

**UNIVERSIDAD NACIONAL DE INGENIERÍA
FACULTAD DE INGENIERÍA MECÁNICA**



TESIS:

**“ESTUDIO NUMÉRICO DEL COMPORTAMIENTO AERODINÁMICO DE
LOS ÁLABES DE UN AEROGENERADOR DE 10 KW PARA MEJORAR
SU EFICIENCIA”**

**PARA OBTENER EL GRADO ACADÉMICO DE MAESTRO EN CIENCIAS
CON MENCIÓN EN ENERGÉTICA**

ELABORADO POR:

CHRISTIAN VLADIMIR RODRIGUEZ DÍAZ

ASESOR:

Mg. ALFREDO ALCIDES OLIVEROS DONOHUE

CO-ASESOR:

PhD. CÉSAR CELIS PÉREZ

LIMA - PERÚ

2019

Dedicatoria

A mi madre por todo el amor y apoyo brindado y a mi abuelitos por todos los sabios consejos que me dieron en vida.

AGRADECIMIENTOS

A mi asesor Alfredo Alcides Oliveros Donohue y a mi co-asesor César Celis Pérez por su comprensión y apoyo durante el proceso de elaboración de la presente tesis.

Un especial agradecimiento al “Programa de Maestrías en Universidades Peruanas”, promovido por el Ministerio de Educación (MINEDU), el Consejo Nacional de Ciencia, Tecnología e Innovación Tecnológica (CONCYTEC) y el Fondo Nacional de Desarrollo Científico, Tecnológico y de Innovación Tecnológica (FONDECYT), instituciones que hicieron posible mi participación como becario en la presente Maestría.

ÍNDICE DE CONTENIDO

CAPÍTULO I	1
INTRODUCCIÓN	1
1.1. Introducción	1
1.2. Realidad problemática en el Perú	3
1.3. Formulación del problema	6
1.4. Justificación e importancia de la investigación	6
1.5. Objetivos, hipótesis, variables e indicadores.....	8
1.5.1. Objetivos.....	8
1.5.1.1. Objetivo general.....	8
1.5.1.2. Objetivos específicos	8
1.5.2. Hipótesis	9
1.5.2.1. Hipótesis general	9
1.5.2.2. Hipótesis específicas	9
1.5.3. Variables e indicadores.....	9
1.5.3.1. Optimización del perfil aerodinámico.....	10
1.5.3.2. Diseño de los álabes.....	10
1.6. Metodología.....	11
1.7. Alcance.....	11
1.8. Esquema de tesis	12
CAPÍTULO II	13
ESTADO DEL ARTE	13
2.1. Análisis de perfiles aerodinámicos	13
2.2. Optimización de perfiles y álabes.....	17
2.3. Diseño de álabes	25
CAPÍTULO III	31
MODELAMIENTO MATEMÁTICO Y NUMÉRICO	31
3.1. Modelo matemático	31
3.1.1. Ecuaciones gobernantes del flujo de fluidos	31
3.1.2. Modelo de turbulencia.....	35

3.2.	Modelo numérico	39
3.2.1.	Fenómeno físico	41
3.2.2.	Configuración geométrica	42
3.2.3.1.	Perfil aerodinámico	42
3.2.3.2.	Restricciones geométricas	44
3.2.3.	Dominio computacional	46
3.2.4.	Discretización del dominio	47
3.2.5.	Condiciones iniciales y de borde	51
3.2.6.	Solver	51
3.2.7.	Análisis de resultados	52
3.3.	Algoritmo de optimización	52
3.4.	Diseño de álabes	57
CAPÍTULO IV		62
RESULTADOS y discusión		62
4.1.	Verificación de modelos	62
4.1.1.	Modelo de perfil aerodinámico	62
4.1.2.	Modelo de diseño de álabes	69
4.2.	Optimización de perfil aerodinámico	72
4.3.1.	Evolución del proceso de optimización	73
4.3.2.	Coeficientes de sustentación y arrastre	79
4.3.3.	Aspectos cualitativos	81
4.3.	Diseño del rotor de aerogeneradores	84
4.2.1.	Diseño de los álabes	84
4.2.2.	Características de los álabes base, comercial y optimizado	87
4.4.	Implicaciones económicas	93
CAPÍTULO V		97
CONCLUSIONES		97
TRABAJOS FUTUROS		98
CAPÍTULO VI		99
REFERENCIAS BIBLIOGRÁFICAS		99

ÍNDICE DE FIGURAS

Figura 1. Realidad problemática.....	5
Figura 2. Nuevas condiciones de operación para el aerogenerador.....	7
Figura 1. Esquema general del modelamiento <i>CFD</i>	40
Figura 2. Líneas de flujo alrededor de un perfil aerodinámico [44].....	41
Figura 1. Perfil aerodinámico parametrizado con dos curvas de Bézier.....	44
Figura 2. Dominio computacional <i>2D</i>	46
Figura 3. Malla estructurada tipo C utilizada en las simulaciones numéricas <i>2D</i>	47
Figura 4. Detalle de la malla cercana al perfil aerodinámico. a) Vista general, b) Detalle 1, c) Detalle 2, d) Detalle 3 y e) Detalle 4.....	50
Figura 5. Detalle de la región de la malla llamada <i>inflation</i> y altura de la primera celda cercana a la pared.....	50
Figura 7. Condiciones de borde impuestas.....	51
Figura 8. Operador de cruce.....	53
Figura 9. Operador de mutación.....	53
Figura 10. Proceso de evolución de un algoritmo genético simple.....	54
Figura 11. Representación cromosómica de un individuo del <i>GA</i> usado en la presente tesis.....	54
Figura 12. Tipos de dispersión de la población en el espacio de búsqueda del <i>GA</i> . a) Mala y b) Buena.....	55
Figura 12. Funciones de densidad de probabilidad de una población aleatoria de 40 individuos, aplicada a la variable <i>P10</i> , usando las funciones <i>Uniform</i> y <i>Feasible</i>	56
Figura 14. Esquema de los elementos del álabe [66].....	58
Figura 14. Representación geométrica de un elemento del álabe [66].....	59
Figura 9. Perfil aerodinámico S809 en coordenadas adimensionales ($c = 0.6 m$).....	63
Figura 17. Parámetros utilizados en el refinamiento de malla.....	64
Figura 11. <i>Cl</i> del perfil aerodinámico S809, para <i>Re</i> de 10^6 , comparados con datos experimentales de <i>DUT</i> y <i>OSU</i> , y resultados numéricos de Mauro et al. [37] y El Khchine y Sriti [70].....	65

Figura 12. C_d del perfil aerodinámico S809, para Re de 10^6 , comparados con datos experimentales de <i>DUT</i> y <i>OSU</i> , y resultados numéricos de El Khchine y Sriti [70].	65
Figura 13. Contornos de velocidad para el perfil S809 a $\alpha = 7^\circ$, $c = 0.6\text{ m}$ y $V_{rel} = 24.34\text{ m/s}$ ($Re = 106$).	68
Figura 14. Contornos de presión para el perfil S809 a $\alpha = 7^\circ$, $c = 0.6\text{ m}$ y $V_{rel} = 24.34\text{ m/s}$ ($Re = 106$).	69
Figura 15. Comparación de parámetros característicos de álabes: (a) cuerda, (b) CT , (c) a y, (d) a' , a lo largo de la posición radial del álabe de un <i>HAWT</i> de 300 kW.	71
Figura 16. CP de los álabes de un <i>HAWT</i> de 300 kW, para distintos valores de λ .	72
Figura 18. Diagrama de flujo del proceso de optimización del perfil aerodinámico.	74
Figura 19. Valores de la función objetivo a través del proceso de optimización del perfil aerodinámico.	76
Figura 20. Evolución de los perfiles a través de cada generación.	77
Figura 21. Perfil optimizado en coordenadas adimensionales ($c = 0.35\text{ m}$).	79
Figura 28. Cl del perfil S809 y el perfil optimizado, para un Re de 451 896.	80
Figura 29. Cd del perfil S809 y el perfil optimizado, para un Re de 451 896.	80
Figura 30. Razón Cl/Cd del perfil S809 y el perfil optimizado, para un Re de 451 896. ...	81
Figura 25. Contornos de velocidad para el perfil: a) S809 y b) Optimizado, para $\alpha = 7^\circ$ y $V_{rel} = 18.86\text{ m/s}$ ($Re = 451896$).	82
Figura 26. Contornos de presión para el perfil: a) S809 y b) Optimizado, para $\alpha = 7^\circ$ y $V_{rel} = 18.86\text{ m/s}$ ($Re = 451896$).	83
Figura 17. Vistas geométricas del álabe optimizado. a) 3D, b) 2D y c) Perfiles.	88
Figura 34. CP , Re y α a través de la extensión de los álabes base, comercial y optimizado.	92
Figura 28. Potencia y CP generados por los álabes base, comercial y optimizado para las condiciones de diseño de la Tabla 9 .	93

ÍNDICE DE TABLAS

Tabla 1. Velocidades nominales de viento de algunos HAWT comerciales de baja potencia (Modificado de Delta Volt SAC [22], Pro Viento SAC [23] y LIDERS SAC [24]).	4
Tabla 2. Potencial energético del viento en algunas zonas del Perú (Recuperado de Chiroque [21]).	5
Tabla 3. Principales hallazgos de las investigaciones relacionadas con el análisis de perfiles aerodinámicos.	16
Tabla 4. Principales hallazgos de las investigaciones relacionadas con la optimización de perfiles y álabes.	22
Tabla 5. Principales hallazgos de las investigaciones relacionadas con el diseño de álabes.	28
Tabla 6. Límites superiores e inferiores de los puntos de control utilizados en la optimización.	45
Tabla 7. Características de las mallas utilizadas en la verificación del modelo.	64
Tabla 8. Parámetros de diseño de los álabes (Sedaghat y Mirhosseini [54]).	70
Tabla 11. Parámetros del algoritmo genético.	75
Tabla 9. Parámetros de diseño de los álabes.	85
Tabla 10. Parámetros geométricos del rotor de los aerogeneradores.	86
Tabla 12. Parámetros característicos de los álabes base para las condiciones de diseño.	89
Tabla 13. Parámetros característicos de los álabes comerciales para las condiciones de diseño.	90
Tabla 14. Parámetros característicos de los álabes optimizados para las condiciones de diseño.	91
Tabla 15. Frecuencia de velocidad de viento de 6 m/s para distintas locaciones del Perú.	94
Tabla 16. Ingreso anual debido a la energía adicional generada por los álabes comercial y optimizado con respecto a los álabes base.	95
Tabla 17. Ingreso anual debido a la energía adicional generada por los álabes optimizados con respecto a los álabes comerciales.	96

NOMENCLATURA

Abreviaciones

$2D$ = Dos dimensiones.

$3D$ = Tres dimensiones.

ACO = Ant Colony Optimization.

AEP = Producción de energía anual (kWh/año).

ANN = Redes neuronales artificiales.

BEM = Momento del elemento de pala.

CFD = Dinámica de fluidos computacional.

CNC = Control numérico computarizado.

$\gamma - Re_{\theta}$ = Modelo de transición tipo $RANS$ de cuatro ecuaciones.

DNS = Direct Numerical Simulation.

DoE = Diseño de experimentos.

DPO = Óptimo determinístico de Pareto.

DUT = Delft University of Technology.

Feasible population = Función de creación con restricciones lineales del GA .

FL = Fuzzy Logic.

FO = Función objetivo.

GA = Algoritmos genéticos.

GDW = Modelo dinámico generalizado de estela.

$HAWT$ = Aerogenerador de eje horizontal.

hub = Base del álabe.

inflation = Zona de la malla cercana a la pared del perfil aerodinámico.

$k - \varepsilon$ = Modelo de turbulencia tipo $RANS$ de dos ecuaciones.

$k - \omega$ = Modelo de turbulencia tipo $RANS$ de dos ecuaciones.

$LaRC$ = Langley Research Center.

LES = Large Eddy Simulation.

μGA = Algoritmo micro-genético.

Mixing length = Modelo de turbulencia tipo $RANS$ de cero ecuaciones.

MRF = Moving Reference Frame.
NASA = National Aeronautics and Space Administration.
NREL = National Renewable Energy Laboratory.
NSGA – II = Non-dominated Sorting Genetic Algorithm II.
OPT = Álabes óptimos.
OSINERGMIN = Organismo Supervisor de la Inversión en Energía y Minería.
OSU = Ohio State University.
Pot = Potencia (W).
pressure – outlet = Condición de borde a la salida del dominio computacional.
PSO = Particle Swarm Optimization.
RANS = Reynolds Averaged Navier-Stokes.
Re = Número de Reynolds.
RER = Recursos Energéticos Renovables (Kg/m³).
RPO = Óptimo robusto de Pareto.
SA = Simulated Annealing.
Spalart – Allmaras = Modelo de turbulencia tipo *RANS* de una ecuación.
SST k – ω = Modelo de turbulencia tipo *RANS* de dos ecuaciones.
stall = Entrada en pérdida.
Uniform = Función de creación sin restricciones del *GA*.
UOT = Álabes con cuerda constante y ángulo de torsión variable.
UUT = Álabes con cuerda y ángulo de torsión constantes.
velocity – inlet = Condición de borde a la entrada del dominio computacional.
wall = Condición de borde en la superficie del perfil aerodinámico.
winglet = Dispositivo de punta alar.

Características aerodinámicas

α = Ángulo de ataque (°).
 α_{dis} = Ángulo de ataque de diseño (°).
 η = Eficiencia de conversión mecánica-eléctrica.
 θ_p = Ángulo de paso local (°).
 $\theta_{p,0}$ = Ángulo de paso del álabes (°).

θ_T = Ángulo de torsión (°).
 λ = Tip Speed Ratio.
 ρ = Densidad (Kg/m³).
 σ' = Solidez.
 ϕ = Ángulo de velocidad relativa (°).
 Ω = Velocidad angular (RPM o rad/s).
 a = Factor de inducción axial.
 a' = Factor de inducción tangencial.
 A = Área (m²).
 B = Número de álabes del aerogenerador.
 c = Cuerda del perfil (m).
 C_d = Coeficiente de arrastre.
 $C_{d,dis}$ = Coeficiente de arrastre de diseño.
 C_l = Coeficiente de sustentación.
 $C_{l,dis}$ = Coeficiente de sustentación de diseño.
 C_l/C_d = Razón de coeficientes de sustentación/arrastre.
 $C_{l,dis}/C_{d,dis}$ = Razón de los coeficientes de sustentación/arrastre de diseño.
 C_p = Coeficiente de potencia.
 $C_{p,max}$ = Coeficiente de potencia máximo estimado.
 C_T = Coeficiente de empuje.
 F = Factor de pérdida de punta.
 F_d = Fuerza de arrastre (N).
 F_l = Fuerza de sustentación (N).
 F_n = Fuerza normal (N).
 F_t = Fuerza tangencial (N).
 N = Número de elementos que conforman el álabe.
 R = Radio del rotor del aerogenerador o longitud del álabe (m).
 r_i = Radio local (m).
 V_{rel} = Velocidad relativa (m/s).
 V_∞ = Velocidad de viento incidente (m/s).

Dinámica de fluidos computacional

$\alpha_0, \alpha_0^*, \alpha_\infty, \alpha_\infty^*, \beta_i, \beta_\infty^*, \zeta^*, R_\beta, R_k, R_\omega$ = Constantes del modelo $k - \omega$.

α^* = Constante para la corrección de la viscosidad turbulenta a Re bajos.

Γ_k = Difusividad efectiva de k .

Γ_ω = Difusividad efectiva de ω .

Δt = Variación de tiempo (s).

κ = Conductividad térmica (W/m.K).

μ = Viscosidad dinámica (Kg/m.s).

μ_t = Viscosidad turbulenta (Pa.s).

ν = Viscosidad cinemática (m²/s).

σ_k = Número de Prandtl turbulento para k .

σ_ω = Número de Prandtl turbulento para ω .

$\tau_{xx}, \tau_{yy}, \tau_{zz}$ = Tensiones normales.

$\tau_{xy}, \tau_{xz}, \tau_{yz}$ = Tensiones de corte.

φ = Propiedad de flujo.

$\bar{\varphi}$ = Componente promedio de φ .

φ' = Componente fluctuante de φ .

Φ = Función de disipación.

ω = Tasa de disipación turbulenta (s⁻¹).

Ω_{ij} = Tensor de la tasa de rotación media.

C_f = Coeficiente de fricción local.

$F(M_t)$ = Función de compresibilidad.

G_k = Generación de k .

G_ω = Generación de ω .

i = Energía interna específica (J/Kg).

k = Energía cinética turbulenta (m²/s²).

p = Presión (Pa).

P = Presión promedio (Pa).

S = Módulo del tensor de la tasa de esfuerzo media.

S_i = Término fuente de energía interna (N/m².s).

S_{ij} = Tensor de la tasa de esfuerzo.

S_k = Término fuente de k .

S_{Mx} = Término fuente de momento en el eje x (N/m^3).
 S_{My} = Término fuente de momento en el eje y (N/m^3).
 S_{Mz} = Término fuente de momento en el eje z (N/m^3).
 S_{ω} = Término fuente de ω .
 t = Tiempo (s).
 T = Temperatura (K).
 u = Componente de velocidad en el eje x (m/s).
 u' = Componente de velocidad fluctuante en el eje x (m/s).
 u_* = Velocidad de fricción.
 \mathbf{u} = Vector de velocidad.
 U = Componente de velocidad promedio en el eje x (m/s).
 U_i = Tensor de la velocidad media del flujo.
 \mathbf{U} = Vector de velocidad promedio.
 v = Componente de velocidad en el eje y (m/s).
 v' = Componente de velocidad fluctuante en el eje y (m/s).
 V = Componente de velocidad promedio en el eje y (m/s).
 w = Componente de velocidad en el eje z (m/s).
 w' = Componente de velocidad fluctuante en el eje z (m/s).
 W = Componente de velocidad promedio en el eje z (m/s).
 y = Altura de la primera celda cercana a la pared (m).
 y^+ = Distancia adimensional a la pared.
 Y_k = Disipaciones de k .
 Y_{ω} = Disipaciones de ω .

Curvas de Bezier

$\mathbf{B}(d)$ = Vector que contiene las coordenadas x e y de la curva de Bézier.
 $B(d)_{sup}$ = Curva superior de Bézier.
 $B(d)_{inf}$ = Curva inferior de Bézier.
 P_i = Punto de control i que contiene las coordenadas x e y del polígono de control.
 d = Parámetro que varía entre 0 y 1.
 n = Grado de la curva.

RESUMEN

En las últimas décadas, la utilización de tecnologías de generación eléctrica a partir de energías renovables no convencionales viene en aumento. En particular, las tecnologías que involucran paneles fotovoltaicos y aerogeneradores son dos de las alternativas más estudiadas y empleadas en aplicaciones prácticas. Las investigaciones sobre aerogeneradores generalmente involucran altas velocidades de viento. Más recientemente, las investigaciones sobre la optimización de aerogeneradores de baja potencia, los cuales funcionan a bajas velocidades de viento, han aumentado. El objetivo principal de esta tesis es estudiar numéricamente los álabes de un aerogenerador de baja potencia de eje horizontal para mejorar su eficiencia. El referido aerogenerador es caracterizado por una potencia de 10 kW y una velocidad de viento incidente de 6 m/s. En consecuencia, una metodología basada en dinámica de fluidos computacional (*CFD*) y la teoría de momento del elemento de pala (*BEM*) para el diseño y predicción de las características aerodinámicas de álabes de aerogeneradores, ha sido inicialmente concebida. Después, un acoplamiento del modelo numérico basado en *CFD* conjuntamente con un algoritmo de optimización es llevado a cabo con la finalidad de optimizar perfiles aerodinámicos convencionales. Luego, la geometría óptima de los álabes del aerogenerador estudiado es determinada de forma que se maximice su eficiencia. Finalmente, los álabes diseñados son comparados en términos de desempeño energético e implicancias económicas. El modelo numérico utilizado para simular los perfiles aerodinámicos incluye el uso de una herramienta de *CFD*. La optimización de los perfiles aerodinámicos es basada en algoritmos genéticos (*GA*). Con los perfiles de álabes S809, NACA 4412 y aquel optimizado en este trabajo, tres tipos de álabes (base, comercial y optimizado, respectivamente) son diseñados utilizando la teoría *BEM*. Finalmente, los tres tipos de álabes así diseñados son comparados en términos cuantitativos. Los resultados muestran que el perfil optimizado presenta una razón de coeficientes de sustentación y arrastre (C_l/C_d) de 96.5, mientras que el perfil base presenta un C_l/C_d de 41.3, para ángulos de ataque (α) de 6.5° y 6° , respectivamente. Asimismo, el perfil optimizado presenta espesuras y curvaturas máximas de $0.14 c$ (0.14 veces la cuerda) y $0.075 c$ en las posiciones $0.18 c$ y $0.42 c$, respectivamente. Para las condiciones de diseño, los álabes comerciales y optimizados

generan hasta 23.89% y 42.37% de potencia adicional, respectivamente, con respecto a los álabes base.

PALABRAS CLAVE

Diseño de aerogeneradores, teoría de momento del elemento de pala, dinámica de fluidos computacional, algoritmos genéticos, optimización, análisis aerodinámico.

ABSTRACT

In recent decades, the use of electricity generation technologies from non-conventional renewable energies is increasing. In particular, technologies involving photovoltaic panels and wind turbines are two of the most studied alternatives used in practical applications. Research on wind turbines usually involves high wind speeds. More recently, research on the optimization of low-power wind turbines, which operate at low wind speeds, has increased. The main objective of this thesis is to numerically study the blades of a low power wind turbine with horizontal axis to improve its efficiency. The referred wind turbine is characterized by a power of 10 kW and an incident wind speed of 6 m/s. Consequently, a methodology based on computational fluid dynamics (*CFD*) and blade element momentum (*BEM*) theory for the design and prediction of the aerodynamic characteristics of wind turbine blades, has been initially conceived. Then, a coupling of the *CFD*-based numerical model together with an optimization algorithm is carried out in order to optimize conventional aerodynamic profiles. Then, the optimal geometry of the blades of the wind turbine studied is determined in such a way that its efficiency is maximized. Finally, the designed blades are compared in terms of energy performance and economic implications. The numerical model used to simulate the aerodynamic profiles includes the use of a *CFD* tool. The optimization of the aerodynamic profiles is based on genetic algorithms (*GA*). With blade profiles S809, NACA 4412 and that optimized in this work, three types of blades (base, commercial and optimized, respectively) are designed using *BEM* theory. Finally, the three types of blades thus designed are compared in quantitative terms. The results show that the optimized profile has a lift-to-drag ratio (C_l/C_d) of 96.5, while the base profile has a C_l/C_d of 41.3, for angles of attack (α) of 6.5° and 6° , respectively. Likewise, the optimized profile has maximum thickness and camber of $0.14 c$ (0.14 times the chord) and $0.075 c$ in the $0.18 c$ and $0.42 c$ positions, respectively. For design conditions, commercial and optimized blades generate up to 23.89% and 42.37% additional power, respectively, with respect to the base blades.

KEYWORDS

Wind turbine design, blade element momentum theory, computational fluid dynamics, genetic algorithm, optimization, aerodynamic analysis.

CAPÍTULO I

INTRODUCCIÓN

En este primer capítulo, una introducción breve al tema abordado en el presente trabajo es inicialmente presentada. La realidad problemática es fundamentada con datos de mediciones de velocidad de viento promedio en distintas locaciones de la costa peruana. En la sección de justificación, los beneficios que trae consigo el presente trabajo son enunciados. Los objetivos e hipótesis son planteados conjuntamente con las variables dependientes e independientes y sus respectivos indicadores. Después, la metodología utilizada para la realización del presente trabajo es explicada brevemente. Asimismo, se detalla el alcance del presente trabajo. Finalmente, un esquema de la tesis es presentado explicando todo el contenido de esta.

1.1. Introducción

Existe una creciente preocupación por el deterioro del medio ambiente, a causa de la emisión de gases de efecto invernadero, generados durante el proceso de combustión de recursos energéticos fósiles. Como resultado, se vienen implementando políticas que incentivan la generación eléctrica con recursos energéticos renovales (*RER*), siendo los principales hidroenergía, solar fotovoltaica y eólico. En la última década se han implementado decretos para promover la utilización de *RER* en el sector de generación eléctrica del Perú (D.L. N° 1002 [1], D.S. N° 012-2011-EM [2], D.S. N° 020-2013-EM [3]).

La potencia eléctrica instalada a nivel mundial, en cuanto a tecnologías que utilizan hidroenergía, solar fotovoltaica y eólica son 1 096 GW, 303 GW y 487 GW, respectivamente [4]. En el Perú, la energía eléctrica se genera principalmente a partir de la hidroenergía (47.61%) y combustibles fósiles (49,71%), dejando un pequeño porcentaje a la generación solar (0.50%) y eólica (2.18%) [5].

La generación eléctrica con hidroenergía, energía solar y energía eólica no producen directamente emisiones de gases que afectan a la atmósfera. Por otro lado, una desventaja de la generación de energía eléctrica con hidroenergía yace en los embalses de agua que necesitan ser construidos, y que inundan ciertas áreas, pudiendo obligar a la población y/o la fauna del lugar a migrar hacia otras zonas [6]. Asimismo, el recurso solar solo está disponible durante algunas horas del día.

Ante las desventajas de las tecnologías hidroenergética y solar, la energía eólica se presenta como una alternativa viable para la generación eléctrica, una vez que el Perú cuenta con un potencial eólico aprovechable de 22 GW [7], y hasta la fecha solo se han aprovechado 142 MW.

La conversión de energía eólica en energía eléctrica se realiza utilizando aerogeneradores de alta o baja (menor a 10 kW) potencia. Los costos de producción de energía eléctrica de los aerogeneradores de alta potencia son menores a los de baja potencia. Por otro lado, los aerogeneradores de gran potencia ocupan grandes áreas, producen ruidos molestos, y al ubicarse en zonas alejadas a las ciudades requieren mayores longitudes de las líneas de transmisión. La generación eléctrica con aerogeneradores de baja potencia puede llegar a cubrir pequeñas demandas energéticas de zonas urbanas o rurales (generación eléctrica distribuida) debido a su adecuación para tal fin [8].

De las investigaciones realizadas en el pasado, se observa que la teoría del momento del elemento de pala (*BEM*) es muy utilizada para el diseño de rotores de aerogeneradores [9] - [10]. Asimismo, técnicas basadas en dinámica de fluidos computacional (*CFD*) han sido utilizadas para el análisis de perfiles aerodinámicos [11]. Otros trabajos [12] utilizan técnicas combinadas *BEM/CFD* para la optimización aerodinámica de los álabes de aerogeneradores.

La optimización de perfiles aerodinámicos de aerogeneradores de baja potencia involucra generalmente la maximización de la razón de coeficientes de sustentación/arrastre (C_l/C_d) [13]. A su vez, las optimizaciones multiobjetivo [14] buscan comúnmente maximizar el

coeficiente de sustentación (C_l) y minimizar el coeficiente de arrastre (C_d). Sin embargo, otras investigaciones [15] buscan maximizar C_l/C_d y minimizar C_d .

Los cálculos *CFD* tienen un costo computacional alto [16], es por ello que cuando se simulan álabes completos, no se utiliza un número grande de variables. En la práctica, solamente un número reducido de parámetros relativos a la geometría total son variados [17]. Con relación a aerogeneradores de baja potencia específicamente, en [9] realizaron un análisis de esfuerzos mecánicos de álabes optimizados y los compararon con los álabes base. En otro trabajo [18], álabes de aerogeneradores de uso residencial que operan a velocidades de viento entre 6 y 7 m/s fueron optimizados mejorando así su captación de energía.

El diseño optimizado robusto de aerogeneradores es relativamente más complejo debido a que involucra el uso acoplado de varias técnicas incluyendo *CFD*, método de Monte Carlo, algoritmos genéticos (*GA*) y redes neuronales artificiales (*ANN*) [19].

Consecuentemente, el presente trabajo busca contribuir a la mejora de la eficiencia de los álabes de un aerogenerador de eje horizontal de baja potencia, mediante su diseño, optimización y análisis aerodinámico, para una velocidad de viento incidente de 6 m/s. La metodología seguida involucra inicialmente la verificación del modelo numérico utilizado. Luego, procesos de optimización de perfiles aerodinámicos, utilizando técnicas basadas en *CFD* y *GA*. Finalmente, a partir del perfil óptimo, los álabes son diseñados usando *BEM*, y los resultados son comparados con los álabes convencionales.

1.2. Realidad problemática en el Perú

En el Perú una de las opciones disponibles para el aprovechamiento de los recursos eólicos son los aerogeneradores de eje horizontal (*HAWT*) de baja potencia. Notar que se consideran como pequeños aerogeneradores de eje horizontal a aquellos que tienen una potencia menor a 10 kW [20].

Los *HAWT* de baja potencia comúnmente disponibles en el mercado (**Tabla 1**), son optimizados para producir potencia a velocidades de viento relativamente altas, 9 a 15 m/s [18]. En el Perú, las velocidades de viento (**Tabla 2**) que predominan son bajas y moderadas, 4 a 8 m/s [21]. Por lo tanto, cuando aerogeneradores optimizados para mayores velocidades de viento son utilizados en estas condiciones, existe una deficiente captación de energía (bajo coeficiente de potencia, C_p). La deficiente captación de energía por parte de los aerogeneradores trae consigo, entre otros, costos adicionales de los equipos involucrados (longitud de los álabes, tamaño del generador eléctrico y baterías) y problemas estructurales (esfuerzos mayores sobre los álabes). De esta forma, se hace necesario estudiar maneras de disminuir las implicancias del problema descrito. La realidad problemática es esquematizada en la **Figura 1**.

Tabla 1. Velocidades nominales de viento de algunos *HAWT* comerciales de baja potencia (Modificado de Delta Volt SAC [22], Pro Viento SAC [23] y LIDERS SAC [24]).

Modelo	Potencia nominal (W)	Velocidad nominal (m/s)
Black 300	343	9.4
SuperWind 350	350	12.5
PWG 400	400	12.5
AeroCraft 502	500	9.0
Zonhan ZH750	750	9.0
Marlec FM1803-2	850	15.0
Liders 1 KW	1000	12.5
Liders 1.5 KW	1500	12.5
Zonhan ZH1.5	1500	9.0
Liders 2 KW	2000	12.5
Zonhan ZH2.0	2000	8.0
Bornay 6000	6000	12.0

Tabla 2. Potencial energético del viento en algunas zonas del Perú (Recuperado de Chiroque [21]).

Lugar	Región	Altitud (m.s.n.m.)	Velocidad media (m/s)
Tumbes	Tumbes	25	2.6
Talara	Piura	50	8.5
Chiclayo	Lambayeque	27	5.1
Trujillo	La Libertad	33	5.0
Chimbote	Ancash	11	5.5
Marcona	Ica	31	6.4
Pta. Ático	Arequipa	20	6.7
Pta. De Coles	Moquegua	50	5.0
Tacna	Tacna	452	2.5

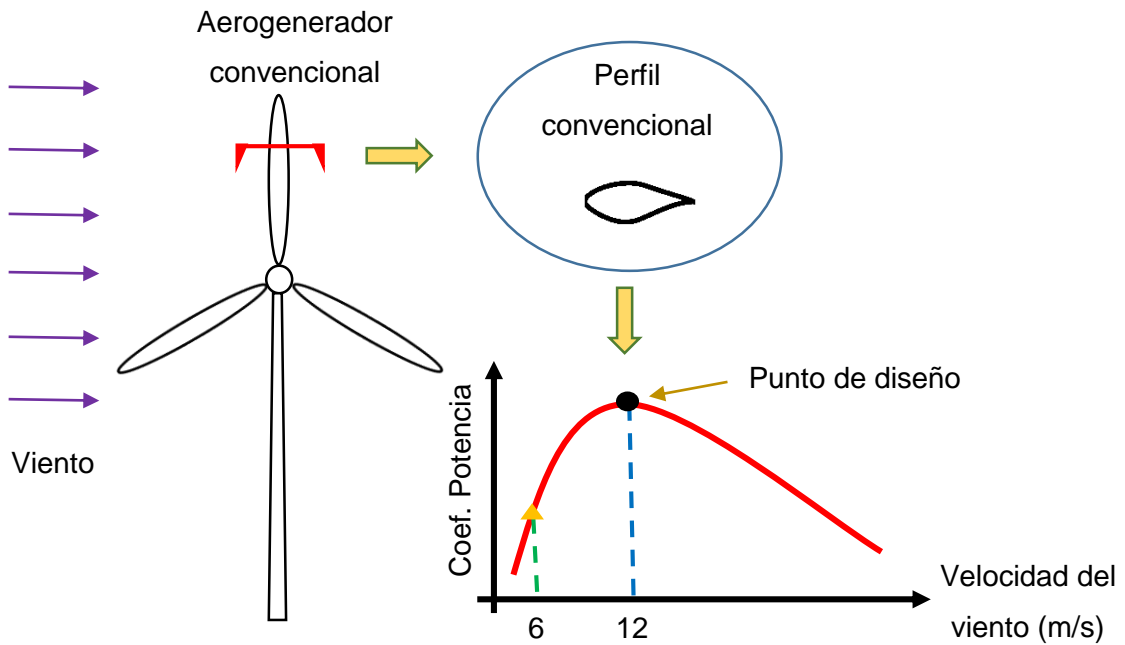


Figura 1. Realidad problemática.

