



Universidad del Istmo

Campus Tehuantepec

DIVISIÓN DE ESTUDIOS DE POSGRADO
MAESTRÍA EN CIENCIAS EN ENERGÍA EÓLICA

Modelación de respuesta aerodinámica para aspas con stall pasivo

T E S I S

que para obtener el título de:
Maestro en Ciencias en Energía Eólica

Presenta:

Ing. Gerardo Vidal Pavón

Director:

M.D.M. José Rafael Dorrego Portela

Codirector:

Dr. Rafael Campos Amezcua

Santo Domingo Tehuantepec, Oax. México. Enero de 2019.

Resumen

El desarrollo de parques eólicos en la región del Istmo de Tehuantepec, ha impactado notoriamente en el aprovechamiento del potencial eólico. Actualmente, el mercado de los aerogeneradores de baja potencia es prometedor. La mayoría de los aerogeneradores de baja potencia no tienen un sistema de control activo, sino control pasivo. Sin embargo, el sistema de control activo que dispone es complejo y costoso. No obstante, una solución para reducir costos es la aplicación de sistemas pasivos.

En este trabajo se presenta el estudio de los perfiles aerodinámicos para determinar el perfil óptimo con base a la eficiencia aerodinámica y la reducción de cargas. Por ello, se desarrolla el modelo de un aspa de un aerogenerador de baja potencia que pueda controlar la potencia mediante un sistema de control pasivo con pérdida aerodinámica (stall pasivo), además, que funcione con las características del viento de la región del Istmo de Tehuantepec. Por lo tanto, se describe la metodología de diseño para aspas con pérdida aerodinámica basado en la teoría BEM. Asimismo, se presentan los resultados obtenidos del dimensionado y del análisis de las pruebas experimentales en el túnel de viento, con la finalidad de validar el porcentaje de la caída de sustentación del perfil S822.

Agradecimientos

Antes que nada agradecer a Dios por darme la vida y estar siempre conmigo, por las bendiciones en todo momento.

A mis padres Noe Vidal Trinidad y Martina Pavón Sandoval, mediante su gran amor, esfuerzo y sacrificio, han hecho de mi un hombre de bien. Por sus oraciones y ese gran apoyo incondicional que me ha permitido alcanzar los objetivos que me he propuesto. A mi abuela Francisca Trinidad, por estar presente y estar dispuesta en ayudarme.

A mi hermana Olivia Vidal y su esposo Israel Ruiz por estar siempre dispuestos a ayudarme en cualquier momento. Agradezco a mi sobrino Kenneth por ser parte de mi vida y dar alegría a mi corazón.

A mi director de tesis, M.D.M. José Rafael Dorrego Portela, quien con su dirección, aportación, me permitió el desarrollo de esta tesis. A mi co-director, Dr. Rafael Campos Amezcua, por sus consejos y sugerencias, quien con su apoyo permitió culminar este trabajo. También, al Dr. Quetzalcóatl Cruz por permitir realizar las pruebas experimentales en el túnel de viento. De igual manera a Armando Ríos por haberme brindado su apoyo para el desarrollo de la probeta.

A mis amigos, por formar parte de este camino, que me ayudaron durante todo este tiempo, que de alguna manera estuvieron conmigo. También, a mis profesores y cuerpo académico de la Universidad del Istmo por sus experiencias y conocimientos.

Al Fondo SENER-CONACYT-Sustentabilidad Energética y al P-20 del CEMIE-Eólico por el apoyo económico recibido para realizar los estudios de maestría en ciencias en energía eólica en la Universidad del Istmo.

Índice general

	Página
Resumen	iii
Agradecimientos	iv
Índice de figuras	ix
Índice de tablas	xii
Lista de símbolos y acrónimos	xiii
1 Introducción	1
1.1 Introducción	1
1.2 Antecedentes	3
1.3 Planteamiento del problema	6
1.4 Justificación	6
1.5 Objetivos	7
1.5.1 Objetivo general	7
1.5.2 Objetivos específicos	7
1.6 Alcances y limitaciones	8
1.6.1 Alcances	8
1.6.2 Limitaciones	8
1.7 Estructura de la tesis	8
2 Marco Teórico	10
2.1 Recurso eólico	10
2.1.1 Análisis del viento	10
2.1.1.1 Análisis de datos del viento	10
2.1.1.2 Velocidad media del viento	11
2.1.1.3 Turbulencia	12
2.1.2 Modelo estadístico para el análisis de datos	13
2.1.2.1 Función de distribución de probabilidad del viento	13
2.1.2.2 Función de distribución de Weibull	14
2.1.2.3 Frecuencia de la dirección del viento	14
2.1.3 Variación del viento con la altura	15

2.1.4	Energía eólica disponible	16
2.1.4.1	Potencia disponible	16
2.1.4.2	Producción anual de energía	17
2.2	Aerodinámica para aerogeneradores	18
2.2.1	Perfiles aerodinámicos	18
2.2.2	Fuerzas aerodinámicas	19
2.2.2.1	Distribución de presiones y velocidades en un perfil aerodinámico	19
2.2.2.2	Sustentación y arrastre	19
2.2.2.3	Comportamiento del flujo en un perfil aerodinámico	21
2.2.3	Teoría del Momento Unidimensional	22
2.2.3.1	Conservación de momento lineal	24
2.2.3.2	Conservación de momento angular	25
2.2.3.3	Coeficiente de potencia	27
2.2.3.4	Coeficiente de empuje	28
2.2.4	Teoría de Elemento del Aspa	30
2.2.5	Teoría del Momento del Elemento del Aspa-BEM	33
2.2.6	Correcciones del método BEM	35
2.2.6.1	Factor de pérdida en la punta de Prandtl	35
2.2.6.2	Corrección de Glaurent para valores altos de a	36
2.2.7	Sistemas aerodinámicos de control de potencia	37
2.2.7.1	Sistema pasivo de control de potencia (pérdida aerodinámica) . .	38
2.2.7.2	Sistemas de cambio de ángulo de paso (pitch)	38
2.3	Metodología para el modelo de carga simplificado (MCS)	41
2.3.1	Clases de aerogeneradores de baja potencia	41
2.3.2	Condiciones extremas del viento	41
2.3.3	Modelo de carga simplificado (MCS)	42
2.3.3.1	Caso de carga A: Operación normal	43
2.3.3.2	Caso de carga D: Empuje máximo	44
2.3.3.3	Caso de carga E: Máxima velocidad rotacional	44
2.3.3.4	Caso de carga F: Corto en la conexión de carga	45
2.3.3.5	Caso de carga H: Carga del viento con aerogenerador parqueado	45
2.3.3.6	Caso de carga I: Carga del viento con aerogenerador parqueado, exposición máxima	46
3	Modelación aerodinámica de aspas	47
3.1	Introducción	47
3.1.1	Modelo básico de un aerogenerador de baja potencia	47
3.1.2	Procedimiento de diseño	48
3.2	Metodología de diseño para aspas con pérdida aerodinámica (stall pasivo) . . .	49
3.2.1	Evaluación del recurso eólico	49
3.2.1.1	Registro de datos meteorológicos	50
3.2.2	Análisis aerodinámico	50
3.2.2.1	Metodología para la selección de perfiles aerodinámicos	50
3.2.2.2	Metodología para el dimensionado del aspa	52

4 Dimensionado del aspa	59
4.1 Recurso eólico del Istmo de Tehuantepec	59
4.1.1 Datos	59
4.1.2 Caracterización del recurso eólico	59
4.1.2.1 Distribución de Weibull	62
4.1.2.2 Rosa de los vientos	63
4.1.2.3 Intensidad de turbulencia	63
4.2 Diseño aerodinámico del aspa	65
4.2.1 Selección de perfiles aerodinámicos	66
4.2.1.1 Evaluación aerodinámica de los perfiles aerodinámicos	66
4.2.1.2 Resultados de la aplicación de la metodología	69
4.2.1.3 Selección del perfil para el diseño del aspa	71
4.2.2 Diseño del aspa con pérdida aerodinámica	71
4.2.3 Modelo del aspa	76
4.2.3.1 Diseño CAD	76
4.2.3.2 Diseño QBlade	78
4.3 Resultados	79
4.3.1 Simulación aerodinámica	79
4.3.1.1 Simulación propia	79
4.3.1.2 Simulación QBlade	80
4.3.2 Simulación estructural	85
4.3.2.1 Diseño estructural y análisis modal	86
4.3.2.2 Aplicación del MCS	90
5 Análisis de resultados	93
5.1 Análisis aerodinámico	93
5.1.1 Diseño del aspa	93
5.1.2 Curva de potencia	95
5.2 Desarrollo y análisis experimental	98
5.2.1 Desarrollo experimental	98
5.2.1.1 Simulación del maquinado	98
5.2.1.2 Manufactura en la maquina de eje vertical	99
5.2.1.3 Pruebas en el túnel de viento	100
5.2.2 Análisis experimental	103
Conclusiones	113
Trabajos Futuros	115
ANEXOS	116
A Recurso eólico	117
A.1 Patrón mensual y diario del viento	117
A.2 Rosa de los vientos	119
B Cálculos aerodinámicos del perfil aerodinámico	120

C Ficha técnica del generador	124
Referencias	125

Índice de figuras

1.1	Componentes principales de un aerogenerador.	2
1.2	Mapa del recurso eólico de la región del Istmo de Tehuantepec.	3
2.1	Creación de la turbulencia debido a los obstáculos.	12
2.2	Capa límite atmosférica.	15
2.3	Cilindro de aire frente al rotor.	16
2.4	Partes de un perfil aerodinámico.	18
2.5	Fuerzas aerodinámicas.	19
2.6	Fuerzas aerodinámicas que actúan sobre un perfil.	20
2.7	Comportamiento del perfil aerodinámico según el ángulo de ataque.	21
2.8	Modelo disco actuador de un aerogenerador.	22
2.9	Rotor de un aerogenerador de tres aspas con radio de rotor R	25
2.10	Modelo de tubo de flujo de corriente detrás del rotor.	26
2.11	Trayectoria de una partícula de aire que pasa a través del disco del rotor.	26
2.12	Corte radial en un rotor (r/R).	27
2.13	Coefficientes de potencia y empuje (C_P y C_T).	29
2.14	Esquema del elemento del aspa.	31
2.15	Velocidades y fuerzas que actúan sobre un elemento del aspa.	31
2.16	Coefficiente de empuje de los aerogeneradores.	36
2.17	Entrada en pérdida aerodinámica del perfil.	38
2.18	Control del ángulo de ataque modificando el ángulo de paso (pitch).	39
2.19	Pérdida aerodinámica activa modificando el ángulo de paso.	40
2.20	Curvas de potencia para sistemas aerodinámicos de control de potencia.	40
3.1	Diagrama de bloques de un modelo básico de un aerogenerador de baja potencia.	47
3.2	Modelo de French del proceso de diseño.	48
3.3	Metodología general para diseño de aspas con pérdida aerodinámica.	49
3.4	Formas de caída del coeficiente de sustentación (C_l).	51
3.5	Metodología propuesta para el dimensionado del aspa de un aerogenerador.	53
3.6	Cálculos para el dimensionado del rotor.	55
4.1	Mapa de las 4 estaciones anemométricas.	60
4.2	Mapa del recurso eólico de la región del Istmo de Tehuantepec.	61
4.3	Distribución de Weibull y de la velocidad del viento de las estaciones.	62

4.4	Rosa de los vientos.	63
4.5	Intensidad de turbulencia.	65
4.6	Perfiles aerodinámicos seleccionados.	66
4.7	Evaluación de los perfiles aerodinámicos (C_l vs α).	67
4.8	Evaluación de los perfiles aerodinámicos(C_l/C_d vs α).	68
4.9	Curvas promedio de C_l vs α de los perfiles.	68
4.10	Curvas promedio de la relación máxima de C_l/C_d de los perfiles.	69
4.11	Evaluación de alternativas de los criterios de selección.	72
4.12	Distribución de la cuerda (c).	73
4.13	Distribución del ángulo torsión (θ_T).	74
4.14	Distribución del ángulo de flujo (ϕ).	74
4.15	Coeficiente de inducción axial (a).	75
4.16	Coeficiente de inducción tangencial (a').	75
4.17	Variación de Reynolds (Re).	75
4.18	Variación del C_p del perfil S822.	76
4.19	Perfil S822 rotado para el modelo CAD.	76
4.20	Diseño del aspa (vista 2D).	77
4.21	Modelo CAD del aspa para un sistema con pérdida aerodinámica.	77
4.22	Aspa diseñada en el software QBlade.	78
4.23	Rotor diseñado en Qblade.	78
4.24	Coeficiente de potencia (C_p).	79
4.25	Curva de potencia (P).	80
4.26	Coeficiente de potencia (C_p) y empuje (C_t).	80
4.27	Coeficiente de inducción axial (a).	81
4.28	Coeficiente de inducción tangencial (a').	81
4.29	Fuerza normal (F_n).	81
4.30	Fuerza tangencial (F_t).	82
4.31	Reynolds.	82
4.32	Potencia vs velocidad de viento.	83
4.33	Potencia vs Ω	83
4.34	Empuje vs velocidad de viento.	84
4.35	Empuje vs Ω	84
4.36	Torque vs velocidad de viento.	84
4.37	Torque vs Ω	85
4.38	Fuerzas actuantes sobre las aspas.	86
4.39	Diseño estructural simple del aspa.	87
4.40	Visualización del tipo de modo.	88
4.41	Sistema de coordenadas del rotor.	90
5.1	Comparación de la cuerda.	94
5.2	Comparación de la torsión.	94
5.3	Comparación del C_p	95
5.4	Potencia eléctrica del aerogenerador.	96
5.5	Coeficiente de potencia del aerogenerador.	96
5.6	Modelo CAD de la probeta del perfil S822.	98

5.7	División del perfil (extradós e intradós).	98
5.8	Vista 3D de las secciones del perfil.	99
5.9	Trayectoria de corte.	99
5.10	Simulación del maquinado.	99
5.11	Manufactura de la probeta del perfil S822.	100
5.12	Probeta del perfil S822 con envergadura de 300 <i>mm</i>	100
5.13	Túnel de viento modelo AF100.	101
5.14	Evaluación experimental en la cámara de pruebas.	101
5.15	Balanza aerodinámica.	101
5.16	Ventana principal del software VDAS.	102
5.17	Calibración de la balanza.	102
5.18	Pruebas experimentales (sin calibración).	105
5.19	Pruebas experimentales en el túnel de viento.	105
5.20	Comparación experimental vs XFOIL.	108
5.21	Comparación experimental y XFOIL.	110
A.1	Patrón mensual de las estaciones anemométricas.	117
A.2	Patrón diario de las estaciones anemométricas.	118
A.3	Rosa de los vientos de las estaciones.	119
B.1	Espacio de trabajo del software QBLade-módulo Airfoil Design.	120
B.2	Opción Foil- import Foil.	121
B.3	Selección del perfil aerodinámico.	121
B.4	Módulo de diseño de perfiles aerodinámicos.	121
B.5	Módulo XFOIL Direct Analysis.	122
B.6	Opción Analysis- Batch Analysis.	122
B.7	Submódulo Batch Foil Analysis.	122
B.8	Resultados del análisis aerodinámico del perfil.	123
B.9	Opción Polars-Export all Polars to XFOIL format.	123
B.10	Resultados del análisis aerodinámico del perfil.	123
C.1	Ficha técnica del generador imán permanente (PMG).	124

Índice de tablas

2.1	Valores de β y Z_o para distintos terrenos.	16
2.2	Parámetros básicos para las clases de aerogeneradores.	41
2.3	Casos de carga de diseño para el MCS.	43
2.4	Coeficientes de fuerza, C_f	46
3.1	Datos de entrada para el dimensionado del aspa.	54
4.1	Ubicación geográfica de las estaciones anemométricas.	59
4.2	Parámetros estadísticos de la velocidad del viento.	60
4.3	Factores de Forma (k) y Escala (c).	62
4.4	Categoría de la turbulencia definida por la IEC 61400.	64
4.5	Resultados de la intensidad de turbulencia.	65
4.6	Datos técnicos del generador de imán permanente (PMG).	66
4.7	Resultados de los coeficientes aerodinámicos de los perfiles seleccionados.	69
4.8	Resultados de los criterios de selección de los perfiles.	69
4.9	Porcentaje del espesor y curvatura de los perfiles seleccionados.	70
4.10	Puntuación al comportamiento lineal de C_l	70
4.11	Resultados de la geometría simplificada.	70
4.12	Resultados de la evaluación.	71
4.13	Datos de entrada para el dimensionado del aspa.	71
4.14	Resultados del proceso iterativo BEM para el dimensionado del aspa.	73
4.15	Resultados de las fuerzas aerodinámicas del aspa.	73
4.16	Parámetros para el modelo del aspa.	77
4.17	Materiales de la capa del aspa.	87
4.18	Resultados del análisis modal.	89
4.19	Datos para el modelo de carga simplificado.	90
4.20	Cargas del modelo de cargas simplificados.	91
5.1	Datos de comparación de resultados.	93
5.2	Error de comparación en relación a la simulación como caso de estudio.	95
5.3	Error de comparación en relación a la simulación.	97
5.4	Producción anual de energía.	97
5.5	Número de Reynolds por cada velocidad del túnel.	106
5.6	Porcentaje de caída de sustentación.	111

Lista de símbolos y acrónimos

Lista de símbolos

Símbolo	Descripción	Unidad
A	Área de sección transversal	m
a	Factor de inducción axial	[-]
a'	Factor de inducción tangencial	[-]
B	Número de aspas	[-]
C_P	Coefficiente de potencia	[-]
C_T	Coefficiente de empuje	[-]
c	Cuerda	m
dQ	Torque	Nm
dr	Sección radial	m
F_{zB}	Fuerza sobre la base del aspa, en dirección radial	N
g	Aceleración debida a la gravedad	m/s^2
k	Factor de forma Weibull	[-]
M_{xB}, M_{yB}	Momentos de flexión de la base del aspa	Nm
m_B	Masa del aspa	kg
\dot{m}	Flujo másico	m^3/s
n	Vector unitario normal a la superficie en dirección hacia el exterior del volumen de control	[-]
P	Potencia	W
$Q_{diseño}$	Par de torsión de diseño del rotor	Nm
R_{cog}	Distancia radial entre el centro de gravedad de un aspa y el centro del rotor	m
r	Radio	m
r_i	Posición radial	m
T	Fuerza de Empuje	N
U_1	Velocidad del viento aguas arriba	m/s
U_2	Velocidad del viento a la entrada del rotor	m/s
U_3	Velocidad del viento a la salida del rotor	m/s
U_4	Velocidad del viento aguas abajo	m/s
U_θ	Cambio de velocidad tangencial	m/s
u	Vector de velocidad	[-]
V_m	Velocidad media del viento	m/s
V_{rel}	Velocidad relativa	m/s

Símbolo	Descripción	Unidad
α	Ángulo de ataque	<i>rad</i>
θ	Ángulo de pitch o paso	<i>rad</i>
θ_T	Ángulo de torsión	<i>rad</i>
λ	Relación de velocidad de la punta del aspa	[-]
μ	Viscosidad	<i>kg/ms.</i>
μ_v	Velocidad media del viento	<i>m/s</i>
ν	Viscosidad cinemática	<i>m²/s</i>
ρ	Densidad del aire	<i>kg/m³</i>
σ	Solidez	[-]
ϕ	Ángulo de flujo	<i>rad</i>
Γ	Función Gamma	[-]
ΔP	Diferencial de presión	<i>N/m²</i>
Ω	Velocidad angular	<i>rad/s</i>

Lista de acrónimos

AEP	Producción Anual de Energía.
BEM	Método del Elemento del aspa.
CAD	Diseño Asistido por Computadora.
CERTE	Centro Regional de Tecnología Eólica.
CFD	Dinámica de Fluidos Computacional.
FEM	Método de Elemento Finito.
HTML	Lenguaje de Marcado para Hipertextos.
INEEL	Instituto Nacional de Electricidad y Energías Limpias.
MCS	Modelo de Carga Simplificado.
MCEE	Maestría en Ciencias en Energía Eólica.
NACA	Comité Asesor Nacional para la Aeronáutica.
NREL	Laboratorio Nacional de Energías Renovables.
VC	Volumen de Control.
VDAS	Sistema Versátil de Adquisición de Datos.

Introducción

1.1 Introducción

Las energías renovables son definidas como “cualquier forma de energía de fuentes solares, geofísicas o biológicas que se reponen mediante procesos naturales a una velocidad que iguala o excede su tasa de uso”. Esto incluye la energía eólica, solar, hidroeléctrica, olas y de las mareas, así como el calor geotérmico y la bioenergía [1]. La energía eólica es la fuente de energía más destacada entre las energías renovables, por la disminución de los precios de su tecnología y ser competitiva con la generación de los combustibles fósiles. A pesar de ello, solo algunos países han comenzado su explotación en ese sector, por ejemplo países como China, Estados Unidos, Alemania, España, Reino Unido, India, Brasil, Francia, por mencionar algunos [2, 3].

A lo largo de la historia de la energía eólica, han sido muchos los aerogeneradores que se han diseñado para aprovechar la energía del viento. La tecnología de aerogeneradores para producción de energía eléctrica ha evolucionado hacia máquinas de tres aspas orientadas a barlovento. Esta característica se puede considerar común en los aerogeneradores actuales, no obstante, existen diferencias significativas en aspectos relativos al tipo de generador eléctrico y los sistemas de control del aerogenerador [4].

Aunque, los aerogeneradores han evolucionado fuertemente, aun no se ha logrado obtener el sistema ideal, debido a la variabilidad de su fuente motriz. A pesar de ello, se han desarrollado diferentes estrategias de control de la potencia que tienen como objetivo aprovechar al máximo el potencial energético del viento para producir energía eléctrica [5]. Los principios de control aerodinámicos sirven para regular la potencia del rotor. La mayoría de los sistemas de baja potencia utilizan un sistema con pérdida aerodinámica. Esta rápida acción de control de potencia del rotor evita sobrecargar mecánica y eléctricamente el sistema de energía del aerogenerador.

En México, la mayoría de los desarrollos de aerogeneradores se han encaminado a la fabricación de prototipos de baja potencia, sin embargo, no se cuentan registros de unidades

vendidas. Bajo este contexto, existe la necesidad de desarrollar tecnología propia que permita tanto la independencia tecnológica del extranjero, así como el aumento de la competitividad a nivel mundial de la industria eólica nacional en el área del diseño y la fabricación de aerogeneradores de baja y mediana potencia [6]. La instalación de aerogeneradores de baja potencia es una alternativa para la generación de la energía eléctrica y de este modo aprovechar el recurso eólico de la región Istmo de Tehuantepec.

El conocimiento del comportamiento del viento es esencial para comprender y evaluar el rendimiento de los aerogeneradores. Hay que señalar que la velocidad y frecuencia del viento dependen de gran medida de la ubicación [7]. No obstante, en el corredor del Istmo de Tehuantepec donde se concentran los grandes proyectos eólicos, se cuenta con buen potencial eólico donde la velocidad media se encuentra por encima de los 10 m/s [8,9], muy superior a los vientos presentes en algunos países de Europa [10–12] y Estados Unidos [13].

El estudio estadístico de la velocidad del viento de un sitio determinado es necesaria para la evaluación del recurso y de un posible diseño de un aerogenerador [7]. Estas investigaciones están en desarrollo, sin embargo, las políticas comerciales de los fabricantes no informan del diseño propuesto, así como los factores tecnológicos que influye a la eficiencia del aerogenerador [14].

Los aerogeneradores son aquellos que convierten la energía cinética del viento en energía mecánica y posteriormente en electricidad [15]. En su forma general, son sistemas complejos y están conformados por subsistemas aerodinámicos, mecánicos, eléctricos y electrónicos. Los componentes claves de los aerogeneradores de eje horizontal de baja potencia son el rotor, la estructura interna (ejes y tren de potencia), el generador, la góndola, el sistema de orientación, la torre y los sistemas eléctricos. En la Fig. 1.1 se puede observar la ubicación de cada uno de estos componentes de un aerogenerador [16].

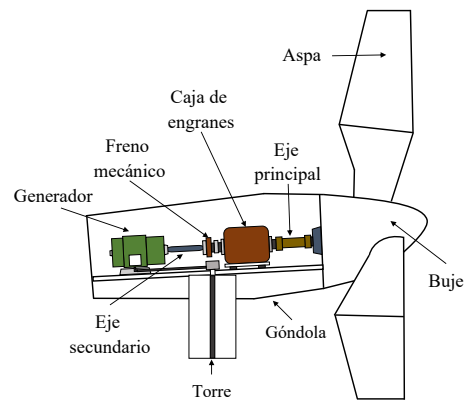


Figura 1.1. Componentes principales de un aerogenerador.

Se entiende por rotor al conjunto de componentes del aerogenerador que giran fuera de la góndola, estos componentes son las aspas y el buje. Desde un punto de vista de diseño y fabricación, cada uno de estos componentes se puede considerar como elementos independientes, sin embargo, cuando se estudia su funcionamiento, es muy adecuado incluirlo, como un solo elemento [4].

A continuación se presentan los antecedentes de los trabajos realizados. Se describe el panorama eólico de la región del Istmo Tehuantepec. Posteriormente, se introduce algunos estudios de los perfiles utilizados en los aerogeneradores de baja potencia. Finalmente, se describen los criterios de diseño para obtener una geometría del aspa adaptada a las condiciones de viento. Este procedimiento buscará respuesta al objetivo planteado y resolver los problemas propuestos para demostrar la importancia de la respuesta aerodinámica del rotor.

1.2 Antecedentes

Panorama eólico

Para definir si la instalación de un aerogenerador será factible, se realiza una evaluación del recurso eólico del sitio mediante mediciones de estaciones anemométricas y así identificar las características del viento como su velocidad media, densidad de potencia, potencial eólico, etc. En la Universidad del Istmo, en específico la Maestría en Ciencias en Energía Eólica (MCEE), han evaluado zonas del Istmo de Tehuantepec y han llegado a la conclusión que presentan alta intensidad de turbulencia y rachas de viento, pero con vientos predominantes mayormente en una sola dirección. De acuerdo al estudio realizado por **Elliot et al.** [17], identifican las características del viento y el recurso eólico en el estado de Oaxaca presentando su clasificación según el Laboratorio Nacional de Energía Renovable (NREL). Las áreas específicas tales como La Mata, La Venta y Santa María del Mar (Fig. 1.2), cuenta con un excelente potencial eólico con vientos libres mayores de 10 m/s a una altura de 50 m .

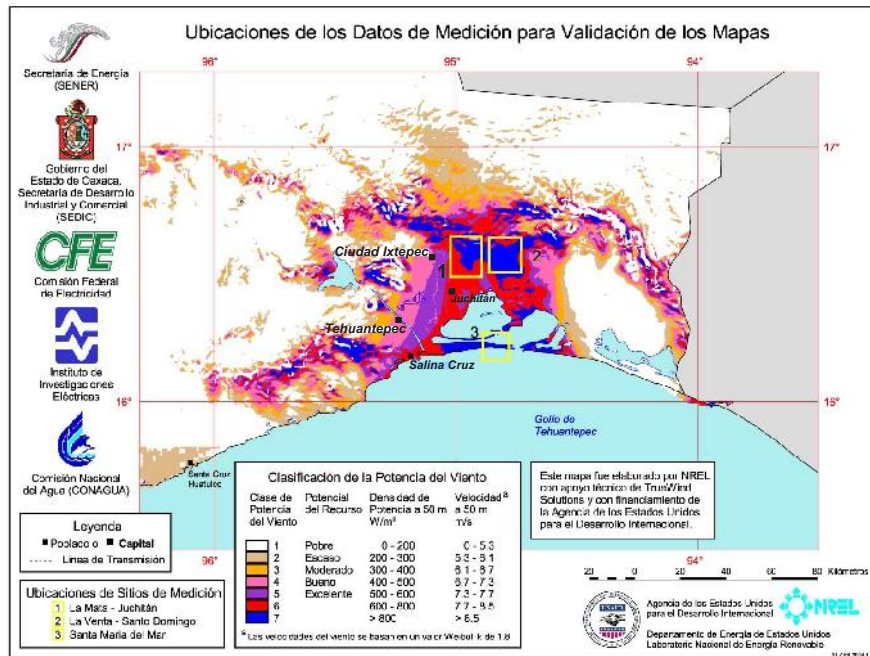


Figura 1.2. Mapa del recurso eólico de la región del Istmo de Tehuantepec.

Fuente: [17]

Las áreas de estudios antes mencionadas, según **Tovar y Urquiza** [18] demostraron que el comportamiento del viento en el corredor eólico del Istmo de Tehuantepec presenta una velocidad media de 9 m/s a una altura de 30 m .

La norma *IEC-61400-2* [19] presenta los requerimientos de diseño para aerogeneradores de baja potencia. Esta norma aplica para aerogeneradores con un área de barrido del rotor inferior a 200 m^2 (8 metros de radio), donde especifica los requisitos de diseño para la confiabilidad del aerogenerador.

A continuación se presenta el estudio del estado del arte sobre perfiles aerodinámicos y diseño del aspa en pequeños aerogeneradores.

Perfiles aerodinámicos

Un componente básico de un aerogenerador es el rotor, y tiene como propósito captar la energía cinética del viento. Sin embargo, se deben considerar ciertas características y especificaciones para obtener una geometría del aspa. Un elemento importante en el diseño es el tipo de perfil aerodinámico y tiene como propósito generar una fuerza motriz a través de la fuerza de sustentación.

Generalmente, los fabricantes no proporcionan detalles del diseño; por ejemplo, los tipos de perfiles aerodinámicos utilizados en las aspas. Algunos centros de investigación examinan el comportamiento de los perfiles de los aerogeneradores de baja potencia para adecuarlos a sus necesidades. **Carantoña** [20] presenta un resumen de diferentes tipos de perfiles usados en la actualidad para diseños de aerogeneradores de baja potencia, analizando en específico cinco perfiles aerodinámicos. Demostrando que las pruebas en un túnel de viento representan de manera factible la estimación de los coeficientes aerodinámicos. Para las evaluaciones numéricas se ha utilizado algunos programas para la evaluación del perfil; por ejemplo, **Manuel F. Mejía De Alba et al.** [21] utilizó el software JAVAFOIL, **Somers y Maughmer** [22] emplearon el código Eppler Airfoil y XFOIL mostrando resultados confiables de los coeficientes aerodinámicos. Por último, compararon las predicciones teóricas con las mediciones experimentales en el túnel de viento.

Para definir un perfil aerodinámico, se debe contar con ciertas especificaciones. **Martínez** [23] presentó una propuesta para la selección de perfiles tomando ciertos criterios y consideraciones. Pre-seleccionó 4 perfiles utilizados en aerogeneradores de pequeña potencia. Hay que señalar que lo ideal sería realizar el modelo físico del perfil aerodinámico y evaluarlo en un túnel de viento; por ejemplo, **Manuel F. Mejía De Alba et al.** [21] realizó el modelo del perfil NACA 0018 y a partir de números ensayos en el túnel de viento, donde los resultados encontrados fueron: los coeficientes de sustentación y arrastre del perfil.

Criterios de diseño para aspas de aerogeneradores

El diseño del aspa es de suma importancia para el rendimiento del rotor. Se debe considerar el estudio de la aerodinámica para el máximo aprovechamiento de la energía del viento. A continuación se describen algunas referencias en el diseño de aspas para aerogeneradores; donde se presentan las características y criterios requeridos para el diseño.

Fernández [24] presentó un diseño aerodinámico de un aerogenerador de eje horizontal, usando la teoría del momento del elemento del aspa, por sus siglas en inglés BEM (Blade Element Momentum). Con base a condiciones ideales optimizó el diseño del aspa, estas condiciones establecieron la geometría del aspa. Los datos utilizados para el diseño son: radio del rotor, velocidad de viento a la altura de buje, velocidad de rotación del rotor, número de aspas del aerogenerador y tipo de perfil aerodinámico. Para el caso del diseño, presentó un sistema de control pasivo con pérdida aerodinámica. El tipo de perfil que utilizó es el perfil NACA 4412, aconsejando un buen perfil desde el punto de vista aerodinámico y constructivo.

En aspectos generales, el diseño de aspas es un sistema que involucra varias etapas, por ejemplo, **Lorenzo et al.** [25] detallan el diseño de un aerogenerador de pequeña potencia para la obtención de la máxima eficiencia, partiendo de la selección de perfiles para la optimización del comportamiento aerodinámico y estructural. Además, presentan de manera esquematizada los pasos para el diseño de un aerogenerador con la aplicación de la teoría BEM. Para mejorar el proceso de fabricación y conseguir bajo costo, **Mojtaba et al.** [26] presentaron un diseño aerodinámico de un aerogenerador mediante la teoría BEM. Ellos aportan un método de linealización de la cuerda con el propósito de facilitar la manufactura. Asimismo, examinaron 5 perfiles aerodinámicos no lineales, determinando sus características aerodinámicas con el software XFOIL.

Para la validación del modelo del aspa, se ha realizado ensayos en túnel de viento, por ejemplo, **Schupbach et al.** [27] describieron el diseño, construcción y validación en un túnel de viento de un aerogenerador a pequeña escala, trabajando a diferentes regímenes de viento. Ellos implementaron un algoritmo de cálculo basado en la teoría BEM.

El problema común de los ensayos en túnel de viento son las reducciones en el tamaño del modelo y no contar con herramientas necesarias para analizar su respuesta. No obstante, otra alternativa es mediante la Dinámica de Fluidos Computacional (CFD por sus siglas en inglés). Algunos autores como **Meng-Hsien et al.** [28] y **Bai et al.** [29] realizaron un estudio de diseño de un aerogenerador de eje horizontal apoyado con la teoría BEM, simulando con el software comercial FLUENT, basado en el método de volumen finito. Ellos analizaron los campos de flujo, las líneas de corriente y la distribución de presión alrededor del aspa, para predecir el rendimiento del aspa. Ellos concluyeron que existe una buena comparación de torque y empuje entre BEM y la simulación numérica. **Thumthae** [30] validó su diseño presentando el mallado computacional y prototipo 3D-CAD, concluyendo que los resultados CFD coinciden con el cálculo BEM. **Lanzafame et al** [31] desarrolló un código basado en el método BEM, obteniendo como resultados la curva de potencia del rotor y la producción

anual de energía. Además, comparó los resultados experimentales en el túnel de viento y los cálculos CFD 3D, concluyendo que los resultados son confiables utilizando la teoría BEM .

1.3 Planteamiento del problema

La región del Istmo de Tehuantepec se caracteriza por tener un excelente potencial eólico, donde se han desarrollado proyectos de parques eólicos, sin embargo, debido al carácter variable del viento, los aerogeneradores de grande potencia han presentado fallas técnicas [18]. La instalación de un aerogenerador de baja potencia puede presentar fallas similares. Con base a la experiencia del Centro Regional de Tecnología Eólica (CERTE) del Instituto Nacional de Electricidad y Energías Limpias (INEEL), el problema presentado en la evaluación de pequeños aerogeneradores es la rotura de aspas.

En el diseño de aspas existen algunos factores diferentes a un aspa de grande potencia. Por ejemplo, los de baja potencia experimentan un flujo de número de Reynolds mucho más bajo que los grandes, por lo que los perfiles aerodinámicos pueden funcionar distinto [32]. De igual forma, los vientos característicos de la región, como la alta intensidad de turbulencia y ráfagas de viento pueden provocar daños estructurales y variaciones en la caída de sustentación; ocasionando vibraciones y el embalamiento del rotor [33].

1.4 Justificación

Actualmente, el mercado de los aerogeneradores de baja potencia es un mercado promeedor para el aprovechamiento de la energía eólica. La mayoría de los aerogeneradores de baja potencia tienen un sistema de control pasivo, y no un sistema activo. El principal inconveniente del sistema activo es el costo y de mayor complejidad. Por ello, mediante un sistema pasivo con pérdida aerodinámica se busca reducir costos y evitar sobrecargar mecánicamente y eléctricamente de energía al sistema.

Las curvas características (sustentación, arrastre) de un perfil aerodinámico condiciona la potencia del aerogenerador. Por lo tanto, es fundamental requerir de un perfil óptimo en el diseño del aspa [34]. Los perfiles, fueron diseñados para que en el momento que el viento alcanza una velocidad muy alta, produzca una separación de flujo generando turbulencias en la parte de extradós del perfil, así, eviten esfuerzos excesivos en el aspa.

Sin embargo, debido a la variación del coeficiente de sustentación al entrar en el régimen del desprendimiento del flujo, se deben considerar dos criterios de seguridad: primero, que la caída de sustentación no sea de manera brusca para evitar las fuertes vibraciones. Segunda, que la caída de sustentación no sea de manera suave para evitar el embalamiento del rotor, ocasionado por las ráfagas de viento. Las condiciones de la caída de sustentación, la estabilidad de cargas, así como el tipo de material, y procesos de manufactura tendrá una proyección

muy importante en el rendimiento, seguridad y el costo del aspa. El diseño del aspa con un sistema pasivo tiene como compromiso optimizar la eficiencia aerodinámica y estructural.

Para fines de investigación en el comportamiento del aspa, es necesario el estudio de perfiles para obtener un diseño de un aspa aerodinámico y estructural para los vientos característicos de la región del Istmo de Tehuantepec.

1.5 Objetivos

1.5.1 Objetivo general

Estudiar el comportamiento de los perfiles aerodinámicos con base a la eficiencia aerodinámica y reducción de cargas, considerando un sistema de control de potencia con pérdida aerodinámica (stall pasivo) en un modelo de un aspa de un aerogenerador de baja potencia para los vientos característicos de la región del Istmo de Tehuantepec.

1.5.2 Objetivos específicos

- Analizar el recurso eólico de zonas con los regímenes de viento del Istmo de Tehuantepec.
- Seleccionar y evaluar perfiles aerodinámicos.
- Realizar la probeta del perfil seleccionado.
- Evaluar el perfil aerodinámico en un túnel de viento.
- Estudiar la teoría aerodinámica utilizada en el diseño de aspas.
- Desarrollar el modelo aerodinámico del aspa.
- Estudiar las cargas estructurales en aspas.
- Simular el comportamiento del aspa.
- Analizar los resultados del aspa.

1.6 Alcances y limitaciones

1.6.1 Alcances

Se desarrollará un modelo de un aspa de un aerogenerador de baja potencia para el máximo aprovechamiento de la producción de energía, partiendo de datos de las condiciones eólicas del Istmo de Tehuantepec.

El modelo funcionará mediante un sistema de control pasivo con pérdida aerodinámica, presentando una metodología de diseño de aspa y de selección de perfiles en pequeños aerogeneradores. En cuanto al diseño del aspa, se seleccionará el perfil óptimo con base a la eficiencia aerodinámica y la reducción de cargas. Finalmente, se manufacturará la probeta del perfil aerodinámico y se evaluará de forma experimental y numérica.

1.6.2 Limitaciones

- La universidad del Istmo dispone de algunas bases de datos de estaciones de la región del Istmo de Tehuantepec. Sin embargo, para un estudio más detallado se requiere de más estaciones anemométricas de la región.
- No se dispone de software comerciales con licencia especializados en CFD. Sin embargo, se seleccionó el software QBlade que se caracteriza por su plataforma abierta y su análisis aerodinámico del aspa.

1.7 Estructura de la tesis

En la presente tesis se presenta una investigación para el desarrollo de un modelo de aspa de un aerogenerador de baja potencia, que permita funcionar mediante un sistema pasivo con pérdida aerodinámica (stall pasivo). La estructura de la tesis está dividida por los siguientes capítulos:

- En el capítulo 1 es un apartado introductorio en el que se describe los antecedentes del tema, la justificación, el planteamiento del problema y los objetivos de este trabajo.
- En el capítulo 2 se introduce a las teorías utilizadas para el desarrollo del modelo. Se ha estructurado en cuatro partes: la primera describe la teoría del recurso eólico, la segunda se dedica a los perfiles aerodinámicos, en la tercera se introduce en la teoría del momento del elemento de aspa (BEM), y por último se aborda la descripción de los sistemas de control de potencia en los aerogeneradores.

- En el capítulo 3 se describe el proceso de modelación de aspas con pérdida aerodinámica. Se ha dedicado a describir la metodología propuesta en la selección de perfiles aerodinámicos y el dimensionado del aspa.
- En el capítulo 4 se presentan los resultados del dimensionado del aspa. Se ha estructurado en tres partes: la primera se presenta la evaluación del recurso eólico del Istmo de Tehuantepec. La segunda describe la aplicación de la metodología empleada para el dimensionado del aspa, donde se muestra el diseño y modelo del aspa. El capítulo finaliza con los resultados de la simulación aerodinámica y estructural.
- Capitulo 5 se describe el análisis de resultados del diseño del aspa y la curva de potencia. Finalmente, se describe el desarrollo y análisis de las pruebas experimentales.
- Por último, se presentan las conclusiones generales y recomendaciones para trabajos a futuros.

Marco Teórico

2.1 Recurso eólico

La energía eólica es uno de los recursos de energías renovables más utilizado en la actualidad para generar electricidad y, a su vez esta asociada con la energía cinética del viento, donde la circulación del viento se debe a diferencias de presiones y temperaturas [35].

Las causas y efectos en la formación de corrientes pueden parecer claros, sin embargo existen multitudes de factores que alteran dichos movimientos y que le confieren al viento su carácter imprevisible. Pese a la dificultad de predecir cambios en la intensidad de las corrientes de aire a largo plazo, la distribución de Weibull es un método estadístico que pretende estimar la probabilidad de que un determinado régimen de viento se de en un lugar concreto. El régimen de vientos nos indica la variación estacional del viento dentro de periodos de tiempo.

2.1.1 Análisis del viento

El viento no es estable y varía constantemente con el tiempo y el espacio. Por lo tanto, es necesario estudiar el viento estadísticamente, por ello, el análisis de los datos del viento es indispensable para la evaluación del recurso eólico.

2.1.1.1 Análisis de datos del viento

En la evaluación del potencial eólico de un sitio, los datos del viento deben analizarse e interpretarse adecuadamente. Se debe disponer de datos de viento de estaciones meteorológicas. Además, estos datos deben extrapolarse cuidadosamente para la representación del perfil vertical del viento.

Los datos de viento registrados en un año son suficientes para las representaciones del perfil del viento. Estos datos pueden ilustrarse de forma diaria, mensual o anual [36].

Variaciones en el tiempo

Las variaciones en la velocidad del viento en el tiempo se pueden dividir en las siguientes categorías: interanual, estacional, anual, mensual y diario.

Interanual

Las variaciones interanuales en la velocidad del viento ocurren en escalas de tiempo superiores a un año. Pueden tener un gran efecto en la producción de los aerogeneradores a largo plazo. La capacidad de estimar la variabilidad interanual en un sitio dado es casi tan importante como estimar el viento medio a largo plazo.

De acuerdo a Manwell *et al.* [37] menciona que un año de datos de registro, es suficiente para predecir velocidades medias estacionales a largo plazo, con una precisión del 10 % con un nivel de confianza del 90 %. Los investigadores están buscando modelos de predicción fiables para la velocidad media del viento a largo plazo. Sin embargo, las complejidades de las interacciones de los factores meteorológicos y topográficos causan la dificultad.

Anual

Las variaciones significativas en la velocidad del viento media mensual son comunes en la mayor parte del mundo, donde se presenta los cambios estacionales en la velocidad del viento anual. También, es interesante observar el comportamiento típico de la variación mensual, el cual está definido por un solo año de datos.

Diaria (Hora del día)

Este tipo de variación de la velocidad del viento se debe al calentamiento de la superficie de la tierra durante el ciclo de radiación diario. Una variación típica diaria es un aumento en la velocidad del viento durante el día con velocidades del viento más bajas durante las horas de la noche hasta las horas del amanecer.

Las variaciones diarias en la radiación solar son responsables de las variaciones del patrón diario del viento en latitudes templadas sobre áreas de tierra relativamente planas. Los cambios más grandes en el patrón diario generalmente ocurren en primavera y verano, y los más pequeños en invierno. Además, la variación diaria en la velocidad del viento puede variar según la ubicación geográfica y la altitud sobre el nivel del mar [37].

