a que se cuenta con más conocimiento de su naturaleza. En otras escalas más pequeñas, también son considerables las variaciones debidas al cambio entre el día y la noche (variaciones diurnas).

En escalas de tiempo todavía más pequeñas, en rangos de 10 min, encontramos influencias de turbulencia, provocando fluctuaciones en la velocidad del viento, que son relevantes para el diseño de los aerogeneradores.

8.1.2 Variaciones geográficas

El origen de la energía del viento es el sol, el cual causa un calentamiento diferencial en la superficie. Este calentamiento es más intenso en el ecuador debido a la inclinación de la tierra, esto indica que las regiones más calientes varían sobre el

ecuador conforme la tierra gira sobre su propio eje. El aire calentado en la superficie, sube a la atmosfera para bajar posteriormente en zonas frías. El movimiento a escalas más grandes, está influenciado por el efecto Coriolis debido a la rotación de la Tierra. El resultado de estos dos efectos, causa un patrón de circulación a gran escala. Por otro lado, la no uniformidad en la superficie de la Tierra, provoca que el patrón global sea perturbado por variaciones a pequeña escala. Estas variaciones interactúan de manera compleja y provocan la impredecibilidad del clima.

Como se ha mencionado, las cimas de colinas y montañas son regiones ventosas, esto se debe en parte a la altura. La Tierra tiene una capa limite, lo que hace que exista una variación del viento con la altura (gradiente de velocidad). También se debe en parte a la aceleración de flujo sobre y alrededor las colinas y montañas y su canalización a través de pasos naturalmente formados por la alineación de valles con la dirección de flujo. De manera contraria, la topografía de la zona puede producir disminución del viento en zonas a sotavento en crestas montañosas o en valles protegidos del flujo de viento.

Los efectos térmicos también pueden provocar variaciones locales considerables, tal es el caso de las regiones costeras, en las que existe un calentamiento diferencial entre el mar y la tierra, provocando un flujo bidireccional que cambia en un periodo de un día.

8.1.3 Variaciones a largo plazo de la velocidad del viento

Las velocidades de viento pueden ser sujetas a variaciones de viento muy lentas a largo plazo, estas variaciones pueden estar relacionadas por el calentamiento global y el cambio climático, efectos que hoy en día son más evidentes.

Aparte de estas tendencias, también existen grandes variaciones de un año a otro, estos cambios pueden estar relacionados con fenómenos naturales puntuales como huracanes, erupciones volcánicas o manchas solares y provocan un incremento en la incertidumbre de la producción eólica en un sitio.

8.1.4 Variaciones estacionales y anuales

A diferencia de las variaciones año con año, las variaciones de la velocidad de viento pueden caracterizarse mediante una distribución de probabilidad, concretamente el modelo de distribución de Weibull ha demostrado ser una buena representación de la variabilidad del viento media horaria en un periodo de un año.

La distribución de Weibull tiene la forma:

$$F(U) = \exp\left(-\left(\frac{U}{c}\right)^k\right) \quad (\text{ec. 8.1})$$

donde $F(U)$ es la fracción de tiempo para la cual la velocidad media horaria supera la velocidad media U ; k es un parámetro de forma que describe la variabilidad con respecto a la media; c es un parámetro de escala relacionado con la velocidad media anual $\bar{U}$ mediante:

$$\bar{U} = c \Gamma\left(1 + \frac{1}{k}\right) \quad (\text{ec. 8.2})$$

Donde Γ es la función gamma completa.

La distribución de Rayleigh, es una variante de la distribución de Weibull en la que el parámetro k se fija en valor de 2, el cual es un valor típico de muchas ubicaciones. Un valor alto de k , como 2.5 o 3, indica una variación pequeña de la velocidad media horaria con respecto a la media anual. Mientras que un valor bajo de k , como 1.5 o 1.2, indicaría una mayor variación.

8.1.5 Variaciones sinópticas y diurnas

En escalas más pequeñas a las estacionales, tendremos un aumento en la aleatoriedad de las variaciones, aunque estas variaciones tienen un patrón definido, en un periodo de unos 4 días aproximadamente. Estas variaciones son llamadas sinópticas y están relacionadas con patrones meteorológicos a gran escala como las zonas de alta y baja presión o frentes meteorológicos.

El aire siempre trata de moverse de zonas de alta presión a zonas de baja presión y a lo largo de las diferentes regiones climáticas se tendrán estas diferencias de presión. Mientras el aire se desplaza por las diferentes zonas, la rotación de la Tierra provoca que los flujos de aire se curven (efecto Coriolis), provocando así un patrón global de recirculación a gran escala que tarda unos cuantos días en pasar de un lugar a otro.

Existen muchas zonas que son influenciadas por efectos térmicos locales en un periodo de 24 horas, estas variaciones son llamadas variaciones diurnas, y provocan un pico considerable. Durante el día, el calentamiento en la superficie provoca células de convección, es decir, levantamiento vertical de aire caliente, las cuales son disipadas por la noche. El intercambio de flujo de aire entre el mar y la tierra también pueden influenciar el pico diurno.

8.1.6 Turbulencia

La turbulencia se refiere a las fluctuaciones de la velocidad de viento en una escala de unos 10 minutos, para este periodo, tienen una media de cero. Las turbulencias se generan debido a la fricción del viento con la superficie rugosa de la Tierra, creando perturbaciones en el flujo de aire; también son causadas por los efectos térmicos que hacen que las masas de aire se desplacen verticalmente por variaciones de temperatura y densidad.

La turbulencia no puede ser representada con ecuaciones determinísticas debido a su complejidad. Se describe matemáticamente por medio de ecuaciones diferenciales a partir de leyes físicas de conservación de momento, masa y energía, además de considerar la temperatura, presión, humedad y movimiento en tres dimensiones. En principio estas ecuaciones pueden resolverse integrando sobre el tiempo y considerando ciertas consideraciones iniciales y de frontera, pero en la práctica resulta complicado debido a que pequeñas diferencias en las condiciones de frontera pueden provocar grandes cambios en las predicciones. Es por esto que se suelen utilizar modelos probabilísticos para determinar la turbulencia.

La intensidad de la turbulencia es una medida del nivel global de la turbulencia y se define como:

$$I = \frac{\sigma}{\bar{U}} \quad (\text{ec. 8.3})$$

Donde σ es la desviación estándar de las variaciones de la velocidad del viento con respecto a la velocidad media $\bar{U}$ definida en 10 minutos.

Aunque la intensidad de la turbulencia depende de la rugosidad del terreno y de la altura de la superficie, también depende de características topográficas locales como colinas, montañas especialmente a barlovento, así como la presencia de árboles y edificios.

Por encima de cierta altura, los efectos provocados por la superficie terrestre ya no influyen el aire, solo está regido por las diferencias de presión sinópticas a gran escala y la rotación de la Tierra. En este caso, este flujo es llamado viento geostrófico. A altitudes más bajas dentro de la influencia superficial, se encuentra la capa límite, comprender sus propiedades es importante para prever las turbulencias que pueden experimentar las turbinas eólicas.

8.1.7 La capa límite de la Tierra

Los factores principales que afectan la capa límite son la fuerza del viento geostrófico, la rugosidad de la superficie, los efectos Coriolis y los efectos térmicos.

Los efectos térmicos pueden dividirse en tres categorías: estratificación estable, inestable y neutra.

Un proceso térmico normal, comienza con un calentamiento en la superficie terrestre, a consecuencia, el aire cerca de la superficie sube a la atmosfera, debido a la disminución de la presión con la altura, el aire se expande y se enfría. A partir de aquí pueden presentarse cualquiera de los tres casos de estratificación:

Estratificación inestable: El aire se enfría debido a que la temperatura del aire circundante en la atmosfera es más baja, esto provoca que el aire enfriado baje a la

superficie, provocando grandes células de convección y por lo tanto una capa límite gruesa con un cambio pequeño de la velocidad media del viento con la altura.

Estratificación estable: El aire se enfría más que su entorno en la atmosfera, esto suprime el movimiento vertical y la turbulencia que, dominada únicamente por la fricción con el suelo, esto da como resultado una gran diferencia de la velocidad con la altura.

Estratificación neutra: El aire entra en equilibrio con su entorno. En este caso existen los vientos más fuertes debido a que la rugosidad genera una mezcla turbulenta en la capa límite.

Aunque la estratificación neutra es la que genera las peores condiciones turbulentas para los aerogeneradores, la estratificación inestable puede generar ráfagas repentinas en un nivel bajo; mientras que la estratificación estable puede provocar cargas asimétricas debido a la cizalladura del viento.

8.1.8 Estándares de vientos extremos

Es de gran importancia que el aerogenerador sea capaz de soportar los vientos extremos que puedan llegar a generarse en el sitio en el que se instala, además de responder bien a las condiciones de viento típicas de la zona. Para esto, existen normas que especifican los extremos de velocidad de viento para los que se deben diseñar los aerogeneradores, incluyendo velocidades medias extremas y ráfagas severas. Estos parámetros están en función de la velocidad media anual y de los cambios de dirección del viento que deben ser capaces de soportar los aerogeneradores.

8.2 Evolución de las turbinas eólicas.

El origen del aprovechamiento de la energía del viento mediante dispositivos diseñados por el hombre es más antiguo de lo que podría esperarse. Los primeros mecanismos primitivos son rastreados en el Medio Oriente y Asia alrededor del año 644 d. C, estos eran dispositivos muy rudimentarios hechos con palos de madera, velas de tela y rocas circulares que utilizaban para moler grano. No se sabe si los molinos de viento europeos fueron influenciados por estos diseños, pero los diseños en Europa eran de eje horizontal, a diferencia de los de Oriente, que eran de eje vertical. El primer registro histórico que se tiene en Europa, es en 1180 en el Ducado de Normandía. A partir de aquí, diferentes tipos de molinos fueron esparcidos por gran parte de Europa, su éxito y rentabilidad fue tal, que siguieron existiendo hasta el siglo XX. Países Bajos, fue un país que se benefició particularmente de los molinos de viento y que además fue ahí donde se desarrollaron mejoras clave en los diseños. Sin embargo, los distintos tipos de molinos, unos más potentes que otros, coexistieron en un mismo periodo de tiempo. Según su requerimiento de

molienda y su economía, la gente optaba por uno u otro diseño. A continuación, se presentan descripciones de diferentes diseños de molinos en Europa [18].

8.2.1 Molinos de viento europeos

8.2.1.1 Molino de poste

Se caracteriza por un poste central en la estructura, sobre el cual descansa la casa del molino y la atraviesa verticalmente hasta aproximadamente la mitad de su altura, donde se encuentra otra viga que sostiene la piedra de molienda. El rotor, ubicado en la parte superior de la casa, conformado por cuatro velas, estaba conectado mediante un sistema de ejes y engranajes a la piedra de molienda. Las velas estaban casi siempre cubiertas de tela, aunque en ciertas regiones eran solo de madera. La casa podía girar sobre el poste central para orientarse hacia el flujo de viento, este sistema de orientación era manual, y era facilitado mediante cabestrantes y postes fijados concéntricamente alrededor del molino.

8.2.1.2 Molino de torre

La característica principal del molino de torre es que la casa de molienda era redonda y construida de piedra. Los diseños posteriores agregaron un sistema para rotar la orientación del rotor mediante cierto esfuerzo manual. En algunas regiones, se utilizaban velas triangulares o velas enmarcadas.

8.2.1.3 Molino holandés

Este molino se caracteriza por tener una base fija, lo cual era necesario para albergar distintas máquinas que eran impulsadas por el rotor de viento, tales como sierras, martillos y sistemas de bombeo de agua. En este diseño, solo la tapa del tejado giraba con el rotor. El molino holandés se convirtió entonces en una especie de motor eólico para diferentes propósitos y marcó un hito tanto en economía como en tecnología debido a las mejoras aerodinámicas que llegaron después.

8.2.1.4 Molino Paltrock

Este tipo de molino se construía sobre una base de madera y posteriormente de hierro, sobre la cual rotaba el molino con la ayuda de números rodillos. Solían construirse como aserraderos de madera directamente sobre el agua, de esta manera, los barcos cargados con madera podían descargar directamente sobre la plataforma del molino. Posteriormente, los molinos Paltrock, también se utilizaban para moler grano, aunque no fue su principal objetivo.

8.2.2 Desarrollo científico y técnico de los molinos de viento

Desde la época medieval hasta el siglo XVII, la mejora tecnológica de los molinos fue resultado de observaciones y creencias empíricas. No fue hasta los siglos XVII y XVIII que fueron sujetas a análisis fisicomatemático. Personalidades bien conocidas en el área mecánica desarrollaron diseños y cálculos para los molinos de viento. Gottfried Leibniz (1646-1716), en un artículo llamado “Artes del viento”, proporciono orientación en la construcción de molinos además de proponer nuevos diseños. Daniel Bernoulli (1700-1782) aplicó sus leyes de mecánica de fluidos al diseño de las velas de molinos de viento. Mientras que Leonhard Euler (1707-1783) desarrollo cálculos para la torsión de las velas.

Los escoceses, Meikel y Lee, desarrollaron en 1750 un invento muy importante para la orientación del molino, la cola de hélice, la cual permitía al molino holandés orientarse automáticamente a la dirección del viento. En el año 1792, Meikel diseño las velas de muelle, las cuales permitían controlar en cierta medida la velocidad y potencia que entregaban los molinos. Estas velas estaban constituidas por numerosas láminas de madera y posteriormente de metal, dispuestas en el marco a modo de persiana. En posición de operación, las láminas de la persiana “cerraban” por acción de tensión de un resorte en el marco, cuando el viento era demasiado fuerte, el resorte se vencía y las persianas se abrían, dejando de proporcionar impulso al rotor. Esta invención junto con la rotación o guiñada automática, hicieron que el molino holandés alcanzara su mejor nivel técnico.

En 1821, Charles Coulomb, demostró experimentalmente que las velas de muelle, no eran tan eficaces aerodinámicamente como las velas de lona tradicionales. En 1890, Poul La Cour, mediante investigación científica, analizó y describió los fundamentos de la tecnología de los molinos de viento, sin embargo, sus aportaciones parecían llegar tarde debido a que la tecnología de los molinos se tornaba ya obsoleta, de lo cual estaba consiente. Es por eso que comenzó a investigar como generar electricidad por medio de la energía eólica.

En 1920 Albert Betz formula los principios modernos de la conversión de energía eólica, además se diseñan los primeros perfiles aerodinámicos. Este conocimiento fue aprovechado por Kurt Bilau, quien lo aplicó a los molinos de viento con la ayuda de Betz, desarrollando la vela “Ventikanten”. Esta vela era un perfil aerodinámico de aluminio con una aleta ajustable para regular la velocidad del molino, para 1940, los resultados en 130 molinos equipados con estas velas, mostraron un aumento importante de potencia. De esta manera se alcanzó el máximo desarrollo de los molinos de viento en una época en la que ya estaban obsoletos.

8.2.3 Poul La Cour

El nombre de Poul La Cour marca como ningún otro el punto de inflexión entre la construcción histórica de molinos de viento y la tecnología moderna de turbinas eólicas generadoras de energía. Suyo es el mérito de haber perfeccionado la tecnología tradicional de los molinos de viento sobre la base de los principios científicos elaborados por él, y fue pionero en la generación de electricidad por medio de la energía eólica, todo ello en el siglo XIX [2].

8.3 Aerodinámica de las turbinas eólicas

8.3.1 Consideraciones para el estudio de la aerodinámica de turbinas de viento

Una turbina de viento es un dispositivo que extrae energía cinética del viento [17]. Al extraer algo de esta energía cinética del viento, debería reducir su velocidad, pero solo la masa de aire que pasa a través del disco que forma el rotor es afectada. De aquí, se asume que la masa de aire afectada permanece separada del aire que no pasa por el disco del rotor, por lo tanto, puede dibujarse una superficie límite que contenga únicamente la masa de aire afectada por el rotor, este límite puede extenderse aguas abajo y aguas arriba formando un tubo de sección transversal circular. La figura 8.1 muestra el volumen de control para el análisis de la aerodinámica de las turbinas de viento.

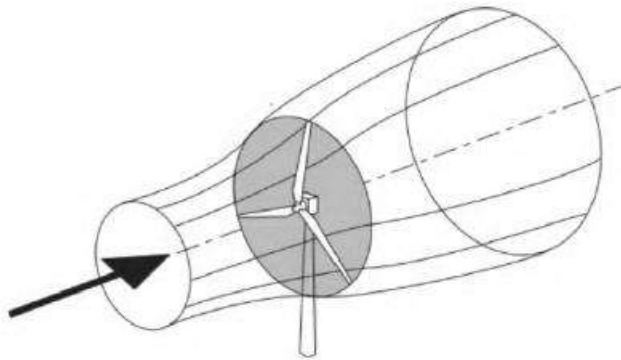


Figura 8.1. Volumen de control para extracción de energía en una turbina eólica [17]

La tasa de flujo másico del aire que fluye a través del tubo será el mismo para toda posición a lo largo del tubo, debido a que ningún flujo cruza los límites del tubo. El aire dentro del tubo reduce su velocidad al aproximarse y cruzar por el disco del rotor, pero no se comprime, a consecuencia, el área de sección transversal del tubo debe expandirse aguas arriba para acomodar el aire que se mueve más lento. El tubo, entonces, es de sección transversal circular, pero de radio variable.

De esta manera delimitamos el dominio y generamos el volumen de control para estudiar la aerodinámica de las turbinas de viento.

La presencia de la turbina causa que el aire que entra al tubo aguas arriba disminuya su velocidad gradualmente de tal manera que cuando el aire llega al rotor, su velocidad ya es más baja que la del viento libre. El tubo se expande como resultado de la disminución de velocidad y a causa de que ningún trabajo se ha hecho todavía en el aire o por el aire (todavía no llega al rotor), su presión estática se eleva para absorber la disminución de energía cinética.

Cuando el aire pasa a través del disco del rotor, se genera una caída de presión estática tal que, al salir, el aire se encuentra debajo del nivel de presión atmosférica. El aire se dirige después aguas abajo con velocidad y presión estática reducida, esta región es llamada estela. Eventualmente, aguas abajo, la presión estática en la estela debe regresar al nivel atmosférico para que el equilibrio se alcance. El aumento de presión estática ocurre a expensas de la energía cinética y por lo tanto causa una mayor ralentización del viento. Por lo tanto, entre la entrada y salida de aire del tubo, no existe un cambio en presión estática, pero si una reducción en la energía cinética.

8.3.2 Concepto de disco actuador

El concepto de disco actuador se usa para analizar el proceso de extracción de energía de un rotor. Aguas arriba del disco, el tubo del dominio tiene una sección transversal menor que la del disco, mientras que aguas abajo, el tubo tiene una sección transversal mayor a la del disco. Como se explicó, esta expansión es causada porque el flujo másico debe ser igual en todo el dominio, considerando un flujo incompresible.

La masa de aire que pasa a través de cierta sección transversal del tubo por unidad de tiempo es ρAU , donde ρ es la densidad del aire, A es el área de sección transversal y U es la velocidad del viento. Sabiendo que la tasa de flujo masico debe ser igual en toda sección del tubo:

$$\rho A_{\infty} U_{\infty} = \rho A_d U_d = \rho A_w U_w \quad (\text{ec. 8.4})$$

El símbolo ∞ se refiere a condiciones en el límite aguas arriba, d se refiere a las condiciones en el disco y w se refiere a condiciones en el límite aguas abajo.

La presencia del disco actuador induce una variación en la velocidad del viento libre. Es una pérdida de velocidad medida mediante el factor de inducción axial a . De esta manera, en el disco actuador, la velocidad neta U_d será:

$$U_d = U_{\infty}(1 - a) \quad (\text{ec. 8.5})$$

8.3.3 Teoría de momento

El aire que pasa a través del disco actuador se somete a un cambio general de velocidad $U_\infty - U_w$ y a una tasa de cambio de momento igual al cambio general de viento por la tasa de flujo masico:

$$\text{Tasa de cambio de momento} = (U_\infty - U_w) \rho A_d U_d \quad (\text{ec. 8.6})$$

La diferencia de presión a través del disco actuador genera la fuerza que causa el cambio de momento. Por lo tanto:

$$(p_d^+ - p_d^-) A_d = (U_\infty - U_w) \rho A_d U_\infty (1 - a) \quad (\text{ec. 8.7})$$

Para obtener la diferencia de presión $(p_d^+ - p_d^-)$ se aplica la ecuación de Bernoulli por separado al flujo aguas arriba y aguas abajo en el tubo. Se utilizan ecuaciones separadas debido a que la energía es distinta aguas arriba que aguas abajo.

La ecuación de Bernoulli establece que, bajo condiciones estables, la energía total en el flujo que incluye energía cinética, energía de presión estática y energía potencial, permanece constante sin generar trabajo hecho sobre o por el fluido. Por lo tanto, por unidad de volumen de aire tenemos:

$$\frac{1}{2} \rho U^2 + p + \rho gh = \text{cte.} \quad (\text{ec. 8.8})$$

Aguas arriba, tenemos:

$$\frac{1}{2} \rho_\infty U_\infty^2 + \rho_\infty gh_\infty = \frac{1}{2} \rho_d U_d^2 + p_d^+ + \rho_d gh_d \quad (\text{ec. 8.9})$$

Considerando que el flujo es incompresible ($\rho_\infty = \rho_d$) y horizontal ($h_\infty = h_d$):

$$\frac{1}{2} \rho U_\infty^2 + \rho_\infty = \frac{1}{2} \rho U_d^2 + p_d^+ \quad (\text{ec. 8.10})$$

De manera similar en el flujo aguas abajo:

$$\frac{1}{2} \rho U_w^2 + \rho_\infty = \frac{1}{2} \rho U_d^2 + p_d^- \quad (\text{ec. 8.11})$$

Restando estas ecuaciones, obtenemos:

$$(p_d^+ - p_d^-) = \frac{1}{2} \rho (U_\infty^2 - U_w^2) \quad (\text{ec. 8.12})$$

Sustituyendo en la ecuación de cambio de momento:

$$\frac{1}{2} \rho (U_\infty^2 - U_w^2) A_d = (U_\infty - U_w) \rho A_d U_\infty (1 - a) \quad (\text{ec. 8.13})$$

Reduciendo términos:

$$U_w = (1 - 2a) U_\infty \quad (\text{ec. 8.14})$$

Esto nos indica que la mitad de las pérdidas de velocidad axial en el tubo de corriente ocurren aguas arriba del disco actuador y la otra mitad aguas abajo.

8.3.4 Coeficiente de Potencia (C_p)

De la ecuación de diferencia de presiones (ec. 8.7) podemos obtener la fuerza del viento como:

$$F = (p_d^+ - p_d^-)A_d = 2\rho A_d U_\infty^2 (1 - a) \quad (\text{ec. 8.15})$$

Como esta fuerza está concentrada en el disco actuador, la tasa de trabajo realizado por la fuerza es FU_d y por lo tanto, la extracción de potencia del aire es dada por:

$$\text{Potencia} = FU_d = 2\rho A_d U_\infty^3 a(1 - a)^2 \quad (\text{ec. 8.16})$$

Un coeficiente de potencia es entonces definido como:

$$C_p = \frac{P}{\frac{1}{2}\rho U_\infty^3 A_d} \quad (\text{ec. 8.17})$$

Donde P representa la potencia del rotor y el denominador la potencia del viento.

El coeficiente de potencia adimensional C_p usualmente caracteriza el rendimiento del rotor de una turbina eólica y representa la fracción de la potencia en el viento que es extraída por el rotor.

P también puede definirse como la potencia disponible en el aire en ausencia del disco actuador. Por lo tanto, podemos describir en términos del factor de inducción axial:

$$C_p = 4a(1 - a)^2 \quad (\text{ec. 8.18})$$

8.3.5 Límite de Betz

El máximo valor de C_p se encuentra tomando la derivada del coeficiente de potencia en la ec. 8.18 con respecto al factor de inducción axial e igualándolo a 0, resultando $a=1/3$.

$$\frac{dC_p}{da} = 4a(1 - a)(1 - 3a) = 0 \quad (\text{ec. 8.19})$$

Por lo tanto, cuando $a=1/3$:

$$C_{p_{max}} = \frac{16}{27} = 0.593 \quad (\text{ec. 8. 20})$$

El valor máximo de C_p que se puede alcanzar es conocido como el límite de Betz en honor al alemán Albert Betz.

A causa de que el tubo de viento tiene que expandirse aguas arriba del disco actuador y también el área de sección transversal del tubo donde el aire está en su máximo, la velocidad del viento libre es menor que el área del disco. Esto indica que, si un rotor ideal fuera diseñado y operado de tal manera que la velocidad del viento en el rotor fuera de $2/3$ la velocidad del viento libre, entonces podría operar al punto de máxima producción de potencia.

8.3.6 Teoría del Disco Rotor

La forma en la que la energía extraída del viento es convertida en energía útil depende del diseño particular de cada turbina. La mayor parte de las turbinas emplean un rotor con un número determinado de álabes rotando con una velocidad angular Ω , rota alrededor de un eje normal al plano del rotor y paralelo a la dirección del viento. Los álabes generan un disco de barrido y, gracias a su diseño aerodinámico, desarrollan una diferencia de presión a través del disco, la cual es responsable de la pérdida de momento axial en la estela. Puede ser recolectada una pérdida de energía asociada a la pérdida de momento axial, mediante un generador eléctrico unido al rotor, si el rotor experimenta un torque y un empuje en la dirección de rotación. El generador ejerce un torque igual y contrario al del flujo de aire, lo que mantiene la velocidad de rotación constante. El trabajo realizado por el torque aerodinámico sobre el generador es convertido en energía eléctrica [17].

8.3.7 Rotación de estela

Al aplicarse un torque sobre el disco rotor provocado por el aire que lo atraviesa conlleva la aplicación de un torque igual y opuesto sobre el aire. La consecuencia del par de reacción es que el aire gira en dirección opuesta a la del rotor, el aire adquiere momento angular y, por tanto, en la estela del disco rotor las partículas de aire tienen una componente de velocidad en dirección tangencial a la rotación, así como una componente axial (ver figura 8.2).