1.3. Formulación del problema

Tomando en consideración lo indicado en las secciones 1.1. y 1.2. , se plantea la siguiente interrogante:

¿A través del diseño, optimización y análisis aerodinámico de los álabes de un aerogenerador de eje horizontal de 10 kW potencia, en qué nivel es posible mejorar numéricamente su eficiencia?

1.4. Justificación e importancia de la investigación

La eficiencia aerodinámica de los aerogeneradores de baja potencia puede aumentar al modificar la geometría de sus álabes. Esto se debe a que el rendimiento aerodinámico de los aerogeneradores de baja potencia depende en gran medida de su geometría [25].

En el Perú, diseños de aerogeneradores, utilizando la teoría *BEM*, han sido realizados en el pasado [26]. Análisis de perfiles aerodinámicos, usando técnicas de *CFD*, también han sido realizados [27]. Esto ha sido complementado con trabajos más recientes, como se aprecia en Cortez [28], donde se involucra el análisis de las características aerodinámicas de álabes completos vía *CFD*. Aun así, es aparente que existe la necesidad de continuar las investigaciones en esta área de forma a diseñar aerogeneradores con perfiles aerodinámicos cada vez más eficientes. En particular, las condiciones específicas de operación deben ser el eje central de los procesos de diseño referidos.

En consecuencia, el presente trabajo busca complementar investigaciones anteriores (resumidas en el Capítulo II), a través de la consideración de condiciones de operación particulares, las cuales son esquematizadas en la **Figura 2**. Estas condiciones corresponden a zonas geográficas específicas del Perú, donde existe un mayor potencial eólico. De esta forma, como resultado de la optimización de los perfiles aerodinámicos que caracterizan los álabes de los aerogeneradores, se espera que estos sean más eficientes.

Esta mayor eficiencia será traducida en una mayor captación de la energía disponible en el viento.

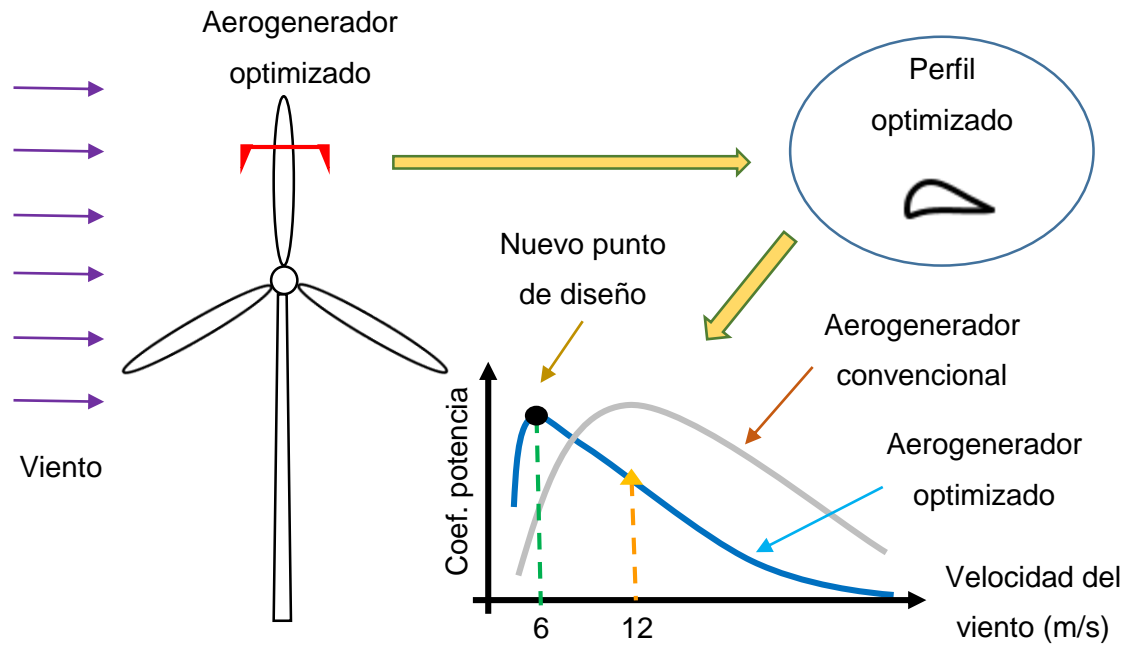


Figura 2. Nuevas condiciones de operación para el aerogenerador.

Los beneficios relacionados con el desarrollo del presente trabajo pueden ser resaltados desde varios puntos de vista.

Técnico. Aumento de la eficiencia de captación de energía del viento a través de los álabes del aerogenerador de baja potencia.

Económico. Disminución de costos de materiales debido a la reducción de la espesura de los álabes. Esto sucede dado que la reducción de los esfuerzos sobre el álabe permite que su construcción sea con materiales más leves o que los álabes sean más delgados [9].

Ambiental. Reducción de las emisiones de gases de efecto invernadero como resultado de la disminución de la quema de combustibles fósiles.

Social. Disponibilidad de una tecnología mejorada que podría utilizarse en los planes de electrificación rural y generación eléctrica distribuida.

Académico. El análisis de los parámetros que tienen mayor influencia en la mejora del rendimiento de los aerogeneradores de baja potencia fomentará futuras investigaciones en este campo.

1.5. Objetivos, hipótesis, variables e indicadores

1.5.1. Objetivos

1.5.1.1. Objetivo general

Estudiar numéricamente la mejora de la eficiencia de los álabes de un aerogenerador de eje horizontal de 10 kW mediante su diseño, optimización y análisis aerodinámico, para una velocidad de viento incidente de 6 m/s.

1.5.1.2. Objetivos específicos

- Desarrollar una metodología basada en *CFD* y *BEM* para la simulación numérica de perfiles aerodinámicos de aerogeneradores de baja potencia.
- Realizar simulaciones numéricas de perfiles aerodinámicos convencionales de aerogeneradores de baja potencia.
- Acoplar modelos numéricos basados en *CFD* de simulación de perfiles aerodinámicos con algoritmos de optimización.
- Determinar la geometría óptima de un perfil aerodinámico que mejore la eficiencia de los álabes de un aerogenerador de eje horizontal de baja potencia.
- Determinar la geometría de los álabes de un aerogenerador diseñado con el perfil aerodinámico optimizado de forma que se maximice su eficiencia.

- Comparar el desempeño de los álabes diseñados con el perfil aerodinámico optimizado y perfiles aerodinámicos convencionales, para una velocidad de viento incidente de 6 m/s.
- Comparar las implicancias económicas del uso de aerogeneradores basados en álabes comerciales y optimizados en regiones específicas del Perú, para una velocidad de viento incidente de 6 m/s.

1.5.2. Hipótesis

1.5.2.1. Hipótesis general

El diseño, optimización y análisis de los perfiles aerodinámicos usados en aerogeneradores de baja potencia mejora su eficiencia en comparación con los perfiles convencionales, para una velocidad de viento incidente de 6 m/s.

1.5.2.2. Hipótesis específicas

- Los resultados obtenidos con el modelo numérico utilizado cuando son comparados con datos experimentales disponibles en la literatura científica presentan discrepancias aceptables.
- La potencia generada por los álabes optimizados es mayor que aquella producida con los álabes convencionales para una velocidad de viento incidente de 6 m/s.

1.5.3. Variables e indicadores

Las variables e indicadores son divididos en dos grupos correspondientes a los procesos de optimización del perfil aerodinámico y diseño de los álabes convencionales y optimizados.

1.5.3.1. Optimización del perfil aerodinámico

1.5.3.1.1. Variable independiente e indicadores

La variable independiente es la geometría del perfil aerodinámico, ya que esta puede variar arbitrariamente si es requerido, y modificar los valores de otras variables de interés. Los indicadores de la variable independiente son:

- Posición de los puntos de control que conforman las curvas del perfil aerodinámico.
- Ángulo de ataque (α) del perfil.

1.5.3.1.2. Variable dependiente e indicadores

La variable dependiente es la eficiencia aerodinámica del perfil, ya que dicha eficiencia depende de su geometría, al tomar como constantes las condiciones de viento incidente. Los indicadores de la variable dependiente son:

- Coeficiente de sustentación (C_l).
- Coeficiente de arrastre (C_d).

1.5.3.2. Diseño de los álabes

1.5.3.2.1. Variable independiente e indicadores

La variable independiente es la geometría del álabe, que al variar modifica los valores de otras variables. Los indicadores de la variable independiente son:

- Longitud del álabe (R).
- Tipo de perfil aerodinámico.
- Ángulo de velocidad relativa (ϕ) de los perfiles.
- Cuerda de los perfiles (c).

1.5.3.2.2. Variable dependiente e indicadores

La variable dependiente es la potencia eléctrica del aerogenerador, ya que dicha potencia depende de la geometría del álabe, una vez que las condiciones de operación del aerogenerador son asumidas como fijas. Los indicadores de la variable dependiente son:

- Coeficiente de potencia (C_p).

1.6. Metodología

La metodología involucra la verificación del modelo numérico, donde se comparan los resultados numéricos y los datos experimentales, de un perfil convencional, disponible en la literatura científica. Para el proceso de optimización del perfil aerodinámico se acoplan las técnicas basadas en *CFD* y *GA*. Después, el diseño de los álabes se realiza aplicando la técnica *BEM*. Luego, se comparan las potencias producidas por los álabes convencionales y optimizados, calculadas a partir de la técnica *BEM*. Dichas potencias son comparadas con referencia a los álabes convencionales. Finalmente, se analizan las implicancias económicas de la producción adicional de energía de los álabes optimizados al trabajar en algunas regiones del Perú.

1.7. Alcance

La presente investigación involucra el diseño de álabes de aerogeneradores de eje horizontal de 10 kW de potencia, mediante el uso de perfiles aerodinámicos convencionales y optimizados. Los procesos de simulación y optimización se realizaron solamente con perfiles en 2 dimensiones (*2D*) utilizando un modelo de turbulencia tipo Reynolds Averaged Navier-Stokes (*RANS*) de un software comercial. Las optimizaciones de perfiles y diseño del álabe fueron realizados tomando en cuenta solamente el enfoque aerodinámico en estado estacionario. Las condiciones de operación consideradas en la optimización de los perfiles aerodinámicos incluyen una velocidad de viento incidente (V_∞) de 6 m/s (punto de

diseño). No se consideraron rugosidades en la superficie de los perfiles. Asimismo, condiciones atmosféricas estándar a 0 m.s.n.m., son consideradas. Para superar las limitaciones de la teoría *BEM* clásica, como la no inclusión de la componente de velocidad de rotación de la estela, número infinito de álabes, no fricción, altos factores de inducción axial y retraso de entrada en pérdida (*stall*), se utilizaron 2 factores de corrección (factor de pérdida de punta de Prandtl y corrección de Glauert). No se consideró la linealización de los álabes. El análisis aerodinámico de los álabes es realizado solamente para el punto de diseño.

1.8. Esquema de tesis

Incluyendo el presente capítulo, este trabajo de tesis contiene 6 capítulos. El Capítulo II resume el estado del arte del tema abordado, el cual contempla las investigaciones más relevantes realizadas en el Perú y en el exterior con respecto al diseño y optimización de aerogeneradores, y análisis fluidodinámicos de perfiles aerodinámicos. Un énfasis particular es puesto en aquellas investigaciones relacionadas con la optimización geométrica de perfiles aerodinámicos y el diseño de los álabes de aerogeneradores.

El modelo matemático/numérico utilizado en este trabajo es descrito en el Capítulo III. Aspectos particulares resaltados se refieren a las Ecuaciones gobernantes, el modelo de turbulencia utilizado, parametrización de la geometría del perfil, mallado y diseño del álabes. En este capítulo se describe también el algoritmo de optimización usado aquí.

El Capítulo IV resume los principales resultados obtenidos en este trabajo. En particular, resultados relacionados con el proceso de verificación del modelo numérico, optimización del perfil aerodinámico, diseño de los álabes convencionales y optimizados e implicancias económicas de la producción adicional de energía de los álabes, son discutidos detalladamente. Las conclusiones y trabajos futuros de la presente investigación se encuentran en el Capítulo V. Finalmente, el Capítulo VI presenta las principales referencias bibliográficas consultadas.

CAPÍTULO II

ESTADO DEL ARTE

Los principales hallazgos relativos al estado del arte del tema abordado son resumidos en este Capítulo II. Para una mejor comprensión de la literatura estudiada, los trabajos consultados son agrupados en 3 secciones, (i) análisis de perfiles aerodinámicos, (ii) optimización de perfiles y álabes y (iii) diseño de álabes. Adicionalmente, al final de cada sección, tablas resúmenes son presentadas.

2.1. Análisis de perfiles aerodinámicos

Sunada et al. [29] analizaron las características aerodinámicas de 15 perfiles que operan con un número de Reynolds (Re) de 4×10^3 . Dentro del experimento, el espesor, la forma del frente de ataque, la curvatura, la posición de la curvatura máxima, la corrugación y la rugosidad de la superficie de los perfiles son las variables estudiadas. Los perfiles de 0.04 m. de cuerda y 0.27 m. de largo fueron sumergidos en un tanque de $1.8 \times 0.7 \times 0.3$ m. lleno con agua y sometidos a un flujo de 0.12 m/s de velocidad. Efectos de holgura entre los perfiles y las paredes del tanque fueron despreciados. Asimismo, efectos de arrastre de onda fueron despreciados. Errores de medición de C_l y C_d fueron estimados en 18%. Los autores concluyeron que un perfil con buen rendimiento aerodinámico, que trabaja con un Re de 4×10^3 , presenta un borde de ataque afilado y una curvatura de 5%, estando ubicada la curvatura máxima en el centro de la cuerda. Asimismo, los autores concluyeron que perfiles aerodinámicos delgados tienen mejor rendimiento trabajando con Re bajos.

Selig y McGranahan [30] realizaron mediciones experimentales de fuerzas de sustentación (F_l), arrastre (F_d) y momento de los perfiles E387, FX 63-137, S822, S834, SD2030 y SH3055, cuyas cuerdas son de 0.3048 m. Dichas mediciones fueron realizadas, para condiciones lisas y rugosas de la superficie de los perfiles, dentro del túnel de viento de la Universidad de Illinois a Re de 100 000, 200 000, 350 000 y 500 000. Para validar las

mediciones, resultados del perfil E387 obtenidos por Selig y McGranahan [30] fueron comparados con resultados obtenidos en el túnel de viento del Langley Research Center (*LaRC*) de la National Aeronautics and Space Administration (*NASA*). Los resultados muestran que el máximo C_l de 1.25 del perfil E387 es similar para las condiciones lisas y rugosas. Los perfiles FX 63-137 y SH3055 presentaron una reducción en el máximo C_l de 1.7 a 1.5 y 1.5 a 1.2, respectivamente, para condiciones rugosas en comparación con condiciones lisas. Los máximos C_l de los perfiles S822, S834 y SD2030 fueron 1.1, 1.1 y 1.2, respectivamente, y su disminución es relativamente pequeña cuando se pasa de una condición lisa a una rugosa. Todos los perfiles muestran un aumento en los mínimos C_d cuando se pasa de la condición lisa a la rugosa. Los autores aclararon que cada uno de los perfiles analizados fue diseñado con diferentes restricciones y características de rendimiento específicas, es por ello que sería equivocado decir que uno de los perfiles tiene mejor rendimiento que otro.

Guillermo [27] realizó un análisis fluidodinámico del perfil NACA 0012, utilizando una metodología de *CFD* basada en volúmenes finitos. Para determinar la velocidad, presión y temperatura del fluido que pasa alrededor del perfil se desarrollaron 3 programas computacionales, destinados a cumplir la función de un túnel de viento virtual, un mallador del dominio computacional y un simulador del proceso de conducción de calor en estado transitorio. El autor concluyó que los resultados obtenidos son aceptables, en comparación con los obtenidos mediante la solución analítica. Asimismo, el autor concluyó que para obtener mejores resultados, se debería utilizar una malla más refinada, lo que implicaría un mayor costo computacional.

La determinación del perfil aerodinámico adecuado, para las condiciones de viento de Egipto (velocidad promedio de viento de 11 m/s), fue estudiada por Sayed et al. [11]. Los resultados de las simulaciones numéricas de perfiles de la serie "S", desarrollados por el National Renewable Energy Laboratory (*NREL*) [31] fueron comparados con mediciones de túnel de viento. Los resultados mostraron que el código de *CFD* usado en dicho estudio puede predecir relativamente bien las cargas aerodinámicas sobre los álabes, obteniendo errores máximos del orden de 11%. Los autores concluyeron que los perfiles S825, S826,

S830 y S831 son los más eficientes y son adecuados para aerogeneradores que trabajan con bajas y altas velocidades de viento incidente (V_{∞}).

Los antecedentes de esta sección son resumidos en la **Tabla 3**.

Tabla 3. Principales hallazgos de las investigaciones relacionadas con el análisis de perfiles aerodinámicos.

Autores	Tipo de estudio	Perfil	Re	α	Resultados
Sunada et al. [29]	Experimental (tanque de agua adaptado)	NACA 0006, NACA 0009, NACA 0012 y doce placas planas con distinto espesor y curvatura.	4×10^3	-30° a 30°	Máximo C_l/C_d de 8.6 para α de 5° . El perfil corresponde a una placa plana con curvatura máxima de 5% ubicada en $0.5c$.
Selig y McGranahan [30]	Experimental (túnel de viento)	E387, FX 63-137, S822, S834, SD2030 y SH3055.	1×10^5 a 5×10^5	-10° a 20°	Máximos C_l de 1.25, 1.7, 1.5, 1.1, 1.1 y 1.2 corresponden a los perfiles E837, FX 63-137, SH3055, S822, S834 y SD2030, respectivamente.
Guillermo [27]	Numérico (CFD)	NACA 0012.	3.4×10^6 a 1.8×10^7	0° a 15°	Para α de 5.7° y Mach de 0.8, el error incurrido en el cálculo del C_l es de 3.44%.
Sayed et al. [11]	Numérico (CFD)	S809, S814, S815, S817 - S823, S825 – S835 (21 perfiles).	3.1×10^5 a 9.4×10^5	-5° a 15°	Máximos C_l/C_d ($\alpha = -2^\circ$) de 150 y 110 correspondientes a los perfiles S826 y S825, respectivamente.

2.2. Optimización de perfiles y álabes

La investigación de Ju y Zhang [19] tuvo como objetivos, (i) maximizar la eficiencia aerodinámica y, (ii) minimizar la sensibilidad a la rugosidad del borde de ataque de un perfil aerodinámico, con un enfoque en optimización robusta. El proceso de optimización involucró técnicas de *CFD*, simulación de Monte Carlo, *GA* y *ANN*. Del proceso de optimización, dos perfiles fueron obtenidos, perfil óptimo robusto de Pareto (*RPO*) y perfil óptimo determinístico de Pareto (*DPO*). Los autores concluyeron que aunque el perfil *RPO* tiene mejoras menos significativas en C_l/C_d y C_l que el perfil *DPO*, una menor curvatura máxima y mayor radio cerca del borde de ataque hace al perfil *RPO* más confiable y con menor sensibilidad a la rugosidad.

Ribeiro et al. [32] desarrollaron una técnica de optimización de un perfil aerodinámico para aerogeneradores con ayuda de *CFD*, *GA* y *ANN*. Para la validación con *CFD*, fueron generadas tres mallas en *2D*, gruesa ($y^+ \leq 1$), media ($y^+ \leq 2/3$) y fina ($y^+ \leq 4/9$), con estructura de malla tipo "O" y tasa de crecimiento de 1.2. El modelo de turbulencia Spalart-Allmaras fue usado en las simulaciones. El *GA* utilizado es Non-dominated Sorting Genetic Algorithm II (*NSGA – II*). Una *ANN* con 3 capas fue utilizada. Los autores concluyeron que el uso de *ANN* reduce el tiempo de cálculo en casi un 50%.

Elfarra et al. [17] diseñaron, analizaron y optimizaron un dispositivo de punta alar (*winglet*) acoplado a los álabes de un aerogenerador usando técnicas de *CFD*, *GA* y *ANN*. El objetivo de optimización fue maximizar el torque generado por el movimiento de los álabes. El aerogenerador se diseñó para una potencia de 20 kW, el perfil elegido fue S809, las V_∞ con las que se analizó el flujo de viento sobre los álabes fueron 5, 7 y 9 m/s. Los resultados mostraron que la adición del *winglet* genera un aumento del torque de hasta 11.7% para V_∞ de 5 m/s. Los autores señalaron que adicionar un *winglet* optimizado en la punta de los álabes del aerogenerador no tendría un gran impacto sobre las características estructurales, sin embargo, un análisis de carga es necesario para estimar el impacto real sobre la estructura de los álabes.

La investigación de Ram et al. [14] tuvo como objetivo la optimización numérica y construcción de un perfil aerodinámico que opera con Re bajos, empleando técnicas de *CFD* y *GA* durante el proceso de optimización. El objetivo de optimización fue maximizar el C_l y minimizar el C_d . Los C_l , C_d y coeficientes de presión fueron calculados usando *CFD*, y luego fueron medidos en túnel de viento. El perfil optimizado mostró borde de ataque insensible a la rugosidad y puede usarse en lugares donde es posible que el álabe se ensucie. Los autores concluyeron que la relación C_l/C_d del perfil optimizado no desciende abruptamente a elevados ángulos de ataque (α), como sucede con otros perfiles aerodinámicos con Re bajos.

Han et al. [15] propusieron un método de optimización numérica eficiente para diseñar perfiles aerodinámicos de álabes de aerogeneradores. Entre las técnicas involucradas en el proceso de optimización destacan *CFD*, *GA*, diseño de experimentos (*DoE*) y superficie de respuesta. Los autores realizaron ejemplos numéricos con el fin de testar el método propuesto, de los cuales destacan la optimización del perfil FFA-W3-211 y el diseño inverso del perfil NPU-WA-300. La optimización consistió en maximizar la relación C_l/C_d para un α de 7° y Re de 1'780 000. Los resultados de la optimización mostraron una mejora del C_l/C_d en el orden de 2.8%. Por otro lado, las condiciones de simulación, dentro del proceso de diseño inverso, consistieron en un α de 7° y Re de 3'000 000. Los resultados del proceso de diseño inverso fueron relativamente buenos, ya que el perfil diseñado y el perfil objetivo mostraron concordancia en su geometría y coeficientes de presión. Los autores concluyeron que dicho método es eficiente y robusto, y puede utilizarse para diseños de perfiles de aerogeneradores del orden de los megavatios, con objetivos de optimización simples y múltiples.

Bidauroni y Djavareshkian [33] realizaron una optimización geométrica al perfil base E387 [34] empleando técnicas basadas en *CFD*, *GA* y *ANN*. El objetivo de la optimización fue maximizar el coeficiente de potencia (C_p) y mejorar las características de *stall*. Los autores lograron mejorar el rendimiento del perfil en el orden de 15%. Se concluyó que la optimización multiobjetivo alcanza mejores resultados que la optimización de objetivo simple cuando se requiere mejorar las características de *stall*.

Pourrajabian et al. [35] estudiaron la influencia de la densidad del aire (ρ) sobre el rendimiento y tiempo de arranque de un aerogenerador de 754 W de potencia. Con este fin, se analizaron las condiciones de viento de cuatro lugares con altitudes menores a 3000 m.s.n.m., dentro del país de Irán. Los álabes del aerogenerador estudiado fueron diseñados con el perfil SG6043 [36] y con una V_∞ de 10 m/s. Los autores realizaron tres optimizaciones utilizando *GA* junto con cálculos analíticos para optimizar los álabes del aerogenerador. El objetivo de optimización consistió en maximizar el C_p y minimizar el tiempo de arranque del rotor del aerogenerador. La primera optimización consistió en obtener la geometría óptima de los álabes, modificando la cuerda y el ángulo de torsión, para condiciones atmosféricas a nivel del mar. En la segunda optimización, los álabes fueron rediseñados para las condiciones atmosféricas de los cuatro lugares con altitudes menores a 3000 m.s.n.m. Por último, en la tercera optimización, la relación de velocidad de punta (Tip Speed Ratio, λ) fue considerada como otra variable dentro del proceso de optimización. Los resultados del estudio mostraron que la degradación de la eficiencia del aerogenerador influye más en el tiempo de arranque que en el C_p .

Saber y Djavarehshkian [9] diseñaron y optimizaron un rotor de aerogenerador empleando una metodología que acopla técnicas de *CFD*, *GA* y *ANN*. El aerogenerador base fue diseñado con un R de 16.24 m., perfil E387 [34], un λ de 7 y una V_∞ de 15 m/s. El análisis numérico mostró que la potencia mecánica del aerogenerador optimizado es mayor en aproximadamente 26% con respecto al aerogenerador base. Asimismo, los resultados mostraron que la máxima deformación normal del álabe optimizado, en la dirección del eje del rotor, es menor en el orden de 6.57% con respecto al álabe base.

Haryanto et al. [13] plantearon un método alternativo para diseñar y optimizar perfiles aerodinámicos con V_∞ bajas, utilizando técnicas de *CFD*, *GA* y *ANN*. El objetivo de optimización fue la maximización de la relación C_l/C_d . La validación del modelo numérico mostró un error máximo del orden de 6%, en la relación C_l/C_d , al comparar los resultados numéricos.

El trabajo de Naqvi et al. [18] tuvo como objetivo diseñar y optimizar los álabes de un aerogenerador de escala residencial de 1 kW para las condiciones de viento de Pakistan

(V_∞ entre 6 y 7 m/s). Los autores destacaron la metodología empleada, la cual consiste en el acoplamiento de Xfoil, Foilcheck, AeroDyn, YawDyn y Matlab dentro de un entorno de simulación y modelamiento automatizado. La teoría *BEM* fue utilizada para calcular las fuerzas aerodinámicas sobre los álabes para V_∞ menores a 8 m/s, y se empleó el modelo dinámico generalizado de estela (*GDW*) para V_∞ superiores. Las optimizaciones fueron realizadas utilizando un *GA* implementado en Matlab. Se optimizaron dos casos de estudio, sujeto a la variación de 10 parámetros geométricos representativos de la forma de los álabes. El objetivo de optimización en el caso 1 fue maximizar el C_p y en el caso 2 se buscó minimizar R . En el caso 1, el máximo C_p alcanzado estuvo en el orden de 0.41 para V_∞ entre 5.5 y 6 m/s. Para el caso 2, se obtuvo un álabes de 2.2 m. de largo y un C_p máximo de 0.42 para V_∞ de 6 a 7 m/s.

Shen et al. [25] realizaron dos tipos de optimizaciones a los álabes de un aerogenerador de 600 W. Dichos álabes fueron inicialmente diseñados con el perfil S809 para un V_∞ de 10 m/s y velocidad de rotación de 650 RPM. Para ambas optimizaciones, el objetivo fue maximizar la producción de energía anual (*AEP*) y mejorar el rendimiento de arranque del rotor. La primera optimización consistió en la variación de la geometría de los perfiles que conforman a los álabes (álabes *2D*). La segunda optimización consistió en la variación geométrica de los perfiles y la línea del eje del álabes (álabes *3D*). La optimización fue realizada empleando un algoritmo micro-genético (μGA). Los resultados mostraron que la optimización de álabes *3D* logra 5.76% más *AEP* que la optimización de álabes *2D*. Por ello, los autores concluyeron que la optimización de álabes *3D* muestra mejores resultados que la optimización de álabes *2D*.

Mauro et al. [37] optimizaron los parámetros del modelo de transición $\gamma - Re_\theta$ [38] con el objetivo de mejorar la predicción de los C_l y C_d de perfiles aerodinámicos sometidos a Re bajos. Dentro del proceso de optimización, el perfil aerodinámico S809 fue modelado y simulado para Re entre 300 000 y 1'000 000. Un acoplamiento entre un solver *CFD* y μGA fue utilizado para la optimización del modelo. Para la verificación de la predicción del modelo de transición $\gamma - Re_\theta$ optimizado, el perfil aerodinámico NACA 0018 fue simulado utilizando dicho modelo y los resultados numéricos fueron comparados con mediciones

experimentales. Los autores realizaron también comparaciones, de la eficacia en la predicción del C_l del modelo optimizado, con el modelo de turbulencia $SST k - \omega$ y el modelo de transición $\gamma - Re_\theta$ configurado por defecto. Los resultados numéricos mostraron errores relativos medios de 9% y 6% utilizando los modelos de turbulencia $SST k - \omega$ y transición $\gamma - Re_\theta$ optimizado, respectivamente, en comparación con mediciones experimentales. Los autores concluyeron que el modelo de transición $\gamma - Re_\theta$ optimizado es una poderosa herramienta para el cálculo de coeficientes aerodinámicos de cualquier perfil. Asimismo los autores concluyeron que dicha herramienta ayudará a mejorar los modelos que utilizan la teoría BEM .

Los antecedentes de esta sección son resumidos en la **Tabla 4**.

Tabla 4. Principales hallazgos de las investigaciones relacionadas con la optimización de perfiles y álabes.

Autores	Optimización		Perfil/ álabe	Perfil base	Re / V_∞	α / θ_T	Resultados
	Tipo	Objetivo					
Ju y Zhang [19]	CFD, Monte Carlo, GA y ANN.	Maximizar C_l/C_d y C_l . Minimizar desviación estándar de C_l/C_d y C_l .	Perfil	FX 63-137	1.8×10^5 a 2.2×10^5 (Re)	3° a 5° (α)	La menor curvatura y mayor radio cerca del borde de ataque hace al perfil <i>RPO</i> menos sensible a la rugosidad, en comparación con el perfil <i>DPO</i> . El perfil <i>DPO</i> presenta mejores valores de C_l/C_d y C_l que el perfil <i>RPO</i> .
Ribeiro et al. [32]	CFD, GA y ANN.	Maximizar C_l/C_d .	Perfil	GA(W)-1	6×10^6 (Re)	5.5° a 7.5° (α)	El máximo C_l/C_d obtenido es 101. El uso de ANN reduce el tiempo de cálculo en casi 50%.
Elfarra et al. [17]	CFD, GA y ANN.	Maximizar el torque del rotor.	Álabe	S809	5 a 9 m/s (V_∞)	-2° a 5° (θ_T)	La adición del <i>winglet</i> genera un aumento del torque de hasta 11.7% para V_∞ de 5 m/s.
Ram et al. [14]	CFD y GA.	Maximizar el C_l/C_d .	Perfil	SG6043	2×10^5 (Re)	4° a 10° (α)	La relación C_l/C_d del perfil optimizado no desciende abruptamente a elevados α . El perfil optimizado tiene un máximo espesor de 10.036%.