2.1.1.2 Velocidad media del viento

Las muestras de los datos de la velocidad del viento deben recopilarse para describir estadísticamente el viento y uno de los parámetros importantes sobre el espectro del viento es la velocidad media del viento (V_m) y se representa de la siguiente manera:

$$V_m = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n V_i, \quad (2.1)$$

donde V_i es la velocidad del viento y n es el número de datos de la velocidad de viento. Generalmente, estos datos se promedia durante un cierto periodo (10 *min* o 1 *hora*). La desviación estándar mide la dispersión o variabilidad de la muestra. Una baja desviación estándar indica que los puntos de datos tienden a estar muy cerca de la media; una desviación estándar alta indica que los puntos de datos se extienden en un amplio rango de valores. La desviación estándar se representa por la siguiente expresión [38]:

$$\sigma_v = \sqrt{\frac{1}{n-1} \sum_{i=1}^n (V_i - V_m)^2}. \quad (2.2)$$

2.1.1.3 Turbulencia

Se entiende por flujo turbulento, las fluctuaciones rápidas y caóticas de las magnitudes de un fluido en movimiento. A lo largo del día se pueden registrar multitudes de velocidades distintas en relación a la velocidad media.

La velocidad y la dirección del viento cambian cuando pasa a través de superficies rugosas y obstáculos como edificios, árboles y rocas. La extensión de esta turbulencia aguas arriba y aguas abajo de un obstáculo se muestra en la Fig. 2.1. La presencia de turbulencias en el flujo no solo reduce la potencia disponible, sino que también impone cargas en el aerogenerador. Por lo tanto, este flujo desordenado afecta altamente al trabajo de un aerogenerador provocando cargas y componentes vibratorias. Por otro lado, las ráfagas de viento actuarán sobre el aerogenerador acelerando el giro bruscamente y variando la energía del generador eléctrico. Por ello, para describir el flujo turbulento, se recurre a medios estadísticos y de alguna forma predecir el efecto en el rotor [39].

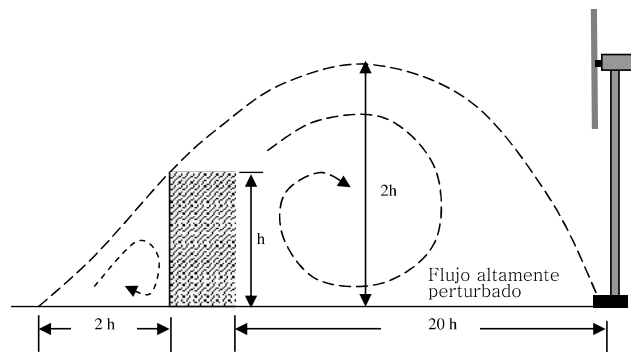


Figura 2.1. Creación de la turbulencia debido a los obstáculos.

Fuente: [36]

Intensidad de turbulencia

La medida básica de la turbulencia de un flujo de aire es la intensidad de la turbulencia y se define por la relación entre la desviación estándar de la velocidad del viento y la velocidad media del viento. Los movimientos turbulentos son esencialmente impredecibles, algunas propiedades de la turbulencia se pueden analizar en un sentido estadístico. En la industria de la energía eólica, la intensidad de la turbulencia (I), se usa como una medida para cuantificar el viento en 10 *min* y se representa por la siguiente expresión [36]:

$$I = \frac{\sigma_v}{V_m}. \quad (2.3)$$

La Ec. (2.3) indica que para cierta velocidad media del viento, la fluctuación rápida del viento o extensiones amplias de los datos de la velocidad de viento dará una alta intensidad. Por el contrario, los vientos constantes representan un valor menor de intensidad de turbulencia. La turbulencia es perjudicial desde el punto de vista estructural porque los componentes del aerogenerador se ven afectados por las cargas que se ejercen.

La norma *IEC 61400-2* [19] describe las condiciones de viento para los casos de cargas de diseño. Además, utiliza la intensidad de la turbulencia a una velocidad media del viento de 15 *m/s*, como referencia para la clasificación de los aerogeneradores, y se representa como un valor adimensional de intensidad de turbulencia (I_{15}).

2.1.2 Modelo estadístico para el análisis de datos

El modelo estadístico del viento es de suma importancia para conocer el número de horas por mes o por año durante las cuales ocurre una determinada velocidad del viento, es decir, la distribución de frecuencias de la velocidad del viento. La distribución de Weibull se puede usar para describir la variación del viento.

2.1.2.1 Función de distribución de probabilidad del viento

La distribución de probabilidad de la velocidad del viento caracteriza al viento en un lugar dado de dos maneras. Primero, la distribución de frecuencia determina con qué frecuencia se observa una cierta velocidad del viento en ese lugar y segundo, identifica el rango de velocidades del viento observado en dicho lugar.

Este análisis de frecuencia se obtiene ordenando las observaciones de velocidad del viento en intervalos (bins), regularmente en rangos de 1 *m/s*, además, calculando el porcentaje de cada intervalo. Para determinar estas distribuciones de frecuencias se divide el dominio de la velocidad del viento en un número de intervalos. Posteriormente, se procede a calcular el porcentaje de veces en que la velocidad del viento incide en cada intervalo. La representación de dichas frecuencias relativas constituye el histograma de frecuencias [40].

2.1.2.2 Función de distribución de Weibull

La distribución de la frecuencia de la velocidad del viento en muchas áreas puede ser aproximada muy de cerca por la función de distribución de Weibull y se define como:

$$f(v) = \frac{k}{c} \left(\frac{v}{c}\right)^{k-1} \exp\left(-\frac{v}{c}\right)^k. \quad (2.4)$$

La distribución Weibull $f(v)$ proporciona una representación gráfica de la variación en la velocidad media del viento por hora durante un año. Se caracteriza por dos parámetros, un “parámetro de escala” c y un “parámetro de forma” k . Para la distribución de Weibull, es posible determinar la velocidad promedio de la siguiente manera [37]:

$$V_m = c\Gamma\left(\frac{1}{k} + 1\right), \quad (2.5)$$

donde Γ es la función gama de Euler.

Para determinar c y k en términos de V_m y σ_U , existe una serie de aproximaciones que se pueden utilizar; por ejemplo:

1. *Analítico/Empírico (Justus, 1978)*

Para $1 \leq k \leq 10$, una aproximación para k es:

$$k = \left(\frac{\sigma_U}{V_m}\right)^{-1.086}. \quad (2.6)$$

De la Ec. (2.5), se puede usar para resolver el factor c :

$$c = \frac{V_m}{\Gamma(1 + 1/k)}. \quad (2.7)$$

2. *Empírico (Lysen, 1983)*

De la Ec. (2.6) se calcula k . Posteriormente, para c se aproxima de la siguiente manera:

$$\frac{c}{V_m} = \left(\frac{0.568 + 0.433}{k}\right)^{\frac{-1}{k}}. \quad (2.8)$$

2.1.2.3 Frecuencia de la dirección del viento

El viento está definido por dos parámetros esenciales que son su dirección y su velocidad. La frecuencia de la dirección de viento representa la distribución direccional del viento y se ilustra mediante el gráfico “rosa de los vientos”. El gráfico esta dividido en sectores, regularmente entre 8 a 16 sectores, espaciados donde representan las diferentes direcciones.

2.1.3 Variación del viento con la altura

Uno de los fenómenos más significativos es el incremento de la velocidad media del viento con la altura tal como se muestra en la Fig. 2.2. Esto se debe a la fricción de la masa de aire que fluye sobre la superficie de la Tierra. En general, el perfil vertical de velocidades no es constante con la altura, debido al rozamiento con la superficie terrestre, la velocidad es menor cerca del suelo y tiende a aumentar según se asciende [40].

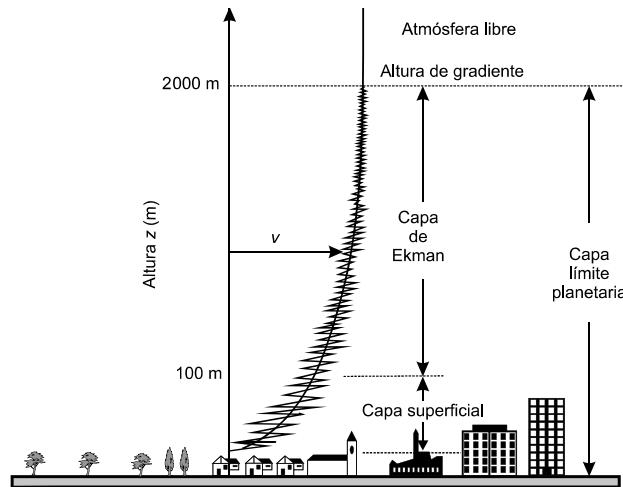


Figura 2.2. Capa límite atmosférica.

Fuente: [40]

El estudio de dicha variación es de gran importancia por las siguientes razones:

1. A mayor altura hay mayor velocidad de viento y por tanto la potencia disponible también es mayor. Por otra parte, cuando más alta sea la torre, mayor es el costo, siendo por tanto necesario optimizar el sistema. El incremento del viento con la altura es una de las razones por las que se tiende a fabricar aerogeneradores de mayor potencia y diámetro.
2. Cada aspa al girar se encuentra con un tipo de viento variable, por lo que se generan cargas alternativas que producen fatiga en los componentes mecánicos y fluctuaciones en la potencia eléctrica que deterioran la calidad de energía producida.

La ley logarítmica se ha usado comúnmente para cuantificar el perfil vertical de la velocidad del viento en regiones de terreno plano homogéneo y se define de la siguiente manera:

$$V = V_o \left[\frac{\ln \left(\frac{H_o}{Z_o} \right)}{\ln \left(\frac{H}{Z_o} \right)} \right], \quad (2.9)$$

donde V y V_o son las velocidades del viento a las alturas H y H_o , y Z_o es la rugosidad del terreno.

La ley de potencia es empírica y su validez está generalmente limitada a las más bajas elevaciones de la atmósfera. La ley de potencia supone que la velocidad del viento varía con la altura sobre el suelo de acuerdo con la siguiente ecuación [40, 41]:

$$V = V_o \left(\frac{H}{H_o} \right)^\beta, \quad (2.10)$$

donde β es un exponente que representa una forma de medida del rozamiento superficial encontrado por el viento. En la Tabla 2.1 se indican valores de β y Z_o en función de diversas rugosidades.

Tabla 2.1. Valores de β y Z_o para distintos terrenos.

Tipo de terreno	β	Z_o (m)
Liso (mar, arena, nieve)	0.10-0.13	0.001-0.02
Moderadamente rugoso (hierba, campos cereales, regiones rurales)	0.13-0.20	0.02-0.03
Rugoso (bosques, barrios)	0.20-0.27	0.3-0.2
Muy rugoso (ciudades, altos edificios)	0.27-0.40	2-10

Fuente: [40]

2.1.4 Energía eólica disponible

2.1.4.1 Potencia disponible

La energía cinética contenida en una masa de aire (m) con movimiento uniforme-unidireccional de velocidad (v), está dada por [42]:

$$E = \frac{1}{2}mv^2, \quad (2.11)$$

donde m es la masa en (kg) y v es la velocidad en (m/s). La masa (m) a partir el cual se extrae la energía, es la masa contenida en el volumen de aire que fluirá a través del rotor. Para un aerogenerador de eje horizontal (HAWT por sus siglas en inglés), el volumen de aire es cilíndrico tal como se muestra en la Fig. 2.3.

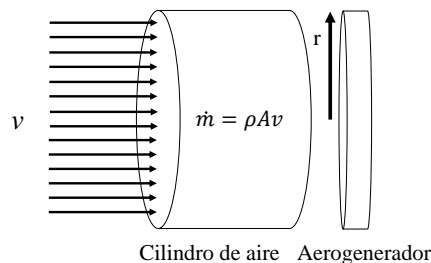


Figura 2.3. Cilindro de aire frente al rotor.

Si se considera la masa de aire en un cilindro de radio (r). Por lo tanto, es conveniente usar el flujo másico en la Ec. (2.11)

$$\dot{E} = \frac{1}{2}\dot{m}v^2, \quad (2.12)$$

$$\dot{m} = \rho Av, \quad (2.13)$$

donde:

ρ ; es la densidad del aire (kg/m^3).

A ; es el área de la sección transversal (m^2).

\dot{m} ; es la cantidad de materia contenida en el cilindro que fluye a cierta velocidad v .

\dot{E} ; es energía por segundo, que es igual a la potencia P .

La potencia del viento disponible (P_d) a través de una superficie de sección (A) perpendicular al flujo de viento (v) viene dada por el flujo de la energía cinética por unidad de tiempo

$$P_d(v) = \frac{1}{2}\dot{m}v^2 = \frac{1}{2}(\rho Av)v^2 = \frac{1}{2}\rho Av^3. \quad (2.14)$$

Cuando se considera la eficiencia, la potencia eléctrica del rotor está dado por:

$$P_e(v) = \frac{1}{2}\rho Av^3 C_p \eta, \quad (2.15)$$

donde C_p es el coeficiente de potencia, y solo una parte de la potencia disponible del viento puede ser captada por el rotor; y η es la eficiencia eléctrica.

2.1.4.2 Producción anual de energía

La producción anual de energía (AEP por sus siglas en inglés) es la producción anual del aerogenerador. La AEP (kWh) está dada por la función de distribución probabilidad del viento $f(v)$ y la curva de potencia del aerogenerador P_e y se evalúa como [43]:

$$AEP = 8,760 \cdot \int_{v_{entrada}}^{v_{salida}} P_e(v) \cdot f(v) \cdot dv, \quad (2.16)$$

8,760 indica el número de horas en un año (24 horas al día \times 365 días al año). Anteriormente se introdujo la distribución de probabilidad del viento, por lo tanto en este trabajo el cálculo de la AEP se basa en la distribución de Weibull.

El factor de capacidad (FC) es el porcentaje de tiempo que un aerogenerador tendría que haber estado funcionando a la potencia nominal P_n para producir la misma cantidad de energía en el período de tiempo considerado, y se expresa como [40]:

$$FC = \frac{AEP}{P_n \cdot 8760}. \quad (2.17)$$

2.2 Aerodinámica para aerogeneradores

La aerodinámica es la rama de la mecánica de fluidos que se ocupa del movimiento del aire u otro fluido gaseoso y las fuerzas que actúan sobre los cuerpos que se mueven a través de ellos. Las teorías aerodinámicas fueron desarrolladas para aviones y helicópteros, posteriormente fueron adoptadas para definir el rendimiento de los aerogeneradores. A continuación se presentan algunos principios aerodinámicos para aerogeneradores [36].

2.2.1 Perfiles aerodinámicos

Los perfiles aerodinámicos son estructuras con formas geométricas específicas que utilizan fuerzas mecánicas debido al movimiento relativo del perfil y el fluido circundantes. La sección transversal de las aspas del aerogenerador tiene la forma de un perfil, en la Fig. 2.4 se representa un esquema de un perfil aerodinámico.

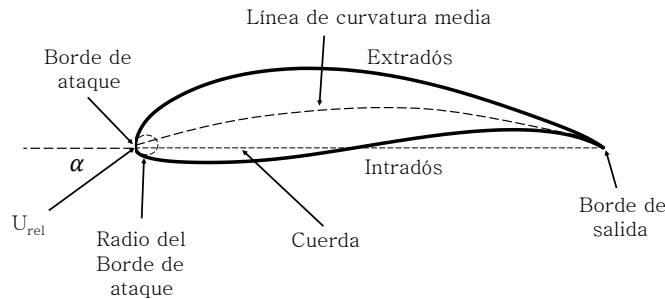


Figura 2.4. Partes de un perfil aerodinámico.

El tipo de perfil aerodinámico es uno de los parámetros de diseño más determinantes en el funcionamiento de los aerogeneradores. En la Fig. 2.4 se representa las partes de un perfil [44]:

Cuerda: Es la línea recta imaginaria trazada entre los bordes de ataque y de salida de cada perfil.

Línea de curvatura media: Es la línea media entre el extradós y el intradós.

Extradós: Parte superior del perfil (succión).

Intradós: Parte inferior del perfil (presión).

Borde de ataque: Borde de ataque del perfil.

Borde de salida: Borde de salida del perfil.

Espesor: Distancia entre el extradós y el intradós.

Radio del borde de ataque: Define la forma del borde de ataque y es el radio de un círculo tangente al extradós e intradós.

2.2.2 Fuerzas aerodinámicas

Para explicar la relación entre el campo de velocidades y el de presiones hay que recurrir al teorema de Bernoulli. El teorema establece, que para un fluido ideal, cuando una corriente se acelera, baja la presión, y por el contrario, cuando se frena aumenta la presión.

2.2.2.1 Distribución de presiones y velocidades en un perfil aerodinámico

El comportamiento de las líneas de corriente en un perfil aerodinámico con cierto ángulo de ataque es desviado por el borde de ataque del perfil, creándose un punto de estancamiento que divide las líneas de corriente en dos direcciones, una corriente se dirige por el intradós y por el extradós. Ambas son aceleradas sobre la superficie del perfil, sin embargo, las velocidades sobre el lado de succión son mayores que las velocidades sobre la presión. Esta diferencia entre ellas da origen a las fuerzas aerodinámicas. En la Fig. 2.5 (a) se ilustra la distribución de las corrientes de velocidades en el perfil aerodinámico.

El fluido rodea completamente el perfil aerodinámico, esto crea una diferencia de presiones en ambas superficies. A medida que el flujo de aire acelera alrededor del borde de ataque, la presión disminuye, lo que resulta un gradiente de presión negativo. Mientras que el flujo de aire se acerca al borde de salida, desacelera y la presión de la superficie aumenta, lo que da como resultado un gradiente de presión positivo. Al integrar todas las contribuciones de las fuerzas en cada elemento diferencial de área, se obtiene una resultante de fuerzas.

El resultado de la distribución de presiones es una fuerza resultante dirigida hacia la normal; la componente de esta fuerza perpendicular a la corriente de aire es la fuerza de sustentación. En la Fig. 2.5 (b) se muestra la distribuciones de presiones en el perfil aerodinámico [45].

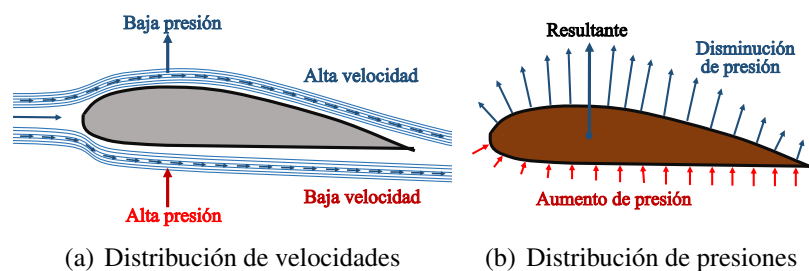


Figura 2.5. Fuerzas aerodinámicas.

2.2.2.2 Sustentación y arrastre

Para flujos bi-dimensionales, la resultante de la presión y las fuerzas de corte se pueden dividir en dos componentes: la dirección normal al flujo, que es la sustentación (F_L), y el otro en la dirección del flujo, que es la fuerza de arrastre (F_D), como se muestra en la Fig. 2.6 (a).

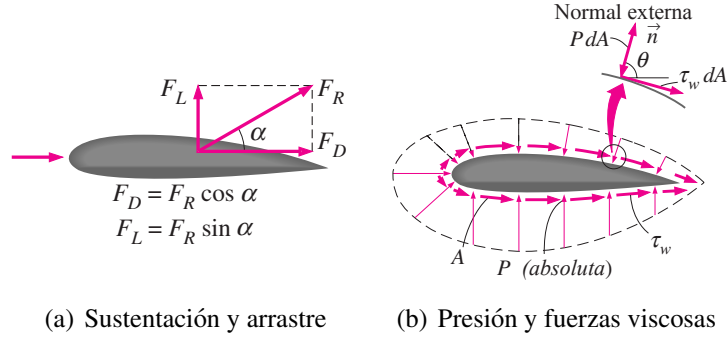


Figura 2.6. Fuerzas aerodinámicas que actúan sobre un perfil.

Fuente: [46]

Las fuerzas de presión y cortante que actúan sobre un diferencial de área (dA) en la superficie son PdA y $\tau_w dA$, respectivamente (Fig. 2.6 (b)). De esta manera, la fuerza de sustentación y arrastre de forma diferencial que actúa sobre (dA) en el flujo son:

$$dF_L = -PdA \sin \theta - \tau_w dA \cos \theta, \quad (2.18)$$

$$dF_D = -PdA \cos \theta + \tau_w dA \sin \theta, \quad (2.19)$$

donde θ es el ángulo que la normal externa genera en la dirección del flujo en un diferencial de área (dA). La sustentación y el arrastre total que actúan sobre el perfil se pueden determinar integrando las Ecs. (2.18) y (2.19) en toda la superficie

$$F_L = \int_A dF_L = \int_A (-P \sin \theta - \tau_w \cos \theta) dA, \quad (2.20)$$

$$F_D = \int_A dF_D = \int_A (-P \cos \theta + \tau_w \sin \theta) dA. \quad (2.21)$$

Estas son las ecuaciones utilizadas para predecir las fuerzas netas del perfil aerodinámico cuando el flujo se simula de forma numérica en una computadora. Sin embargo, para un análisis experimental, las ecuaciones (2.20) y (2.21) no son recomendables ya que las distribuciones de las fuerzas de presión y cortante son difíciles de obtener mediante las mediciones. Afortunadamente, se puede medir en un túnel de viento. Es conveniente trabajar con números adimensionales que representen las características de sustentación y arrastre. Estos son los coeficientes de sustentación (C_l) y arrastre (C_d), se definen como [46]:

$$C_l = \frac{2F_L}{\rho v^2 c}, \quad (2.22)$$

$$C_d = \frac{2F_D}{\rho v^2 c}, \quad (2.23)$$

donde ρ es la densidad del aire, v es la velocidad del flujo de aire y c es la longitud de la cuerda del perfil aerodinámico. La eficiencia aerodinámica (ε) es la relación entre el coeficiente de sustentación y arrastre

$$\varepsilon = \frac{C_l}{C_d}. \quad (2.24)$$

En general, se comprueba que estos coeficientes dependen de 3 parámetros adimensionales: ángulo de ataque (α), número de Reynolds (Re), y número de mach (M_a). El parámetro más importante para definir las características de las condiciones del fluido es el número de Reynolds. El número de Reynolds (Re) se determina como [37]:

$$Re = \frac{\text{Fuerzas inerciales}}{\text{Fuerzas viscosas}} = \frac{\rho v c}{\mu} = \frac{v c}{\nu}, \quad (2.25)$$

donde μ es la viscosidad del fluido, $\nu = \mu/\rho$ es la viscosidad cinemática, v es la velocidad y c una longitud de la cuerda. En resumen, el número de Reynolds depende de la velocidad del fluido y longitud (cuerda del perfil) y se define como el cociente entre las fuerzas inerciales, y las fuerzas viscosas. No obstante, dependerá del tipo de superficie del perfil, donde ocurre la transición de la capa límite laminar a turbulenta.

El número de Mach (M_a), representa la relación entre la velocidad de la corriente incidente v y la velocidad del sonido (v_{sonido}), y está relacionado con el grado de compresibilidad del fluido

$$M_a = \frac{v}{v_{sonido}}, \quad (2.26)$$

donde la velocidad del sonido en el aire (v_{sonido}) equivale aproximadamente 343 m/s.

2.2.2.3 Comportamiento del flujo en un perfil aerodinámico

Es conveniente conocer la variación del coeficiente de sustentación en relación al ángulo de ataque y se puede observar en la Fig. 2.7.

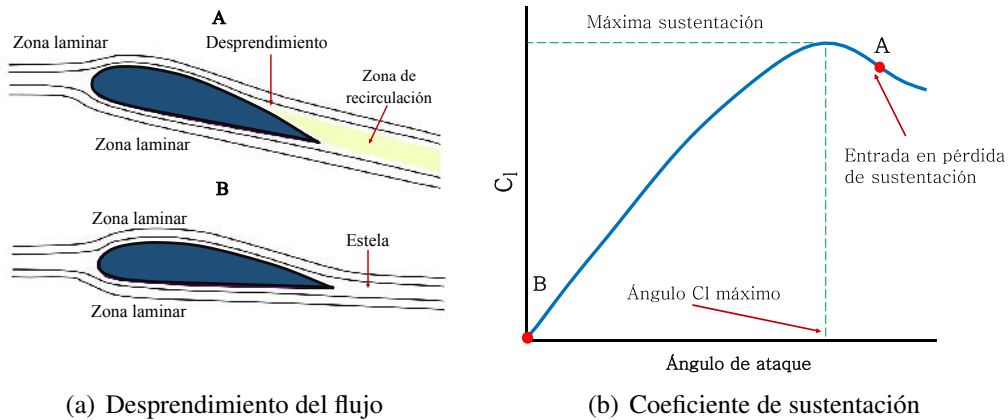


Figura 2.7. Comportamiento del perfil aerodinámico según el ángulo de ataque.

En el punto (B) se observa como el perfil aerodinámico se enfrenta a la corriente de flujo con ángulos de ataque menores que unos 15° (valor depende de la forma del perfil), la corriente de flujo rodea suavemente describiendo un flujo laminar ¹, donde la capa límite permanece adherida al perfil. Sin embargo, los efectos viscosos son dominantes y puede formar turbulencias. En esta condición el coeficiente C_l su comportamiento es lineal hasta alcanzar un ángulo de ataque crítico (α_c).

Para el punto (A) se observa como la sustentación es mayor cuando aumenta el ángulo de ataque (α). Sin embargo, a partir del ángulo crítico (α_c), el perfil pierde la capacidad de sustentar. Este fenómeno es conocido como entrada en pérdida de sustentación (stall), el cual está relacionado al desprendimiento de la capa límite, esta representación se muestra en la Fig. 2.7. Por otro lado, para perfiles simétricos cuando el ángulo de ataque es “0” la sustentación es nula, donde es suficiente con que el perfil tenga un poco de curvatura para que se genere sustentación [41, 47].

2.2.3 Teoría del Momento Unidimensional

El modelo simple, generalmente es atribuido a Betz (1926), puede utilizarse para determinar la potencia de un rotor, el empuje del viento sobre el rotor ideal y el efecto de la operación del rotor en el campo de viento local. Este modelo está basado en la teoría del momento lineal.

El análisis asume un Volumen de Control (VC), en el que los límites de volumen de control son la superficie de un tubo de corriente y dos secciones transversales del tubo de corriente como se ilustra en la Fig. 2.8 (a).

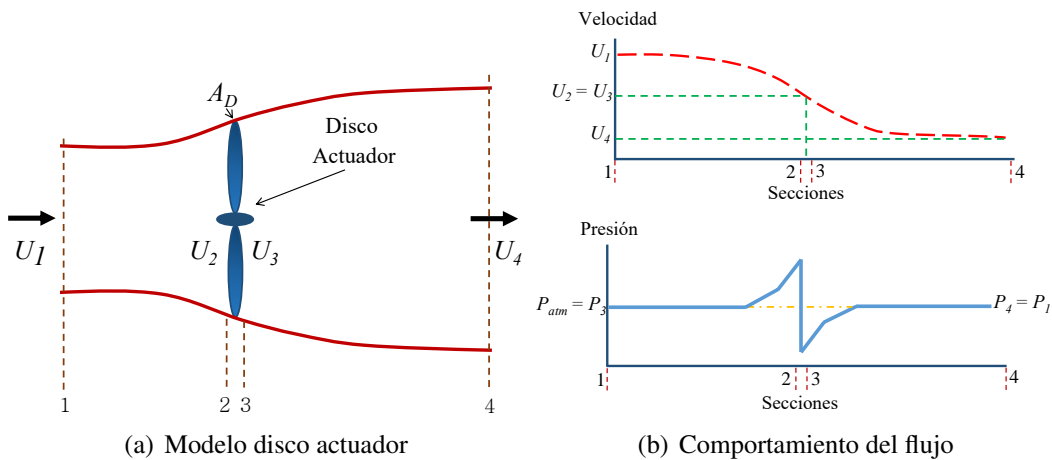


Figura 2.8. Modelo disco actuador de un aerogenerador.

La teoría del disco actuador, asume que el flujo de aire es equivalente en toda la sección transversal del área del tubo y, el rotor se considera como un disco ideal. Es decir, no produce fricción ni componente rotacional en la estela.

¹Se dice que un flujo es laminar cuando las líneas de corriente muestran un aspecto separado y ordenado.

En la Fig. 2.8 se presenta el proceso de extracción de energía y esta ocurre cuando el aire entrante choca con las aspas, la velocidad decrece y la presión aumenta justo antes del plano del rotor; inmediatamente después del plano del rotor, aparece una presión negativa (presión menor a la presión atmosférica). La diferencia de presión entre ambas superficies produce un torque y es capaz de vencer el torque del sistema para que el rotor empiece a girar. Con una adecuada velocidad de viento (generalmente mayor a 3-4 m/s), el rotor se acelera y el generador comienza a producir energía [48].

En esta teoría se hacen las siguientes suposiciones:

- Flujo homogéneo, estacionario, incompresible y no viscoso.
- No existe obstrucción de la corriente aguas arriba ni aguas abajo.
- Velocidad de flujo uniforme en el disco.
- El flujo que pasa por el disco está separado del resto, por las fronteras del VC.
- Un número infinito de aspas.
- El disco no produce rotación del flujo.
- El disco semitransparente causa una discontinuidad de presión.

Aplicando la conservación del momento lineal al volumen de control que encierra todo el sistema, se puede encontrar la fuerza neta. Esa fuerza es igual y opuesta al empuje, T , que es la fuerza del viento en el aerogenerador. A partir de la conservación del momento lineal para un flujo unidimensional, incompresible, invariable en el tiempo, el empuje es igual y opuesto a la velocidad de cambio de momento de la corriente de aire [37]

$$T = U_1(\rho AU)_1 - U_4(\rho AU)_4, \quad (2.27)$$

donde U es la velocidad del aire, y los subíndices indican cada sección transversal (Fig. 2.8). El flujo másico sigue siendo el mismo durante todo el flujo, así, la ecuación de continuidad se presenta como:

$$\dot{m} = \rho A_1 U_1 = \rho A_2 U_2 = \rho A_3 U_3 = \rho A_4 U_4. \quad (2.28)$$

Utilizando las suposición del rotor ideal es posible relacionar las velocidades, el empuje y la potencia P . El empuje T es la fuerza en la dirección del sentido de la corriente, se utiliza para reducir la velocidad del viento desde U_1 hasta U_4 , a partir de la caída de presión en el rotor

$$T = \Delta P A_D. \quad (2.29)$$

El empuje es positivo, por lo que la velocidad detrás del rotor, U_4 es menor que la velocidad del viento libre, U_1 . Por lo tanto, no se realiza ningún trabajo en ningún de los lados

del rotor. Así, la función Bernoulli se puede utilizar en los dos VC en cada lado del disco del actuador. En el tubo de flujo aguas arriba del disco:

$$P_1 + \frac{1}{2}\rho U_1^2 = P_2 + \frac{1}{2}\rho U_2^2. \quad (2.30)$$

En el tubo de flujo aguas abajo del disco:

$$P_3 + \frac{1}{2}\rho U_3^2 = P_4 + \frac{1}{2}\rho U_4^2. \quad (2.31)$$

Sumando las Ecs. (2.30) y (2.31), asumiendo que ($P_4=P_1$) y ($U_3=U_2$):

$$P_3 + \frac{1}{2}\rho U_1^2 = P_2 + \frac{1}{2}\rho U_4^2. \quad (2.32)$$

Ordenamos la Ec. (2.32) se obtiene la siguiente expresión:

$$\Delta P = P_2 - P_3 = \frac{1}{2}\rho(U_1^2 - U_4^2). \quad (2.33)$$

Combinando la Ec. (2.33) en la Ec. (2.29), se obtiene la fuerza de empuje (T):

$$T = \frac{1}{2}\rho A_D(U_1^2 - U_4^2). \quad (2.34)$$

2.2.3.1 Conservación de momento lineal

La ecuación del momento axial en forma integral se aplica en el volumen de control circular con una sección de área, como se muestra en la Ec. (2.35):

$$\frac{\partial}{\partial t} \int \int \int_{cv} \rho u(x, y, z) dx dy dz + \int \int_{cs} u(x, y, z) \rho V dA = F_{ext} + F_{press}, \quad (2.35)$$

dA es un vector que apunta hacia fuera en la dirección normal de una parte infinitesimal de la superficie de control con una longitud igual al área. F_{pres} es la componente axial de las fuerzas de presión que actúan sobre el VC. El primer término de la Ec. (2.35) es cero puesto que se supone que el flujo es estacionario y el último término es cero, ya que la presión tiene el mismo valor atmosférico en los planos finales y actúa sobre un área [49].

Aplicando la conservación de momento lineal al VC, se puede encontrar la fuerza total que actúa. Esta fuerza es igual y opuesta a la fuerza de empuje (T). La relación integral de la conservación del momento lineal en estado estable:

$$\int_{vc} \rho(u \cdot n) dA = \sum F, \quad (2.36)$$

donde $\int_{vc} dA$ es la integral de área de la superficie que delimita al volumen de control. En cuanto a la sumatoria de fuerzas, el flujo las percibe como efecto de las diferencias de pre-

siones [48]. Si se consideran velocidades promediadas radial y azimutal (promedio global) entonces la conservación del momento lineal se reduce a una expresión unidimensional:

$$\rho U_x A_x = \text{constante}, \quad (2.37)$$

donde U_X es la velocidad media en el área transversal A_X . Aplicando esta relación a las áreas principales de la región:

$$\rho U_1^2 A_1 - \rho U_4^2 A_4 = (P_2 - P_3) A_D. \quad (2.38)$$

Arreglando la Ec. (2.38) y utilizando la Ec. (2.29), se obtiene:

$$T = \dot{m}(U_1 - U_4). \quad (2.39)$$

Igualando las Ecs. (2.39) y (2.34), se puede obtener una relación para conocer la velocidad del viento (U_2). Así, también se debe considerar el flujo másico de la Ec. (2.28)

$$U_2 = \frac{U_1 + U_4}{2}. \quad (2.40)$$

Se puede observar que la Ec. (2.40) es el promedio de las velocidades aguas arriba U_1 y aguas abajo U_4 . Es habitual considerar que el disco del actuador induce una variación de velocidad que debe superponerse a la velocidad del flujo libre. Esta variación se conoce como: componente de flujo inducido, llamado también como factor de inducción axial (a).

2.2.3.2 Conservación de momento angular

En el siguiente análisis, es importante destacar el anillo anular del disco del rotor. Por ello, se realiza un corte a una distancia radial (R), desde el eje de rotación, como se muestra en la la Fig. 2.9. Además, Se supone que la presión, la rotación de la estela y los factores de inducción están en función del radio.

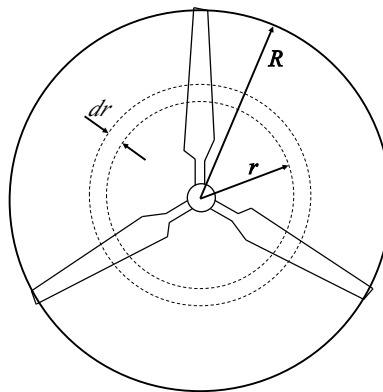


Figura 2.9. Rotor de un aerogenerador de tres aspas con radio de rotor R .

Fuente: [49]

En el momento lineal, se supuso que no impartía ninguna rotación en el flujo. El análisis en el caso del rotor rotativo genera un momento angular, por lo tanto, puede estar relacionado con el torque del rotor. En el caso de un rotor giratorio del aerogenerador, el flujo detrás del rotor gira en dirección opuesta al rotor, en reacción al torque ejercido por el flujo en el rotor. En la Fig. 2.10 se muestra un modelo de tubo de corriente anular de este flujo, que representa la rotación de la estela [37].

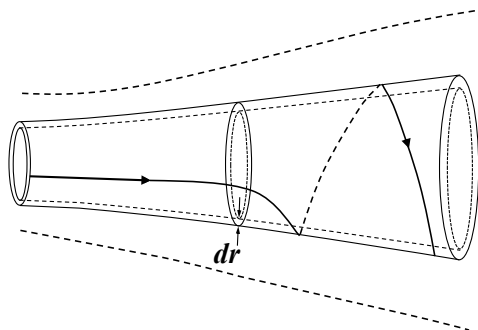


Figura 2.10. Modelo de tubo de flujo de corriente detrás del rotor.

Fuente: [37]

La velocidad tangencial no será la misma para todas las posiciones radiales, el incremento del par del rotor que actúa sobre el anillo anular será responsable del aumento de la velocidad tangencial al aire, mientras que la fuerza axial que actúa sobre el anillo será responsable de la reducción de la velocidad axial como se muestra en la Fig. 2.11 [50].

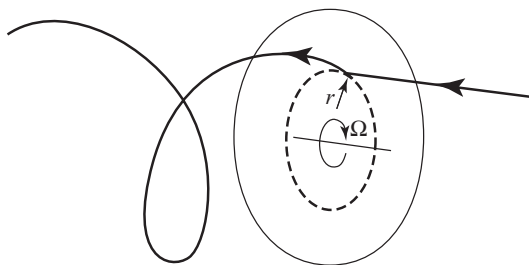


Figura 2.11. Trayectoria de una partícula de aire que pasa a través del disco del rotor.

Fuente: [50]

El sistema de vórtice induce en un aerogenerador una componente axial opuesta a la dirección del viento y una componente tangencial opuesta a la rotación de las aspas del rotor. La velocidad inducida en la dirección axial se especifica a través del factor de inducción axial a como aV_o . La velocidad tangencial inducida en la estela del rotor se especifica mediante el factor de inducción tangencial a' como $2a'\Omega r$. Dado que el flujo no gira aguas arriba del rotor, la velocidad tangencial inducida es, aproximadamente $a'\Omega r$. Ω indica la velocidad angular del rotor y r es la distancia radial desde el eje de rotación. Si a y a' se conocen, se puede encontrar un ángulo de ataque a partir de las ecuaciones:

$$V_a = (1 - a)V_o, \tag{2.41}$$

$$V_{rot} = (1 + a')\Omega r. \tag{2.42}$$

La velocidad axial V_a y la velocidad de rotación V_{rot} en el plano del rotor se muestra en la Fig. 2.12.

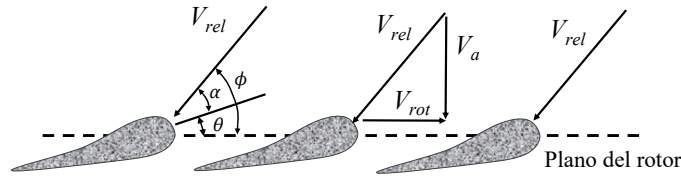


Figura 2.12. Corte radial en un rotor (r/R).

El ángulo de ataque local α está dado por el perfil aerodinámico, el ángulo pitch θ se representa por la siguiente ecuación:

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

donde el ángulo de flujo θ se encuentra como:

$$\tan \theta = \frac{V_a}{V_{rot}}. \quad (2.44)$$

Por lo tanto, para la simplificación de los cálculos de potencia de salida y fuerzas sobre las aspas, partiendo de la teoría de la conservación del momento angular, el factor axial a y el descenso de velocidad del punto 1 hasta el punto 2 (Fig. 2.8) está dada por las Ecs. (2.45) y (2.46):

$$a = \frac{U_1 - U_2}{U_1}, \quad (2.45)$$

$$U_2 = U_1(1 - a). \quad (2.46)$$

Sustituyendo la Ec. (2.46) en la Ec. (2.40) se obtiene:

$$U_4 = U_1(1 - 2a). \quad (2.47)$$

La cantidad U_1 se denomina velocidad inducida en el rotor. La velocidad del viento en el rotor es una combinación de la velocidad de la corriente libre y la velocidad del viento inducido. Es decir, la mitad de la pérdida de velocidad axial en el tubo de flujo se produce aguas arriba del disco del actuador y la otra mitad aguas abajo [50].

2.2.3.3 Coeficiente de potencia

Recordando que el trabajo elemental producido por una diferencia de presión Δp , la potencia realizada es $\Delta p A ds/dt = \Delta p A U$. Es decir, la potencia es igual al empuje por la velocidad en el disco (U_2):

$$P = (P_2 - P_3) A_D U_D = T U_2. \quad (2.48)$$

La potencia de salida se obtiene sustituyendo las Ecs. (2.34), (2.46) y (2.47) en (2.48):

$$P = \frac{1}{2}\rho A_2 U_1^3 4a(1-a)^2, \quad (2.49)$$

simplificando:

$$dP = 2\rho A_2 U_1^3 a(1-a)^2. \quad (2.50)$$

El rendimiento del rotor del aerogenerador se caracteriza generalmente por su coeficiente de potencia, C_p :

$$C_p = \frac{P}{\frac{1}{2}\rho U^3 A} = \frac{\text{Potencia del rotor}}{\text{Potencia disponible}}. \quad (2.51)$$

Sustituyendo la ecuación (2.49) en (2.51) para obtener C_p :

$$C_p = \frac{\frac{1}{2}\rho A_2 U_1^3 4a(1-a)^2}{\frac{1}{2}\rho U^3 A}. \quad (2.52)$$

El coeficiente de potencia representa la fracción de la potencia en el viento que es extraída por el rotor. Teniendo en cuenta que $A = A_2$ y $U = U_1$. Por lo tanto el coeficiente de potencia se presenta por la Ec. (2.53):

$$C_p = 4a(1-a)^2. \quad (2.53)$$

El C_p máximo se determina tomando la derivada del coeficiente de potencia de la Ec. (2.53):

$$\frac{dC_p}{da} = 4(1-a)^2 - (8(1-a)) = 4 - 16a + 12a^2. \quad (2.54)$$

Resolviendo la ecuación cuadrática se obtiene los resultados de $a_1 = 1$ y $a_2 = 1/3$, al evaluar a_2 en la Ec. (2.53) se obtiene $C_{p_{max}}$:

$$C_{p_{max}} = \frac{16}{27} = 0.5926. \quad (2.55)$$

Este máximo teórico para un aerogenerador ideal se conoce como el límite de Betz. Esta eficiencia indica la máxima eficiencia que puede alcanzar el aerogenerador para convertir la energía cinética a mecánica.

2.2.3.4 Coeficiente de empuje

Así mismo, se puede obtener una relación para calcular una fuerza de empuje T en función de a , sustituyendo la Ec. (2.47) en (2.34).

$$T = \frac{1}{2}\rho A U_1^2 4a(1-a), \quad (2.56)$$

en forma diferencial:

$$dT = \rho U_1^2 4a(1-a)\pi r dr. \quad (2.57)$$

Similar a la potencia, el empuje sobre un aerogenerador se puede caracterizar por un coeficiente de empuje:

$$C_T = \frac{\text{Fuerza de empuje}}{\text{Fuerza dinámica}} = \frac{T}{\frac{1}{2}\rho U^2 A}. \quad (2.58)$$

Sustituyendo la Ec. (2.56) en (2.58) se obtiene:

$$C_T = \frac{\frac{1}{2}\rho A U_1^2 4a(1-a)}{\frac{1}{2}\rho U^2 A}. \quad (2.59)$$

Al igual que el coeficiente de potencia, el coeficiente de empuje (C_T) puede escribirse en función del cociente de inducción axial a

$$C_T = 4a(1-a). \quad (2.60)$$

Esta ecuación alcanza un valor máximo de 1 cuando $a = 0.5$. Mientras que la máxima potencia de salida cuando $a = 1/3$ el coeficiente de empuje (C_T) tiene un valor de 8/9.

La variación del coeficiente de potencia (C_P) y el coeficiente de empuje (C_T) en función de la inducción axial (a) se muestra en la Fig. 2.13.