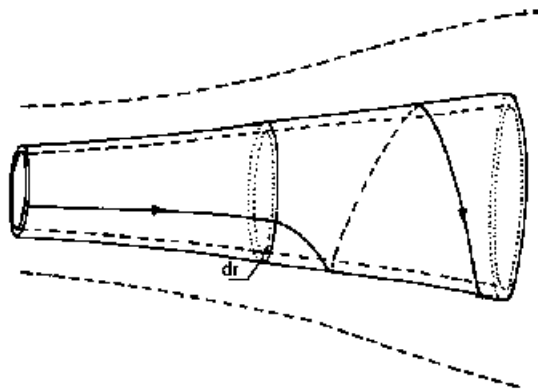


Figura 8.2. Rotación de estela en el dominio aerodinámico.

La adquisición de la componente tangencial de la velocidad del aire supone un aumento de su energía cinética que se compensa con una caída de la presión estática del aire en la estela, adicional a la descrita en el apartado anterior. El flujo que entra en el disco actuador no tiene ningún movimiento de rotación. El flujo que sale del disco sí tiene rotación y esa rotación permanece constante a medida que el fluido avanza por la estela. La transferencia del movimiento de rotación al aire tiene lugar completamente a través del espesor del disco. El cambio en la velocidad tangencial se expresa en términos de un factor de inducción tangencial de flujo a' . Aguas arriba del disco, la velocidad tangencial es cero. Justo después de que el flujo atraviesa el disco, la velocidad tangencial es $2\Omega r a'$. A la mitad del espesor del disco, a una distancia radial r desde el eje de rotación, la velocidad tangencial inducida es $\Omega r a'$.

Además de la teoría de momento, se creó un modelo de vorticidad en forma de cilindro para representar de forma más detallada el flujo alrededor del disco rotor. Este modelo permite determinar no solo las velocidades en el disco rotor, sino las velocidades a lo largo de la estela, además confirma que las velocidades axiales uniformes en el disco rotor y en la estela lejana propuestas por la teoría de momento, son correctas; también se mostró que la energía cinética rotacional de la estela resulta de gradientes de presión estática y no de una absorción directa de energía del momento axial que reduciría la eficiencia del disco rotor [17].

8.3.8 Teoría de momento angular

La velocidad tangencial no será la misma para todas las posiciones radiales y eso bien puede ser por que la velocidad axial inducida tampoco es la misma. Para considerar matemáticamente la variación de ambas velocidades inducidas, se considera una sección anular del disco de rotor de radio r y espesor radial δr (ver figura 8.3).

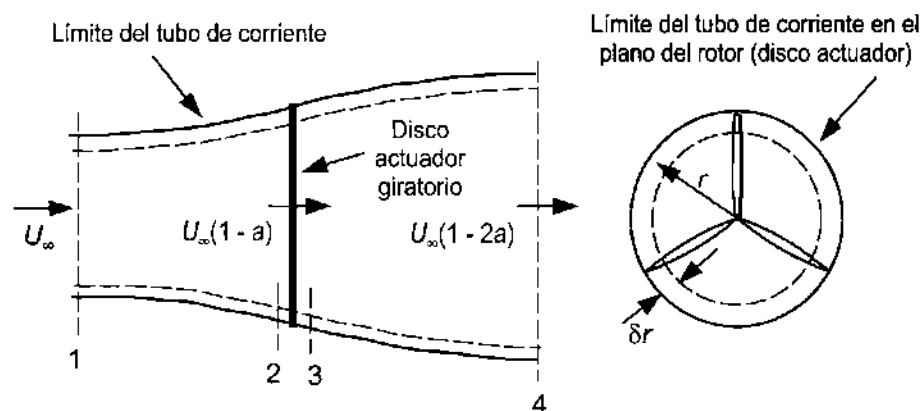


Figura 8.3. Geometría para el análisis del rotor.

El incremento de torque de rotor que actúa sobre la sección anular, es el responsable de generar la componente de velocidad tangencial del aire; mientras que la fuerza axial que actúa sobre la sección anular, es responsable de la reducción

en la velocidad axial. El disco completo se conforma por múltiples secciones anulares o anillos y cada anillo se considera que imparte, de manera independiente, momento solo al aire que pasa a través de él.

El torque en el anillo será igual a la tasa de cambio de momento angular del aire que pasa a través del anillo. Por lo tanto:

Torque= tasa de cambio de momento angular

= Flujo masico X cambio en velocidad tangencial X radio

$$\delta Q = \rho \delta A_d U_\infty (1 - a) 2\Omega a' r^2 \quad (\text{ec. 8. 21})$$

Donde δA_d es el área de la sección anular.

El torque en el eje del rotor es δQ y por lo tanto, el incremento de la potencia de salida del eje del rotor es

$$\delta P = \delta Q \Omega \quad (\text{ec. 8. 22})$$

también puede ser expresado como:

$$\delta P = dQ \Omega = \left(\frac{1}{2} \rho U_\infty^3 2\pi r \delta r \right) 4a'(1 - a) \lambda_r^2 \quad (\text{ec. 8. 23})$$

La ecuación 8.7, la fuerza que causa el cambio de momento también se reconoce como la contribución diferencial del empuje y la podemos expresar como:

$$\delta T = (p_d^+ - p_d^-) A_d = (\rho U_\infty^2 \pi r \delta r) 4a(1 - a) \quad (\text{ec. 8. 24})$$

El término $\lambda_r = \Omega r / U_\infty$ es un término llamado velocidad específica. El termino entre corchetes representa el flujo de potencia a través del anillo y el termino afuera del paréntesis representa la eficiencia η_r del elemento de pala para captar la potencia:

$$\eta_r = 4a'(1 - a) \lambda_r^2$$

8.3.9 Teoría Pala de Rotor

Las fuerzas aerodinámicas de sustentación y arrastre en las secciones transversales de los elementos de las palas de la turbina, son las responsables de generar la tasa de cambio de momento axial y angular del aire que pasa a través de los anillos que conforman el disco actuador. La fuerza sobre los elementos de las palas causadas por la estela de velocidad, también es proporcionada por la sustentación y el arrastre aerodinámico.

8.3.10 Conceptos generales de los perfiles aerodinámicos

Los perfiles aerodinámicos son formas geométricas específicas diseñadas para generar fuerzas mecánicas con el movimiento relativo del perfil en un fluido

circundante. Las palas de aerogeneradores están conformadas por perfiles aerodinámicos para generar energía mecánica. Por lo tanto, las secciones transversales de las palas de las turbinas eólicas, tienen forma de perfil aerodinámico. La anchura y longitud de la pala, dependerán del rendimiento aerodinámico requerido, la potencia máxima del rotor que se desea y propiedades supuestas del perfil.

La figura 8.4 muestra los términos utilizados para referirse a las características del perfil aerodinámico. La línea de combadura media (Mean camber line) está conformada por los puntos medios entre los puntos que conforman las superficies superior e inferior del perfil aerodinámico. La línea recta que une el borde de ataque (Leading Edge) y borde de salida (Trailing Edge) se llama cuerda (Chord). Existen varios tipos de perfiles aerodinámicos, todos con diferentes características geométricas que afectan sus características aerodinámicas. Algunos ejemplos se muestran en la figura 8.5.

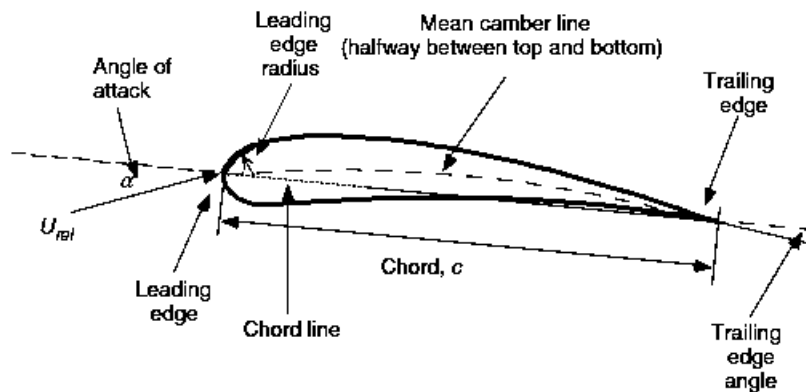


Figura 8.4. Nomenclatura del perfil aerodinámico [19].

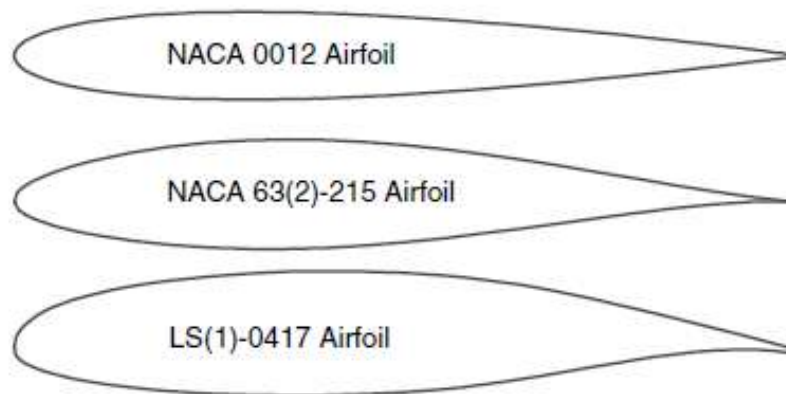


Figura 8.5. Ejemplos de perfiles aerodinámicos [19].

8.3.11 Fuerzas sobre el perfil aerodinámico

El flujo de aire sobre un perfil aerodinámico produce una distribución de fuerzas sobre la superficie del perfil. La velocidad del fluido aumenta sobre la superficie convexa, y por lo tanto su presión disminuye, esta zona es llamada de “succión”. En el lado cóncavo o de “presión” del perfil aerodinámico, la velocidad del fluido circundante es más baja, lo que provoca un aumento en la presión. La fricción viscosa entre el aire y la superficie del perfil ralentiza el flujo de aire directamente enseguida de la superficie del perfil.

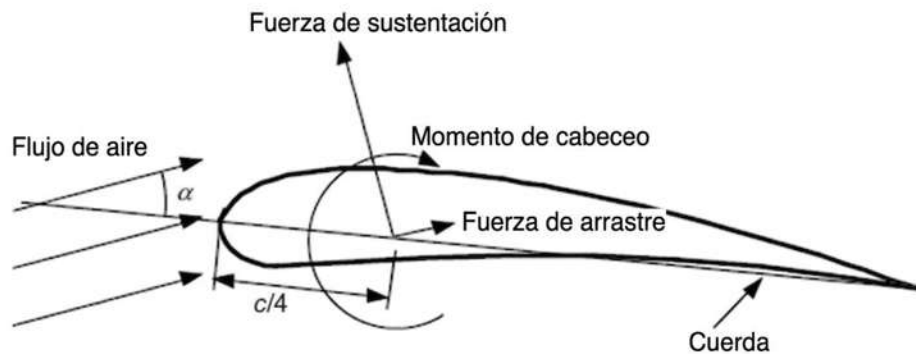


Figura 8.6. Fuerzas que actúan sobre el perfil aerodinámico [19].

La figura 8.6 muestra las fuerzas y el momento que resultan de las diferencias de presión a lo largo del perfil, actúan a lo largo de la cuerda a una distancia $c/4$ desde el borde de ataque (llamado también cuarto de cuerda).

La fuerza de sustentación (L): perpendicular a la dirección del flujo de viento libre, es consecuencia de la diferencia de presiones alrededor de las superficies superior e inferior del perfil aerodinámico.

La fuerza de arrastre (D): paralela a la dirección de flujo y perpendicular a la dirección de la sustentación, es resultado de las fuerzas de fricción viscosa en la superficie del perfil y a la diferencia de presiones en las superficies del perfil orientadas hacia y opuestas al flujo de viento libre.

Momento torsor: es el momento alrededor del eje perpendicular al plano de la sección transversal del perfil aerodinámico.

8.3.12 Flujo sobre el perfil aerodinámico y capa límite

La fuerza de arrastre debido a la presión, es el resultado de la componente de la distribución de presión neta en la dirección del flujo de aire. La fuerza de arrastre debido a la fricción, disipa energía en el campo de flujo y es una función de la viscosidad del fluido. El arrastre también provoca el desarrollo de dos regiones de flujo, la primera región se encuentra más lejos de la superficie del perfil aerodinámico, donde no son predominantes los efectos de fricción; la segunda región se encuentra inmediatamente adyacente a la superficie del perfil

aerodinámico, donde predominan los efectos de fricción, está región es conocida como capa límite.

En la capa límite, la velocidad parte de cero en la superficie del perfil aerodinámico, hasta llegar a la velocidad de flujo sin fricción fuera de la capa límite, es decir, existe un gradiente de velocidad a lo largo del espesor de la capa límite. En la región cercana al borde de ataque del perfil aerodinámico, el flujo en la capa límite es laminar, pero generalmente aguas abajo, el flujo tiende a ser turbulento debido a que la interacción entre fuerzas viscosas e inerciales no lineales provoca una transición hacia un flujo turbulento. La capa límite laminar provoca mucho menos fricción que la capa límite turbulenta.

El gradiente de presión también es significativo en el comportamiento de la capa límite, el gradiente de presión será favorable si es positivo en la dirección de flujo o adverso si es contrario al flujo. En un gradiente de presión adverso y con aportación adicional de la fricción superficial, el flujo en la capa límite puede detenerse o invertir su dirección. Esto provoca un desprendimiento de flujo sobre el perfil aerodinámico llamado pérdida o “stall” por su definición en inglés. Una capa límite turbulenta es menos sensible a un gradiente de presión adverso a comparación con una capa límite laminar, pero una vez separada del perfil aerodinámico, la sustentación disminuye. El perfil aerodinámico solo puede generar sustentación de manera eficiente, si la capa límite puede soportar las distribuciones de presión superficiales [19].

8.3.13 Teoría de Elemento de Pala

Esta teoría supone que las fuerzas que actúan sobre un elemento de pala pueden ser determinadas con un análisis aerodinámico bidimensional con un ángulo de ataque y una velocidad resultante que actúan sobre un plano transversal en la pala, también se ignoran los efectos tridimensionales. La figura 8.7, muestra el triángulo de velocidades que incide sobre el elemento de pala y las fuerzas que actúan sobre él [17].

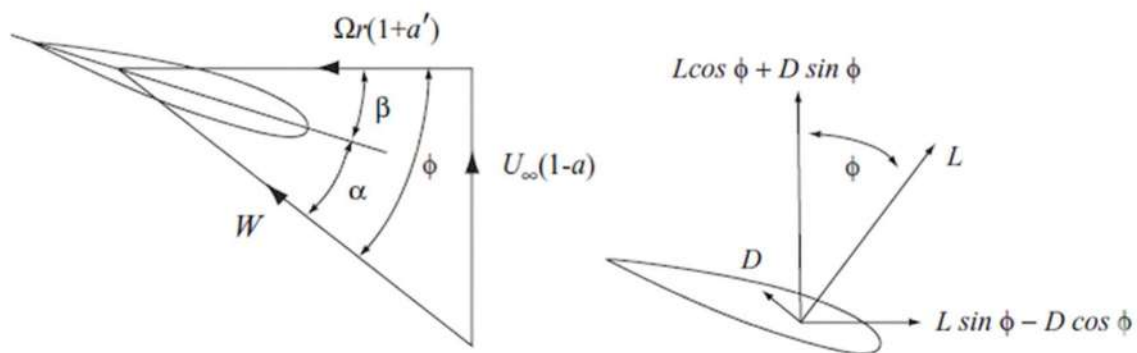


Figura 8.7. Velocidades y fuerzas en el elemento de pala [17].

El ángulo de ataque será determinado por las componentes de velocidad en una posición radial de la pala. Teniendo información sobre los coeficientes aerodinámicos C_l y C_d , característicos del perfil aerodinámico utilizado, a cierto ángulo de ataque, se pueden determinar las fuerzas que actúan sobre las palas para valores dados de a y a' .

Se considera una turbina con N palas con radio de punta R , cuerda c y ángulo de torsión β . La longitud de la cuerda y el ángulo de torsión pueden variar a lo largo de la longitud de la pala. Las palas rotan a una velocidad angular Ω , la velocidad del viento libre es U_∞ . La velocidad tangencial neta experimentada por el elemento de pala será la combinación entre la velocidad tangencial del elemento de pala Ωr y la velocidad tangencial de la estela $a'\Omega r$, es decir, $(1+a')\Omega r$.

Realizando trigonometría, es posible determinar la velocidad resultante sobre el elemento de pala como:

$$W = \sqrt{U_\infty^2(1-a)^2 + \Omega^2 r^2(1+a')^2} \quad \text{ec. 8.25}$$

Que actúa a un ángulo relativo ϕ del plano de rotación, formado entre el vector de velocidad de rotación y el vector de velocidad resultante W (ver figura 8.7).

El ángulo de ataque α está dado por:

$$\alpha = \phi - \beta$$

La fuerza de sustentación en una altura δr de cada pala, normal a la dirección de W , es por lo tanto

$$\delta L = \frac{1}{2} \rho W^2 c C_l \delta r \quad \text{ec. 8.26}$$

y la fuerza de arrastre paralela a W es:

$$\delta D = \frac{1}{2} \rho W^2 c C_d \delta r \quad \text{ec. 8.27}$$

La dirección de la sustentación y el arrastre se ilustra en la figura 8.7 mediante L y D respectivamente.

8.3.14 Teoría de Momento de Elemento de Pala (BEM)

Resulta complicado fabricar un rotor óptimo debido a que, si una pala de turbina eólica deja de operar a una relación de velocidad de punta diferente a la que se diseñó, entonces deja de ser "óptima". Esto es un problema de rendimiento, debido a que las turbinas están constantemente sometidas a cambios en velocidades de viento. Una solución común para esto, es utilizar un enfoque iterativo partiendo de un modelo no óptimo de pala y predecir, mediante las ecuaciones de las teorías

anteriores, el rendimiento de la pala incluyendo la rotación de estela, hasta conseguir un modelo adecuado.

El análisis de la teoría BEM parte de las ecuaciones obtenidas en las teorías de momento y de elemento de pala, y supone que se conoce la distribución de cuerdas y la distribución de torción de la pala. Los ángulos de ataque son obtenidos mediante relaciones adicionales. La teoría BEM iguala las expresiones de fuerza y momento obtenidas en las teorías de momento y elemento de pala, para derivar las condiciones de flujo para el diseño de una turbina [19].

De la teoría de momento tenemos que:

$$\delta T = \rho U_{\infty}^2 4a(1-a)\pi r \delta r \quad \text{ec. 8.28}$$

De la teoría de momento angular tenemos que:

$$\delta Q = 4a'(1-a)\rho U_{\infty} \pi r^3 \Omega \delta r \quad \text{ec. 8.29}$$

De la teoría de elemento de pala tenemos que el empuje δT es igual a la componente normal dF_N en un balance de fuerzas en el perfil aerodinámico

$$\delta T = dF_N = B \frac{1}{2} \rho W^2 (Cl \cos \phi + Cd \sin \phi) c \delta r \quad \text{ec. 8.30}$$

y también podemos expresar el torque δQ a partir del balance de fuerzas

$$\delta Q = B \frac{1}{2} \rho W^2 (Cl \sin \phi + Cd \cos \phi) c r \delta r \quad \text{ec. 8.31}$$

Donde B es el número de palas del rotor.

Si expresamos la velocidad relativa del viento W como función de la velocidad del viento libre, tenemos:

$$\delta T = \sigma' \pi \rho \frac{U_{\infty}^2 (1-a)^2}{\sin^2 \phi} (Cl \cos \phi + Cd \sin \phi) r \delta r \quad \text{ec. 8.32}$$

$$\delta Q = \sigma' \pi \rho \frac{U_{\infty}^2 (1-a)^2}{\sin^2 \phi} (Cl \sin \phi + Cd \cos \phi) r^2 \delta r \quad \text{ec. 8.33}$$

donde σ' es la solidez local, una medida del espacio bloqueado por las palas en el flujo de viento

$$\sigma' = \frac{Bc}{2\pi r} \quad \text{ec. 8.34}$$

Antes de relacionar las ecuaciones de momento y empuje, es necesario hacer una consideración igualando Cd a cero, hacer esto simplifica los cálculos y tiene un efecto despreciable para perfiles aerodinámicos con bajos coeficientes de arrastre.

Con esta simplificación e igualando las ecuaciones de torque de las teorías de momento y elemento de pala tenemos:

$$a'/(1 - a) = \sigma' Cl / (4\lambda_r \sin\phi) \quad \text{ec. 8.35}$$

Ahora igualando las ecuaciones de empuje:

$$a/(1 - a) = \sigma' Cl \cos\phi / (4\sin^2\phi) \quad \text{ec. 8.36}$$

A partir de estas ecuaciones, con ayuda de operaciones algebraicas y trigonométricas, podemos obtener algunas expresiones útiles:

$$Cl = 4\sin\phi \frac{\cos\phi - \lambda_r \sin\phi}{\sigma'(\sin\phi + \lambda_r \cos\phi)} \quad \text{ec. 8.37}$$

$$a/(1 - a') = \sigma' Cl / (4\cos\phi) \quad \text{ec. 8.38}$$

$$a/a' = \lambda_r / \tan\phi \quad \text{ec. 8.39}$$

$$a = 1/[1 + 4\sin^2\phi / (\sigma' Cl \cos\phi)] \quad \text{ec. 8.40}$$

$$a' = 1/[(4\cos\phi / \sigma' Cl) - 1] \quad \text{ec. 8.41}$$

8.3.15 Método de solución iterativo con teoría BEM

Manwell [19], propone un método de diseño iterativo de solución para a y a' con el que se puede obtener un diseño de rotor eólico aerodinámicamente adecuado. El método comienza suponiendo valores arbitrarios de a y a' , y mediante las ecuaciones de la teoría BEM, se resuelven las condiciones de flujo y se obtienen nuevos valores de los factores a y a' . Los pasos de este método, son los siguientes:

1. Suponer un valor de a y a' .
2. Calcular el ángulo relativo de viento ϕ .
3. Calcular el ángulo de ataque α mediante la expresión $\alpha = \phi - \beta$.
4. Actualizar los valores obtenidos de a y a' con las ecuaciones de la teoría BEM.

Se repetirá este proceso hasta obtener valores de residuales adecuados de a y a' respecto a la iteración anterior.

8.4 Dinámica de fluidos computacional (CFD)

La Dinámica de Fluidos Computacional (CFD) se define como el análisis de sistemas que involucran flujo de fluidos, transferencia de calor y fenómenos asociados, tales como reacciones químicas, mediante el uso de simulaciones basadas en computadora. Esta disciplina emplea algoritmos numéricos para abordar problemas de flujo, consolidándose como una herramienta esencial en la investigación, diseño y manufactura industrial contemporánea. En algunos casos, el requerimiento computacional será elevado dependiendo de la complejidad de la solución. Discretizando el modelo se puede aproximar un medio continuo en un número finito de puntos que faciliten el cálculo de las ecuaciones gobernantes.

Estructuralmente, cualquier entorno de simulación CFD consta de tres componentes fundamentales: un preprocesador, un solucionador y un postprocesador. En la etapa de preprocesamiento, se define la geometría del dominio computacional y se genera una malla, subdividiendo el dominio en volúmenes de control o celdas no solapadas. El solucionador integra las ecuaciones de gobierno del flujo sobre estos volúmenes y las discretiza en un sistema de ecuaciones algebraicas que se resuelven mediante métodos iterativos. Una característica distintiva de este método es que expresa la conservación exacta de propiedades relevantes para cada celda, estableciendo un vínculo claro entre el algoritmo numérico y los principios físicos de conservación subyacentes. Las leyes que describen el flujo de fluidos son la conservación de masa o ecuación de continuidad, la cantidad de movimiento y energía.

El uso del CFD ofrece ventajas competitivas, incluyendo la reducción de costos y plazos de desarrollo, la capacidad de simular condiciones peligrosas o extremas y la obtención de un nivel de detalle prácticamente ilimitado en los resultados. Es imperativo reconocer que el CFD no es un sustituto de la experimentación, sino una herramienta complementaria cuya validez depende de una validación rigurosa frente a datos experimentales.

8.4.1 Ecuación de continuidad

En un sistema cerrado, la masa se debe conservar. Considerando un volumen de control donde se permite la transferencia de masa a través de la superficie de control, el principio de conservación requiere que la tasa de cambio de masa dentro del volumen de control sea igual al flujo de masa que cruza la superficie del volumen de control, o sea, cero. La ecuación de continuidad, se expresa de la siguiente manera [20]:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \vec{v}) = 0 \quad (\text{ec. 8.42})$$

8.4.2 Ecuación de conservación de cantidad de movimiento

La variación de la cantidad de movimiento de un fluido, se debe a las fuerzas que actúan sobre él. Esta ecuación deriva de los principios físicos que describió Newton.

Al evaluar la ley de viscosidad y considerando los esfuerzos de Newton en función de las velocidades, se obtienen ecuaciones que funcionan para flujos laminares. Para agregar el comportamiento de turbulencia, se definen estas ecuaciones con un valor promedio de velocidad más un valor instantáneo ($\bar{u} + u'$). El termino $\bar{u}$ se asocia con un comportamiento estacionario constante en el tiempo, mientras que u' se asocia al fenómeno turbulento, por lo tanto, tiene una presencia despreciable en flujos laminares.