Han et al. [15]	CFD, GA, DoE y superficie de respuesta	Maximizar C_l/C_d .	Perfil	FFA-W3-211	1.78×10^6 (Re)	7° (α)	Mejora del C_l/C_d en el orden de 2.8%. El método de optimización es eficiente y robusto, y puede utilizarse con objetivos de optimización simples y múltiples
Bidauroni y Djavareshkian [33]	CFD, GA y ANN.	Maximizar el C_p y mejorar las características de <i>stall</i>	Perfil	E387	4.6×10^5 (Re)	0° a 20° (α)	Mejora del C_p en el orden de 15%. La optimización multiobjetivo logra mejores resultados que la optimización de objetivo simple cuando se requiere mejorar las características de <i>stall</i> .
Pourrajabian et al. [35]	GA y cálculos analíticos.	Maximizar el C_p y minimizar el tiempo de arranque.	Álabe	SG6043	1.8×10^5 a 2.2×10^5 (Re)	-	Para un máximo C_p de 0.4973 corresponde un tiempo de arranque de 2.75 s. La degradación de la eficiencia del aerogenerador influye más en el tiempo de arranque que en el C_p .
Saber y Djavareshkian [9]	CFD, GA y ANN.	Maximizar el C_p .	Álabe	E387	4.5×10^6 (Re)	-2.5° a 20.04° (α)	La potencia generada por los álabes optimizados es mayor en 26% en comparación con los álabes base.

Haryanto et al. [13]	CFD, GA y ANN.	Maximizar C_l/C_d .	Perfil	-	-	-8° a 18° (α)	Máximo C_l/C_d de 31.101 para α de 5°.
Naqvi et al. [18]	GA y BEM.	Caso 1: maximizar C_p . Caso 2: minimizar R	Álabe	-	6 y 7 m/s (V_∞)	-5° a -1° (θ_T)	Caso 1: máximo C_p de 0.41 para V_∞ entre 5.5 y 6 m/s. Caso 2: álabe de 2.2 m. de largo y máximo C_p 0.42.
Shen et al. [25]	μ GA.	Maximizar la AEP y mejorar el rendimiento de arranque	Perfil (2D) y álabe (3D)	S809 y NACA 0012	1×10^6 (Re)	-	La optimización de álabes 3D logra 5.76% más AEP que la optimización de álabes 2D.
Mauro et al. [37]	CFD y μ GA.	Minimizar el error relativo medio.	Perfil	S809	3×10^5 a 1×10^6 (Re)	17° y 20° (α)	Errores relativos medios de 9% y 6% utilizando los modelos de turbulencia SST $k - \omega$ y transición $\gamma - Re_\theta$ optimizado, respectivamente, en comparación con mediciones experimentales.

2.3. Diseño de álabes

El trabajo de Gonzales y Chiroque [26] tuvo como objetivo diseñar, construir y caracterizar un prototipo de aerogenerador de 500 W. En el referido trabajo fue utilizada la teoría *BEM* para diseñar un álabe usando un perfil NACA 4412. El C_p obtenido es del orden de 0.35. Para simplificar el proceso, los autores realizaron una linealización del álabe. La potencia nominal del aerogenerador fue alcanzada con una V_∞ de 8.3 m/s. Los autores afirmaron que el bajo costo y la disponibilidad en el mercado de la materia prima e insumos para la fabricación del aerogenerador diseñado indican que esta tecnología puede ser usada para atender a pequeñas demandas de energía de zonas rurales del Perú.

Una revisión de los aspectos más importantes asociados con la aerodinámica de aerogeneradores fue realizada por Sorensen [39]. El autor concluyó que la competitividad de la energía eólica puede mejorar a través de reducción de los costos, colaboración con tecnologías complementarias y diseños aerodinámicos innovadores.

Esfahanian et al. [12] utilizaron un método de análisis combinado *BEM/CFD* para predecir el rendimiento aerodinámico de álabes de aerogeneradores. El método consistió en calcular los C_l y C_d de un perfil aerodinámico con la utilización de *CFD*, luego se determinaron las fuerzas normales (F_n) y tangenciales (F_t) del álabe aplicando la teoría *BEM*, y finalmente se estimó la potencia de salida del aerogenerador. Los autores concluyeron que el método mencionado requiere menor tiempo y recurso computacional en comparación con el modelado que utiliza solamente *CFD*. Asimismo, se concluyó que el método *BEM/CFD* muestra mayor precisión que el método *BEM* para flujos no viscosos.

La investigación de Hsiao et al. [40] tuvo como objetivo analizar y comparar la eficiencia de tres geometrías distintas de álabes, construidos a partir del perfil NACA 4418. Dichas geometrías correspondieron a álabes óptimos (*OPT*) diseñados con la teoría *BEM*, álabes con cuerda (c) constante y ángulo de torsión (θ_T) variable (*UOT*), y álabes con c y θ_T constantes (*UUT*). Los álabes tuvieron un largo de 0.36 m y fueron diseñados para rotores de aerogeneradores de eje horizontal tripala de 50 W, V_∞ de 10 m/s, λ de 5 y α de 5.5° . Los C_l y C_d usados para diseñar los álabes fueron obtenidos del software XFOIL. La comparación

de la eficiencia fue realizada utilizando el C_p calculado a partir de mediciones en túnel de viento. Los resultados de las mediciones en túnel de viento mostraron que el C_p máximo fue 0.428 en $\lambda = 4.92$ y $\lambda = 4.32$ para los álabes *OPT* y *UOT*, respectivamente. El álabes *UUT* tuvo un C_p máximo de 0.21 para $\lambda = 3.86$. Por otro lado, utilizando el modelo de turbulencia $k - w$ *SST* y el enfoque de marco de referencia móvil (Moving Reference Frame, *MRF*), simulaciones *CFD* tridimensionales (3D) fueron realizadas en el software Fluent. Los resultados de las simulaciones mostraron buen acuerdo con las mediciones experimentales para los C_p máximos.

Cortez [28] desarrolló un procedimiento para el análisis aerodinámico del rotor de un aerogenerador tripala de eje horizontal de 3 kW utilizando *CFD*. Para generar la geometría se usó SolidWorks 2012. Con Ansys CFX se realizó el análisis aerodinámico en estado estacionario. Los resultados mostraron que se obtiene un torque del rotor menor al utilizar técnicas *CFD* en comparación con el cálculo analítico. El autor concluyó que el procedimiento de cálculo iterativo del método analítico presenta problemas de convergencia para algunas condiciones de análisis.

Tang et al. [41] presentaron un método directo para el diseño óptimo de álabes de aerogeneradores de baja potencia. Efectos de arrastre, Re bajo, pérdidas en la punta y pérdidas en la base (*hub*) fueron considerados en el diseño. Los parámetros de los álabes de un aerogenerador de 10 kW fueron calculados con el método desarrollado por los autores. C_l y C_d , para los Re de cada sección del álabes, fueron calculados en el software Xfoil. Utilizando una función de minimización con restricciones no lineales en Matlab, los factores de inducción axial (a) y tangencial (a') fueron hallados. Los autores concluyeron que el método desarrollado proporciona un diseño paramétrico del álabes y permite vincularlo con el análisis *CFD* y la fabricación con control numérico computarizado (*CNC*).

Mahmuddin [42] desarrolló un método computacional basado en la teoría *BEM*, para el diseño de álabes de aerogeneradores, que incluye las pérdidas en el *hub* y la punta del álabes. El perfil aerodinámico NACA 2415 fue usado para diseñar los álabes de un aerogenerador tripala que opera con una velocidad angular (Ω) de 71.3 RPM. Dichos

álabes presentaron una cuerda constante de 0.3 m., 5.03 m. de largo, ángulo de paso (θ_p) de 10° y 0° de θ_T . Utilizando el software Qblade, los C_l y C_d fueron hallados para α entre -20° y 20° . Luego, dichos coeficientes fueron extrapolados, para un rango de α entre -180° y 180° , usando el método Viterna. Los resultados numéricos referentes a los a , a' y la potencia de los álabes obtenidos con la teoría *BEM* fueron validados, para V_∞ de 4, 8 y 18 m/s, usando el software Qblade. Los resultados obtenidos mostraron que las mayores diferencias entre ambos se encuentran en la zona de V_∞ altas.

Un estudio comparativo entre el análisis *BEM* y *CFD* de un *HAWT* de 10 kW de potencia fue realizado por Hasan et al. [43]. El análisis *BEM* fue realizado utilizando el software Qblade y el análisis *CFD* fue efectuado usando el software Ansys CFX. En dicho estudio, θ_p fue considerado fijo y Ω variable. Inicialmente, las características aerodinámicas de los perfiles S822, S823 y S833 fueron analizados, para los cuales, α entre 5.5° y 6.5° mostraron los mayores C_l/C_d . Después, el diseño de álabes fue realizado utilizando *BEM* con dichos perfiles. Para dicho diseño, el álabe fue dividido en 40 elementos. Los parámetros de diseño fueron, R de 5.5 m, V_∞ de 7 m/s, λ de 6 y Ω de 7.63 rad/s. Finalmente, el C_p fue calculado con los análisis *BEM* y *CFD* obteniéndose valores máximos de 0.47 y 0.43, respectivamente. Los autores concluyeron que la teoría *BEM* puede ser utilizada para una estimación inicial del diseño del aerogenerador, y luego dicho aerogenerador puede ser optimizado con el método *CFD*.

Los antecedentes de esta sección son resumidos en la **Tabla 5**.

Tabla 5. Principales hallazgos de las investigaciones relacionadas con el diseño de álabes.

Autores	Método	Perfil	Parámetros de diseño	Resultados
Gonzales y Chiroque [26]	<i>BEM</i>	NACA 4412	$Pot = 500 \text{ W}$, $V_\infty = 8 \text{ m/s}$, $B = 3$, $\Omega = 300 \text{ RPM}$, $\lambda = 6.5$, $\alpha = 5^\circ$, $C_p = 0.35$, $C_l = 0.8$	La potencia nominal del aerogenerador fue alcanzada con una V_∞ de 8.3 m/s. La longitud de los álabes es 1.47 m.
Esfahanian et al. [12]	<i>BEM</i> y <i>CFD</i>	S809	$Pot = 19.8 \text{ kW}$, $B = 3$, $\Omega = 71.63 \text{ RPM}$, $\theta_p = 12^\circ$	Los álabes presentan un R de 5.03 m.
Hsiao et al. [40]	<i>BEM</i>	NACA 4418	$Pot = 50 \text{ W}$, $V_\infty = 10 \text{ m/s}$, $B = 3$, $\lambda = 5$, $\alpha = 5.5^\circ$	Los álabes presentan un R de 0.36 m. El C_p máximo fue 0.428 en $\lambda = 4.92$ y $\lambda = 4.32$ para los álabes <i>OPT</i> y <i>UOT</i> , respectivamente. El álabes <i>UUT</i> tuvo un máximo C_p de 0.21 para $\lambda = 3.86$.
Cortez [28]	<i>BEM</i> y <i>CFD</i>	NACA 4418	$Pot = 3 \text{ kW}$, $V_\infty = 10 \text{ m/s}$, $B = 3$, $\Omega = 300 \text{ RPM}$, $R = 2.3 \text{ m}$	Las cuerdas de los perfiles que conforman los álabes presentan espesores entre 0.33 m. y 0.113 m. Para condiciones nominales de operación, los torques obtenidos por simulación numérica y método analítico son 162.32 Nm y 178.61 Nm, respectivamente.
Tang et al. [41]	<i>BEM</i>	DU93-W-210	$Pot = 10 \text{ kW}$, $V_\infty = 10 \text{ m/s}$, $B = 3$, $\lambda = 8$	Los álabes presentan un R de 5 m. y máximo C_p de 0.48 para $\lambda = 9$. Las cuerdas de los perfiles que conforman los álabes tienen espesores entre 0.2 m. y 0.9 m.

Mahmuddin [42]	<i>BEM</i>	NACA 2415	$Pot = 3 \text{ kW}$, $V_\infty = 10 \text{ m/s}$, $B = 3$, $\Omega = 71.3 \text{ RPM}$, $R = 3 \text{ m}$, $\theta_p = 10^\circ$, $\theta_T = 0^\circ$	Los errores relativos medios en la predicción de la potencia de los álabes están en el orden del 5%.
Hasan et al. [43]	<i>BEM</i> y <i>CFD</i>	S822, S823 y S833	$Pot = 10 \text{ kW}$, $V_\infty = 7 \text{ m/s}$, $B = 3$, $\Omega = 71.63 \text{ RPM}$, $\lambda = 6$, $R = 5.5 \text{ m}$	Mediante los análisis <i>BEM</i> y <i>CFD</i> fueron obtenidos máximos C_p de 0.47 y 0.43, respectivamente. Las cuerdas de los perfiles que conforman los álabes tienen espesores entre 0.3048 m. y 1.1 m.

De todo lo antes mencionado se concluye que cada uno de los perfiles aerodinámicos que se encuentran en la literatura son diseñados para condiciones específicas de uso. Dichos perfiles presentan comportamientos aerodinámicos distintos cuando son sometidos a V_∞ bajas o altas. La optimización de perfiles aerodinámicos involucra distintos objetivos como son, la maximización de la relación C_l/C_d , maximización de C_l y minimización de C_d . Es necesario que los aerogeneradores sean diseñados para condiciones de viento específicas de cada zona, ya que factores como la ρ pueden afectar significativamente a las características de arranque y potencia de salida de dichos aerogeneradores. Metodologías combinadas *CFD/BEM* son usadas para el diseño de álabes de aerogeneradores, ya que pueden reducir el costo computacional en comparación con el uso de una metodología que utiliza solamente *CFD*. El enfoque aerodinámico es una primera etapa dentro del diseño de los álabes de aerogeneradores, ya que también es necesario un análisis de las características estructurales de dichos álabes previo a la etapa de construcción.

CAPÍTULO III

MODELAMIENTO MATEMÁTICO Y NUMÉRICO

En este capítulo las Ecuaciones gobernantes del flujo del fluido estudiado son inicialmente presentadas conjuntamente con el modelo de turbulencia tipo *RANS* utilizado. El modelamiento del perfil aerodinámico y las características del algoritmo de optimización usado en este trabajo son detalladas a continuación. Las restricciones geométricas del perfil que será optimizado son presentadas. Finalmente, la formulación utilizada para el diseño de álabes de aerogeneradores es discutida.

3.1. Modelo matemático

3.1.1. Ecuaciones gobernantes del flujo de fluidos

Las Ecuaciones gobernantes del flujo 3D de un fluido Newtoniano compresible en estado transitorio, con transferencia de calor, son expresadas como [44]:

Continuidad:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \text{div}(\rho \mathbf{u}) = 0 \quad (3.1)$$

Momentum en x :

$$\frac{\partial(\rho u)}{\partial t} + \text{div}(\rho u \mathbf{u}) = -\frac{\partial p}{\partial x} + \text{div}(\mu \text{grad } u) + S_{Mx} \quad (3.2)$$

Momentum en y :

$$\frac{\partial(\rho v)}{\partial t} + \text{div}(\rho v \mathbf{u}) = -\frac{\partial p}{\partial y} + \text{div}(\mu \text{grad } v) + S_{My} \quad (3.3)$$

Momentum en z :

$$\frac{\partial(\rho w)}{\partial t} + \text{div}(\rho w \mathbf{u}) = -\frac{\partial p}{\partial z} + \text{div}(\mu \text{ grad } w) + S_{Mz} \quad (3.4)$$

Energía:

$$\frac{\partial(\rho i)}{\partial t} + \text{div}(\rho i \mathbf{u}) = -p \text{ div } \mathbf{u} + \text{div}(\kappa \text{ grad } T) + \Phi + S_i \quad (3.5)$$

En estas ecuaciones, ρ es la densidad, \mathbf{u} es el vector de velocidad, p es la presión, u , v y w son los componentes de velocidad en los ejes x , y y z , respectivamente. μ es la viscosidad dinámica, S_{Mx} , S_{My} , S_{Mz} son, respectivamente, los términos fuente de momento en los ejes x , y y z . Finalmente, i es la energía interna específica, κ es la conductividad térmica, T es la temperatura, Φ es la función de disipación y S_i es el término fuente de energía interna. En la presente investigación, la Ecuación de energía no es utilizada, pues se considera flujo isotérmico solamente. Por otro lado, el fluido presenta un número de Mach menor a 0.1, por ello se considera incompresible ($\rho = cte$).

Las formulaciones desarrolladas para capturar los efectos de la turbulencia se agrupan en tres categorías, Reynolds-Averaged Navier-Stokes (*RANS*), Large Eddy Simulation (*LES*) y Direct Numerical Simulation (*DNS*). *RANS* centra su atención en el flujo medio y los efectos que tiene la turbulencia sobre las propiedades medias del flujo. *LES* monitorea el comportamiento de los remolinos más grandes. *DNS* calcula el flujo medio y todas las fluctuaciones de velocidad turbulenta [44]. En este trabajo se usa una formulación tipo *RANS*, ya que los recursos computacionales requeridos para la obtención de los resultados numéricos son menores a los modelos tipo *LES* y *DNS*.

Las Ecuaciones gobernantes en la formulación *RANS* son obtenidas usando la descomposición de Reynolds, la cual establece el valor de una propiedad de flujo (φ) como la suma de sus componentes promedio ($\bar{\varphi}$) y fluctuante (φ') [44],

$$\varphi = \bar{\varphi} + \varphi' . \quad (3.6)$$

Así, la componente promedio queda definida como,

$$\bar{\varphi} = \frac{1}{\Delta t} \int_0^{\Delta t} \varphi dt , \quad (3.7)$$

y las fluctuaciones promedio se definen como,

$$\bar{\varphi}' = \frac{1}{\Delta t} \int_0^{\Delta t} \varphi dt = 0 . \quad (3.8)$$

Luego, las Ecuaciones 3.1 a 3.4 pueden ser escritas en su forma promedio, para flujo incompresible, como,

$$\text{div } \mathbf{U} = 0 , \quad (3.9)$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial U}{\partial t} + \text{div}(U\mathbf{U}) = & -\frac{1}{\rho} \frac{\partial P}{\partial x} + \nu \text{div}(\text{grad } U) \\ & + \frac{1}{\rho} \left[\frac{\partial (-\rho \overline{u'^2})}{\partial x} + \frac{\partial (-\rho \overline{u'v'})}{\partial y} + \frac{\partial (-\rho \overline{u'w'})}{\partial z} \right] , \end{aligned} \quad (3.10)$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial V}{\partial t} + \text{div}(V\mathbf{U}) = & -\frac{1}{\rho} \frac{\partial P}{\partial y} + \nu \text{div}(\text{grad } V) \\ & + \frac{1}{\rho} \left[\frac{\partial (-\rho \overline{v'^2})}{\partial y} + \frac{\partial (-\rho \overline{u'v'})}{\partial x} + \frac{\partial (-\rho \overline{v'w'})}{\partial z} \right] , \end{aligned} \quad (3.11)$$

$$\begin{aligned}
\frac{\partial W}{\partial t} + \text{div}(W\mathbf{U}) &= -\frac{1}{\rho} \frac{\partial P}{\partial z} + \nu \text{div}(\text{grad } W) \\
&+ \frac{1}{\rho} \left[\frac{\partial(-\rho \overline{w'^2})}{\partial z} + \frac{\partial(-\rho \overline{v'w'})}{\partial y} \right. \\
&\left. + \frac{\partial(-\rho \overline{u'w'})}{\partial x} \right].
\end{aligned} \tag{3.12}$$

En este caso, \mathbf{U} es el vector de velocidad promedio, P es la presión promedio, U , V y W representan, respectivamente, los componentes de velocidad promedio en los ejes x , y y z , ν es la viscosidad y u' , v' y w' son los componentes de velocidad fluctuante en los ejes x , y y z , respectivamente.

Los llamados tensores de Reynolds que aparecen en las Ecuaciones 3.10 a 3.12 incluyen tres tensiones normales,

$$\tau_{xx} = -\rho \overline{u'^2}, \tag{3.13}$$

$$\tau_{yy} = -\rho \overline{v'^2}, \tag{3.14}$$

$$\tau_{zz} = -\rho \overline{w'^2}, \tag{3.15}$$

y tres tensiones de corte,

$$\tau_{xy} = \tau_{yx} = -\rho \overline{u'v'}, \tag{3.16}$$

$$\tau_{xz} = \tau_{zx} = -\rho \overline{u'w'}, \tag{3.17}$$

$$\tau_{yz} = \tau_{zy} = -\rho \overline{v'w'}. \tag{3.18}$$

Debido a la presencia de los tensores de Reynolds, el sistema formado por las Ecuaciones 3.10 a 3.12 no es cerrado. Por lo tanto, modelos para estos tensores (modelos de turbulencia) necesitan ser proporcionados.

3.1.2. Modelo de turbulencia

Los modelos de turbulencia tipo *RANS*, usados para cerrar el sistema dado por las Ecuaciones 3.10 a 3.12, son clasificados según el número de ecuaciones de transporte adicionales que necesitan ser resueltas. Por ejemplo se tiene modelos de cero ecuaciones (*Mixing length*), una Ecuación (*Spalart – Allmaras*), dos ecuaciones ($k - \varepsilon$ y $k - \omega$), etc [44].

Versteeg y Malalasekera [44] afirman que los modelos de turbulencia adecuados para aplicaciones de aerodinámica externa son Spalart-Allmaras, $k - \omega$ y *SST* $k - \omega$. El modelo de turbulencia utilizado en esta investigación es de dos ecuaciones $k - \omega$, porque logra una mayor precisión en la predicción de la capa límite con gradiente de presión adverso en comparación con los modelos $k - \varepsilon$ [45]. El modelo $k - \omega$ fue inicialmente propuesto por Wilcox [46] e incluye dos ecuaciones de transporte, una para la energía cinética turbulenta (k) y la otra para la tasa de disipación turbulenta (ω). A continuación se muestra la formulación del modelo $k - \omega$ que trae incorporado el software comercial utilizado en este trabajo (Ansys Fluent v17.1 [47]),

Ecuación de transporte para k ,

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho k u_i)}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\Gamma_k \frac{\partial k}{\partial x_j} \right) + G_k - Y_k + S_k . \quad (3. 19)$$

Ecuación de transporte para ω ,

$$\frac{\partial(\rho \omega)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho \omega u_i)}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\Gamma_\omega \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right) + G_\omega - Y_\omega + S_\omega . \quad (3. 20)$$

En estas ecuaciones, Γ_k y Γ_ω representan la difusividad efectiva de k y ω , G_k y G_ω representan la generación de k y ω , Y_k y Y_ω son las disipaciones de k y ω , y S_k y S_ω son los términos fuente de k y ω .

Las difusividades efectivas son modeladas a su vez como,

$$\Gamma_k = \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k}, \quad (3.21)$$

$$\Gamma_\omega = \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\omega}, \quad (3.22)$$

donde,

$$\mu_t = \alpha^* \frac{\rho k}{\omega}. \quad (3.23)$$

En las Ecuaciones 3.21 a 3.23, μ_t es la viscosidad turbulenta, σ_k y σ_ω representan los números de Prandtl turbulento para k y ω , respectivamente, y α^* es una constante del modelo usada para la corrección de la viscosidad turbulenta a bajos números de Reynolds.

La referida corrección para bajos números de Reynolds es dada por,

$$\alpha^* = \alpha_\infty \left(\frac{\alpha_0^* + \frac{Re_t}{R_k}}{1 + \frac{Re_t}{R_k}} \right), \quad (3.24)$$

donde,

$$Re_t = \frac{\rho k}{\mu \omega}. \quad (3.25)$$

La generación de k y ω , que aparece en las Ecuaciones 3.19 y 3.20, son modeladas como,

$$G_k = \mu_t S^2, \quad (3.26)$$

$$G_\omega = \alpha \frac{\omega}{k} G_k, \quad (3.27)$$

donde S es el módulo del tensor de la tasa de esfuerzo media y,

$$\alpha = \frac{\alpha_\infty}{\alpha^*} \left(\frac{\alpha_0 + \frac{Re_t}{R_\omega}}{1 + \frac{Re_t}{R_\omega}} \right). \quad (3.28)$$

La disipación de k es dada por,

$$Y_k = \rho \beta^* f_{\beta^*} k \omega, \quad (3.29)$$

donde,

$$\beta^* = \beta_i^* [1 + \zeta^* F(M_t)], \quad (3.30)$$

$$\beta_i^* = \beta_\infty^* \left[\frac{\frac{4}{15} + \left(\frac{Re_t}{R_\beta} \right)^4}{1 + \left(\frac{Re_t}{R_\beta} \right)^4} \right]. \quad (3.31)$$

En la Ecuación 3.30, $F(M_t)$ es la función de compresibilidad y ζ^* es una constante del modelo. Ya que aquí se trabaja con un fluido incompresible los efectos de compresibilidad son eliminados. Por lo tanto, la Ecuación 3.30 se reduce a,

$$\beta^* = \beta_i^*. \quad (3.32)$$

De la Ecuación 3.29 tenemos también,

$$f_{\beta^*} = \begin{cases} 1 & \chi_k \leq 0 \\ \frac{1 + 680\chi_k^2}{1 + 400\chi_k^2} & \chi_k > 0 \end{cases}, \quad (3.33)$$

donde,

$$\chi_k \equiv \frac{1}{\omega^3} \frac{\partial k}{\partial x_j} \frac{\partial \omega}{\partial x_j}. \quad (3.34)$$

La disipación de ω es modelada a su vez como,

$$Y_\omega = \rho \beta f_\beta \omega^2, \quad (3.35)$$

donde,

$$\beta = \beta_i \left[1 - \frac{\beta_i^*}{\beta_i} \zeta^* F(M_t) \right], \quad (3.36)$$

$$f_\beta = \frac{1 + 70\chi_\omega}{1 + 80\chi_\omega}, \quad (3.37)$$

$$\chi_\omega = \left| \frac{\Omega_{ij} \Omega_{jk} S_{ki}}{(\beta_\infty^* \omega)^3} \right|, \quad (3.38)$$

$$\Omega_{ij} = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} - \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right). \quad (3.39)$$

En las Ecuaciones 3.38 y 3.39, S_{ij} es el tensor de la tasa de esfuerzo y Ω_{ij} es el tensor de la tasa de rotación media. Los valores de las constantes del modelo $k - \omega$ utilizadas aquí son,

$$\alpha_\infty^* = 1,$$

$$\alpha_0^* = 0.024,$$

$$\alpha_\infty = 0.52,$$

$$\alpha_0 = \frac{1}{9},$$

$$\beta_{\infty}^* = 0.09 ,$$

$$\beta_i = 0.072 ,$$

$$R_{\beta} = 8 ,$$

$$R_k = 6 ,$$

$$R_{\omega} = 2.95 ,$$

$$\sigma_k = 2 ,$$

$$\sigma_{\omega} = 2 .$$

3.2. Modelo numérico

El esquema de modelamiento *CFD* utilizado en este trabajo es mostrado en la **Figura 3**. Así, el fenómeno físico que quiere simularse es inicialmente identificado. Después, dentro de la etapa de pre-procesamiento, la geometría es construída. Seguidamente, las dimensiones del dominio computacional son estimadas y dicho dominio es discretizado. Luego, las condiciones iniciales y de borde son fijadas. En la etapa de resolución, a través del uso del solver, el sistema de ecuaciones es resuelto y con ello son halladas las propiedades físicas de interés en todo el dominio computacional. Finalmente, en la etapa de post-procesamiento, el análisis de los resultados es llevado a cabo.

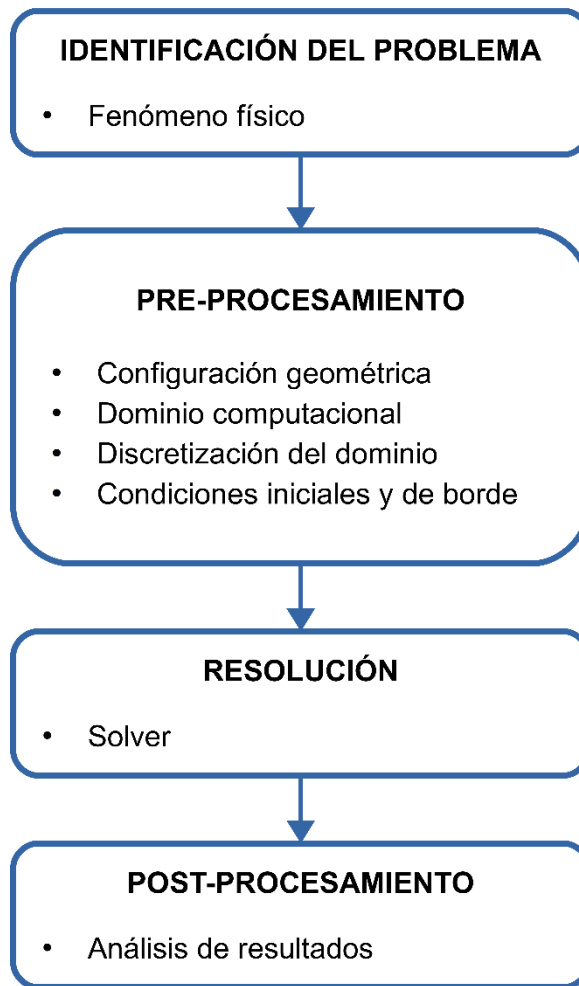


Figura 3. Esquema general del modelamiento *CFD*.

A continuación, cada una de las partes del esquema mostrado en la **Figura 3**, aplicado al caso particular de la presente tesis, son detalladas.

3.2.1. Fenómeno físico

El fenómeno físico modelado numéricamente es el flujo de un fluido incompresible alrededor de un perfil aerodinámico (**Figura 4**).

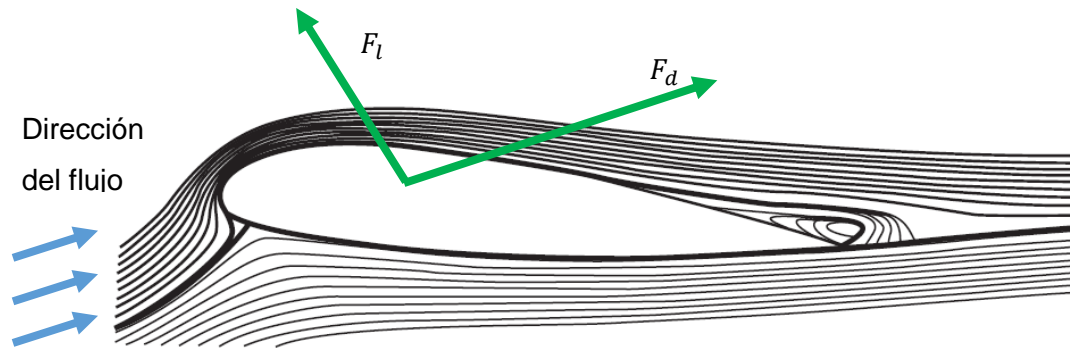


Figura 4. Líneas de flujo alrededor de un perfil aerodinámico [44].

La interacción entre el flujo del fluido y el perfil genera fuerzas de sustentación y arrastre sobre la superficie de este. Dichas fuerzas son calculadas con el fin de determinar los C_l y C_d del perfil aerodinámico,

$$C_l = \frac{F_l}{\frac{1}{2}\rho AV_{rel}^2}, \quad (3.40)$$

$$C_d = \frac{F_d}{\frac{1}{2}\rho AV_{rel}^2}, \quad (3.41)$$

donde A es el área calculada a partir de la cuerda del perfil aerodinámico.

3.2.2. Configuración geométrica

3.2.3.1. Perfil aerodinámico

La parametrización de la geometría del perfil aerodinámico se realiza mediante representaciones polinómicas, ya que estas pueden reducir el número de variables de diseño [48]. Dentro de toda la gama de representaciones polinómicas se escogieron las curvas de Bézier, ya que los algoritmos más rápidos y numéricamente más estables para desplegar gráficamente una curva polinómica se basan en la representación de Bézier [49].