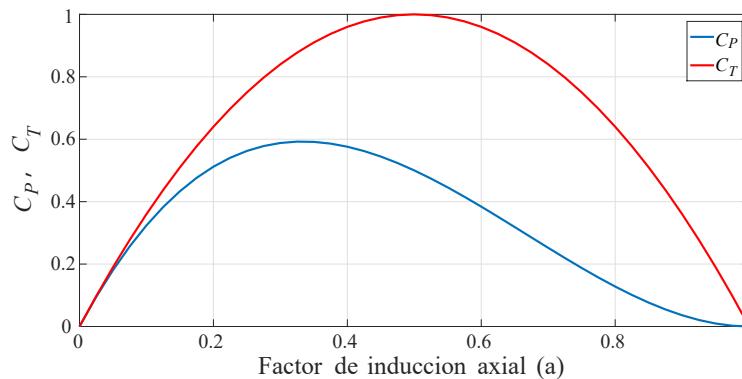


Figura 2.13. Coeficientes de potencia y empuje (C_P y C_T).

En la Fig. 2.8 se ilustra los puntos 2 a 3 donde se presenta la conservación del momento angular en el volumen de control.

La Aplicación de la teoría de momento angular requiere considerar el disco formado por múltiples anillos de espesor dr . Se supone que no existe interacción entre los diferentes anillos, y que por lo tanto cada anillo aporta momento angular al fluido que atraviesa dicho anillo [48].

Se puede derivar una expresión para el torque en el rotor aplicando la conservación del momento angular. Para esta situación, el torque ejercido sobre el rotor, Q , debe ser igual al cambio en el momento angular de la estela, en un elemento de área anular. El torque de torsión en el anillo será igual a la velocidad de cambio del momento angular del aire que pasa a través del anillo y se representa como:

Torque= Tasa de cambio del momento angular
 Torque= Flujo másico · Cambio de la velocidad tangencial · radio

$$dQ = d\dot{m} U_{\theta} r, \quad (2.61)$$

donde:

$U_{\theta} = 2\Omega r a'$; cambio de la velocidad tangencial inducida detrás del rotor.
 $d\dot{m} = \rho U_2 dA_D$; flujo másico.
 $dA_D = 2\pi r dr$; diferencial de área.

Sustituyendo la Ec. (2.46) en la Ec. (2.61) se obtiene:

$$dQ = 4\rho\pi U_1(1 - a)a'\Omega r^3 dr. \quad (2.62)$$

El torque de accionamiento en el eje del rotor es también dQ y por lo tanto el incremento de la potencia del eje del rotor es [50]:

$$dP = \Omega dQ. \quad (2.63)$$

Sustituyendo la Ec. (2.62) en la Ec. (2.63), se obtiene dP y se representa por la siguiente Ec. (2.64):

$$dP = 4\rho\pi U_1(1 - a)a'\Omega^2 r^3 dr. \quad (2.64)$$

2.2.4 Teoría de Elemento del Aspa

La teoría de elemento del aspa permite modelar el torque aerodinámico (y por tanto la potencia) y la tracción a través de las fuerzas aerodinámicas que se generan sobre cada sección del aspa:

Las fuerzas en las aspas de un aerogenerador puede expresarse en función de los coeficientes de la sustentación y de arrastre y el ángulo de ataque. Este análisis asume que el aspa esta dividido en N elementos. Además, se hacen las siguientes suposiciones:

- No hay interacción aerodinámica entre los elementos.
- Las fuerzas sobre las aspas están determinadas únicamente por las características de sustentación y arrastre.

Se supone que las fuerzas sobre un elemento de aspa se pueden calcular por medio de características del perfil aerodinámico usando un ángulo de ataque determinado a partir de la velocidad resultante incidente en el plano de sección transversal del elemento. Los factores de flujo y la velocidad de rotación del rotor, determinan el ángulo de ataque. Los coeficientes característicos del perfil aerodinámico pueden determinar las fuerzas sobre el aspa. También, se pueden determinar los valores de a y a' .

La longitud de la cuerda como el ángulo de pitch pueden variar a lo largo de la distancia entre las aspas. Dejar que las aspas giren a velocidad angular Ω y que la velocidad del viento sea U_1 . La velocidad tangencial Ωr del elemento del aspa se muestra en la Fig. 2.14, combinada con la velocidad tangencial de la estela $a\Omega R$ significa que la velocidad de flujo tangencial por el elemento del aspa es $(1 + a')\Omega r$ [50].

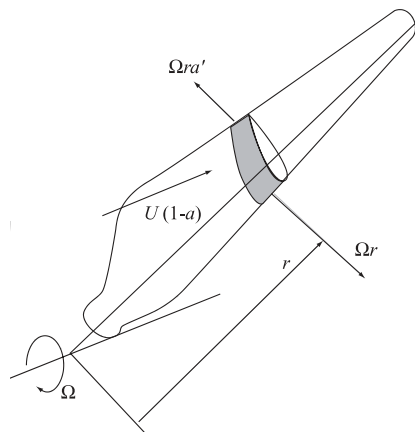


Figura 2.14. Esquema del elemento del aspa.
Fuente: [50]

En la Fig. 2.15 se muestran las relaciones de las diversas fuerzas, ángulo y velocidades que se presentan en la sección del aspa.

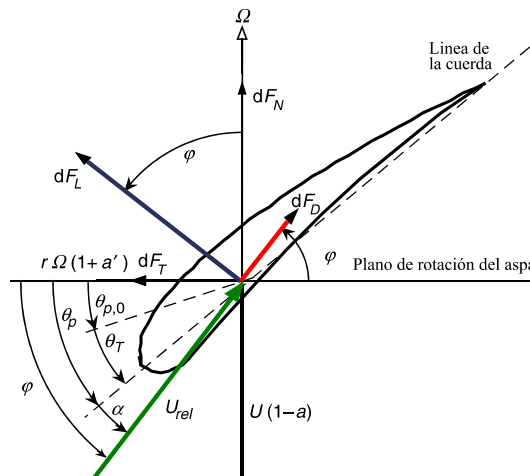


Figura 2.15. Velocidades y fuerzas que actúan sobre un elemento del aspa.
Fuente: [37]

A partir de la Fig. 2.15 se puede determinar las siguientes relaciones:

$$V_{rel} = \sqrt{[U_1(1-a)]^2 + [\Omega r(1+a')]^2}. \quad (2.65)$$

$$\text{sen } \phi = \frac{U_1(1-a)}{V_{rel}}, \quad (2.66)$$

$$\text{cos } \phi = \frac{\Omega r(1+a')}{V_{rel}}, \quad (2.67)$$

$$\text{tan } \phi = \frac{U_1(1-a)}{\Omega r(1+a')} = \frac{1-a}{(1+a')\lambda_r}, \quad (2.68)$$

$$\phi = \tan^{-1}\left(\frac{U_1(1-a)}{\Omega r(1+a')}\right). \quad (2.69)$$

Las fuerzas normal y tangencial se representa por las siguientes ecuaciones:

$$dF_N = dF_L \text{cos } \phi + dF_D \text{sen } \phi, \quad (2.70)$$

$$dF_T = dF_L \text{sen } \phi - dF_D \text{cos } \phi. \quad (2.71)$$

La relación de las fuerzas de sustentación y arrastre por cada elemento del aspa, se representa de la siguiente manera:

$$dF_L = C_l \frac{1}{2} \rho (V_{rel})^2 c dr, \quad (2.72)$$

$$dF_D = C_d \frac{1}{2} \rho (V_{rel})^2 c dr. \quad (2.73)$$

Sustituyendo las Ecs. (2.72) y (2.73) en las Ecs. (2.70) y (2.71) se obtiene las fuerzas normales y tangenciales. Así mismo, se considera que el rotor tiene un número de aspas (B):

$$dF_N = \frac{1}{2} B c \rho (V_{rel})^2 (C_l \text{cos } \phi + C_d \text{sen } \phi) dr, \quad (2.74)$$

$$dF_T = \frac{1}{2} B c \rho (V_{rel})^2 (C_l \text{sen } \phi - C_d \text{cos } \phi) dr. \quad (2.75)$$

Para simplificar las ecuaciones es conveniente considerar los coeficientes de carga normal y tangencial como:

$$C_n = (C_l \text{cos } \phi + C_d \text{sen } \phi), \quad (2.76)$$

$$C_t = (C_l \text{sen } \phi - C_d \text{cos } \phi). \quad (2.77)$$

2.2.5 Teoría del Momento del Elemento del Aspa-BEM

La Teoría del Momento del Elemento del Aspa (BEM), es usada para determinar la forma o geometría del aspa y también predecir los parámetros de desempeño para un rotor ideal. Esta teoría combina 2 métodos para un análisis de desempeño aerodinámico de un aerogenerador [6].

- Teoría del Momento Unidimensional
- Teoría del Elemento del Aspa

La suposición de la teoría BEM es que las fuerzas del elemento del aspa es unicamente responsable del cambio del momento del aire que pasa a través de cada elemento. Por lo tanto, debe suponerse que no hay interacción radial.

La combinación de estas teorías permiten la solución de las ecuaciones por medio de iteraciones. Donde el diferencial de torque es debido a la fuerza tangencial a una distancia r , desde el centro del rotor y se representa como:

$$dQ = Br dF_T. \quad (2.78)$$

En cuanto al empuje en cada elemento del aspa está dado por:

$$dT = dF_n. \quad (2.79)$$

Por otra parte la potencia sobre cada elemento del aspa esta dado por:

$$dP = \Omega dQ. \quad (2.80)$$

Sustituyendo las Ecs. (2.62) y (2.75), en la Ec. (2.78) se obtiene:

$$dQ = 4\pi r \rho U_1 (1 - a) a' \Omega r^3 = \frac{1}{2} r B c \rho (V_{rel})^2 C_t. \quad (2.81)$$

De la misma manera si se sustituyen las Ecs. (2.57) y (2.74) en la Ec. (2.79) se obtiene:

$$dT = 4\pi r \rho U_1^2 a(1 - a) = \frac{1}{2} B c \rho V_{rel}^2 C_n. \quad (2.82)$$

Del mismo modo se sustituyen las ecuaciones (2.64) y (2.75), en la ecuación (2.80):

$$dP = 4\pi \rho U_1 (1 - a) a' \Omega^2 r^3 = \Omega r \frac{1}{2} B c \rho (V_{rel})^2 C_t. \quad (2.83)$$

El parámetro solidez σ es definido como la fracción del área anular en el volumen de control el cual es cubierto por las aspas:

$$\sigma = \frac{Bc}{2\pi r}. \quad (2.84)$$

La relación de velocidad de la punta del aspa (λ) se define como la relación de la punta del aspa entre la velocidad libre del viento:

$$\lambda = \frac{\Omega r}{U_1}. \quad (2.85)$$

Esta relación λ a menudo ocurre en las ecuaciones aerodinámicas del rotor. La relación de velocidad local se define como:

$$\lambda_r = \lambda \frac{r}{R}. \quad (2.86)$$

Por lo tanto, a partir de las combinaciones de estas teorías, se puede simplificar el cálculo de las fuerzas ejercida en el rotor. El parámetro repetitivo en las Ecs. (2.82) y (2.81) son los factores de inducción axial (a) y tangencial (a').

A partir del triángulo de velocidades (Fig. 2.15) se define la relación de la V_{rel} y se representa de la siguiente manera:

$$V_{rel} = \frac{U_1 (1 - a)}{\text{sen } \phi}, \quad (2.87)$$

$$V_{rel} = \frac{\Omega r (1 + a')}{\text{cos } \phi}, \quad (2.88)$$

El factor de inducción axial (a) se obtiene igualando la Ec. (2.82) y sustituyendo las Ecs. (2.88) y (2.84) se obtiene la siguiente expresión:

$$\frac{a}{1 - a} = \frac{\sigma C_n}{4 \text{sen}^2 \phi}, \quad (2.89)$$

$$a = \frac{1}{\frac{4 \text{sen}^2 \phi}{\sigma C_n} + 1}. \quad (2.90)$$

El factor de inducción tangencial (a') se obtiene igualando la Ec. (2.81) y sustituyendo las Ecs. (2.88) y (2.84), además teniendo en cuenta la Ec. (2.87) se obtiene la siguiente expresión:

$$\frac{a'}{1 + a'} = \frac{\sigma C_t}{4 \text{sen } \phi \text{cos } \phi}, \quad (2.91)$$

$$a = \frac{1}{\frac{4 \text{sen } \phi \text{cos } \phi}{\sigma C_n} - 1}. \quad (2.92)$$

2.2.6 Correcciones del método BEM

Para obtener mejores resultados en el método BEM, es necesario implementar dos correcciones:

2.2.6.1 Factor de pérdida en la punta de Prandtl

Debido a que la presión que se ejerce en el lado de succión de un aspa es menor, el aire tiende a fluir alrededor de la punta desde la superficie inferior a la superior, reduciendo la sustentación.

Po lo tanto se ha sugerido incluir el efecto de la pérdida de punta del aspa. El enfoque más directo para usar es el desarrollado por Prandtl. De acuerdo con este método, se debe introducir un factor de corrección, (F), en las ecuaciones anteriores. Este factor de corrección esta en función del número de espas (B), el ángulo del viento relativo (ϕ) y la posición radial del aspa (r).

Como se ha mencionado, el factor de corrección de Prandtl, corrige la suposición de un número infinito de espas, ya que el sistema de vórtices en la estela es diferente para un rotor con un número infinito de espas. El método Prandtl esta basado en:

$$F = \frac{2}{\pi} \cos^{-1}(e^{-f}), \quad (2.93)$$

donde:

$$f = \frac{B R - r}{2 r \sin \phi}. \quad (2.94)$$

El factor F siempre está entre 0 y 1. Este factor de corrección caracteriza la reducción de las fuerzas a un radio r a lo largo del aspa, esto se debe a la pérdida de punta en el extremo del aspa.

El factor de corrección de pérdida de punta afecta las fuerzas derivadas de la teoría de momento. Así, las Ecs. (2.57) y (2.62) se convierten en:

$$dT = F \rho A U_1^2 4a(1-a) \pi r dr. \quad (2.95)$$

$$dQ = 4F \rho \pi U_1 (1-a) a' \Omega r^3 dr. \quad (2.96)$$

Asimismo, se anexa el factor F para las ecuaciones de la teoría del elemento del aspa. Las Ecs. (2.82) y (2.81) se convierten en:

$$dT = \frac{1}{2} B c \rho F (V_{rel})^2 C_n. \quad (2.97)$$

$$dQ = \frac{1}{2} r B c \rho F (V_{rel})^2 C_t. \quad (2.98)$$

Sustituyendo las Ecs.(2.84) y (2.87), en las Ecs. anteriores se obtiene:

$$dT = \sigma \pi r \rho F \left(\frac{U_1(1-a)}{\text{sen } \phi} \right)^2 C_n dr. \quad (2.99)$$

$$dQ = \sigma \pi r^2 \rho F \left(\frac{U_1(1-a)}{\text{sen } \phi} \right)^2 C_t dr. \quad (2.100)$$

Por lo tanto, usando las Ecs. (2.95) y (2.96) en lugar de las Ecs. (2.57) y (2.62), al desarrollar las ecuaciones para a y a' , se obtiene:

$$a = \frac{1}{\frac{4F \text{sen}^2 \phi}{\sigma C_n} + 1}, \quad (2.101)$$

$$a' = \frac{1}{\frac{4F \text{sen } \phi \cos \phi}{\sigma C_n} - 1}. \quad (2.102)$$

2.2.6.2 Corrección de Glauert para valores altos de a

El rendimiento del aerogenerador se aproxima a la teoría BEM con valores bajos del factor de inducción axial. La teoría ya no es válida en el factor de inducción axial superior a 0.4, porque la velocidad de viento en la estela lejana sería negativa. De acuerdo a **Manwell** [37] se han identificado estados operativos del aerogenerador. El estado de estela turbulenta donde ocurre bajo operaciones en vientos fuertes y el estado del aerogenerador multipala del viento se caracteriza por las condiciones de flujo y esta dada por la teoría del momento, se representa en la Fig. 2.16.

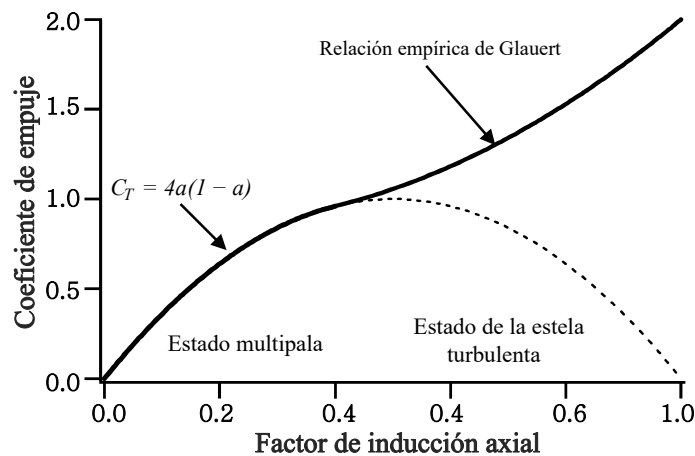


Figura 2.16. Coeficiente de empuje de los aerogeneradores.
Fuente: [37]

Si bien la teoría del momento no describe el comportamiento del aerogenerador, las relaciones empíricas entre la C_T y el factor de inducción axial usualmente se utilizan para predecir el comportamiento del aerogenerador. El análisis del rotor utiliza la equivalencia de las fuerzas de empuje determinadas a partir de la teoría del momento y de la teoría del elemento del aspa para determinar el ángulo de ataque.

En el estado de estela turbulenta, el empuje determinado por la teoría del momento ya no es válido. En estos casos, el análisis previo puede llevar a una falta de convergencia. Se puede encontrar una solución utilizando la relación empírica entre a y el coeficiente de empuje junto con la teoría del elemento del aspa. La relación empírica desarrollada por Glaurent (Fig. 2.16), donde incluye las pérdidas en la punta del aspa, se determina como:

$$a = \frac{1}{F} \left[0,143 + \sqrt{0,203 - 0,6427(0,889 - C_T)} \right]. \quad (2.103)$$

Esta ecuación es válida si cumple la condición de $a > 0.4$, o si es equivalentemente para $C_T > 0.96$.

La relación empírica de Glauert se determina para el coeficiente de empuje total del rotor. Habitualmente se supone que se aplica a los coeficientes de empuje local equivalente para cada sección del aspa. El coeficiente de empuje local ($C_{T.i}$) se puede definir por cada sección del aspa como:

$$C_{T.i} = \frac{\sigma(1 - a)^2 C_n}{\text{sen}^2 \phi}. \quad (2.104)$$

Estas ecuaciones descritas anteriormente deben remplazarse en la teoría del momento del elemento del aspa (BEM).

2.2.7 Sistemas aerodinámicos de control de potencia

Los sistemas aerodinámicos de control sirven para regular la potencia del rotor, controlar su velocidad de rotación y detener el rotor, sacándolo fuera de la acción del viento para evitar que se dañe cuando la velocidad del viento alcance valores muy elevados.

Desde el punto de vista de control de potencia es mucho más efectivo modificar el ángulo de ataque de la velocidad de viento sobre los perfiles. Este efecto se puede conseguir de forma pasiva, es decir por un diseño aerodinámico que sea posible que, a partir de una determinada velocidad de viento se produzca la pérdida aerodinámica y la potencia del aerogenerador disminuya. El control de potencia se puede realizar también de forma activa, en donde se gira el aspa en la dirección de viento incidente se reduce el ángulo de ataque y las fuerzas de sustentación. Un caso específico del control activo, sucede cuando el giro se produce en sentido contrario, en dirección opuesta a la velocidad del viento incidente, se consigue la entrada en pérdida aerodinámica, pero en este caso de una forma controlada (fenómeno de pérdida aerodinámica activa).

2.2.7.1 Sistema pasivo de control de potencia (pérdida aerodinámica)

Los sistemas pasivos de control de potencia (sistemas con pérdida aerodinámica), se caracteriza porque las aspas están fijas en una posición angular, es decir, las aspas están rígidamente unidas al buje, además, que el ángulo de torsión no se modifica. Este tipo de sistemas, cuando la velocidad supera un determinado valor, habitualmente a velocidad nominal (12 a 14 m/s), el ángulo de ataque de los perfiles supera el crítico y el flujo en el borde de salida de los perfiles se desprende dando lugar a un régimen turbulento. En estas condiciones las fuerzas de sustentación se reducen rápidamente y de las de arrastre aumentan, lo que produce una disminución de la potencia, tal que como se muestra en la Fig. 2.17.

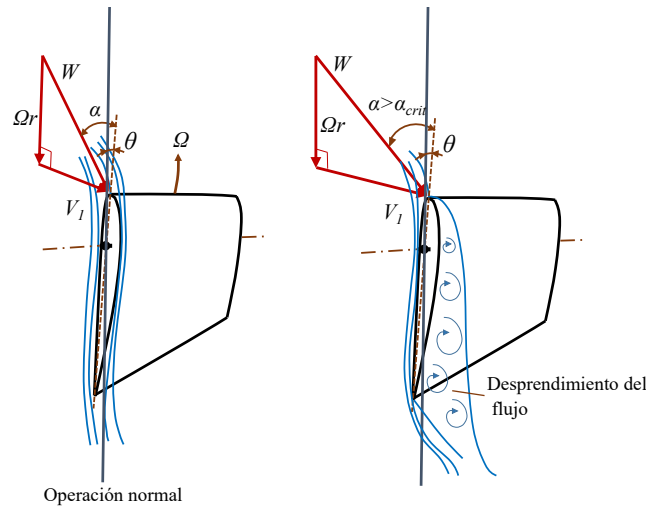


Figura 2.17. Entrada en pérdida aerodinámica del perfil.

Con un ángulo fijo (θ_{const}), la relación del coeficiente de potencia (C_p) y la velocidad de la punta del aspa (λ) es:

$$C_p = f C_p(\lambda, \theta_{constante}). \quad (2.105)$$

Por otro lado, el diseño estructural de estos sistemas es mas robusto que el empleado en otros sistemas, ya que los esfuerzos de empuje son muy grandes para vientos elevados. Además, se puede lograr una velocidad de rotación constante con un generador de inducción conectado a la red. Sin embargo, debe ser capaz de soportar sobrecargas significativas. También, el diseño del rotor se caracteriza porque la velocidad de giro (Ω) es menor que el diseño óptimo ($\Omega_{\acute{o}ptimo}$), con el fin de garantizar el control de la potencia a partir de una determinada velocidad de viento.

2.2.7.2 Sistemas de cambio de ángulo de paso (pitch)

El objetivo de los sistemas de cambio de paso no sólo es la limitación de potencia sino el control de la velocidad y aceleración de giro durante los procesos de arranque y en algunos casos la optimización de la potencia desarrollada por el aerogenerador durante el funcionamiento. Es posible ajustar el ángulo de paso (θ) del aspa a través de un servomecanismo.

Estos sistemas utilizan un sistema activo de giro de las aspas para controlar las actuaciones de la máquina de la siguiente forma: durante su funcionamiento a carga parcial, se mantiene el ángulo de paso del perfil ($\theta \sim 0$). Para velocidades del viento elevadas, el sistema de control del ángulo de paso del aspa aumenta el ángulo (disminuye el ángulo de ataque) para mantener la potencia constante y reducir las fuerzas de empuje y tangenciales sobre el rotor. En la Fig. 2.18 se observa como girando el aspa en la dirección de la velocidad del viento incidente se reduce el ángulo de ataque de la velocidad resultante sobre el perfil y por lo tanto se controlan las fuerzas de sustentación.

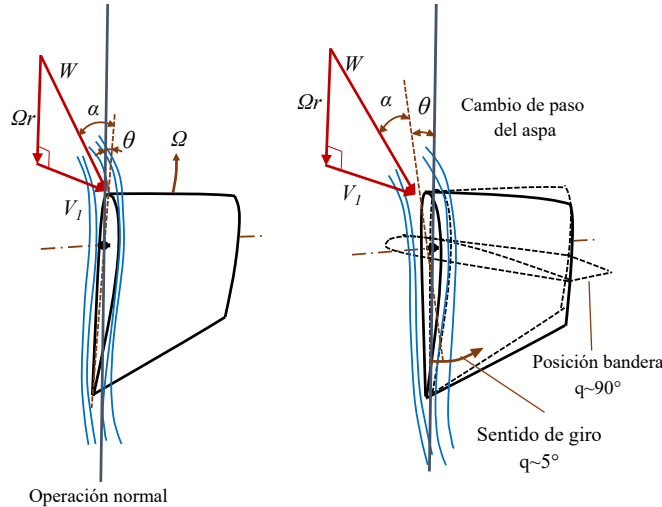


Figura 2.18. Control del ángulo de ataque modificando el ángulo de paso (pitch).

Durante el proceso de arranque o durante la limitación de potencia a vientos elevados, el ajuste del ángulo de paso se realiza de forma continua. Típicamente, el ángulo de paso del aspa, puede variar entre -1° y 30° . Durante el proceso de parada del aspa (posición bandera), el ángulo de paso del aspa puede alcanzar valores cercanos a 90° . El principal inconveniente de este tipo de sistemas es el costo de mecanismos de variación del ángulo de paso y la mayor complejidad del sistema. El coeficiente de potencia C_p puede ser expresado como una función de λ y (θ):

$$C_p = f C_p(\lambda, \theta) \quad (2.106)$$

Sistemas de pérdida aerodinámica activa (active stall)

Una condición particular del sistema de ángulo de paso, es el sistema por pérdida aerodinámica activa, se lleva a cabo modificando el ángulo de giro del aspa en sentido contrario, provocando la pérdida aerodinámica.

Los sistemas de pérdida aerodinámica activa son una combinación de los sistemas por entrada en pérdida y los sistemas de cambio de paso. Las aspas utilizadas en este sistema permiten el giro alrededor de su eje longitudinal, pero la regulación se realiza mediante pérdida aerodinámica. A velocidades del viento reducidas el ángulo de paso se modifica levemente para optimizar la producción de energía a cualquier velocidad de viento. Cuando se alcanza

la velocidad nominal del viento, el ángulo de paso se ajusta a un valor negativo, es decir las aspas giran en el sentido opuesto al utilizado en el sistema de cambio de paso produciendo desprendimiento de flujo en los perfiles. En la Fig. 2.19 se observa el triángulo de velocidades que se produce en un perfil aerodinámico cuando para una determinada velocidad de giro se reduce el ángulo de paso a valores negativos, es decir cuando el perfil se gira en contra de la dirección del viento incidente.

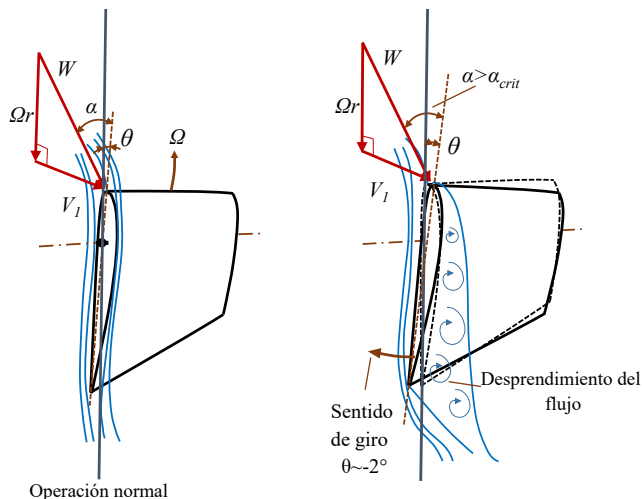


Figura 2.19. Pérdida aerodinámica activa modificando el ángulo de paso.

Como consecuencia, los sistemas de control de potencia se diferencian en el comportamiento de su curva de potencia del aerogenerador, como se muestra en la Fig. 2.20. Por ejemplo, en la Fig. 2.20 (a) se presenta el comportamiento del sistema pasivo con pérdida aerodinámica, se puede observar a medida que llega a su potencia nominal, la potencia disminuye. Esta pérdida de potencia se debe al diseño del perfil aerodinámico, en cuanto alcanza cierto ángulo de ataque la sustentación disminuye, por ende la potencia disminuye. En la Fig. 2.20 (b) se presenta el comportamiento del sistema de cambio de ángulo de paso, se puede observar a medida que llega a su potencia nominal, esta permanece constante. Esto es debido al servomecanismo en el aspa, donde la potencia es controlada [33, 41, 51].

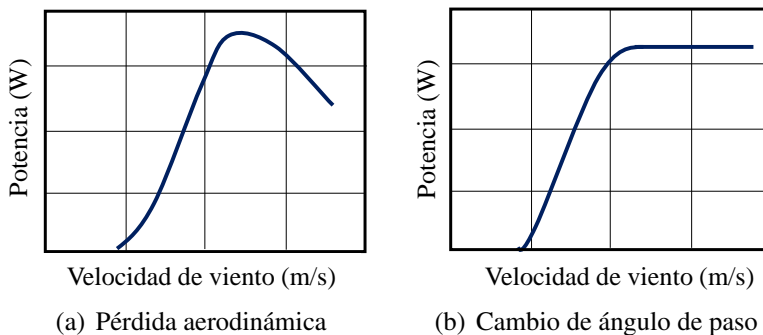


Figura 2.20. Curvas de potencia para sistemas aerodinámicos de control de potencia.

2.3 Metodología para el modelo de carga simplificado (MCS)

La norma *IEC 61400-2* [19] presenta la filosofía de seguridad, la garantía de calidad, donde especifica los requisitos para la seguridad de aerogeneradores de baja potencia (SWT por sus siglas en inglés). Su objetivo es proporcionar un nivel adecuado de protección durante su vida útil planificada. Permite un modelo de carga simplificado para aerogeneradores con área de barrido del rotor inferior a 200 m^2 (8 m de radio).

El MCS es exclusivo para las aerogeneradores de baja potencia, y debido a sus ventajas de bajo tiempo de cálculo, es el método utilizado en este trabajo. Las condiciones del viento son la primera consideración externa que afecta la integridad estructural. Los casos de diseño de cargas deben consistir en una combinación de esta condición externa con los modos de funcionamiento del aerogenerador.

2.3.1 Clases de aerogeneradores de baja potencia

Las condiciones externas a considerar en el diseño dependen del tipo de emplazamiento o sitio previsto para una instalación de un aerogenerador. Las clases de los aerogeneradores de baja potencia se definen en función de los parámetros de la velocidad del viento y de turbulencia. Los valores de los parámetros de velocidad del viento y de turbulencia se emplean para representar los valores característicos de los diferentes emplazamientos, sin dar una característica precisa de ningún emplazamiento específico. El objetivo es lograr una clasificación de aerogeneradores robustos, claramente variable regulada por el viento. En la Tabla 2.2 se especifican los parámetros básicos que definen las clases de aerogeneradores de baja potencia [19].

Tabla 2.2. Parámetros básicos para las clases de aerogeneradores.

Clases de aerogeneradores	I	II	III	IV	S
$V_{ref} \text{ (m/s)}$	50	42.5	37.5	30.0	Valores especificados por el diseñador
$V_m \text{ (m/s)}$	10	8.5	7.5	6	
I_{15}	0.18	0.18	0.18	0.18	
a	2	2	2	2	
donde los valores de los parámetros se aplican a la altura del buje I_{15} es el valor de la característica adimensional de la intensidad de la turbulencia a 15 m/s. a es el parámetro adimensional					

Fuente: [19]

2.3.2 Condiciones extremas del viento

Las condiciones extremas del viento se usan para determinar las cargas extremas del viento sobre el aerogenerador. Estas condiciones incluyen las velocidades pico del viento debido a tormentas y cambios rápidos en la velocidad y dirección del viento. La velocidad

extrema del viento, V_{e50} , con un periodo de ocurrencia de 50 años, y la velocidad extrema del viento, V_{e1} , con un periodo de recurrencia de 1 año, deben basarse en la velocidad de referencia del viento, V_{ref} . Para diseños de aerogeneradores en las clases normalizadas, V_{e50} y V_{e1} se deben calcular con las siguientes ecuaciones:

$$V_{e50}(z) = 1.4V_{ref} \left(\frac{z}{z_{hub}} \right)^{0.11}, \quad (2.107)$$

$$V_{e1} = 0.75V_{e50}, \quad (2.108)$$

donde (z_{hub}) es la altura del buje, y (z) es la altura de medición.

2.3.3 Modelo de carga simplificado (MCS)

Las configuraciones del aerogenerador a los que se puede aplicar estas ecuaciones deben cumplir con los siguientes requerimientos:

- Eje horizontal
- Rotor de tipo propulsor con dos o más aspas
- Aspas en voladizo
- Buje rígido (sin articulación ni cabeceo)

La configuración del aerogenerador puede utilizar un rotor a barlovento o a sotavento; puede funcionar bien sea con velocidad constante o con velocidad variable; puede tener un mecanismo de inclinación de las aspas activo o pasivo, así como una inclinación fija.

Los casos de carga para los cálculos de carga simplificados se resumen en la Tabla 2.3. Para cada situación de diseño, el tipo adecuado de análisis se indica con “F” y “U”. La letra F se refiere al análisis de las cargas de fatiga, que se debe utilizar en la evaluación de la resistencia a la fatiga. La letra U se refiere al análisis de las cargas de ruptura como es el caso del análisis al exceder la resistencia máxima del material, el análisis de la deflexión de la punta del aspa y el análisis de estabilidad.

Los casos de cargas comunes para este trabajo son:

- A: Operación normal
- D: Empuje máximo
- E: Máxima velocidad rotacional
- F: Corto en la conexión de carga
- H: Carga del viento con aerogenerador parqueado
- I: Carga del viento con aerogenerador parqueado (exposición máxima)

Tabla 2.3. Casos de carga de diseño para el MCS.

Situación de diseño	Casos de carga		Influjo de viento	Tipo de análisis	Observaciones
Producción de energía	A	Operación normal		F	
	B	Orientación	$V_{hub} = V_{diseño}$	U	
	C	Error de Orientación	$V_{hub} = V_{diseño}$	U	
	D	Empuje máximo	$V_{hub} = 2,5V_m$		Rotor girando, pero podría plegarse o vibrar.
Producción de energía y ocurrencia de falla	E	Velocidad de rotación máxima		U	
	F	Cortocircuito en la conexión de la carga	$V_{hub} = V_{diseño}$	U	Par de torsión máximo del generador en corto circuito.
Detención o parada	G	Parada (frenado)	$V_{hub} = V_{diseño}$	U	
Parqueado (parado)	H	Carga de viento parqueado	$V_{hub} = V_{e50}$	U	
Parqueado y condiciones de falla	I	Carga de viento parqueado y con máxima exposición	$V_{hub} = V_{ref}$	U	La turbina está cargada con la exposición menos favorable.
Transporte, montaje, mantenimiento y reparación	I	A establecer por el fabricante		U	

2.3.3.1 Caso de carga A: Operación normal

La carga de diseño para la “operación normal” es una carga de fatiga. El caso de carga asume una carga de fatiga de rango constante para el asa y el eje, estos rangos se presentan a continuación. Los rangos se deben considerar en la evaluación de la fatiga como valores pico a pico. Los valores medios de los rangos de cargas se pueden ignorar.

Cargas sobre las aspas:

$$\Delta F_{zB} = 2m_B R_{cog} \Omega_{n,diseño}^2, \quad (2.109)$$

$$\Delta M_{xB} = \frac{Q_{diseño}}{B} + 2m_B g R_{cog}, \quad (2.110)$$

$$\Delta M_{yB} = \frac{\lambda_{diseño} Q_{diseño}}{B}, \quad (2.111)$$

donde:

m_B , es la masa del aspa (kg).

R_{cog} , es distancia radial entre el centro de gravedad del aspa y el centro del rotor (m).

$\Omega_{n,diseño}$, es la velocidad de diseño de la rotación del rotor (rpm o rad/s).

B , es el número de aspas.

F_{zB} , es la carga centrífuga (N).

M_x, M_y , momentos de flexión (Nm).

Se considera que la carga de fatiga en el aspa ocurre en la unión entre de la raíz y el cubo (hub). Los esfuerzos son la combinación de la carga centrífuga (F_{zB}) y los momentos de flexión (M_{xB} y M_{yB}).

Cargas sobre el eje:

$$\Delta F_{x-eje} = \frac{3}{2} \frac{\lambda_{diseño} Q_{diseño}}{R}, \quad (2.112)$$

$$\Delta M_{x-eje} = Q_{diseño} + (2m_r g e_r), \quad (2.113)$$

$$\Delta M_{eje} = 2m_r g L_{rb} + \frac{R}{6} \Delta F_{x-eje}, \quad (2.114)$$

donde:

e_r , es la distancia del centro de gravedad del rotor hasta el eje de rotación (m), $e_r = 0,005R$.

g , es la gravedad (m/s^2).

m_r , es la masa del rotor (aspas + hub) (m).

R , es el radio del aspa.

L_{rb} , es la distancia entre el centro del rotor y el primer rodamiento (m).

La carga de fatiga en el eje del rotor debe considerarse en el eje del rotor en el primer rodamiento (el más cercano al rotor). El rango de esfuerzo se debe calcular a partir de la combinación de la carga de empuje (F_{x-eje}), el momento de torsión (M_{x-eje}) y el momento de flexión (M_{eje}).

2.3.3.2 Caso de carga D: Empuje máximo

El aerogenerador puede estar expuesto a cargas de empuje alto en el rotor. La carga de empuje actúa paralela al eje del rotor y tiene un valor máximo dado por:

$$\Delta F_{x-eje} = 3.125 C_T \rho V_m^2 \pi R^2. \quad (2.115)$$

2.3.3.3 Caso de carga E: Máxima velocidad rotacional

La carga centrífuga en las aspas y especialmente en el hub del aspa puede llegar a ser extremadamente grande debido a altas velocidades de rotación. La carga centrífuga en la raíz

del aspa se calcula:

$$F_{zB} = m_B \Omega_{n,max}^2 R_{cog}. \quad (2.116)$$

El momento de flexión en el eje debido a pequeños desequilibrios del aspa se determina:

$$M_{eje} = m_r g L_{rb} + m_r e_r \Omega_{n,max}^2 L_{rb}. \quad (2.117)$$

2.3.3.4 Caso de carga F: Corto en la conexión de carga

En el caso de un cortocircuito eléctrico directo en la salida del aerogenerador de baja potencia o un cortocircuito interno en el generador, se crea un momento alto alrededor del eje del rotor debido al par de cortocircuito del alternador. En ausencia de valores más precisos, se debe tomar el doble del $Q_{diseño}$ como el par de torsión del cortocircuito que actúa en el eje del generador

$$M_{x-eje} = G Q_{diseño}. \quad (2.118)$$

En ausencia de valores comprobados más precisos, G debe ser 2.0.

$$M_{xB} = \frac{M_{x-eje}}{B}, \quad (2.119)$$

donde G , es la relación entre el par de torsión nominal y el par de torsión de cortocircuito para un generador.

2.3.3.5 Caso de carga H: Carga del viento con aerogenerador parqueado

En este caso de carga, el aerogenerador está parqueado de manera normal. De cierto modo el rotor gira a una velocidad máxima del viento V_{e50} . Por ello, las cargas en las partes expuestas del aerogenerador se deben calcular asumiendo una velocidad del viento a V_{e50} . Por lo tanto, el momento de flexión en la raíz del aspa está determinado por el arrastre, y se define como:

$$M_{yB} = C_d \frac{1}{4} \rho V_{e50}^2 A_{proj,B} R, \quad (2.120)$$

donde:

C_d , se considera un valor de 1.5.

$A_{proj,B}$, es el área proyectada del aspa (m^2).

V_{e50} , es la velocidad extrema del viento a 50 años (m/s).

R , es el radio del aspa (m).

Para los aerogeneradores cuyo rotor este girando a una velocidad máxima del viento (V_{e50}). Se espera que en algún lugar en el rotor ocurra una sustentación máxima ($C_{l,max}$) en una de las aspas, debido a las variaciones en la dirección del viento. De este modo, el momento de flexión en la base del aspa es:

$$M_{yB} = C_{l,max} \frac{1}{6} \rho V_{e50}^2 A_{proj,B} R. \quad (2.121)$$

La norma recomienda si no existen datos disponibles sobre $C_{l,max}$ se debe utilizar un valor máximo de sustentación de 2.

Carga de empuje

Para un rotor parqueado, la carga de empuje del eje se calcula:

$$F_{x-eje} = BC_d \frac{1}{2} \rho V_{e50}^2 A_{proj,B}. \quad (2.122)$$

Para un rotor que esta girando, la fuerza de empuje está dada por:

$$F_{x-eje} = 0,17 B A_{proj,B} \lambda_{e50}^2 \rho V_{e50}^2, \quad (2.123)$$

donde λ_{e50} es la relación de velocidad de la punta a 50 años, si no se conoce se determina como:

$$\lambda_{e50} = \frac{\Omega_{max} \pi R}{30 V_{e50}}. \quad (2.124)$$







2.3.3.6 Caso de carga I: Carga del viento con aerogenerador parqueado, exposición máxima

En el caso de una falla en el mecanismo de orientación, el aerogenerador puede estar expuesto al viento que proviene de todas direcciones. De este modo, para propósitos de diseño, se deben calcular las fuerzas en las aspas, la góndola, la torre del aerogenerador para todas las exposiciones posibles, incluyendo los vientos desde el frente, el lado, y la parte posterior del rotor. La carga en cada componente está determinada por:

$$F = C_f \frac{1}{2} \rho V_{e50}^2 A_{proj}, \quad (2.125)$$

donde A_{proj} es el componente de área (en su posición menos favorable) que es adecuado para el coeficiente de fuerza (C_f). Para cuerpos como las cubiertas de las góndolas y las secciones de la torre, el área debe ser el área proyectada sobre un plano perpendicular a la dirección del viento. Para las formas aerodinámicas, el área debe ser de forma plana.

Tabla 2.4. Coeficientes de fuerza, C_f .

						
Longitud característica < 0.1 m	1.3	1.3	1.5	1.5	1.5	2.0
Longitud característica > 0.1 m	0.7	1.2	1.5	1.5	1.5	2.0

Modelación aerodinámica de aspas

3.1 Introducción

3.1.1 Modelo básico de un aerogenerador de baja potencia

La representación de un aerogenerador de baja potencia se puede ilustrar por un modelo general de diagramas de bloques por medio de subsistemas. Los subsistemas en el modelo del aerogenerador de baja potencia se pueden dividir en: sistema aerodinámico, sistema mecánico y sistema eléctrico.

El sistema aerodinámico está formado por el rotor. El rotor está compuesto por las aspas y es el encargado de captar la energía cinética del viento y transformarla en energía mecánica. En el sistema mecánico se localiza la caja multiplicadora, y a través del eje, transfiere su energía al generador acoplado. Por último, en el sistema eléctrico, se ubica el generador eléctrico. Para el caso del sistema activo, dispone de un sistema de control, y está compuesto por un controlador de ángulo de paso de las aspas.

Algunos aerogeneradores de baja potencia, y caso específico de nuestro estudio, no disponen de caja multiplicadora. En este trabajo se desarrolló un sistema pasivo con pérdida aerodinámica (stall pasivo) en el modelo de un aspa. El modelo básico de un aerogenerador de baja potencia con sistema pasivo se muestra en la Fig. 3.1.

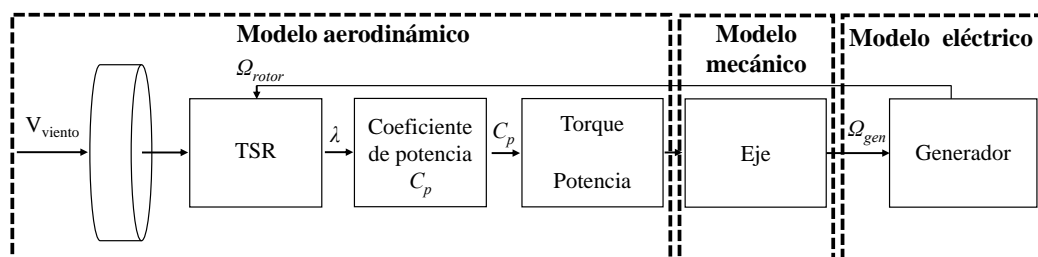


Figura 3.1. Diagrama de bloques de un modelo básico de un aerogenerador de baja potencia.