Con estas consideraciones y haciendo un arreglo algebraico, las ecuaciones de cantidad de movimiento se muestran como [20]:

$$\begin{aligned}\rho g_x - \frac{\partial p}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{xx}}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{yx}}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{zx}}{\partial z} &= \rho \left(\frac{\partial u}{\partial t} + u \frac{\partial u}{\partial x} + v \frac{\partial u}{\partial y} + w \frac{\partial u}{\partial z} \right) \\ \rho g_y - \frac{\partial p}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{xy}}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{yy}}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{zy}}{\partial z} &= \rho \left(\frac{\partial v}{\partial t} + u \frac{\partial v}{\partial x} + v \frac{\partial v}{\partial y} + w \frac{\partial v}{\partial z} \right) \\ \rho g_z - \frac{\partial p}{\partial z} + \frac{\partial \tau_{xz}}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{yz}}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{zz}}{\partial z} &= \rho \left(\frac{\partial w}{\partial t} + u \frac{\partial w}{\partial x} + v \frac{\partial w}{\partial y} + w \frac{\partial w}{\partial z} \right)\end{aligned}\quad (\text{ec. 8.43})$$

$$\begin{bmatrix} \sigma'_x & \tau'_{xy} & \tau'_{xz} \\ \tau'_{yx} & \sigma'_y & \tau'_{yz} \\ \tau'_{zx} & \tau'_{yz} & \sigma'_z \end{bmatrix} = -\rho \begin{bmatrix} \overline{u'u'} & \overline{v'u'} & \overline{w'u'} \\ \overline{u'v'} & \overline{v'v'} & \overline{w'v'} \\ \overline{u'w'} & \overline{v'w'} & \overline{w'w'} \end{bmatrix}\quad (\text{ec. 8.44})$$

El tensor de esfuerzos mostrado en la ec. 8.44, es una matriz que permite describir la distribución de los esfuerzos internos normales y de corte que actúan sobre un cuerpo de volumen definido. En los fluidos este volumen puede ser una partícula o un volumen finito. El tensor de Reynolds representa los esfuerzos producidos por las fluctuaciones turbulentas. Puede interpretarse como la parte del momento contenido en las fluctuaciones turbulentas.

8.4.3 Ecuaciones de Navier Stokes

Las ecuaciones de Navier Stokes definen el comportamiento de los fluidos en movimiento sometidos a fuerzas tanto externas como internas, predicen como se mueve un fluido en el espacio y el tiempo.

Se obtienen a partir de la ecuación de cantidad de movimiento, sustituyendo la ecuación de continuidad; además aplicando una condición de incompresibilidad, es decir,

$$\nabla \cdot V = 0 \quad (\text{ec. 8.45})$$

Agregando, además los esfuerzos viscosos mediante la consideración de un fluido newtoniano para flujos incompresibles,

$$\tau_{yz} = \tau_{zy} = \mu \left(\frac{\partial v}{\partial z} + \frac{\partial w}{\partial y} \right) \quad (\text{ec. 8.46})$$

Con las operaciones anteriores, se obtienen las ecuaciones de Navier-Stokes que describen la cantidad de movimiento de un fluido newtoniano con densidad y viscosidad constantes [20]:

$$\begin{aligned} \rho g_x - \frac{\partial p}{\partial x} + \mu \left(\frac{\partial^2 u}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 u}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 u}{\partial z^2} \right) &= \rho \frac{du}{dt} \\ \rho g_y - \frac{\partial p}{\partial y} + \mu \left(\frac{\partial^2 v}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 v}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 v}{\partial z^2} \right) &= \rho \frac{dv}{dt} \\ \rho g_z - \frac{\partial p}{\partial z} + \mu \left(\frac{\partial^2 w}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 w}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 w}{\partial z^2} \right) &= \rho \frac{dw}{dt} \end{aligned} \quad (\text{ec. 8.47})$$

8.4.3 Modelo de turbulencia

Los modelos de turbulencia son procedimientos de cálculo para el cierre de sistemas de ecuaciones promediadas. Pueden ser clasificados como modelos de viscosidad turbulenta (Eddy Viscosity Models, EVM) y modelos de esfuerzos cortantes de Reynolds (Reynolds Stress Models, RSM). Dentro de los EVM se encuentran modelos de cero, una y dos ecuaciones, lo que hace referencia al número de ecuaciones adicionales para cerrar el problema de turbulencia.

Es importante mencionar que ningún modelo de turbulencia es aceptado como solución para todos los problemas fluídicos. La elección del modelo depende de las consideraciones del tipo de análisis de fluido, nivel de precisión requerido, los recursos computacionales disponibles y la cantidad de tiempo disponible para la simulación. La correcta elección de modelo se ve directamente reflejada en la confiabilidad de los resultados que se obtengan.

8.4.5 Modelo $k - \omega$ SST

Para flujos de gradiente de presión adversa, el modelo SST [21] es el más preciso y confiable debido a que incluye todos los refinamientos de los modelos $k - \omega$ existentes y además involucra el transporte de esfuerzos cortantes por turbulencia en el cálculo de la viscosidad turbulenta.

El modelo se concentra en calcular la energía cinética turbulenta k y la tasa de disipación específica de energía turbulenta ω , cuyas ecuaciones son, respectivamente:

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho k u_i)}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\Gamma_k \frac{\partial k}{\partial x_j} \right) \right] + G_k - Y_k + S_k \quad (\text{ec. 8.48})$$

$$\frac{\partial(\rho \omega)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho \omega u_i)}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\Gamma_\omega \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right) \right] + G_\omega - Y_\omega + S_\omega \quad (\text{ec. 8.49})$$

El primer término de las ecuaciones representa el cambio de disipación de energía cinética turbulenta en función del tiempo, si el problema no depende del tiempo, este término se elimina. El segundo término calcula la tasa de disipación de energía cinética turbulenta en las direcciones en que se produzca el movimiento del fluido. El tercer término se conoce como difusividad efectiva y se representa con la letra Γ , cuantifica en base a la viscosidad, como se produce el transporte del fluido en el movimiento del mismo. El término G , representa la producción de disipación de energía cinética turbulenta. En este término se encuentra implícito la tasa de producción de esfuerzos cortantes del fluido. Y representa la disipación de energía turbulenta del fluido. Por último, S es la disipación de energía cinética turbulenta de fenómenos no considerados por el modelo y son modificados por el usuario para obtener resultados más precisos.

8.5 Empuje de chorro de velocidad

La medición del rendimiento del FIA se puede realizar mediante una adaptación de la ecuación de empuje de cohete. El empuje de cohete es la fuerza de reacción producida por la expulsión de propelente a altas velocidades en el sistema de propulsión y actúa sobre la estructura de un vehículo propulsado [22]. Otros ejemplos simples de este fenómeno es el empuje hacia atrás de una manguera de jardín o el retroceso de la detonación de un arma.

El cálculo del empuje parte del momento, que se define como el producto de la masa por su velocidad. El momento se asocia fácilmente con la propulsión, donde se expulsa cantidades relativamente pequeñas de masa de propelente.

El empuje puede expresarse de la siguiente manera, considerando constante la velocidad de salida, uniforme y axial [22].

$$F = \frac{d(mv_2)}{dt} = \dot{m}v_2 \text{ (a nivel del mar)} \quad (\text{ec. 8.50})$$

Esta fuerza es la fuerza de empuje total en condiciones en las que la presión de salida es igual a la presión del ambiente.

La presión del fluido externo da lugar al segundo componente de la ecuación de empuje. El empuje axial se determina integrando las presiones que actúan sobre áreas con una proyección en el plano normal al eje de la tobera.

Considerando una geometría de tobera fija y la variación de la presión del ambiente debido al cambio de altitud durante el vuelo del cohete, el empuje total para un flujo uniforme sobre el área de salida será:

$$F = \dot{m}v_2 + (p_2 - p_3)A_2 \quad (\text{ec. 8.51})$$

El primer término es el empuje de momento, dado por el producto del flujo másico del propulsante y la velocidad de escape. El segundo término representa el empuje por presión, que consiste en el producto del área transversal en la salida de la tobera A2 (donde el chorro de escape sale del vehículo) y la diferencia entre la presión del fluido en la salida y la presión del ambiente.

La figura 8.8 muestra la forma de una cámara de cohete, nótese la forma de tobera en la salida, la cual es muy similar en geometría a la zona de inducción en las secciones 2D de la IB. La figura 8.8 también muestra la distribución de presiones en la superficie externa e interna de la cámara.

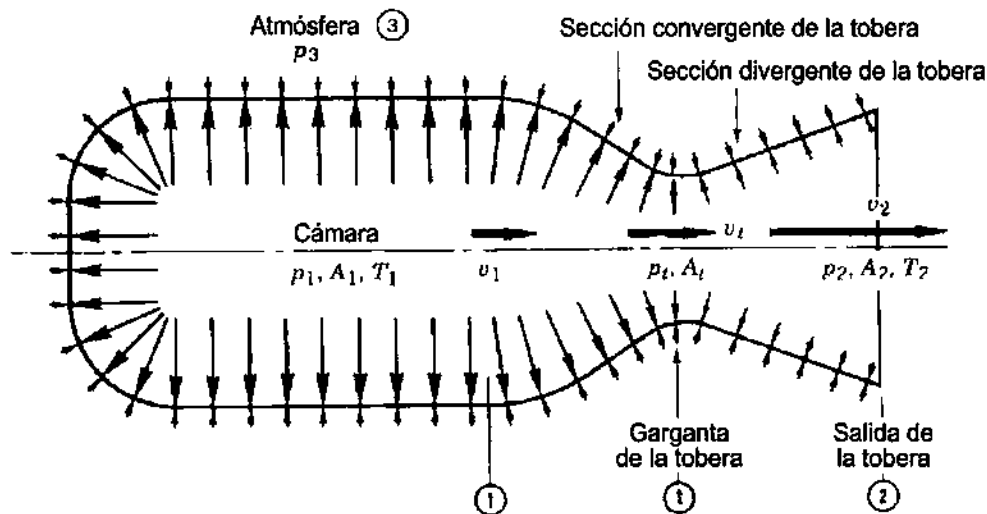


Figura 8.8. Diagrama de una cámara de cohete típica [22].

De la ecuación 8.51 puede observarse que cuando la presión de salida sea menor que la presión del ambiente, el empuje de presión será negativo, lo cual es indeseable debido a que causa un menor empuje. Es por esto que, en el diseño de toberas, se busca que las presiones del escape sean iguales o superiores a la presión del ambiente.

En el vacío (sin atmosfera), $p_3=0$ y se encuentra el máximo empuje de presión:

$$F = \dot{m}v_2 + p_2A_2 \quad (\text{ec. 8.52})$$

El primer término es el empuje de momento, dado por el producto del flujo másico del propulsante y la velocidad de escape. El segundo término representa el empuje por presión, que consiste en el producto del área transversal en la salida de la tobera A2 (donde el chorro de escape sale del vehículo) y la diferencia entre la presión del gas en la salida y la presión ambiental del fluido (p_2 solo puede diferir de p_3 en los escapes de toberas supersónicas).

8.6 Turbinas pequeñas y condición de arranque

Según la norma internacional IEC 61400-2 para turbinas eólicas [23], una turbina eólica de eje horizontal pequeña es aquella con un área de barrido de rotor menor a 200 m^2 , correspondiendo a una potencia nominal aproximada de hasta 50 kW. Dentro de las turbinas eólicas pequeñas, existen subcategorías según su radio y potencia [24]:

- Micro-turbinas: Con un área de barrido no mayor a 2 m^2 , con una potencia correspondiente a 500 W.
- Rango Medio: Con un radio aproximado de 2.5 m y una potencia aproximada de 0.5-5 kW.
- Mini-turbinas: Con radio aproximado de 5 m y potencia de 20-50 kW.

Las turbinas eólicas pequeñas trabajan a Re bajos, lo que influye en su comportamiento aerodinámico. No es común que a las turbinas pequeñas se les agregue control de pitch o sistemas de orientación electrónicos debido a la relación costo-beneficio. Uno de los retos más grandes a vencer es el torque resistivo que la turbina pequeña debe vencer para arrancar.

Prestar atención al desempeño de las pequeñas turbinas en el arranque es especialmente importante debido a que, el torque resistivo que la turbina tiene que vencer para comenzar a girar, aumenta relativamente a medida que el torque que genera la turbina disminuye. El torque que produce una turbina está relacionado con el tamaño del diámetro del rotor, por lo tanto, mientras más pequeña sea una turbina, el torque resistivo será un obstáculo más grande.

Wood [24] establece otras dos razones para poner atención en el arranque en turbinas eólicas pequeñas. La primera es, que las turbinas pequeñas son muchas veces instaladas cerca de la carga que alimentan, lo que puede no ser un lugar con un recurso eólico bueno.

La segunda, es que el diseño de turbinas convencional presentará ángulos de ataque muy altos en condiciones de arranque, donde la dirección del viento ya no será determinada por un triángulo de velocidades como en la teoría de elemento de pala, si no que la única corriente involucrada será la del viento libre. Esto puede entenderse mejor considerando que en condiciones de arranque, el álabe se encuentra estático, es decir, no existe rotación y por lo tanto no hay velocidad de rotación para generar el triángulo de velocidades y que se genere una velocidad relativa con un ángulo de ataque más favorable. Los ángulos de ataque altos provocan números de Reynolds bajos, lo que dificulta la generación de sustentación

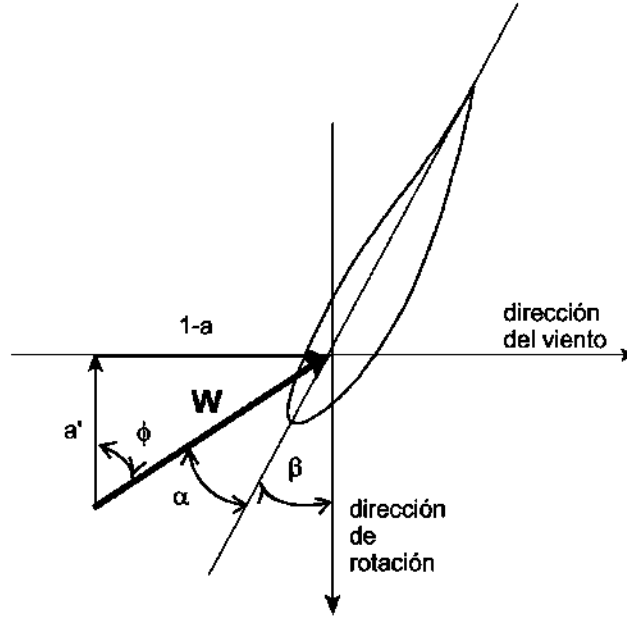


Figura 8.9. Direcciones del viento sobre un perfil aerodinámico de turbina eólica [24].

para que rote la turbina La figura 8.9 ilustra la dirección del viento libre sobre un elemento de pala, y se muestra la comparación con las velocidades en condiciones de operación.

8.6.1 Torque de arranque

Para entender la condición de arranque es necesario mostrar los modelos matemáticos para el torque generado en cada elemento de pala.

El torque nominal para cada elemento de pala es dado por la teoría de momento angular (ec. 8.21) y puede reescribirse de la siguiente manera [24].

$$\frac{dQ}{dr} = \frac{1}{2} \rho N W^2 c (C_l \sin \phi - C_d \cos \phi) r \quad (\text{ec. 8.53})$$

Si asumimos que los valores de a y a' son tan pequeños que son irrelevantes podemos asumir con ayuda de la figura 8.9 que:

$$\phi \approx \frac{\pi}{2}, \quad \alpha \approx \frac{\pi}{2} - \beta \quad \text{y} \quad \sin \alpha \approx \cos \beta \quad (\text{ec. 8.54})$$

Si sustituimos estos valores en la ec. 8.53 encontramos que solo la sustentación genera torque en condiciones de arranque. A partir de estas consideraciones y el triangulo de velocidades, para un elemento infinitesimal del álabe, el torque de arranque es:

$$\frac{dQ_s}{dr} = \frac{1}{2} \rho N W^2 c r \sin(2\beta) \quad (\text{ec. 8.55})$$

Wood determina la ecuación para el torque de arranque Q_s , partiendo de la ecuación 8.55 e integrando desde el radio del hub (r_h) hasta el radio del álabe (R); reemplaza la velocidad W por U_∞ debido a la condición estática del álabe; y normaliza todas las longitudes (dividiendo) por el radio R , resultando en

$$Q_s = \frac{1}{2} \rho N U_\infty^2 R^3 I_{cp} \quad (\text{ec. 8.56})$$

Donde I_{cp} es la «integral de cuerda de pitch»:

$$I_{cp} = \int_{r_h}^1 i_{cp} dr = \int_{r_h}^1 c r \sin(2\beta) dr \quad (\text{ec. 8.57})$$

r_h es el inicio de la sección aerodinámica del álabe partiendo desde el hub,

cr es la cuerda radial óptima para extracción de potencia:

$$cr = \frac{16\pi}{9N\lambda_p^2 C_{l,max}} \quad (\text{ec. 8.58})$$

Para una pala diseñada con teoría BEM para producir la potencia óptima, cr es constante. Por lo tanto, en la integral de la ec. 8.57, su valor crecerá si crece el ángulo de torsión β . Por lo tanto, la mayor contribución del torque de arranque se genera cerca del hub, donde se encuentran los valores más elevados de β .

9. Metodología de Investigación

En esta sección se detalla la metodología empleada para la presente investigación. En la figura 9.1, se muestran mediante un diagrama de flujo, las etapas de la metodología.

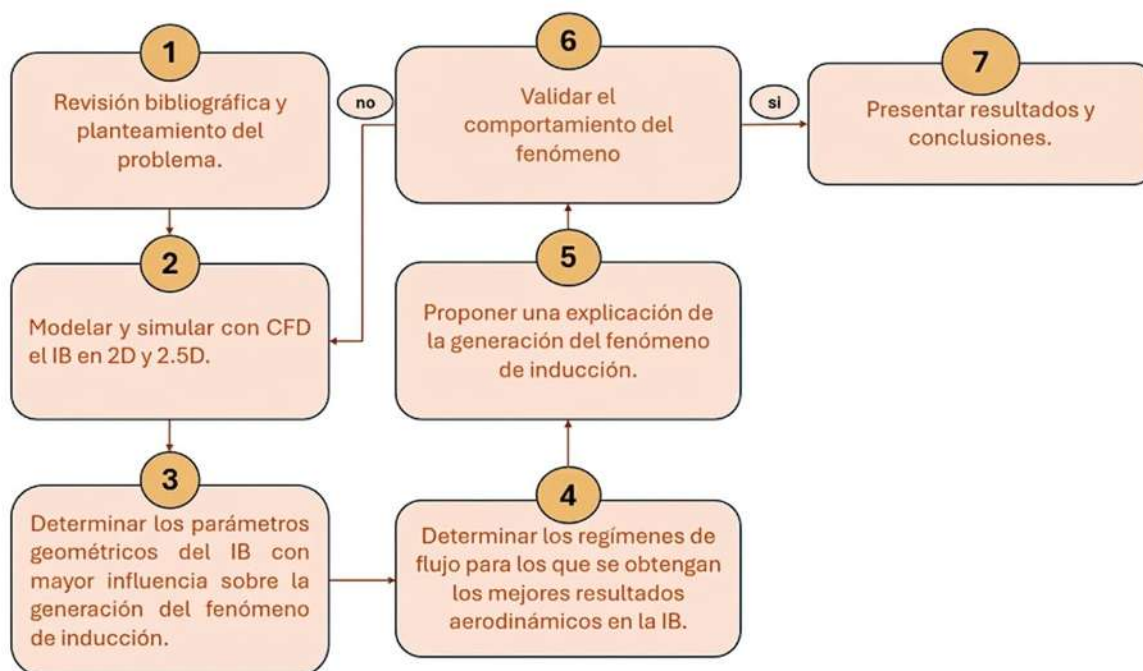


Figura 9.1. Diagrama de flujo de la metodología del proyecto.

9.1 Revisión bibliográfica: Características de la turbina de inducción base

A continuación, se detallan las características de la turbina de álabes IB que se tomó como referencia para esta investigación.

La turbina de inducción aerodinámica base es una micro-turbina eólica de eje horizontal (HAWT, por sus siglas en inglés). Sus características principales se muestran en la tabla 9.1.

Tabla 9.1. Características de la turbina de inducción base.

Potencia nominal (P)	50 W
Radio de rotor (R)	0.62 m
Número de aspas (N)	3
Velocidad de viento nominal (U_{∞})	8 m/s
Relación de velocidad de punta (λ)	9

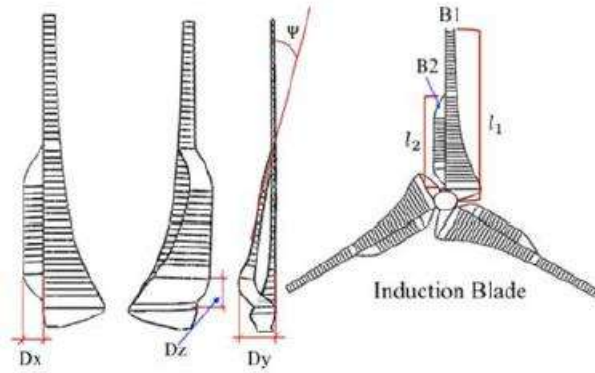


Figura 9.2. Diagrama del álabe IB.

Los álaves IB que conforman el rotor se componen de dos cuerpos principales tal como se muestra en la figura 9.2:

- El álabe primario (B1): Es el cuerpo principal discretizado por 50 secciones. La cuerda (c) y el ángulo de torsión (β) de cada sección son proporcionados mediante un diseño con teoría BEM para una máxima extracción de potencia. La longitud de este álabe se define como l_1
- El álabe secundario (B2): Conformado por una réplica de las primeras secciones aerodinámicas de B1, desde la raíz hasta una longitud l_2 que representa $1/3$ de l_1 .

La ubicación espacial de B2 es proporcionada por los parámetros de posición D_x , D_y y D_z , el origen de estas distancias es el borde de ataque de la primera sección de B1 sobre los ejes x , y , z . La posición de B2 es completada por el ángulo de inducción (ψ), formado por la inclinación de B2 respecto a B1; y el ángulo γ establecido sobre el eje z en dirección contraria a las manecillas del reloj para evitar que B2 sea paralelo a B1. Los valores de los parámetros de diseño anteriores se muestran en la tabla 9.2.

Tabla 9.2. Parámetros de diseño del álabe IB.

D_x	0.019 m
D_y	0.02 m
D_z	0.02 m
l_1	0.31 m
l_2	0.1 m
ψ	8°
γ	8°

9.2 Modelado y simulación con CFD del álabe IB, DR y Tradicional en 2D

En esta sección se generan los modelos 2D de las aspas de inducción, se establecen las condiciones de frontera y las configuraciones de solución adecuadas para representar de la manera más aproximada el FIA. Estas simulaciones son útiles para generar información acerca del comportamiento del fluido sobre el IB con variaciones en sus parámetros geométricos.

Las simulaciones de la presente investigación se realizaron con el programa ANSYS 19.2 versión estudiantil.

9.2.1 Modelo y Dominio 2D en condiciones de arranque

Para las simulaciones 2D únicamente se considerará la zona de inducción, es decir, la zona del agujero característico entre el perfil primario y el secundario. Para el análisis 2D se eligen las secciones transversales 6, 9, 14 y 18 de la IB (ver figura 9.3), para analizar el comportamiento del fluido alrededor y entre los dos perfiles que conforman la zona de inducción. Como referencia, también se considera la sección 9 de un álabe de Doble Raíz (DR), es decir, con una posición del segundo perfil totalmente paralela a la del primer perfil; y la de un álabe tradicional, es decir, sin doble perfil aerodinámico. La figura 9.4 muestra las secciones analizadas de la IB y la sección 9 de la IB, DR y álabe tradicional. Las características geométricas de las diferentes secciones analizadas del álabe de inducción, doble raíz y tradicional, se muestran en la tabla 9.3.

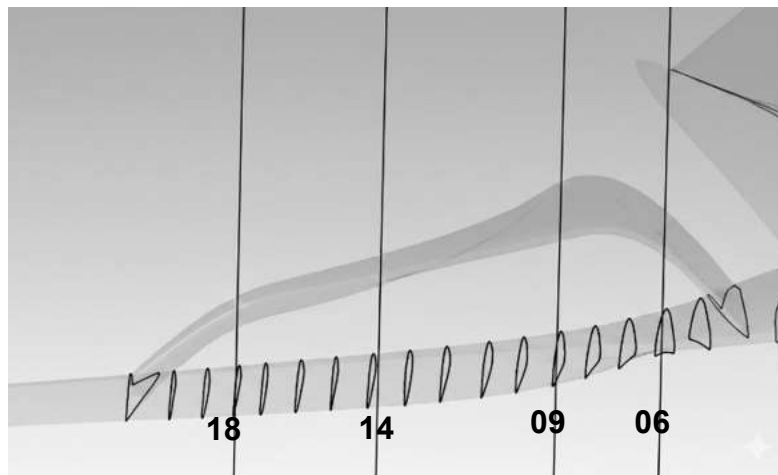


Figura 9.3. Secciones de la zona de inducción elegidas para el análisis 2D.

Los análisis 2D de perfiles aerodinámicos en la literatura [10], [11], [12], [13], [14], generalmente representan el flujo de viento en dirección frontal al perfil, es decir, dirigido horizontalmente hacia el borde de ataque. Esta condición de dirección de flujo es correcta para representar el flujo real al que están sometidos los aviones, incluso es una buena consideración si se requiere únicamente probar el desempeño aerodinámico de un perfil. Sin embargo, la condición de flujo frontal no es adecuada

si se desea representar el flujo real al que operan las turbinas eólicas en condiciones de arranque, es decir, antes de que comience a girar el rotor de una turbina eje horizontal. A diferencia de los perfiles aerodinámicos en las alas de un avión que operan con el viento libre dirigido hacia el borde de entrada del perfil, en las turbinas eólicas horizontales el viento libre se dirige hacia el intradós del perfil en condiciones de arranque.