Las curvas de Bézier utilizan la base polinómica de Bernstein en su formulación. Dicha base es muy conveniente para el trazado de formas libres [50]. La curva de grado n esta contenida dentro del polígono de control formado por los $n + 1$ puntos de control. Para su construcción se utiliza el algoritmo De Casteljau. Las curvas paramétricas son expresadas como [32],

$$\mathbf{B}(d) = \sum_{i=0}^n \frac{n!}{i!(n-i)!} t^i (1-t)^{n-i} P_i, \quad (3.42)$$

donde d es un descriptor comprendido entre 0 y 1, y P_i son los puntos de control que definen la curva.

La ventaja más atractiva de una curva de Bézier es que esta describe de forma flexible una familia de perfiles aerodinámicos mediante pocos puntos de control [19]. Mientras más puntos de control se tengan en una curva de Bézier, mayor es la cantidad de formas geométricas que se pueden obtener. A pesar de ello, el número de puntos de control por cada curva que se encuentra en la bibliografía consultada es menor a 9, estando generalmente en el rango de 6 a 8. Esto ocurre debido a que, al utilizar curvas de Bézier de orden superior a 10 (mayores a 11 puntos de control), se forman curvaturas que no son bien resueltas por herramientas de CFD [14]. De esta manera, en el presente estudio, curvas de grado 6 (7 puntos de control) son utilizadas.

El espesor mínimo del borde de fuga de un perfil aerodinámico debe ser 0.25% de la cuerda, para que sea factible su construcción [51]. A pesar de ello, en el modelo numérico

se trabajó con borde de fuga afilado, para simplificar la geometría y evitar problemas con el solver. En el presente trabajo se parametrizó la geometría del perfil mediante dos curvas de Bézier, una curva superior y una inferior.

La representación paramétrica de la curva superior de Bézier ($n = 6$) es dada por,

$$\begin{aligned}
 B(d)_{sup} = & (1-t)^6 P_0 + 6t(1-t)^5 P_1 + 15t^2(1-t)^4 P_2 \\
 & + 20t^3(1-t)^3 P_3 + 15t^4(1-t)^2 P_4 \\
 & + 6t^5(1-t) P_5 + t^6 P_6 .
 \end{aligned} \tag{3. 43}$$

La representación paramétrica de la curva inferior de Bézier ($n = 6$) es expresada a su vez como,

$$\begin{aligned}
 B(d)_{inf} = & (1-t)^6 P_7 + 6t(1-t)^5 P_8 + 15t^2(1-t)^4 P_9 \\
 & + 20t^3(1-t)^3 P_{10} + 15t^4(1-t)^2 P_{11} \\
 & + 6t^5(1-t) P_{12} + t^6 P_{13} .
 \end{aligned} \tag{3. 44}$$

Los puntos de control de la curva superior (P_0 a P_6) e inferior (P_7 a P_{13}) del perfil aerodinámico parametrizado son mostrados en la **Figura 5**. En el proceso de diseño/optimización, estos puntos fueron considerados como las variables independientes, junto con el α . Los puntos no móviles $P_0 = P_{13}$ y $P_6 = P_7$ se fijaron en las posiciones (1,0) y (0,0) respectivamente.

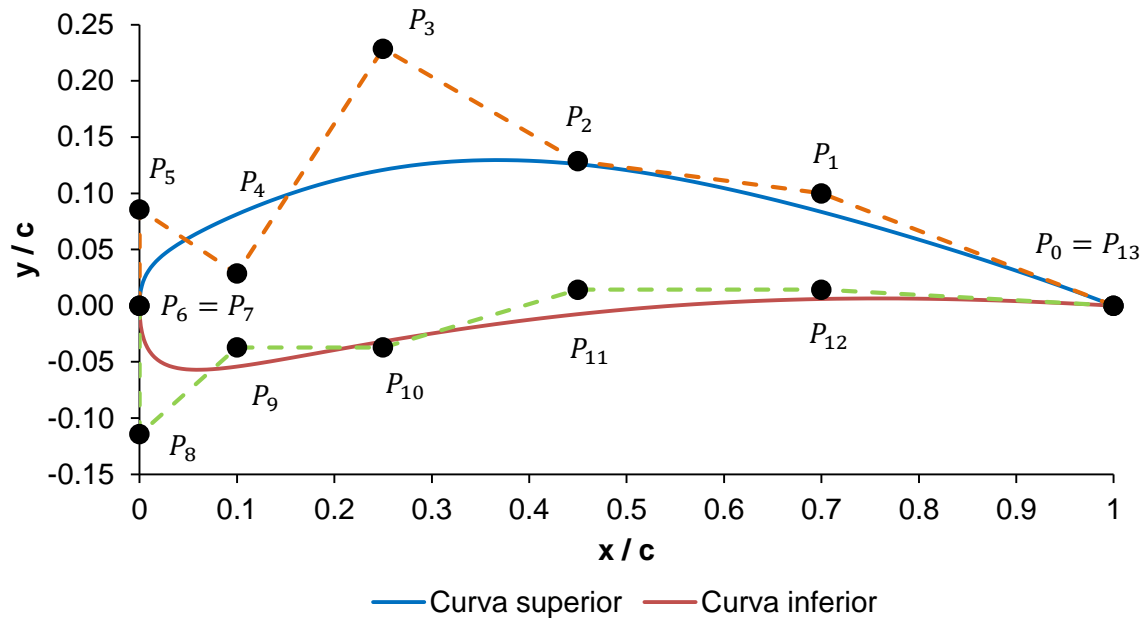


Figura 5. Perfil aerodinámico parametrizado con dos curvas de Bézier.

3.2.3.2. Restricciones geométricas

La optimización del perfil aerodinámico está sujeto a restricciones en su geometría. En la presente investigación se utilizaron dos restricciones geométricas.

3.2.3.2.1. Límites de los puntos de control

Los límites de las ordenadas de los puntos de control (**Tabla 6**) usados en la presente investigación son similares a los utilizados en el trabajo de Ribeiro et al. [32]. Sin embargo, la posición de los puntos de control sobre el eje x difiere de la investigación de Ribeiro et al. [32]. Asimismo, se ampliaron los límites inferiores cerca del borde de ataque, ya que en la investigación de Sayed et al. [11] se aprecia que los perfiles con mayor C_l y menor C_d

tienen curvaturas y espesores mayores en dicha zona (perfiles S825 y S826), en comparación con los demás perfiles de la serie “S” de *NREL*.

Tabla 6. Límites superiores e inferiores de los puntos de control utilizados en la optimización.

Puntos de control	Posición fija (eje x)	Límite inferior (eje y)	Límite superior (eje y)
P_0	1.00c	0.00c	0.00c
P_1	0.70c	0.05c	0.15c
P_2	0.45c	0.00c	0.30c
P_3	0.25c	0.10c	0.35c
P_4	0.10c	0.05c	0.30c
P_5	0.00c	0.05c	0.15c
P_6	0.00c	0.00c	0.00c
P_7	0.00c	0.00c	0.00c
P_8	0.00c	-0.15c	-0.05c
P_9	0.10c	-0.15c	0.05c
P_{10}	0.25c	-0.15c	0.10c
P_{11}	0.45c	-0.20c	0.10c
P_{12}	0.70c	-0.10c	0.10c
P_{13}	1.00c	0.00c	0.00c

3.2.3.2.2. Límites del ángulo de ataque

Perfiles aerodinámicos de álabes de *HAWT* son diseñados para ser usados a bajos ángulos de ataque, donde el C_l es mucho mayor que el C_d [52]. El análisis aerodinámico de distintos perfiles, para Re entre 312 000 y 935 000, demuestra que los máximos C_l/C_d corresponden a α entre -5° y 15° [11]. También, los mejores valores de C_l/C_d se obtienen en α entre 8° y

10°, para Re menores a 148 000 [53]. Para un Re de 100 000, el mejor valor de C_l y C_l/C_d se obtiene para un α de 8°. α en el rango de 5° a 10° son usados en este trabajo. Esto implica que se espera que el valor óptimo de la relación C_l/C_d se encuentre en dicho rango.

3.2.3. Dominio computacional

Para simulaciones de perfiles aerodinámicos es preferible que los bordes del dominio estén alejados del perfil, ya que es necesario que el flujo de aire perturbado por el perfil aerodinámico se estabilice y recupere las condiciones que corresponden a la entrada del flujo. En la presente investigación, tal como lo ilustrado en la **Figura 6**, la entrada del flujo de aire se encuentra a una distancia de 20 veces la cuerda del perfil ($20c$), y la salida está ubicada a $40c$, similar a lo utilizado en Belamadi et al. [54]. A su vez, la frontera superior e inferior del dominio computacional están posicionadas a $20c$ del perfil aerodinámico.

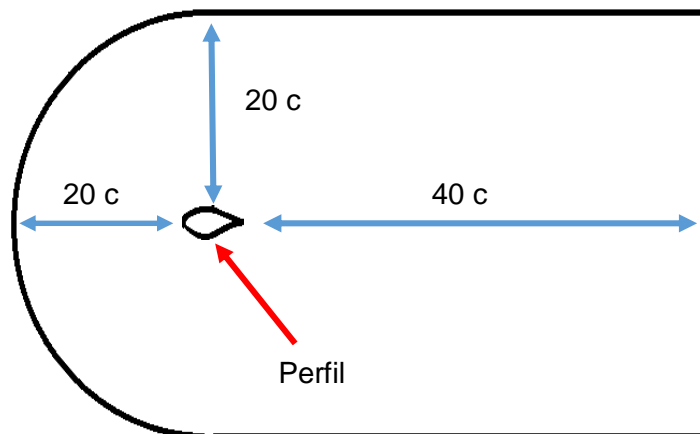


Figura 6. Dominio computacional 2D.

3.2.4. Discretización del dominio

La construcción de la geometría del perfil y discretización del dominio computacional ha sido realizada usando Icem-CFD [55]. Se ha usado una malla estructurada (**Figura 7**), ya que provee soluciones de mayor calidad utilizando un menor número de celdas en comparación con mallas no estructuradas [56]. Asimismo, la malla estructurada es de tipo C, ya que permite un rápido cambio de la dirección de ingreso de viento sin tener que cambiar la malla [37].

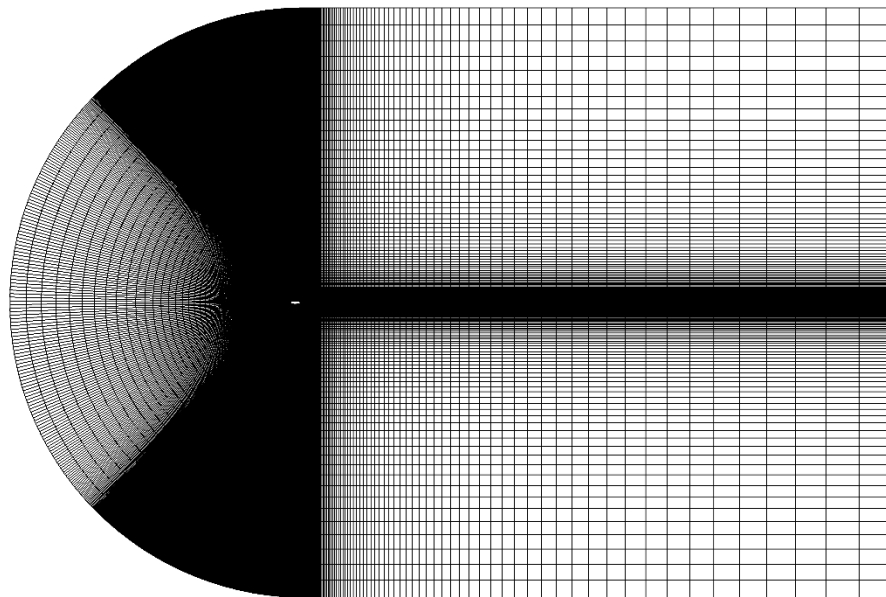


Figura 7. Malla estructurada tipo C utilizada en las simulaciones numéricas 2D.

El modelamiento de la pared se abordó utilizando un tratamiento de pared mejorado, ya que este es adecuado para flujo de fluidos con Re bajo que presentan fenómenos complejos cerca de la pared [57]. La captación de gradientes de presión cercanos a la pared del perfil se realizó a través de la resolución de la sub-capa viscosa (adecuado para modelos como $k - \omega$). Con dicho enfoque es necesario que la distancia adimensional a la pared sea aproximadamente 1 ($y^+ \approx 1$). La determinación de la altura de la primera celda

cercana a la pared del perfil (y) fue realizada con la formulación empírica de Schlichting [58], aplicable a placas planas lisas con $Re < 10^9$,

$$y = \frac{y^+ \mu}{\rho u_*}, \quad (3.45)$$

donde,

$$u_* = \sqrt{\frac{\tau_w}{\rho}}, \quad (3.46)$$

$$\tau_w = \frac{1}{2} C_f \rho V_{rel}^2, \quad (3.47)$$

$$C_f = \frac{1}{[2 \log_{10}(Re) - 0.65]^{2.3}}, \quad (3.48)$$

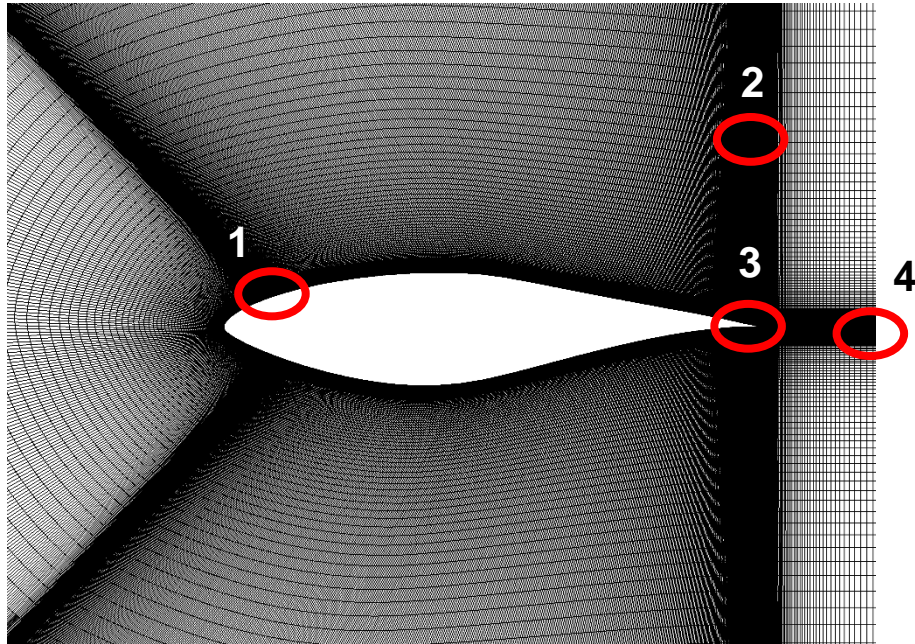
$$Re = \frac{\rho V_{rel} c}{\mu}. \quad (3.49)$$

En las Ecuaciones 3.45 a 3.49, Re es el número de Reynolds, c es la cuerda del perfil aerodinámico (longitud característica), C_f representa el coeficiente de fricción local, τ_w es la tensión cortante y u_* representa la velocidad de fricción.

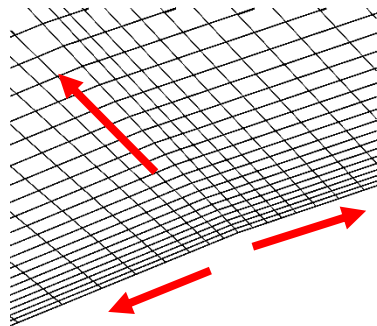
Para lograr un $y^+ \approx 1$, la malla cercana a la pared es más refinada en comparación con el resto del dominio (**Figura 8**). La altura de la primera celda cercana a la pared es del orden de 0.01 mm. Asimismo, se consideran 20 filas de celdas para la región de la malla llamada *inflation* (**Figura 9**), en la cual los elementos de malla aumentan de tamaño a medida que se alejan de la pared con una tasa de crecimiento de 1.1 (similar al trabajo de Belamadi [54]).

En la **Figura 8**, los detalles de la malla cercana al perfil aerodinámico son mostrados. En la **Figura 8a**, la vista general de la zona en mención muestra que existen regiones de la malla donde el refinamiento es mayor, por ejemplo, la región de *inflation* (**Figura 9**), la

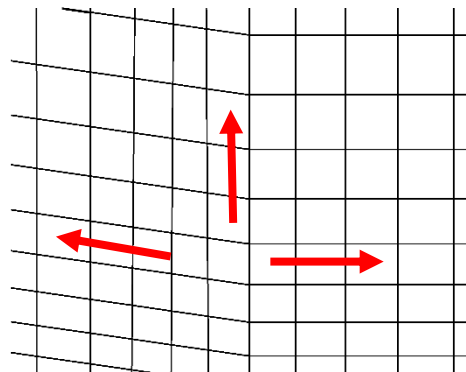
región cercana al borde de ataque del perfil y la región del borde de fuga. El detalle de las regiones en mención es presentado en la **Figura 8b**, **Figura 8c**, **Figura 8d** y **Figura 8e**. Asimismo puede notarse el crecimiento de las celdas en la dirección de la pared del perfil hacia el dominio lejano (borde del dominio computacional). Dicha dirección está representada por flechas en la **Figura 8** y **Figura 9**.



a) Vista general



b) Detalle 1



c) Detalle 2

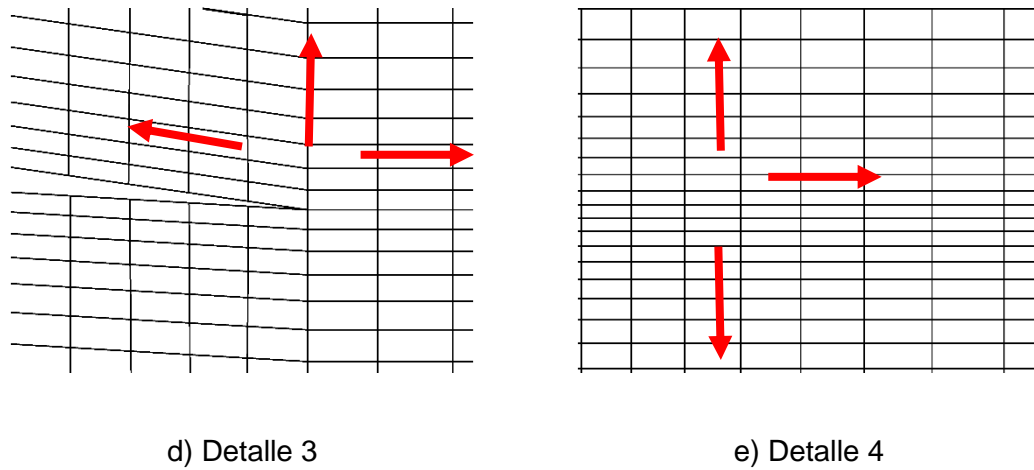


Figura 8. Detalle de la malla cercana al perfil aerodinámico. a) Vista general, b) Detalle 1, c) Detalle 2, d) Detalle 3 y e) Detalle 4.

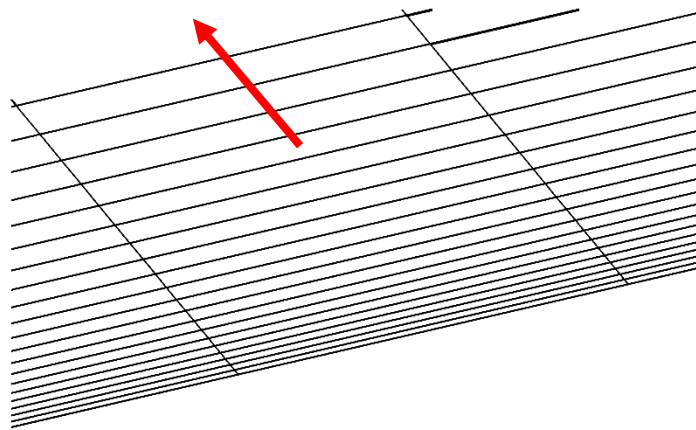


Figura 9. Detalle de la región de la malla llamada *inflation* y altura de la primera celda cercana a la pared.

3.2.5. Condiciones iniciales y de borde

El fluido utilizado fue aire a 1 atmósfera de presión y temperatura de referencia de 15 °C (altitud de 0 m.s.n.m.), para el cual corresponde una ρ de 1.225 kg/m³ y una μ de 1.7894 x 10⁻⁵ kg/m.s.

Las condiciones de borde impuestas son de tres tipos, (i) *velocity – inlet* (entrada del flujo de aire), donde se especifica un módulo de velocidad (V_{rel}) y dirección del flujo, (ii) *pressure – outlet* (salida del flujo de aire), donde se especifica la presión y (iii) *wall* (superficie del perfil aerodinámico sin deslizamiento). Las zonas donde se impusieron las condiciones de borde se visualizan en la **Figura 10**. Mayores detalles de las condiciones de borde particulares utilizadas pueden ser encontradas en la referencia [59].

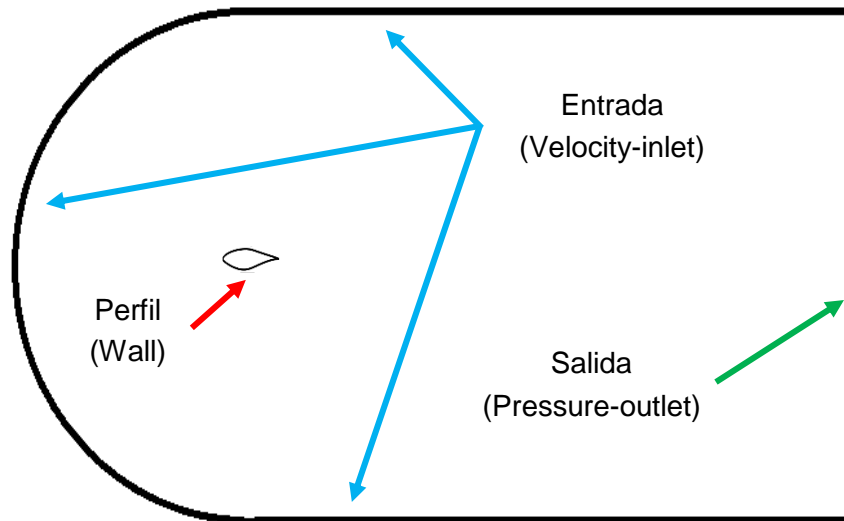


Figura 10. Condiciones de borde impuestas.

3.2.6. Solver

Para la resolución de las Ecuaciones gobernantes, el solver Ansys Fluent [60], versión 17.1, es utilizado. Más específicamente, las simulaciones numéricas son realizadas con el solver

tipo Pressure-Based, en estado estacionario. El modelo de turbulencia es configurado con dos opciones de corrección, bajos números de Reynolds y flujo de corte. Los valores por defecto de las constantes del modelo $k - \omega$ que trae incorporado el solver son utilizados.

El esquema numérico utilizado en el método de solución es SIMPLEC, el cual permite mejorar la convergencia en problemas que envuelven fenómenos de turbulencia [61]. Para la discretización espacial de las Ecuaciones de momento, energía cinética turbulenta y tasa de disipación específica, el esquema Upwind de segundo orden es utilizado.

3.2.7. Análisis de resultados

Los resultados más importantes son inicialmente analizados de forma cualitativa y cuantitativa con el fin de comprobar que son consistentes con la literatura. Luego, se calculan los valores de C_l y C_d con la formulación de la Sección 3.2.1.

3.3. Algoritmo de optimización

La optimización es el acto mediante el cual se obtiene el mejor resultado considerando ciertas circunstancias [62]. Además de las técnicas de programación matemática tradicionales, existen otros métodos de optimización basados en el comportamiento biológico, molecular, enjambre de insectos y sistemas neurobiológicos como son los *GA*, Simulated Annealing (*SA*), Particle Swarm Optimization (*PSO*), Ant Colony Optimization (*ACO*), Fuzzy Logic (*FL*) y *ANN* [62]. En este trabajo fueron usados los *GA*.

Los *GA* son algoritmos de búsqueda del mejor individuo basados en la mecánica de selección y genética natural que combinan la supervivencia del más apto y el intercambio estructurado de información [63]. Los *GA* tienen tres tipos de operadores genéticos, (i) selección, (ii) cruce y (iii) mutación. La selección consiste en escoger a los individuos en los cuales los operadores genéticos son aplicados. El cruce (**Figura 11**) consiste en la combinación de dos individuos padres y su resultado son dos individuos hijos de la

siguiente generación. La mutación (**Figura 12**) consiste en la variación de alguno de los genes de un individuo particular. En la **Figura 13**, la representación general del proceso de evolución de un algoritmo genético simple es mostrada. En dicha figura se puede notar que la evolución de la población pasa siempre por un proceso que incluye a los operadores genéticos.

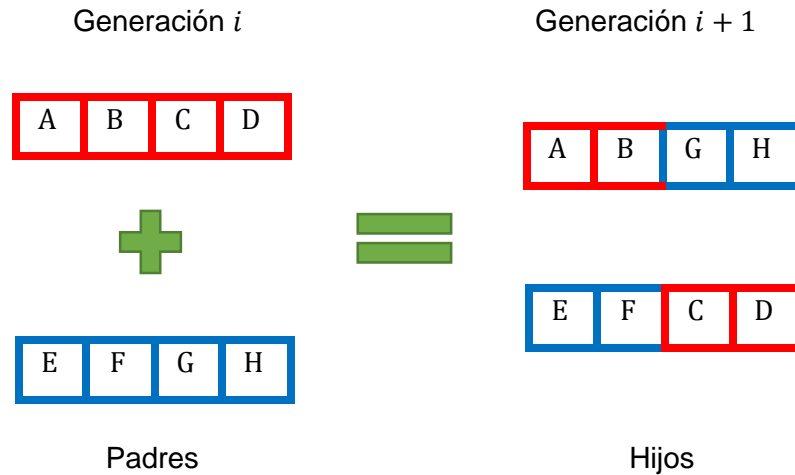


Figura 11. Operador de cruce.

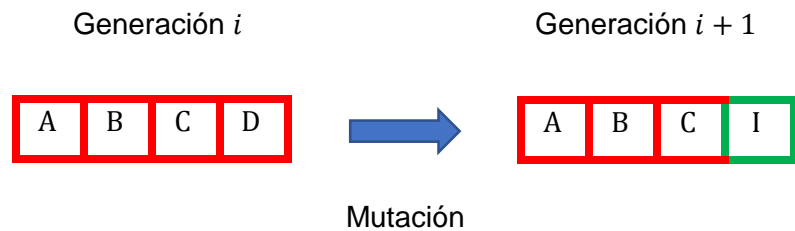


Figura 12. Operador de mutación.

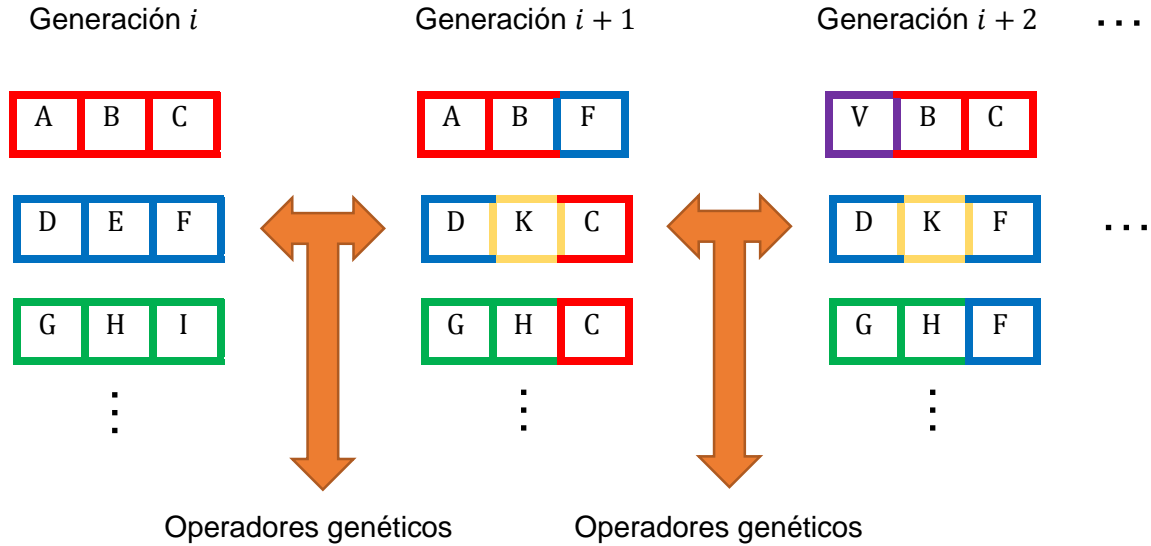


Figura 13. Proceso de evolución de un algoritmo genético simple.

En este trabajo se busca maximizar el C_l y minimizar el C_d . Con este propósito, el algoritmo genético simple del software MATLAB [64], el cual minimiza la función objetivo es utilizado. Por lo tanto, la función objetivo general minimizada es la razón $-C_l/C_d$. La población de individuos utilizada consiste de 40 individuos. Cada individuo (**Figura 14**) contiene los puntos de control de las curvas superior (rojo) e inferior (azul) del perfil, así como el ángulo de ataque (verde) con el que ingresará el flujo de aire al dominio computacional. El GA es configurado con un contador de élite de 1. Esto significa que el mejor individuo de cada generación pasa a la siguiente generación directamente, sin que se le apliquen los operadores genéticos.

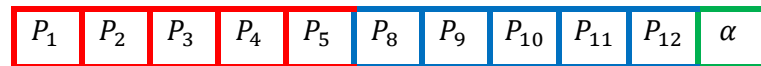


Figura 14. Representación cromosómica de un individuo del GA usado en la presente tesis.

Así, la formulación del problema de optimización se expresa como,

Encontrar: $P_1, P_2, P_3, P_4, P_5, P_8, P_9, P_{10}, P_{11}, P_{12}, \alpha$

Para minimizar: $-C_l/C_d$

Sujeto a: Restricciones geométricas

Para escoger la función de creación de la población inicial más adecuada se realizó previamente un análisis de la dispersión de los individuos creados por cada una de las funciones de creación, *Feasible* y *Uniform* [65]. La función de creación de la población inicial por defecto es *Feasible*, la cual es apropiada cuando se trabaja con restricciones lineales.

El análisis realizado a las funciones de creación tiene como objetivo escoger aquella función que logre una buena dispersión de los individuos dentro de todo el espacio de búsqueda. Dicho espacio está delimitado por las restricciones geométricas de la Sección 3.2.3.2. En la **Figura 15**, ejemplos de los tipos de dispersión de la población en el espacio de búsqueda del *GA* son mostrados. La **Figura 15a** presenta una mala dispersión ya que la mayoría de la población se encuentra concentrada en un pequeño espacio, en cambio, en la **Figura 15b** se aprecia una buena dispersión teniendo a los individuos de la población uniformemente distribuidos en todo el espacio de búsqueda.

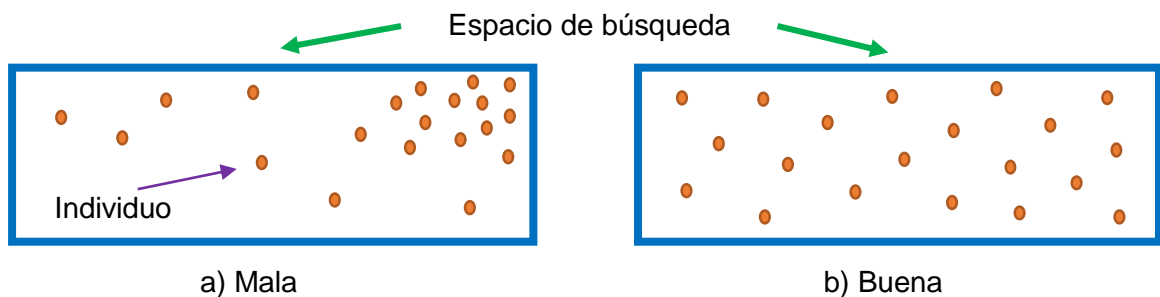


Figura 15. Tipos de dispersión de la población en el espacio de búsqueda del *GA*. a) Mala y b) Buena.