3.1.2 Procedimiento de diseño

Cross [52] describe que los modelos del proceso de diseño generalmente hacen énfasis a la importancia de generar una solución en una etapa temprana del proceso. Esta “conjetura” de solución inicial se somete después a análisis, evaluación, refinamiento y desarrollo. Los modelos del proceso de diseño se elaboran bajo la forma de diagrama de flujo, con el desarrollo del diseño procediendo de una etapa a la siguiente, pero con ciclos de retroalimentación que muestran los procesos iterativos a etapas previas que frecuentemente son necesarias. Un modelo de proceso de diseño se muestra en la Fig. 3.2, basado en las siguientes actividades: Análisis del problema, diseño conceptual, esquemas y desarrollo de detalles.

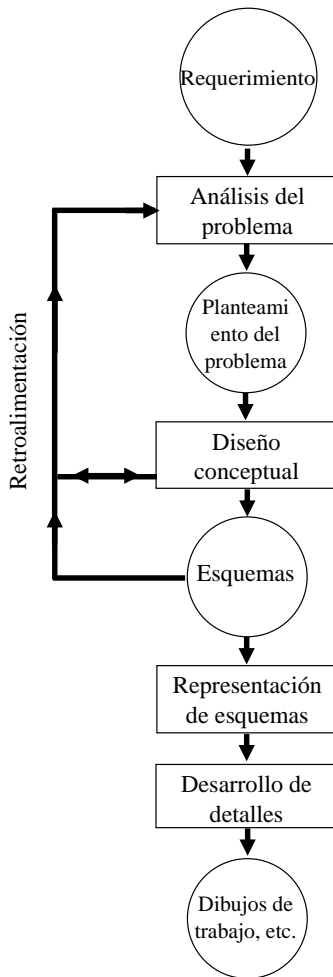


Figura 3.2. Modelo de French del proceso de diseño.

Fuente: [52]

Generalmente, los modelos ofrecen un procedimiento sistemático a seguir, más algorítmico, y consideran que deben seguir una metodología particular.

3.2 Metodología de diseño para aspas con pérdida aerodinámica (stall pasivo)

En esta sección se aborda la descripción de la metodología de diseño para aspas con pérdida aerodinámica (stall pasivo). El objetivo es determinar las características de la geometría del aspa. Se ha estructurado en dos partes: la primera está dedicada a la evaluación del recurso eólico, para la caracterización del viento. En la segunda, se presenta el análisis aerodinámico, donde se detalla la metodología para la selección de perfiles aerodinámicos y el dimensionado del aspa mediante el método BEM. En al Fig. 3.3 se presenta la metodología general para el proceso de diseño de aspas con pérdida aerodinámica.

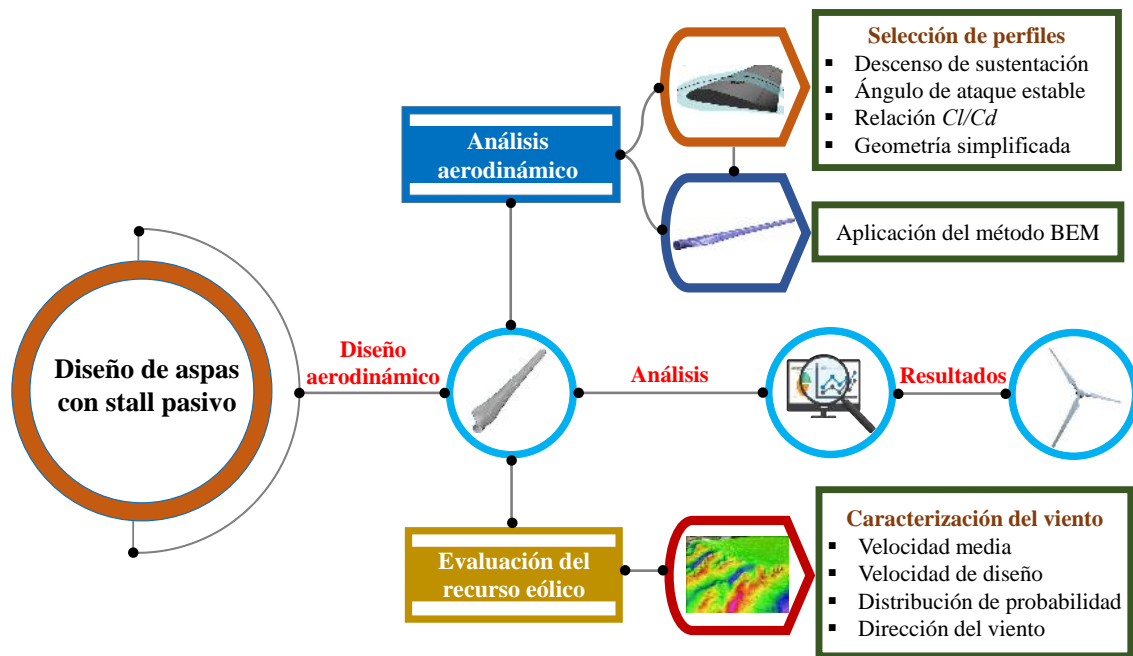


Figura 3.3. Metodología general para diseño de aspas con pérdida aerodinámica.

3.2.1 Evaluación del recurso eólico

Para el diseño adecuado de un sistema energético, en específico un aerogenerador, es fundamental el estudio del potencial eólico, solo así será posible el establecimiento de modelos teóricos que permitan la descripción y el dimensionado del sistema.

Al ser la energía eólica una fuente de energía de carácter variable y aleatoria, es necesario realizar un análisis estadísticos de los datos. Las representaciones estadísticas utilizadas para sintetizar las velocidades y direcciones de viento son: la distribución de las direcciones y frecuencias de las magnitudes de velocidades [53].

3.2.1.1 Registro de datos meteorológicos

Para la determinación del recurso eólico es indispensable disponer de datos meteorológicos de la zona o región a estudiar. Una estación meteorológica está conformada por sensores que registran y transmiten información meteorológica. Las variables que integran una base de datos: velocidad de viento, dirección del viento, presión atmosférica, radiación solar, entre otras.

Para el estudio se requiere al menos un año de datos de medición. Por lo tanto, para el cálculo del recurso, se consideran los siguientes parámetros:

- Velocidad media del viento (anual y mensual).
- El patrón diario y mensual.
- Función de distribución probabilidad.
- Roseta de vientos.
- Extrapolación de la velocidad del viento.
- Intensidad de turbulencia.

3.2.2 Análisis aerodinámico

El análisis aerodinámico para el diseño pasivo con pérdida aerodinámica consta de dos etapas esenciales: la selección de los perfiles aerodinámicos y la aplicación del método BEM (Fig. 3.3). En esta sección se presenta la metodología para la selección de perfiles aerodinámicos y el dimensionado del aspa.

3.2.2.1 Metodología para la selección de perfiles aerodinámicos

A continuación se presenta una metodología para la selección de perfiles aerodinámicos, con el objetivo de seleccionar el perfil óptimo que cumpla con ciertas características aerodinámicas y que pueda ser utilizado en el diseño del aspa. Además, que se adapte, de una manera adecuada con las características del viento de la región del Istmo de Tehuantepec. Por consiguiente, la metodología define los criterios de selección y se ordena de acuerdo a las prioridades del diseño del aspa.

- Descenso del coeficiente de sustentación.
- Ángulo de ataque (α) estable, después del desprendimiento de flujo.
- Relación (C_l/C_d).
- Geometría simplificada.

La metodología se realizó bajo la recomendación del *Dr. Herman Snel* experto internacional en aerodinámica.

1. Descenso del coeficiente de sustentación

El comportamiento de la sustentación del perfil en comparación al coeficiente de potencia del rotor, suelen tener la misma tendencia, y se refleja en la curva de potencia del aerogenerador. Por ello, este criterio se basa en el comportamiento del descenso del coeficiente de sustentación (C_l), que a su vez está en relación a la sustentación máxima ($C_{l,máx}$).

La literatura menciona que la caída brusca de sustentación 3° antes del α_{stall} y un descenso de sustentación mayor al 55 % provoca fuertes vibraciones en las aspas. Asimismo, indica que la caída de sustentación debe ser de forma gradual (descenso $< 25\%$). Sin embargo, para el caso del Istmo de Tehuantepec no es recomendable, debido a las ráfagas de viento que caracteriza la región, donde este tipo de régimen de viento puede ocasionar el embalamiento del rotor, y por ende dañar al generador [33]. Por estas razones, se recomienda que el descenso debe mantenerse en un rango de 25 % a 55 % para que el sistema al entrar en pérdida aerodinámica pueda evitar las vibraciones y el embalamiento del rotor. Gráficamente la variación de caída de sustentación se ilustra en la región 2 de la Fig. 3.4.

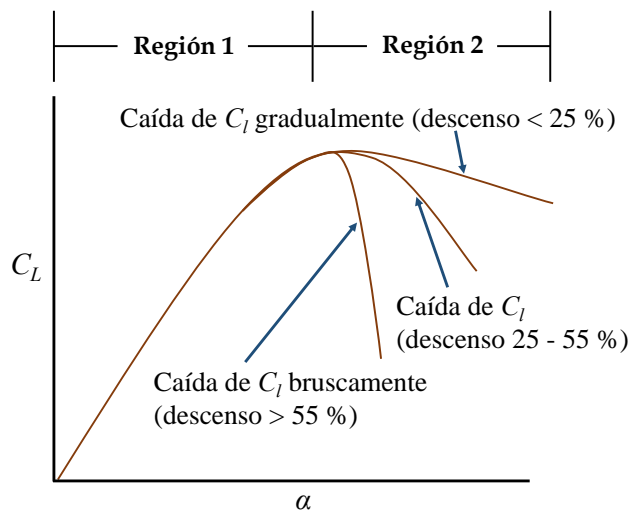


Figura 3.4. Formas de caída del coeficiente de sustentación (C_l).

2. Ángulo de ataque (α) estable después del desprendimiento de flujo

Como se indicó anteriormente, el coeficiente de sustentación depende del ángulo de ataque, mientras el ángulo de ataque aumente la sustentación incrementa. Sin embargo, cuando entra en la zona de pérdida aerodinámica (región 2 de la Fig. 3.4), la sustentación disminuye. En este sentido, cuando el perfil entra en la zona de pérdida aerodinámica, debe mantener la caída de sustentación en un rango de ángulos de ataque. Por ello, en este criterio se propone que el rango de ángulos estables esté entre 4° a 7° . Por esta razón, este criterio de selección depende del anterior.

3. Relación (C_l/C_d)

Un alto valor de la relación (C_l/C_d), permite evaluar el rendimiento del perfil aerodinámico. Además, influye que el coeficiente de potencia aumente y a su vez el radio del aerogenerador disminuya [20], el cual permitirá ahorro en el material y en el proceso de construcción del aspa.

4. Geometría simplificada

El diseño estructural con pérdida aerodinámica se caracteriza por ser un sistema robusto en las aspas, ya que los esfuerzos de empujes son muy altos para vientos elevados. Por ello, el criterio depende de una geometría simple del perfil para su futura construcción y que pueda soportar los esfuerzos. Para evaluar estas consideraciones se indica lo siguiente:

- a) **Perfil robusto:** Para evaluar esta característica se tomó en cuenta el grosor del perfil, por lo tanto, se considera el porcentaje de espesor máximo.
- b) **Geometría simple:** Se busca que la forma geométrica del perfil sea simple, sobre todo el tamaño del borde de salida. Porque, una característica que complica la manufactura del perfil es un borde de salida muy delgado. Por ello, esta consideración está en relación al porcentaje de la curvatura.
- c) **Esfuerzos:** La evaluación de los esfuerzos en el perfil está en relación al comportamiento lineal del C_l (región 1 de la Fig. 3.4). A medida que la corriente de flujo rodea al perfil antes del ángulo crítico, se describe un flujo laminar, donde la capa límite permanece adherida al perfil. Sin embargo, los efectos viscosos son dominantes y puede formar turbulencias y por ende variar C_l . Para evaluar esta propiedad es observar la variación del comportamiento lineal hasta alcanzar el ángulo de ataque crítico, es decir, que las turbulencias sean mínimas en la zona lineal.

Procedimiento de análisis del perfil aerodinámico

Los cálculos aerodinámicos del perfil, se obtienen utilizando el software Qblade [54]. El software contiene un módulo de análisis aerodinámico basado en XFOIL [55]. El procedimiento de análisis del perfil se presenta en el Anexo B.

3.2.2.2 Metodología para el dimensionado del aspa

En esta sección se presenta la metodología propuesta para el dimensionado del aspa basado en el método BEM. Este procedimiento se basa en un proceso iterativo de convergencia con la finalidad de definir la geometría del aspa (distribución de cuerda y torsión del aspa), así como las fuerzas aerodinámicas que ejerce sobre ella. El proceso consiste en definir la potencia que se desea para conocer el dimensionado, posteriormente se calcula el radio del aspa, y por último se inicia el proceso iterativo aplicando el método BEM. En la Fig. 3.5 se presenta la metodología propuesta para el dimensionado del aspa.

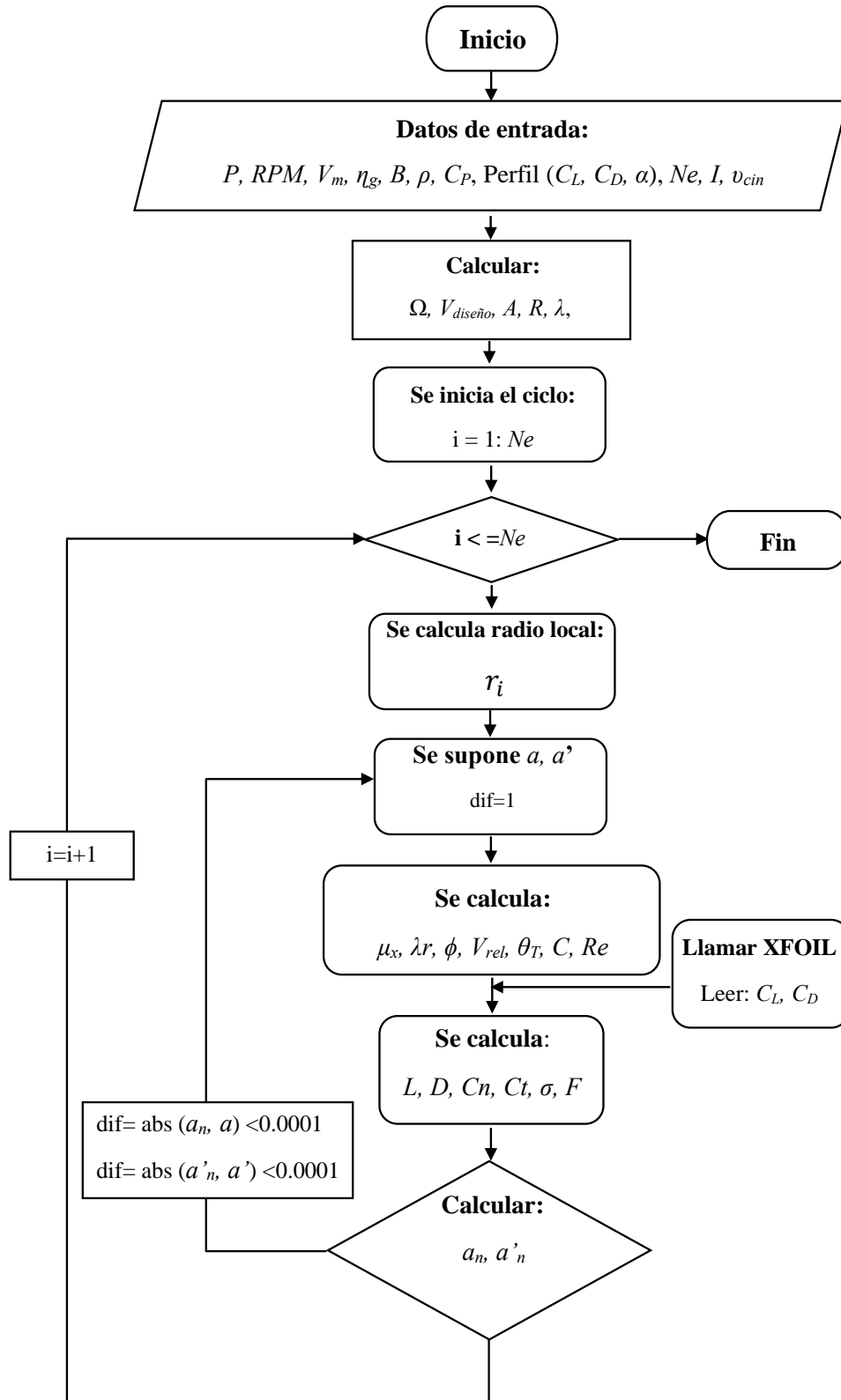


Figura 3.5. Metodología propuesta para el dimensionado del aspa de un aerogenerador.

1. Definir datos de entrada o criterios de diseño

Para iniciar el proceso, se considera algunos datos de entrada o criterios de diseño. Estos parámetros iniciales se muestran en la Tabla 3.1, donde estos datos determinarán los primeros cálculos para el proceso iterativo BEM.

Tabla 3.1. Datos de entrada para el dimensionado del aspa.

Descripción	Simbología	Unidad
Potencia nominal del generador	P_{nom}	W
Velocidad angular del generador	Ω	rad/s
Eficiencia del generador	η_g	%
Velocidad media	V_m	m/s
Número de aspas	B	[-]
Densidad del aire	ρ	kg/m ³
Coefficiente de potencia inicial	C_p	[-]
Número de elementos del aspa	Ne	[-]
Colocación del primer perfil	I	%
Viscosidad cinemática	v_{cin}	m ² /s
Perfil aerodinámico	$Perfil$	[-]

Los datos de entrada para el inicio del proceso iterativo son los siguientes:

El primer parámetro es conocer la potencia nominal (P_{nom}) que se desea obtener, por lo tanto, es necesario identificar las condiciones nominales del generador el cual debe entregar el eje del rotor, y por ende la longitud que tendrá el aspa. Estas características del generador incluyen la velocidad angular (Ω), y la eficiencia (η_g). Además, es importante saber si el diseño del rotor contará con la caja multiplicadora, en dado caso también se considera la eficiencia de la caja multiplicadora (η_t).

La teoría BEM asume que el aspa debe ser seccionada en N elementos (Ne). Por lo tanto, este proceso iterativo se estudia por cada sección o elemento del aspa. Además, las fuerzas por cada sección se pueden calcular por medio de las características del perfil aerodinámico (C_l, C_d, α_{opt}).

También, un criterio significativo es el porcentaje del tamaño que tendrá la raíz, de acuerdo a los diseñadores el porcentaje está entre 15 % o 20 % de la longitud del aspa, por ello, en este rango de porcentaje se recomienda colocar el primer perfil aerodinámico (I).

2. Primeros cálculos para el dimensionado del rotor

El objetivo de los cálculos es determinar el área del rotor (A), radio del aspa (R). En la Fig. 3.6. se muestra el proceso para determinar el radio del aspa.

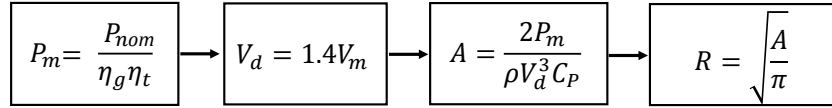


Figura 3.6. Cálculos para el dimensionado del rotor.

Las características del rotor están descritos por la relación entre la potencia del viento y la potencia mecánica. Sin embargo, la potencia mecánica (P_{mec}) está dada por la relación entre la potencia nominal del generador (P_{nom}) y las eficiencias del generador (η_g) y la caja multiplicadora (η_t):

$$P_{mec} = \frac{P_{nom}}{\eta_g \eta_t}. \quad (3.1)$$

Cuando el aerogenerador alcanza su potencia nominal, esta lo realiza a cierta velocidad nominal (V_n) y se define como:

$$V_{nominal} = 1,4V_m \quad (3.2)$$

Además, el sistema de extracción de la energía cinética del viento no es ideal, y solo aprovecha un porcentaje de la potencia, esta fracción también es conocido como coeficiente de potencia C_p . Sin embargo, Para seleccionar un C_p inicial, los aerogeneradores de baja potencia se encuentran en el rango de 0.4-0.45.

Por lo tanto, la potencia mecánica (P_{mec}) estará dada por:

$$P_{mec} = \frac{1}{2} \rho A V_{nominal}^3 C_p. \quad (3.3)$$

El área de barrido del rotor, se calcula despejando la expresión (A) de la Ec. (3.3) y se obtiene la siguiente ecuación:

$$A = \frac{2P_{mec}}{\rho V_{nominal}^3 C_p}, \quad (3.4)$$

donde el área de barrido, se establece como, $A = \pi R^2$. Por lo tanto, el radio del aspa (R) se determina de la siguiente manera:

$$R = \sqrt{\frac{2P_{mec}}{\frac{1}{2}\pi\rho V_{nominal}^3}}. \quad (3.5)$$

Por otro lado, la forma más simple de representación de un aerogenerador es asumir una entrada mecánica. La entrada mecánica puede ser la potencia mecánica o el torque mecánico. El torque, se determina de la siguiente manera:

$$T_{mec} = \frac{P_{mec}}{\Omega_{rotor}}. \quad (3.6)$$

Como se indicó en la Ec. (2.85), la relación de velocidad del aspa, está dada por:

$$\lambda = \frac{\Omega r}{U_1}. \quad (3.7)$$

El aspa esta seccionada por elementos, por lo tanto, el análisis de la velocidad específica (λ_r) por cada elemento, está dada por:

$$\lambda_r = \frac{\Omega r_i}{U_1}. \quad (3.8)$$

Aplicación del proceso iterativo del método BEM

En esta sección se describe el proceso iterativo aplicando la teoría BEM, con el objetivo de determinar la geometría del aspa como es la distribución de la cuerda y torsión, así como las fuerzas aerodinámicas que ejercen sobre ella. A continuación se describe el diagrama de bloques de la Fig. 3.5.

1. Se ingresa los datos de entrada:

$P_{nom}, RPM, \eta_g, V_{med}, B, \rho, C_P, Ne, I, v_{cin}, \text{perfil aerodinámico}$

2. Se realiza los primeros cálculos:

$V_{nom}, A, R, \lambda, \Omega$

3. Se inicia el ciclo “para”(for en inglés), para cada sección de aspa, donde la variable (i) correspondiente al elemento del aspa, toma los valores de 1 hasta el número de secciones , y se representa como ($i = 1 : Ne$):

4. Se calcula el radio local (r_i):

$$r_i = I + \frac{(i - 1) * (1 - I)}{Ne} R, \quad (3.9)$$

- a) Si (if en inglés) el elemento (i), es igual al número de secciones ($i = Ne$), entonces:

$$r_i = R \quad (3.10)$$

- b) Sino (else en inglés), continua el ciclo.

5. Se asumen valores iniciales¹

$$a = 1/3$$

$$a' = 0$$

¹Normalmente, se asumen valores de 0 para a y a' por ser un proceso de convergencia. En este algoritmo se consideran en los valores iniciales las condiciones ideales del rotor. Para el caso del factor de inducción axial (a), la teoría menciona que el comportamiento ideal debe ser de 0.333 a lo largo del aspa. Para el caso del factor de inducción tangencial (a'), la teoría menciona que el comportamiento ideal debe ser 0, es decir que la rotación de la estela es 0.

6. Se calcula los siguientes parámetros:

Relación entre radio local (r_i) y radio total (R).

$$\mu_x = \frac{r}{R}. \quad (3.11)$$

Velocidad específica local del aspa (λ_r):

$$\lambda_r = \mu_x \frac{\Omega R}{V_m}. \quad (3.12)$$

Ángulo de flujo de entrada (ϕ):

$$\phi = \tan^{-1} \left(\frac{V_n(1-a)}{\Omega r(1+a')} \right). \quad (3.13)$$

Velocidad relativa (V_{rel}):

$$V_{rel} = \frac{V_n(1-a)}{\text{sen}\phi}. \quad (3.14)$$

Ángulo de torsión (θ_T):

$$\theta_T = \phi - \alpha_{opt}. \quad (3.15)$$

Cuerda local (c_i):

$$c_i = \frac{8\pi r_i \text{sen}\phi}{3BC_l \lambda_r}. \quad (3.16)$$

Número de Reynolds (Re):

$$Re = \frac{c_i V_{rel}}{v_{cin}}. \quad (3.17)$$

7. Se manda a llamar XFOIL para determinar los coeficientes de sustentación (C_l) y arrastre (C_d) del perfil aerodinámico, con ángulos entre -5° a 20° . Este proceso se presenta en el Anexo B.

8. Se calcula los siguientes parámetros:

Sustentación (dF_L): se calcula con la Ec.(2.72).

Arrastre (dF_D): se calcula con la Ec.(2.73).

Coefficiente de carga normal (C_n): se calcula con la Ec.(2.76).

Coefficiente de carga tangencial (C_t): se calcula con la Ec.(2.77).

solidez (σ): se calcula con la Ec. (2.84).

Factor de pérdida en la punta del aspa de Prandtl (F): se calcula con la Ec.(2.93).

9. Se determina el nuevo valor del coeficiente inducción axial (a):
10. Se determina el coeficiente de empuje local $C_{T,i}$: se calcula con la Ec. (2.104).
 - a) si $C_{T,i} > 0.96$; entonces (a) se calcula con la Ec. (2.103).
 - b) Si $C_{T,i} < 0.96$; (a) se calcula con la Ec. (2.101).
11. Se determina el nuevo valor del coeficiente de inducción tangencial (a'): se calcula con la Ec. (2.102).
12. Se verifica el error existente para los coeficientes a, a' :

$$|a_n - a| < 0.0001,$$

$$|a'_n - a'| < 0.0001.$$

13. Si no se cumple la condición anterior, se regresa al punto 6.
14. Si se cumple la condición número 12.
15. Se calcula las diferenciales locales, el empuje (dT), torque (dQ) y potencia (dP): Se calcula con las Ecs. (2.99), (2.100) y (2.80), respectivamente.
16. Posteriormente, se procede a calcular el próximo elemento del aspa (i), se regresa al punto 3.
17. Si se cumple el punto **(3a)**.
18. Fin del ciclo.

Capítulo 4.

Dimensionado del aspa

Este capítulo está dedicado a la aplicación de la metodología para el dimensionado del aspa con pérdida aerodinámica. El capítulo comienza con la evaluación del recurso eólico del Istmo de Tehuantepec. Posteriormente, se presentan los resultados obtenidos de la selección de perfiles aerodinámicos y la aplicación del método BEM. Por último, se presentan los resultados de la simulación aerodinámica y estructural.

4.1 Recurso eólico del Istmo de Tehuantepec

4.1.1 Datos

Como caso de estudio se realizó la evaluación del recurso eólico en la región del Istmo de Tehuantepec. Se han analizado 4 estaciones con datos registrados cada 10 *min*. En la Fig. 4.1 se presenta el mapa de las 4 estaciones anemométricas. En la Tabla 4.1 se presenta la ubicación geográfica (longitud y latitud) y las alturas de mediciones de las estaciones.

Tabla 4.1. Ubicación geográfica de las estaciones anemométricas.

Estación anemométrica	Altura de medición	Longitud (<i>W</i>)	Latitud (<i>N</i>)
Ixtepec	20 <i>m</i>	95° 06' 00"	16° 34' 00"
La Venta	15 <i>m</i>	94° 49' 41"	16° 34' 31"
La Ventosa	20 <i>m</i>	94° 57' 15"	16° 32' 48"
Matías Romero	10 <i>m</i>	95° 02' 11"	16° 52' 58"

4.1.2 Caracterización del recurso eólico

A continuación se presenta la caracterización del recurso eólico a través de las estaciones anemométricas. El análisis del aprovechamiento del recurso eólico se realizó con el software Windographer [56].

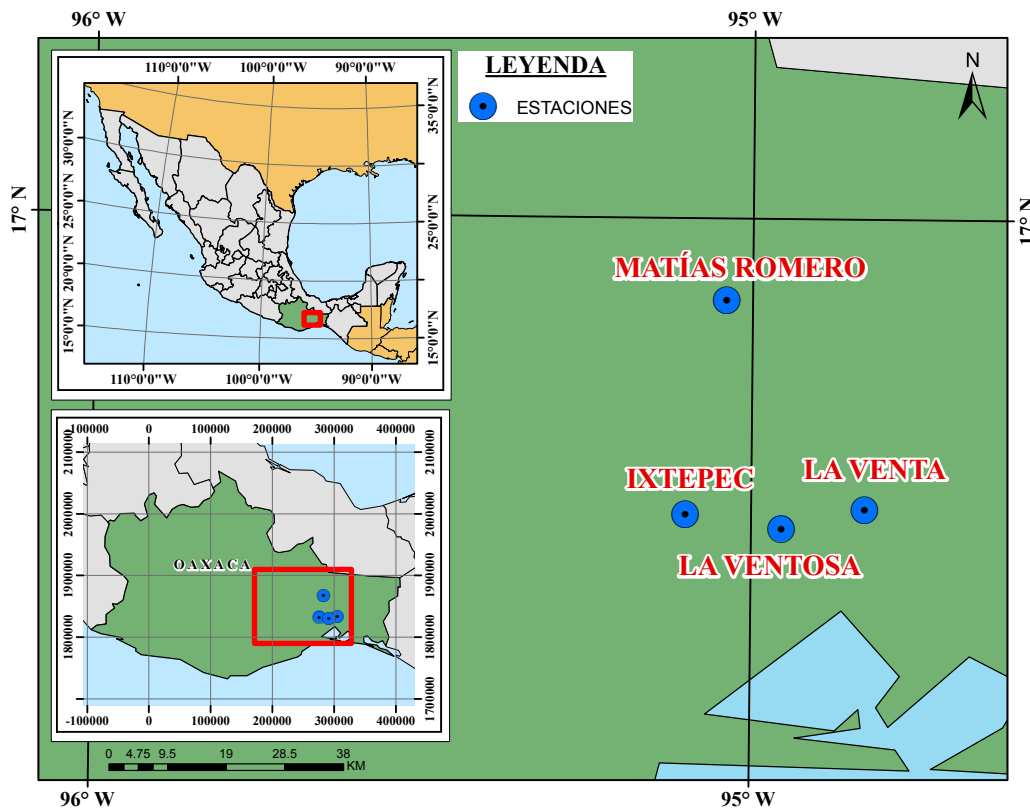


Figura 4.1. Mapa de las 4 estaciones anemométricas.

En la Tabla 4.2 se presentan los resultados obtenidos como la media (V_m), la media máxima (V_{max}) de la velocidad del viento, encontrados en las 4 estaciones anemométricas a 15 m de altura. Asimismo, se muestra la densidad de potencia, clase de potencia y el potencial del recurso a una altura de 50 m.

Tabla 4.2. Parámetros estadísticos de la velocidad del viento.

Estación anemométrica	V_m (m/s)	V_{max} (m/s)	Densidad de potencia a 50 m (W/m^2)	Clase de potencia del viento	Potencial del recurso
Ixtepec	5.99	9.81	538	5	Bueno
La Venta	9.59	13.28	1,750	7	Excepcional
La Ventosa	7.39	10.55	918	7	Excepcional
Matías Romero	2.57	-	294	2	Pobre

En cuanto a los promedios de las estaciones de Ixtepec, La Ventosa y Matías Romero, fueron extrapoladas a una altura de 15 m. Sin embargo, la estación Matías Romero, no se registraron datos de la velocidad máxima. Por otro lado, para el cálculo de la densidad de potencia se extrapoló a una altura de 50 m. El propósito de la densidad de potencia, es identificar la clase y el potencial del recurso eólico. Por ello, de acuerdo, al estudio de la NREL [17], se clasificó la clase y el potencial del recurso eólico de la región del Istmo de Tehuantepec, tal como se muestra en la Tabla 4.2.

A modo de comparar los resultados obtenidos, con la ayuda del mapa de recurso eólico, desarrollado por la Universidad de Dinamarca (DTU) [57], se puede verificar la velocidad de viento para toda la región. En la Fig. 4.2 se muestra el mapa del recurso eólico de la región del Istmo de Tehuantepec a una altura de 50 m.

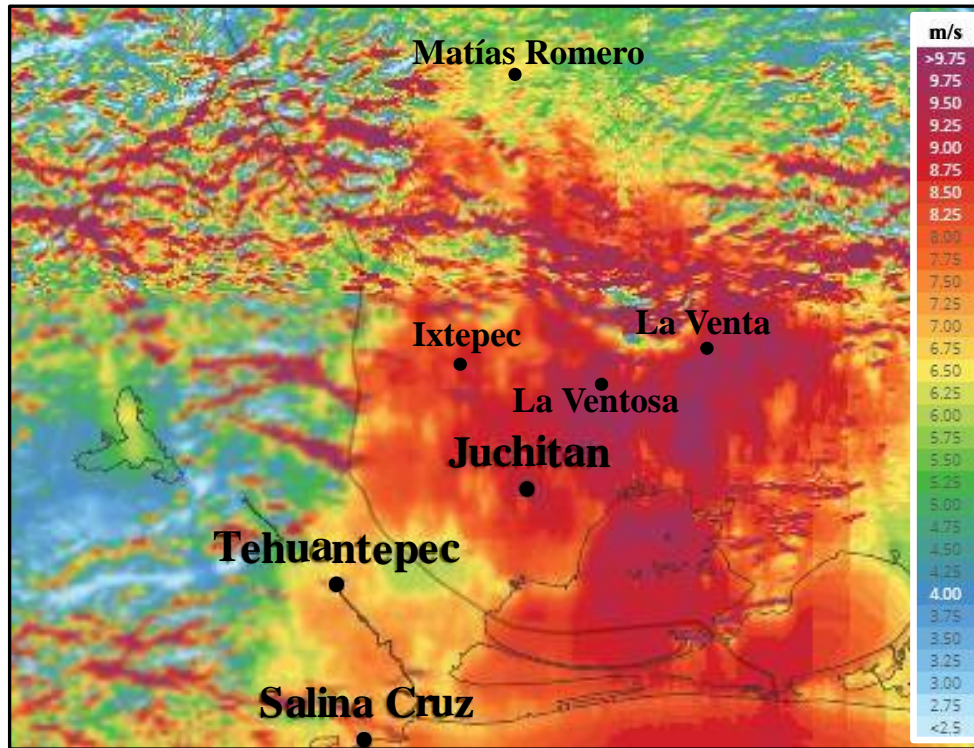


Figura 4.2. Mapa del recurso eólico de la región del Istmo de Tehuantepec.

Fuente: [57]

Con el objetivo de representar el comportamiento del viento, se determinaron los promedios diarios y mensuales de la velocidad de viento. En el Anexo A.1 se presenta el patrón diario y mensual, donde se distingue la variación del viento respecto a las diferentes estaciones analizadas.

A modo de conclusión, la estación La Venta presentó la velocidad media más alta con un valor de 9.58 m/s , una clase de 7, catalogado como un potencial excepcional. Sin embargo, la estación Matías Romero presentó la velocidad media más baja con un valor de 2.57 m/s , clasificado como potencial de recurso pobre.

Con base a los promedios encontrados, se prosigue a conocer la velocidad media (V_m), que se requiere como dato de entrada en el proceso de dimensionado del aspa (método BEM). Desde el punto de vista de diseño, lo más pertinente es seleccionar la condición más desfavorable, es decir la velocidad máxima. Sin embargo, para estudio se optó seleccionar por las estaciones con los potenciales más altos, que fueron la Venta y La Ventosa, con promedios de 9.58 m/s y 7.39 m/s , respectivamente. Para definir la velocidad media se realizó un prome-

dio entre las 2 estaciones, dando un valor de $\cong 8.5 \text{ m/s}$, el cual se ocupó como dato entrada en el diseño del aspa.

4.1.2.1 Distribución de Weibull

En el estudio de la energía eólica suelen utilizar la distribución de Weibull para caracterizar la amplitud de la distribución de las velocidades del viento. Como se indicó anteriormente, la distribución Weibull se caracteriza por dos parámetros, un parámetro de escala c y un parámetro de forma k . En la Tabla 4.3 se presentan los valores del factor de forma (k) y de escala (c) de las 4 estaciones.

Tabla 4.3. Factores de Forma (k) y Escala (c).

Estación anemométrica	Factor de forma k	Factor de escala c (m/s)
Ixtepec	1.57	6.38
La Venta	1.61	10.53
La Ventosa	1.59	8.15
Matías Romero	1.75	2.81

En el Fig. 4.3 se muestra la distribución de la velocidad del viento junto con la distribución de Weibull de las 4 estaciones. Se puede observar la frecuencia de la velocidad del viento a una altura de 15 m.

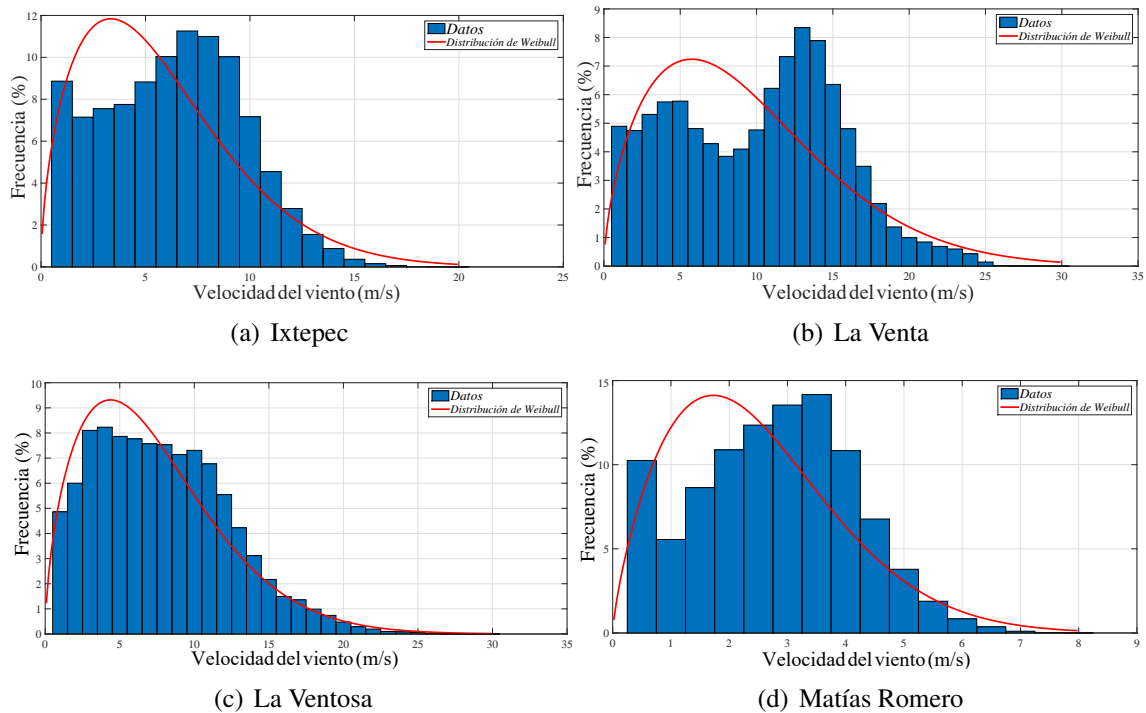


Figura 4.3. Distribución de Weibull y de la velocidad del viento de las estaciones.

4.1.2.2 Rosa de los vientos

La rosa de los vientos representa el porcentaje de la frecuencia y la dirección predominante de la velocidad del viento. En la Fig. 4.4 se presenta el mapa de la rosa de los vientos, indicando la dirección predominante del viento de las 4 estaciones. Asimismo, en el Anexo A.2 se muestra cada una de las direcciones.

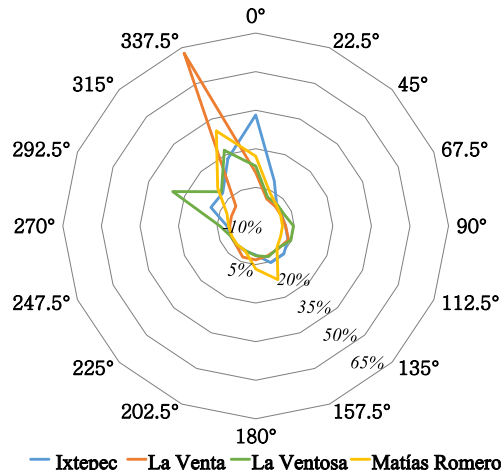


Figura 4.4. Rosa de los vientos.

4.1.2.3 Intensidad de turbulencia

La norma IEC 61400-2 presenta que los aerogeneradores de baja potencia están en función de los parámetros de la velocidad del viento y la turbulencia. Como se introdujo anteriormente, la turbulencia se puede cuantificar por medio de la intensidad de turbulencia (IT), y se define como la relación de la desviación estándar (σ) del viento, dentro de un rango de tiempo (regularmente 10 *min*), entre la velocidad media (U) en ese mismo rango de tiempo:

$$I = \frac{\sigma_i}{U_i}, \tag{4.1}$$

donde i es el rango de tiempo. Normalmente, las estaciones anemométricas muestrea las variables cada segundo, sin embargo, las almacena en una base de datos, en promedio de periodos de 10 *min*. Por ello, es necesario disponer con datos de medición de la velocidad de viento y la desviación de estándar en ese rango de tiempo.

Windographer menciona que para un conjunto de pasos de tiempo de 10 *min*, cada paso registra un valor de intensidad de turbulencia. La intensidad de turbulencia representativa es igual al P90 (percentil 90), de los valores de la intensidad de turbulencia, es decir, el valor por debajo el cual cae el 90 % de los valores. Si los valores de la intensidad de turbulencia se ajusta a una distribución normal, la intensidad de turbulencia se determina como:

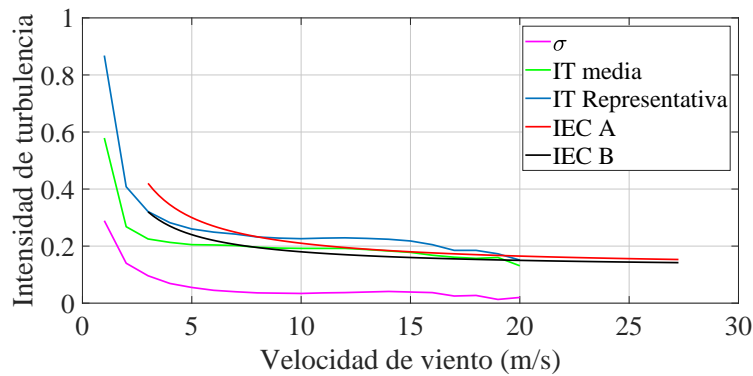
$$IT \text{ representativa} = IT \text{ media} + 1.28 (\sigma).$$

El objetivo es lograr una clasificación de aerogeneradores robustos, que pueda soportar los esfuerzos a las que estará sometido. Por ello, la norma define las categorías de turbulencias basadas en el valor de la intensidad de turbulencia representativa a 15 m/s. En la Tabla 4.4 se muestra la categoría de acuerdo a las características de la IT a 15 m/s.

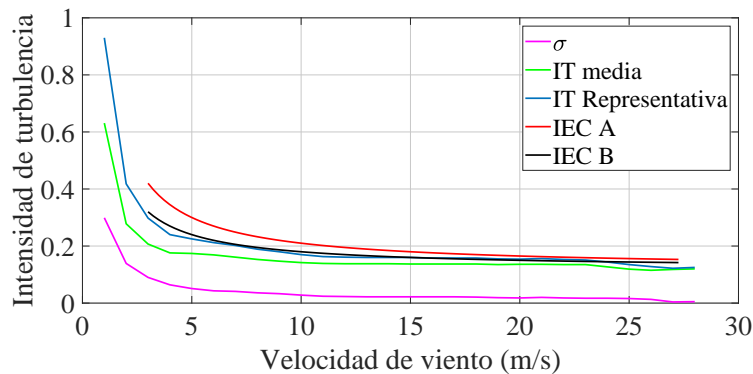
Tabla 4.4. Categoría de la turbulencia definida por la IEC 61400.