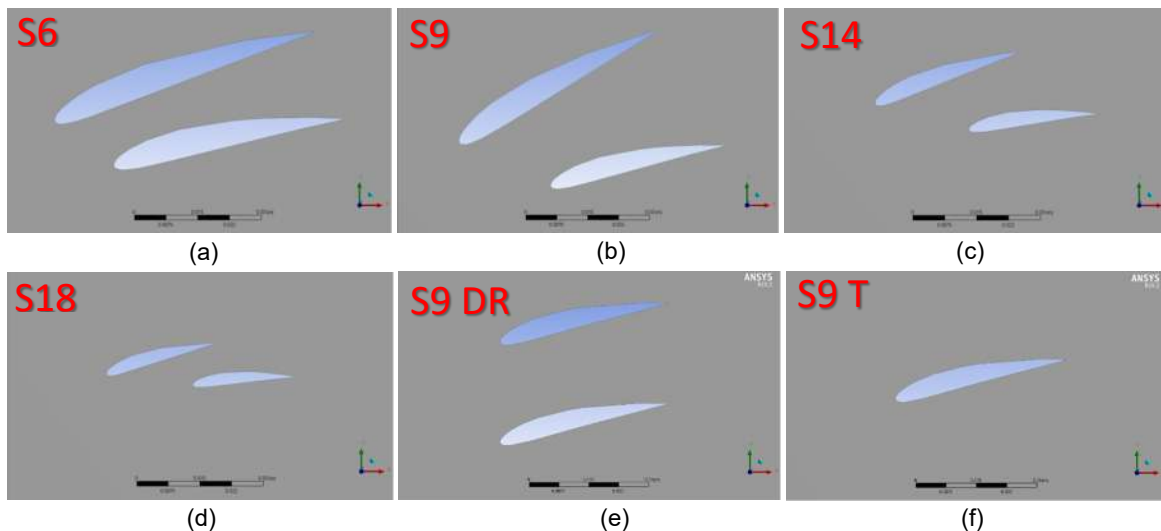


Figura 9.4. Secciones (a) 6, (b) 9, (c) 14, (d) 18 del álabe de inducción (IB); sección 9 del álabe (e) Doble Raíz (DR) y (f) Tradicional.

Tabla 9.3. Características geométricas de las secciones transversales.

Sección	Perfil Primario		Perfil Secundario		Distancia horizontal entre bordes de ataque (m)
	Cuerda (m)	Ángulo de ataque	Cuerda (m)	Ángulo de ataque	
6	0.0554	70.58°	0.0649	71.04°	0.0139
9	0.0431	76.95°	0.0549	60.37°	0.0220
14	0.0305	82.96°	0.0360	70.32°	0.0220
18	0.0246	85.58°	0.0272	74.22°	0.0204
9 Doble Raíz	0.0431	76.95°	0.0431	76.95°	0
9 Tradicional	0.0431	76.95°	N/A	N/A	N/A

Benim et al. [15], propone en su análisis 2D una configuración que representa el viento sobre una turbina HAWT con el flujo de viento libre incidiendo hacia el intradós, esta investigación se toma como referencia para establecer el dominio computacional. El dominio creado para el presente análisis es de área rectangular con dimensiones 1.8 m de largo y 1 m de ancho considerando que la entrada de flujo se establece como el borde inferior del dominio mostrado en la figura 9.5.

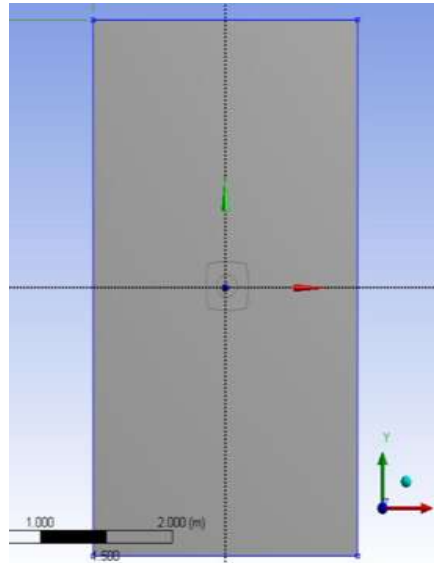


Figura 9.5. Dominio computacional del modelo 2D.

9.2.1.1 Generación de malla 2D y análisis de independencia de malla

La discretización del dominio rectangular debe estructurarse de manera diferente a la de un dominio para un solo perfil para igualmente conseguir una malla con buena resolución sin exceder en demasía el número de elementos. La malla se estructura de manera similar a Benim et al. [15] con diferencias en el método de acoplamiento de los nodos en las zonas de transición de las superficies de control de malla.

El dominio se divide en tres superficies, la primera, un área circular que encierra los perfiles primario y secundario; la segunda, un área afuera del círculo que sirve de transición entre el dominio cuadrado y el área circular; y la tercera que está conformada por el resto del dominio fuera del área de transición. La malla del dominio se muestra en la figura 9.6.

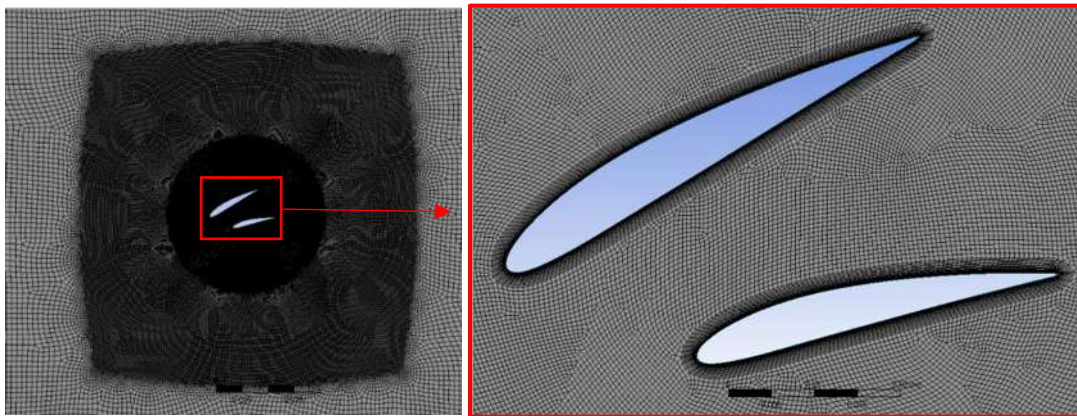


Figura 9.6. Malla del dominio 2D en la zona externa a los perfiles aerodinámicos y zona de inducción y capa límite de los perfiles.

El tamaño de elemento seleccionado para el dominio general es de 5×10^{-3} m; para el área de transición entre el círculo y el dominio cuadrado, se tiene un tamaño de elemento de 1×10^{-3} m; y 5×10^{-4} m para el área circular. El objetivo de estas simulaciones 2D es analizar el área de inducción, es por esto que el área de mayor refinamiento sea el círculo que encierra ambos perfiles. También se generó un mallado de capa límite alrededor de los perfiles, con espesor de la primera capa calculado en 3.25×10^{-5} m, para capturar de manera correcta los gradientes cerca de las paredes y mantener un y^+ menor a 1.

Con estas configuraciones de malla se generan un total de 431,278 elementos, en su mayoría cuadriláteros, con un skewness máximo de 0.83 y un promedio de 0.004632.

El análisis de independencia de malla se realizó tomando como criterio los coeficientes de arrastre y sustentación de ambos perfiles aerodinámicos. En las gráficas de la figura 9.7, se muestra un comportamiento asintótico a partir de los 431,278 elementos.

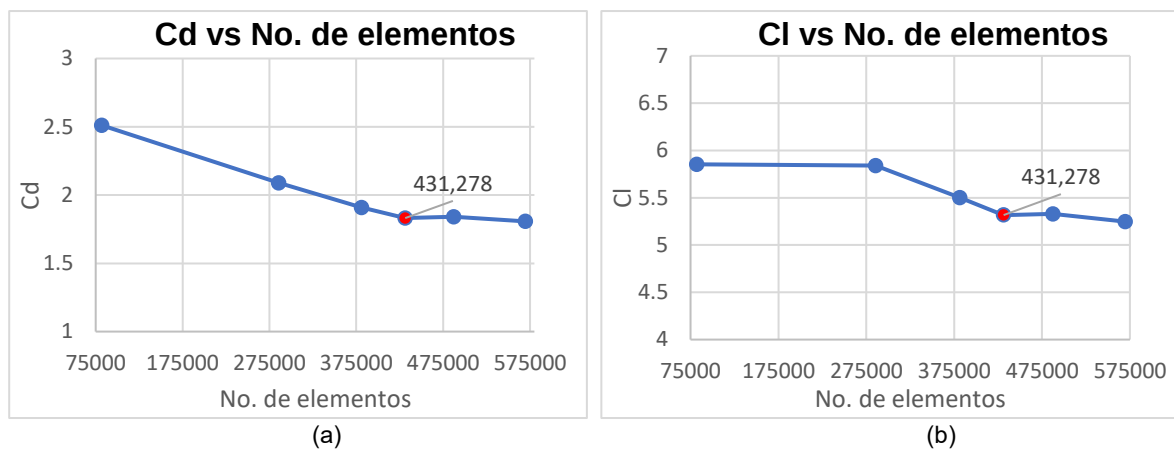


Figura 9.7. Gráficas de independencia de malla del modelo 2D para (a) C_d y (b) C_l .

9.2.1.2 Condiciones de frontera del modelo 2D y propiedades del fluido

La velocidad de entrada se establece en el borde inferior del dominio con un valor de 8 m/s, la cual es una velocidad de viento libre típica para turbinas eólicas de baja potencia, además de que es la velocidad de diseño de la turbina IB. El borde superior del dominio se establece como salida "outflow" para permitir que se desarrolle libremente el flujo al salir y no tenga repercusiones en el campo de presiones aguas arriba. A las paredes del dominio se les establece una condición de simetría (symmetry) para evitar un factor de bloqueo. Los contornos de los perfiles primario y secundario se establecen con condición de pared (wall).

La viscosidad dinámica del aire se considera de $1.7894 \times 10^{-5} \text{ kg/m} \cdot \text{s}$ con una densidad de 1.225 kg/m^3 .

9.2.2 Configuraciones de solución del modelo 2D

El modelo de turbulencia seleccionado es el SST $k-\omega$, el cual es muy utilizado en simulaciones de perfiles aerodinámicos debido a su efectividad para predecir la turbulencia cercana a las paredes de los perfiles aerodinámicos. Es particularmente útil en este caso, debido a que el enfoque que se requiere es la zona de inducción, un área muy cercana a las paredes de los perfiles.

En los métodos de solución del software se selecciona un esquema “Coupled” de acoplamiento presión-velocidad que aumenta el tiempo de solución, pero mejora la precisión. En cuanto a la discretización espacial, se establece un método basado en los nodos Green-Gauss debido a que la distribución de elementos en la transición entre áreas de control de malla no tiene una tendencia lineal. El método para la solución del campo de presión se establece como estándar con el momento, energía cinética turbulenta (k) y la rapidez de disipación específica (ω) se establecen de primer orden. El solucionador Fluent se configura para resolver con 10 CPUs y doble precisión.

9.3 Determinación de Gradientes de Velocidad y Presión en Zona de Inducción en Condición de Arranque

Con las simulaciones terminadas, es posible obtener los gradientes característicos del FIA mediante herramientas de posprocesamiento. Se establecen tres líneas distribuidas a lo largo de la zona de inducción; la línea 1 se traza desde el borde de ataque del perfil primario hasta el borde de ataque del perfil secundario; la línea 2 se ubica en el punto más estrecho de la zona de inducción, se traza desde el punto de espesor máximo del perfil primario hasta el perfil secundario perpendicular con la cuerda de este; la línea 3 se traza desde el borde de salida del perfil primario hasta el borde de salida del perfil secundario. La figura 9.8 muestra la ubicación de estas líneas.

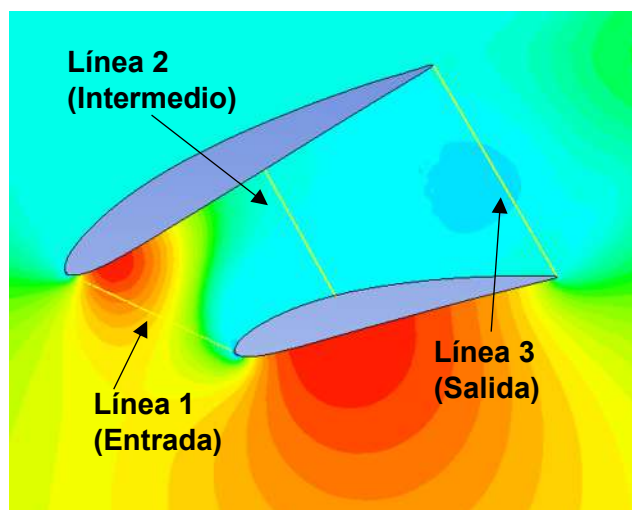


Figura 9.8. Líneas para análisis de gradientes en zona de inducción en condiciones de arranque.

9.4 Determinación del Rendimiento Aerodinámico del Álabes de Inducción, Doble Raíz y Tradicional en Condiciones de Arranque

Para obtener el rendimiento aerodinámico se establecen monitores de coeficientes de sustentación (C_l) y coeficientes de arrastre (C_d) para cada perfil aerodinámico en cada sección analizada de los álabes de Inducción, de Doble Raíz y Tradicional. Las magnitudes de C_l no son por si solas indicadoras de un buen desempeño aerodinámico, debe tomarse en cuenta también la proporción de C_d . No es de ayuda un valor alto de sustentación si el valor de arrastre es igual o más alto. Es por esto que se calcula también la relación C_l/C_d como indicador del rendimiento de los perfiles aerodinámicos.

9.5 Modelado y simulación con CFD del álabes IB en 2.5D

Con el fin de medir el aporte del característico chorro de velocidad o “jet” sobre los álabes de inducción, se calcula la fuerza aerodinámica de ambos perfiles del álabes IB y la fuerza del jet entre ambos perfiles. Para calcular ésta última, es necesario emplear una simulación 2.5D para poder generar un área perpendicular al chorro sobre la cual calcular la fuerza. Las simulaciones 2.5D son muy similares a las 2D, con la diferencia de que se agrega un espesor mínimo a la simulación 2.5D. Las condiciones de frontera, propiedades del fluido y configuraciones de solución en el software son las mismas que en la simulación 2D.

9.5.1 Modelo y Dominio 2.5D en condiciones de arranque

El dominio y geometría de los modelos 2D de las secciones 6, 9, 14 y 18 en el álabes IB se toman como base para las simulaciones 2.5D. Únicamente se agregó un espesor de 1 cm, la figura 9.9 muestra el modelo.

9.5.2 Generación de malla 2.5D y análisis de independencia de malla

La malla del modelo 2.5D conserva las mismas zonas de control de mallado que el modelo 2D, sin embargo, el tipo de elemento dominante en la zona circular se modificó a tetraedros y prismas debido al algoritmo de discretización del software. El resto del dominio se discretiza con elementos hexaédricos. La figura 9.10 muestra la malla del dominio 2.5D.

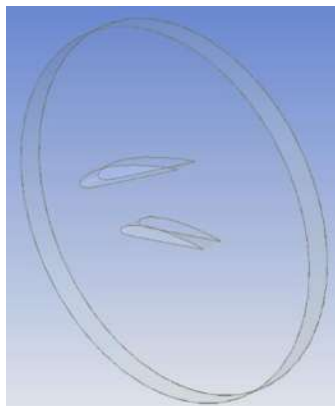


Figura 9.9. Modelo 2.5D de la sección 9 del álabes de inducción (IB).

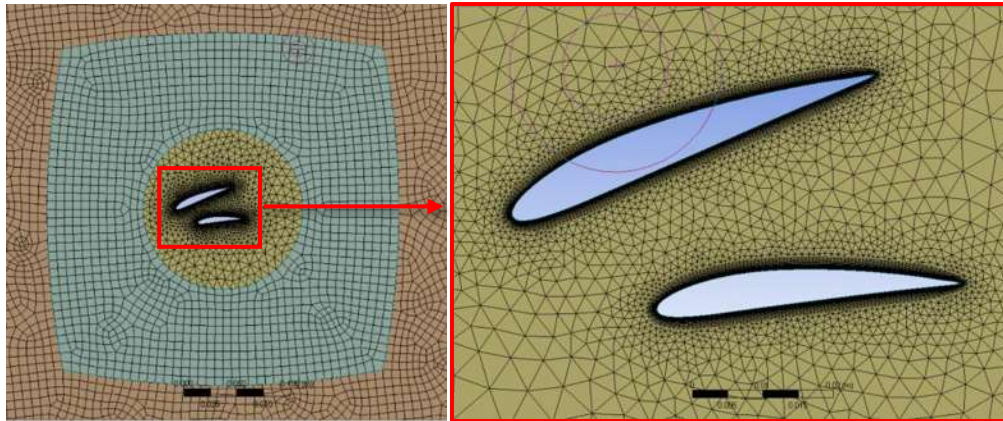


Figura 9.10. Malla del dominio 2.5 D en la zona externa a los perfiles aerodinámicos y zona de inducción y capa límite de los perfiles.

Los parámetros del mallado de capa límite son los mismos que en el modelo 2D para asegurar la correcta solución de las propiedades aerodinámicos en esa zona.

La malla elegida contiene 656,549 elementos, con un skewness máximo de 0.84 en unos cuantos elementos localizados en el borde de salida de ambos perfiles, el skewness promedio es de 0.19.

La grafica de la figura 9.11 se utilizó para determinar el número de elementos adecuado, muestra la variación de la velocidad del viento que cruza una superficie de control en la de entrada, intermedio y salida de la zona de inducción (propiedad crucial para el cálculo de empuje) contra el número de elementos en la malla.

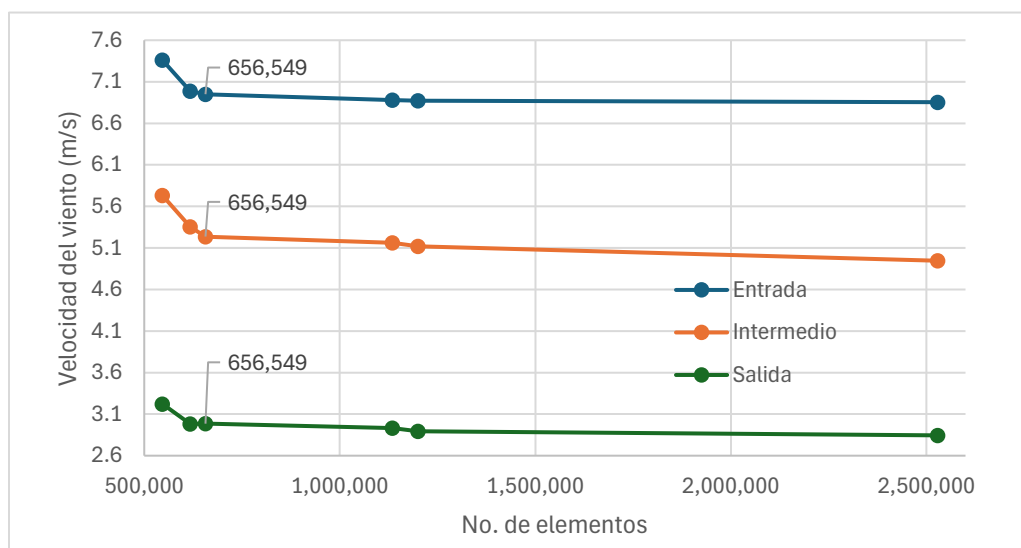


Figura 9.11. Grafica de independencia de malla del modelo 2.5 D.

9.5.3 Condiciones de frontera del modelo 2.5 D y propiedades del fluido

La superficie inferior del dominio se establece como entrada, con una velocidad de 8 m/s. La superficie superior del dominio se establece como salida “outflow”; las superficies de los perfiles aerodinámicos se establecen como paredes solidas. El resto de las superficies límite del dominio se establecen con condición de simetría. Las propiedades del fluido son las mismas que en la simulación 2D.

9.5.4 Configuraciones de solución del modelo 2.5 D

La configuración de solución en ANSYS Fluent permanece exactamente igual que en las simulaciones 2D detalladas en la sección 9.2.2.

9.6 Determinación de las fuerzas ejercidas sobre los perfiles aerodinámicos en dirección tangente al giro del rotor en condición de arranque

Las fuerzas aerodinámicas son determinadas mediante monitores en Fluent de fuerza sobre las superficies de ambos perfiles para cada sección analizada de la IB. De acuerdo a la dirección de la corriente de viento y la orientación de los perfiles aerodinámicos, el arrastre ocurre en dirección vertical (ver figura 9.5); mientras que la sustentación ocurre en dirección horizontal, la misma dirección que la tangente de giro del rotor. La fuerza aerodinámica de interés para esta investigación es aquella que aporta al giro del rotor, en este caso es el total de la sustentación. Por lo tanto, el monitor de fuerza elegido es en dirección horizontal.

9.7 Determinación de la fuerza de chorro en la zona de inducción en condición de arranque

Para calcular la fuerza de reacción provocada por el chorro de velocidad, es necesario establecer una superficie transversal en la salida de la zona de inducción en cada sección analizada de la IB. La superficie de la salida de la zona de inducción se representa en la figura 9.12. La tabla 9.4 muestra la magnitud de las áreas de salida de las 4 secciones analizadas.

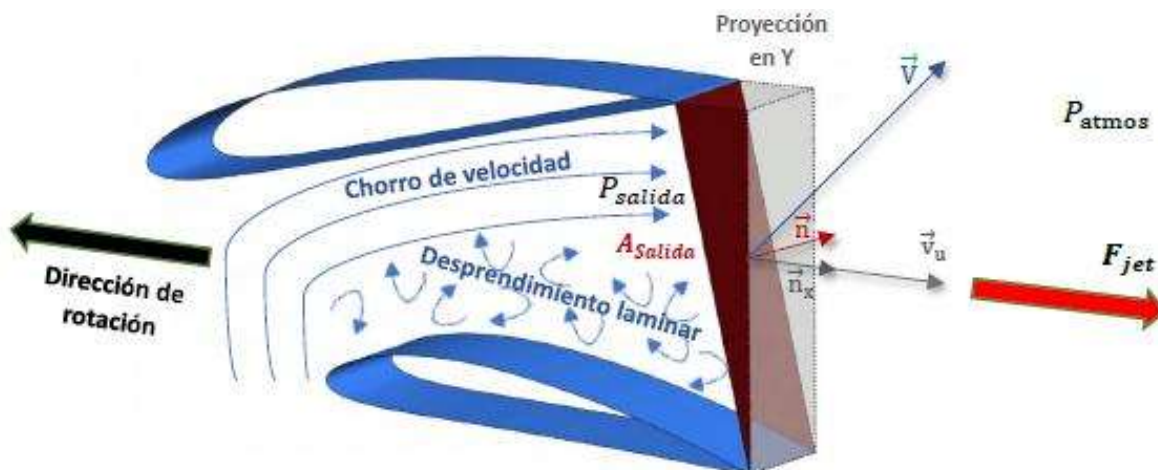


Figura 9.12. Diagrama de los vectores de velocidad y empuje de chorro sobre el área de salida de la zona de inducción.

Tabla 9.4. Áreas de superficies de salida.

Sección	Área de salida (m ²)
6	0.0002190
9	0.0003151
14	0.0002293
18	0.0002019

Esta superficie se puede considerar equivalente al área transversal A_2 de salida de la tobera en la ecuación 8.51 para el empuje de chorro de cohete; la presión del ambiente p_3 se puede considerar como la presión que existe aguas abajo, donde la presión se ha estabilizado lejos de los perfiles.

Otro factor que debe considerarse es que el área de la salida no se encuentra perpendicular al eje axial (eje x), como considera la ecuación de empuje, si no que tiene cierta inclinación. Esto puede corregirse considerando una proyección del área de salida sobre el eje vertical (ver figura 9.12).

Por último, la velocidad no es uniforme sobre el área de salida, tal como se muestra en la figura 9.12. La región inferior del área de salida se encuentra inmersa en la zona de desprendimiento laminar del perfil primario, caracterizada por tener baja velocidad y constantes cambios de dirección. Incluso la región inmersa directamente en el chorro de velocidad, no tiene una dirección axial. Por lo tanto, para medir el aporte del empuje del chorro de velocidad, es necesario restringir la dirección de la velocidad a aquella contraria al giro del rotor, es decir, la dirección del eje x.

Tomando en cuenta lo anterior, podemos expresar la ecuación de empuje de chorro en forma de integral de superficie para las secciones transversales del álabe de inducción,

$$F_{jet} = \iint \rho v_u \max(v_u, 0) dA_{salida} + \iint P_{salida} n_x dA_{salida} - \iint P_{atmos} n_x dA_{salida} \quad (\text{ec. 9.1})$$

Donde ρ es la densidad del aire, v_u es la velocidad que sale en dirección al giro del rotor, A_{salida} es el área transversal de salida de la zona de inducción, n_x es la componente en la dirección x del vector unitario normal al área de salida, P_{salida} es la presión sobre el área de salida y P_{atmos} es la presión del ambiente.

El primer término de la ecuación 9.1 es el empuje de momento o cantidad de movimiento debido al chorro de velocidad, tomando en cuenta solo el fluido que sale de la zona de inducción en dirección al giro del rotor; el segundo termino es la fuerza que la presión del chorro ejerce sobre la proyección en y del área de salida en dirección al giro del rotor; el tercer termino es la fuerza que la presión del ambiente ejerce sobre la proyección en y del área de salida en dirección al giro del rotor.

En el caso particular de esta investigación, los datos del chorro se obtienen en el posprocesamiento, una vez que el modelo computacional ha sido resultado y se encuentra un estado estable, cuando la presión de la atmosfera en la salida de la zona de inducción ha sido vencida por el chorro. Por lo tanto, este término se elimina de la ecuación del empuje de jet. Tomando en cuenta la consideración anterior, podemos reescribir la ecuación 9.1 de forma más compacta como:

$$F_{jet} = \iint [\rho v_u \max(v_u, 0) + P_{salida} n_x] dA_{salida} \quad (\text{ec. 9.2})$$

La ecuación 9.2 se utilizará en el software para determinar el empuje del chorro en las secciones en la zona de inducción. Esto ayudará para determinar la magnitud del aporte del FIA.

9.8 Determinación de los regímenes de flujo con mejores resultados aerodinámicos

En esta sección se detalla la metodología para encontrar los mejores números de Reynolds para la aerodinámica y para el empuje de chorro en el álabe de inducción.