La **Figura 16** muestra las funciones de densidad de probabilidad de la variable P_{10} (**Figura 14**) de una población inicial aleatoria. En esta figura se observa que la función *Feasible* crea variables dentro de un rango relativamente pequeño y además cumple con las restricciones geométricas. Por otro lado se tiene que la función *Uniform* genera variables dispersas sobre todo el espacio de búsqueda. Esto implica que esta segunda función de creación asegura una mejor calidad en la dispersión de la población inicial, pero presenta la desventaja de que se podrían generar individuos que no cumplan con las restricciones geométricas.

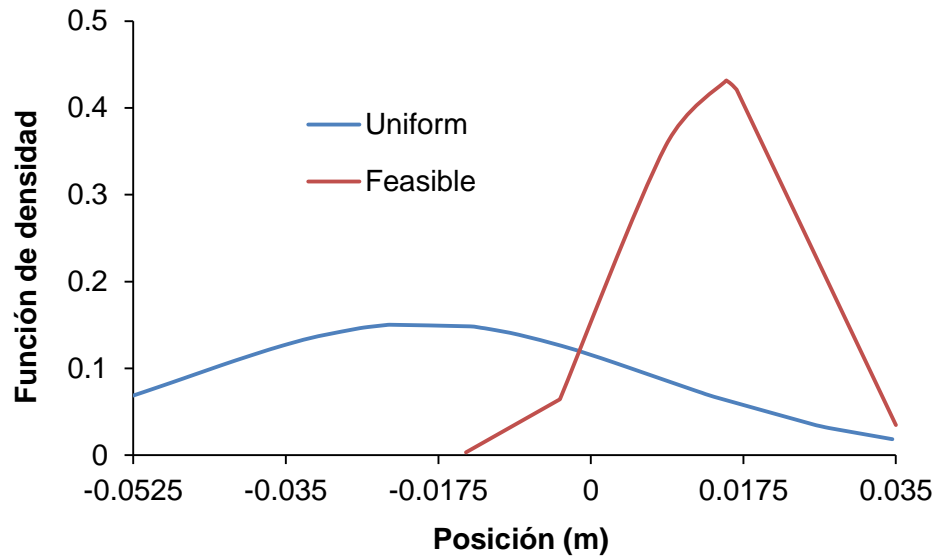


Figura 16. Funciones de densidad de probabilidad de una población aleatoria de 40 individuos, aplicada a la variable P_{10} , usando las funciones *Uniform* y *Feasible*.

Considerando la dispersión inicial de individuos como un aspecto clave en la optimización, aquí se optó por utilizar la función de creación *Uniform*. Para evitar que la población inicial contenga individuos que no cumplan las restricciones geométricas, los límites superiores e inferiores de cada punto de control (**Tabla 6**) fueron configurados adecuadamente.

Los criterios de convergencia de la función objetivo (FO) utilizada son similares al trabajo de Ribeiro et al. [32], con la única diferencia que el valor de las tolerancias son mayores en el presente trabajo,

$$\frac{\max(FO_i) - \max(FO_{i-1})}{\max(FO_i)} < 10^{-3}, \quad (3.50)$$

$$\frac{\text{std}(FO_i)}{\max(FO_i)} < 10^{-3}. \quad (3.51)$$

El primer criterio de convergencia trabaja con los valores más altos (peores) de la función objetivo mientras que el segundo criterio relaciona la desviación estándar de la población con el valor más alto de la función objetivo.

3.4. Diseño de álabes

La metodología utilizada para el diseño óptimo de los álabes se encuentra en Manwell et al. [66]. Dicha metodología es una adaptación de la teoría *BEM*, la cual incluye la rotación de la estela detrás del álabes, el arrastre, el número finito de álabes y el rendimiento fuera del punto de diseño.

Siguiendo esta metodología, inicialmente se escoge la potencia Pot , la velocidad V_∞ , un C_p probable y una eficiencia de conversión mecánica-eléctrica η (transmisión mecánica y generación eléctrica). Con los parámetros escogidos se estima el radio del rotor del aerogenerador R (longitud del álabes),

$$R = \sqrt{\frac{Pot}{0.5 C_p \rho \pi V_\infty^3}}. \quad (3.52)$$

A seguir, se selecciona un λ . Para la presente investigación debe cumplirse que $4 < \lambda < 10$, ya que el objetivo es la generación de energía eléctrica. Asimismo, se escoge el número de álabes del aerogenerador B y los tipos de perfiles aerodinámicos.

Se eligen las condiciones aerodinámicas de diseño, tales como el coeficiente de sustentación de diseño $C_{l,dis}$ y el ángulo de ataque de diseño α_{dis} , con los cuales se obtiene el máximo $C_{l,dis}/C_{d,dis}$. Luego, se divide el álabe en N elementos (**Figura 17**).

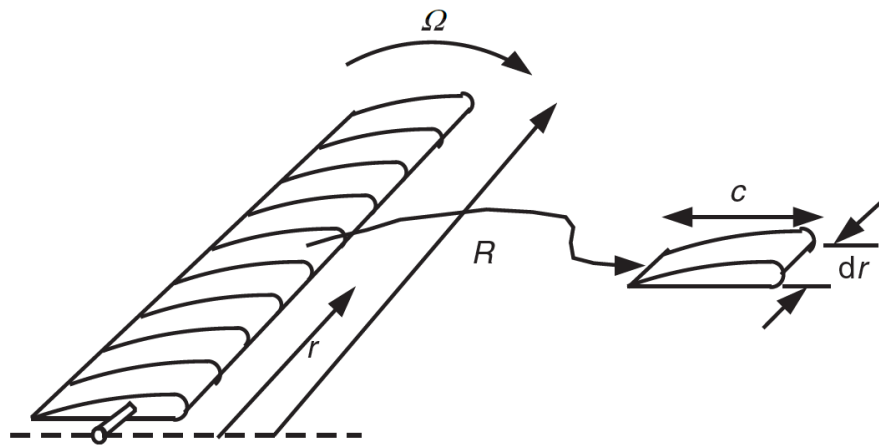


Figura 17. Esquema de los elementos del álabe [66].

Finalmente, se estima la forma de cada elemento del álabe (**Figura 18**) tomando como punto medio al radio r_i ,

$$\lambda_{r,i} = \frac{\lambda r_i}{R}, \quad (3.53)$$

$$\phi_i = \frac{2}{3} \tan^{-1} \left(\frac{1}{\lambda_{r,i}} \right), \quad (3.54)$$

$$c_i = \frac{8\pi r_i}{B C_{l,dis,i}} (1 - \cos \phi_i), \quad (3.55)$$

$$\theta_{p,i} = \phi_i - \alpha_{dis,i}, \quad (3.56)$$

$$\theta_{T,i} = \theta_{p,i} - \theta_{p,0}. \quad (3.57)$$

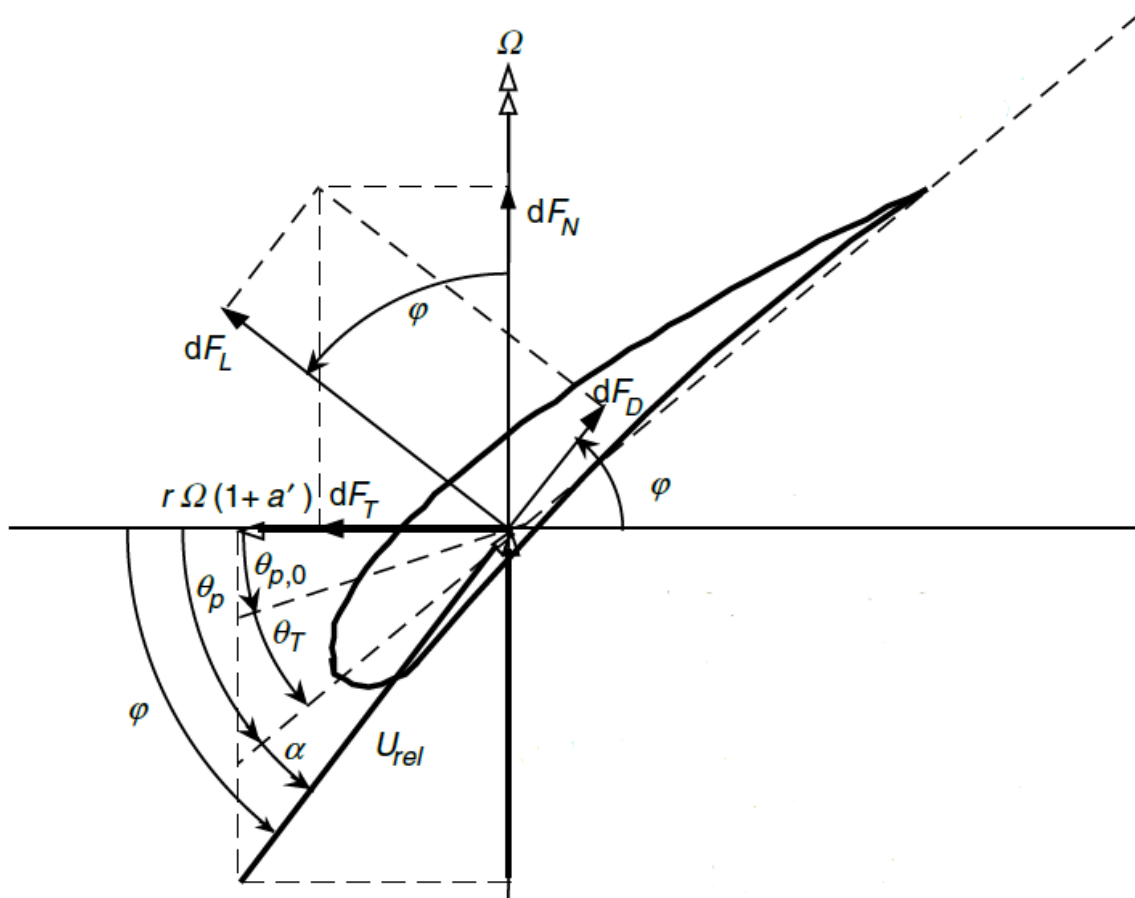


Figura 18. Representación geométrica de un elemento del álabe [66].

En las Ecuaciones 3.53 a 3.57, $\lambda_{r,i}$ es la relación de velocidad de punta local, ϕ_i representa el ángulo de velocidad relativa local, c_i es la cuerda de cada elemento, $\theta_{p,i}$ es el ángulo de paso local, $\theta_{p,0}$ representa el ángulo de paso del álabe y $\theta_{T,i}$ es el ángulo de torsión de la sección.

Para el cálculo del rendimiento del rotor se utiliza un proceso iterativo que determina los valores del factor de inducción axial (a) y el factor de inducción tangencial (a') de cada elemento del álabe. El resultado de dicho proceso es la modificación de los parámetros de diseño del álabe. Los valores iniciales de a y a' se calculan de acuerdo a,

$$\sigma'_{dis,i} = \frac{B c_i}{2\pi r_i}, \quad (3.58)$$

$$\phi_{i,1} = \frac{2}{3} \tan^{-1} \left(\frac{1}{\lambda_{r,i}} \right), \quad (3.59)$$

$$a_{i,1} = \frac{1}{\left[1 + \frac{4 \sin^2 \phi_{i,1}}{\sigma'_{dis,i} C_{l,dis,i} \cos \phi_{i,1}} \right]}, \quad (3.60)$$

$$a'_{i,1} = \frac{1 - 3 a_{i,1}}{4 a_{i,1} - 1}, \quad (3.61)$$

donde $\sigma'_{dis,i}$ es la solidez local. Con las Ecuaciones 3.58 a 3.61 se inicializa el proceso iterativo de cálculo de a y a' para la iteración j . Luego, se calcula el ángulo de flujo ϕ_{ij} y el factor de pérdida de punta F_{ij} ,

$$\phi_{ij} = \tan^{-1} \left[\frac{1 - a_{ij}}{(1 + a'_{ij}) \lambda_{r,i}} \right], \quad (3.62)$$

$$F_{ij} = \left(\frac{2}{\pi} \right) \cos^{-1} \left[\exp \left(- \left\{ \frac{(B/2)[1 - (r_i/R)]}{(r_i/R) \sin \phi_{i,j}} \right\} \right) \right]. \quad (3.63)$$

Con la data de los perfiles aerodinámicos se determina seguidamente $C_{l,ij}$ y $C_{d,ij}$, usando,

$$\alpha_{ij} = \phi_{ij} - \theta_{p,i}, \quad (3.64)$$

y se actualiza el valor de a . El coeficiente de empuje local $C_{T,ij}$ se calcula de,

$$C_{T,ij} = \frac{\sigma'_i (1 - a_{ij})^2 (C_{l,ij} \cos \phi_{ij} + C_{d,ij} \sin \phi_{ij})}{\sin^2 \phi_{ij}}. \quad (3.65)$$

Luego, si $C_{T,ij} < 0.96$, entonces,

$$a_{i,j+1} = \frac{1}{\left[1 + \frac{4 F_{ij} \sin^2 \phi_{ij}}{\sigma'_i C_{l,ij} \cos \phi_{ij}} \right]}, \quad (3.66)$$

de lo contrario, si $C_{T,ij} > 0.96$,

$$a_{ij} = \left(\frac{1}{F_{ij}} \right) \left[0.143 + \sqrt{0.0203 - 0.6427(0.889 - C_{T,ij})} \right]. \quad (3.67)$$

Finalmente, el valor de a' es actualizado según,

$$a'_{i,j+1} = \frac{1}{\left[\frac{4F_{ij} \cos \phi_{ij}}{\sigma'_i C_{l,ij}} - 1 \right]}. \quad (3.68)$$

Si la diferencia entre los a y a' de la iteración j y la iteración $j + 1$ tienen una tolerancia aceptable entonces se finaliza el proceso iterativo. En caso contrario se repite el proceso usando las Ecuaciones 3.62 a 3.68.

En última instancia, después de la convergencia, el C_p es calculado de,

$$C_p = \frac{8}{\lambda N} \sum_{i=k}^N F_i \sin^2 \phi_i (\cos \phi_i - \lambda_{r,i} \sin \phi_i) (\sin \phi_i + \lambda_{r,i} \cos \phi_i) \left[1 - \left(\frac{C_{d,i}}{C_{l,i}} \right) \cot \phi_i \right] \lambda_{r,i}^2. \quad (3.69)$$

En el presente trabajo es necesario desarrollar las Ecuaciones gobernantes del flujo para un fluido incompresible e isotérmico. Una formulación tipo *RANS* es utilizada para desarrollar las Ecuaciones gobernantes, ya que requiere un menor costo computacional en comparación con formulaciones *LES* o *DNS*. La implementación del modelo numérico se realiza en el software Ansys v17.1 siguiendo los procesos de modelamiento y mallado (Icem-CFD), solver (Fluent) y post procesamiento. El modelo numérico es aplicado en el siguiente capítulo conjuntamente con el algoritmo genético para la optimización del perfil aerodinámico.

CAPÍTULO IV

RESULTADOS Y DISCUSIÓN

En el presente capítulo, el modelo utilizado para determinar perfiles óptimos de álabes de aerogeneradores es inicialmente verificado, a través de comparaciones con datos experimentales y otros resultados numéricos disponibles en la literatura. Asimismo, el modelo utilizado para el diseño de los referidos álabes es verificado a través de la comparación con resultados numéricos extraídos del trabajo de Sedaghat y Mirhosseini [52]. Después de la etapa de verificación, los álabes base, comercial y optimizado son diseñados y comparados entre sí en términos de potencia generada. Luego, la producción adicional de energía de los álabes comerciales y optimizados, para las condiciones de diseño, es cuantificada para ciertas locaciones de la costa del Perú. Finalmente, el análisis de las implicancias económicas de la producción adicional de energía es presentado.

4.1. Verificación de modelos

La verificación de los modelos usados en este trabajo incluyó dos partes. La primera está referida a la verificación del modelo asociado con el modelamiento numérico de perfiles aerodinámicos caracterizando álabes de aerogeneradores. La segunda, a su vez, involucra la verificación del modelo usado para el diseño de álabes de aerogeneradores.

4.1.1. Modelo de perfil aerodinámico

Para la verificación del modelo numérico usado en la determinación de perfiles aerodinámicos óptimos se seleccionó el perfil S809 [67]. Esta selección obedece al hecho de que las características aerodinámicas de este perfil obtenidas experimentalmente se encuentran disponibles en la literatura. Dichas características incluyen los C_l y C_d medidos en Delft University of Technology (*DUT*) [67] y Ohio State University (*OSU*) [68] para un Re de 10^6 . La **Figura 19** muestra el perfil aerodinámico S809 en discusión, donde la cuerda

del perfil es igual a 0.6 m. Note que el Re al que se hace referencia aquí involucra una V_{rel} de 24.34 m/s y una longitud característica representada por la cuerda del perfil de 0.6 m.

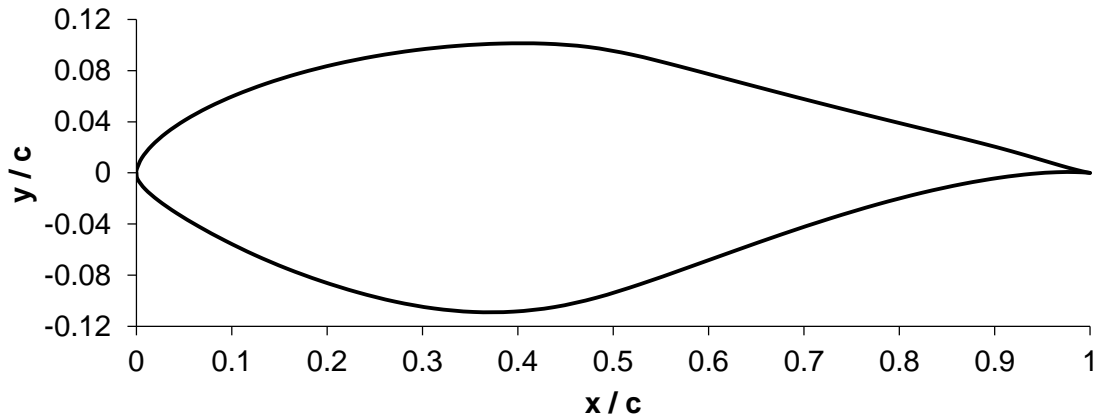


Figura 19. Perfil aerodinámico S809 en coordenadas adimensionales ($c = 0.6\text{ m}$).

En las simulaciones numéricas, la condición de borde *velocity – inlet* fue configurada con una velocidad de 24.34 m/s, la cual corresponde a un Re de 10^6 . La condición de borde *pressure – outlet* se mantuvo en 0 Pa. La presión de operación del fluido fue fijada en 101325 Pa (1 atm). Fluent cuenta con tres métodos de inicialización de la solución (estándar, híbrido y FMG) [69]. En la presente investigación, la inicialización estándar es utilizada. Se especificaron dos criterios de convergencia, el primero consistiendo en alcanzar residuales mínimos de 10^{-3} para la continuidad y 10^{-5} para las demás variables, y el segundo en alcanzar un número máximo de iteraciones de 40 000. Las simulaciones finalizaron cuando se alcanzó alguno de estos dos criterios.

La verificación del modelo numérico incluyó variaciones en el nivel de refinamiento de la malla utilizada. Así, mallas gradualmente más refinadas fueron usadas hasta lograr una independencia de malla en los resultados. En la presente investigación se utilizaron cuatro mallas (gruesa, media, fina y muy fina) con distinto nivel de refinamiento. Los parámetros geométricos utilizados en los procesos de refinamiento de malla son mostrados en la

Figura 20. La **Tabla 7** muestra a su vez detalles característicos de las mallas utilizadas, incluyendo el número de elementos de estas en cada zona.

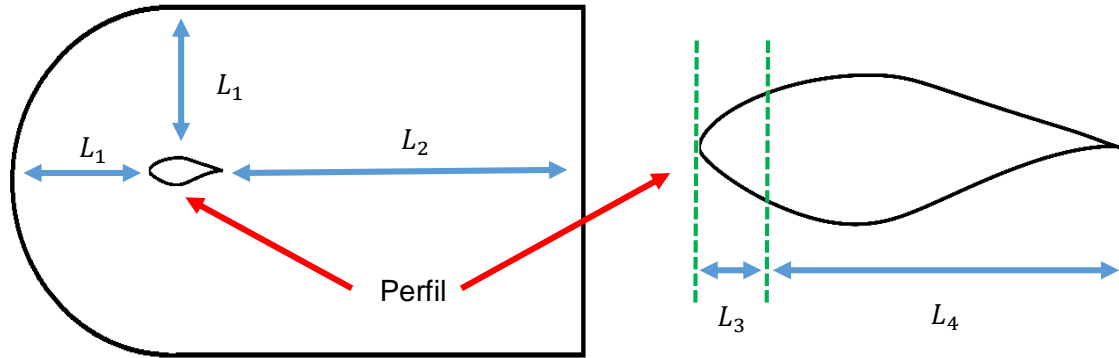


Figura 20. Parámetros utilizados en el refinamiento de malla.

Tabla 7. Características de las mallas utilizadas en la verificación del modelo.

Malla	N° de elementos					Total
	L_1	L_2	L_3	L_4	Inflation	
Gruesa	98	283	85	75	20	79 230
Media	131	377	113	100	20	133 320
Fina	197	566	170	151	20	285 399
Muy Fina	426	1 226	368	326	20	492 167

Los C_l y C_d obtenidos numéricamente, conjuntamente con los datos experimentales, son mostrados en la **Figura 21** y **Figura 22**, respectivamente. Las mediciones experimentales de C_l mostradas en la **Figura 21** fueron efectuadas para el mismo Re de 10^6 . Aun así, se puede notar en esta figura que las referidas mediciones muestran discordancias entre sí, especialmente para α entre 18° y 20° .

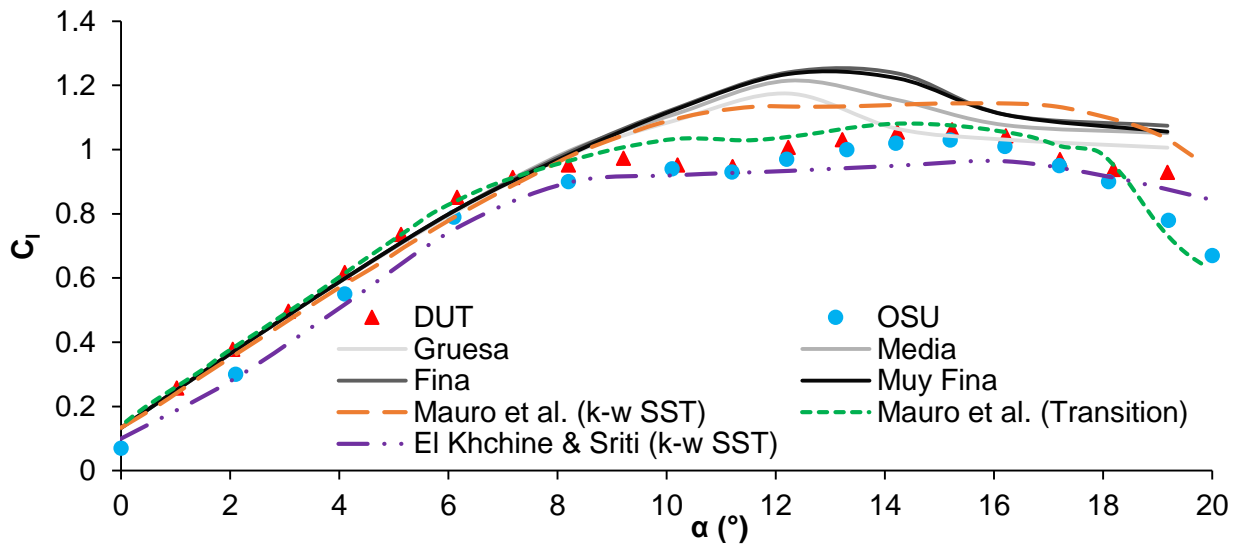


Figura 21. C_l del perfil aerodinámico S809, para Re de 10^6 , comparados con datos experimentales de *DUT* y *OSU*, y resultados numéricos de Mauro et al. [37] y El Khchine y Sriti [70].

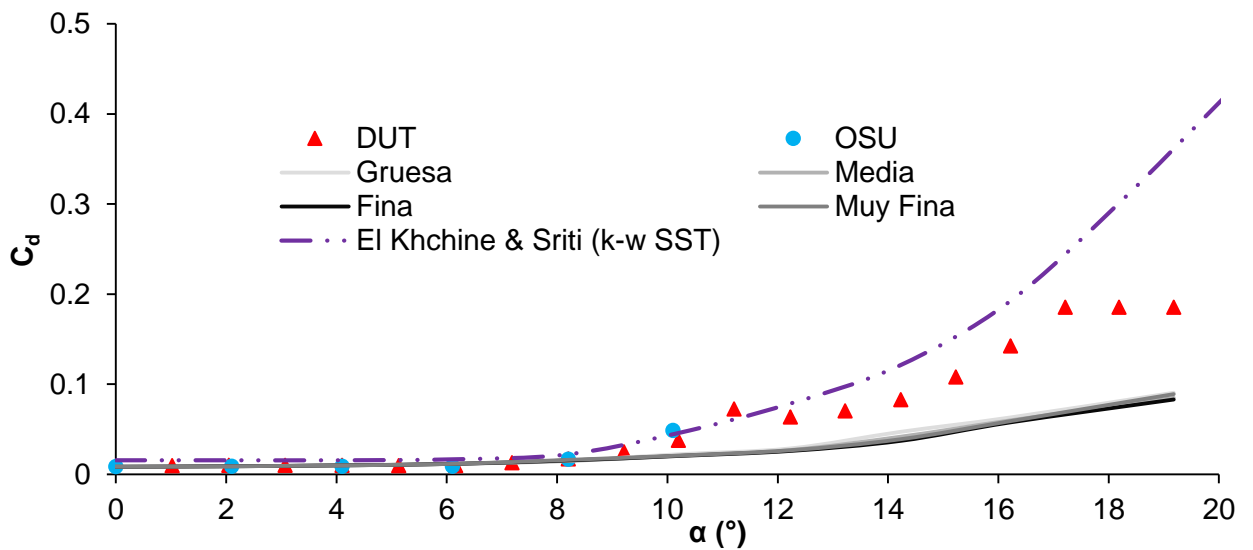


Figura 22. C_d del perfil aerodinámico S809, para Re de 10^6 , comparados con datos experimentales de *DUT* y *OSU*, y resultados numéricos de El Khchine y Sriti [70].

En la **Figura 21** y **Figura 22** se observa que los resultados numéricos obtenidos en este trabajo con las cuatro mallas estudiadas (gruesa, media, fina y muy fina) son similares entre sí en α de 0° a 8° para el C_l , y de 0° a 12° para el C_d . Los resultados numéricos obtenidos con las cuatro mallas muestran discordancias con los datos experimentales en ángulos de ataque de 8° a 20° para el C_l , y de 12° a 16° para el C_d . Los valores numéricos de los C_l y C_d , obtenidos con la malla fina y la malla muy fina son similares entre sí en todo el rango de α estudiado. Así en este trabajo la malla fina es utilizada en el proceso de optimización del perfil aerodinámico. Esto implica un menor costo computacional para la obtención de los resultados numéricos de los perfiles optimizados en comparación con la utilización de una malla muy fina.

Por otro lado, la **Figura 21** y **Figura 22** muestran también los resultados numéricos de los C_l y C_d obtenidos por Mauro et al. [37] y El Khchine y Sriti [70] para un Re de 1'000 000. Los resultados numéricos del C_l , calculados utilizando los modelos de turbulencia $SST k - \omega$ y transición $\gamma - Re_\theta$ [38] optimizado, fueron extraídos del trabajo de Mauro et al. [37]. Asimismo, los resultados numéricos del C_l y C_d del trabajo de El Khchine y Sriti [70] fueron extraídos. Dichos coeficientes fueron calculados utilizando el modelo de turbulencia $SST k - \omega$.

Las soluciones numéricas de problemas de flujo de fluidos son soluciones aproximadas que incluyen generalmente errores de modelamiento, de discretización y de iteración [71]. En este trabajo, los errores de modelamiento tienen su origen en las hipótesis consideradas para la simplificación del modelo matemático. Estas incluyen la omisión de los efectos de compresibilidad, en flujos a bajo número de $Mach$, la omisión de la transferencia de calor y el cálculo de las propiedades medias en el tiempo del flujo de fluido. La simplificación de la geometría del perfil aerodinámico genera también errores de modelamiento. Los errores de discretización surgen como resultado de la discretización de las Ecuaciones gobernantes que se realiza para obtener un sistema de ecuaciones algebraicas. Los errores de iteración están relacionados a su vez con el valor que se le asigna a los residuales que definen la convergencia del proceso iterativo realizado. Los resultados particulares obtenidos en este trabajo reflejan estos tres tipos de errores mencionados.

Así, errores relativos medios de los resultados obtenidos en este trabajo fueron calculados usando los datos experimentales de *DUT*. De las comparaciones se observa que los resultados numéricos de los C_l concuerdan razonablemente bien con los datos experimentales, pues presentan un error relativo medio del orden de 10%. Contrariamente, los resultados asociados con los C_d presentan un error relativo medio de 33%, aproximadamente.

Dentro del rango de α estudiado, los resultados numéricos del C_l obtenidos en el trabajo de El Khchine y Sriti [70] presentan un error relativo medio de 12%. Los resultados del trabajo de Mauro et al. [37] presentan un error relativo medio de 9% con el modelo de turbulencia *SST* $k - \omega$ y de 6% con el modelo de transición $\gamma - Re_\theta$ optimizado. Los resultados numéricos del C_d de El Khchine y Sriti [70] presentan un error relativo medio de 55%. En contraste, el presente trabajo muestra errores relativos medios de 10% y 33% calculados a partir del C_l y el C_d , respectivamente. Nótese de esta forma que los errores aquí incurridos son comparables con otros caracterizando trabajos realizados anteriormente [37], [70].

Obsérvese también que, los resultados numéricos del C_l , dentro de la zona de optimización (α entre 5° y 10°), presentan errores relativos medios de 8% (modelo de turbulencia *SST* $k - \omega$) y 3% (modelo de transición $\gamma - Re_\theta$ optimizado) en el trabajo de Mauro et al. [37], mientras que esta investigación presenta un error relativo medio de 8%. El modelo de transición $\gamma - Re_\theta$ optimizado presenta errores relativos menores en comparación con el modelo de turbulencia usado en este trabajo. Sin embargo, por ser un modelo de cuatro ecuaciones, esto supone un mayor costo computacional. Dentro de la zona de optimización, los resultados numéricos del C_d presentan errores relativos medios de 23% en la presente investigación, mientras que los resultados de Khchine y Sriti [70] presentan errores relativos medios de 50%.

La **Figura 23** y **Figura 24** muestran la distribución de velocidad y presión alrededor del perfil S809, respectivamente. Dichas figuras son construidas utilizando 20 contornos a partir de $\alpha = 7^\circ$, $c = 0.6 \text{ m}$ y $V_{rel} = 24.34 \text{ m/s}$. El punto de estancamiento del flujo (velocidad mínima y presión máxima) se ubica en la superficie inferior del perfil, en la

posición $0.03 c$ (0.03 veces la cuerda), cerca del borde de ataque. A medida que el flujo se aleja del borde de ataque, sobre la superficie superior, la velocidad aumenta hasta llegar a un valor máximo, más allá del cual dicha velocidad disminuye hasta llegar al borde de fuga. La distribución de presión sobre la superficie inferior es positiva y sobre la superficie superior es negativa, lo cual genera una fuerza de sustentación F_l positiva que posibilita la rotación de los álabes de los aerogeneradores. Algunos valores negativos de presión se ubican en la superficie inferior, entre las posiciones $0.25 c$ y $0.60 c$, los cuales aumentan su valor hasta llegar al borde de fuga (gradiente de presión adversa), lo cual posibilita la separación del flujo en la superficie inferior del perfil.