Categoría	Características de la IT a 15 m/s
S	> 0.18
A	0.16-0.18
B	0 -0.16

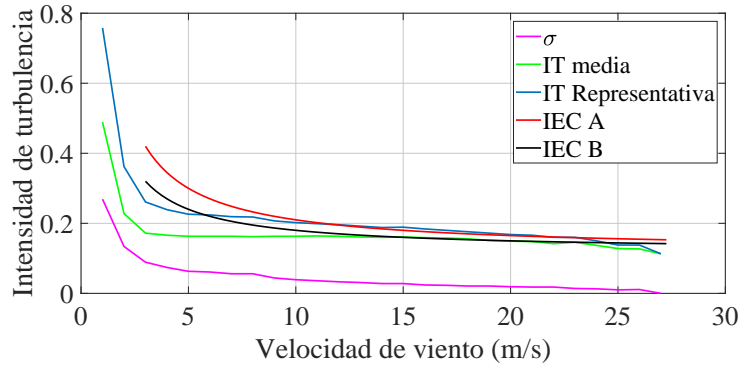
Mediante un modelo de turbulencia en la Fig. 4.5 se presenta los resultados obtenidos del análisis de turbulencia, se puede observar la desviación estándar (σ), la intensidad media (IT media), intensidad de turbulencia representativa (IT representativa) y los parámetros de turbulencia de la IEC (A y B) para la clasificación del aerogenerador.



(a) Ixtepec



(b) La Venta



(c) La Ventosa

Figura 4.5. Intensidad de turbulencia.

En la Fig. 4.5 (a) se puede observar que la estación de Ixtepec a 15 m/s , la intensidad de turbulencia es de 0.218. Por lo tanto, con base a los parámetros de la clase A y B de la IEC, se puede definir como categoría S. Esta clase, el diseñador debe describir los parámetros de diseño en la documentación de los requisitos de diseño. En la Tabla 4.5 se presentan los valores característicos de la intensidad de turbulencia a 15 m/s .

Tabla 4.5. Resultados de la intensidad de turbulencia.

	Ixtepec	La Venta	La Ventosa
Registro de datos en 15 m/s	251	2,933	1,097
Promedio de la IT en 15 m/s	0.178	0.137	0.161
Característica de la IT a 15 m/s	0.218	0.16	0.189
Categoría de la turbulencia de acuerdo a la IEC	S	B	S

En la Tabla 4.5 se muestra las categorías para cada estación anemométrica. Por ejemplo, la estación La Venta a 15 m/s , registró 2,933 datos, con un promedio de intensidad de turbulencia de 0.137, dando una intensidad de turbulencia representativa de 0.16; de acuerdo a la IEC se clasifica como categoría B.

Nótese que en la estación Matías Romero no se determinó la intensidad de turbulencia, debido que la estación no registró datos de la desviación estándar.

4.2 Diseño aerodinámico del aspa

Los resultados obtenidos del análisis aerodinámico correspondiente al diseño del aspa se describen a continuación. Como se indicó en el capítulo anterior, el primer parámetro es conocer la potencia nominal que se desea para el diseño. Por ello, como caso de estudio se seleccionó datos técnicos del generador imán permanente (PMG) de 10 kW , que adquirió la Universidad del Istmo. En el Anexo C se muestra la ficha técnica del generador dada por el fabricante. En la Tabla 4.6 se presentan algunos datos técnicos del generador.

Tabla 4.6. Datos técnicos del generador de imán permanente (PMG).

Descripción	valor	Unidad
Potencia nominal	10	<i>kW</i>
Velocidad nominal	210	<i>rpm</i>
Voltaje nominal	240	<i>V</i>
Corriente nominal	24	<i>A</i>
Frecuencia	56	<i>Hz</i>
Eficiencia	92	<i>%</i>

Hasta el momento se indicó la potencia deseada, sin embargo, en el diseño del aspa, el elemento importante es el tipo de perfil. Por lo tanto, se aborda la selección y evaluación de perfiles aerodinámico para determinar el óptimo.

4.2.1 Selección de perfiles aerodinámicos

Esta sección está dedicada a la aplicación de la metodología para la selección de perfiles. Las evaluaciones previas de los perfiles aerodinámicos se presentan a continuación.

4.2.1.1 Evaluación aerodinámica de los perfiles aerodinámicos

Para determinar el perfil óptimo se evaluaron perfiles aerodinámicos utilizados en aerogeneradores de baja potencia. Con base a las referencias [23, 32], se utilizó el intervalo del número de Reynolds comprendido entre 100,000 y 500,000.

Posteriormente, se inicio la evaluación de perfiles, sin embargo, en este trabajo se seleccionaron 4 perfiles que presentaron las características descritas en la metodología. En la Fig. 4.6 se muestran 4 perfiles seleccionados, los cuales presentaron las características requeridas.

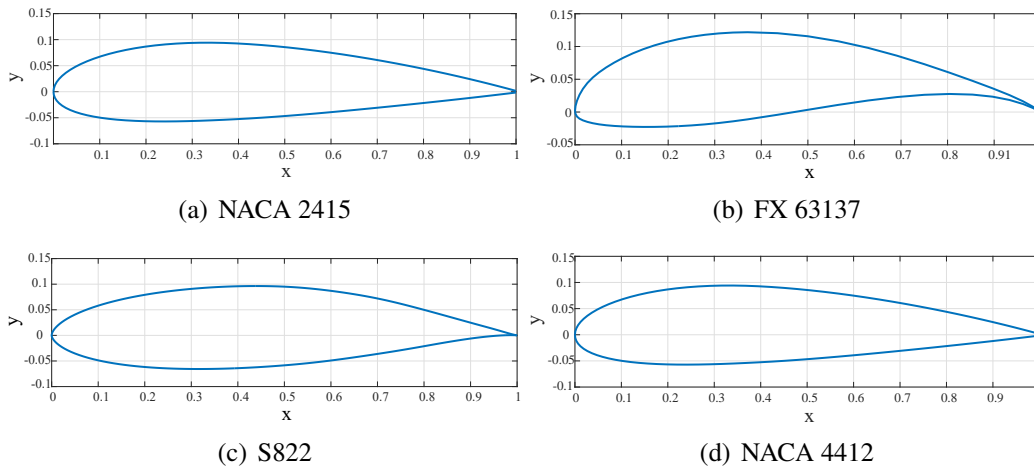


Figura 4.6. Perfiles aerodinámicos seleccionados.

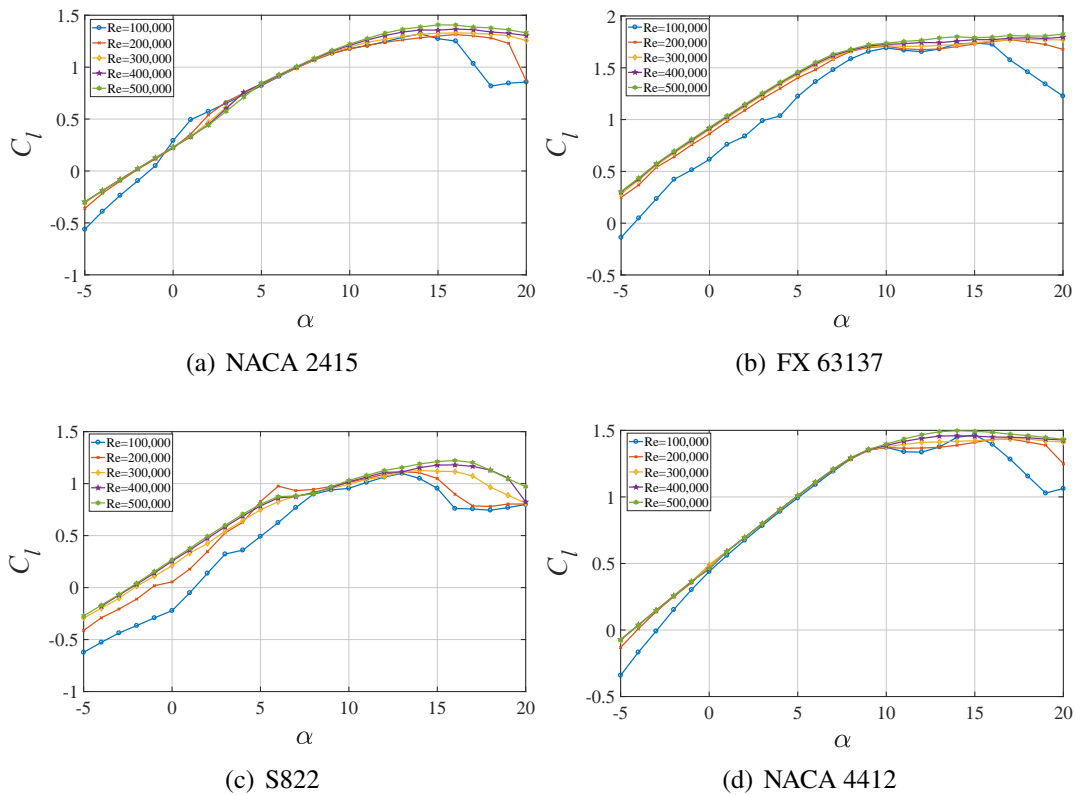
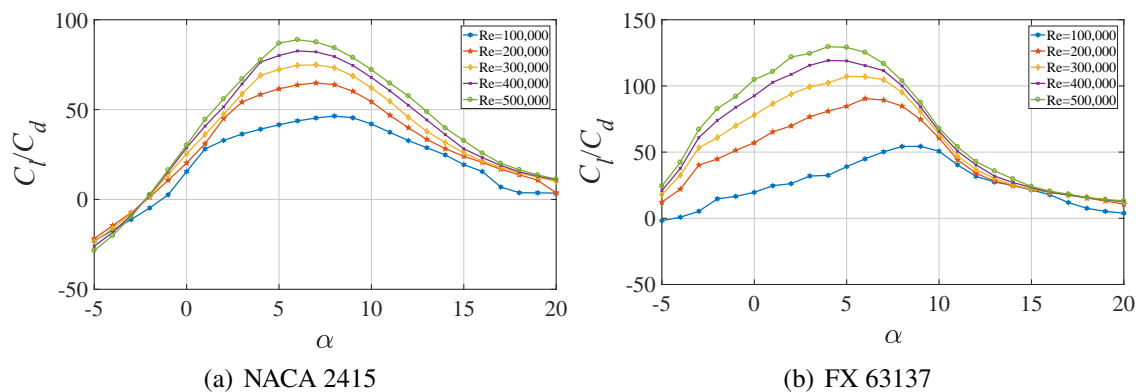


Figura 4.7. Evaluación de los perfiles aerodinámicos (C_l vs α).

En la Fig. 4.7 se observa el comportamiento de (C_l) de los 4 perfiles en función al ángulo de ataque (α). Por ejemplo, el perfil NACA 2415 obtiene un $C_{l,max}=1.4$ para un Reynolds de 500,000, manteniendo la caída de sustentación en ángulos estables; sin embargo, para un Reynolds de 100,000 y a un $\alpha=15^\circ$, presenta una caída de sustentación. Por otra parte, el perfil que presenta las sustentación más alta es el FX 63137 con valores entre (1.75-1.78). El perfil S822 se obtiene un $C_{l,max}=1.3$ para Reynolds de 400,000 y 500,000; además en $\alpha=16^\circ$ presenta desprendimiento del flujo provocando la caída de sustentación. El perfil NACA 4412 se obtiene un $C_{l,max}=1.5$ para un Reynolds de 500,000 a un $\alpha=14^\circ$.



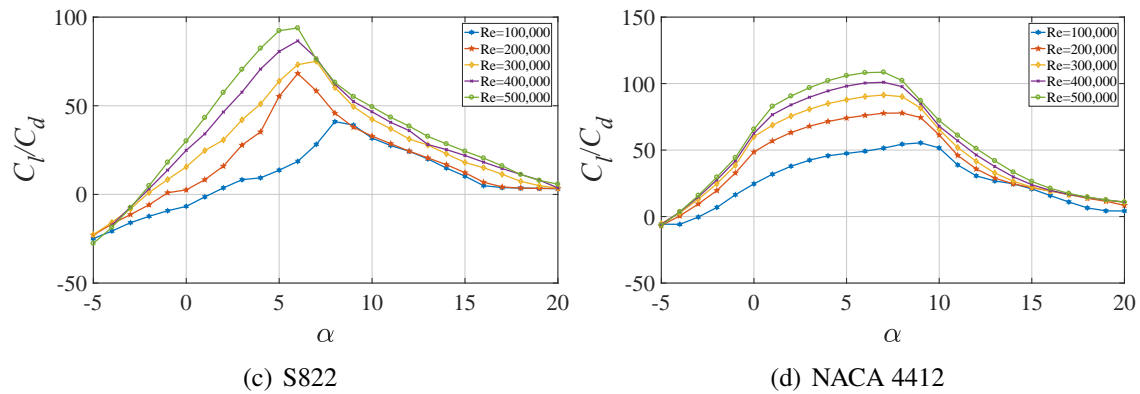


Figura 4.8. Evaluación de los perfiles aerodinámicos(C_l/C_d vs α).

Por otro lado, en la Fig. 4.8 se observa el comportamiento de la relación sustentación y arrastre (C_l/C_d) de los 4 perfiles en función al ángulo de ataque (α). Por ejemplo, el perfil NACA 2415 para un Reynolds de 500,000 a un $\alpha=6^\circ$, se obtiene la máxima relación $C_l/C_d=88$. El perfil FX 63137 presenta muy buena aerodinámica, donde un Reynolds de 400,000 a un $\alpha=4^\circ$, se obtiene la máxima relación $C_l/C_d=119$. El perfil S822 para un Reynolds de 500,000 a un $\alpha=6^\circ$, se obtiene la máxima relación $C_l/C_d= 93$.

Posteriormente, se realiza un promedio para determinar los coeficientes óptimos del perfil. Con base a la relación $(C_l/C_d)_{max}$ se selecciona los coeficientes de sustentación (C_l), arrastre (C_d), y ángulo de ataque óptimo (α). Además, estos son requeridos como datos del perfil aerodinámico en el método BEM. En las Figs. 4.10 y 4.9 se presenta el promedio de la curvas aerodinámicas de los perfiles seleccionados.

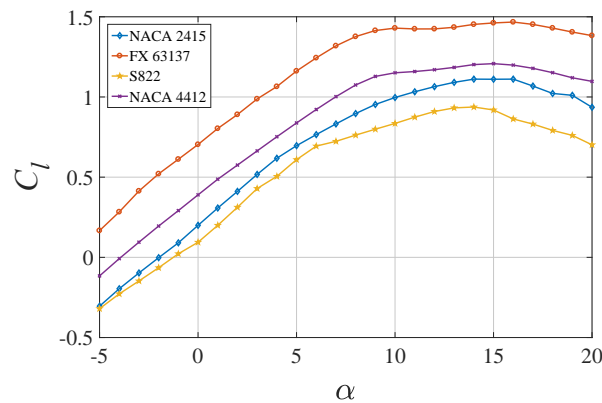


Figura 4.9. Curvas promedio de C_l vs α de los perfiles.

En la Fig. 4.9 se presenta el promedio del coeficiente de sustentación de los 4 perfiles aerodinámicos. Por lo tanto, el perfil NACA 2415, se obtiene un $C_{lmax}= 59$ con un $\alpha=7^\circ$, donde este valor se selecciona para determinar los valores óptimos del coeficiente de sustentación y arrastre. Asimismo, se sigue este proceso para los siguientes perfiles. En la Tabla 4.7 se muestran los valores del promedio de los coeficientes aerodinámicos de los 4 perfiles seleccionados.

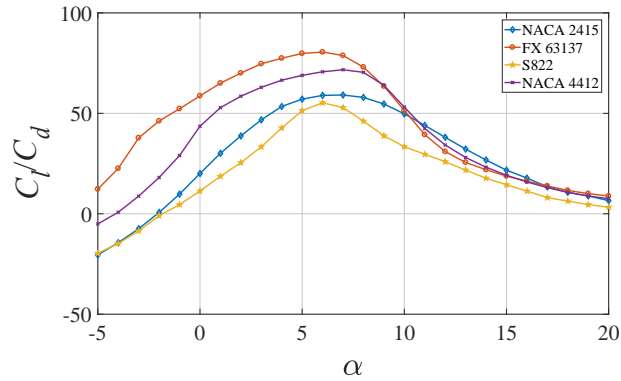


Figura 4.10. Curvas promedio de la relación máxima de C_l/C_d de los perfiles.

Tabla 4.7. Resultados de los coeficientes aerodinámicos de los perfiles seleccionados.

Coefficiente	NACA 2415	FX 63137	S-822	NACA 4412
$(C_l/C_d)_{máximo}$	59.12987	80.51644	56.73088	71.70210
C_l	0.83188	1.24373	0.69366	1.00198
C_d	0.012371	0.01445	0.01306	0.01247
α	7	6	6	7

A partir de estas evaluaciones, se aplica la metodología para la selección de perfiles explicada en el capítulo anterior. A continuación se describen los resultados de los criterios de selección de perfiles.

4.2.1.2 Resultados de la aplicación de la metodología

En la tabla 4.8 se presentan los resultados obtenidos de los criterios 1, 2 y 3 de la sección metodología para la selección de perfiles, visto en el capítulo anterior.

Tabla 4.8. Resultados de los criterios de selección de los perfiles.

Criterio	NACA 2415	FX 63137	S-822	NACA 4412
% de descenso	30 %	21.11 %	46.66 %	23.33 %
Rango α	4	4	6	5
$(C_l/C_d)_{máximo}$	59.12987	80.51644	56.73088	71.70210

En la Tabla 4.8 se puede observar que el perfil S822 cumple con los mejores resultados en los criterios, descenso del coeficiente de sustentación (% de descenso) y ángulo de ataque estable cuando entra en pérdida aerodinámica (rango α). Sin embargo, el perfil con la mayor relación (C_l/C_d) es el FX63137.

Geometría simplificada

Para evaluar las consideraciones **(a)** y **(b)** del criterio geometría simplificada, se consideró la forma geométrica del perfil. En la Tabla 4.9 se presenta el espesor y la curvatura de cada perfil.

Tabla 4.9. Porcentaje del espesor y curvatura de los perfiles seleccionados.

Consideración	NACA 2415	FX 63137	S-822	NACA 4412
% de espesor máximo	15	13.7	16	12
% de curvatura media	2	6	1.8	4

En la Tabla 4.9 se puede observar que el perfil S822 tiene el mayor porcentaje en el espesor máximo. Además, su curvatura media es menor en comparación al perfil FX63137, es evidente en el tamaño del borde de salida, tal como se muestra en la Fig 4.6. Como se indicó anteriormente, la característica que mas complica la manufactura del perfil es un borde de salida muy delgado.

La consideración **(c)** se evaluó de acuerdo al comportamiento lineal de C_l . El propósito de esta condición es el comportamiento lineal hasta alcanzar el ángulo de ataque crítico. Por ello, se buscó que la tendencia de C_l no variara a diferentes números de Reynolds. Tomando en cuenta las curvas promediadas de la Fig. 4.7, se puede observar el comportamiento lineal de cada perfil aerodinámico en función al número de Reynolds. En la Tabla 4.10 se presenta una puntuación del 1 al 4, siendo 1 al que mejor cumple la consideración, es decir, la tendencia con menor turbulencias en la zona lineal y 4 al que menos cumple la propiedad.

Tabla 4.10. Puntuación al comportamiento lineal de C_l .

Consideración	NACA 2415	FX 63137	S-822	NACA 4412
Puntuación	3	2	4	1

Finalmente, con base a los resultados del criterio, nuevamente se realiza una puntuación, sin embargo, en este caso del 4 al 1, siendo 4 al que mejor se adapta al criterio y 1 al que menos cumple la propiedad. El propósito es promediar las puntuaciones y seleccionar el más conveniente. En la Tabla 4.11 se presenta la puntuación, así como el promedio de cada perfil aerodinámico.

Tabla 4.11. Resultados de la geometría simplificada.

Consideración	NACA 2415	FX 63137	S-822	NACA 4412
Perfil robusto (% de espesor)	3	2	4	1
Geometría simple (% de curvatura)	3	1	4	2
Esfuerzo (C_l lineal)	2	3	1	4
Promedio	2.6	2	3	2.3

A modo de conclusión el perfil S822 presentó el promedio más alto, siendo un perfil con una geometría simplificada para una futura construcción del aspa.

4.2.1.3 Selección del perfil para el diseño del aspa

Una vez que se han evaluado los criterios de selección de perfiles, se prosigue a seleccionar el óptimo. Por ello, de acuerdo a Cross [52] se eligió la evaluación de alternativas para seleccionar el mejor. El método de objetivos ponderados es un medio para evaluar y comparar alternativas, empleando objetivos diferencialmente ponderados, este método consiste en asignar valores numéricos a las prioridades y calificaciones a los perfiles.

En la Fig. 4.11 se presenta mediante un diagrama de árbol la evaluación ponderada de las prioridades en la selección de perfiles. Por ejemplo, al descenso de la caída de sustentación se le asignó un porcentaje de 45 %, siendo este el de mayor prioridad.

Con base a los resultados, el perfil con el mejor resultado es el S822 con un valor de 35 %. En la Tabla 4.12 se observa la suma ponderada de los perfiles seleccionados.

Tabla 4.12. Resultados de la evaluación.

Evaluación	NACA 2415	FX 63137	S-822	NACA 4412
Resultados	0.23	0.17	0.35	0.24

4.2.2 Diseño del aspa con pérdida aerodinámica

En esta sección se introduce al diseño del aspa mediante la aplicación de la metodología para el dimensionado del aspa. Primero se definen los parámetros requeridos en el diseño. En la Tabla 4.13 se presentan los datos utilizados para el dimensionado.

Tabla 4.13. Datos de entrada para el dimensionado del aspa.

Descripción	Valor	Unidad
Potencia nominal del generador	10,000	<i>W</i>
Velocidad angular del generador	210	<i>rpm</i>
Eficiencia del generador	0.92	%
Velocidad media	8.5	<i>m/s</i>
Número de aspas	3	[-]
Coefficiente de potencia inicial	0.4	[-]
Número de elementos del aspa	10	[-]
Colocación del primer perfil	0.15	%
Viscosidad cinemática	0.000016	<i>m²/s</i>
Perfil aerodinámico	S822	[-]

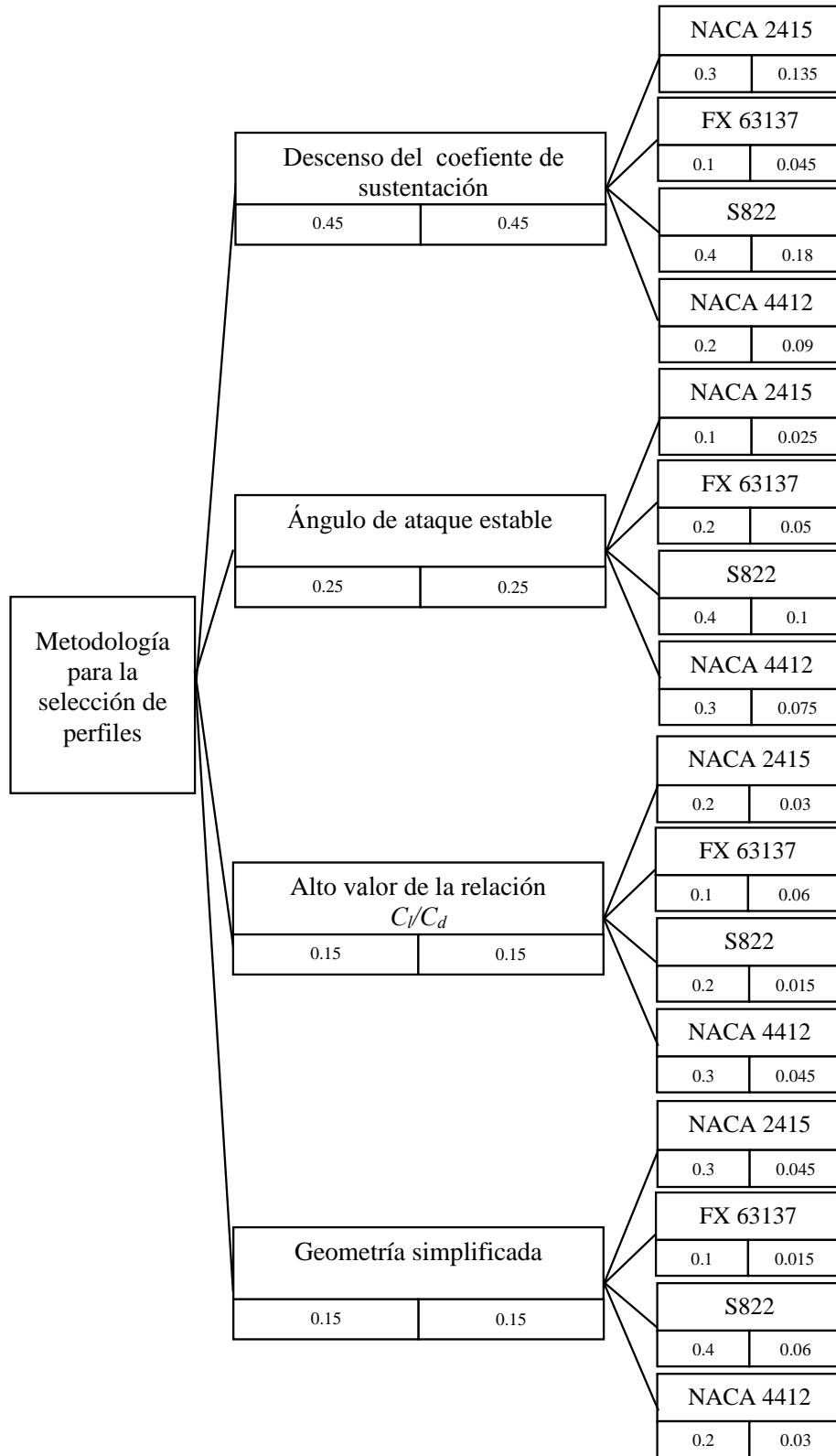


Figura 4.11. Evaluación de alternativas de los criterios de selección.

Aplicando el proceso iterativo BEM se determinan los resultados para el dimensionado del aspa. En la Tabla 4.14 se presentan los resultados del proceso iterativo BEM. En la Tabla 4.15 se presentan los datos de las fuerzas aerodinámicas del aspa.

Tabla 4.14. Resultados del proceso iterativo BEM para el dimensionado del aspa.

<i>Elemento</i>	r (m)	μ [-]	λ [-]	ϕ (°)	V_{rel} (m/s)	θ_T (°)	c (m)	Re
1	0.4	0.15	1.1	22.55	16.85	17.55	0.597	628521.436
2	0.7	0.24	1.8	16.61	24.23	11.61	0.445	673821.760
3	1.0	0.34	2.5	12.76	32.04	7.76	0.344	688534.609
4	1.3	0.43	3.2	10.28	40.09	5.28	0.278	695538.996
5	1.5	0.53	4.0	8.56	48.25	3.56	0.232	698664.594
6	1.8	0.62	4.7	7.33	56.48	2.33	0.198	700493.817
7	2.1	0.72	5.4	6.42	64.77	1.42	0.174	703913.860
8	2.3	0.81	6.1	5.69	73.08	0.69	0.154	704662.182
9	2.6	0.91	6.8	5.11	81.41	0.11	0.139	705190.742
10	2.9	1.00	7.5	4.64	89.76	0.00	0.126	705577.884

Tabla 4.15. Resultados de las fuerzas aerodinámicas del aspa.

<i>Elemento</i>	L	D	C_n	C_t	σ	f	F	a	a'	T	Q	P
	[-]	[-]	[-]	[-]	[-]	[-]	[-]	[-]	[-]	(N)	(Nm)	(N)
1	84.452	0.817	0.754	0.305	0.66	24.77	1	0.45	0.16	38.548	6.761	148.673
2	130.217	1.243	0.782	0.225	0.30	19.71	1	0.41	0.06	61.581	12.551	276.012
3	175.975	1.669	0.795	0.172	0.17	17.77	1	0.40	0.03	84.595	17.976	395.307
4	222.492	2.098	0.803	0.138	0.11	16.59	1	0.40	0.02	107.684	23.181	509.766
5	269.059	2.534	0.807	0.114	0.07	15.72	1	0.39	0.01	130.850	28.182	619.745
6	315.843	2.970	0.809	0.096	0.05	14.98	1	0.39	0.01	154.049	33.029	726.341
7	364.048	3.414	0.811	0.083	0.04	14.25	1	0.39	0.008	177.161	37.847	832.295
8	411.245	3.856	0.812	0.073	0.03	13.60	1	0.39	0.006	200.388	42.432	933.129
9	458.477	4.298	0.812	0.065	0.03	12.98	1	0.39	0.005	223.622	46.886	1031.086
10	505.767	4.736	0.813	0.058	0.02	12.37	1	0.39	0.004	246.863	51.223	1126.452

Como se indicó anteriormente los parámetros esenciales para definir la geometría del aspa es la cuerda y torsión. En las siguientes figuras se muestran gráficamente los resultados obtenidos.

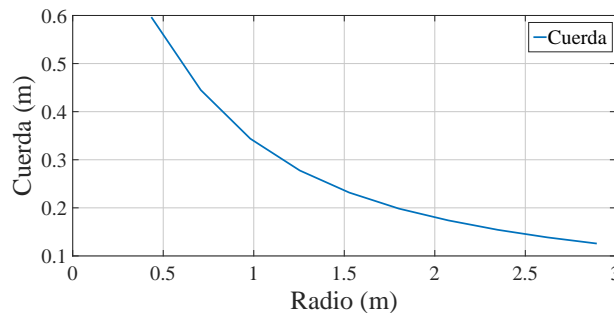


Figura 4.12. Distribución de la cuerda (c).

En la Fig. 4.12 se presenta la distribución de la cuerda (c) a lo largo del radio del aspa. La longitud de la cuerda es la distancia entre el borde de ataque y el punto del borde de salida. Por ello, a partir de la gráfica de la distribución de la cuerda se define cada sección que compone la geometría aerodinámica del aspa. Se puede observar el aumento de la cuerda a lo largo de la longitud del aspa, donde el grosor debe ser mayor a medida que se aproxima a la raíz del aspa con el objetivo de soportar cargas significativas.

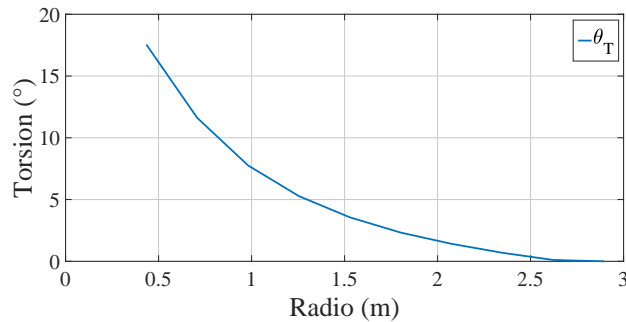


Figura 4.13. Distribución del ángulo torsión (θ_T).

En la Fig. 4.13 se presenta la distribución de la torsión (θ_T) a lo largo del radio del aspa. Es importante que el aspa sea construida de tal forma que la pérdida de sustentación se produzca de forma gradual desde la raíz a la punta del aspa. Para mantener constante el ángulo de ataque, y por lo tanto las fuerzas aerodinámicas, el ángulo de torsión se debe reducir cercanos a la punta. A partir de la distribución de la torsión se define cada sección que compone la geometría aerodinámica del aspa. Se puede observar el aumento de la torsión a medida que se aproxima a la raíz del aspa con el fin de garantizar una eficiencia aerodinámica.

Por otra parte, los resultados de la simulación del proceso iterativo representan el comportamiento aerodinámico por cada sección del aspa, mostradas en la Tablas 4.14 y 4.15. Algunas gráficas representativas de la simulación se presentan en las siguientes figuras.

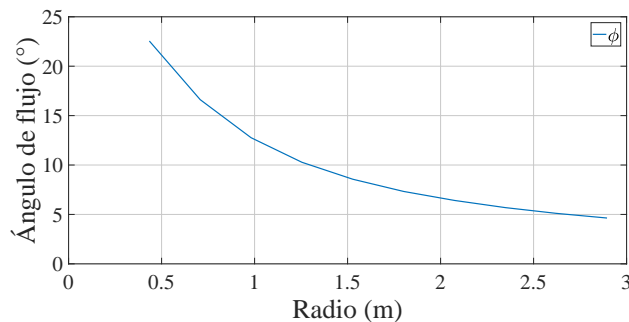


Figura 4.14. Distribución del ángulo de flujo (ϕ).

En la Fig. 4.14 se presenta la variación del ángulo de flujo (ϕ) a lo largo del radio del aspa. El ángulo de flujo del viento relativo está en función de la velocidad axial y la velocidad rotacional, a medida que los coeficientes aerodinámicos cambian en cada sección, el ángulo variará a lo largo del aspa. Prácticamente es paralela a θ_T , es decir, el ángulo de flujo debe ser gradual desde la raíz a la punta del aspa con el fin de garantizar una eficiencia aerodinámica.

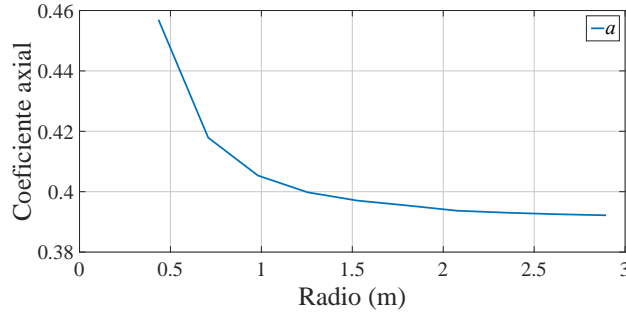


Figura 4.15. Coeficiente de inducción axial (a).

En la Fig. 4.15 se presenta la variación del coeficiente de inducción axial (a) a lo largo del radio del aspa, se puede observar el comportamiento del flujo inducido que sobrepone a la velocidad del viento. En la gráfica se observa la disminución del coeficiente axial (a) a medida que se acerca a la punta del aspa. Este comportamiento se debe a la tendencia de a , es decir, cuando se acerca a la punta del aspa, a se aproxima a un valor ideal de 0.333.

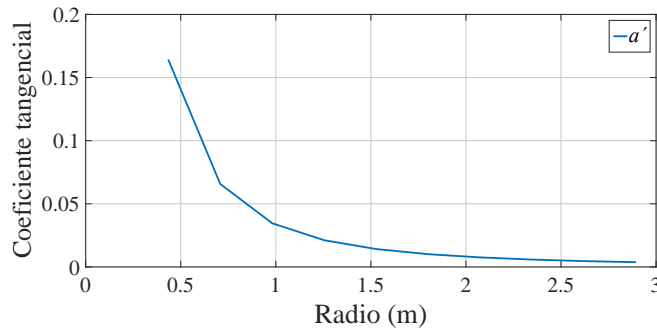


Figura 4.16. Coeficiente de inducción tangencial (a').

En la Fig. 4.16 se presenta la variación del coeficiente de inducción tangencial (a') a lo largo del radio del aspa, se puede observar el comportamiento del flujo inducido que sobrepone a la velocidad tangencial del rotor. En la gráfica se observa la disminución del coeficiente tangencial (a') a medida que se acerca a la punta del aspa. Este comportamiento se debe a la tendencia de a' , es decir, cuando se acerca a la punta del aspa, a' se aproxima a un valor ideal de 0.

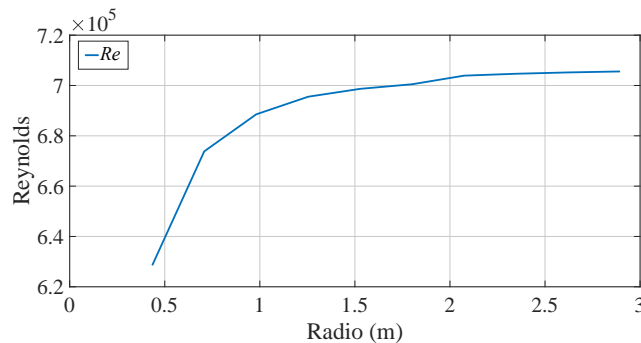


Figura 4.17. Variación de Reynolds (Re).

En la Fig. 4.17 se presenta la variación de Reynolds (Re) a lo largo del radio del aspa, se muestra el aumento del Reynolds a medida que se acerca a la punta del aspa. Este comportamiento se debe a que el número de Reynolds está en función de la cuerda y la velocidad relativa V_r . En la Tabla 4.14 se puede observar que la V_r aumenta en cada elemento del aspa, por consecuencia el Reynolds incrementa mientras se acerca a la punta del aspa.

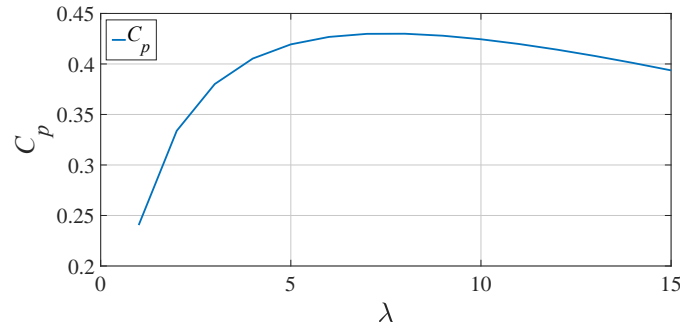


Figura 4.18. Variación del C_p del perfil S822.

En la Fig. 4.18 se representan los valores del coeficiente de potencia C_p del perfil aerodinámico S822. Se presenta la variación de C_p en relación a la velocidad específica (λ). Se puede observar que a una λ de 7, alcanza un C_p de 0.43. Sin embargo, es evidente que hay una reducción de C_p mientras aumenta la resistencia aerodinámica.

4.2.3 Modelo del aspa

4.2.3.1 Diseño CAD

Con base a los resultados del método BEM se define la geometría aerodinámica del aspa, donde se obtuvieron 2 curvas representativas: la distribución de la cuerda (c) y torsión (θ_T). A partir de estas curvas se genera el modelo CAD del aspa. En la Fig. 4.19 se observa desde una vista típica del grosor de la cuerda y la rotación del perfil S822 por cada sección del aspa.

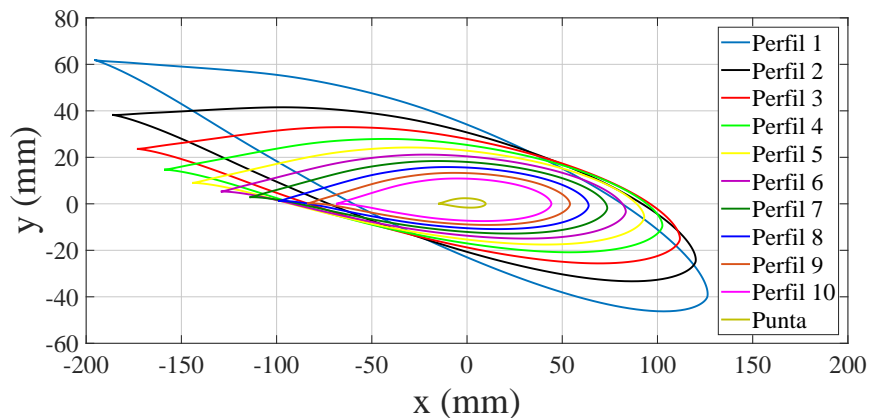


Figura 4.19. Perfil S822 rotado para el modelo CAD.

Por lo tanto, los parámetros para el modelo del aspa con pérdida aerodinámica se muestran en la Tabla 4.16. Estos datos son necesarios para dimensionar el aspa desde una vista 2D.

Tabla 4.16. Parámetros para el modelo del aspa.

r (mm)	c (mm)	θ_T	% Espesor	Aspa			Perfil
150.0	467.8			0.150	0.468	0.234	-0.234
300.0	467.8			0.300	0.468	0.234	-0.234
434.2	596.7	17.55	234	0.434	0.597	0.234	-0.363 S822
707.6	444.9	11.61	174	0.708	0.445	0.174	-0.271 S822
981.0	343.8	7.76	135	0.981	0.344	0.135	-0.209 S822
1254.4	277.6	5.28	109	1.254	0.278	0.109	-0.169 S822
1527.8	231.7	3.56	91	1.528	0.232	0.091	-0.141 S822
1801.2	198.4	2.33	78	1.801	0.198	0.078	-0.121 S822
2074.7	173.9	1.42	68	2.075	0.174	0.068	-0.106 S822
2348.1	154.3	0.69	60	2.348	0.154	0.060	-0.094 S822
2621.5	138.6	0.11	54	2.621	0.139	0.054	-0.084 S822
2900.0	125.8	0.00	49	2.900	0.126	0.049	-0.076 S822

De los datos de la Tabla 4.16 es posible graficar la geometría del aspa de forma 2D. En la Fig. 4.20 se ilustra el modelo del aspa en una vista 2D, se puede observar el borde de ataque, borde de salida y la raíz del aspa.

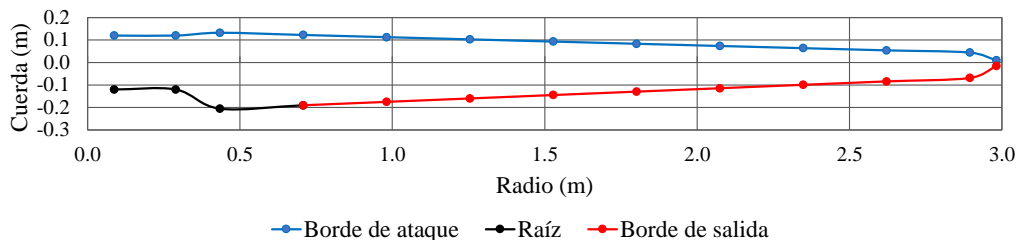


Figura 4.20. Diseño del aspa (vista 2D).

Con base a las coordenadas y parámetros se puede dimensionar el modelo CAD. En la Fig. 4.21 se presenta el modelo CAD 3D del aspa para un sistema con pérdida aerodinámica (stall pasivo).

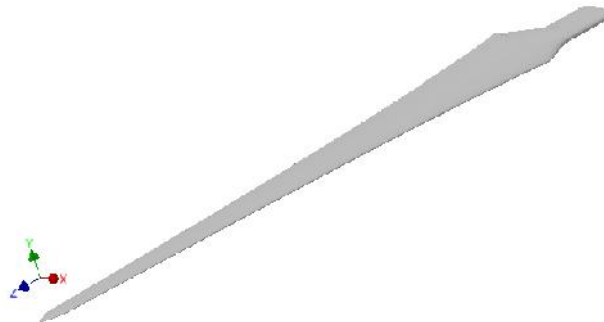


Figura 4.21. Modelo CAD del aspa para un sistema con pérdida aerodinámica.

El diseño final representa el aspa con pérdida aerodinámica (stall pasivo), y se caracterizan que las aspas están rígidamente unidas al buje y su ángulo de torsión (θ_T) no se modifica. Por lo tanto, se optó una base elíptica para mantener el aspa unida al buje, tal como se muestra en la Fig. 4.21.

4.2.3.2 Diseño QBlade

El software QBlade nos facilita a diseñar y simular el desempeño del rotor eólico. Por ello, a partir de los datos de la cuerda y torsión se diseña el aspa en el software QBlade. En la Fig. 4.22 se presenta el modelo del aspa diseñado en Qblade.

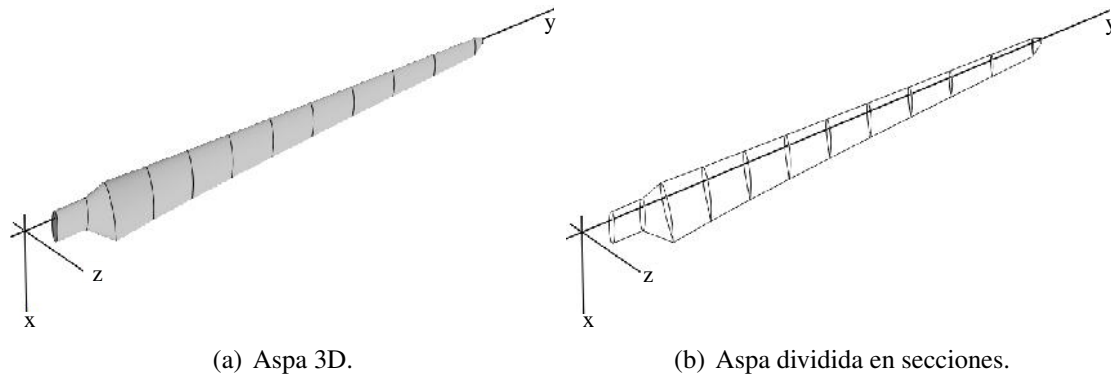


Figura 4.22. Aspa diseñada en el software QBlade.