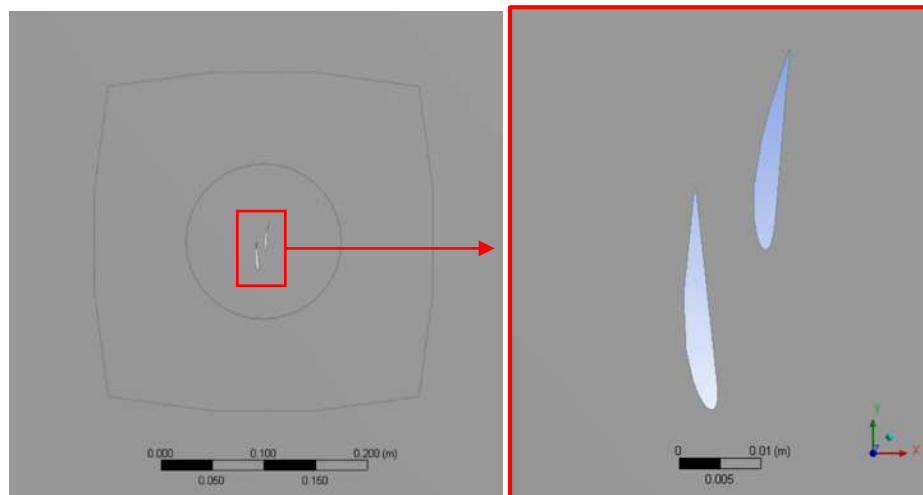


Figura 9.13. Orientación de los perfiles aerodinámicos de la sección 18 en condición de operación.

9.8.1 Coeficientes aerodinámicos a diferentes números de Reynolds

Para determinar el desempeño aerodinámico se utiliza nuevamente el modelo computacional 2D detallado en la sección 9.2. Con la diferencia de que se considerará una condición de operación, es decir, con rotación de rotor. Esto implica que el ángulo de ataque se modifica (según el triángulo de velocidades de la teoría de elemento de pala) a aquel que se tiene en condiciones de operación, por lo tanto, la velocidad de entrada será la velocidad relativa W en lugar de la velocidad libre del viento U_{∞} que se utiliza en condición de arranque. La figura 9.13 muestra la posición de los perfiles en condiciones de operación. Para esta simulación se considera la sección 18 del álabe IB. Las velocidades del viento libre que se consideran van desde 8 m/s hasta 11 m/s, este rango de velocidades se elige debido

a que es muy común para fines de generación eólica. La tabla 9.5 muestra las velocidades involucradas y el número de Reynolds que le corresponde.

Tabla 9.5. Velocidades de viento y número de Reynolds de la sección 18 en condiciones de operación.

Velocidad de viento libre U_{∞} (m/s)	Velocidad relativa W (m/s)	Re
8	27.13	4.71×10^4
9	32.18	5.59×10^4
10	35.75	6.21×10^4
11	39.33	6.83×10^4

El cálculo del número de Reynolds se realiza de manera convencional para el perfil primario de la IB con la siguiente ecuación:

$$Re = \frac{W\rho c}{\mu} \quad (\text{ec. 9.3})$$

Donde W , es la velocidad relativa del viento obtenida del triángulo de velocidades;

ρ , es la densidad del aire;

c , es la cuerda de la sección del álabe como longitud característica;

μ , es la viscosidad dinámica del aire.

Una vez realizadas las modificaciones del modelo, se establecen monitores del coeficiente de sustentación C_l y coeficiente de arrastre C_d , correspondientes para cada número de Reynolds. Además, se calcula la relación C_l/C_d para conocer la eficiencia aerodinámica.

9.8.2 Empuje de chorro a diferentes números de Reynolds

El empuje de chorro en la zona de inducción a diferentes números de Reynolds es calculado empleando el mismo modelo computacional 2.5D descrito en la sección 9.5. En este caso se mantiene la condición de arranque, por lo que no requiere un cambio de orientación en los perfiles aerodinámicos, únicamente la variación de la velocidad de entrada que en este caso es la velocidad del viento libre U_{∞} . El rango de variación de velocidades es el mismo que en la sección anterior (8-11 m/s). Por supuesto, también se agrega en el posprocesamiento el cálculo del empuje de chorro a la salida con la ecuación 9.2.

10. Resultados

En esta sección se muestran los resultados de las simulaciones computacionales y su posprocesamiento para la descripción del FIA.

10.1 Resultados de la simulación 2D en condiciones de arranque.

10.1.1 Vectores de velocidad de simulación 2D en condiciones de arranque

La figura 10.1 muestra los vectores de velocidad resultantes de la solución de modelo computacional en las secciones 6, 9, 14 y 18. En la imagen podemos identificar dos regiones en la zona de inducción, el incremento de velocidad del jet ubicado en la zona de inducción adyacente al intradós del perfil secundario y un desprendimiento laminar en la zona del extradós del perfil primario. También puede apreciarse el desprendimiento mayor en el extradós del perfil secundario, es de esperarse considerando el ángulo de ataque desfavorable del perfil en condición de arranque. En la figura 10.2 se muestran los vectores de velocidad del álabe Doble Raíz (álabes paralelos) de la sección 9. Resulta evidente que no hay FIA, es decir, sin el característico efecto jet entre ambos perfiles. La figura 10.3 Muestra los vectores de velocidad sobre la sección 9 en un álabe tradicional (sin doble perfil aerodinámico). El comportamiento del fluido es muy parecido al del álabe Doble Raíz.

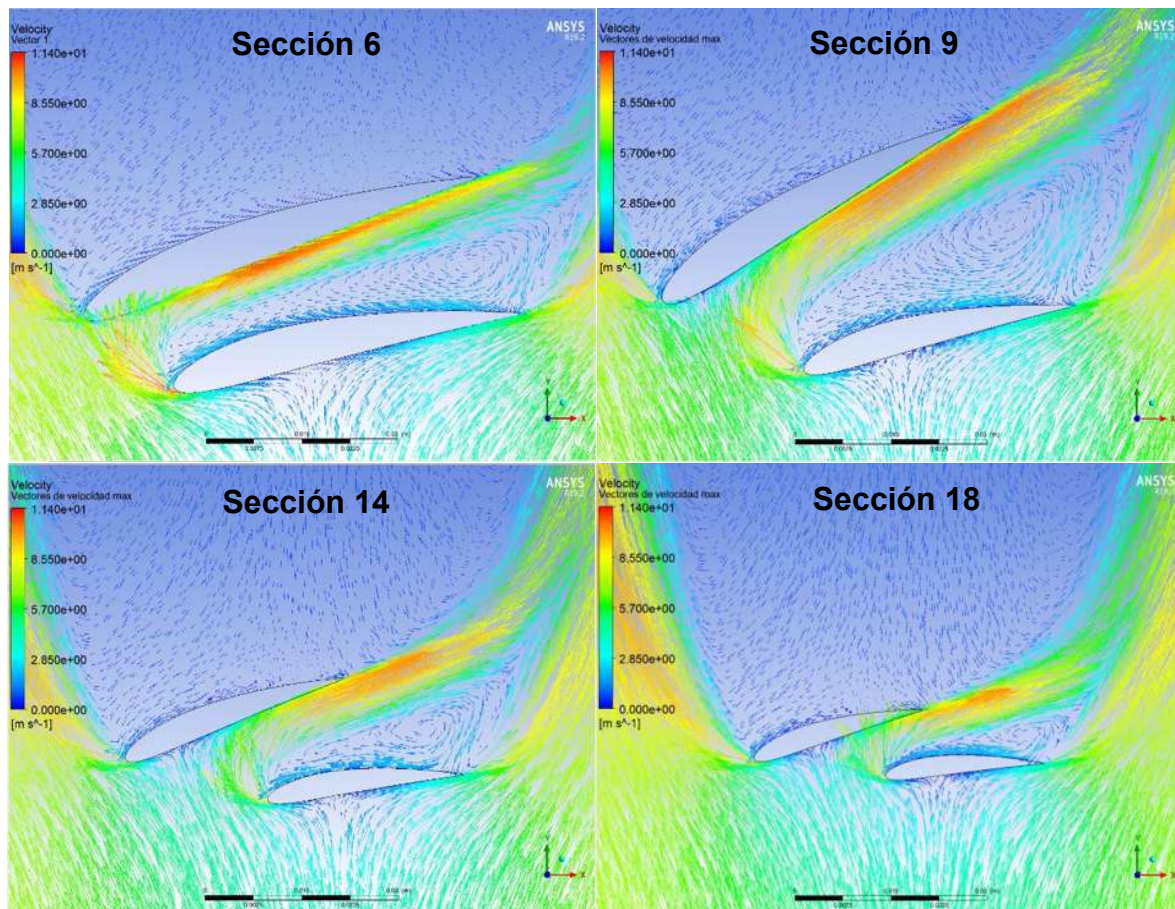


Figura 10.1. Vectores de velocidad de secciones de la IB en condiciones de arranque.

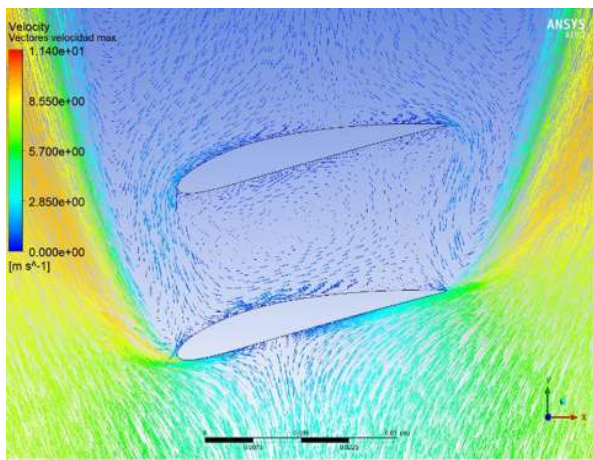


Figura 10.2. Vectores de velocidad en sección 9 del álabe Doble Raíz en condiciones de arranque.

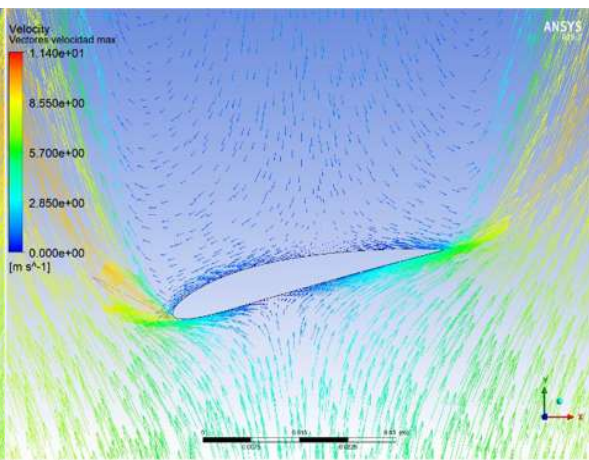


Figura 10.3. Vectores de velocidad en sección 9 del álabe Tradicional en condiciones de arranque.

10.1.2 Contornos de presión de simulación 2D

Los contornos de presión son importantes para analizar el rendimiento aerodinámico que del perfil IB. Tal como se espera, la presión en la zona de inducción es relativamente baja, debido al efecto jet que acelera la velocidad del viento. La presión tiende a ser más alta en las zonas donde el viento impacta con los perfiles y se estanca; suele ser más baja en las zonas contrarias al impacto. La figura 10.4 muestra los campos de presión en las secciones elegidas en la IB, podemos notar zonas de estancamiento de flujo en ambos perfiles aerodinámicos (ZE1 y ZE2).

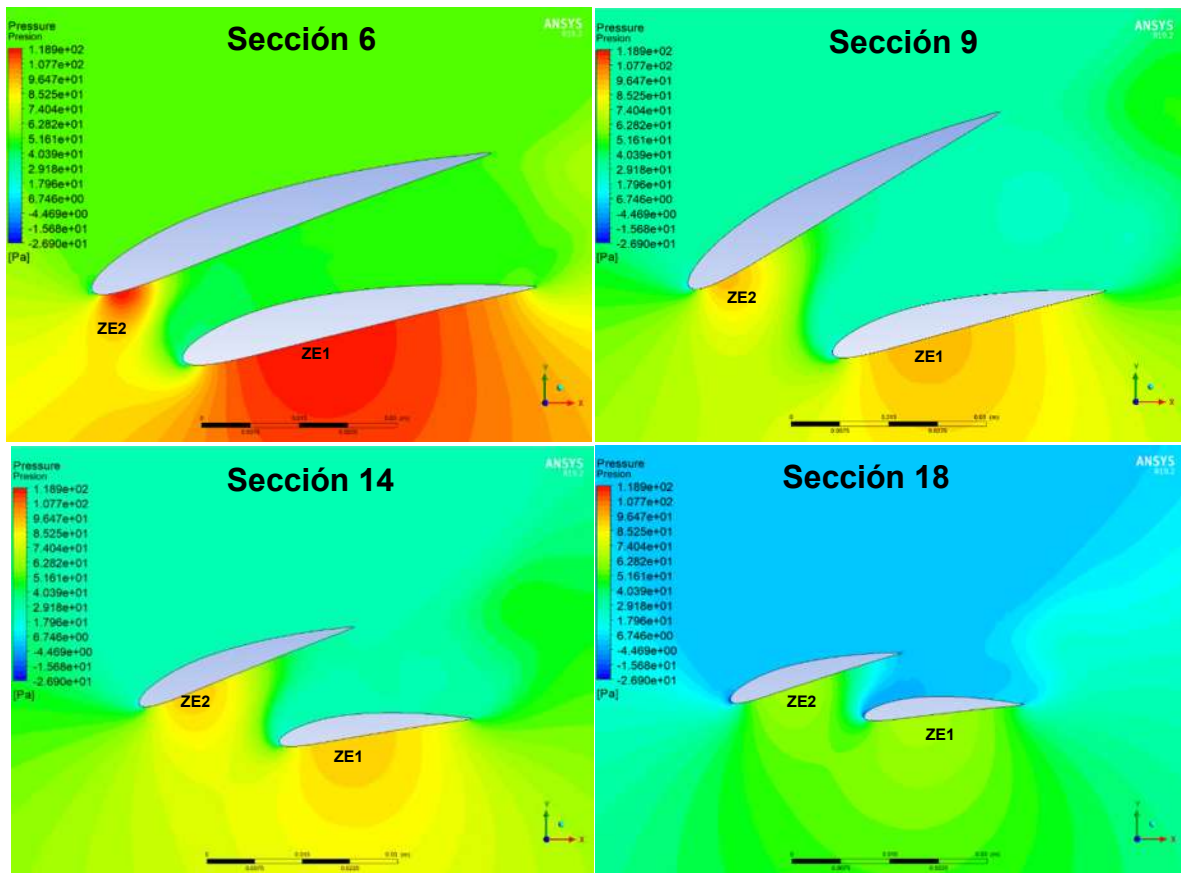


Figura 10.4. Contornos de presión de secciones de la IB en condiciones de arranque.

En la figura 10.5. se incluyen los contornos de presión en la sección 9 del álabe Doble Raíz y en la figura 10.6 los contornos del álabe tradicional. Es evidente la diferencia en los gradientes de presión del álabe Doble Raíz y el álabe IB, mientras que en el IB se generan dos zonas de estancamiento, ZE1 en el perfil primario y ZE2 en el perfil secundario, el álabe DR solo presenta el estancamiento sobre el perfil primario ZE1.

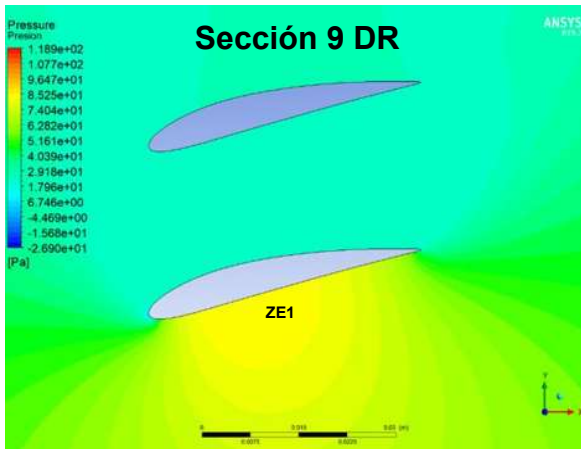


Figura 10.5. Contornos de presión en la sección 9 del álabe Doble Raíz en condición de arranque.

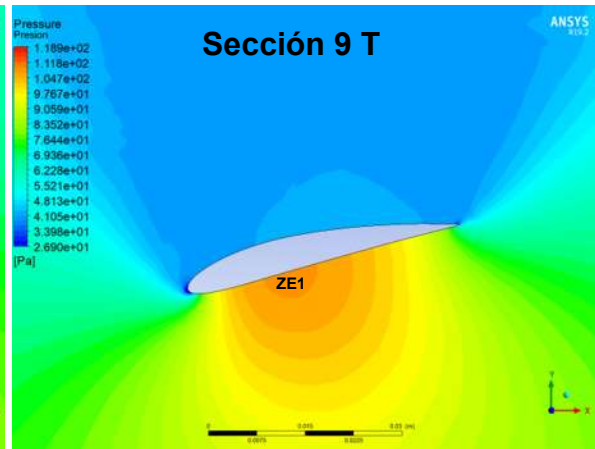


Figura 10.6. Contornos de presión en la sección 9 del álabe Tradicional en condición de arranque.

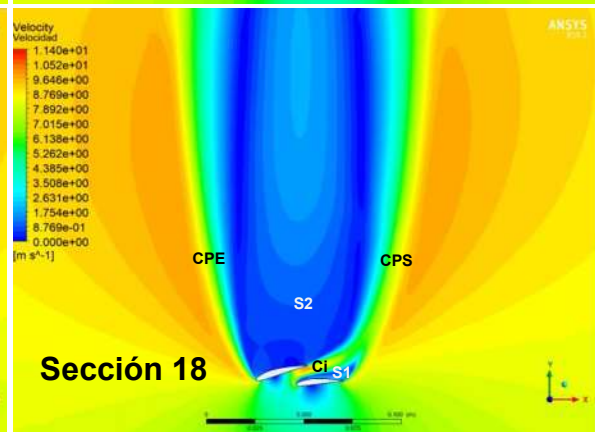
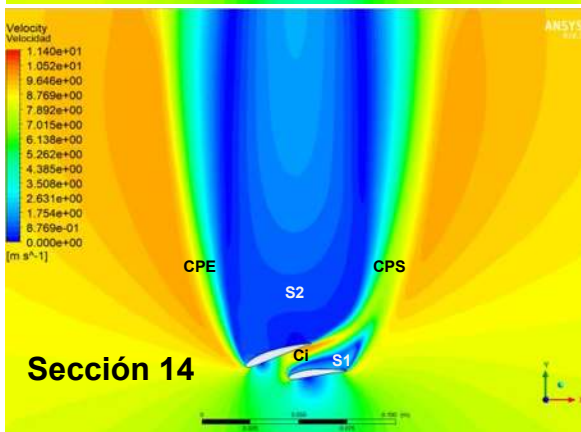
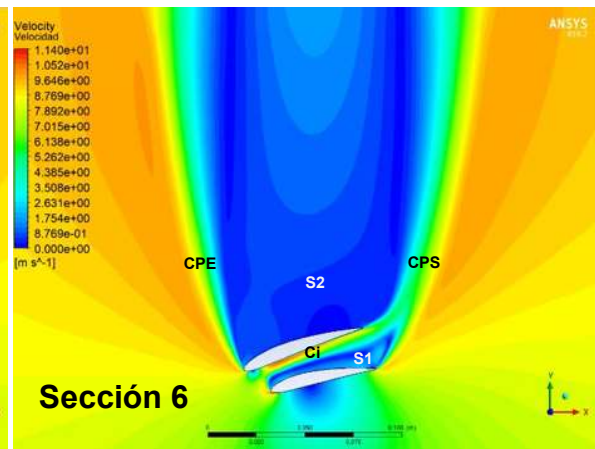
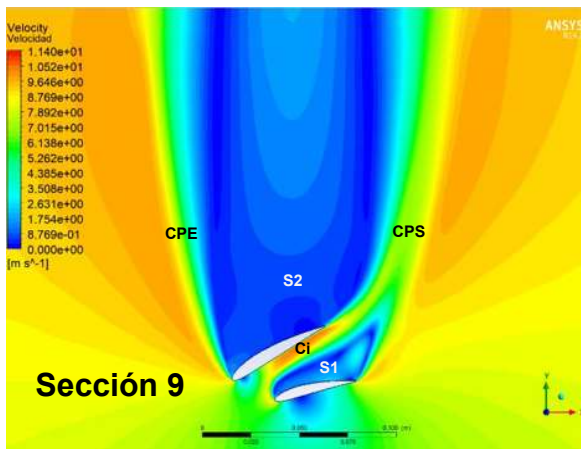


Figura 10.7. Contornos de velocidad en secciones de la IB en condición de arranque.

10.1.3 Contornos de velocidad de simulación 2D

En los contornos de velocidad de la figura 10.7, se muestran los chorros de pared de entrada y salida (CPE y CPS respectivamente) provocadas por la presencia de los perfiles aerodinámicos. También es apreciable el chorro de velocidad en la zona de inducción (Ci) y su incorporación al CPS aguas abajo. Las figuras 10.8 y 10.9 muestran los contornos de velocidad en la sección 9 de los álabes Doble Raíz y Tradicional respectivamente. Al comparar los contornos de velocidad del álabe Doble Raíz y la IB, podemos notar que el desplazamiento (Dx) hacia la izquierda del segundo perfil aerodinámico es determinante para la generación del FIA en la IB. En el álabe de inducción, el chorro de pared formado a un costado de su borde de ataque CPE, es bloqueado por el perfil secundario y redirigido hacia la zona de inducción, generando el característico chorro de velocidad Ci. En cambio, en el álabe Doble Raíz, ambos perfiles son completamente paralelos, lo que provoca que el perfil secundario quede atrapado completamente dentro del “stall” del primer perfil S1, sin interactuar con el chorro de pared CPE y, por lo tanto, no se forma el FIA.

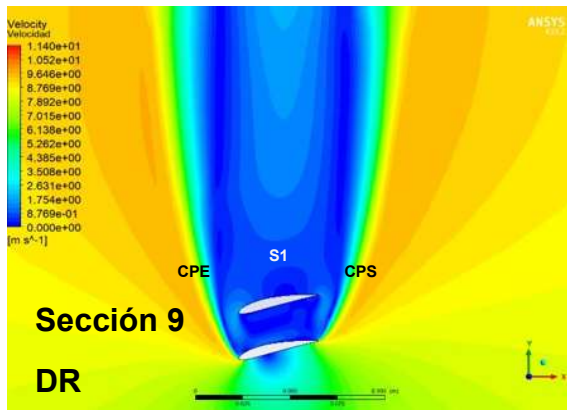


Figura 10.8. Contornos de velocidad en la sección 9 del álabe Doble Raíz en condición de arranque.

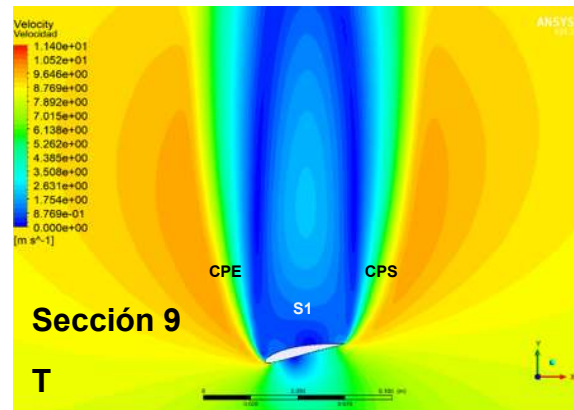


Figura 10.9. Contornos de presión en la sección 9 del álabe Tradicional en condición de arranque.

10.2 Gradientes de velocidad y presión en la zona de inducción

10.2.1 Gradientes de velocidad en la zona de inducción en condición de arranque

Las figuras 10.10, 10.11 y 10.12 muestra las gráficas de los gradientes de velocidad sobre las líneas de análisis de entrada, intermedio y salida (ver figura 9.8) para cada sección del álabe IB. La gráfica muestra el cambio de velocidad a lo largo de la línea la cual se conforma por 50 divisiones. En la entrada, las magnitudes de velocidad tienden a bajar conforme se alejan del borde de ataque del perfil primario, pero aumentan al aproximarse al perfil secundario. En el Intermedio, la velocidad es baja en la zona del extradós del perfil primario debido al estado de pérdida S1 (stall) en esa zona, pero aumenta inmediatamente después de pasar la zona y entrar al chorro de inducción. En la salida, la tendencia de la velocidad es similar a la del intermedio, con la excepción de que la zona de baja velocidad S1 se prolonga debido al ensanchamiento del desprendimiento laminar del perfil primario.

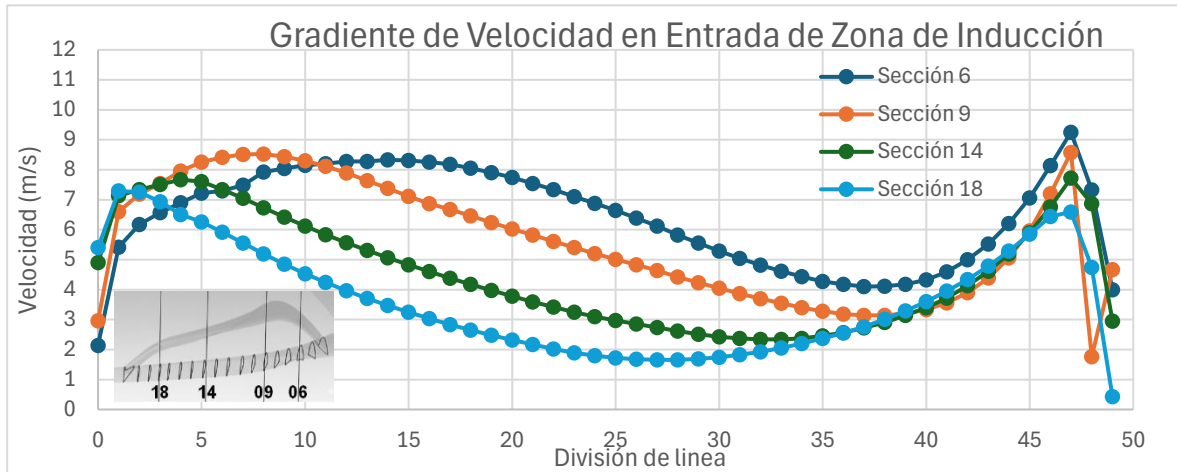


Figura 10.10. Grafica del gradiente de velocidad de Línea 1 (Entrada) en la IB.