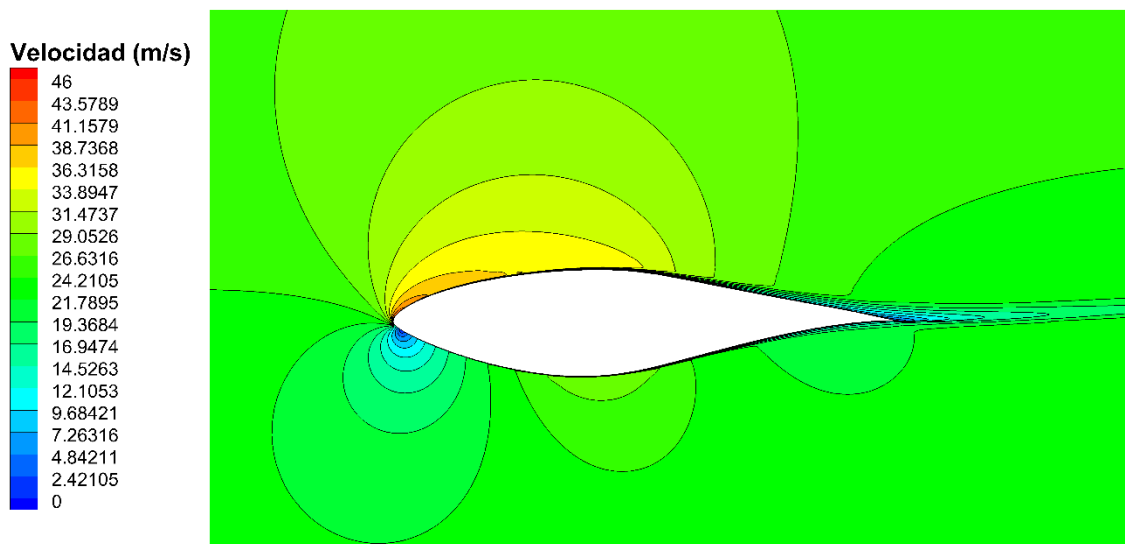


Figura 23. Contornos de velocidad para el perfil S809 a $\alpha = 7^\circ$, $c = 0.6 m$ y $V_{rel} = 24.34 m/s$ ($Re = 10^6$).

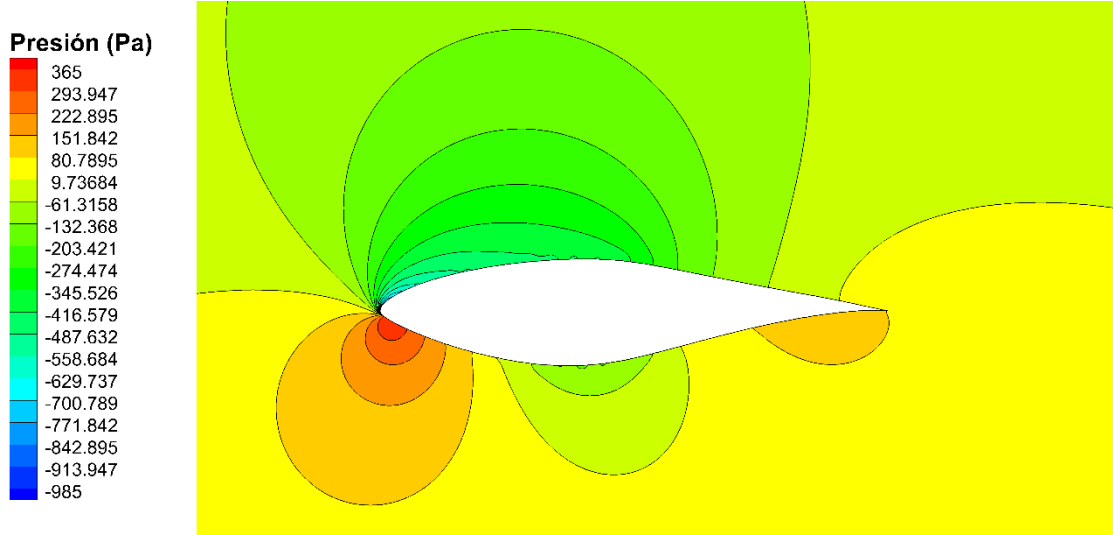


Figura 24. Contornos de presión para el perfil S809 a $\alpha = 7^\circ$, $c = 0.6 \text{ m}$ y $V_{rel} = 24.34 \text{ m/s}$ ($Re = 10^6$).

Por lo tanto, el modelo numérico planteado aquí presenta errores relativos medios aceptables en comparación con los datos experimentales. Asimismo, los valores de los errores relativos medios de dicho modelo numérico, asociado con el modelamiento de los perfiles aerodinámicos, se asemejan a aquellos errores encontrados en trabajos realizados anteriormente.

4.1.2. Modelo de diseño de álabes

Para la verificación del modelo de diseño de álabes de aerogeneradores se utiliza datos experimentales de los C_l y C_d del perfil aerodinámico *RISØ – A1 – 18* [72]. Otros parámetros como la potencia, ángulo de ataque de diseño (α_{dis}), coeficiente de sustentación de diseño ($C_{l,dis}$), coeficiente de arrastre de diseño ($C_{d,dis}$), coeficiente de potencia máximo estimado ($C_{p,max}$), Tip Speed Ratio (λ), velocidad de viento incidente (V_∞) y eficiencia de conversión mecánica-eléctrica (η) son también utilizados. Los valores de dichos parámetros fueron

extraídos del trabajo de Sedaghat y Mirhosseini [52]. La elección de λ corresponde al punto de diseño óptimo en donde se obtiene el máximo C_p . Con las ecuaciones indicadas en la Sección 3.4. , los álabes de un aerogenerador de eje horizontal de 300 kW de potencia son diseñados (**Tabla 8**). Finalmente, los resultados obtenidos aquí relativos a la cuerda de los perfiles (c), coeficiente de empuje (C_T), factor de inducción axial (a) y factor de inducción tangencial (a') son comparados con aquellos provenientes del trabajo de Sedaghat y Mirhosseini [52].

Tabla 8. Parámetros de diseño de los álabes (Sedaghat y Mirhosseini [52]).

Parámetro	Valor
Potencia	300 kW
η	0.9
V_∞	8 m/s
λ	10
$C_{l,dis}$	1.1000
$C_{d,dis}$	0.0069
$C_{p,max}$	0.51
$\theta_{p,0}$	-3°
α_{dis}	7°

La **Figura 25** compara los resultados obtenidos en este trabajo, relativos al diseño de los álabes de un aerogenerador de eje horizontal (*HAWT*) de 300 kW de potencia, con aquellos de Sedaghat y Mirhosseini [52]. Para las condiciones especificadas en el párrafo anterior, una longitud de álabes de 25.76 m es obtenida en este trabajo, mientras que en [52] se obtuvo una longitud de 27 m. La **Figura 25 (a)** muestra los valores de la cuerda de los perfiles a lo largo de 19 elementos radiales del álabes, con los cuales se obtiene un error relativo medio de 1.3%. En la **Figura 25 (b)** y **Figura 25 (c)** se observa los resultados del

C_T y del a , los cuales muestran errores relativos medios menores al 0.5%. La **Figura 25 (d)** muestra a su vez los resultados del a' , para el cual se estima un error relativo medio de 9% en comparación con los resultados de Sedaghat y Mirhosseini [52].

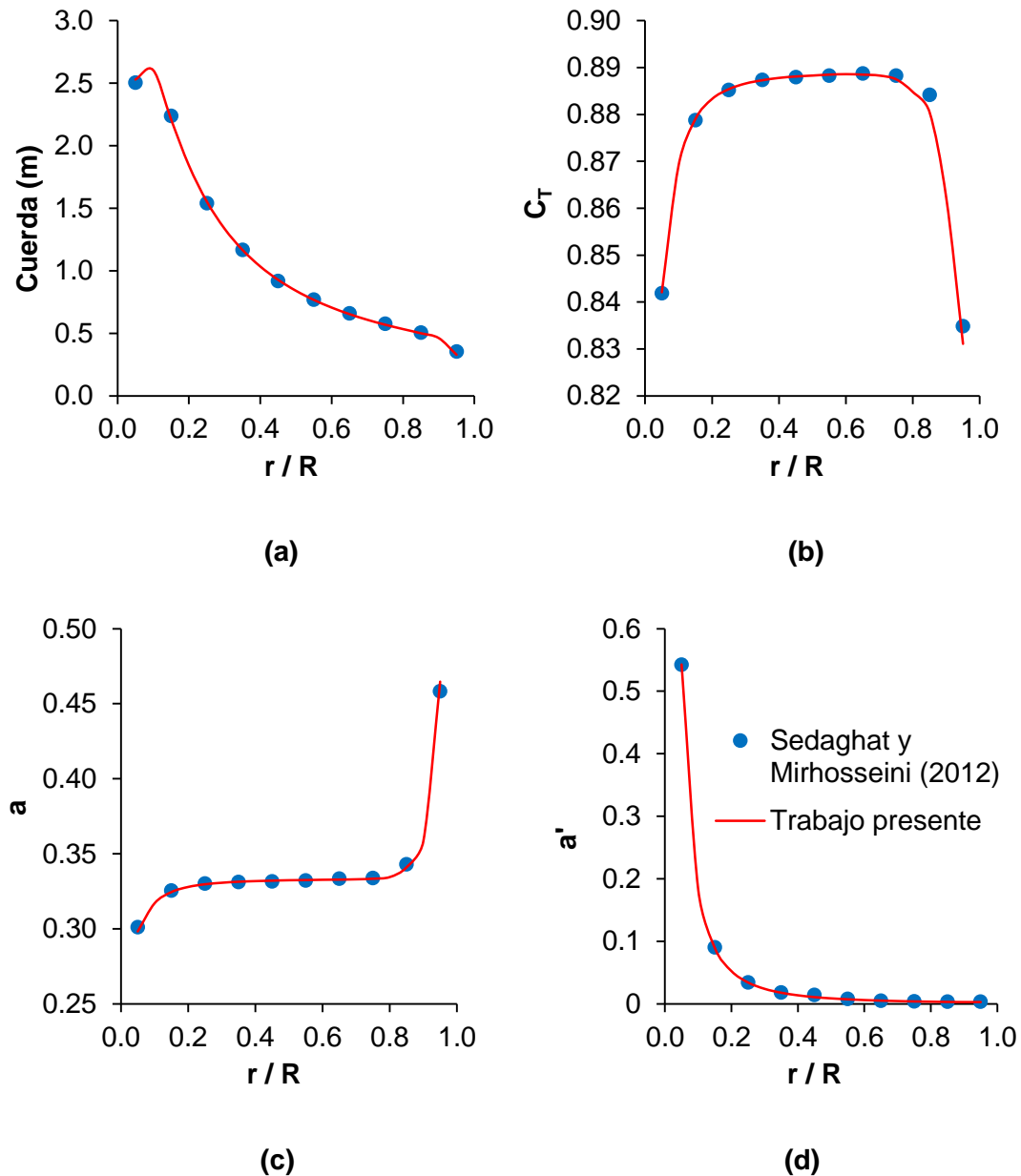


Figura 25. Comparación de parámetros característicos de álabes: (a) cuerda, (b) C_T , (c) a y, (d) a' , a lo largo de la posición radial del álabes de un *HAWT* de 300 kW.

Finalmente, en la **Figura 26** se aprecian los resultados asociados con el C_p , para el cual se calcula un error relativo medio de 7% en comparación con los resultados de Sedaghat y Mirhosseini [52]. Nótese que el error relativo medio, para las condiciones de diseño óptimas ($C_{p,max} = 0.51$ y $\lambda = 10$), es del orden del 1%.

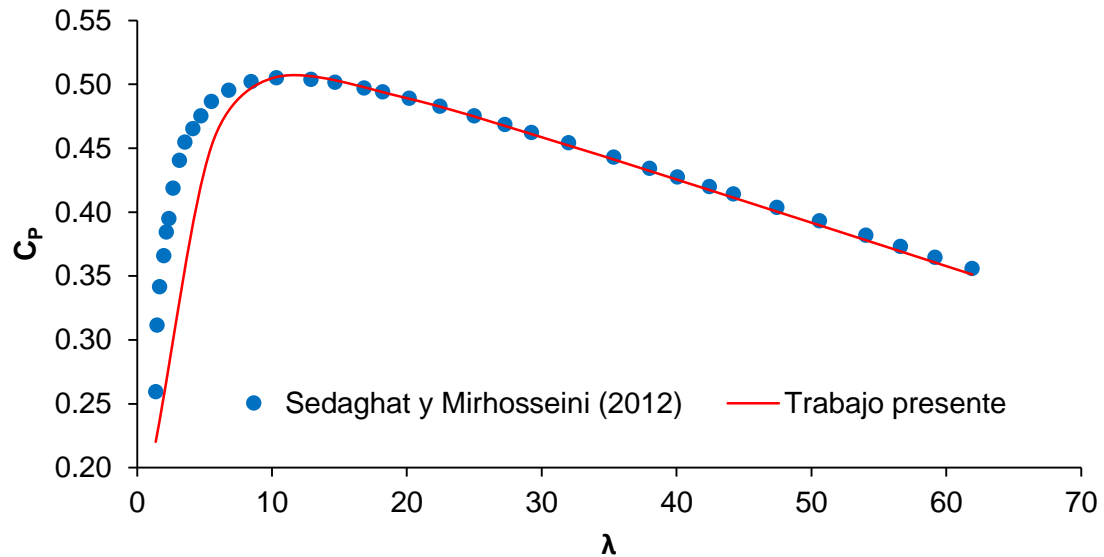


Figura 26. C_p de los álabes de un *HAWT* de 300 kW, para distintos valores de λ .

El modelo utilizado aquí para el diseño de los álabes es consistente con la literatura, ya que los resultados obtenidos en esta sección son comparables con los obtenidos en un trabajo anterior [52], mostrando errores relativos medios del orden del 7%, los cuales son considerados relativamente bajos.

4.2. Optimización de perfil aerodinámico

En esta sección, los resultados relativos a la optimización de perfiles aerodinámicos son presentados. Inicialmente, una descripción del proceso de optimización es detallada.

Luego, los principales resultados de la optimización son mostrados. Finalmente, las características aerodinámicas de los perfiles S809 y optimizado son comparadas en términos cuantitativos y cualitativos.

4.3.1. Evolución del proceso de optimización

Así, la **Figura 27** muestra el diagrama de flujo del proceso de optimización del perfil aerodinámico. Primero, una población inicial de 70 individuos es creada. Dicha población cumple las restricciones geométricas especificadas en la Sección 3.2.3.2. Con el fin de mejorar la calidad de la población, los individuos que presentan superposición de las curvas superior e inferior que forman los perfiles aerodinámicos fueron eliminados, una situación similar ocurre con los individuos que presentan valores de $-C_l/C_d$ mayores a -1, estas eliminaciones redujeron la población inicial a 40 individuos. De las simulaciones en *CFD*, usando la malla fina verificada en la Sección 4.1.1. , los C_l y C_d son determinados. Con dichos coeficientes, los valores de la función objetivo (FO) de los 40 individuos son calculados. Después, los criterios de convergencia enfatizados en la Sección 3.3. son evaluados para determinar si el proceso de optimización continúa o finaliza. Si estos no son satisfechos, se genera una población nueva de 40 individuos usando los operadores genéticos de elitismo, selección, cruce y mutación. Los C_l y C_d de cada individuo son nuevamente determinados de las simulaciones numéricas. Luego, los criterios de convergencia son nuevamente evaluados. El proceso continúa hasta que los criterios de convergencia sean cumplidos. De la población final se elige al individuo con el menor valor de función objetivo $-C_l/C_d$, el cual representa el perfil aerodinámico óptimo.

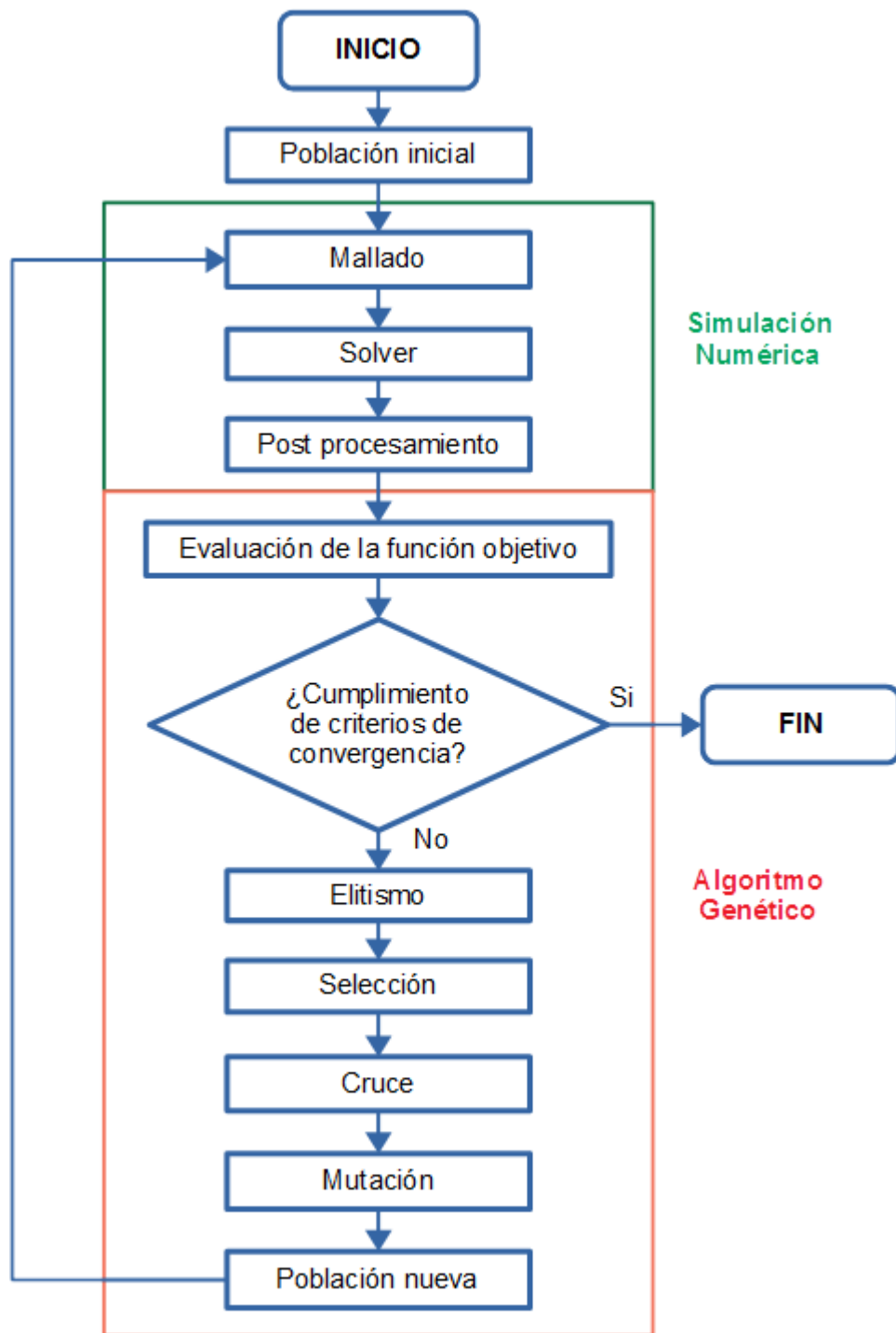


Figura 27. Diagrama de flujo del proceso de optimización del perfil aerodinámico.

La cuerda del perfil y la velocidad relativa con la cual se efectúan las simulaciones numéricas corresponden aproximadamente a la condición de flujo de la sección media de un álabe diseñado con V_∞ igual 6 m/s. Por ello, perfiles aerodinámicos con una cuerda de 0.35 m., V_{rel} de 18.68 m/s y Re de 451 896, son usados en las simulaciones numéricas.

Los C_l y C_d de un perfil aerodinámico dependen del Re , y dichos coeficientes pueden mostrar un comportamiento notablemente diferente cuando el Re cambia por un factor de 2 [66]. En este trabajo, los Re de los elementos ubicados entre $0.25 R$ y $0.90 R$ de la extensión total del álabe, varían $\pm 7\%$ con respecto al valor de la sección media del álabe. Por ello, la sección media que será optimizada representa casi la totalidad del álabe. Por otro lado, los parámetros utilizados para configurar el algoritmo genético son mostrados en la **Tabla 9**.

Tabla 9. Parámetros del algoritmo genético.

Parámetro	Función	Valor
Tipo de población	Double vector	-
Tamaño de población	-	40
Creación	Uniform	-
Elitismo	-	1
Selección	Stochastic uniform	-
Cruce	Heuristic	0.9
Mutación	Adaptive Feasible	-

En la **Figura 28** se observa el mejor valor y el valor promedio de la función objetivo a través del proceso de optimización del perfil aerodinámico. Adicionalmente, la evolución de la geometría de los mejores individuos a través del proceso de optimización es mostrada en la **Figura 29**. En la generación 0, el perfil con la mejor función objetivo muestra un espesor

máximo de $0.13 c$ y una curvatura máxima de $0.06 c$ en las posiciones $0.22 c$ y $0.31 c$, respectivamente. Asimismo en la generación 4, el perfil muestra un espesor máximo de $0.135 c$ y una curvatura máxima de $0.065 c$ en las posiciones $0.22 c$ y $0.40 c$, respectivamente. Nótese que variaciones significativas en la posición de la curvatura máxima son provocadas por la variación de la superficie inferior del perfil, ya que la superficie superior solo varía perceptiblemente cerca del borde de fuga. A partir de la generación 6 no se observan variaciones significativas en la geometría del mejor perfil aerodinámico, aunque la función objetivo continua variando. Los criterios de convergencia especificados en la Sección 3.3. son cumplidos a partir de la generación 16.

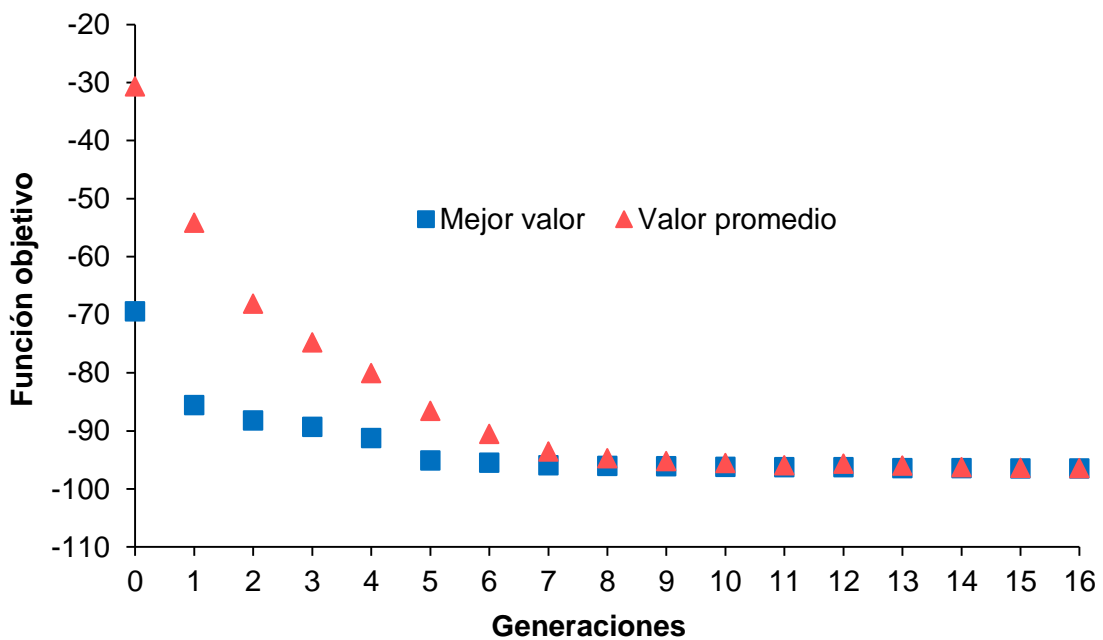


Figura 28. Valores de la función objetivo a través del proceso de optimización del perfil aerodinámico.

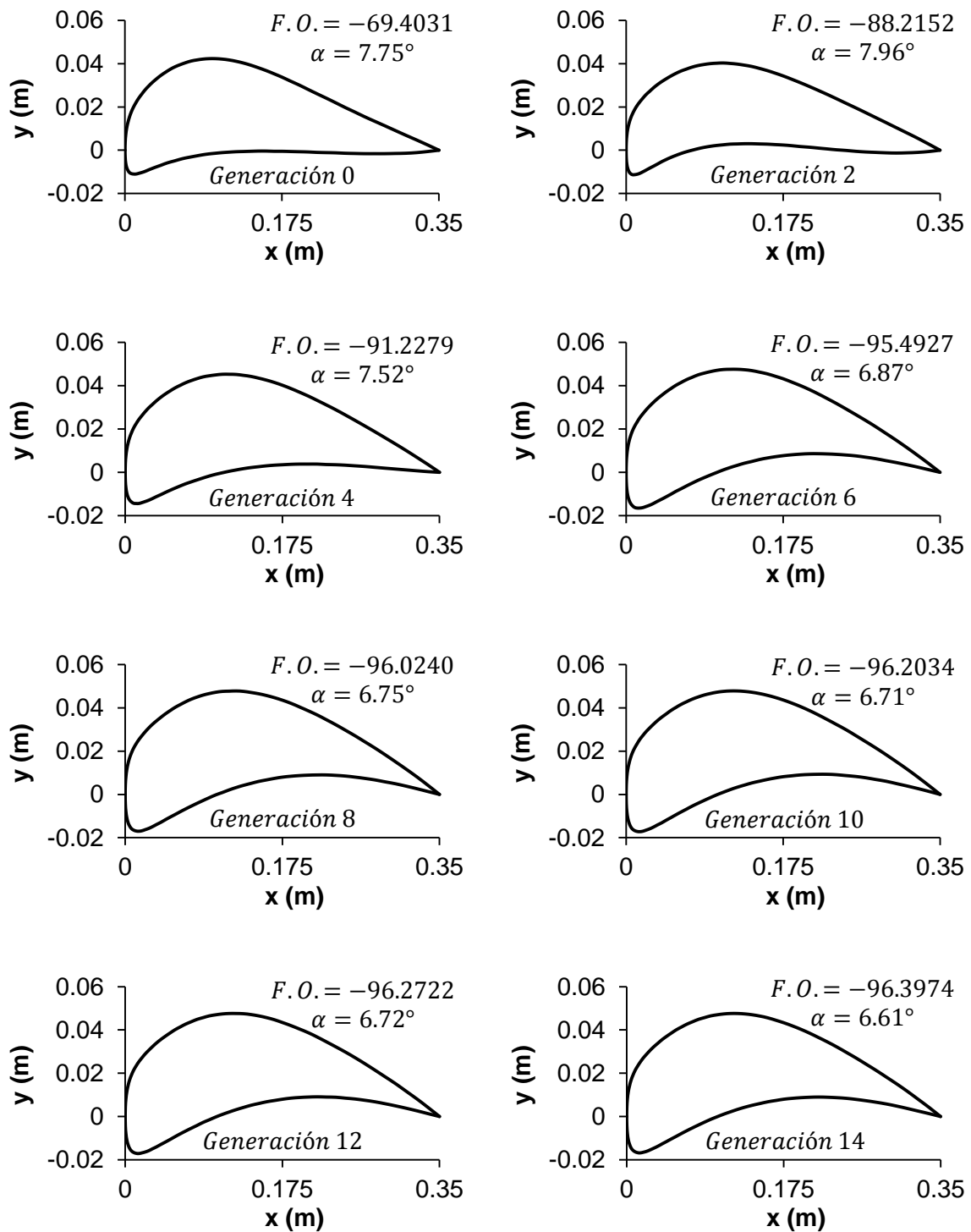


Figura 29. Evolución de los perfiles a través de cada generación.

La **Figura 30** muestra a su vez la geometría del perfil aerodinámico optimizado en coordenadas adimensionales. El perfil optimizado presenta una FO de -96.5 , C_l de 1.416 y C_d de 0.0147 para un α de 6.5° . Dicho perfil tiene un máximo espesor de $0.14 c$, que corresponde a la posición $0.18 c$. El máximo espesor del perfil optimizado es menor en 1% al recomendado por Fuglsang y Bak [73] para la zona de la punta del álabe. Note que, sin embargo, en la literatura se encuentran diseños de álabes con perfiles NACA 4412, cuyos espesores son aun menores, como el descrito en el trabajo de Tenguria et al. [74]. Una conclusión derivada del trabajo de Sunada et al. [29] es que los perfiles con mayor C_l/C_d son más delgados a medida que el Re disminuye. Este aspecto corrobora los resultados obtenidos aquí, en donde se optimiza un perfil aerodinámico con Re bajos (menores a $500\,000$). Por otro lado, el perfil optimizado obtenido en el presente trabajo no presenta un borde de ataque afilado, como los perfiles con buen rendimiento analizados en [29] para Re del orden de 4×10^3 .

La **Figura 30** muestra también que el perfil optimizado tiene cierta curvatura a lo largo de toda la cuerda. Dicha curvatura presenta un valor máximo de $0.075 c$ en la posición $0.42 c$. En el trabajo de Sunada et al. [29] se aprecia que los perfiles con mayor C_l/C_d presentan máximas curvaturas de $0.05 c$ y $0.1 c$, en la posición $0.5 c$, para α de 5° y 10° , respectivamente. Esto implica que la máxima curvatura y la posición de esta obtenidas aquí concuerdan con los resultados del trabajo de Sunada et al. [29]. Por otro lado, los perfiles aerodinámicos FX 63-137 y SH3055 estudiados por Selig y McGranahan [30] presentan mayores C_l y mayores curvaturas cerca del centro de la cuerda del perfil, en comparación con el restante de los perfiles estudiados. Más específicamente, el resto de los perfiles presentan curvaturas relativamente pequeñas, confirmando de esta manera que mejores rendimientos pueden ser alcanzados por perfiles que presentan mayores curvaturas.

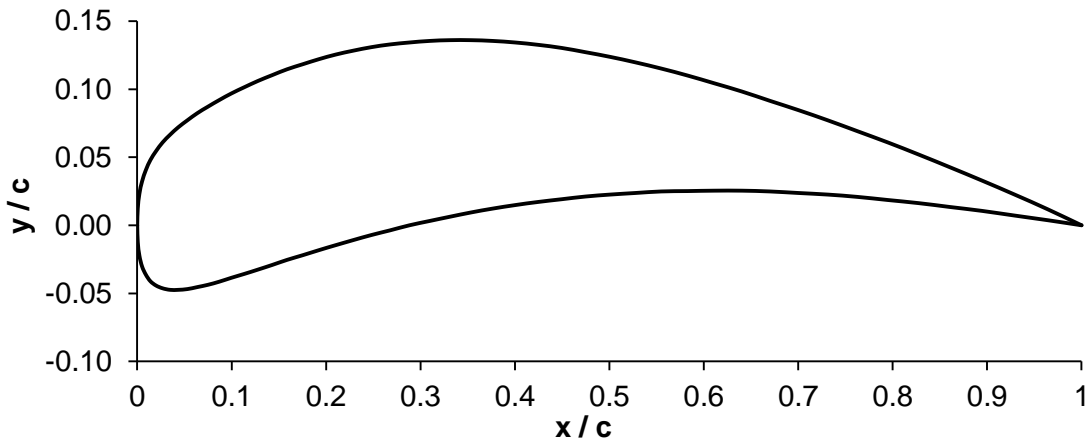


Figura 30. Perfil optimizado en coordenadas adimensionales ($c = 0.35 \text{ m}$).