En la Fig. 4.22 (a) se ilustra el diseño del aspa por el software QBlade, se utilizó una base elíptica, debido al sistema pasivo. En la Fig. 4.22 (b) también se puede observar el aspa dividida en secciones y el perfil S822 utilizado en el diseño. Además, el software nos proporciona la vista del modelo del rotor. El rotor esta diseñado con 3 aspas y se ilustra en la Fig. 4.23.

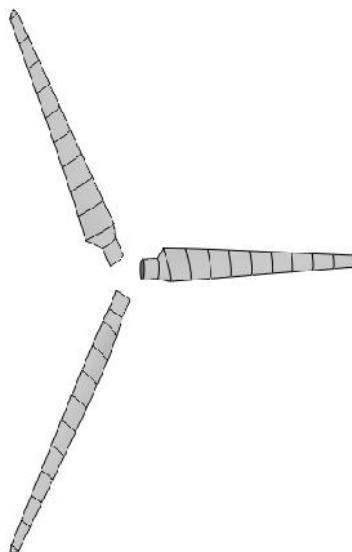


Figura 4.23. Rotor diseñado en Qblade.

4.3 Resultados

En esta sección se describen los resultados de la simulación del aspa con pérdida aerodinámica (stall pasivo). Esta sección se ha dividido en dos partes: la primera los resultados de la simulación aerodinámica. La segunda se presenta la simulación estructural.

4.3.1 Simulación aerodinámica

Esta sección está dedicada a los resultados obtenidos del aspa como caso de estudio. Primero, se describen los resultados obtenidos de la simulación propia. Posteriormente, se presentan los resultados del software QBlade.

4.3.1.1 Simulación propia

Los primeros resultados de la simulación se presenta en la sección anterior, correspondiente al dimensionado del aspa. A continuación se presentan los resultados del rotor basado en el método BEM.

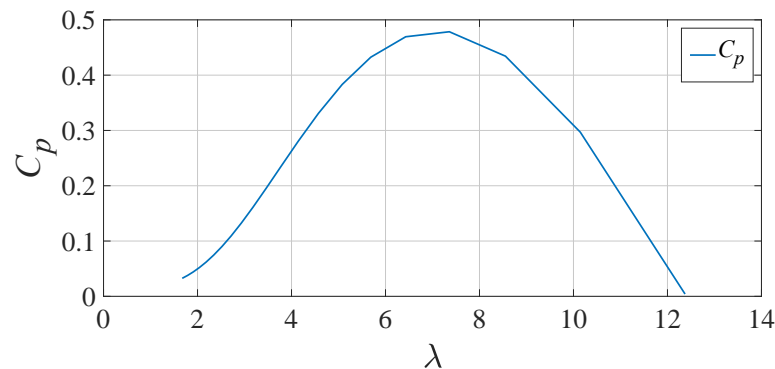


Figura 4.24. Coeficiente de potencia (C_p).

En la Fig. 4.24 se presenta el coeficiente de potencia (C_p) en función de la velocidad de la punta del aspa (λ), se puede observar que el máximo valor es de 0.47 con una velocidad específica de 7.5.

Como se indicó en la Fig. 2.20 (a), el sistema pasivo se caracteriza cuando la velocidad supera un determinado valor, habitualmente la velocidad nominal, las fuerzas de arrastre aumentan, lo que produce una disminución de la potencia. En la Fig. 4.25 se muestra el comportamiento de la potencia del sistema como caso de estudio, donde su comportamiento corresponde a un sistema con pérdida aerodinámica.

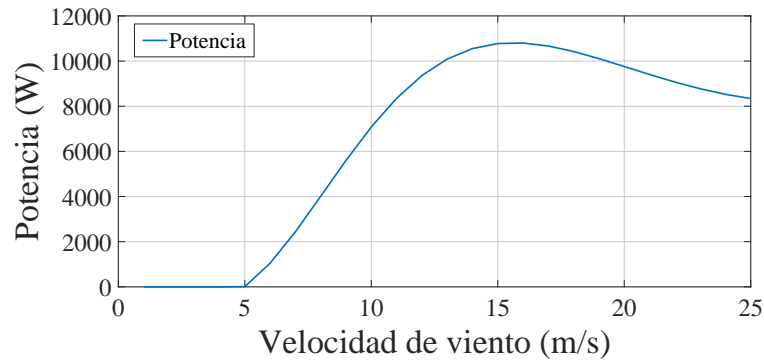


Figura 4.25. Curva de potencia (P).

En la Fig. 4.25 se muestra la potencia del sistema, donde considera las eficiencias en el diseño. Se observa la variación de la potencia en función de la velocidad de viento. Se puede observar que a una velocidad de 15 m/s , alcanza una potencia de nominal de $10,800 \text{ W}$.

4.3.1.2 Simulación QBlade

A continuación se describen los resultados de la simulación del software Qblade. El software contiene módulos de simulación basado en el método BEM. La simulación del rotor se ha dividido en dos partes: la primera bajo la velocidad de la punta del aspa (λ). La segunda, realiza una simulación BEM de múltiples parámetros bajo el rango de la velocidad del viento.

El análisis del rotor esta en relación a la velocidad de punta del aspa (λ), y la simulación esta definida en el rango de 1 a 12. A continuación, se presentan los resultados obtenidos de la simulación del rotor.

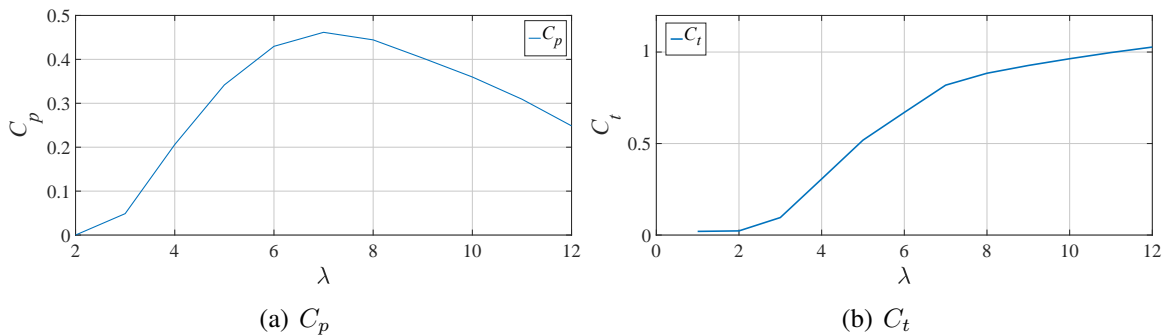


Figura 4.26. Coeficiente de potencia (C_p) y empuje (C_t).

En la Fig. 4.26 (a) se muestra el coeficiente de potencia (C_p) en función a la velocidad de la punta (λ), se puede observar que el valor máximo es de 0.45 con una velocidad específica (λ) de 7. En la Fig. 4.26 (b) representa la variación de la fuerza del viento sobre el rotor, y se expresa mediante el coeficiente de empuje (C_t) y está en función de la velocidad de la punta del aspa (λ).

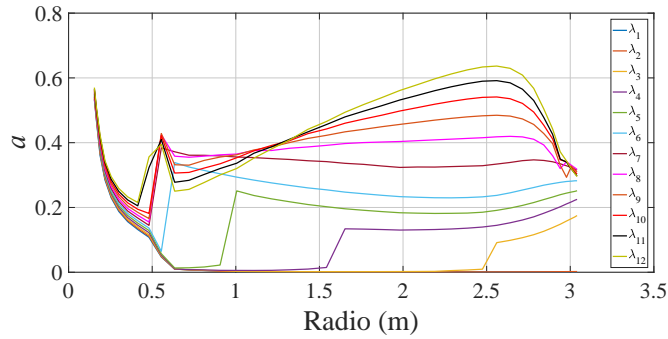


Figura 4.27. Coeficiente de inducción axial (a).

En la Fig. 4.27 se muestra el comportamiento del coeficiente de inducción axial (a) a lo largo del radio del aspa y a diferentes valores de λ . La teoría aerodinámica menciona que el comportamiento ideal de a debe ser de 0.333 a lo largo del aspa. Nótese que en la raíz del aspa a' varía, a causa de su forma elíptica. Para λ menores a 6 el sistema no es eficiente, debido al comportamiento de a , y para este caso λ óptimo es de 7.

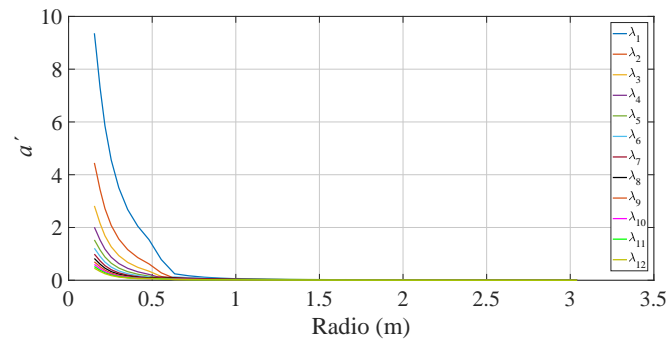


Figura 4.28. Coeficiente de inducción tangencial (a').

En la Fig. 4.28 se muestra el comportamiento del coeficiente de inducción tangencial (a') a lo largo del radio del aspa y a diferentes valores de λ . La teoría aerodinámica menciona que el comportamiento ideal de a' debe ser 0. Nótese que en la raíz del aspa a' varía, a causa de su forma elíptica. Se puede observar un tendencia ideal para cada λ , debido al comportamiento de a' , y para este caso λ óptimo es de 7.

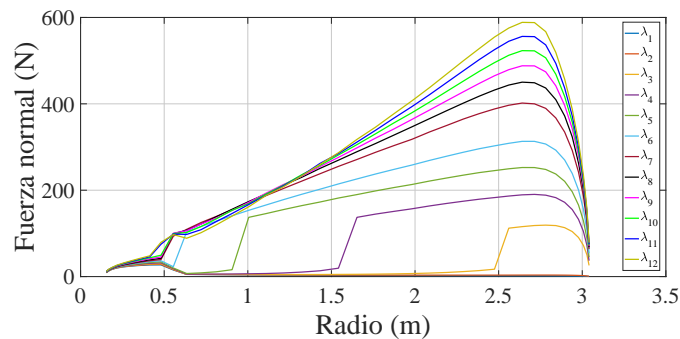


Figura 4.29. Fuerza normal (F_n).

En la Fig. 4.29 se muestra el comportamiento de la fuerza normal (F_n) a lo largo del radio del aspa y a diferentes valores de λ . La F_n al plano de rotación es la que contribuye al empuje, y está en función de la sustentación y arrastre, en la medida que la sustentación aumenta, F_n incrementa. Sin embargo, en la punta del aspa el arrastre aumenta, por ende F_n disminuye. Para este caso λ óptimo es de 7.

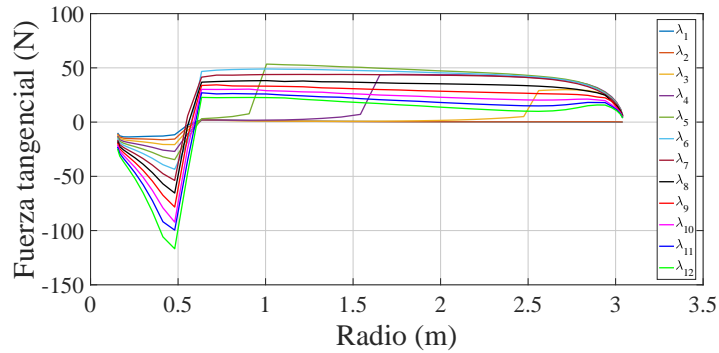


Figura 4.30. Fuerza tangencial (F_t).

En la Fig. 4.30 se muestra el comportamiento de la fuerza tangencial (F_t) a lo largo del radio del aspa y a diferentes valores de λ . La F_t al círculo de barrido del rotor es la que contribuye al torque, y está en función de la sustentación y arrastre, a medida que la sustentación aumenta, F_t incrementa. Se puede observar que en la raíz del aspa las fuerzas tangenciales varían, debido a la forma elíptica.

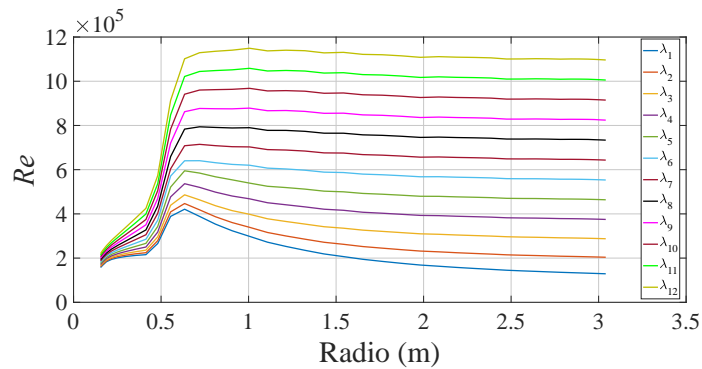


Figura 4.31. Reynolds.

En la Fig. 4.31 se muestra el comportamiento del número de Reynolds (Re) a lo largo del radio del aspa y a diferentes valores de λ . Se puede observar el aumento de Reynolds a medida que se acerca a la punta del aspa. Este comportamiento se debe a que el número de Reynolds está en función de la cuerda (c) y la velocidad relativa (V_r), mientras aumenta c y V_r en cada sección del aspa, el número de Reynolds incrementara. Para λ menores a 6 el sistema no es eficiente, debido al comportamiento de Re , y este caso λ óptimo es de 7.

La simulación anterior actuó en el rango de la velocidad de la punta del aspa (λ). En este caso, la simulación está en función de la velocidad del viento y se define en el rango de 1 a 25 m/s. Asimismo, se presenta la variación de la velocidad de giro (Ω), y se considera un ángulo de paso (θ) de 0. Generalmente, $\theta = 0$ corresponde al funcionamiento normal cuando no está controlada por un servomecanismo, esto es llamado control pasivo, debido a que las aspas entran en pérdida aerodinámica a altas velocidades de viento.

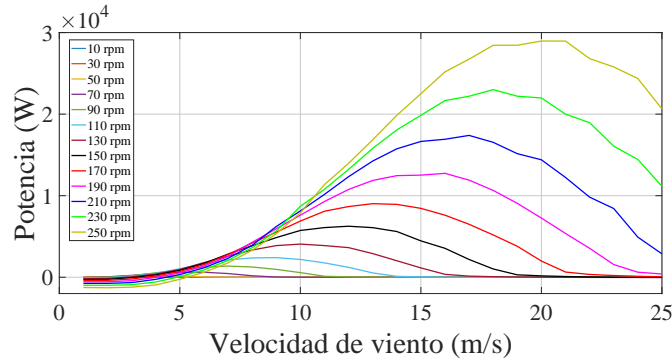


Figura 4.32. Potencia vs velocidad de viento.

En la Fig. 4.32 se presenta el comportamiento de la potencia mecánica (P_m) en función de la velocidad de viento y a diferentes Ω . La curva de potencia indica cual es una potencia mecánica disponible en el rotor. Se puede observar que para cada Ω existe una P_m del rotor; por ejemplo, para 210 rpm, la potencia máxima es de $\simeq 16,500$ W. Puede observarse en cada Ω , la potencia disminuye a una cierta velocidad de viento, debido al control pasivo, es decir, las aspas entran en pérdida de sustentación, lo que produce una disminución de la potencia.

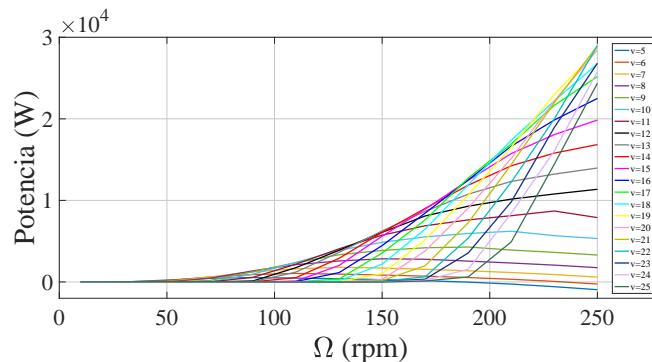


Figura 4.33. Potencia vs Ω .

En la Fig. 4.33 se presenta el comportamiento de la P_m en función de Ω y a diferentes velocidades de viento. La curva P vs Ω será de forma idéntica de la gráfica anterior, en este caso está a diferentes velocidades. Se muestra un comportamiento lineal a medida que incrementa P_m , debido a que solo aumenta Ω en cada velocidad de viento. Por ejemplo, para una velocidad de 14 m/s se observa el aumento de P_m en la medida que incrementa Ω .

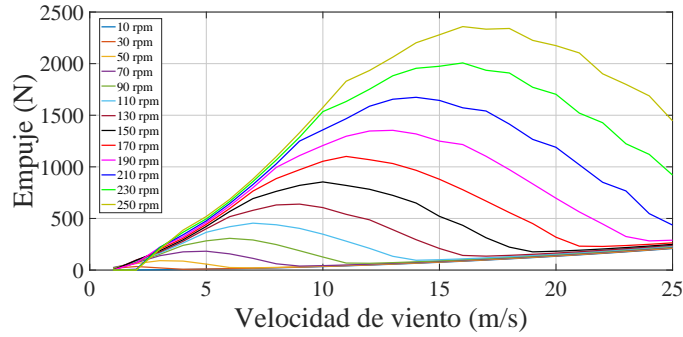


Figura 4.34. Empuje vs velocidad de viento.

En la Fig. 4.34 se presenta el comportamiento del empuje (T) en función de la velocidad de viento y a diferentes Ω . El empuje indica la fuerza sobre el rotor en dirección de la velocidad de viento. Se puede observar que para cada Ω existe T sobre el rotor; por ejemplo, para 210 rpm, T máximo es de $\simeq 1,650$ N. Puede observarse en cada Ω , el empuje disminuye a una cierta velocidad de viento, debido al control pasivo, es decir, a altas velocidades de viento se reduce el empuje en las aspas.

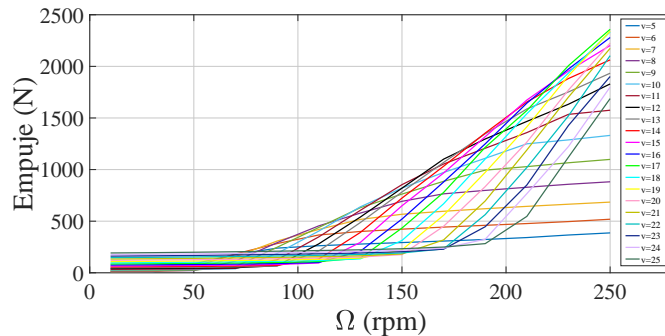


Figura 4.35. Empuje vs Ω .

En la Fig. 4.35 se presenta el comportamiento del empuje (T) en función de Ω y a diferentes velocidades de viento. La curva T vs Ω será de forma idéntica de la gráfica anterior, en este caso está a diferentes velocidades. Se muestra un comportamiento lineal a medida que incrementa T , debido a que solo aumenta Ω en cada velocidad de viento. Por ejemplo, para una velocidad de 14 m/s se observa el aumento de T en la medida que incrementa Ω .

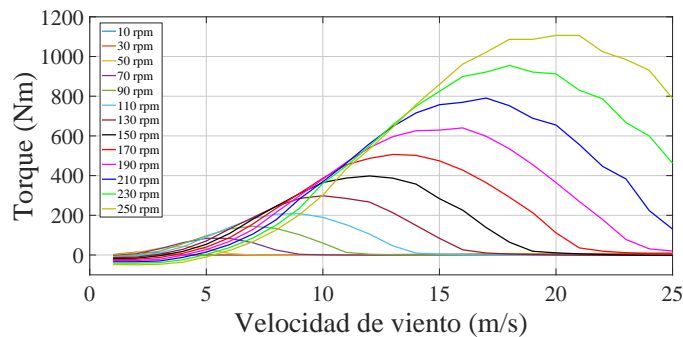


Figura 4.36. Torque vs velocidad de viento.

En la Fig. 4.36 se presenta el comportamiento del torque (Q) en función de la velocidad de viento y a diferentes Ω . El torque indica el momento de fuerza que ejerce el rotor que se trasmite al eje de giro del aerogenerador. Se puede observar que para cada Ω existe un Q sobre el rotor; por ejemplo, para 210 rpm, el Q máximo es de $\simeq 800$ Nm. Puede observarse en cada Ω , el empuje disminuye a una cierta velocidad de viento, debido al control pasivo con pérdida aerodinámica, es decir, a altas velocidades de viento se reduce el torque mecánico del rotor.

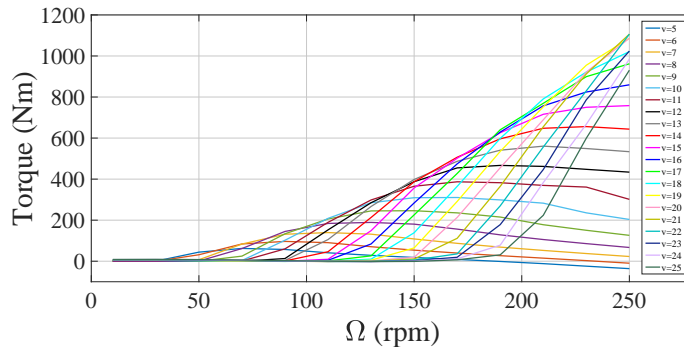


Figura 4.37. Torque vs Ω .

En la Fig. 4.37 se presenta el comportamiento el torque (Q) en función de Ω y a diferentes velocidades de viento. La curva Q vs Ω será de forma idéntica de la gráfica anterior, en este caso a diferentes velocidades. Se muestra un comportamiento lineal en la medida que incrementa Q , debido a que solo aumenta Ω en cada velocidad de viento. Por ejemplo, para una velocidad de 14 m/s se observa el aumento del torque mientras incrementa Ω .

4.3.2 Simulación estructural

El análisis estructural se basa en el estudio de cargas que se producen sobre el rotor de un aerogenerador. Es de suma importancia conocer las fuerzas y momentos aerodinámicos que actúan sobre las aspas. Estas fuerzas son las que van a desarrollar el torque y la potencia mecánica que se transmitirá al generador. Además, son la causa del momento flector sobre la raíz del aspa en dirección del arrastre (edgewise). Las fuerzas normales producen flector sobre la raíz del aspa en la dirección flapwise, y son las responsables de la fuerza de empuje total desarrollada por el rotor. En la Fig. 4.38 se puede observar las fuerzas actuantes sobre las aspas [41].

Las cargas inerciales y gravitacionales son cargas estáticas y dinámicas que actúan en el aerogenerador, y resultan de la inercia, la vibración, la rotación y la gravedad. Se recomienda una atención especial a la excitación de las frecuencias naturales del sistema. También, es necesario conocer y definir las condiciones en las que se producen. La norma *IEC 61400-2* [19] establece claramente los escenarios de carga que se deben considerar en la fase de diseño de un aerogenerador. El análisis estructural mediante un análisis modal del aspa y el modelo de cargas simplificados se presentan a continuación.

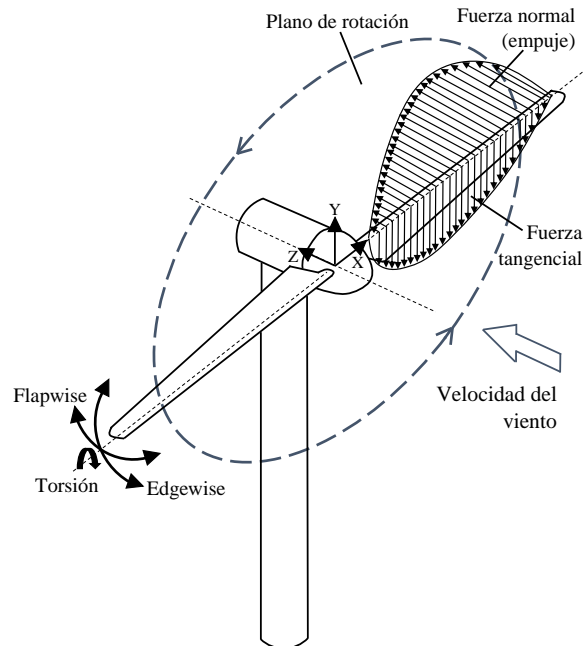


Figura 4.38. Fuerzas actuantes sobre las aspas.
Fuente: [41]

4.3.2.1 Diseño estructural y análisis modal

El análisis estructural del software QBlade está estructurado en dos módulos; diseño estructural del aspa y el análisis modal. El diseño estructural del aspa define un modelo estructural simple, por un material isotrópico. Una vez determinado el modelo estructural, el software ejecuta un análisis modal. A continuación se presentan los resultados obtenidos de la simulación estructural.

Uno de los aspectos más importantes en el diseño de aspas es la elección del material para la fabricación. El tipo de material es vital ya que las propiedades estructurales definirán el peso y la vida útil del aspa. Previamente al diseño es indispensable tener la caracterización de los materiales a utilizar, es decir, conocer las propiedades mecánicas de los materiales compuestos y el respectivo refuerzo de fibra. Con base a la experiencia en diseño de aspas del M.D.M. José Rafael Dorrego Portela de la Universidad del Istmo y del análisis estructural del CIATEQ (Centro de Tecnología Avanzada) [58], se utilizó 2 materiales como caso de estudio, la fibra bi-axial y tri-axial. El diseño simple estructural del aspa se describe por lo siguiente:

- Caparazones del aspa (shells): forma geométrica del aspa, como es el lado de succión y presión, la cual forman un aspecto de sandwich. Estos caparazones se caracterizan por tener la misma cantidad de fibra en la parte interna y externa.
- Alma de la viga I (shear web): es el larguero principal del aspa, es la parte central del cuerpo de la Viga I, este elemento sostiene las cargas cortantes.
- La estructura interna (spar caps): son los elementos que conforman la Viga I, se utilizan como refuerzos que permiten soportar los esfuerzos normales.

Con base a estos datos se diseñó el aspa, la estructura interna se define como hueca con larguero (spar). Como se indicó anteriormente, los materiales requeridos para los shells, se utilizaron las fibra biaxial y triaxial, respectivamente. Las propiedades de los materiales se muestran en la Tabla 4.17.

Tabla 4.17. Materiales de la capa del aspa.

Material de la capa	Módulo de elasticidad (E) (Pa)	Densidad (ρ) (kg/m^3)
Fibra biaxial	1.2×10^{10}	1750
Fibra triaxial	2×10^{10}	1850

En la Fig. 4.39 se muestra un modelo estructural simple del aspa diseñada en Qblade, se puede observar los elementos estructurales como las capas (shells) y el larguero (spar). Para fines académicos se utilizaron valores recomendados por el software, los valores son:

- Espesor del shells (2 %): se considera el porcentaje que tendrá el espesor del shell, el valor del espesor se expresa en % de la cuerda, y el software recomienda un valor de 2 % de la cuerda. La distribución del espesor del shell depende en gran medida del tamaño de la cuerda en cada sección del aspa.
- Espesor del spar (8 %): se considera el porcentaje que tendrá el espesor del spar, el valor del espesor se expresa en % de la cuerda, y el software recomienda un valor de 8 % de la cuerda. La distribución del espesor del spar depende en gran medida del tamaño de la cuerda en cada sección del aspa.
- Posición del spar (39.2 %): se considera la posición del spar, el valor de la posición se expresa en % de la cuerda. La posición del spars en cada sección está situado al 39.2 % de la cuerda, es decir, es la posición del máximo espesor y el punto del centro aerodinámico del perfil S822.

Para el análisis modal el software requiere una velocidad de rotación de diseño, donde la frecuencia natural del aspa depende de la velocidad de rotación. Se considera una velocidad de rotación de diseño de 210 rpm, debido a la velocidad de giro que requiere el generador para alcanzar la potencia nominal.

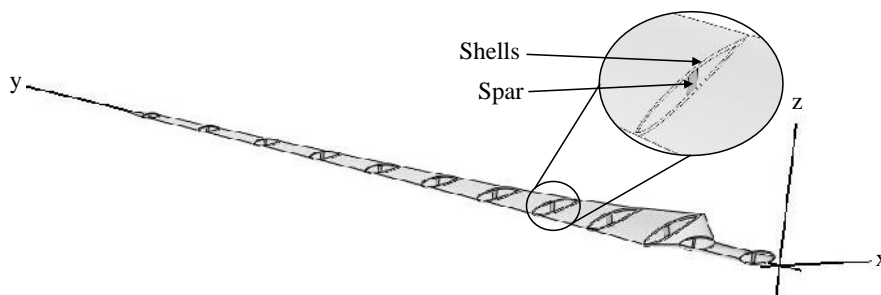


Figura 4.39. Diseño estructural simple del aspa.

Las vibraciones que se producen en un aerogenerador se deben al acoplamiento entre los diferentes movimientos de sus componentes. Un aerogenerador puede tener ciertos modos de vibración producidas por el propio sistema. El sistema del rotor es una parte importante en el análisis de vibraciones, debido a que el sistema está en constantemente a una autoexcitación. En la fase inicial del diseño es de suma importancia conocer estos modos de vibraciones. Por lo tanto, se recomienda realizar un análisis modal para determinar las frecuencias naturales del aspa y prevenir que el sistema entre en resonancia.

Una vez conocido el diseño del aspa, se procede a realizar el análisis modal, y determinar las frecuencias naturales del aspa. Los tipos de modos de vibración que detalla el software son de 4 tipos, flapwise, edgewise, torsional y longitudinal. Los tipos de modos principales y de mayor interés son: deformación en dirección de aleteo del aspa (flapwise), deformación en dirección perpendicular a la parte más angosta del aspa (edgewise) y el momento de torsión sobre el mismo eje del aspa (torsional). En la Fig. 4.40 se ilustran la visualización de la forma del primer número de modo para los 4 tipos de modos de vibración.

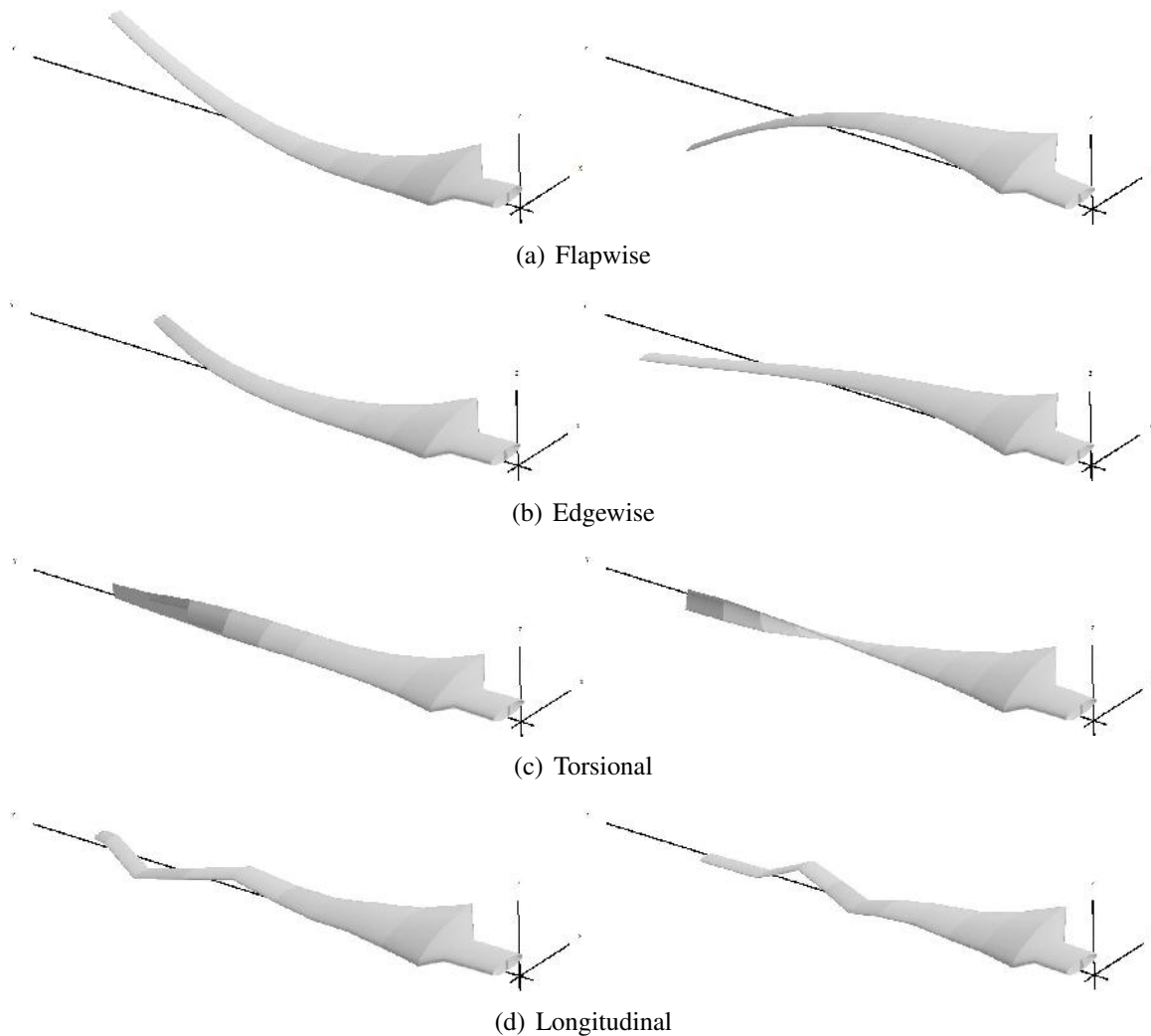


Figura 4.40. Visualización del tipo de modo.

A continuación se describe el análisis modal del aspa, donde se especifica las frecuencias naturales de los tipos y modos de vibraciones. Los resultados de las fibras biaxial y triaxial se muestran en la Tabla 4.18.

Tabla 4.18. Resultados del análisis modal.

Análisis modal			
Tipo de modo	Número de modo	Frecuencia natural (Hz)	
		biaxial	triaxial
Flapwise	1	13.5807	14.3356
	2	64.7674	65.9648
	3	109.747	114.051
	4	158.066	166.338
Edgewise	1	39.2085	40.8117
	2	96.6217	107.717
	3	195.804	234.031
	4	341.958	414.262
Torsional	1	181.993	228.123
	2	431.281	541.644
	3	709.139	890.614
	4	1,019.64	1,280.31
Longitudinal	1	287.496	361.308
	2	664.384	834.457
	3	1,118.51	1,404.55
	4	1,621.59	2,036.26

En la Tabla 4.18 se presentan las frecuencias naturales del aspa para los materiales de las fibras biaxial y triaxial. Se puede observar las frecuencias naturales del aspa para los tipos y modos de vibración. Nótese que para la fibra biaxial en el sentido de flapwise podemos observar que conforme incrementa el modo de vibración, la frecuencia natural aumenta; por ejemplo, para el primer modo es de $13.5 Hz$, y para el cuarto modo es de $158 Hz$. Para el caso de la fibra triaxial en el sentido de flapwise podemos notar que conforme incrementa el modo de vibración, la frecuencia aumenta; por ejemplo, para el primer modo es de $14.3 Hz$, y para el cuarto modo es de $166.3 Hz$. Se puede observar en los tipos de vibración que las frecuencias naturales incrementan en la medida que los modos de vibración aumentan, esto quiere decir, que se muestra a que frecuencia se presenta cada tipo vibración de manera independiente. Sin embargo, si el aspa funcionara a estas frecuencias naturales, el sistema comenzará a vibrar, por ende acumularía energía y entrará en una zona de resonancia. Es importante conocer estos valores de frecuencias en los diferentes modos de funcionamiento para prevenir y evitar daños estructurales en el aspa.

Bajo este contexto, podemos destacar que el tipo de material depende en gran medida en la frecuencia natural del aspa. Por ello, estos modos de vibración pueden ser evitados por medio de un diseño rígido del aspa, pero provocaría un aumento del peso, aunque proporcionara una mayor rigidez y resistencia. Por ejemplo, para la biaxial presenta una masa de $13 kg$ y la triaxial con un valor de $14 kg$. La solución es diseñar el aspa con una fibra triaxial, sin embargo esta solución es habitualmente más costosa.

4.3.2.2 Aplicación del MCS

El sistema de un aerogenerador es complejo, este cuenta con una gran cantidad de subsistemas que actúan en conjunto, el sistema prioritario en este trabajo es el análisis de cargas en las aspas del rotor. Cada elemento cuenta con un sistema de coordenadas, que permite entender como son ejercidas las fuerzas y los momentos en cada uno de los ejes. El sistema de coordenadas del rotor y de las aspas, se puede observar en la Fig. 4.41 [58].

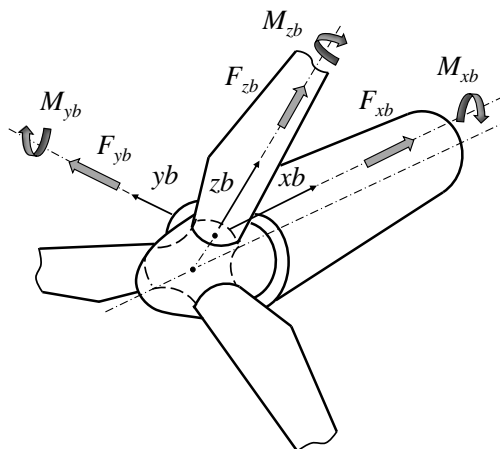


Figura 4.41. Sistema de coordenadas del rotor.

Estos sistemas son útiles para identificar como las cargas actúan sobre cada eje. Como se introdujo anteriormente, la norma IEC 61400-2 hace uso del modelo de carga simplificado, que permiten determinar las fuerzas y momentos, además, obtener un diseño preliminar de los elementos del aerogenerador.

A continuación se presentan los resultados del análisis estructural mediante la aplicación del modelo de carga simplificado. Dicho análisis requiere de datos físicos del aspa para la aplicación de la norma IEC 61400-2. Sin embargo, de manera representativa y una primera aproximación se requirió de datos del modelo CAD del aspa. En la Tabla 4.19 se describen los datos básicos de operación del sistema.

Tabla 4.19. Datos para el modelo de carga simplificado.

Aerogenerador de 10 kW (Clase II)			
Descripción	Valor	Unidad	Símbolo
Potencia	10,000	W	P
Velocidad de rotación del rotor del diseño	210	rpm	$\Omega_{diseño}$
Velocidad de rotación máxima	250	rpm	Ω_{max}
Velocidad media anual	8.5	m/s	V_m
Velocidad de viento de diseño	11.9	m/s	$V_{diseño}$

Continúa en la página siguiente

Continúa de la página anterior

Descripción	Valor	Unidad	Símbolo
Velocidad de referencia	42.5	m/s	V_{ref}
Velocidad extrema del viento	59.5	m/s	V_{e50}
Velocidad de la punta a 50 años	1.276	[-]	λ_{e50}
Velocidad en la punta de diseño	5.36	[-]	$\lambda_{diseño}$
Eficiencia	0.65	%	η
Torque de torsión de diseño	699.6	Nm	$Q_{diseño}$
Densidad del aire	1.225	kg/m^3	ρ
Gravedad	9.81	m/s^2	g
Número de aspas	3	[-]	B
Radio del aspa	2.98	m	R
Área proyectada del aspa	1.31	m^2	$A_{proj,B}$
Coefficiente de arrastre de las aspas	1.5	[-]	C_d
Coefficiente de sustentación máximo en las aspas	2	[-]	$C_{l,max}$
Coefficiente máximo de fuerza de empuje	0.5	[-]	C_T
Masa del aspa	13.4	kg	m_B
Masa del rotor (aspas + hub)	213.4	kg	m_r
Distancia del centro de gravedad del aspa al eje del rotor	1.25	m	R_{cog}
Distancia entre el centro del rotor y el primer rodamiento	0.3	m	L_{rb}

En la Tabla 4.20 se presentan los datos del aerogenerador de 10 kW, clase II. Con base a esta información se realiza el cálculo del modelo, donde se determinan las fuerzas y momentos de los casos de cargas. En la Tabla 4.20 se presentan los resultados obtenidos del modelo.

Tabla 4.20. Cargas del modelo de cargas simplificados.

Descripción	Valor	Unidad	Símbolo
Caso de carga A: Operación normal			
Cargas en el aspa			
Fuerza centrífuga en la raíz del aspa	16,213.046	N	ΔF_{zB}
Momento de flexión de la raíz en sentido edgewise (eje x)	562.074	Nm	ΔM_{xB}
Momento de flexión de la raíz en sentido flapwise (eje y)	1,284.206	Nm	ΔM_{yB}
Cargas en el eje			
Empuje	1,939.237	N	F_{x-eje}
Momento de torsión (eje x)	761.97	Nm	Δ_{x-eje}
Momento de flexión (eje y)	2,219.286	Nm	Δ_{y-eje}
Caso de carga D: Empuje máximo			
Empuje máximo en el eje	3,858.126	N	F_{x-eje}
Caso de carga E: Máxima velocidad rotacional			

Continúa en la página siguiente

Continúa de la página anterior

Descripción	Valor	Unidad	Símbolo
Fuerza centrífuga en la raíz del aspa (eje z)	11,488.836	N	F_{z-eje}
Momento de flexión en el eje	1,281.888	Nm	M_{eje}
Caso de carga F: Corto en la conexión de carga			
Momento de flexión en el eje	1,399.1643	Nm	M_{x-eje}
Momento de flexión en la raíz en sentido edgewise (eje x)	466.3881	Nm	M_{xB}
Caso de carga H: Carga del viento			
Momento de flexión en la raíz del aspa en sentido flapwise (estacionado)	6,348.7591	Nm	M_{yB}
Empuje	12,782.7364	N	F_{x-eje}
Momento de flexión en la raíz del aspa en sentido flapwise (rotación)	5,643.3414	Nm	M_{yB}
Empuje	4,981.3533	N	F_{x-eje}

En la Tabla 4.20 se presentan los resultados obtenidos del cálculo del modelo de cargas simplificados, donde se obtienen los valores para cada caso de carga en este estudio. Para ilustrar estas condiciones de cargas se presentan las diferentes fuerzas y momentos en el diseño preliminar del aerogenerador. Por ejemplo, en el caso de carga A es un análisis de fatiga (F), donde se muestran las cargas en el aspa y en el eje, y el valor máximo de fatiga es la fuerza centrífuga en la raíz del aspa con un valor de 16,213 N . Para el caso del análisis de resistencia a la ruptura (U) que presenta con mayor relevancia es el caso de carga H, y es la fuerza de empuje sobre el eje con un valor de 12,782 N . Por otro lado, los valores máximos de momento para cada sentido del aspa son: en el sentido flapwise es de 6,348 Nm , y en el sentido edgewise es de 562 Nm . Para fines de ensayos, el aspa está sometida a cargas, en este contexto, el momento máximo se presenta en el sentido flapwise. Dicho momento debe resistir la raíz del aspa, que es donde está unida al buje del aerogenerador. Es importante mencionar, que este modelo ofrece un diseño robusto brindando mayor seguridad al sistema.

Análisis de resultados

5.1 Análisis aerodinámico

En esta sección se describe el análisis de los resultados en comparación a la literatura. Primero, se describe un análisis comparativo del diseño del aspa propuesto. Posteriormente, se muestra la curva de potencia del aerogenerador en relación a los resultados de Qblade y comercial.