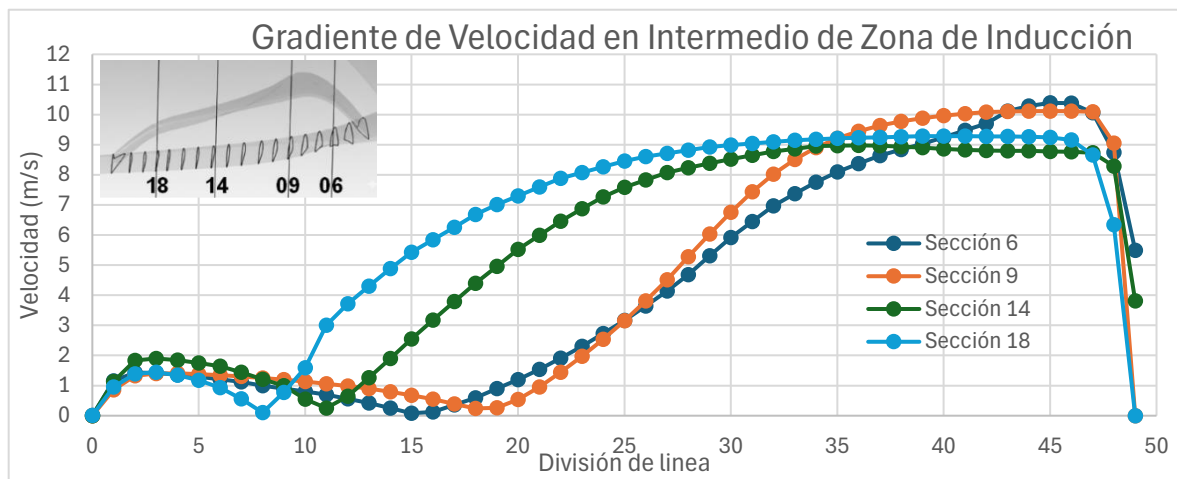


Figura 10.11. Grafica del gradiente de velocidad de Línea 2 (Intermedio) en la IB.

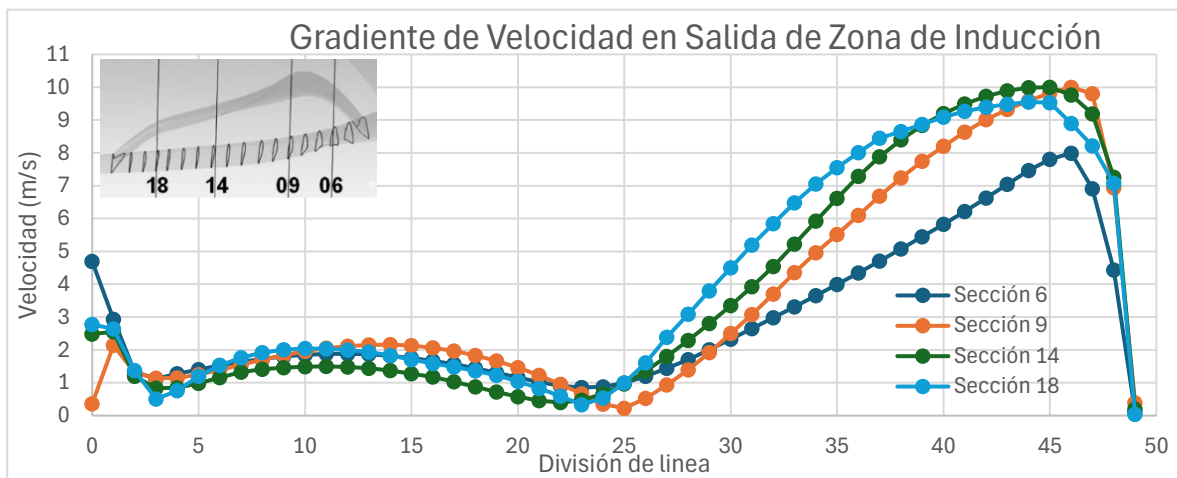


Figura 10.12. Grafica del gradiente de velocidad de Línea 3 (Salida) en la IB.

10.2.2 Gradientes de presión en la zona de inducción en condición de arranque

Los gradientes de presión en la zona de inducción se muestran en las figuras 10.13, 10.14 y 10.15 en forma de graficas.

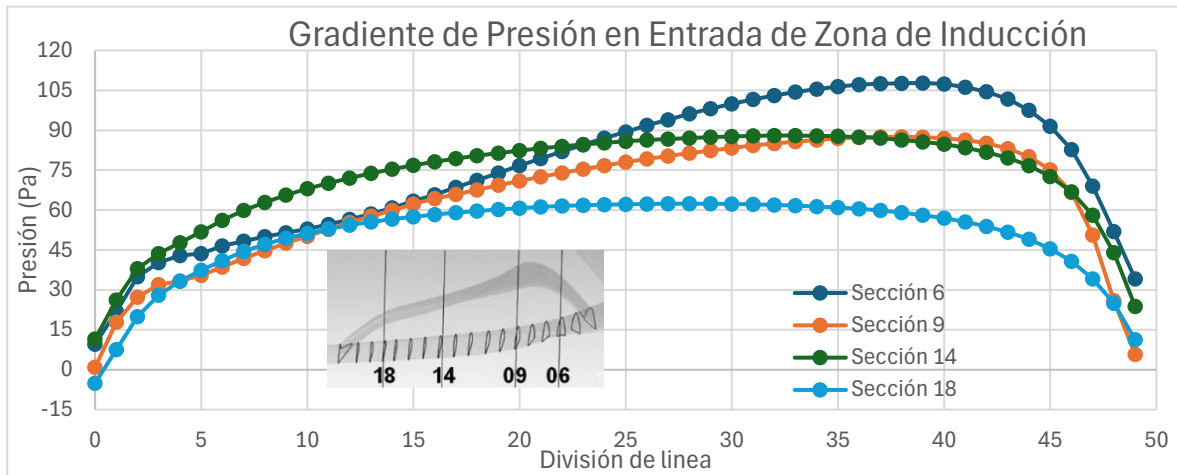


Figura 10.13. Grafica del gradiente de presión de Línea 1 (Entrada) en la IB.

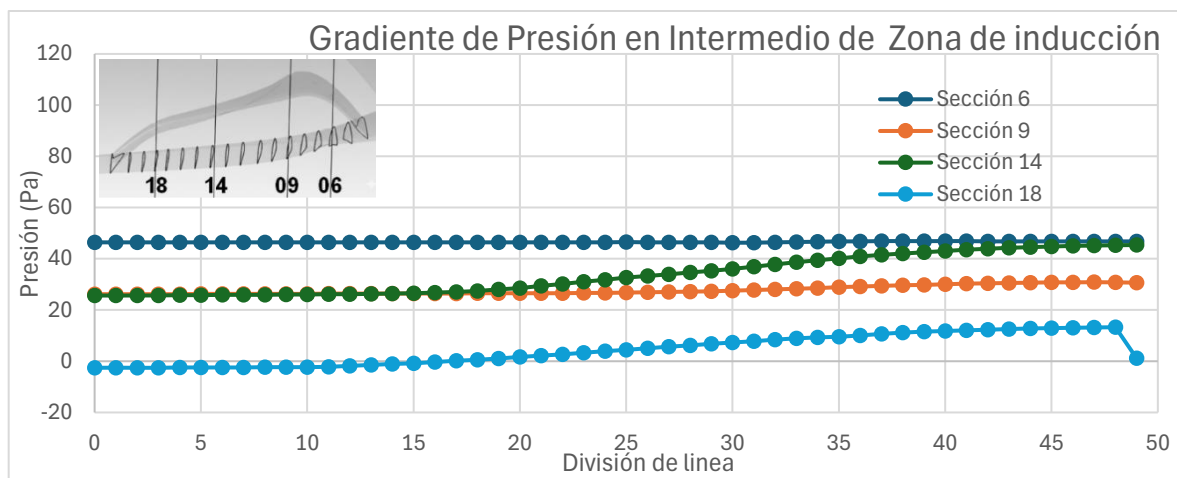


Figura 10.14. Grafica del gradiente de presión de Línea 2 (Intermedio) en la IB.

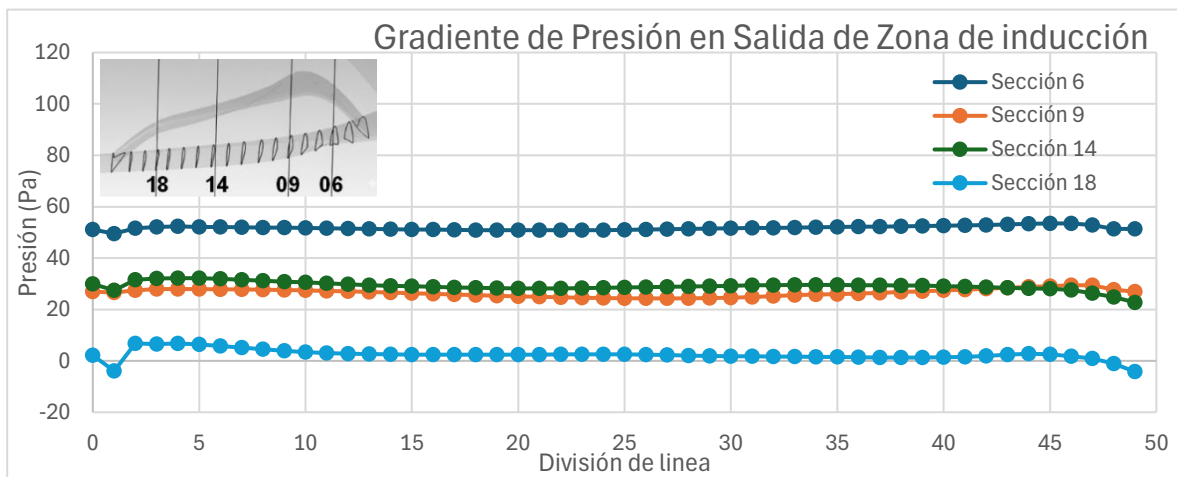


Figura 10.15. Grafica del gradiente de presión de Línea 3 (Salida) en la IB.

En la entrada de la zona de inducción se observa una tendencia creciente de presión en la zona en la que el viento libre impacta con el álabe secundario, mientras que en la zona intermedia y en la salida, se mantiene una tendencia sin variaciones significativas a lo largo de las líneas en todas las secciones analizadas. Las magnitudes en la zona intermedia y salida son similares.

10.2.3 Comparación de Gradientes en álabes de Inducción, Doble Raíz.

Las gráficas de los gradientes de velocidad en las turbinas de Inducción y Doble Raíz de las figuras 10.16, 10.17 y 10.18 muestran una tendencia de velocidad lineal sobre las tres líneas analizadas en la turbina Doble Raíz, además de muy bajas magnitudes. Es evidente el efecto de chorro de velocidad característico del FIA en la gráfica del gradiente intermedio (ver figura 10.17), donde la velocidad comienza a aumentar significativamente en la mitad de la línea intermedia, una vez pasando el desprendimiento laminar del perfil primario.

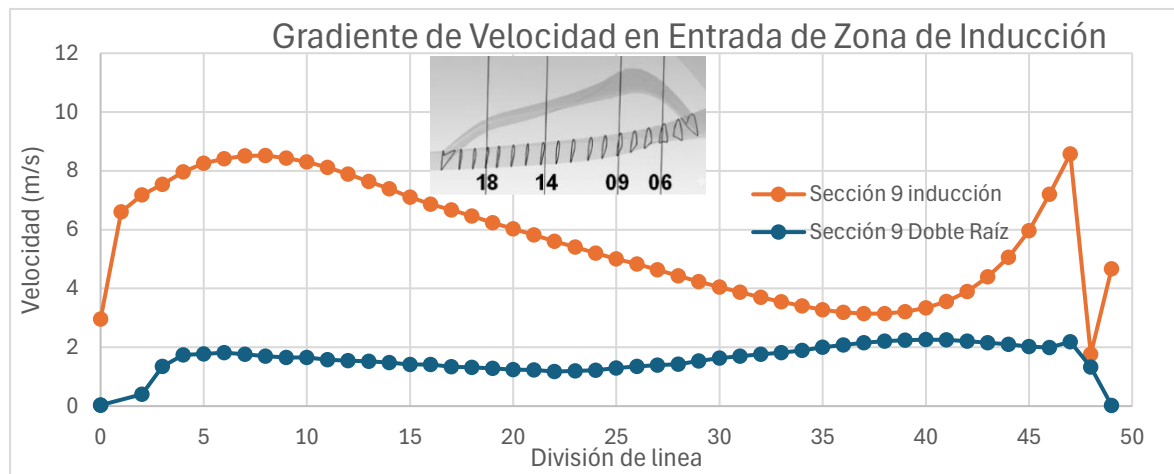


Figura 10.16. Gráfica del gradiente de velocidad de Línea 1 (Entrada) en sección 9 de la IB y la DR.

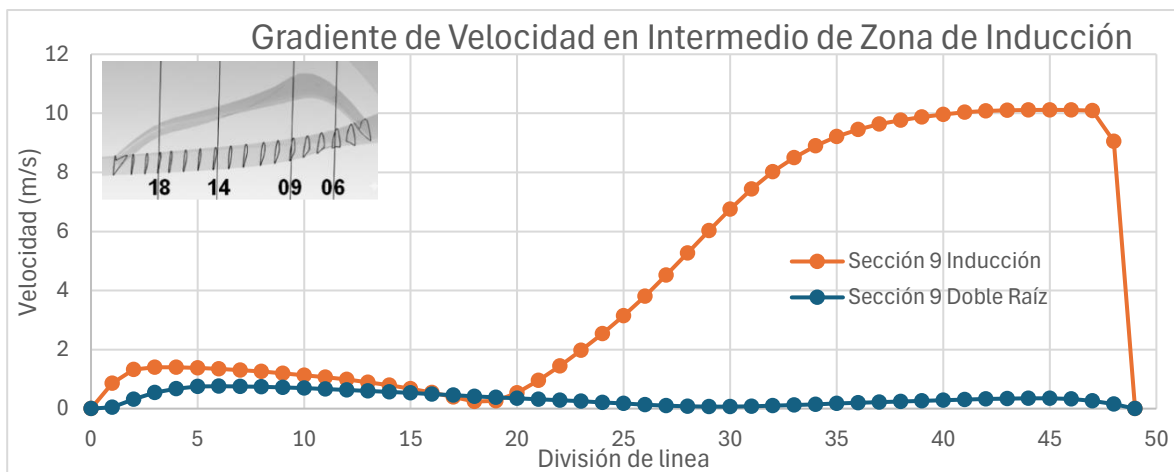


Figura 10.17. Gráfica del gradiente de velocidad de Línea 2 (Intermedio) en sección 9 de la IB y la DR.

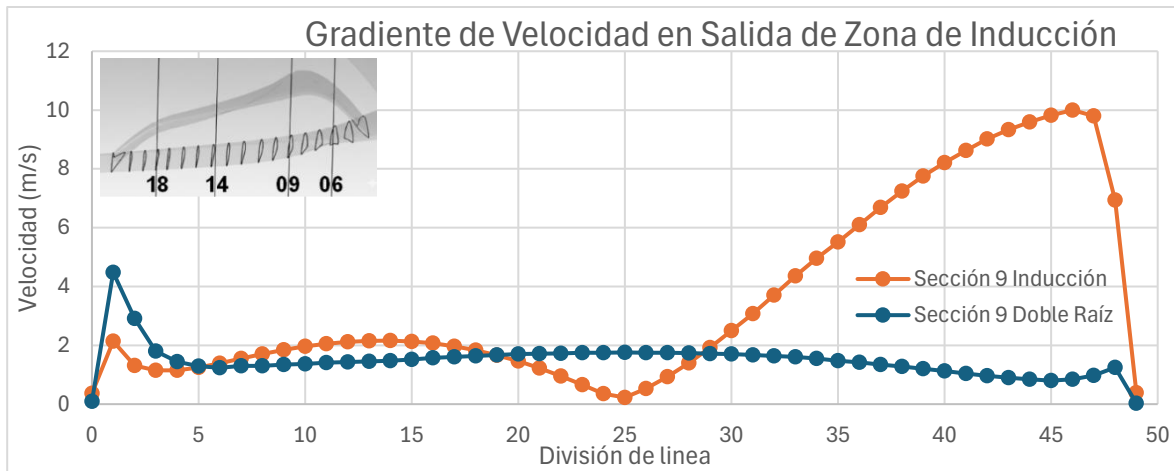


Figura 10.18. Grafica del gradiente de velocidad de Línea 3 (Salida) en sección 9 de la IB y la DR.

Las figuras 10.19, 10.20 y 10.21 muestran las gráficas de los gradientes de presión de la sección 9 de los álabes de IB y DR. En la entrada, la presión del álabe de Inducción es mayor debido a que en esta región es en donde el viento libre entra en contacto con el perfil secundario y se estanca (ZE1). En cambio, en el álabe DR el viento libre nunca impacta el perfil secundario en condición de arranque, por lo que permanece constante su presión. En el intermedio y salida en el IB, el comportamiento de la presión es constante sobre las líneas de análisis con magnitudes menores debido a que en estas regiones, el chorro de velocidad ya se ha desarrollado completamente, por lo tanto, disminuye la presión.

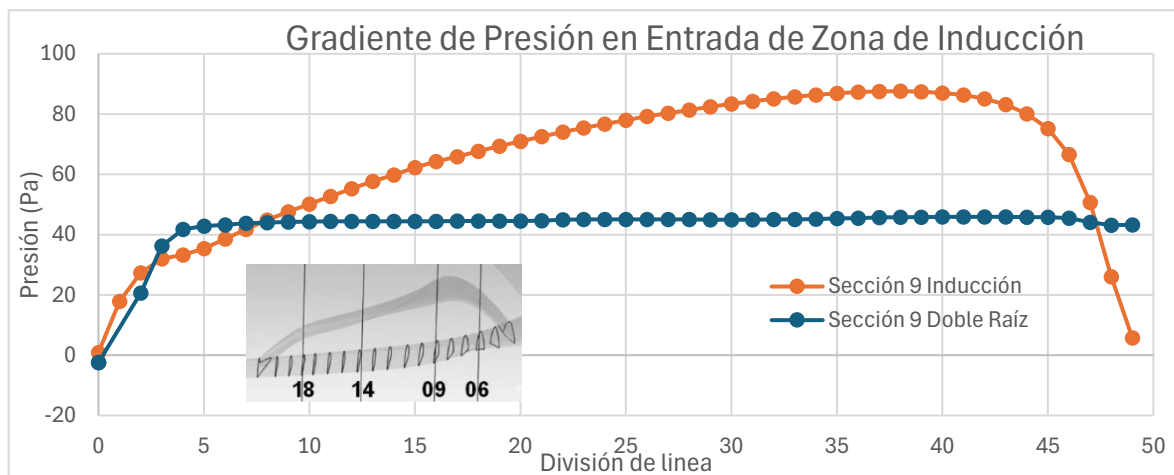


Figura 10.19. Grafica del gradiente de presión de Línea 1 (Entrada) en sección 9 de la IB y la DR.

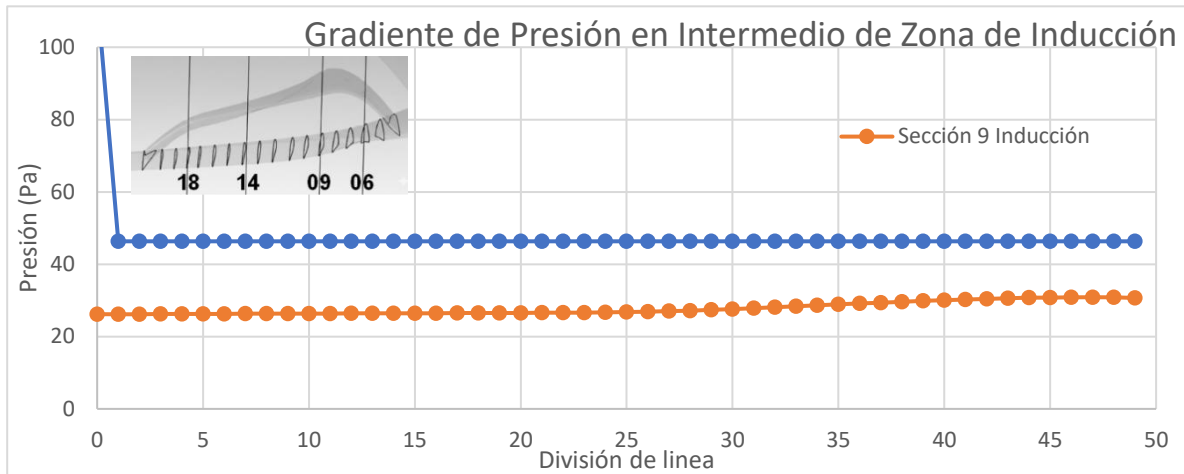


Figura 10.20. Gráfica del gradiente de presión de Línea 2 (Intermedio) en sección 9 de la IB y la DR.

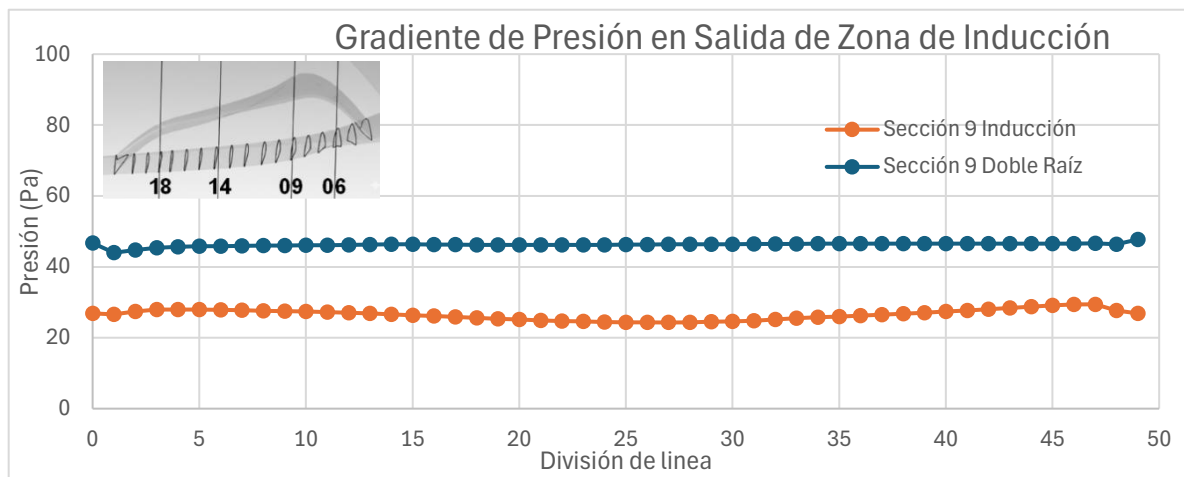


Figura 10.21. Gráfica del gradiente de presión de Línea 3 (Salida) en sección 9 de la IB y la DR.

10.3 Rendimiento Aerodinámico del Álabes de Inducción, Doble Raíz y Tradicional en Condiciones de Arranque

En esta sección se muestran las gráficas de los coeficientes C_l , C_d y el rendimiento aerodinámico C_l/C_d en los tres casos de álabes estudiados.

10.3.1 Rendimiento Aerodinámico del Perfil Primario

Los resultados aerodinámicos del perfil primario se muestran en las gráficas de las figuras 10.22 a 10.24. El comportamiento aerodinámico es muy similar entre los tres casos de álabes, lo que indica que la presencia del segundo perfil no afecta el desempeño aerodinámico del perfil primario.

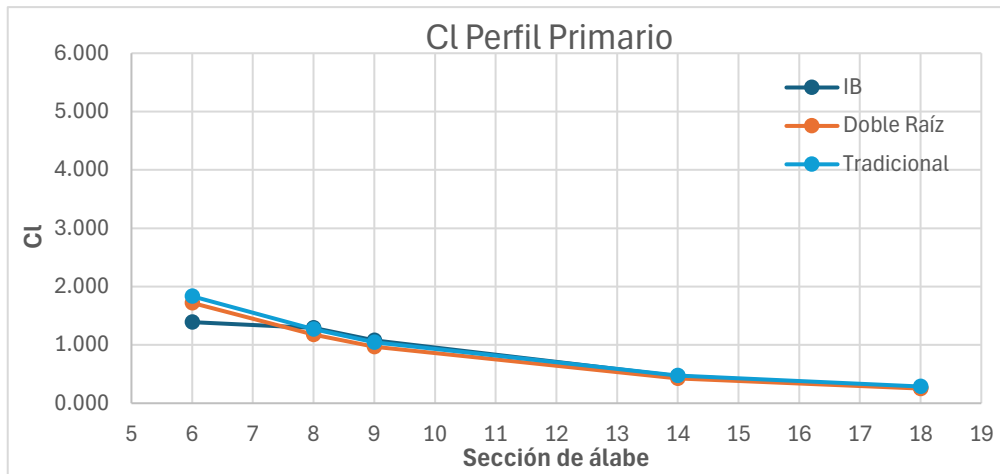


Figura 10.22. Grafica del coeficiente de sustentación C_l en el perfil primario de los álabes IB, Doble Raíz y Tradicional.