4.3.2. Coeficientes de sustentación y arrastre

La **Figura 31**, **Figura 32** y **Figura 33** muestran los coeficientes aerodinámicos del perfil S809 y del perfil optimizado para un Re de 451 896. En la **Figura 31** se observa que los C_l del perfil optimizado son mayores que los del perfil S809 para todo el rango de α de estudio, presentando valores máximos de 1.59 y 1.15 para α de 10° y 16° , respectivamente. La **Figura 32** muestra que los C_d del perfil base y optimizado son similares para α menores a 14° , y que las diferencias entre estos valores de C_d aumentan para α mayores. Los menores valores de C_d para los perfiles optimizado y S809 son 0.0147 y 0.0207, respectivamente. La **Figura 33** muestra la razón C_l/C_d , la cual es mayor para el perfil optimizado en comparación con el perfil S809 en casi todo el rango de α estudiado. La máxima razón C_l/C_d del perfil optimizado y del perfil S809 es 96.5 y 41.3, para α de 6.5° y 6° , respectivamente.

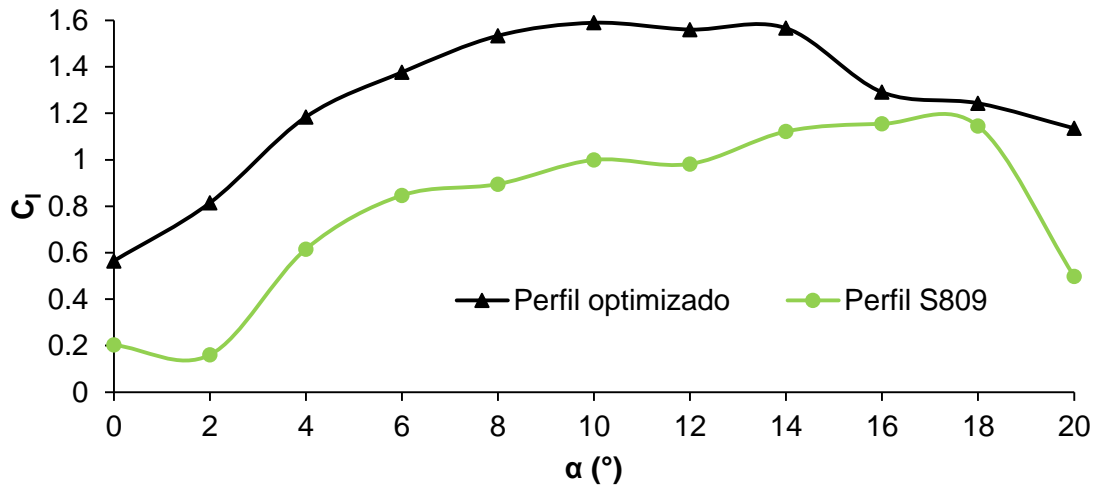


Figura 31. C_l del perfil S809 y el perfil optimizado, para un Re de 451 896.

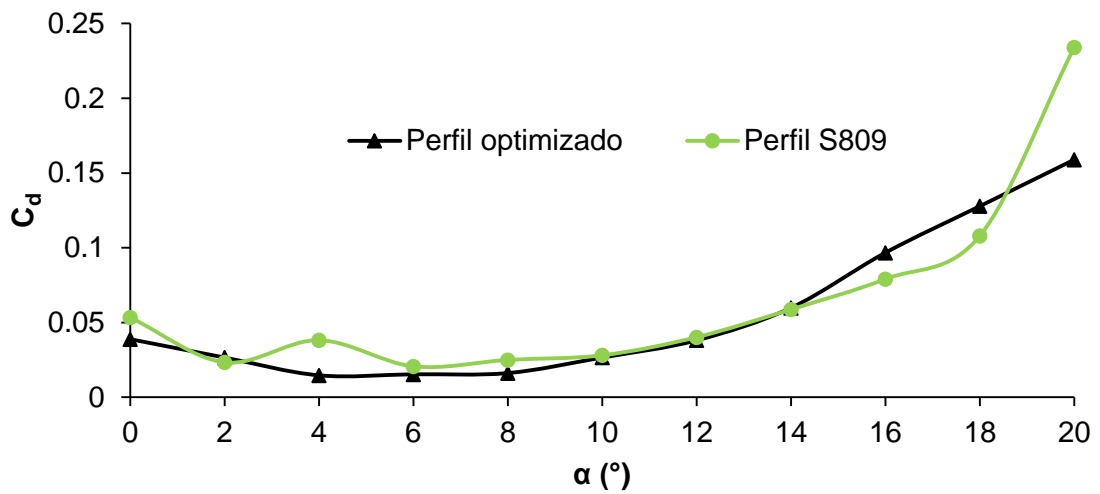


Figura 32. C_d del perfil S809 y el perfil optimizado, para un Re de 451 896.

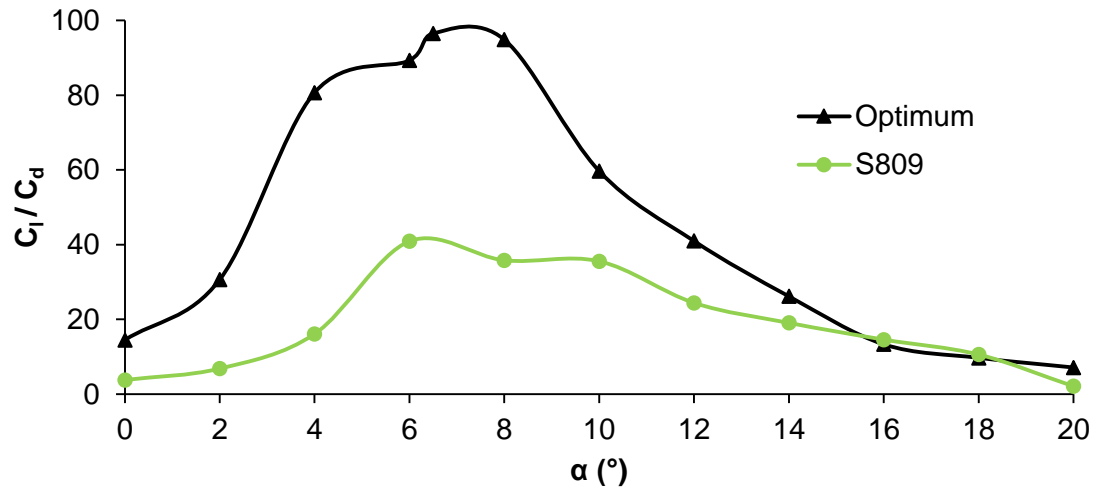
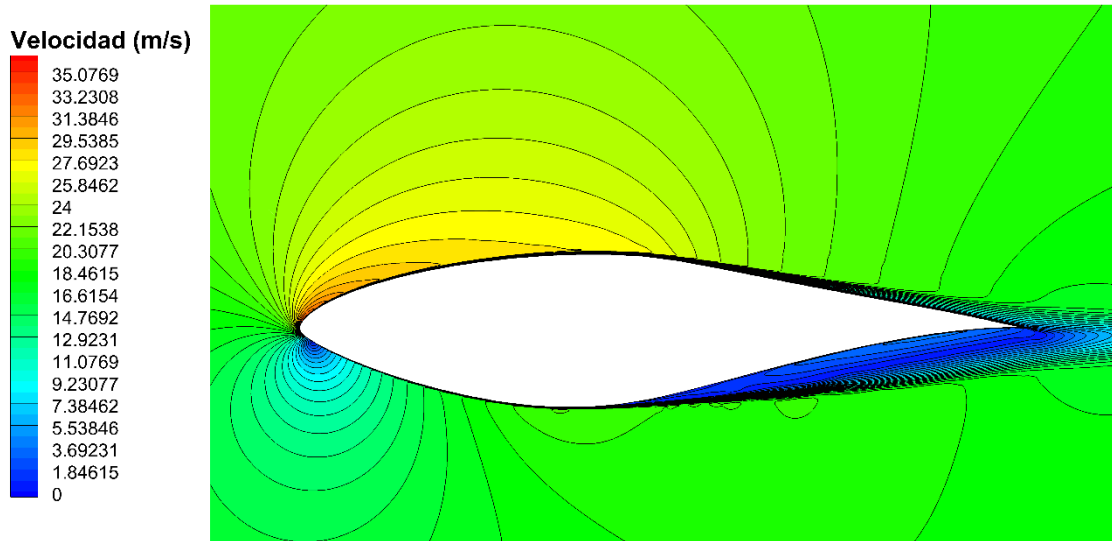


Figura 33. Razón C_l/C_d del perfil S809 y el perfil optimizado, para un Re de 451 896.

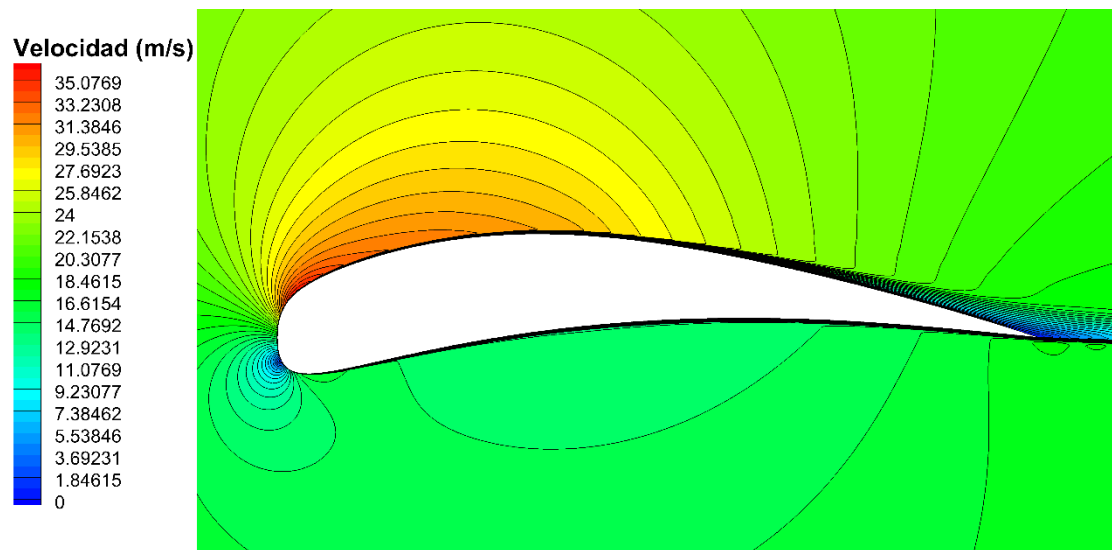
4.3.3. Aspectos cualitativos

Con el fin de complementar los resultados numéricos obtenidos, aspectos cualitativos asociados con el perfil S809 y optimizado son discutidos aquí. De esta forma, la **Figura 34** y **Figura 35** muestran distribuciones de velocidad y presión alrededor de los perfiles S809 y optimizado. Dichas figuras son construidas utilizando 20 contornos a partir de $\alpha = 6.5^\circ$, $c = 0.35$ m y $V_{rel} = 18.86$ m/s. Para ambos perfiles, el punto de estancamiento del flujo se ubica en la superficie inferior, en la posición $0.03 c$ (cerca del borde de ataque). Como es esperado, a medida que el flujo avanza sobre la superficie superior, la velocidad aumenta hasta llegar a un valor máximo, después del cual dicha velocidad disminuye hasta llegar al borde de fuga. En la **Figura 35a** se observa que la distribución de presión sobre la superficie inferior del perfil S809 es positiva solo hasta la posición $0.25 c$, después de la cual se mantiene ligeramente negativa hasta llegar al borde de fuga. La distribución de presión sobre la correspondiente superficie superior es negativa. La **Figura 35b** muestra a su vez que la distribución de presión sobre toda la superficie inferior del perfil optimizado es positiva y sobre toda la superficie superior es negativa. Esto último genera una fuerza de sustentación positiva en toda la extensión del perfil. Por otro lado, la presión en la

superficie inferior del perfil optimizado es mayor que aquella del perfil S809, razón por la cual los C_l del perfil optimizado son mayores que los del perfil S809 (Figura 31).

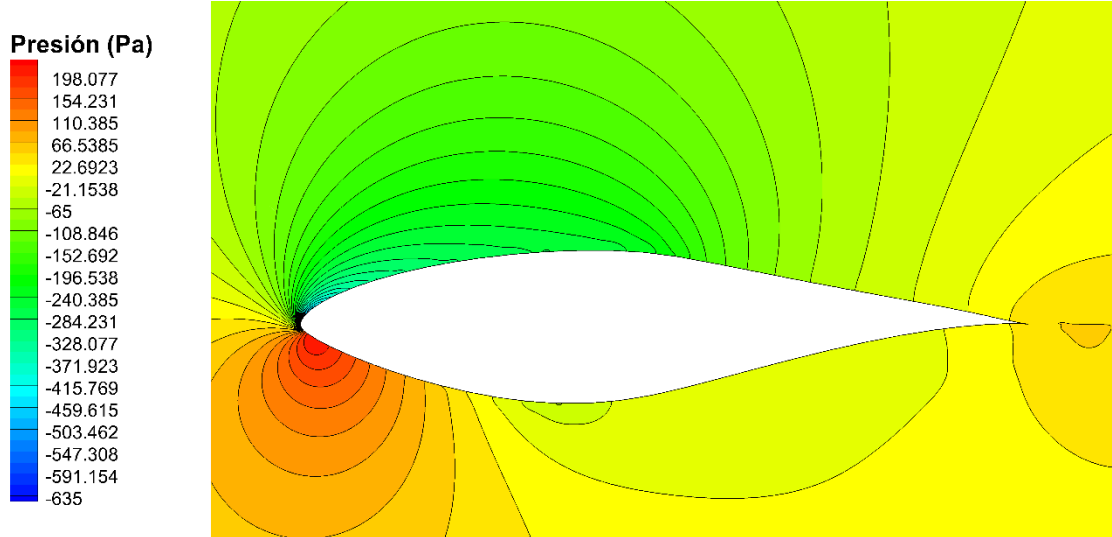


a) S809

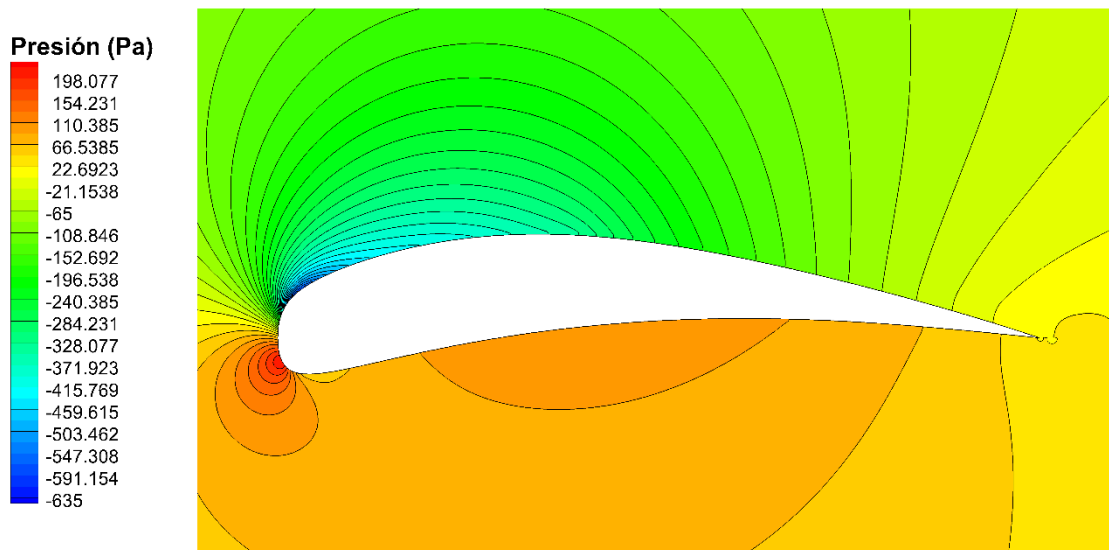


b) Optimizado

Figura 34. Contornos de velocidad para el perfil: a) S809 y b) Optimizado, para $\alpha = 6.5^\circ$ y $V_{rel} = 18.86 \text{ m/s}$ ($Re = 451896$).



a) S809



b) Optimizado

Figura 35. Contornos de presión para el perfil: a) S809 y b) Optimizado, para $\alpha = 6.5^\circ$ y $V_{rel} = 18.86 \text{ m/s}$ ($Re = 451896$).

Por lo tanto, las características aerodinámicas del perfil optimizado son mejores que del perfil S809 en términos de distribución de presiones. Esto se ve reflejado en mayores valores de C_l , ya que los C_d tienen valores similares en ambos perfiles. Así, una mejor razón de C_l/C_d es alcanzada por el perfil optimizado para un Re del orden de 451 896. A partir de estos resultados, los álabes diseñados con los perfiles S809, NACA 4412 y optimizado son analizados en la siguiente sección.

4.3. Diseño del rotor de aerogeneradores

Los parámetros de diseño y las características geométricas del rotor de los aerogeneradores estudiados en este trabajo son mostrados en esta sección. El modelamiento del rotor incluye solamente a los álabes, y no al buje ni góndola del aerogenerador. Estos últimos elementos son desconsiderados pues afectan en un porcentaje relativamente bajo a la aerodinámica de aerogeneradores. Nótese que dichos álabes pueden ser comparados en términos de potencia producida, bajo las mismas condiciones de operación, pues tienen los mismos parámetros geométricos.

4.2.1. Diseño de los álabes

El diseño de los álabes es realizado siguiendo la formulación descrita en la Sección 3.4. Los parámetros de diseño son mostrados en la **Tabla 10**. Note que el C_l considerado es relativamente alto. Dicho valor de C_l puede ser alcanzado para bajos Re como es resaltado en el trabajo de Singh et al. [53]. Una consecuencia de la utilización de un C_l relativamente alto es que los álabes diseñados resultan más delgados, es decir, presentan perfiles con cuerdas menores que los convencionales. Consecuentemente, los perfiles utilizados en el diseño de los álabes deben tener buenas características aerodinámicas para alcanzar la potencia de diseño. Para la elección del C_d , una razón de C_l/C_d de 96.5 es considerada en el diseño. Esta razón representa la condición de mayor C_l/C_d que tiene el perfil optimizado para un Re de 451 896 y un α de 6.5° . Los demás

parámetros mostrados en la **Tabla 10** provienen de valores encontrados en la literatura [43].

Tabla 10. Parámetros de diseño de los álabes.

Parámetro	Valor
Potencia	10 kW
η	90%
V_{∞}	6 m/s
λ	6
C_l	1.4180
C_d	0.0147
$C_{P,max}$	0.44
$\theta_{p,0}$	0°
α	6.5°

Con los parámetros mostrados en la **Tabla 10**, la geometría del rotor de los aerogeneradores es determinada y presentada en la **Tabla 11**. En esta última tabla se aprecia que los álabes del aerogenerador tienen una longitud de 7.80 m., la cual se debe a la baja velocidad de viento de diseño del rotor considerada. Esto ocurre debido a que rotores con menores velocidades de diseño muestran longitudes de álabes mayores. Con el procedimiento descrito en la Sección 3.4. no es posible resolver el elemento N° 21 del álabes (**Tabla 11**), ya que la formulación genera divisiones entre 0 en dicha posición.

Tabla 11. Parámetros geométricos del rotor de los aerogeneradores.

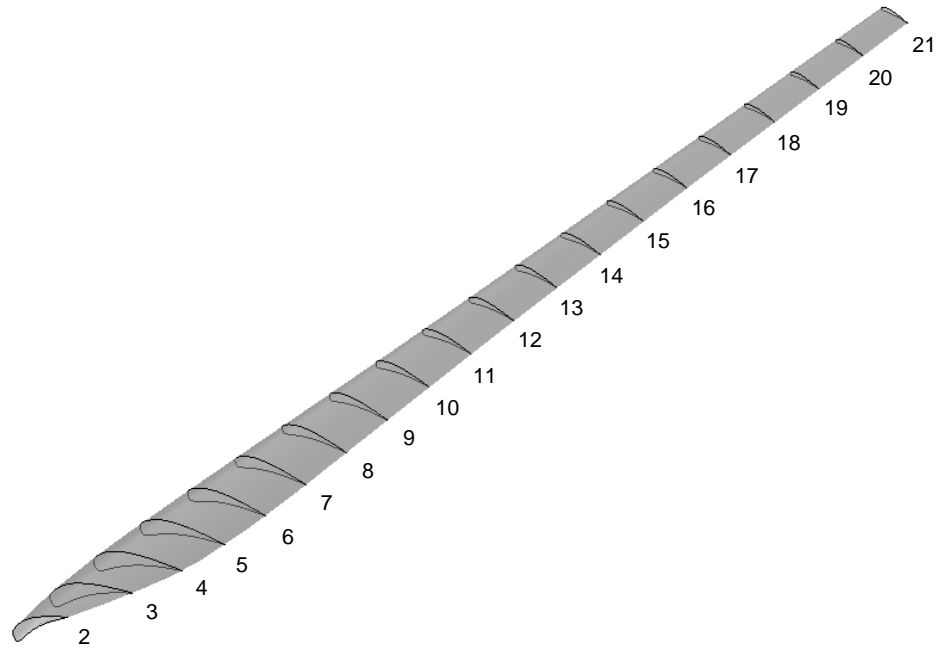
Elemento			θ_p (°)	Cuerda (m)
N°	r/R	Radial (m)		
1	0	0	Hub	
2	0.05	0.39	42.87	0.559
3	0.10	0.78	33.36	0.741
4	0.15	1.17	26.01	0.745
5	0.20	1.56	20.54	0.688
6	0.25	1.95	16.46	0.619
7	0.30	2.34	13.37	0.555
8	0.35	2.73	10.98	0.498
9	0.40	3.12	9.08	0.450
10	0.45	3.51	7.55	0.409
11	0.50	3.90	6.29	0.374
12	0.55	4.29	5.24	0.345
13	0.60	4.68	4.35	0.319
14	0.65	5.07	3.59	0.297
15	0.70	5.46	2.93	0.277
16	0.75	5.85	2.35	0.260
17	0.80	6.24	1.85	0.245
18	0.85	6.63	1.40	0.231
19	0.90	7.02	0.99	0.219
20	0.95	7.41	0.63	0.208
21	1	7.80	Punta	

4.2.2. Características de los álabes base, comercial y optimizado

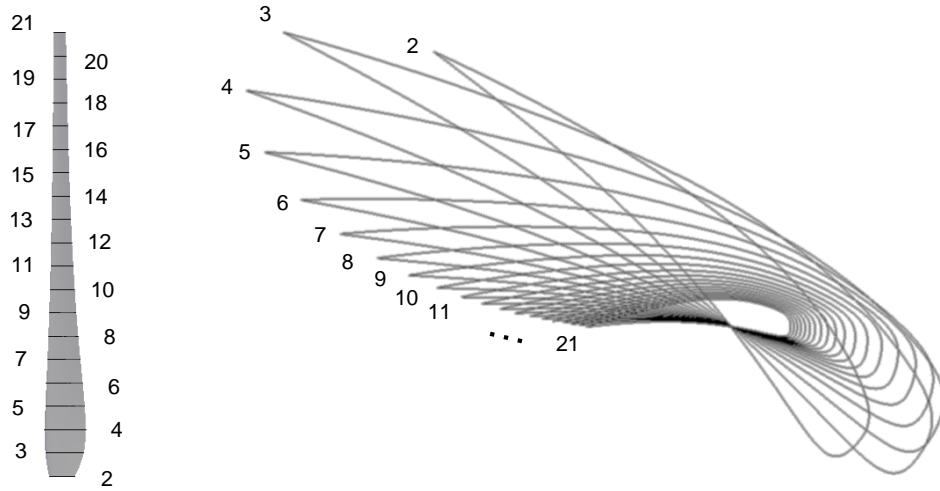
El perfil S809 es considerado como perfil base en este trabajo pues ha sido ampliamente documentado en la literatura [67], [75]. Así, dicho perfil sirve aquí como punto de referencia para comparar perfiles aerodinámicos con distintas características. Para el diseño del álabe comercial, el perfil NACA 4412 es escogido, ya que dicho perfil es utilizado en la construcción de álabes comerciales de 3 KW en Perú [76].

Con los perfiles S809 (base), NACA 4412 (comercial) y optimizado, tres tipos de álabes son diseñados. Los mismos parámetros geométricos obtenidos del proceso de diseño de la Sección 4.2.1. (**Tabla 11**) son utilizados en la construcción de los tres tipos de álabes. La geometría del álabe optimizado es mostrada en la **Figura 36**.

En la **Tabla 12**, **Tabla 13** y **Tabla 14** se muestran los parámetros característicos de los álabes base, comercial y optimizado. En dichas tablas se observa que los ángulos ϕ tienen valores máximos en la base del álabe (*hub*) y valores mínimos cerca a la punta del mismo. Asimismo se observa que los valores de F se mantienen en un valor de 1 cerca al *hub*. Esto ocurre debido a que no se consideran pérdidas en dicha zona. Dicha consideración no resta exactitud al cálculo, pues la zona cercana al *hub* aporta poca potencia. Este último aspecto se ve reflejado en los valores relativamente pequeños de C_p , observados en dicha zona. Contrariamente, en la zona cercana a la punta del álabe, se encuentran los menores valores de F , lo cual indica una pérdida de potencia que se refleja en una disminución brusca del C_p (elemento 20).



(a) 3D



(b) 2D

(c) Perfiles

Figura 36. Vistas geométricas del álabe optimizado. a) 3D, b) 2D y c) Perfiles.

Tabla 12. Parámetros característicos de los álabes base para las condiciones de diseño.

<i>Elemento</i>	<i>a</i>	<i>a'</i>	ϕ (°)	<i>F</i>	α (°)	<i>V_{rel}</i> (m/s)	<i>C_l</i>	<i>C_d</i>	<i>C_T</i>	<i>C_{P,i}</i>	<i>C_P</i>	<i>Potencia</i> (kW)	
1	Hub											0.3106	7.062
2	0.1183	0.6503	60.69	1.000	17.82	6.07	0.4243	0.1251	0.2217	0.0012			
3	0.1431	0.2400	49.04	1.000	15.68	6.81	0.9117	0.0652	0.2177	0.0026			
4	0.1439	0.1315	40.05	1.000	14.05	7.06	1.0910	0.0798	0.2181	0.0051			
5	0.1467	0.0803	33.35	1.000	12.82	7.32	1.1791	0.0536	0.5151	0.0074			
6	0.1479	0.0532	28.34	1.000	11.88	8.48	1.1715	0.0399	0.5132	0.0096			
7	0.1458	0.0370	24.59	1.000	11.22	9.65	1.1476	0.0331	0.5044	0.0115			
8	0.1431	0.0270	21.67	1.000	10.69	10.87	1.1227	0.0291	0.4949	0.0134			
9	0.1405	0.0205	19.34	0.999	10.26	12.11	1.1002	0.0267	0.4860	0.0151			
10	0.1382	0.0160	17.44	0.999	9.89	13.37	1.0802	0.0252	0.4781	0.0168			
11	0.1362	0.0128	15.87	0.997	9.58	14.65	1.0627	0.0243	0.4710	0.0184			
12	0.1345	0.0105	14.55	0.995	9.31	15.94	1.0472	0.0238	0.4647	0.0199			
13	0.1333	0.0088	13.42	0.991	9.08	17.25	1.0330	0.0235	0.4588	0.0214			
14	0.1325	0.0074	12.45	0.985	8.86	18.57	1.0201	0.0233	0.4534	0.0227			
15	0.1245	0.0060	11.71	0.973	8.78	19.73	0.9493	0.0277	0.4232	0.0222			
16	0.1263	0.0053	10.93	0.954	8.58	21.09	0.9419	0.0271	0.4200	0.0234			
17	0.1302	0.0048	10.22	0.923	8.38	22.49	0.9344	0.0265	0.4167	0.0244			
18	0.1382	0.0045	9.55	0.870	8.15	23.83	0.9256	0.0256	0.4130	0.0252			
19	0.1555	0.0044	8.85	0.780	7.85	24.91	0.9136	0.0244	0.4080	0.0257			
20	0.2008	0.0049	7.94	0.618	7.31	34.73	0.8904	0.0221	0.3970	0.0246			
21	Punta												

Tabla 13. Parámetros característicos de los álabes comerciales para las condiciones de diseño.

<i>Elemento</i>	α	α'	ϕ (°)	F	α (°)	V_{rel} (m/s)	C_l	C_d	C_T	$C_{P,i}$	C_P	<i>Potencia</i> (kW)	
1	Hub											0.3848	8.749
2	0.1494	0.7892	57.75	1.000	14.88	5.01	1.3757	0.0304	0.5261	0.0012			
3	0.1669	0.2977	46.93	1.000	13.58	5.64	1.3813	0.0312	0.5698	0.0035			
4	0.1737	0.1536	38.51	1.000	12.51	6.53	1.3709	0.0291	0.5839	0.0060			
5	0.1753	0.0919	32.18	1.000	11.65	7.59	1.3530	0.0263	0.5854	0.0085			
6	0.1746	0.0604	27.43	1.000	10.97	8.75	1.3327	0.0238	0.5817	0.0108			
7	0.1729	0.0423	23.79	1.000	10.42	9.97	1.3128	0.0217	0.5760	0.0131			
8	0.1709	0.0311	20.95	1.000	9.97	11.23	1.2940	0.0200	0.5696	0.0153			
9	0.1689	0.0238	18.69	0.999	9.61	12.52	1.2770	0.0187	0.5634	0.0174			
10	0.1670	0.0187	16.85	0.999	9.30	13.83	1.2614	0.0176	0.5576	0.0195			
11	0.1653	0.0151	15.33	0.998	9.04	15.16	1.2476	0.0167	0.5521	0.0215			
12	0.1640	0.0124	14.05	0.996	8.81	16.51	1.2350	0.0160	0.5472	0.0235			
13	0.1630	0.0104	12.96	0.993	8.61	17.86	1.2233	0.0154	0.5424	0.0254			
14	0.1625	0.0088	12.02	0.987	8.43	19.24	1.2125	0.0149	0.5379	0.0273			
15	0.1645	0.0076	11.17	0.977	8.24	20.68	1.2007	0.0144	0.5344	0.0293			
16	0.1664	0.0067	10.43	0.960	8.07	22.12	1.1899	0.0139	0.5298	0.0310			
17	0.1710	0.0060	9.74	0.931	7.90	23.55	1.1784	0.0135	0.5248	0.0325			
18	0.1807	0.0056	9.08	0.880	7.68	25.07	1.1638	0.0130	0.5186	0.0336			
19	0.2021	0.0054	8.36	0.794	7.36	26.18	1.1416	0.0123	0.5094	0.0339			
20	0.2586	0.0058	7.37	0.637	6.73	34.74	1.0940	0.0112	0.4876	0.0315			
21	Punta												

Tabla 14. Parámetros característicos de los álabes optimizados para las condiciones de diseño.