5.1.1 Diseño del aspa

De acuerdo a los resultados obtenidos del diseño del aspa se realiza un análisis comparativo del dimensionado del aspa. Por ello, se compara los resultados de la simulación como caso de estudio en relación a la investigación de **Bai et al.** [59], donde presenta el desarrollo de un aerogenerador de baja potencia de 10 kW. Además, en el diseño del aspa utiliza el método BEM. Esto indica que la potencia generada y el método ocupado es semejante al caso de estudio de este trabajo, por lo tanto, puede ser comparable. En la Tabla 5.1 se muestran los resultados de los datos requeridos en el diseño de las aspas para ambas simulaciones.

Tabla 5.1. Datos de comparación de resultados.

Datos	Simulación caso de estudio	Simulación JH Bai	Unidad
Potencia eléctrica (P_e)	10	10	kW
Eficiencia del generador (η_g)	0.92	0.9	%
$C_{p,max}$	0.4	0.48	[-]
Velocidad angular (Ω)	210 (21.99)	175(18.32)	rpm (rad/s)
Velocidad media (V_m)	8.5	7.86	m/s
Velocidad nominal (V_n)	11.9	11	m/s
Radio (R)	2.9	3	m
Velocidad específica (λ)	7.5	7	[-]
Perfil	S822	S823-S822	[-]

En la Tabla 5.1 se muestran los datos comparativos de los datos de entrada para el proceso de método iterativo BEM. Por ejemplo, Bai utiliza una V_m de 7.86 m/s , donde este valor depende de la ubicación geográfica del sitio. Además, el $C_{p,max}$ y η_g son de 0.4 y 0.9, respectivamente. Esto indica, que al calcular la longitud de aspa de la Ec. (3.5), es necesario disponer con estos parámetros de diseño.

Es importante destacar que al aplicar el método BEM, las curvas características en el diseño del aspa son la cuerda y la torsión. En las Figs. 5.1 y 5.2 se presentan los resultados de comparación del dimensionado del aspa. Por otro lado, los resultados del coeficiente de potencia C_p en función de la velocidad de la punta del aspa (λ) se muestra en la Fig. 5.3.

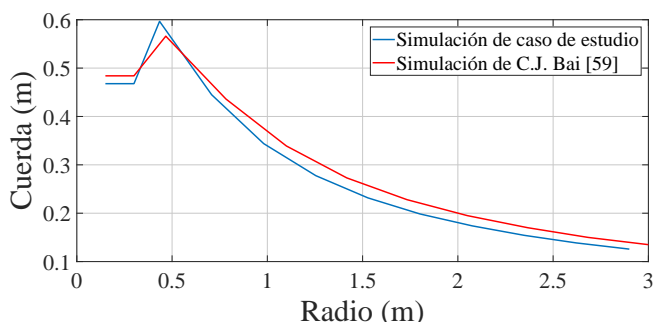


Figura 5.1. Comparación de la cuerda.

En la Fig. 5.1 se ilustra los resultados de comparación de la cuerda a lo largo del radio del aspa, se muestra que existe una ligera variación, debido a los diferentes parámetros que es diseñada el aspa. El cálculo de la cuerda local (c_i) de la Ec. 3.16, nos demuestra que la cuerda dependerá de los parámetros de la longitud del radio, tipo de perfil, velocidad del viento, entre otros. Para verificar la diferencia entre ambas curvas, se optó por el error cuadrático medio y el error porcentual absoluto medio, los errores son de 0.03 y 7.4 %, respectivamente.

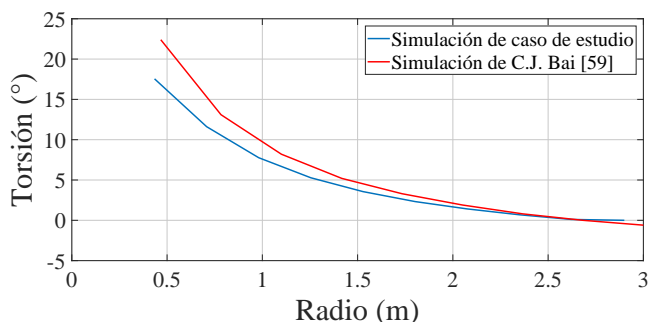


Figura 5.2. Comparación de la torsión.

En la Fig. 5.2, se ilustra la representación del comportamiento de la torsión (θ_T) a lo largo del radio del aspa. Se puede observar que en el rango de 1.5 m a 3 m la variación es mínima. Sin embargo, en el rango de 0.5 m a 1 m existe un cambio en el ángulo de torsión. Por ello, los errores existentes entre las dos curvas son de 2.06 y 17 %. Sin embargo, esta variación se debe a que Bai en ese rango utiliza un perfil S823. Por tal razón, al aplicar el cálculo en toda la sección deberá existir dicha variación.

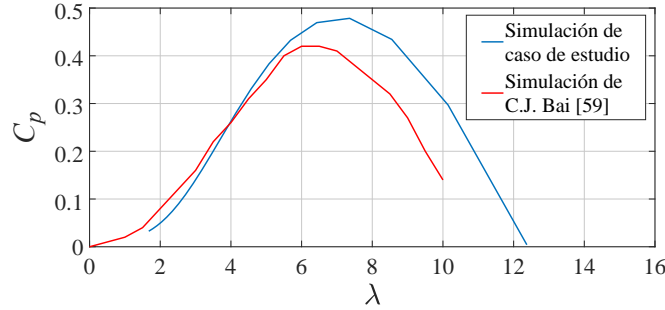


Figura 5.3. Comparación del C_p .

En la Fig. 5.3 se observa la relación de comparación entre la simulación de caso de estudio y la simulación de Bai. Para el caso de Bai el máximo C_p lo alcanza con una velocidad específica de 7. En cambio, la simulación de caso de estudio el máximo C_p lo alcanza con un valor de 7.5. Para este caso, los errores existentes entre las dos curvas del coeficiente de potencia son de 0.07 y 25.4 %. Igualmente, esta diferencia de comportamiento del C_p se debe a los parámetros de operación del aspa.

En la Tabla 5.2 se presenta el error cuadrático medio (RMSE) y el error porcentual absoluto medio (MAPE) de los resultados de comparación. El RMSE mide la cantidad de error entre las curvas, básicamente cuantifica la distancia entre ellas, es decir, que tan separadas se encuentran ambas curvas. El MAPE nos muestra la desviación en términos porcentuales y no en unidades como la anterior medida. La comparación de la simulación como caso de estudio, en relación a la simulación de C.J. Bai se presenta a continuación.

Tabla 5.2. Error de comparación en relación a la simulación como caso de estudio.

Comparación	Cuerda	Torsión	C_p
Simulación-Bai	0.03-7.44 %	1.66 - 17.04 %	0.07 - 25.46 %

La ventaja en el análisis del diseño de aspa, es la similitud de datos de comparación. Con base a los errores mínimos, en las curvas significativas del aspa, como la cuerda, torsión y C_p , se puede concluir que la metodología propuesta es válida en relación al modelo propuesto por C.J. Bai.

5.1.2 Curva de potencia

El propósito de esta sección es mediante una evaluación cuantitativa realizar una análisis comparativo de la potencia eléctrica y C_p . El objetivo de la curva de potencia es comparar los resultados de la simulación de caso de estudio, en relación a QBlade y comercial. Para la curva de potencia de la simulación corresponde al caso de estudio, que se presentó en el capítulo 4 de la sección 4.3.1. La curva de potencia de QBlade corresponde a la simulación dada por el software QBlade. Para la curva de potencia comercial se considero una curva de potencia de 10 kW de un fabricante de aerogeneradores de baja potencia.

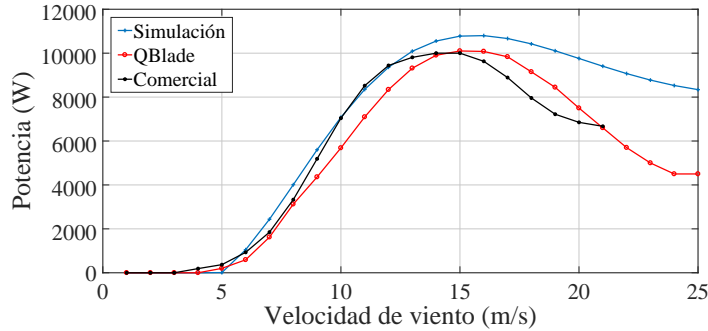


Figura 5.4. Potencia eléctrica del aerogenerador.

En la Fig. 5.4 se presentan los resultados de comparación de la potencia eléctrica. Por ejemplo, para los resultados de la simulación y QBlade, se puede observar que existe diferencia en la potencia nominal, donde la simulación alcanza una potencia nominal de 10,800 W , a una velocidad de 16 m/s . En cambio, QBlade alcanza su potencia nominal de 10,100 W , a una velocidad de 16 m/s . Para verificar la diferencia entre las dos curvas de potencia, se optó por el error cuadrático medio y el error porcentual absoluto medio, dando errores de 1837.4 y 12.8 %, respectivamente. La comparación de la simulación en relación al comercial, se puede observar que existe diferencia en la curva de potencia, esto se debe a los diferentes parámetros que es desarrollado el aerogenerador. Sin embargo, los errores existentes entre las dos curvas son de 1328.5 y 26 %.

Por otro lado, también se ilustra el coeficiente de potencia (C_p) en función de la velocidad de viento, y nos indica con qué eficiencia el aerogenerador convierte la energía del viento en electricidad. En la Fig.5.5 se muestra el comportamiento de C_p en función de la velocidad del viento.

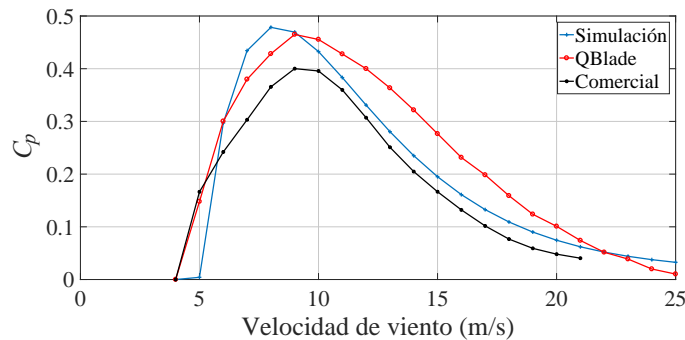


Figura 5.5. Coeficiente de potencia del aerogenerador.

En la Fig. 5.5 se observa la comparación de la simulación de caso de estudio, en relación a las curvas de potencia de QBlade y comercial. Para el caso de la simulación el máximo C_p lo alcanza a una velocidad del viento de 8 m/s . La curva QBlade el máximo C_p lo alcanza con un valor de 9 m/s . La curva comercial el máximo C_p lo alcanza con un valor de 9 m/s . Los errores existentes entre las curvas de potencia de la simulación y QBlade, son de 0.05 y 18.8 %. Para el caso de la simulación y comercial, los errores son de 0.06 y 24.6 %.

Anteriormente se explico los errores utilizados en el análisis comparativo. En la la Tabla 5.3 se presenta el error cuadrático medio y el error porcentual absoluto medio de los resultados de comparación entre QBlade y comercial, en relación a la simulación.

Tabla 5.3. Error de comparación en relación a la simulación.

Comparación	Potencia	C_p
QBlade	1837.49 - 12.81 %	0.05 - 18.87 %
Comercial	1328.53 - 26.09 %	0.06 - 24.68 %

Se puede observar que los errores de las curvas de potencia de Qblade y comercial, en relación a la simulación, las diferencias son de 1837 (12.8 %) y 1328 (26 %), respectivamente. Sin embargo, el comportamiento de la potencia eléctrica de la simulación es de un sistema con pérdida aerodinámica, como se indica en la Fig 2.20.

Producción anual de energía (AEP)

Una vez conociendo la potencia eléctrica del sistema, se puede determinar la producción anual del aerogenerador. En la Ec. (2.16) se indica el cálculo de la AEP y en la Ec. (2.17) el factor de capacidad (FC). En la Tabla 5.4 se presentan los resultados de la AEP y el FC para cada caso de estudio y estación anemométrica, respectivamente.

Tabla 5.4. Producción anual de energía.

Estación	Simulación		QBlade		Comercial	
	kW/h por Año	FC	kW/h por Año	FC	kW/h por año	FC
Ixtepec	19,626.07	0.21	16,220.419	0.18	18,580.24	0.21
La Venta	41,781.87	0.44	35,224.63	0.40	36,466.94	0.42
La Ventosa	30,598.40	0.32	25,739.05	0.29	28,121.23	0.32
Matías Romero	566.82	0.01	475.15	0.01	883.52	0.01

En la Tabla 5.4 se muestran los resultados del cálculo de la AEP y FC, respectivamente. Por ejemplo, para el caso de la simulación, la producción anual de energía más alta corresponde a la estación de La Venta con un valor de 41,781 kW/h , y un factor de capacidad de 0.44. En cambio, la AEP más baja es la estación de Matías Romero con un valor de 566.82 kW/h , y un FC de 0.01, siendo este un valor muy bajo. Los diseñadores recomiendan, para que un sistema sea factible debe estar igual o mayor de los 20 % de su factor de capacidad.

Por lo tanto, podemos concluir que es factible instalar un aerogenerador en las estaciones Ixtepec, La Venta y La Ventosa. Además, si nos basamos en el mapa eólico de la Fig. 4.2 podemos observar que la región del Istmo dispone con un excelente potencial eólico. Por otro lado, se puede observar la diferencia en la AEP para los casos de QBlade y el comercial, en relación a la simulación. Esto se debe al comportamiento de la curva de potencia del aerogenerador.

5.2 Desarrollo y análisis experimental

En esta sección se presenta el desarrollo y análisis experimental en el túnel de viento. El desarrollo experimental está dedicado al proceso de manufactura de la probeta de perfil aerodinámico. El análisis experimental aborda la discusión de los resultados de las pruebas experimentales en el túnel de viento.

5.2.1 Desarrollo experimental

El desarrollo experimental aborda el proceso de manufactura de la probeta del perfil aerodinámico S822 como caso de estudio. Para realizar las pruebas en el túnel de viento, previamente se realizó el maquinado del perfil seleccionado. El proceso de maquinado se ha estructurado en dos partes: la primera parte está dedicada a la simulación del proceso de maquinado en un software especializado. La segunda parte, la manufactura del perfil en la máquina CNC de eje vertical de la Universidad del Istmo (Unistmo).

5.2.1.1 Simulación del maquinado

El proceso de simulación del maquinado de la probeta se llevó en el software de manufactura. Por ello, se necesitó el modelo CAD del perfil S822 que se muestra en la Fig. 5.6.

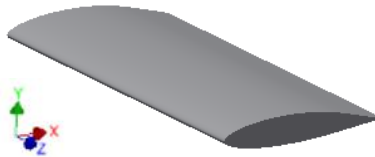


Figura 5.6. Modelo CAD de la probeta del perfil S822.

La máquina CNC de eje vertical poseen una portaherramientas que giran sobre su eje horizontal y perpendicular a la pieza. Una característica de esta herramienta es la posibilidad de moverse verticalmente, pues sube la mesa con la pieza o el cabezal descende hacia la pieza. Por ello, para facilitar el proceso de corte del perfil S822 se dividió en dos partes, la parte de extradós e intradós, de acuerdo a las secciones del perfil. En la Fig. 5.7 (a) se puede observar la primera posición para la simulación, que corresponde a la sección de extradós del perfil. En la Fig. 5.7 (b) se muestra la segunda posición para la simulación, que corresponde a la sección de intradós.

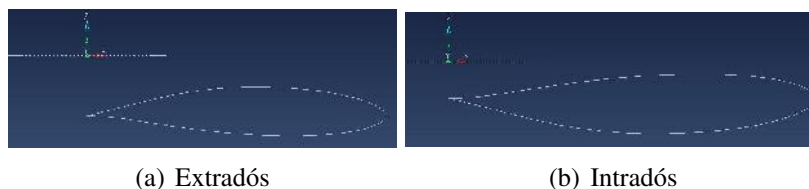


Figura 5.7. División del perfil (extradós e intradós).

En la Fig. 5.8 se puede ver más a detalle desde una vista 3D del perfil aerodinámico, y básicamente representa las secciones extradós e intradós.

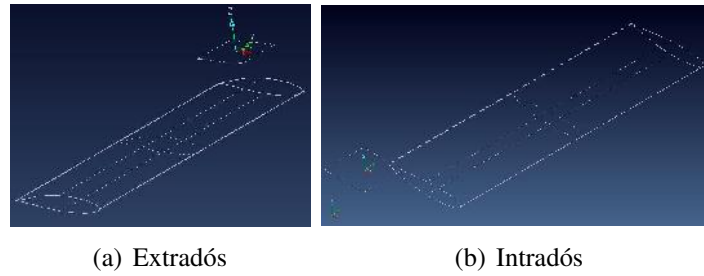


Figura 5.8. Vista 3D de las secciones del perfil.

La trayectoria de maquinado descrita en la Fig. 5.9, representa la trayectoria de corte sobre el perfil, comenzando con la sección de extradós y al final la parte de intradós.

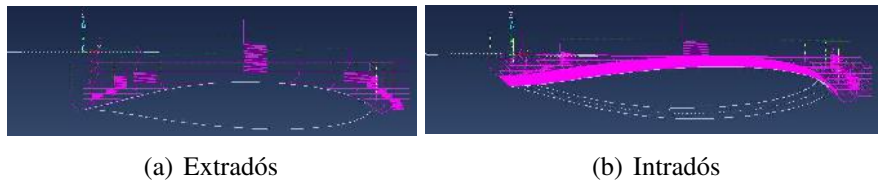


Figura 5.9. Trayectoria de corte.

Entonces, desde una vista mas interactiva el software nos describe el proceso de maquinado tal como se muestra en la Fig. 5.10.

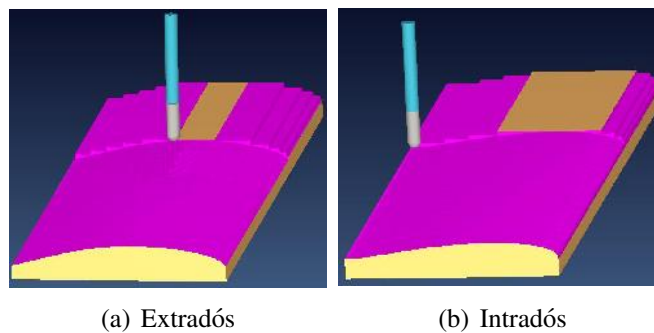


Figura 5.10. Simulación del maquinado.

5.2.1.2 Manufactura en la maquina de eje vertical

La manufactura se realizó en la maquina CNC de eje vertical en la Universidad del Istmo (Unistmo). El dimensionado de la pieza es de 150 mm de cuerda x 300 mm de envergadura. El material empleado para la fabricación ha sido de madera, debido a la facilidad de mecanizado. En la Fig. 5.11 se muestra el maquinado del perfil S822.



Figura 5.11. Manufactura de la probeta del perfil S822.

Teniendo lista la probeta, hay que tener cuidado con la rugosidad de la superficie, donde las irregularidades en la superficie sean muy mínimas. Por ello, una vez realizado el maquinado se aplicó un sellador para cubrir los poros del acabado y disminuir la rugosidad del material. En la Fig. 5.12 se muestra la probeta ya fabricada.



Figura 5.12. Probeta del perfil S822 con envergadura de 300 mm.

5.2.1.3 Pruebas en el túnel de viento

Las pruebas experimentales se realizaron en el túnel de viento, en la Universidad Veracruzana, campus Coatzacoalcos. En la Fig. 5.13 se muestra el túnel de viento modelo AF100. El túnel de viento alcanza una velocidad máxima de 30 m/s en operación. Por otro lado, los componentes básicos del túnel de viento están compuestos por: cono de contracción, cámara de prueba, difusor, ventilador, panel de control, entre otros.



Figura 5.13. Túnel de viento modelo AF100.

En la cámara de prueba se colocó la probeta del perfil aerodinámico S822. En la Fig. 5.14 se muestra la cámara de prueba, así como el modelo montado.

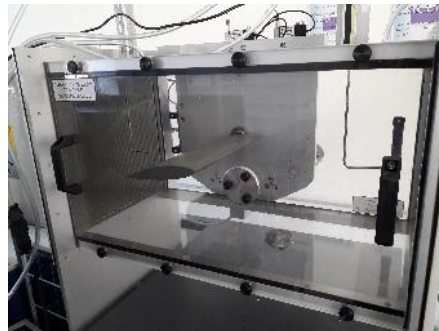


Figura 5.14. Evaluación experimental en la cámara de pruebas.

La balanza aerodinámica es un instrumento para la medición de las fuerzas y momentos actuantes sobre un modelo en un túnel de viento. En la Fig. 5.15 se muestra la balanza aerodinámica y la unidad angular del túnel de viento.

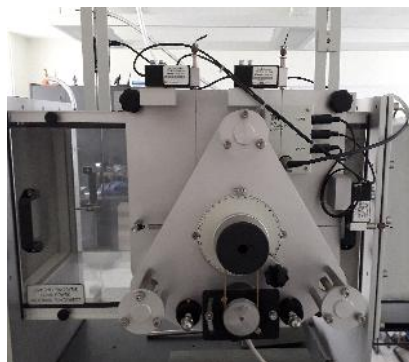


Figura 5.15. Balanza aerodinámica.

Los datos aerodinámicos de las pruebas se visualizan y almacenan en el software VDAS [60]. El software registra datos en tiempo real y son exportados en formato HTML. En la Fig. 5.16 se ilustra la ventana principal del software VDAS, donde se encuentran las variables necesarias para la evaluación de un modelo.

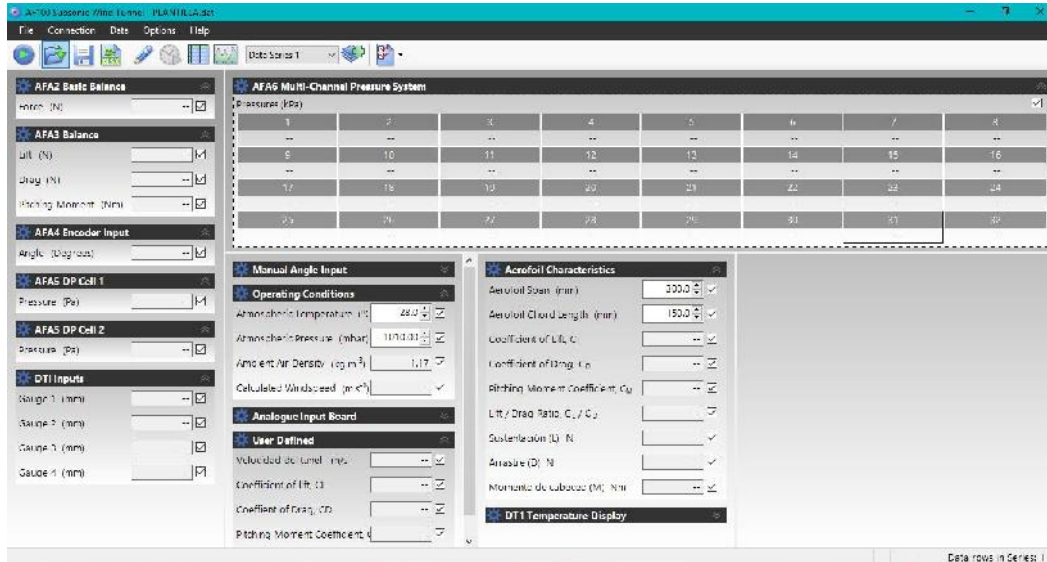


Figura 5.16. Ventana principal del software VDAS.

Uno de los principales inconvenientes en la evaluación del túnel de viento es la calibración del equipo. La calibración del equipo consiste en ajustar la balanza aerodinámica. Los pasos de calibración es proporcionado por el fabricante. En la Fig. 5.17 se muestra la balanza aerodinámica en su cuadro de calibración.

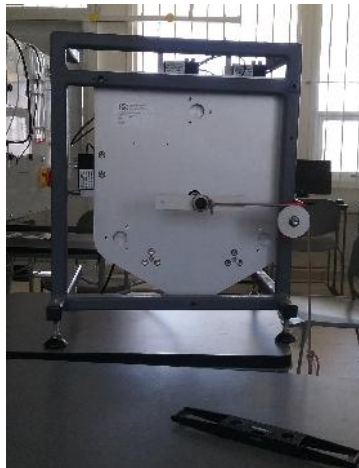


Figura 5.17. Calibración de la balanza.

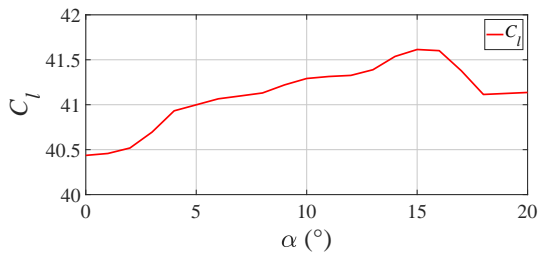
5.2.2 Análisis experimental

El aspa está dividido en secciones y cada sección representa un perfil aerodinámico. Las fuerzas sobre un elemento del aspa pueden expresarse por los coeficientes de sustentación y arrastre. Anteriormente se mencionó que una alternativa para obtener estos datos es construir un modelo físico de la sección del aspa y experimentarla en un túnel de viento, donde se simula los efectos de movimientos del aire alrededor de objetos sólidos. Por ello, se desarrolló el modelo de la probeta del perfil S822, y con la ayuda del túnel de viento (Fig. 5.13) y los instrumentos apropiados, se realizaron las pruebas experimentales.

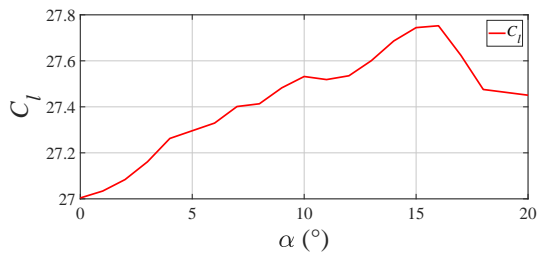
El objetivo de la evaluación experimental es validar el porcentaje de la caída de sustentación del perfil S822. Por ello, se realiza una comparación de resultados de evaluaciones numéricas y experimentales. Las condiciones de operación en la que es evaluada el perfil son las siguientes:

- Temperatura atmosférica $\simeq 28\text{ }^{\circ}\text{C}$.
- Presión atmosférica $\simeq 1014\text{ mbar}$
- Densidad del aire $\simeq 1.17\text{ kg/m}^2$

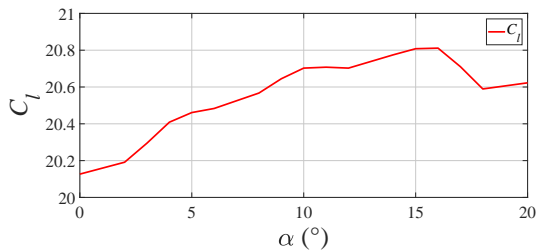
Las evaluaciones se definen en el rango aproximado de 5 a 25 m/s y ángulos de ataques entre 0° a 20° . Sin embargo, para valores mayores a 26 m/s , el modelo se comportaba inestable, debido a las vibraciones que ejercía en la probeta. En la evaluación se generaron los datos de los coeficientes de sustentación (C_l). El primer problema que se notó en los ensayos es la calibración de la balanza aerodinámica, donde los resultados no eran los esperados. En la Fig. 5.18 se presentan los primeros resultados de las evaluaciones en el túnel de viento sin calibración de la balanza.



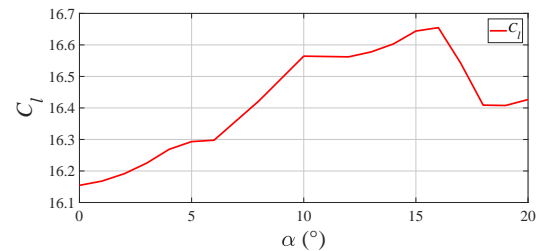
(a) $Re \simeq 54,750$



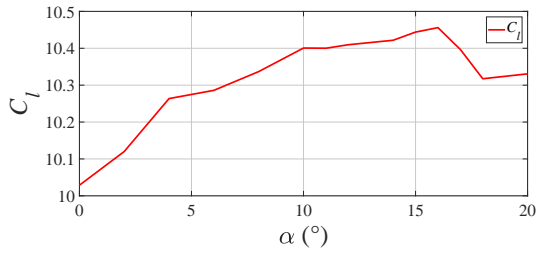
(b) $Re \simeq 67,031$



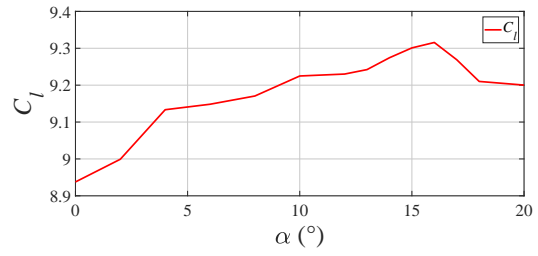
(c) $Re \simeq 77,438$



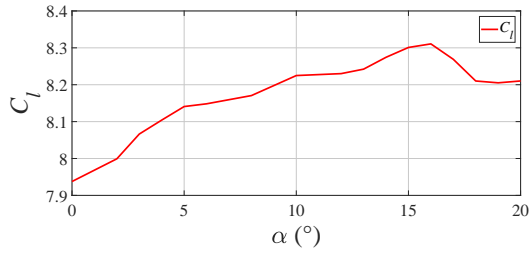
(d) $Re \simeq 86,531$



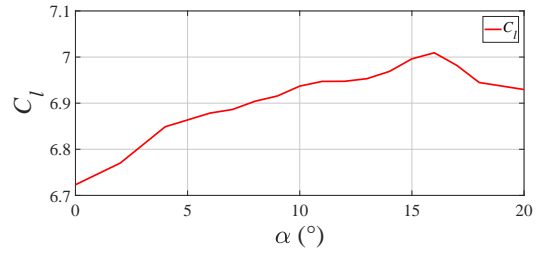
(e) $Re \approx 109,500$



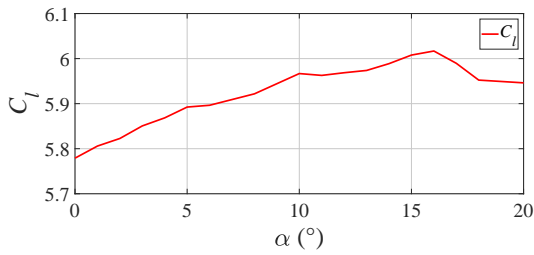
(f) $Re \approx 116,156$



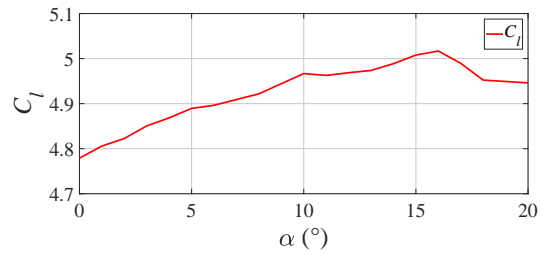
(g) $Re \approx 123,281$



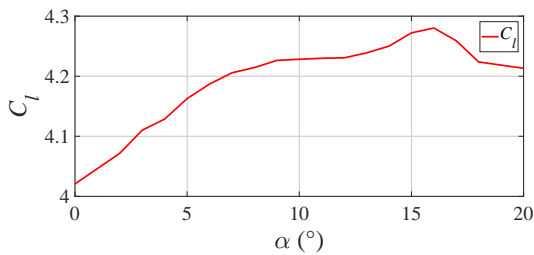
(h) $Re \approx 135,281$



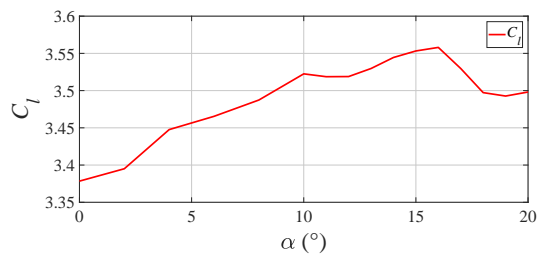
(i) $Re \approx 145,219$



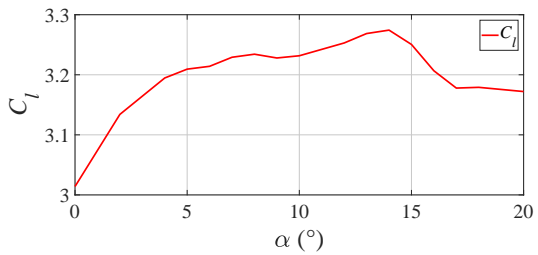
(j) $Re \approx 160,219$



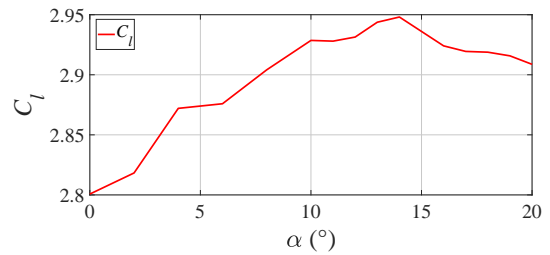
(k) $Re \approx 171,000$



(l) $Re \approx 191,719$



(m) $Re \approx 201,656$



(n) $Re \approx 210,000$

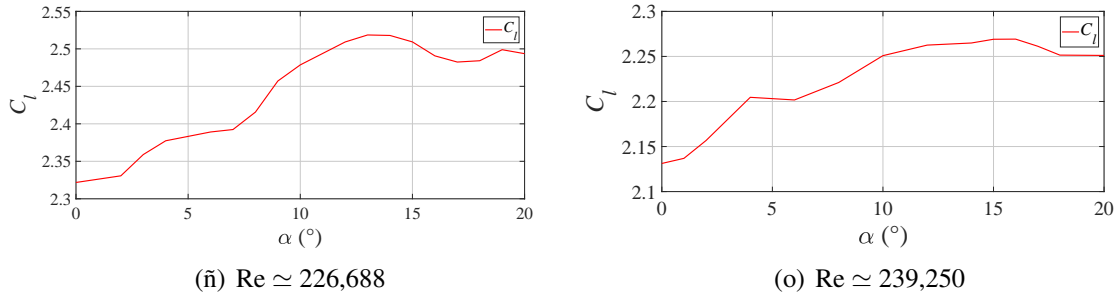


Figura 5.18. Pruebas experimentales (sin calibración).

En la Fig. 5.18 se presentan las primeras evaluaciones, antes de la calibración del equipo. Se puede observar en cada prueba, cuando aumenta el número de Reynolds, la sustentación disminuye. Por ejemplo, para un Reynolds de 54,750, se obtiene un $C_{lmax}=41.6$. Sin embargo, para un Reynolds de 67,031, se obtiene un $C_{lmax}=27.7$. Se puede observar que el error radica en un cambio muy elevado en el coeficiente de sustentación (C_l). Con base a los resultados se llegó a la conclusión que la experimentación no era la adecuada. Sin embargo, se notó que el comportamiento de C_l era la correcta. Por lo tanto, se prosiguió a la calibración de la balanza aerodinámica (Fig. 5.17) y se continuó con la experimentación. A continuación se presenta la segunda evaluación, donde se asegura la calibración de la balanza aerodinámica. En la Fig. 5.19 se presentan los resultados obtenidos de la segunda prueba experimental.

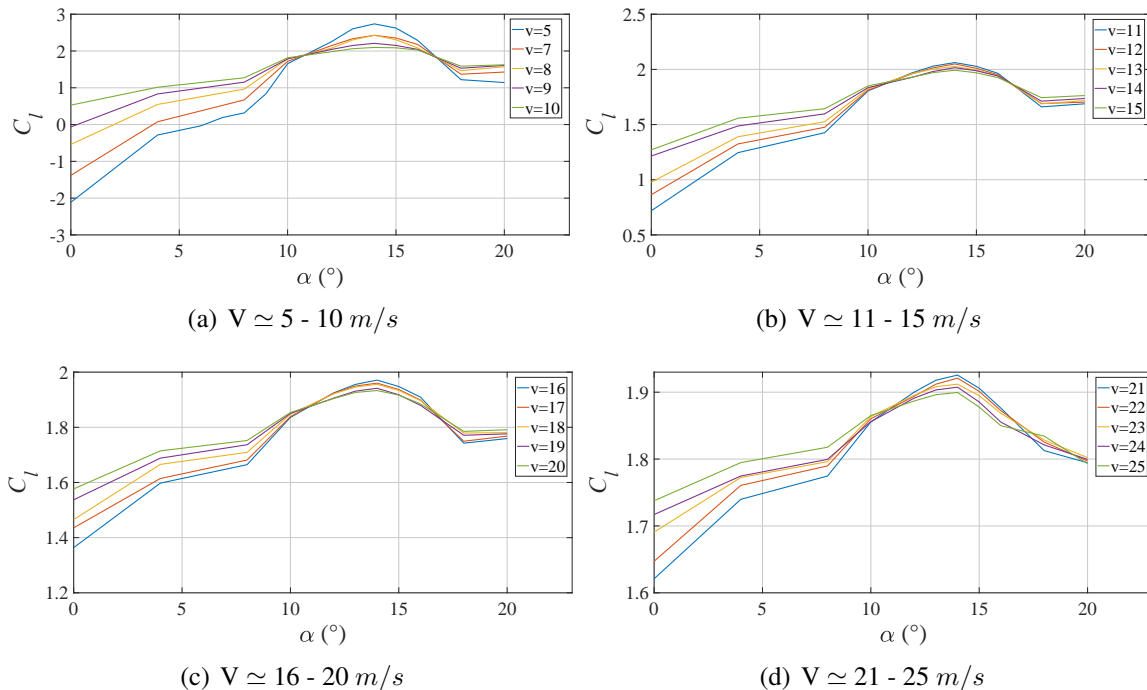


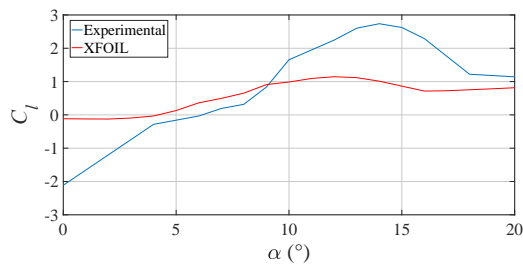
Figura 5.19. Pruebas experimentales en el túnel de viento.

En la Fig. 5.19 se presentan las evaluaciones de las pruebas experimentales, se puede observar el comportamiento del modelo a diferentes velocidades de viento. Por otro lado, el número de Reynolds de cada velocidad se muestra en la Tabla 5.5.

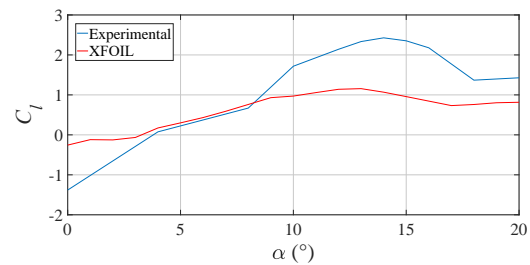
Tabla 5.5. Número de Reynolds por cada velocidad del túnel.

Velocidad	Re	Velocidad	Re
≈ 5	54,750	≈ 16	154,875
≈ 7	67,031	≈ 17	160,219
≈ 8	77,438	≈ 18	171,000
≈ 9	86,531	≈ 19	181,594
≈ 10	97,688	≈ 20	191,719
≈ 11	109,500	≈ 21	201,656
≈ 12	116,156	≈ 22	210,000
≈ 13	123,281	≈ 23	221,063
≈ 14	135,281	≈ 24	226,688
≈ 15	145,219	≈ 25	239,250

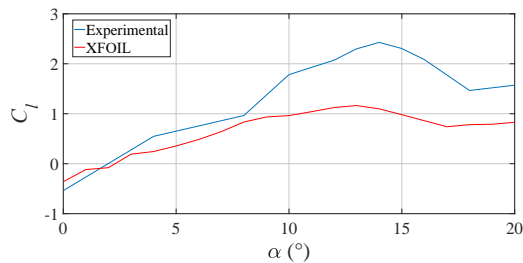
Antes de explicar el comportamiento de las evaluaciones de las pruebas, se introduce a la obtención de los resultados de las pruebas numéricas con el propósito de realizar un análisis comparativo. Para el caso de las pruebas numéricas se calculan con el software XFOIL. Mediante una evaluación cuantitativa, se compararon los datos numéricos con los datos experimentales. Las comparaciones de los datos experimentales y XFOIL se muestran en las siguientes gráficas.



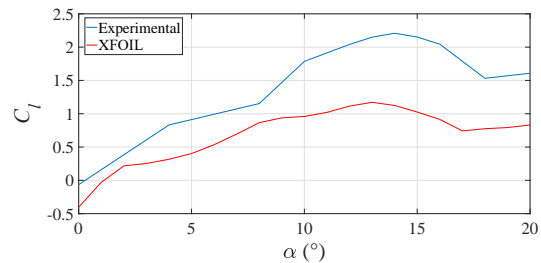
(a) $Re \approx 54,750$



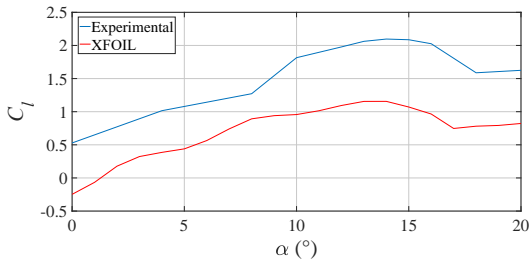
(b) $Re \approx 67,031$



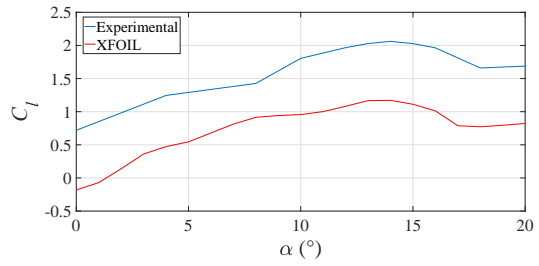
(c) $Re \approx 77,438$



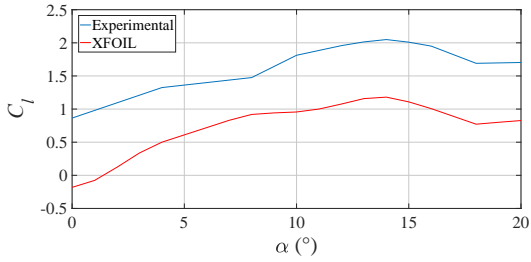
(d) $Re \approx 86,531$



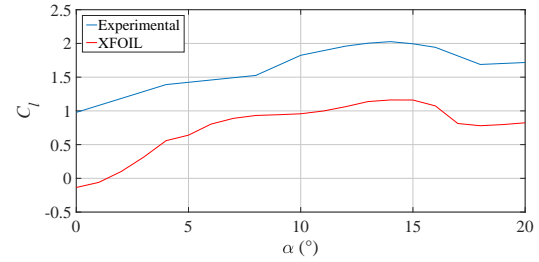
(e) $Re \approx 97,688$



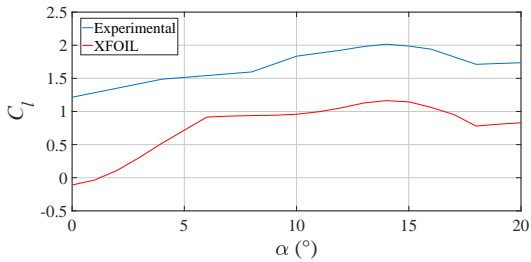
(f) $Re \approx 109,500$



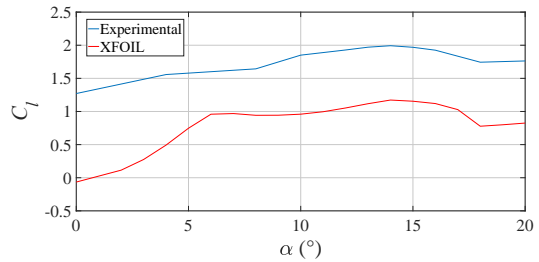
(g) $Re \approx 116,156$



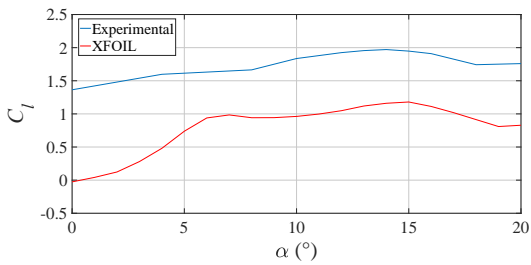
(h) $Re \approx 123,281$



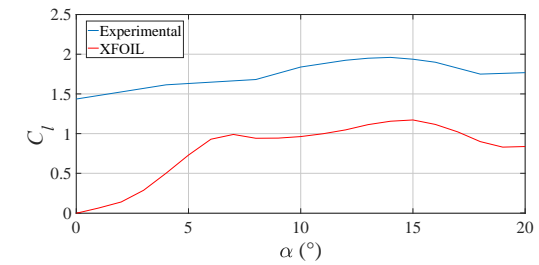
(i) $Re \approx 135,281$



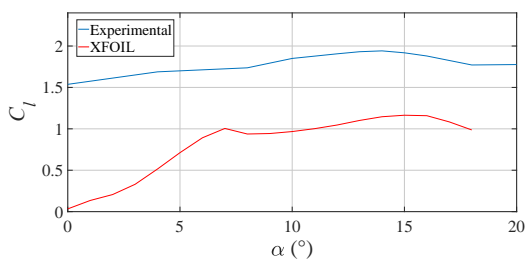
(j) $Re \approx 145,219$



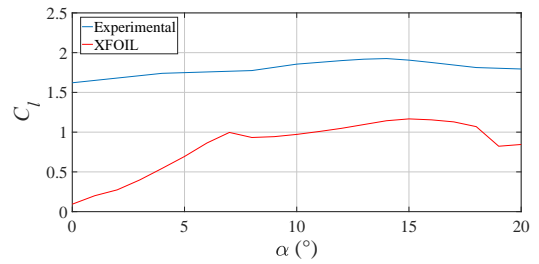
(k) $Re \approx 154,875$



(l) $Re \approx 160,219$



(m) $Re \approx 181,594$



(n) $Re \approx 201,656$

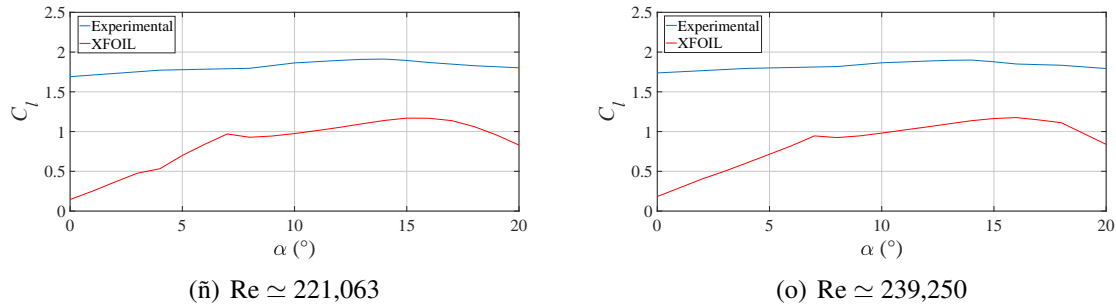


Figura 5.20. Comparación experimental vs XFOIL.