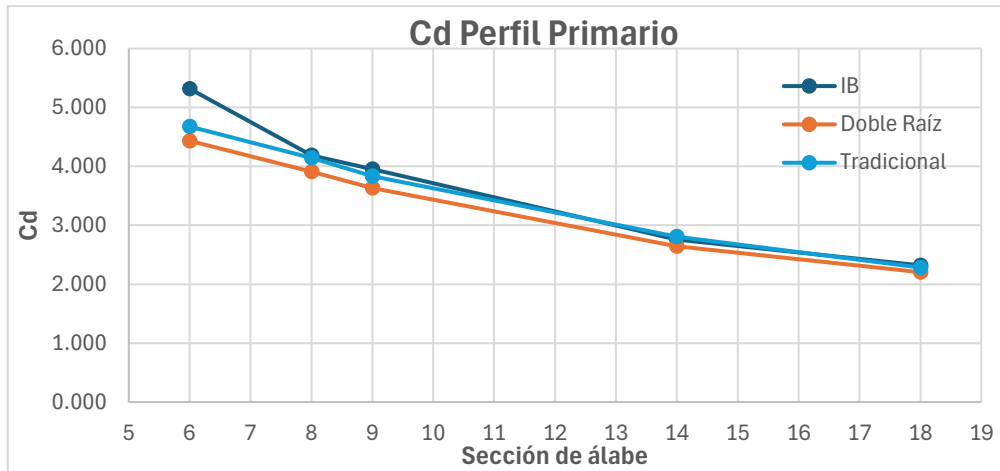


Figura 10.23. Grafica del coeficiente de arrastre C_d en el perfil primario de los álabes IB, Doble Raíz y Tradicional.

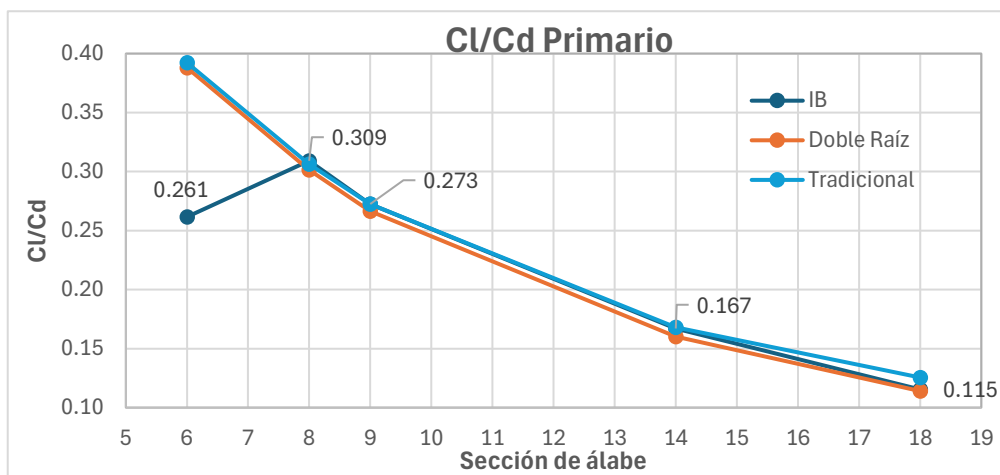


Figura 10.24. Grafica de la relación C_l/C_d en el perfil primario de los álabes IB, Doble Raíz y Tradicional.

10.3.2 Rendimiento Aerodinámico del Perfil Secundario

Las figuras 10.25 a 10.27 muestran los resultados aerodinámicos del segundo perfil en los álabes de Inducción y Doble Raíz. Los resultados de sustentación y arrastre en el álabes de doble raíz muestran valores muy cercanos a cero, incluso negativos en algunas secciones, lo cual sugiere un cambio de dirección de las fuerzas aerodinámicas. Esto indica que el segundo perfil aerodinámico en los álabes de Doble Raíz, no tiene un aporte valioso en condiciones de arranque en cuanto a fuerzas aerodinámicas. En el álabes IB, el arrastre es mayor que la sustentación, lo cual es de esperarse debido al alto ángulo de ataque en condición de arranque, sin embargo, la relación C_l/C_d se mantiene superior en todas las secciones analizadas en comparación con el álabes de Doble Raíz. Las secciones 8 y 9 de la IB son las que tienen mejor rendimiento aerodinámico.

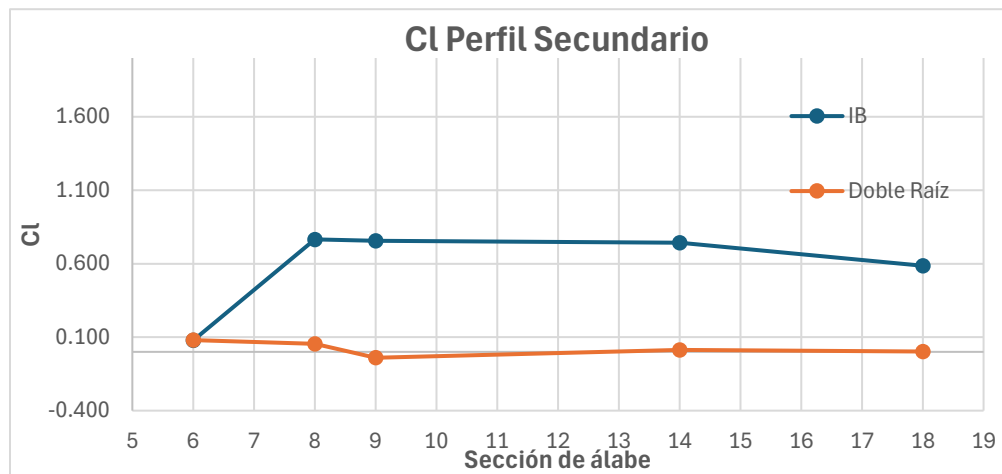


Figura 10.25. Grafica del coeficiente de sustentación C_l en el perfil secundario de los álabes IB y Doble Raíz.

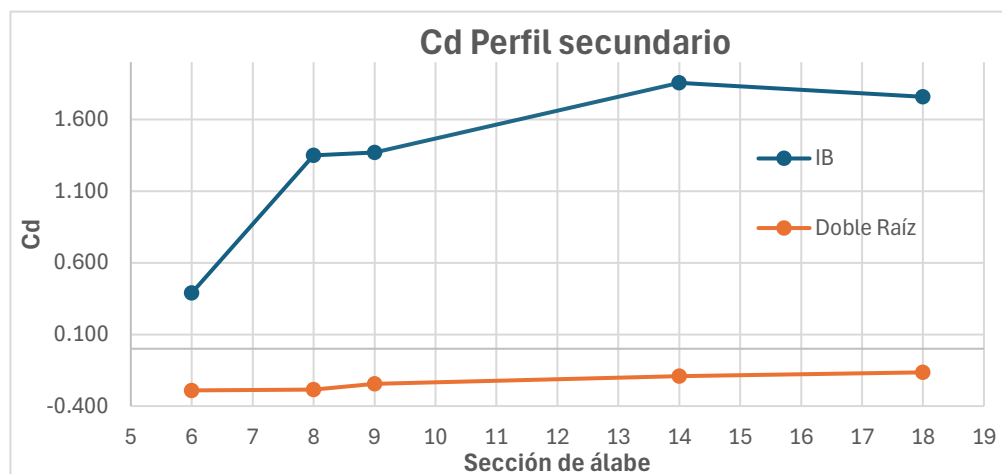


Figura 10.26. Grafica del coeficiente de arrastre C_d en el perfil secundario de los álabes IB y Doble Raíz.

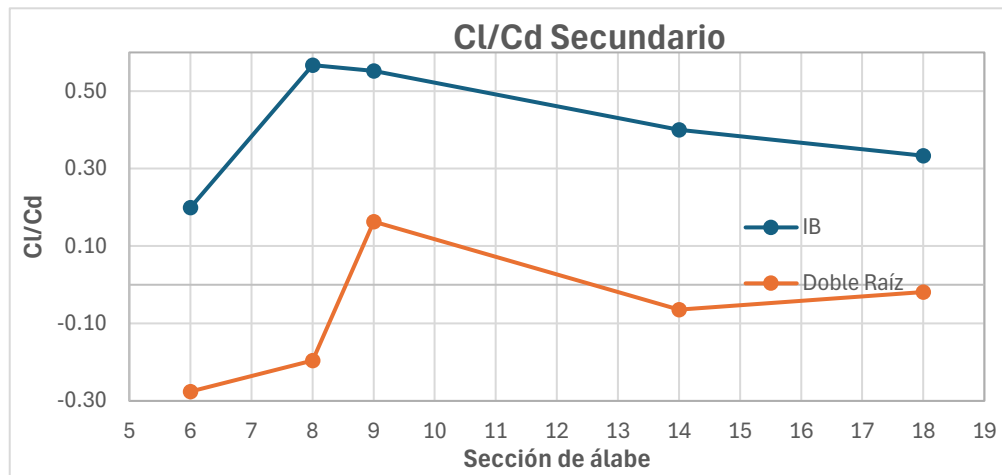


Figura 10.27. Grafica de la relación Cl/Cd en el perfil secundario de los álaves IB y Doble Raíz.

10.4 Fuerzas en el álabe de inducción en condición de arranque

En esta sección se muestran los resultados de las fuerzas aerodinámicas y de reacción de jet a los que se encuentran sometidas las secciones del álabe de inducción. Los resultados de esta sección fueron determinados por medio de simulaciones 2.5D.

10.4.1 Fuerzas aerodinámicas en el álabe de inducción

La figura 10.28 muestra una comparativa de las fuerzas aerodinámicas en dirección al giro del rotor que actúan sobre el perfil primario y perfil secundario. La disparidad entre ambos perfiles es mucho mayor en la sección 6, donde el perfil primario genera más fuerza. La fuerza llega a ser muy semejante para ambos perfiles en la sección 9, a partir de aquí, la fuerza del perfil primario comienza a decaer hasta valores cercanos a 0 y la fuerza del perfil secundario repunta.

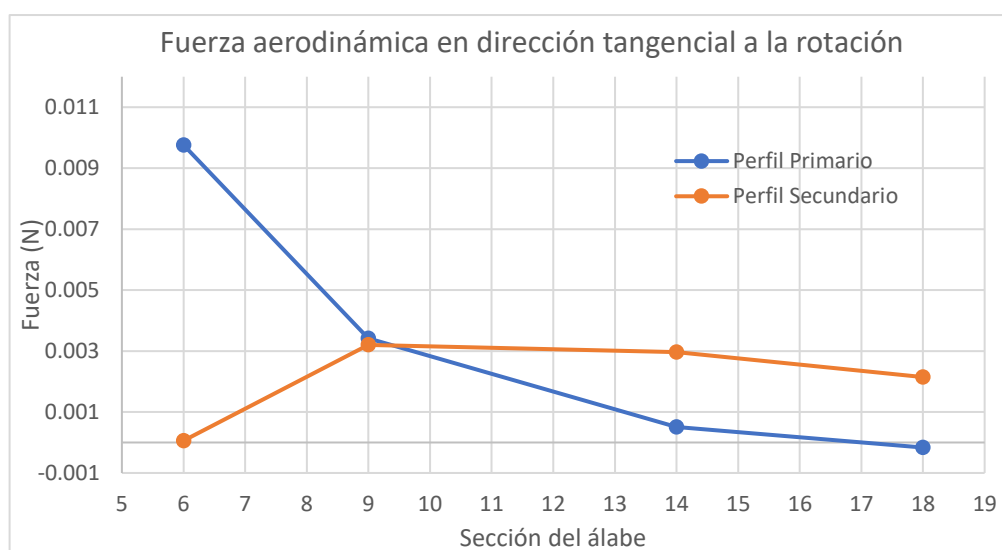


Figura 10.28. Grafica de la fuerza aerodinámica en dirección a la rotación en el álabe IB.

Es posible sumar las fuerzas de ambos perfiles para obtener una fuerza resultante aerodinámica, la gráfica de la figura 10.29 muestra estas fuerzas. Esta gráfica indica un decrecimiento en la fuerza aerodinámica en la zona de inducción del álabe a medida que las secciones se alejan del hub. Esto es normal en cualquier álabe diseñado con teoría BEM, donde los ángulos de ataque son más favorables para el torque de arranque cerca del hub.

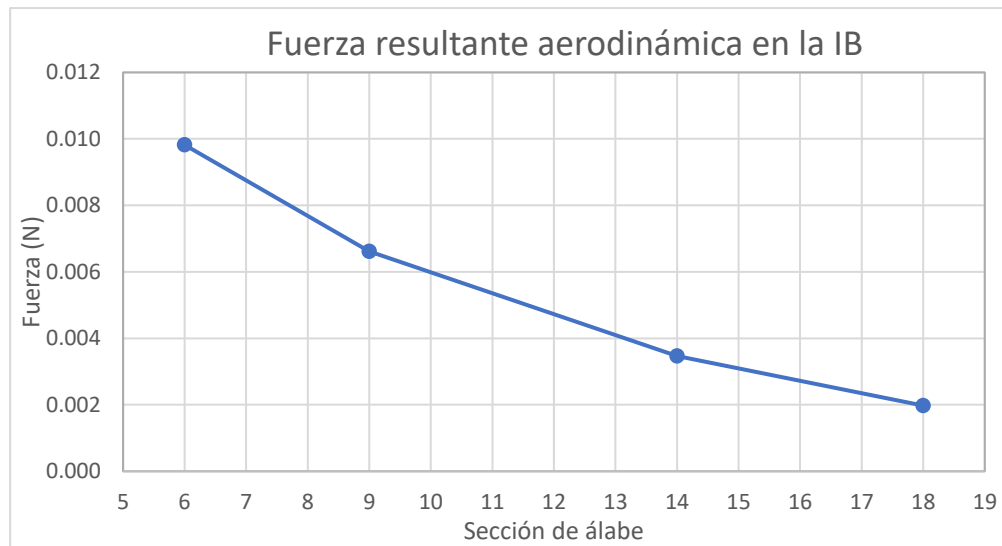


Figura 10.29. Fuerza resultante aerodinámica en el álabe IB en dirección tangencial al giro del rotor

10.4.2 Fuerza del jet en el álabe de inducción

Los resultados de la fuerza de reacción en dirección tangencial al giro del rotor provocada por el chorro de velocidad (también llamado empuje de jet) en la zona de inducción, se muestran en la figura 10.30. Para visualizar la magnitud del aporte de la inducción, se agregó los resultados de la fuerza aerodinámica resultante (neta).

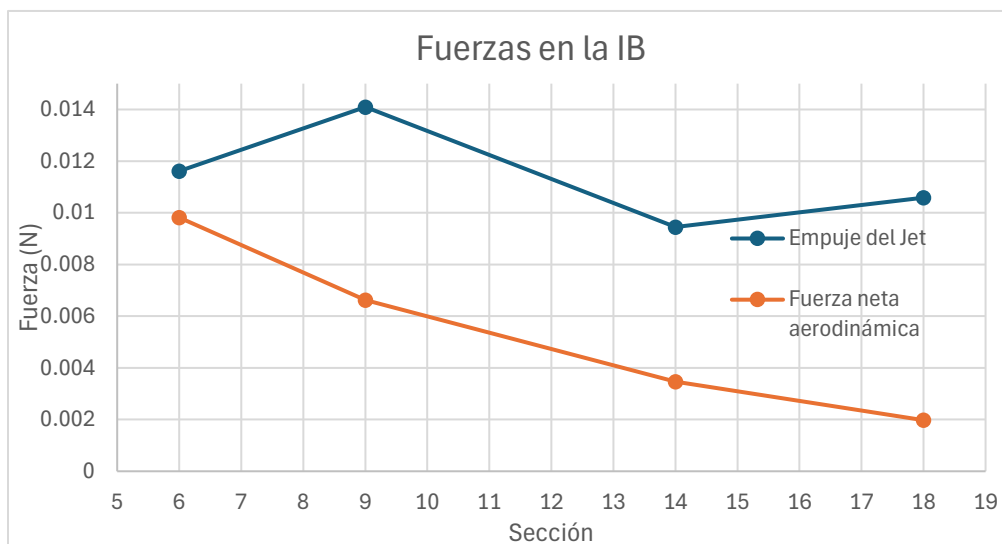


Figura 10.30. Fuerzas sobre el álabe IB en dirección tangencial al giro del rotor.

La figura 10.30 muestra que el empuje de jet parece no seguir una tendencia conforme se aleja del hub, a diferencia de la fuerza aerodinámica que se va reduciendo conforme se aumenta el ángulo de ataque del perfil primario. Esto sugiere que el rendimiento del chorro está fuertemente influenciado por las características del perfil secundario. La magnitud del empuje llega a ser mayor en la sección 9, seguido de la sección 6, donde además de tener un ángulo de ataque menos pronunciado en el perfil primario, la longitud de cuerda del perfil secundario y el ángulo de ataque son mayores. Cabe destacar también, que el empuje del chorro se mantiene superior a la fuerza aerodinámica en todas las secciones, confirmando el importante aporte de la inducción en el torque de arranque.

Es posible sumar ambas fuerzas, del chorro y aerodinámica para obtener una fuerza resultante que se llamará fuerza total, la figura 10.31 muestra la gráfica de esta fuerza.

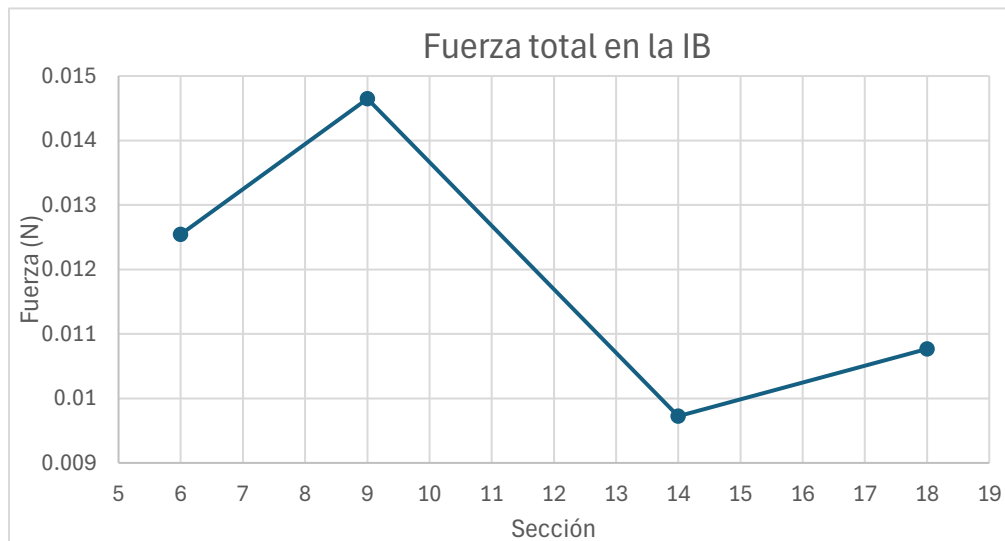


Figura 10.31. Fuerza total sobre el álabe IB en dirección tangencial al giro del rotor.

Debido a que la fuerza del chorro es considerablemente mayor que la fuerza aerodinámica, el comportamiento de la fuerza resultante es muy parecida a la de la fuerza de chorro de la figura 10.30, siendo las secciones 9 y 6, las que mejor desempeño tienen en la IB.

10.5 Regímenes de flujo con mejor rendimiento en el álabe IB

Las figuras 10.32 y 10.33 muestran los resultados de los coeficientes aerodinámicos C_l y C_d . Estos resultados demuestran que si bien, crece la sustentación, también lo hace de manera proporcional el arrastre en ambos perfiles. Consecuentemente, el rendimiento aerodinámico C_l/C_d se mantendrá constante tal como muestra la gráfica 10.34. Esto es un comportamiento esperable en perfiles aerodinámicos, ya que su rendimiento depende del tipo de perfil aerodinámico y el ángulo de ataque. Sin embargo, con estos resultados, se presume que el FIA y la interacción entre ambos perfiles no altera el rendimiento aerodinámico del álabe.

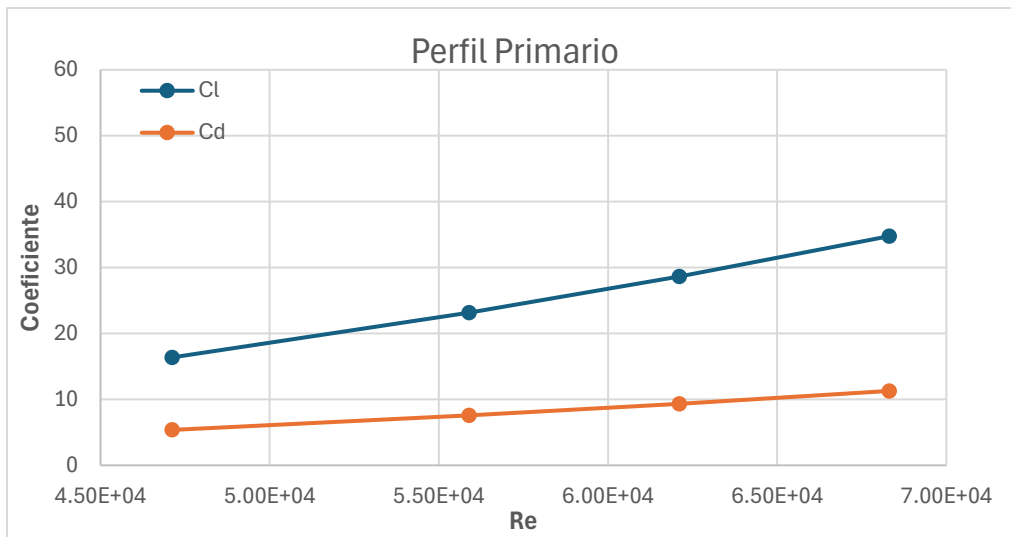


Figura 10.32. Cl y Cd de la sección 18 de la IB a diferentes Re en el perfil primario.

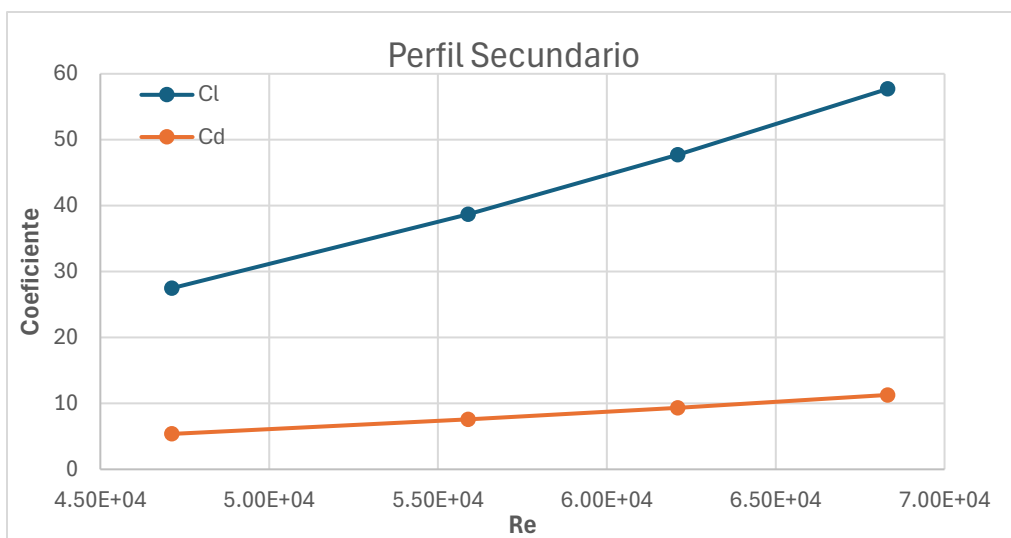


Figura 10.33. Cl y Cd de la sección 18 de la IB a diferentes Re en el perfil secundario.

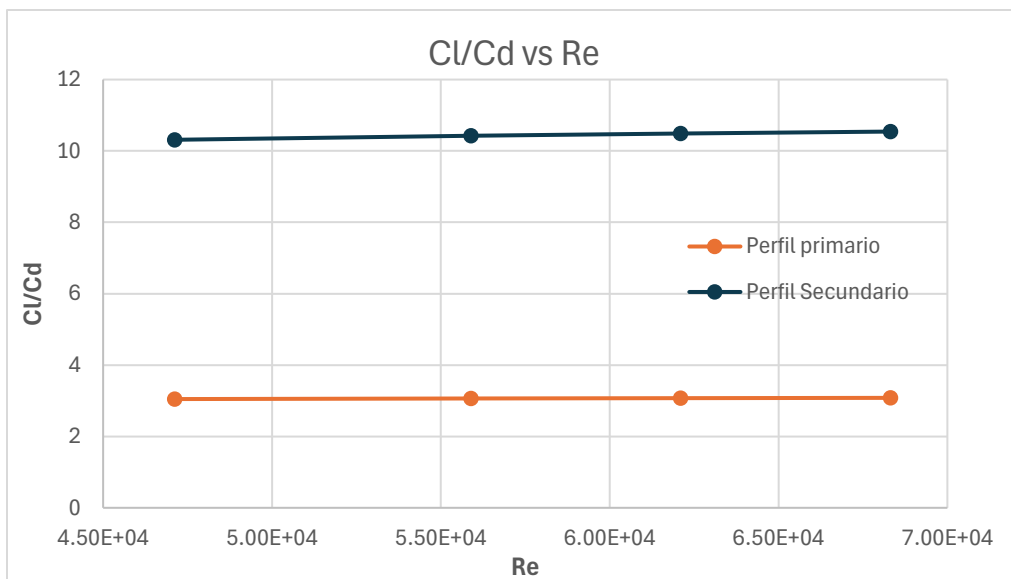


Figura 10.34. Relación Cl/Cd en la sección 18 de la IB.

A diferencia de la aerodinámica en la IB, el empuje del chorro de velocidad, si cambia a diferentes números de Reynolds. La gráfica de la figura 10.35 muestra que el empuje crece con tendencia lineal a la vez que crece el Reynolds. Estos resultados sugieren que el rendimiento del FIA se mantendría en un rotor de mayor potencia sujeto a mayor altitud y mayor velocidad de viento.