<i>Elemento</i>	α	α'	ϕ (°)	F	α (°)	V_{rel} (m/s)	C_l	C_d	C_T	$C_{P,i}$	C_P	<i>Potencia</i> (kW)	
1	Hub											0.4422	10.054
2	0.1848	0.8875	55.22	1.000	12.35	5.15	1.5668	0.0410	0.6254	0.0013			
3	0.2008	0.3339	44.96	1.000	11.60	5.82	1.5622	0.0353	0.6561	0.0038			
4	0.2144	0.1762	36.58	1.000	10.57	6.82	1.5825	0.0289	0.6815	0.0066			
5	0.2206	0.1075	30.39	1.000	9.86	7.98	1.5902	0.0251	0.6931	0.0094			
6	0.2226	0.0716	25.81	1.000	9.35	9.25	1.5864	0.0228	0.6962	0.0122			
7	0.2227	0.0507	22.34	1.000	8.98	10.57	1.5780	0.0212	0.6953	0.0149			
8	0.2218	0.0376	19.65	1.000	8.68	11.93	1.5676	0.0201	0.6926	0.0175			
9	0.2207	0.0289	17.52	1.000	8.43	13.33	1.5572	0.0192	0.6892	0.0200			
10	0.2194	0.0229	15.78	0.999	8.23	14.74	1.5468	0.0185	0.6857	0.0225			
11	0.2182	0.0185	14.35	0.999	8.06	16.17	1.5373	0.0180	0.6821	0.0250			
12	0.2173	0.0153	13.15	0.997	7.91	17.61	1.5283	0.0175	0.6788	0.0273			
13	0.2167	0.0129	12.12	0.995	7.78	19.07	1.5195	0.0171	0.6752	0.0297			
14	0.2167	0.0110	11.24	0.990	7.65	20.55	1.5111	0.0168	0.6718	0.0319			
15	0.2177	0.0095	10.45	0.982	7.53	22.07	1.5024	0.0165	0.6682	0.0341			
16	0.2204	0.0084	9.75	0.967	7.39	23.64	1.4927	0.0161	0.6641	0.0361			
17	0.2290	0.0075	9.06	0.941	7.21	25.42	1.4790	0.0157	0.6608	0.0380			
18	0.2419	0.0069	8.40	0.896	7.00	27.13	1.4622	0.0152	0.6535	0.0391			
19	0.2681	0.0066	7.67	0.815	6.67	28.64	1.4350	0.0146	0.6391	0.0387			
20	0.3505	0.0068	6.46	0.670	5.82	34.78	1.3605	0.0137	0.6088	0.0341			
21	Punta												

Los principales resultados mostrados en la **Tabla 12**, **Tabla 13** y **Tabla 14** son ilustrados gráficamente en la **Figura 37**. En dicha figura, los álabes optimizados muestran mejores características aerodinámicas en comparación con los álabes base y comercial. Esto ocurre debido a que la mayoría de la extensión del álabe cercana a la punta trabaja con α entre 6° y 8° , rango en el cual el perfil optimizado muestra las mayores razones de C_l/C_d (**Figura 33**). Nótese que el álabe comercial trabaja en el rango de α de 7° y 9° en los elementos mencionados. Es conveniente resaltar que los mayores valores de C_l/C_d del perfil NACA 4412 se encuentran en el rango de α entre 4° y 6° . Por lo antes expuesto, el álabe optimizado genera mayores potencias.

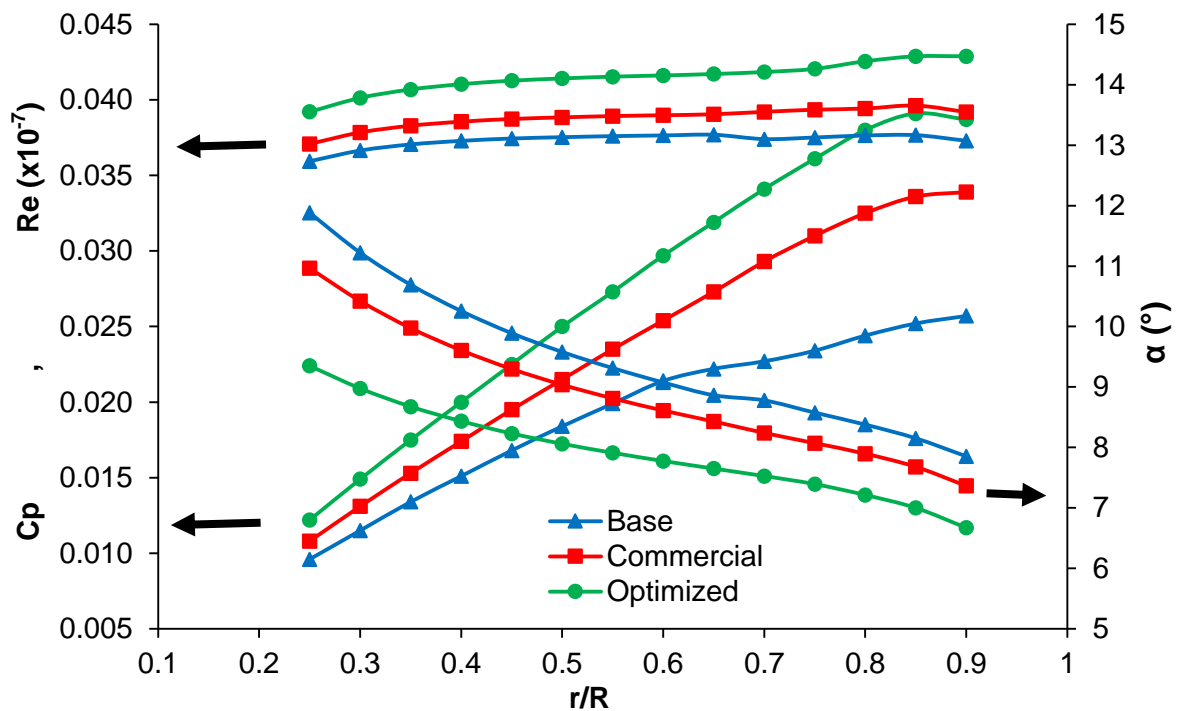


Figura 37. C_p , Re y α a través de la extensión de los álabes base, comercial y optimizado.

Para los tres tipos de álabes, la V_{rel} aumenta en la dirección desde el *hub* hasta la punta del álabe. Mientras que la cuerda de los elementos que conforman los álabes disminuye

en dicha dirección (**Tabla 11**). Por ello, variaciones relativamente bajas del Re entre $0.25 R$ y $0.90 R$ del álabe (**Figura 37**) son presentadas, lo cual es consistente con la literatura [40].

Los resultados de C_p y potencia mostrados en la **Tabla 12**, **Tabla 13** y **Tabla 14** son resumidos en la **Figura 38**. Con referencia al álabe base, potencias adicionales del orden de 23.89% y 42.37% son obtenidos con los álabes comercial y optimizado, respectivamente. Adicionalmente, el álabe optimizado muestra una potencia adicional del orden de 14.92% con respecto al álabe comercial.

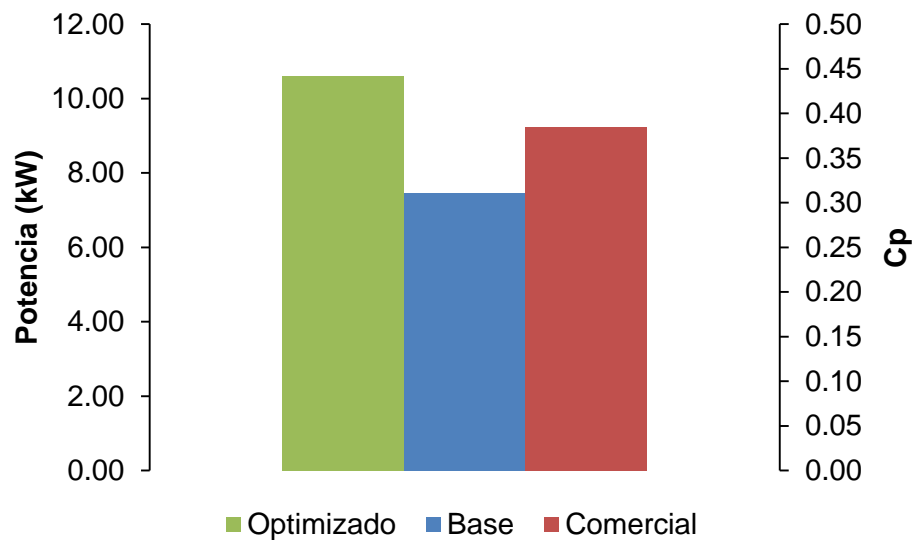


Figura 38. Potencia y C_p generados por los álabes base, comercial y optimizado para las condiciones de diseño de la **Tabla 10**.

4.4. Implicaciones económicas

Para evaluar las implicaciones económicas de los álabes comercial y optimizado, precios de venta de energía a nivel residencial (tarifa BT5B) son considerados. Aquellos precios son extraídos del Organismo Supervisor de la Inversión en Energía y Minería (*OSINERGMIN* [77]). Por otro lado, frecuencias de velocidad de viento de 6 m/s (punto de

diseño) para algunos distritos del Perú son mostrados en la **Tabla 15**. Los lugares analizados muestran frecuencias mayores para vientos menores a 6 m/s, con excepción de San Juan de Marcona, donde las velocidades de viento más frecuentes están por encima de los 6 m/s. Estos datos concuerdan con lo notado en el Atlas Eólico del Perú [78], donde se aprecia que los departamentos con mayor velocidad de viento son Piura e Ica.

Tabla 15. Frecuencia de velocidad de viento de 6 m/s para distintas locaciones del Perú.

Referencia	Lugar			Frecuencia (%)
	Distrito	Provincia	Departamento	
Serván-Sócola [79]	Paita	Paita	Piura	10.85
Rojas [80]	Nuevo Chimbote	Santa	Ancash	11.64
Jordan [81]	San Juan de Marcona	Nazca	Ica	9.00
Vilela y Ramírez [82]	Lomas	Caravelí	Arequipa	25.00
Hualpa [83]	Ilo	Ilo	Moquegua	8.75

En la **Tabla 16**, los beneficios económicos de la producción adicional de energía de los álabes comercial y optimizado son mostrados tomando como referencia a los álabes base. De los lugares analizados aquí, Lomas (Arequipa) presenta la tasa de frecuencia más alta. Por ello, los ingresos obtenidos tanto para los álabes comercial y optimizado son mayores, en comparación con otras locaciones. Ya que los precios de energía del sector residencial son relativamente altos, ingresos anuales significativos pueden ser alcanzados con el uso de los álabes optimizados (hasta 42.37%). Nótese que el análisis realizado considera una única velocidad específica de viento y no abarca todo el rango de velocidades.

Tabla 16. Ingreso anual debido a la energía adicional generada por los álabes comercial y optimizado con respecto a los álabes base.

Lugar	Energía anual adicional (kWh)		Costo de Energía (S/ / kWh)	Ingreso anual			
	Comercial	Optimizado		Comercial		Optimizado	
				S/	%	S/	%
Paita	1603.52	2843.97	0.62	988.89	23.89	1753.87	42.37
Nuevo Chimbote	1720.28	3051.04	0.58	992.08		1759.53	
San Juan de Marcona	1330.11	2359.05	0.60	794.61		1409.30	
Lomas	3694.75	6552.92	0.67	2463.29		4368.83	
Ilo	1293.16	2293.52	0.61	783.79		1390.10	

En la **Tabla 17**, los beneficios económicos obtenidos con los álabes optimizados en comparación con los álabes comerciales son presentados. Los ingresos anuales se reducen en un 50% aproximadamente, ya que los álabes comerciales generan mayor energía que los álabes base. Los resultados mostrados en la **Tabla 17** son más representativos de los ingresos que podrían ser obtenidos con los perfiles optimizados en este trabajo. Esto es debido a que, como se mencionó anteriormente, álabes construidos con perfiles NACA 4412 (comercial) son comúnmente usados en Perú. Nótese que los álabes construidos a partir del perfil S809 (base) son usados en la literatura principalmente como puntos de referencia y verificación de modelos numéricos.

Tabla 17. Ingreso anual debido a la energía adicional generada por los álabes optimizados con respecto a los álabes comerciales.

Lugar	Frec. (%)	Energía anual adicional (kWh)	Costo de Energía (S/ / kWh)	Ingreso anual	
				S/	%
Paita	10.85	1240.45	0.62	764.98	14.92
Nuevo Chimbote	11.64	1330.76	0.58	767.45	
San Juan de Marcona	9.00	1028.94	0.60	614.69	
Lomas	25.00	2858.17	0.67	1905.54	
Ilo	8.75	1000.36	0.61	606.32	

Los resultados del presente trabajo son consistentes con lo esperado en este tipo de análisis, pues estos muestran que la optimización del perfil aerodinámico logra un aumento de la potencia del aerogenerador. Para las condiciones de diseño, los álabes optimizados presentan claramente mejores características aerodinámicas que los álabes base y comercial. Nótese que el análisis económico realizado se centra solamente en el punto de diseño del aerogenerador. En una investigación futura, un análisis de las características aerodinámicas de los álabes del aerogenerador, trabajando en condiciones fuera del punto de diseño, es necesario para cuantificar las ganancias totales que se podrían obtener con el uso de los álabes optimizados.

CAPÍTULO V

CONCLUSIONES

- ✓ La metodología combinada *CFD/BEM* es efectiva para el diseño de álabes de aerogeneradores. La ventaja que ofrece dicha metodología es el menor costo computacional en comparación con el uso de una metodología que utiliza solamente *CFD*. La predicción relativamente buena de las características aerodinámicas de álabes de aerogeneradores, en comparación con el uso de una metodología basada solamente en *BEM*, es otra de las ventajas de la metodología híbrida *CFD/BEM*.
- ✓ La formulación tipo *RANS* incluyendo el modelo de turbulencia $k - \omega$ usada para el modelamiento numérico de perfiles aerodinámicos presenta discrepancias aceptables (del orden de 10% y 33% de los C_l y C_d , respectivamente), en comparación con los datos experimentales.
- ✓ El modelo utilizado para el diseño de los álabes, el cual está basado en la teoría *BEM*, presenta discrepancias medias del orden del 7% en comparación con resultados numéricos obtenidos en el pasado [52].
- ✓ El perfil optimizado presenta un C_l de 1.416, C_d de 0.0147 y una razón C_l/C_d de 96.5 para un α de 6.5°, mientras que el perfil S809 presenta una razón C_l/C_d de 41.3 para un α de 6°. Los C_l del perfil optimizado son mayores que los del perfil S809 para todo el rango de ángulos de ataque estudiados.
- ✓ El perfil optimizado presenta una espesura máxima de 0.14 c , que corresponde a la posición 0.18 c . La curvatura del perfil optimizado presenta un valor máximo de 0.075 c en la posición 0.42 c . Este resultado es consistente con la literatura y confirma que perfiles aerodinámicos con mayores curvaturas presentan mayores rendimientos.
- ✓ La geometría óptima de los álabes del aerogenerador presenta una longitud de 7.8 m de largo, valores de θ_p que van desde 0° hasta 42.87° y valores de cuerda entre 0.208 m. y 0.745m.

- ✓ Para el punto de diseño de los álabes, ganancias de potencia relativas a los álabes base del orden de 23.89% y 42.37% son obtenidos con los álabes comercial y optimizado, respectivamente. Adicionalmente, los álabes optimizados muestran una ganancia de potencia del orden de 14.92% con respecto al álabe comercial.
- ✓ Relativo a los álabes comerciales, los álabes optimizados presentan una producción adicional de energía de 2 858.17 kWh en el distrito de Lomas (Arequipa), lo cual representa un ingreso anual de S/ 1 905.54. Este distrito presenta las mayores producciones adicionales de energía debido a su alta frecuencia de viento incidente (25%) correspondiente al punto de diseño de los álabes.

TRABAJOS FUTUROS

- En una investigación futura, un análisis de las características aerodinámicas de los álabes del aerogenerador, trabajando en condiciones fuera de su punto de diseño, es necesaria para cuantificar las ganancias totales que se podrían obtener con el uso de los álabes optimizados en distintas regiones del Perú.
- Simulaciones numéricas basadas en *CFD* de los álabes base, comercial y optimizado para corroborar los resultados analíticos relativos a la potencia obtenida aquí constituyen también un trabajo futuro.
- El enfoque aerodinámico abordado en este trabajo es una primera etapa dentro del diseño de álabes de aerogeneradores. Una vez concluida esta etapa, un análisis de las características estructurales de dichos álabes es recomendable.
- Un análisis de las características aerodinámicas del perfil optimizado en este trabajo, para un amplia gama de *Re* bajos (menores a 2'000 000), es necesario para caracterizar las ventajas específicas de dicho perfil con otros encontrados en la literatura.

CAPÍTULO VI

REFERENCIAS BIBLIOGRÁFICAS

- [1] Diario Oficial El Peruano, "Decreto Legislativo de Promoción de la inversión para la generación de electricidad con el uso de fuentes de energía renovable," *Decreto Legislativo N° 1002*, Mayo 2008.
- [2] Diario Oficial El Peruano, "Reglamento de la Generación de Electricidad con Energías Renovables," *Decreto Supremo N° 012-2011-EM*, pp. 439443-439448, 23 Marzo 2011.
- [3] Diario Oficial El Peruano, "Reglamento para la promoción de la inversión eléctrica en áreas no conectadas a red," *Decreto Supremo N° 020-2013-EM*, 2013.
- [4] Renewable Energy Policy Network for the 21st Centu, "Global Status Report," 14 Diciembre 2017. [Online]. Available: <http://www.ren21.net/status-of-renewables/global-status-report/>.
- [5] COES, "Estadísticas anuales," 14 Diciembre 2017. [Online]. Available: <http://www.coes.org.pe/Portal/Publicaciones/Estadisticas/>.
- [6] B. Dursun and . C. Gokcol, "The role of hydroelectric power and contribution of small hydropower plants for sustainable development in Turkey," *Renewable Energy*, pp. 1227-1235, 2011.
- [7] Ministerio de Energía y Minas, Atlas Eólico del Perú, Lima, 2008.
- [8] A. Tummala, R. K. Velamati, D. K. Sinha, V. Indraja and V. H. Krishna, "A review on small scale wind turbines," *Renewable and Sustainable Energy Reviews*, pp. 1351-1371, 2016.
- [9] M. R. Saber and M. H. Djavareshkian, "Comparison of Performance Base and Optimized Blades of Horizontal Axis Wind Turbine," *International Journal of Renewable Energy Research*, vol. 4, no. 1, pp. 61-68, 2014.
- [10] R. Lanzafame, S. Mauro and M. Messina, "Wind turbine CFD modeling using a correlation-based transitional model," *Renewable Energy*, pp. 31-39, 2013.

- [11] M. A. Sayed, H. A. Kandil and A. Shaltot, "Aerodynamic analysis of different wind-turbine-blade profiles using finite-volume method," *Energy Conversion and Management*, vol. 64, pp. 541-550, 2012.
- [12] V. Esfahanian, A. Salavati Pour, I. Harsini, A. Haghani, R. Pasandeh and A. G. Ahmadi, "Numerical analysis of flow field around NREL Phase II wind turbine by a hybrid CFD/BEM method," *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics*, vol. 120, pp. 29-36, 2013.
- [13] I. Haryanto, T. S. Utomo, N. Sinaga, C. A. Rosalia and A. P. Putra, "Optimization Of Maximum Lift To Drag Ratio On Airfoil Design Based On Artificial Neural Network Utilizing Genetic Algorithm," *Applied Mechanics and Materials*, vol. 493, pp. 123-128, 2014.
- [14] K. R. Ram, S. Lal and M. Rafiuddin Ahmed, "Low Reynolds number airfoil optimization for wind turbine applications using genetic algorithm," *Journal of Renewable and Sustainable Energy*, vol. 5, pp. 052007,1-15, 2013.
- [15] Z. H. Han, K. S. Zhang, J. Liu and W. P. Song, "Surrogate-based Aerodynamic Shape Optimization Application to Wind Turbine Airfoils," *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, pp. 2013-1108, 2013.
- [16] H. Yang, W. Shen, H. Xu, . Z. Hong and C. Liu, "Prediction of the wind turbine performance by using BEM with airfoil data extracted from CFD," *Renewable Energy*, pp. 107-115, 2014.
- [17] M. A. Elfarra, N. Sezer-Uzol and I. S. Akmandor, "NREL VI rotor blade: numerical investigation and winglet design and optimization using CFD," *Wind Energy*, vol. 17, no. 4, pp. 605-626, 2013.
- [18] M. A. Naqvi, A. Abbas, M. Hamid, H. Tarar and L. Ahmed, "Aerodynamic Design Optimization of Residential Scale Wind Turbine Blades for Lower Wind Speeds," *International Journal of Renewable Energy Research*, vol. 5, no. 2, pp. 373-385, 2015.
- [19] Y. P. Ju and C. H. Zhang, "Multi-point robust design optimization of wind turbine airfoil under geometric uncertainty," *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part A: Journal of Power and Energy*, vol. 226, pp. 245-261, 2011.
- [20] U.S. Energy Information Administration, "Types of Wind Turbines: U.S. Energy Information Administration," 12 Agosto 2017. [Online]. Available: https://www.eia.gov/energyexplained/index.cfm/index.cfm?page=wind_types_of_turbines.

- [21] J. Chiroque, *Construcción y monitoreo de prototipo aerogenerador de 500W para aplicación en microrredes domiciliarias y servicios comunitarios del sector rural (tesis de maestría)*, Lima: Universidad Nacional de Ingeniería, 2009, p. 22.
- [22] Delta Volt SAC, "Black 300, el Aerogenerador Eficiente," 3 Enero 2017. [Online]. Available: <http://deltavolt.pe/pv-systems/black300>.
- [23] Pro Viento SAC, "Aerogeneradores," 5 Enero 2017. [Online]. Available: <http://www.proviento.com.pe/aerogeneradores.html>.
- [24] LIDERS SAC, "Aerogeneradores LIDERS," 4 Enero 2017. [Online]. Available: <http://www.energiasrenovablesperu.com/aerogeneradores-solares.asp?p=4>.
- [25] X. Shen, H. Yang, J. Chen, X. Zhu and Z. Du, "Aerodynamic shape optimization of non-straight small wind turbine blades," *Energy Conversion and Management*, vol. 119, pp. 266-278, 2016.
- [26] S. Gonzales y J. E. Chiroque Baldera, «Diseño y construcción de un aerogenerador de 500 W con imanes permanentes para pequeñas demandas eléctricas de zonas rurales,» *Tecnia*, vol. 16, nº 2, pp. 69-76, 2006.
- [27] J. Guillermo, *Simulación fluidodinámica alrededor de un perfil NACA mediante el método de volúmenes finitos (tesis de pregrado)*, Lima: Universidad Nacional Mayor de San Marcos, 2006.
- [28] M. Cortez, *Análisis aerodinámico de la hélice de un aerogenerador tripala de eje horizontal de 3 KW mediante simulación numérica (tesis de pregrado)*, Lima: Pontificia Universidad Católica del Perú, 2014.
- [29] S. Sunada, A. Sakaguchi and K. Kawachi, "Airfoil Section Characteristics at a Low Reynolds Number," *Journal of fluids engineering*, vol. 119, no. 1, pp. 129-135, 1997.
- [30] M. S. Selig and B. D. McGranahan, "Wind Tunnel Aerodynamic Tests of Six Airfoils for Use on Small Wind Turbines," *Journal of solar energy engineering*, vol. 126, no. 4, pp. 986-1001, 2004.
- [31] National Renewable Energy Laboratory, "NWTC Information Portal," 17 Noviembre 2017. [Online]. Available: http://wind.nrel.gov/airfoils/Shapes/S809_Shape.html.
- [32] A. F. P. Ribeiro, A. M. Auwrich and H. M. Gomes, "An airfoil optimization technique for wind turbines," *Applied Mathematical Modelling*, vol. 36, pp. 4898-4907, 2012.

- [33] A. L. Bidarouni and M. H. Djavareshkian, "An Optimization of Wind Turbine Airfoil Possessing Good Stall Characteristics by Genetic Algorithm Utilizing CFD and Neural Network," *International Journal of Renewable Energy Research*, vol. 3, 2013.
- [34] R. Eppler, *Airfoil Design and Data*, Stuttgart: Springer-Verlag Berlin Heidelberg GmbH, 1990.
- [35] A. Pourrajabian, M. Mirzaei, R. Ebrahimi and D. Wood, "Effect of air density on the performance of a small wind turbine blade: A case study in Iran," *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics*, vol. 126, pp. 1-10, 2014.
- [36] P. Guiguère and M. S. Selig, "New Airfoils for Small Horizontal Axis Wind Turbines," *Journal of solar energy engineering*, vol. 120, pp. 108-114, 1998.
- [37] S. Mauro, R. Lanzafame, M. Messina and 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*, pp. 1-16, 2017.
- [38] R. B. Langtry and F. R. Menter, "Transition Modeling for General CFD Applications in Aeronautics," *43rd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, pp. 1-14, 2005.
- [39] J. N. Sorensen, "Aerodynamic aspects of wind," *Annual Review of Fluid Mechanics*, pp. 427-448, 2011.
- [40] F.-B. Hsiao, C.-J. Bai and W.-T. Chong, "The Performance Test of Three Different Horizontal Axis Wind Turbine (HAWT) Blade Shapes Using Experimental and Numerical Methods," *Energies*, vol. 6, pp. 2784-2803, 2013.
- [41] X. Tang, X. Huang, R. Peng and X. Liu, "A Direct Approach of Design Optimization for Small Horizontal Axis Wind Turbine Blades," *Procedia CIRP*, vol. 36, pp. 12-16, 2015.
- [42] F. Mahmuddin, "Rotor Blade Performance Analysis with Blade Element Momentum Theory," *Energy Procedia*, vol. 105, p. 1123 – 1129, 2017.
- [43] M. Hasan, A. El-Shahat and M. Rahman, "Performance Investigation of Three Combined Airfoils Bladed Small Scale Horizontal Axis wind Turbine by BEM and CFD Analysis," *Journal of Power and Energy Engineering*, vol. 5, pp. 14-27, 2017.
- [44] H. Versteeg and W. Malalasekera, *An Introduction to Computational Fluid Dynamics. The finite volume method*, London: Prentice Hall, 2007.

- [45] D. C. Wilcox, *Turbulence Modelling for CFD*, third ed. ed., DCW Industries, Inc., 2006.
- [46] D. C. Wilcox, "Reassessment of the Scale-Determining Equation for Advanced Turbulence Models," *AIAA JOURNAL*, vol. 26, no. 11, pp. 1299-1310, 1988.
- [47] Ansys, *Ansys Fluent 17.1. User's Guide*, Ansys Inc, 2017.
- [48] W. Whitlow Jr and E. N. Todd, *CEAS/AIAA/ICASE/NASA Langley International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics 1999. Pt. 1*, 1999.
- [49] M. Paluszny, H. Prautzsch and W. Böehm, *Métodos de Bézier y B-splines*, Karlsruhe Universität, 2005.
- [50] S. Biswas and B. . C. Lovell, *Bézier and Splines in Image Processing and Machine Vision*, London: Springer, 2008.
- [51] F. Grasso, "Usage of Numerical Optimization in Wind Turbine Airfoil Design," *Journal of Aircraft*, vol. 48, pp. 248-255, 2011.
- [52] A. Sedaghat and M. Mirhosseini, "Aerodynamic design of a 300 kW horizontal axis wind turbine for province of Semnan," *Energy Conversion and Management*, vol. 63, pp. 87-94, 2012.
- [53] R. K. Singh, M. R. Ahmed and M. A. Zullah, "Design of a low Reynolds number airfoil for small horizontal axis wind turbines," *Renewable Energy*, vol. 42, pp. 66-76, 2012.
- [54] R. Belamadi, A. Djemili, A. Ilinca and R. Mdouki, "Aerodynamic performance analysis of slotted airfoils for application to wind turbine blades," *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics*, pp. 79-99, 2016.
- [55] SAS IP, Inc., "ANSYS ICEM CFD," 14 Enero 2018. [Online]. Available: https://www.sharcnet.ca/Software/Ansys/16.2.3/en-us/help/wb2_help/wb2h_licemCFD.html.
- [56] Ansys Inc., *Lecture 2: Introduction to CFD Methodology*, 2010.
- [57] Ansys Inc., *Lectura 6: Turbulence Modeling*, 2010.
- [58] H. Schlichting, *Boundary-Layer Theory*, Seventh Edition ed., New York: McGraw-hill, 1979.
- [59] Ansys Inc., *Lecture 4: Cell Zones and Boundary Conditions*, 2010.

- [60] Ansys Inc., "Fluent," 28 Diciembre 2017. [Online]. Available: <https://www.ansys.com/products/fluids/ansys-fluent>.
- [61] Fluent Inc., "ANSYS FLUENT," 7 Diciembre 2017. [Online]. Available: <https://www.sharcnet.ca>.
- [62] S. S. Rao, *Engineering Optimization: Theory and Practice*, Fourth Edition ed., New Jersey: John Wiley & Sons, Inc., 2009.
- [63] D. Goldberg, *Genetic Algorithms in Search, Optimization, and Machine Learning*, Boston: Addison-Wesley Longman Publishing Company, Inc., 1989.
- [64] The MathWorks, Inc., "ga," [Online]. Available: <https://www.mathworks.com/help/gads/ga.html>. [Accessed 12 Enero 2018].
- [65] The MathWorks, Inc., "Genetic Algorithm Options," [Online]. Available: <https://www.mathworks.com/help/gads/genetic-algorithm-options.html#f7820>. [Accessed 14 Enero 2018].
- [66] J. F. Manwell, J. G. McGowan and A. L. Rogers, *Wind energy explained: theory design and application*, Second Edition ed., Chichester: Wiley, 2009.
- [67] D. M. Somers, "Design and Experimental Results for the S809 Airfoil," NREL/SR-440-6918, 1997.
- [68] M. M. Hand, D. A. Simms, L. J. Fingersh, D. W. Jager, J. R. Cotrell, S. Schreck and S. M. Larwood, "Unsteady Aerodynamics Experiment Phase VI: Wind Tunnel Test Configurations and Available Data Campaigns," NREL/TP-500-29955, 2001.
- [69] Ansys Inc., *Hybrid Initialization*, 2018.
- [70] Y. EL KHCHINE and M. SRITI, "BOUNDARY LAYER AND AMPLIFIED GRID EFFECTS ON AERODYNAMIC PERFORMANCES OF S809 AIRFOIL FOR HORIZONTAL AXIS WIND TURBINE (HAWT)," *Journal of Engineering Science and Technology*, vol. 12, no. 11, pp. 3011 - 3022, 2017.
- [71] J. H. Ferziger and M. Peric, *Computational Methods for Fluid Dynamics*, 3rd Edition ed., Springer Science & Business Media, 2012.
- [72] P. Fuglsang, O. Sangill and P. Hansen, *Design of a 21 m Blade with Risø-A1 Airfoils for Active Stall Controlled Wind Turbines*, 2002.

- [73] P. Fuglsang and C. Bak, "Development of the Risø Wind Turbine Airfoils," *Wind Energy*, vol. 7, pp. 145-162, 2004.
- [74] N. Tenguria, N. D. Mittal and S. Ahmed, "Investigation of blade performance of horizontal axis wind turbine based on blade element momentum theory (BEMT) using NACA airfoils," *International Journal of Engineering, Science and Technology*, vol. 2, no. 12, pp. 25-35, 2010.
- [75] W. P. Wolfe and S. S. Ochs, "CFD calculations of S809 aerodynamic characteristics," *35th Aerospace Sciences Meeting & Exhibit*, 1997.
- [76] R. M. Yupa Villanueva, *Análisis estructural y modal de la hélice de un aerogenerador de 3 KW de potencia mediante simulación numérica computacional (tesis de pregrado)*, Lima: Pontificia Universidad Católica del Perú, 2016.
- [77] OSINERGMIN, "Pliegos tarifarios aplicables al cliente final," [Online]. Available: <http://www.osinergmin.gob.pe/seccion/institucional/regulacion-tarifaria/pliegos-tarifarios/electricidad/pliegos-tarifarios-cliente-final>. [Accessed 27 Agosto 2018].
- [78] M. d. E. y. Minas, *Atlas eólico del Perú*, Lima: Ministerio de Energía y Minas, 2016.
- [79] J. Serván-Sócola, *Análisis técnico-económico de un sistema híbrido de baja potencia eólico solar conectado a la red (tesis de pregrado)*, Piura: Universidad de Piura, 2014.
- [80] A. R. Rojas Flores, *Evaluación del recurso eólico de la UNS para proyección de un bosque eólico de autogeneración (tesis de maestría)*, Nuevo Chimbote: Universidad Nacional del Santa, 2012.
- [81] J. Jordán Arias, *Estudio de la utilización de energía eólica para la generación de electricidad en un asentamiento humano de San Juan de Marcona (tesis de pregrado)*, Lima: Pontificia Universidad Católica del Perú, 2009.
- [82] J. I. Vilela León and J. B. Ramírez Villegas, *Optimización de un sistema eólico, mediante la caracterización de un régimen de viento en la localidad de Lomas-Arequipa (tesis de maestría)*, Lima: Universidad Nacional de Ingeniería, 2013.
- [83] M. T. Hualpa Huamaní, *Estudio de factibilidad de sistemas híbridos eólico-solar en el departamento de Moquegua (tesis de pregrado)*, Lima: Pontificia Universidad Católica del Perú, 2006.