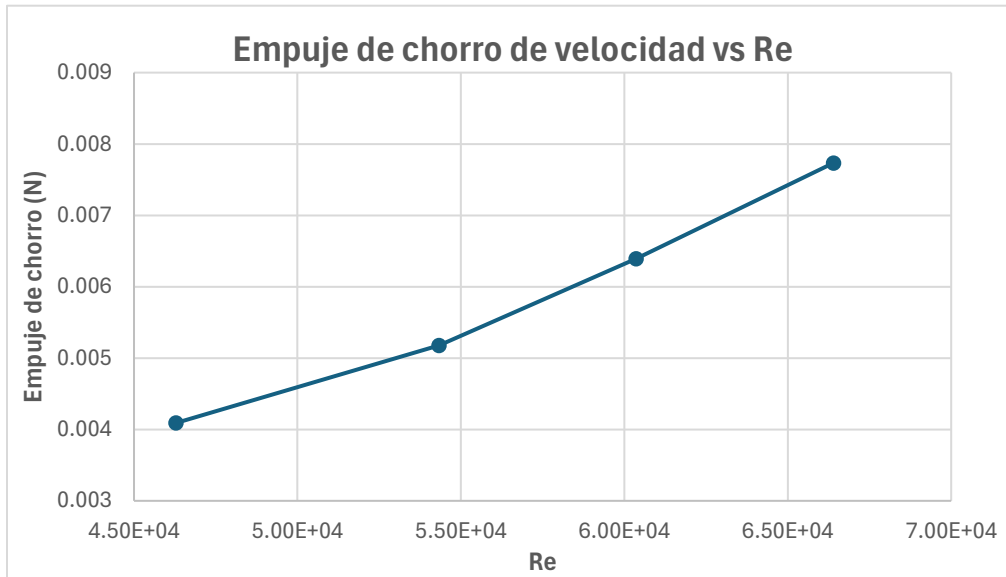


Figura 10.35. Empuje de chorro de velocidad (jet) en la sección 18 a varios Re.

11. Validación experimental

Para validar la caracterización del FIA, se diseñó un rotor de inducción mejorado para el arranque, basado en los hallazgos del modelado en 2D y 2.5D. El rendimiento en arranque del rotor mejorado se comparó con el rotor IB y el rotor Tradicional. Esta sección muestra la metodología y el resultado de la experimentación.

11.1 Diseño del álabe IB mejorado para el arranque

Para el diseño del IB mejorado (IBM), los parámetros geométricos de la sección de mejor rendimiento en la IB, se replicaron proporcionalmente al tamaño de cuerda de las secciones del álabe primario. Las características del álabe primario se conservaron completamente a las del modelo IB, mientras que el álabe secundario fue modificado para generar la nueva geometría. El ángulo relativo entre ambos perfiles 2D (γ) se conservó igual al de la sección de mejor rendimiento de la IB en todas las secciones de la zona de inducción, sin embargo, debido a que el álabe primario no se modificó, el ángulo de torsión β del álabe completo si varía de sección a sección. La distancia Dz y las longitudes de los álabes l_1 y l_2 (ver figura 9.2) no fueron modificados. El diseño mejorado se muestra en la figura 11.1.

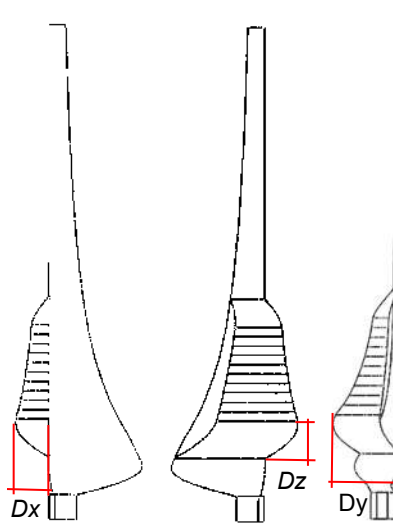


Figura 11.1. Vistas del diseño IB mejorado para el arranque (IBM).

El método de diseño anterior, aunque sencillo, resulta en diferencias significativas respecto al modelo IB de referencia. Las diferencias más importantes se mencionan a continuación: la distancia Dx en cada sección del álabe secundario del diseño IBM, disminuye conforme avanza sobre el álabe primario, a diferencia del álabe IB, en el cual se mantiene constante; las cuerdas del álabe secundario IBM son notablemente más largas en las últimas secciones; y la distancia Dy cambia de manera más drástica de sección a sección en el IBM, provocando una característica forma combada de su álabe secundario.

11.2 Metodología experimental

La metodología utilizada para las pruebas experimentales fue la siguiente:

1. Impresión 3D. Los álabes de las turbinas IB, fueron manufacturadas mediante fabricación aditiva en una sola pieza. El material utilizado fue PLA (ácido poliláctico). La configuración de los rotores es de tres álabes con un hub del mismo material, el diámetro de barrido es de 60 cm. La figura 11.2 muestra los rotores de los tres diseños.

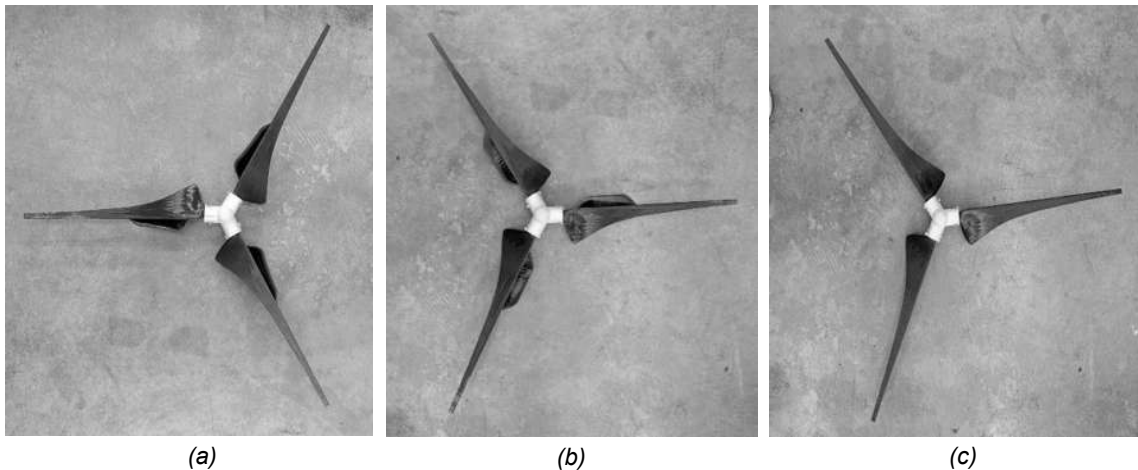


Figura 11.2. Modelos físicos de los rotores (a) IBM, (b) IB y (c) Tradicional.

2. Montaje en el túnel de viento. Los rotores se colocan frente a un túnel de viento de sección transversal de 70x70, ensamblados sobre el eje de un sensor de torque estático de marca genérica. La figura 11.3 muestra el montaje final de la turbina.



Figura 11.3. Montaje de la turbina de viento.

3. Medición. Los datos obtenidos mediante el software del dispositivo de medición son el torque estático de arranque (Nm), la velocidad de rotación (RPM) y la potencia mecánica (W). La velocidad del viento del túnel se controla por medio del variador de frecuencia del ventilador. La frecuencia eléctrica en Hz correspondiente se registra para incrementos de velocidad de viento de 1 m/s medidos mediante un anemómetro digital. La tabla 11.1 muestra la calibración del túnel de viento.

Se realizaron 25 pruebas por cada rotor, en las cuales se incrementó gradualmente la frecuencia eléctrica del ventilador y, por lo tanto, la velocidad del viento, hasta el arranque de la turbina. Los datos de velocidad de viento de arranque entre incrementos de 1 m/s se obtuvieron por medio de interpolación lineal a partir de la tabla 11.1. Los datos del sensor de torque estático se capturan posterior al arranque de la turbina.

Tabla 11.1. Valores promedio de arranque en los rotores IBM, IB y Tradicional.

Frecuencia eléctrica (Hz)	Velocidad de viento (m/s)
3.8148	1
6.579	2
9.9348	3
13.2906	4
16.47	5
19.992	6
22.9806	7
26.163	8
29.274	9
32.3442	10
35.7204	11
38.5968	12

11.3 Resultados y análisis de la experimentación

Los datos experimentales mostraron una mejoría del 15.9% en la velocidad promedio del viento de arranque del rotor IBM respecto al rotor IB y una mejoría del 23.8% respecto al rotor tradicional. Los datos promedio de arranque presentados en la tabla 11.2 también indican una producción de potencia mecánica similar entre los tres rotores, sin embargo, el modelo mejorado registra esta potencia a una menor velocidad de viento promedio que el IB y Tradicional. El diagrama de caja de la experimentación mostrado en la figura 11.4, muestra además que el rotor IBM tiene considerablemente una menor dispersión en la velocidad promedio del viento de arranque especialmente en comparación con el rotor IB, en el que se encontró la mayor dispersión.

Tabla 11.2. Valores promedio de arranque en los rotores IBM, IB y Tradicional.

Rotor	Velocidad Promedio del Viento (m/s)	Torque Estático Promedio (Nm)	Potencia Mecánica Promedio (W)	Velocidad de Rotación Promedio (RPM)
IBM	3.60	0.0028	0.1663	552.32
IB	4.28	0.0029	0.1612	683.04
Tradicional	4.72	0.0025	0.1638	610.2

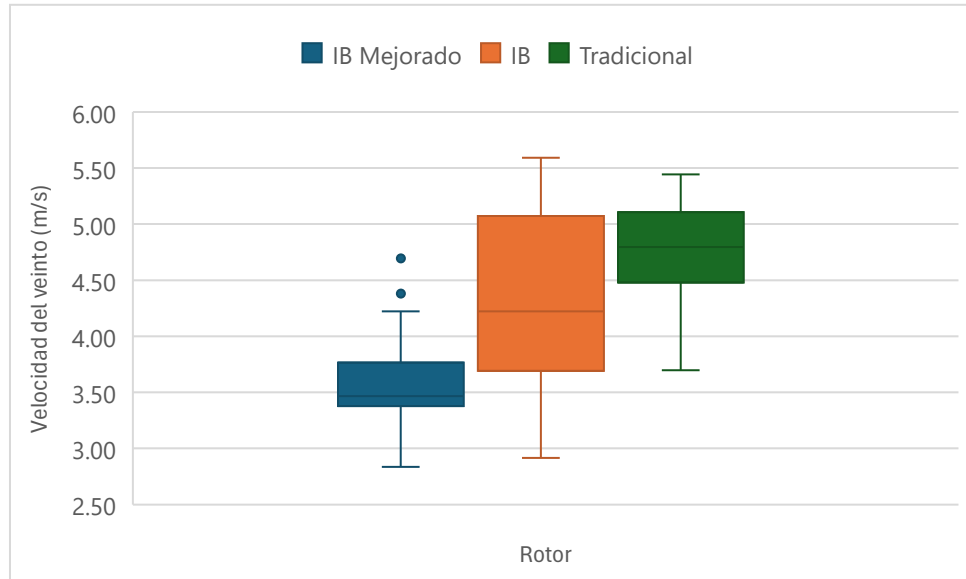


Figura 11.4. Velocidad de viento de arranque en los rotores IBM, IB y Tradicional.

Los resultados experimentales validan la efectividad de los álabes de inducción en condiciones de arranque debido al chorro de velocidad en el canal de inducción. También se demuestra que es posible mejorar su rendimiento basado en análisis 2D, lo cual facilita el modelado y ahorra recurso computacional.

12. Conclusiones

Con el objetivo de describir y modelar computacionalmente el fenómeno de inducción aerodinámica, el presente trabajo de investigación aporta una caracterización física detallada de los álabes de inducción mediante el análisis aerodinámico de diferentes configuraciones geométricas, refutando la hipótesis establecida.

El fenómeno de inducción aerodinámica en el arranque de la turbina es resultado del desplazamiento (Dx) en el eje x en la posición del perfil secundario respecto al perfil primario. Este desplazamiento provoca una obstrucción del chorro de pared (CPE) generado en el borde de ataque del perfil primario y provocado por la zona de estancamiento (ZE1) en el intradós del mismo perfil. La obstrucción del segundo perfil genera una segunda zona de estancamiento (ZE2) sobre el intradós del perfil secundario y redirige el flujo hacia la zona de inducción. Esta interacción provoca un chorro de velocidad, cuya reacción de empuje impulsa el álabe de inducción en dirección al giro del rotor. Mediante este mecanismo, la inducción aerodinámica aporta un torque de arranque mayor al de un álabe tradicional.

El mejor rendimiento del fenómeno de inducción aerodinámica se encontró en la sección 9, donde se encuentra un ángulo de ataque menos elevado, tanto en el perfil primario como en el secundario, también encontramos cuerdas largas y la mayor área de salida, emulando la figura una tobera convergente. Estas características dirigen y desarrollan mejor el chorro de velocidad, generando una mayor fuerza de reacción sobre el álabe.

El análisis cuantitativo de las simulaciones numéricas, revela que el empuje del chorro de inducción aporta significativamente más fuerza que la sustentación de ambos perfiles en condición de arranque. Este hallazgo valida el uso del modelo analítico para el empuje de chorro de la ecuación 9.1 como métrica del rendimiento de los álabes de inducción. Además, mediante el análisis de los coeficientes aerodinámicos C_l y C_d , se comprobó que la presencia del segundo perfil aerodinámico y el chorro de inducción no afectan el rendimiento aerodinámico del perfil primario, es decir, el torque aportado por el chorro de inducción es un beneficio neto para el álabe.

En rangos de números de Reynolds típicos de turbinas de baja potencia (8-11 m/s), el rendimiento aerodinámico del álabe de inducción se mantiene constante en condiciones de operación, sin embargo, el empuje del chorro de velocidad aumenta a medida que aumenta el número de Reynolds. Por lo tanto, el rendimiento de la turbina de inducción mejorará conforme aumente el Reynolds en este rango de velocidades.

La eficacia en el arranque del diseño propuesto de IB mejorado (IBM), valida la descripción y hallazgos del presente trabajo al reducir la velocidad del viento de arranque a 3.60 m/s, lo que representa una mejora del 23.8% respecto al diseño

tradicional con teoría BEM y una mejora del 15.9% frente al modelo IB de referencia, esto sin sacrificar la potencia mecánica en condiciones de operación a la velocidad de viento de arranque.

El análisis 2D demostró ser una aproximación eficiente para predecir el comportamiento del fenómeno de inducción y una herramienta adecuada para la optimización de parámetros geométricos. La metodología 2D es una alternativa válida para acelerar el proceso de diseño de álabes de inducción.

Nomenclatura				
A1	Perfil primario (proveniente del álabe base B1)	-	BEM	Blade Element Momentum (Teoría de momento de elemento de pala)
A2	Perfil secundario (proveniente del álabe secundario B2)	-	Ci	Chorro de Inducción Aerodinámica
A_{salida}	Área de salida de la zona de inducción	m^2	CFD	Computational Fluid Dynamics (Dinámica de fluidos computacional)
B1	Álabe primario o álabe base	-	CPE	Chorro de Pared en Entrada (del perfil aerodinámico)
B2	Álabe secundario	-	CPS	Chorro de Pared en Salida (del perfil aerodinámico)
c	Cuerda del perfil aerodinámico	m	DR	Diseño de álabe Doble Raíz
C_d	Coeficiente de arrastre	-	IBM	Álabe de inducción mejorado
C_l	Coeficiente de sustentación	-	IB	Induction Blade (Álabe de inducción)
Dx	Desplazamiento axial entre perfiles	m	S1	Stall (Estado de perdida) del perfil primario
Dy	Desplazamiento lateral entre perfiles	m	S2	Stall (Estado de perdida) del perfil secundario
F	Empuje total	N	ZE1	Zona de Estancamiento en el perfil primario
k	Energía cinética turbulenta	m^2/S^2	ZE2	Zona de Estancamiento en el perfil secundario
$\dot{m}$	Flujo másico	kg/s		
n_x	Vector unitario normal en dirección tangencial	-		
p	Presión estática	Pa		
t	Tiempo	s		
T_{jet}	Empuje del chorro de velocidad (Jet Thrust)	N		
u,v,w	Componentes de la velocidad en los ejes x,y,z	m/s		
V	Velocidad	m/s		
y^+	Distancia de pared adimensional	-		
β	Ángulo de torsión o pitch del perfil	°		
μ	Viscosidad dinámica	kg/m · s		
ρ	Densidad del fluido	kg/m ³		
ω	Tasa de disipación específica	s^{-1}		

Bibliografía

- [1] “Es probable que en los próximos 5 años la temperatura mundial supere temporalmente en 1,5 °c los niveles preindustriales | Organización Meteorológica Mundial”. Consultado: el 5 de julio de 2024. [En línea]. Disponible en: <https://wmo.int/es/news/media-centre/es-probable-que-en-los-proximos-5-anos-la-temperatura-mundial-supere-temporalmente-en-15-degc-los>
- [2] “No podemos permitirnos paradas o desvíos en este punto intermedio del viaje climático de la humanidad | Noticias ONU”. Consultado: el 5 de julio de 2024. [En línea]. Disponible en: <https://news.un.org/es/story/2024/06/1530261>
- [3] “Net Zero Coalition | Naciones Unidas”. Consultado: el 5 de julio de 2024. [En línea]. Disponible en: <https://www.un.org/es/climatechange/net-zero-coalition>
- [4] “WWEA Annual Report 2023 Record Year for Windpower in 2023”, 2024, Consultado: el 5 de julio de 2024. [En línea]. Disponible en: www.wwindea.org
- [5] C. F. Casillas, G. S. Díaz, V. L. Garza, S. G. González, y K. Figueroa, “Novel Induction Blade Design for Horizontal Axis Wind Turbines to Improve Starting Phase: CFD and Testing Analysis”, *Journal of Applied Fluid Mechanics*, vol. 15, núm. 6, pp. 1635–1648, nov. 2022, doi: 10.47176/jafm.15.06.1163.
- [6] V. López Garza, “Diseño y manufactura de álabes de turbinas de viento de eje horizontal de baja capacidad para bajas velocidades de viento”, Santiago de Querataro, mar. 2020.
- [7] P. Roth-Johnson y R. E. Wirz, “Aero-structural investigation of biplane wind turbine blades”, *Wind Energy*, vol. 17, núm. 3, pp. 397–411, 2014, doi: 10.1002/we.1583.
- [8] Z. Hao, K. Chen, T. Su, Z. Zhao, y Q. Wang, “Numerical Study of Vertical Axis Wind Turbine with Spoiler Based on Orthogonal Experiments”, *Journal of Applied Fluid Mechanics*, vol. 18, núm. 1, pp. 159–170, nov. 2024, doi: 10.47176/JAFM.18.1.2696.
- [9] G. Taguchi y S. Konishi, *Orthogonal arrays and linear graphs: tools for quality engineering*. ASI press, 1987. Consultado: el 29 de marzo de 2026. [En línea]. Disponible en: https://books.google.com/books/about/Orthogonal_Arrays_and_Linear_Graphs.html?hl=es&id=_5BRnQAACAAJ
- [10] K. Gharali, D. A. Johnson, V. Lam, y M. Gu, “A 2D Blade Element Study of a Wind Turbine Rotor Under Yaw Loads on JSTOR”, *Wind Engineering*. Consultado: el 22 de junio de 2025. [En línea]. Disponible en: <https://www.jstor.org/stable/90007092>
- [11] S. Mauro, R. Lanzafame, M. Messina, y D. Pirrello, “Transition turbulence model calibration for wind turbine airfoil characterization through the use of a Micro-Genetic Algorithm”, *International Journal of Energy and Environmental Engineering*, vol. 8, núm. 4, pp. 359–374, dic. 2017, doi: 10.1007/S40095-017-0248-2/FIGURES/12.

- [12] J. Yao *et al.*, “Numerical simulation of aerodynamic performance for two dimensional wind turbine airfoils”, *Procedia Eng.*, vol. 31, pp. 80–86, ene. 2012, doi: 10.1016/J.PROENG.2012.01.994.
- [13] D. B. Zadorozhna, O. Benavides, J. S. Grajeda, S. F. Ramirez, y L. de la Cruz May, “A parametric study of the effect of leading edge spherical tubercle amplitudes on the aerodynamic performance of a 2D wind turbine airfoil at low Reynolds numbers using computational fluid dynamics”, *Energy Reports*, vol. 7, pp. 4184–4196, nov. 2021, doi: 10.1016/J.EGYR.2021.06.093.
- [14] W. Yossri, S. Ben Ayed, y A. Abdelkefi, “Airfoil type and blade size effects on the aerodynamic performance of small-scale wind turbines: Computational fluid dynamics investigation”, *Energy*, vol. 229, p. 120739, ago. 2021, doi: 10.1016/J.ENERGY.2021.120739.
- [15] A. C. Benim, M. Diederich, y B. Pfeiffelmann, “Aerodynamic Optimization of Airfoil Profiles for Small Horizontal Axis Wind Turbines”, *Computation 2018, Vol. 6, Page 34*, vol. 6, núm. 2, p. 34, abr. 2018, doi: 10.3390/COMPUTATION6020034.
- [16] “Global Wind Atlas”. Consultado: el 5 de julio de 2024. [En línea]. Disponible en: <https://globalwindatlas.info/es>
- [17] T. Burton, D. Sharpe, N. Jenkins, y E. Bossanyi, *Wind Energy Handbook*, 1a ed. Chichester: John Wiley & Sons, 2001.
- [18] E. Hau, *Wind Turbines*, 2nd ed. Springer, 2006.
- [19] J. F. Manwell y J. G. McGowan, *Wind Energy Explained*, Second Edition., vol. 1. Chippingham: John Wiley & Sons, 2009.
- [20] Frank M. White, *Mecánica de fluidos*, 6ª edición. McGraw-Hill, 2008.
- [21] F. R. Menter, “Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications”, *AIAA Journal*, vol. 32, núm. 8, pp. 1598–1605, 1994, doi: 10.2514/3.12149.
- [22] G. P. Sutton y O. Biblarz, “ROCKET PROPULSION ELEMENTS”, Hoboken, 2017.
- [23] INTERNATIONAL ELECTROTECHNICAL COMMISSION, *IEC 61400-2 Wind turbines-Part 2: Small wind turbines*. 2013.
- [24] D. Wood, *Small Wind Turbines*, First edition., vol. 1. New York: Springer, 2011. doi: 10.1007/978-1-84996-175-2.

Anexos

 Página 1 de 91 - Portada Identificador de la entrega: trn:oid::3117:584210439

Yul René Vargas Cira

Modelado y simulación computacional del fenómeno de inducción aerodinámica en una turbina eólica de baja capacid...

 Universidad Michoacana de San Nicolás de Hidalgo

Detalles del documento

Identificador de la entrega trn:oid::3117:584210439	84 páginas
Fecha de entrega 28 abr 2026, 12:17 p.m. GMT-6	24.840 palabras
Fecha de descarga 28 abr 2026, 12:24 p.m. GMT-6	127.820 caracteres
Nombre del archivo Modelado y simulación computacional del fenómeno de inducción aerodinámica en una turbinapdf	
Tamaño del archivo 3.7 MB	

 Página 1 de 91 - Portada Identificador de la entrega: trn:oid::3117:584210439

Formato de Declaración de Originalidad y Uso de Inteligencia Artificial

Coordinación General de Estudios de Posgrado
Universidad Michoacana de San Nicolás de Hidalgo



A quien corresponda,

Por este medio, quien abajo firma, bajo protesta de decir verdad, declara lo siguiente:

- Que presenta para revisión de originalidad el manuscrito cuyos detalles se especifican abajo.
- Que todas las fuentes consultadas para la elaboración del manuscrito están debidamente identificadas dentro del cuerpo del texto, e incluidas en la lista de referencias.
- Que, en caso de haber usado un sistema de inteligencia artificial, en cualquier etapa del desarrollo de su trabajo, lo ha especificado en la tabla que se encuentra en este documento.
- Que conoce la normativa de la Universidad Michoacana de San Nicolás de Hidalgo, en particular los Incisos IX y XII del artículo 85, y los artículos 88 y 101 del Estatuto Universitario de la UMSNH, además del transitorio tercero del Reglamento General para los Estudios de Posgrado de la UMSNH.

Datos del manuscrito que se presenta a revisión		
Programa educativo	Maestría en Ciencias en Ingeniería Mecánica	
Título del trabajo	Modelado y simulación computacional del fenómeno de inducción aerodinámica en una turbina eólica de baja capacidad	
	Nombre	Correo electrónico
Autor/es	Yul René Vargas Cira	1131835h@umich.mx
Director	Víctor López Garza	victor.garza@umich.mx
Codirector	Christian Erik Casillas Farfán	christian.casillas.farfán@gmail.com
Coordinador del programa	Pablo Genaro Martínez Torres	mae.cs.ingenieria.mecanica@umich.mx

Uso de Inteligencia Artificial		
Rubro	Uso (sí/no)	Descripción
Asistencia en la redacción	sí	Mejora en la redacción de algunas secciones de la tesis a partir del manuscrito.

Formato de Declaración de Originalidad y Uso de Inteligencia Artificial

Coordinación General de Estudios de Posgrado
Universidad Michoacana de San Nicolás de Hidalgo



Uso de Inteligencia Artificial		
Rubro	Uso (sí/no)	Descripción
Traducción al español	sí	Para el Abstract únicamente
Traducción a otra lengua	no	
Revisión y corrección de estilo	no	
Análisis de datos	no	
Búsqueda y organización de información	no	
Formateo de las referencias bibliográficas	no	
Generación de contenido multimedia	sí	Generación de diagramas ilustrativos
Otro	no	

Datos del solicitante	
Nombre y firma	Yul René Vargas Cira
Lugar y fecha	Morelia, Michoacán. 28 de abril del 2026.