En la Fig. 5.20 se presenta gráficamente las comparaciones de los datos XFOIL en relación al experimental. Se puede observar que los datos XFOIL no se acoplan a los experimentales y existe una gran diferencia numérica, donde de manera cuantitativa las diferencias son significativas. Sin embargo, para fines de investigación los coeficientes aerodinámicos se validan mediante un análisis cualitativo, donde el propósito es comprender, describir y observar el comportamiento del coeficiente de sustentación (C_l). A continuación se presenta el análisis cualitativo de las pruebas experimentales.

Las evaluaciones experimentales en este estudio difieren de los datos numéricos. No obstante, estas condiciones experimentales regularmente no coinciden. Se puede pensar que las variaciones de las pruebas en el túnel de viento provienen de las siguientes consideraciones:

1. Condición de operación

Las condiciones de operación en la que es evaluada el perfil depende de la temperatura y de la presión del sitio o lugar de evaluación. Si se conocen estas condiciones ambientales, la densidad del viento puede ser calculada por la siguiente ecuación:

$$\rho = \frac{P}{RT}, \quad (5.1)$$

donde:

ρ = la densidad del aire (kg/m^3).

P = la presión del aire (N/m^2).

R = la constante específica de gas del aire ($287J/kgK$).

T = la temperatura del aire en grados Kelvin ($^{\circ}C + 273$).

Un parámetro importante en la evaluación, es la lectura de la fuerza de sustentación. Se puede observar que la sustentación (Ec. 2.22) no depende solo de la forma geométrica del perfil, sino también de la densidad. Por ello, las evaluaciones se vuelven muy sensibles a las condiciones ambientales.

2. Efectos de rugosidad

Como se explicó anteriormente, el perfil se enfrenta a una corriente de flujo, donde este rodea suavemente al perfil describiendo un flujo laminar, y la capa límite permanece adherida al perfil. Sin embargo, los efectos de rugosidad en el perfil pueden formar turbulencias y puede existir desprendimiento de la capa límite. Para el caso de la probeta del perfil está expuesta a irregularidades por el tipo de acabado superficial. Una vez realizado la probeta, se debe disminuir la rugosidad en la superficie. En la evaluación experimental, se puede observar que los efectos de rugosidad de la probeta se hace muy evidente en la evaluación. Por ello, se aplicó varias ocasiones un sellador para cubrir poros, y así disminuir la rugosidad (Fig. 5.12). Para el caso XFOIL, el análisis aerodinámico considera una capa límite ideal, es decir, no existe rugosidad en la simulación, con un valor de cero.

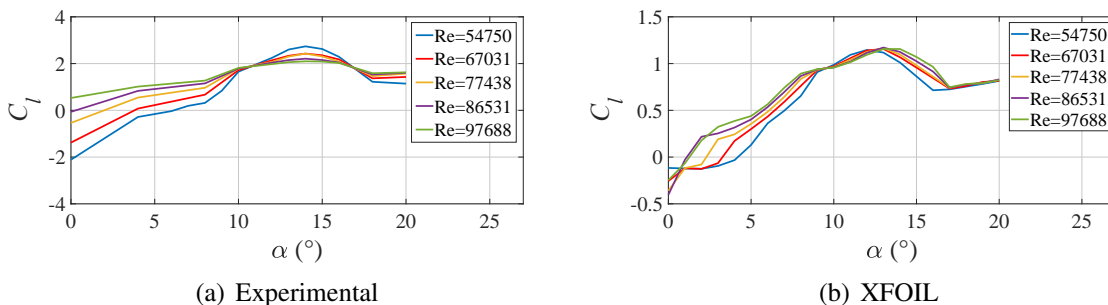
3. Vibraciones

Otra consideración que se observó en la evaluación son las vibraciones que se ejercían sobre el aspa. A medida que la velocidad del flujo aumentaba, la probeta se comportaba inestable, es decir, las vibraciones eran de gran intensidad. Se puede pensar, que el problema radica del tipo de material de la probeta.

4. Calibración de la balanza aerodinámica

Unos de los principales inconvenientes que surgió en la evaluación es la calibración de la balanza aerodinámica, mientras se realizaba la experimentación se notó que los errores más significativos eran de la calibración. En la Fig. 5.18 se muestran las primeras evaluaciones en el túnel de viento, se puede observar las grandes diferencias en cada prueba. Por ello, se calibró la balanza aerodinámica, tal como se muestra en la Fig. 5.17. Mediante una experimentación extensa se lograron las pruebas experimentales, que corresponde a la segunda evaluación y se muestran en la Fig. 5.19.

Nótese que de manera cuantitativa estas curvas de C_l no son similares. Sin embargo, de la Fig. 5.20, si separamos ambas pruebas en dos gráficos se puede establecer el análisis cualitativo. A continuación se presenta una descripción comparativa de los resultados para establecer particularidades y diferencias. En la Fig. 5.21 se presenta la separación de ambas pruebas (experimental y XFOIL).



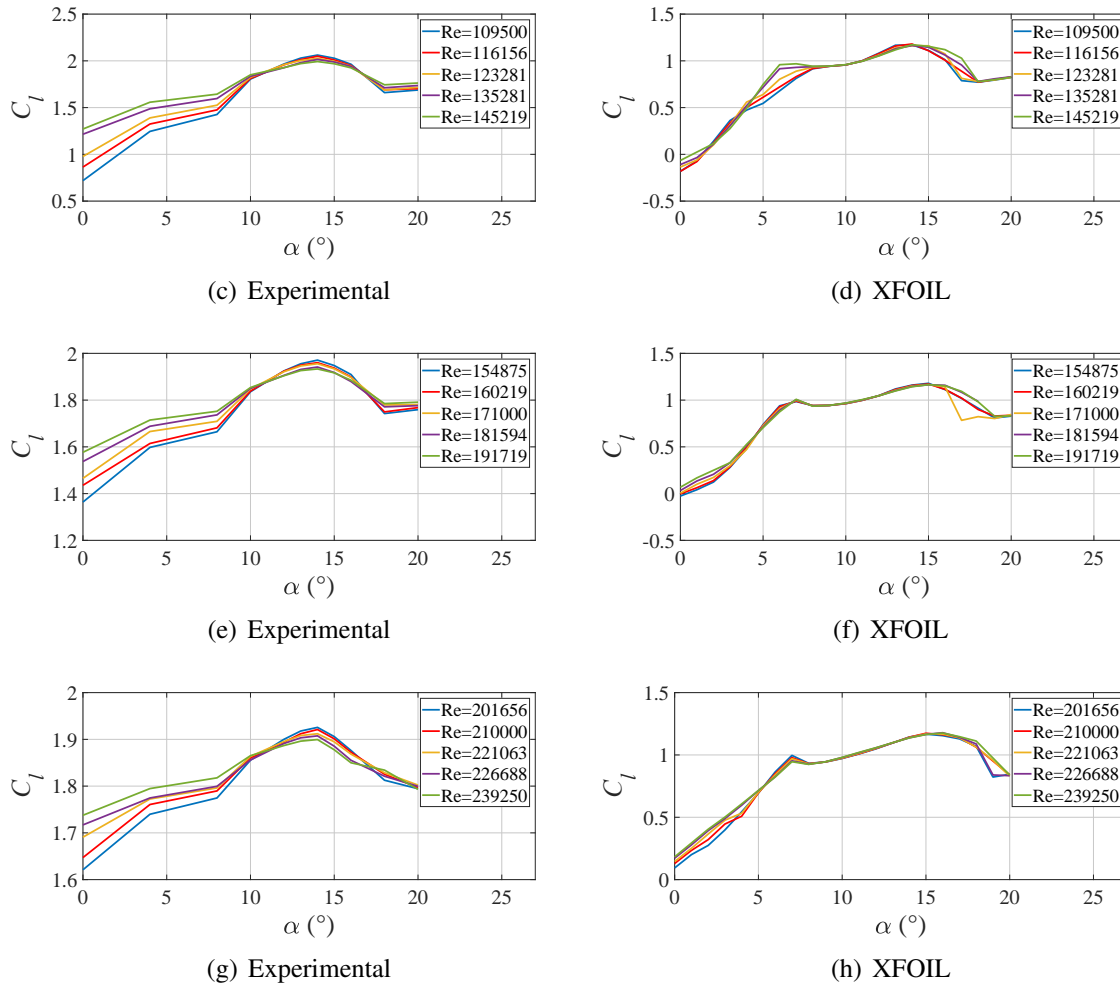


Figura 5.21. Comparación experimental y XFOIL.

En la Fig. 5.21 (a y b) se presentan las pruebas experimentales y XFOIL, dentro de este grupo se encuentran ciertos números de Reynolds. Gráficamente se pueden observar que la tendencia C_l son similares para ambas pruebas. Por ejemplo, para un Reynolds de 54,750, en el caso de la experimental a un $\alpha = 14^\circ$, se obtiene la máxima sustentación y se presenta la caída de C_l . En el caso XFOIL a un $\alpha = 13^\circ$, se obtiene la máxima sustentación y se presenta el descenso de C_l .

En la Fig. 5.21 (c y d) se presentan las pruebas experimentales y XFOIL, dentro de este grupo se encuentran ciertos números de Reynolds. Gráficamente en este grupo se pueden observar que la tendencia C_l son semejantes solo en algunas pruebas. Por ejemplos, los Reynolds de 109,500, 116,156 y 123,281, presentaron la misma tendencia, se puede observar en el caso de la experimental a un $\alpha = 14^\circ$, se obtiene la máxima sustentación y se presenta la caída de C_l . En el caso XFOIL a un $\alpha = 14^\circ$, se obtiene la la máxima sustentación y se presenta el descenso de C_l .

En la Fig. 5.21 (e-h) se presentan las pruebas experimentales y XFOIL, dentro de estos grupos se encuentran ciertas evaluaciones del número de Reynolds. Gráficamente en estos grupos se pueden observar que la tendencia C_l difieren en la zona lineal de la curva de sustentación. Se puede observar para un Reynolds de 154,875, en el caso de la experimental a un $\alpha= 14^\circ$, se obtiene la máxima sustentación y se presenta la caída de C_l . En el caso XFOIL a un $\alpha= 15^\circ$, se obtiene la máxima sustentación y se observa el descenso de C_l . Para un Reynolds de 210,000, en el caso de la experimental a un $\alpha= 14^\circ$, se obtiene la sustentación máxima y el perfil pierde la capacidad de sustentar. En el caso XFOIL a un $\alpha= 15^\circ$, la sustentación es mayor, y el perfil entra en pérdida.

Aunque, las diferencias son significativas, el propósito de estas evaluaciones de las pruebas experimentales, es validar porcentaje de la pérdida de sustentación del perfil S822, tal como se indica en la Fig. 3.4 del capítulo 3. Con base a los resultados de la Fig. 5.21, es decir, con la segunda prueba experimental, se evalúa el porcentaje de la caída de sustentación (C_l) de los datos experimentales y numéricos (XFOIL). En la Tabla 5.6 se muestran los resultados obtenidos.

Tabla 5.6. Porcentaje de caída de sustentación.

Descenso de la caída de sustentación		
Reynolds	Experimental	XFOIL
(-)	(%)	(%)
54,750	44.44	50.00
67,031	38.89	50.00
77,438	43.33	45.56
86,531	42.22	43.33
97,688	42.22	46.67
109,500	41.11	44.44
116,156	38.89	45.56
123,281	41.11	55.56
135,281	43.33	43.33
145,219	36.67	38.89
154,875	46.67	50.00
160,219	44.44	48.89
171,000	43.33	77.78
181,594	46.67	44.44
191,719	45.56	44.44
201,656	56.67	50.00
210,000	53.33	38.89
221,063	53.33	44.44
226,688	54.44	55.56
239,250	47.78	47.78
Promedio	45	48

Anteriormente se indicó que el porcentaje de la caída de sustentación debe estar en el rango de 25 % a 55 %. En la Tabla 5.6 se presentan los resultados del porcentaje de caída de C_l , se puede observar que el promedio de la prueba experimental es de 45 %, con un ángulo de ataque crítico de 14°. En cambio, la numérica (XFOIL) se presenta con un promedio de 48 %, con un ángulo crítico de 14°. Entonces, se concluye que el perfil S822 con base a los resultados obtenidos puede soportar los vientos característicos del Istmo de Tehuantepec, porque el porcentaje de caída de sustentación en la región 2 (Fig. 3.4) está en el porcentaje que puede prevenir los 2 factores de seguridad como: la caída brusca de la sustentación y las fuertes vibraciones.

En esta investigación se muestra que no se logró cuantificar las pruebas experimentales en relación a los datos numéricos, debido a las diferencias significativas. Como se mencionó anteriormente, las condiciones de operación en la que es evaluada el perfil se hacen muy evidente en las evaluaciones; por ejemplo, condiciones ambientales, efectos de rugosidad, vibraciones, entre otros. No obstante, mediante el análisis cualitativo se valida el comportamiento del coeficiente de sustentación (C_l), para determinar el porcentaje de caída de sustentación del perfil. Por otro lado, también se puede concluir que los aerogeneradores de baja potencia experimentan números de Reynolds mucho más bajos que los de grande potencia, debido a la longitud del aspa.

Conclusiones

Este trabajo de tesis tiene como objetivo estudiar el comportamiento del perfil aerodinámico para implementar un sistema de control pasivo en el modelo de un aspa de un aerogenerador de baja potencia y pueda funcionar con los vientos características de la región del Istmo de Tehuantepec. Por ello, se desarrolló una metodología para la modelación del aspa con pérdida aerodinámica. La metodología se ha estructurado en dos partes; la evaluación del recurso eólico y el análisis aerodinámico. Para desmostar esto, se aplicó como caso de estudio datos técnicos del generador eléctrico de $10,000 W$ y a partir de esto se diseñó el modelo del aspa. Con base a los resultados obtenidos de la investigación se puede concluir lo siguiente:

- En primera instancia se concluye que la aplicación de la metodología para la modelación de aspas con pérdida aerodinámica es aceptable, en relación a la literatura, debido a los errores mínimos encontrados en las curvas significativas del aspa, como la cuerda, torsión y C_p . La contribución es que a partir de la evaluación del recurso eólico y el análisis aerodinámico se desarrolló la metodología general de diseño.
- Primero, se realizó la evaluación del recurso eólico de la región del Istmo de Tehuantepec. Se concluye que a partir de la velocidad media del viento se caracteriza la potencia nominal del modelo a diseñar, donde la media de la velocidad del viento que corresponde al sistema es de $8.5 m/s$, siendo este un valor favorable para la región del Istmo de Tehuantepec.
- En el caso del análisis aerodinámico, el primer estudio es de los perfiles aerodinámicos. Con el objetivo de seleccionar el perfil óptimo se presentó una metodología para la selección de perfiles, el cual consiste en evaluar ciertas características aerodinámicas. Por lo tanto, por medio de una evaluación de alternativas de las consideraciones de selección se eligió el perfil S822. Por lo tanto, con base a los resultados encontrados, se concluye que la metodología para la selección de los perfiles se logra seleccionar el perfil óptimo para el diseño del aspa, de acuerdo a las prioridades del diseñador.
- El segundo estudio del análisis aerodinámico consistió en desarrollar la metodología del aspa mediante el método BEM. Se puede destacar que es necesario datos de la velocidad de viento, coeficientes aerodinámicos del perfil, entre otros, todo ello para el dimensionado. Además, con los resultados de la distribución de la cuerda y torsión se logra generar el modelo CAD del aspa. Por otro lado, la simulación del software

QBlade describe el desempeño del rotor. Según los resultados encontrados se puede decir que el máximo coeficiente de potencia es de 0.46 %, siendo este un buen valor para el desempeño del aerogenerador. Además, la tendencia de la curva de potencia de la simulación como caso de estudio, corresponde a un sistema pasivo con pérdida aerodinámica.

- En cuanto al análisis estructural se recomienda aplicar modelo de carga simplificado, donde se permite obtener las fuerzas y momentos, y así determinar un diseño preliminar del aerogenerador, este método se basa en la norma *IEC 61400-2*. Por tanto, los resultados obtenidos, nos muestra que el aerogenerador es de clase II. Asimismo, con el software QBlade se realizó la simulación de análisis modal. Con base a los resultados obtenidos, se puede concluir que las frecuencias naturales del aspa dependen en gran medida del tipo de material de la capa de la fibra, que tendrá un efecto en el peso del aspa. Por ejemplo, para el caso de una fibra biaxial, la masa es de 13 *kg*.
- Por último, mediante un análisis cualitativo se validó el porcentaje de la caída de sustentación del perfil S822, se desarrolló la probeta del perfil y se evaluó en el túnel de viento. Con los resultados obtenidos, se concluye que las pruebas experimentales difieren con los datos numéricos. Sin embargo, en la zona de pérdida aerodinámica, los resultados son aceptables, debido al porcentaje de la caída de sustentación. Por ejemplo, en el caso de la experimental a un $\alpha = 14^\circ$, se presenta un promedio de 45 % del descenso de C_l . En cambio, la numérica a un $\alpha = 14^\circ$, se presenta un promedio de 48 % del descenso de C_l .

Trabajos futuros

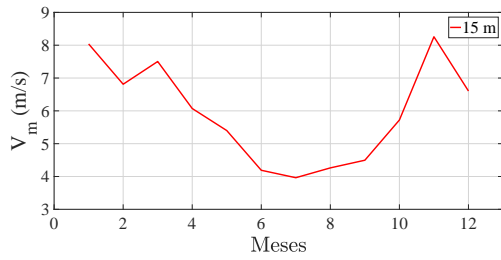
Con los resultados obtenidos, se puede continuar con los trabajos de investigación relacionada con el diseño y análisis de las aspas de baja potencia. A continuación se describen las recomendaciones para trabajos futuros:

- Desarrollar un interfaz de diseño y simulación para aspas con pérdida aerodinámica, además, puede mejorarse incluyendo la evaluación del recurso eólico.
- Realizar el diseño, análisis y simulación estructural del aspa mediante el método aeroelástico y elemento finito (FEM), respectivamente. El propósito del análisis es determinar las frecuencias naturales, deformaciones, fatiga, entre otros.
- Desarrollar la manufactura del aspa, así como el sistema completo del aerogenerador y caracterizarla en pruebas de campo. Para el caso del aspa, realizar ensayos experimentales en un banco de pruebas con la finalidad de verificar sus propiedades estructurales.
- Desarrollar un análisis aerodinámico para perfiles aerodinámicos y rotores, con la finalidad de simular el flujo y validar cálculos, por medio de volumen finito utilizando Dinámica de Fluidos Computacional (CFD).

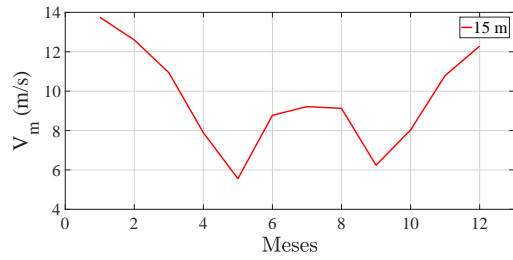
ANEXOS

Recurso eólico

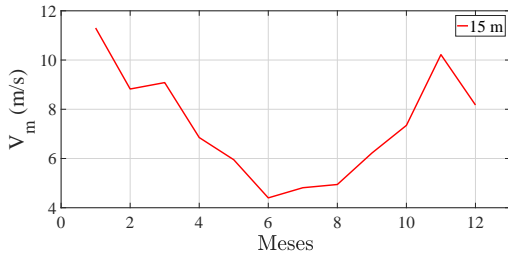
A.1 Patrón mensual y diario del viento



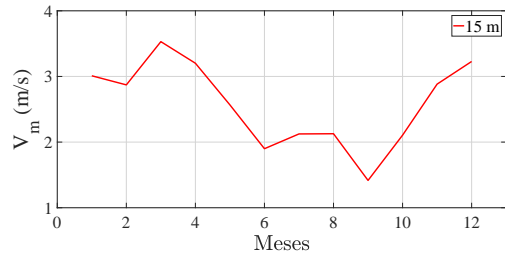
(a) Ixtepec



(b) La Venta

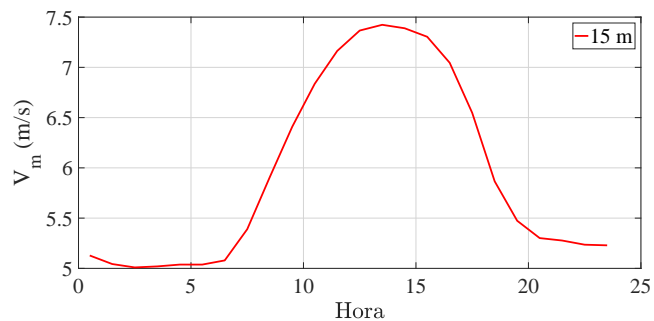


(c) La Ventosa

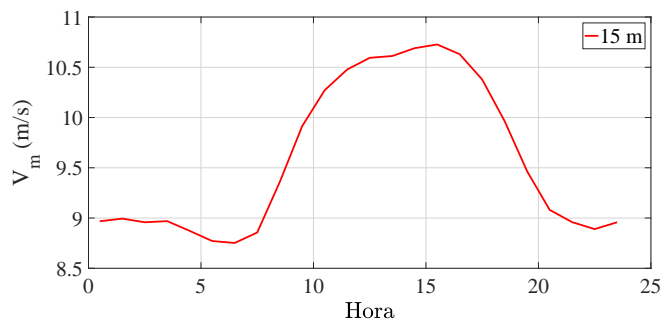


(d) Matías Romero

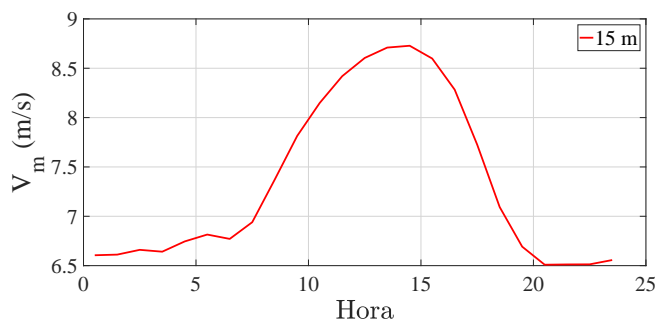
Figura A.1. Patrón mensual de las estaciones anemométricas.



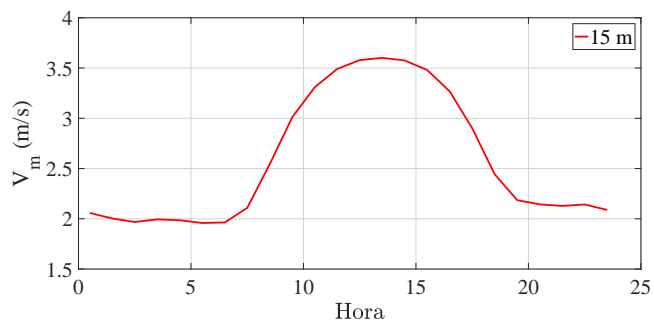
(a) Ixtepec



(b) La Venta



(c) La Ventosa



(d) Matías Romero

Figura A.2. Patrón diario de las estaciones anemométricas.

A.2 Rosa de los vientos

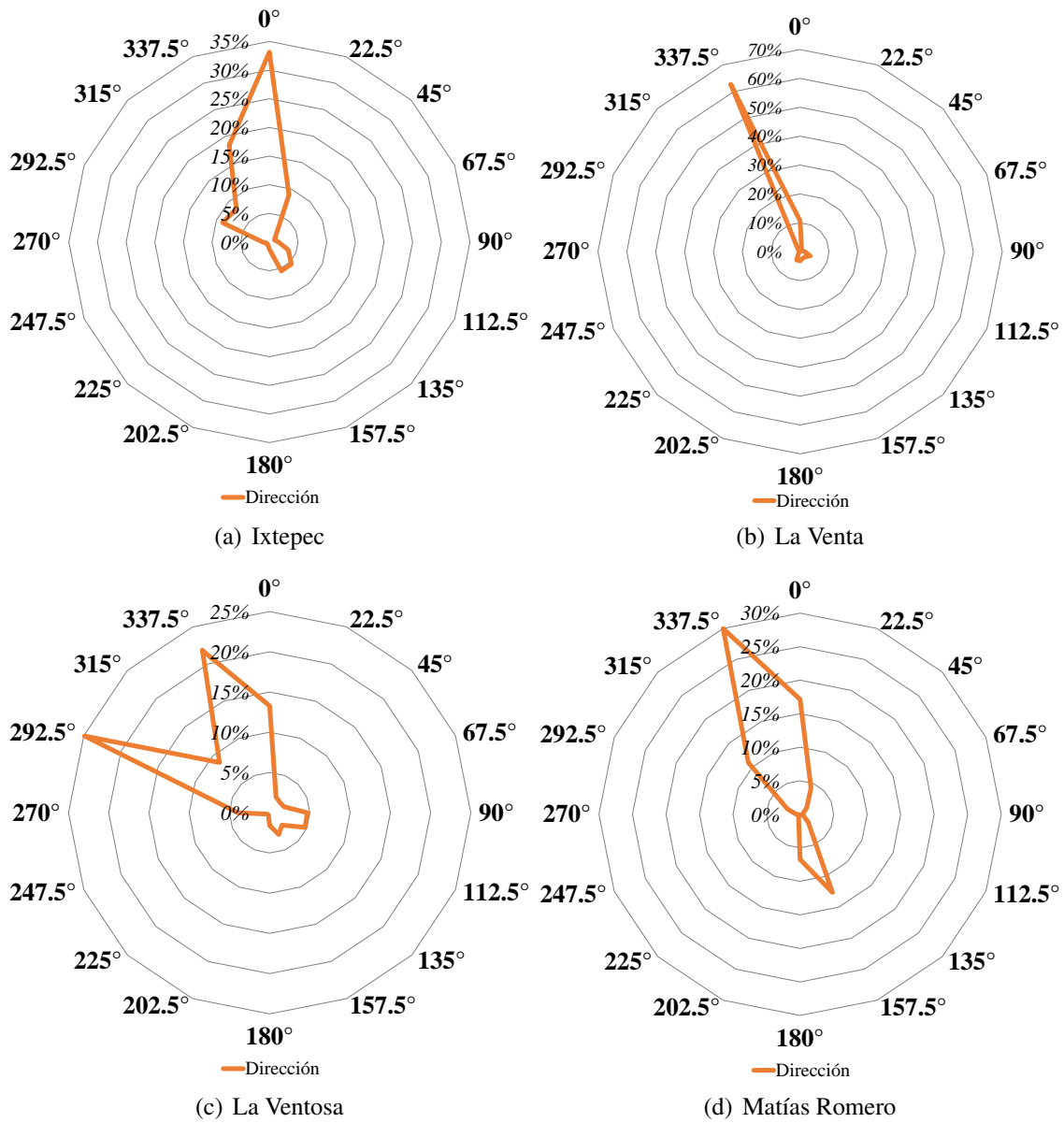


Figura A.3. Rosa de los vientos de las estaciones.

ANEXO B.

Cálculos aerodinámicos del perfil aerodinámico

A continuación, se describe el procedimiento para el análisis del perfil aerodinámico.

1. Primer paso es abrir el software QBlade, en la Fig. B.1 se muestra el espacio de trabajo del software QBlade.

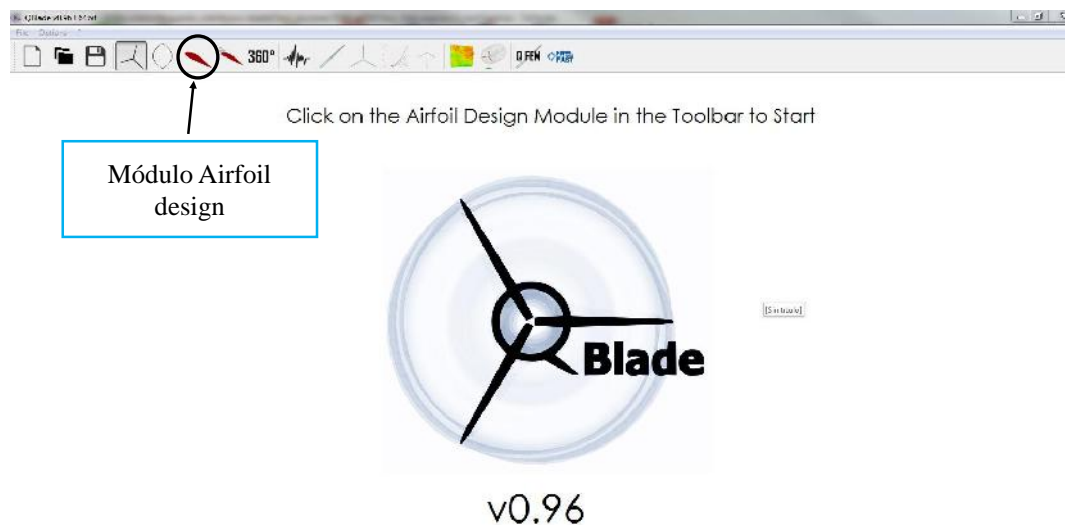


Figura B.1. Espacio de trabajo del software QBlade-módulo Airfoil Design.

2. El siguiente paso consiste en seleccionar el perfil aerodinámico, para ello se selecciona el botón **Airfoil Design** (Fig. B.1).
3. El siguiente paso es dar click en **Foil > Import Foil** (Fig. B.2).
4. Posteriormente, se selecciona el perfil aerodinámico (**perfil.dat**) > **Abir** (Fig. B.3).

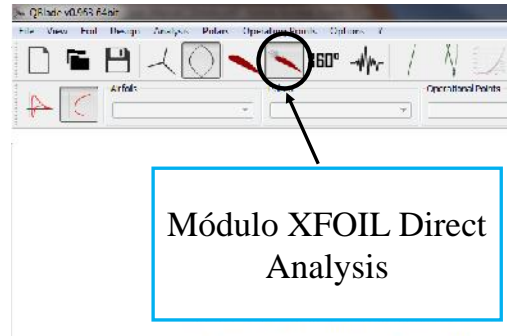


Figura B.5. Módulo XFOIL Direct Analysis.

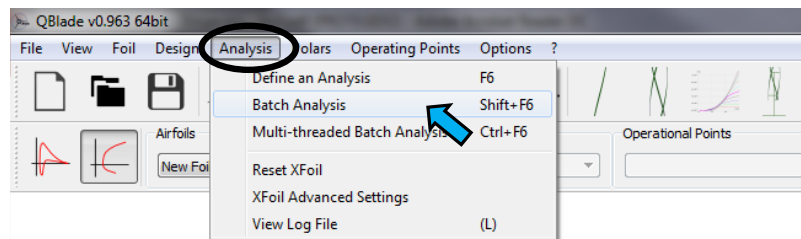


Figura B.6. Opción Analysis- Batch Analysis.

8. Una vez realizado el paso anterior se mostrará el submódulo **Batch Foil Analysis**. Posteriormente, se define los parámetros de **Reynolds** > seguidamente el rango del ángulo (α) en **Analysis Range** > Finalmente, completados los datos se da click en **Analyze** y el programa realiza el análisis (Fig. B.7).

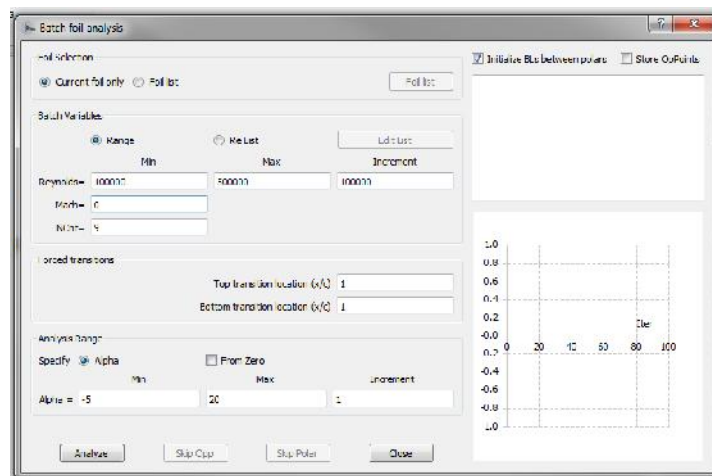


Figura B.7. Submódulo Batch Foil Analysis.

9. Finalmente, el programa muestra los resultados de los coeficientes aerodinámicos (C_l , C_d , C_l/C_d , etc.) del perfil aerodinámico (Fig. B.8).
10. Es necesario exportar los datos de los coeficientes. Por ello, se da click en la opción **Polars** > **Export all Polars to XFOIL format** (Fig. B.9).

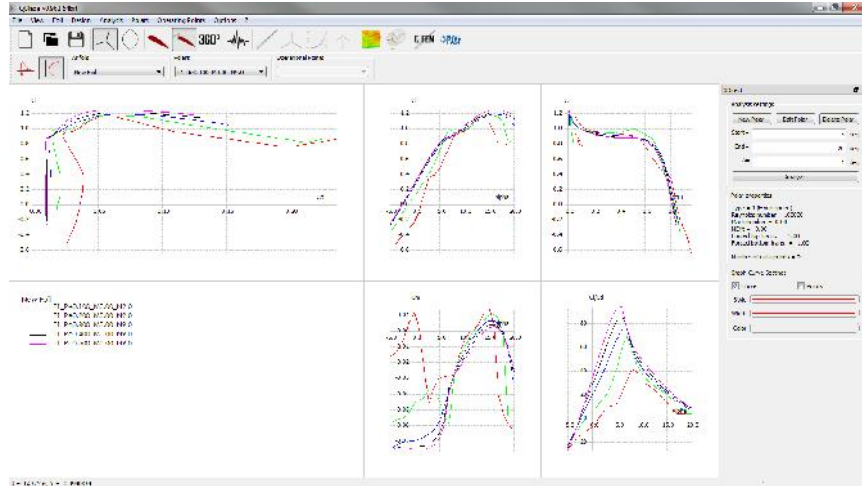


Figura B.8. Resultados del análisis aerodinámico del perfil.

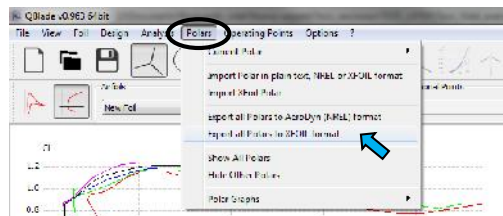


Figura B.9. Opción Polars-Export all Polars to XFOIL format.

11. Por último, se selecciona la carpeta donde se desea guardar el archivo y el programa lo guarda como (**archivo.txt**) (Fig. B.10).

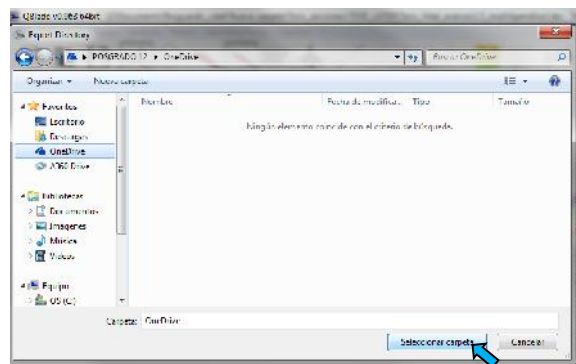


Figura B.10. Resultados del análisis aerodinámico del perfil.

ANEXO C.

Ficha técnica del generador

PRECILEC

MTI Business Unit (Machines Tournantes Industrielles)
6 avenue des Andes – Bâtiment 5 – 91940 LES ULIS – France
Tel : +33 1 69 80 67 04 – Fax : +33 1 69 80 67 08
Email : precilec@zodiac aerospace.com



Datasheet / Fiche technique

à/to UNIVERSIDAD DEL ISTMO, OAXACA (MX)

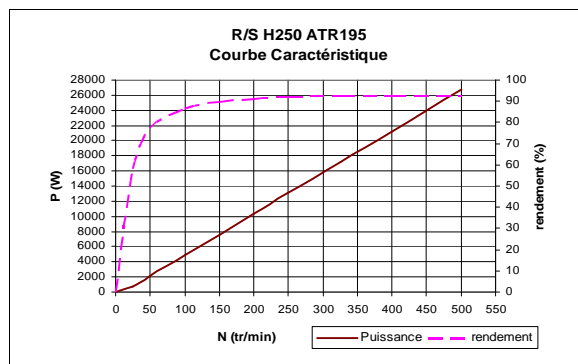
N/Ref /Our Re : Cotización n° MTI/ANC/E/12-2306

V/Ref /Your Re : Su solicitud del 10/02/2012

PERMANENT MAGNET GENERATOR - WIND PMG

Type	Type	R/S H 250 ATR 195 Triphasé – Three phase
Tension Nominale	Rated Voltage	≈ 220 V
Puissance Apparente Nominale	Rated Apparent Power	10 kVA
Intensité Nominale	Rated Current	≈ 27,5 A
Cosinus Φ Nominal	Rated Power Factor	1
Service	Duty	S1
Rendement	Efficiency	Up to 92 % (voir courbe / see drawing)
Vitesse Nominale	Rated Speed	210 tr/mm // rpm
Fréquence	Frequency	56 Hz
Couple démarrage	Cogging torque	≈ 6,8 Nm
Protection	Protection	IP 00
Forme de construction	Mounting form	Rotor / Stator
Poids	Weight	≈ 82 kg
Température Ambiante	Ambient temperature	40 °C
Encombrement	Outline drawing	48972

Puissance et Rendement selon la vitesse de rotation / Power & Efficiency vs. Rotating speed



PRECILEC
41-47 rue Guynemer – 89000 AUXERRE – France - Tel +33 (0)3 86 94 52 00 – Fax +33 (0)3 86 94 52 01 – www.precilec.com
SAS au capital de 8 224 808,40 € – RC Auxerre 65 B 20 – SIRET 542 103 031 00028 – APE 2711 Z – TVA UE : FR 24 542 103 031

Figura C.1. Ficha técnica del generador imán permanente (PMG).

Referencias

- [1] J. Widén, N. Carpman, V. Castellucci, D. Lingfors, J. Olauson, F. Remouit, M. Bergkvist, M. Grabbe, R. Waters, “Variability assessment and forecasting of renewables: A review for solar, wind, wave and tidal resources”, *Renewable and Sustainable Energy Reviews*, vol. 44, pp. 356-375, 2015.
- [2] B.K. Sahu, “Wind energy developments and policies in China: A short review”, *Renewable and Sustainable Energy Reviews*, vol. 81, pp. 1393-1405, 2017.
- [3] REN21, “Renewables 2018 Global Status Report”, ISBN 978-3-9818911-3-3, [En línea] página de internet: http://www.ren21.net/wp-content/uploads/2018/06/17-8652_GSR2018_FullReport_web_final_.pdf, [Último acceso: Julio 2018].
- [4] J.F. Funes Ruiz, “Análisis simplificado de la respuesta estructural de una pala de aerogenerador”, Tesis de Maestría, Universidad III De Madrid, 2009.
- [5] A. M. González, “Estado del arte del control de la potencia en generadores eólicos”, 2008.
- [6] A.G. Canales, I.H Arriaga, J.A.D. Pacheco, I.A. Medrano, “Diseño aerodinámico de un rotor para una turbina eólica de 30 kW”, 2017.
- [7] A. Allouhia, O. Zamzouma, M.R. Islamb, R. Saidurc, T. Kousksoud, A. Jamila, A. Derouicha, “Evaluation of wind energy potential in Morocco’s coastal regions”, *Renewable and Sustainable Energy Reviews*, vol. 72, pp. 311-324, 2017.
- [8] S.J.-Hernández, G. León, “Energía eólica en el Istmo de Tehuantepec: desarrollo, actores y oposición social”, *Problemas del Desarrollo*, vol. 45, no. 148, pp. 139-162, 2014.
- [9] M. A. R. B. Díaz, O. A. J. Salgado, F. M. Sosa, “Primer Documento del Proyecto Eoloeléctrico del Corredor Eólico del Istmo de Tehuantepec”, *Instituto de Investigaciones Eléctricas*, pp. 198, 2005.
- [10] Danish Wind Industry Association; *Mapa eólico de Europa Occidental*, [En línea] página de internet:<http://www.windpower.org/en>, [Último acceso: Junio 2017].
- [11] T. Ib, E. L. Petersen, “El Atlas Eólico Europeo”, *Riso National Laboratory*, 1990.

- [12] IDAE, Instituto para la diversificación y ahorro de la Energía, [En línea] página de internet:<http://atlaseolico.idae.es/>, [Último acceso: Junio 2017].
- [13] Wind Exchange U.S Department of energy, *Wind resource maps*, [En línea] página de internet: <https://apps2.eere.energy.gov/wind/windexchange/>, [Último acceso: Junio 2017].
- [14] J. Bukala, K. Damaziak, K. Kroszczyński, M. Krzeszowiec, J. Malachowski, “Investigation of parameters influencing the efficiency of small wind turbines”, *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics*, vol. 146, pp. 29-38, 2015.
- [15] A. Tummala, R.K. Velamati, D.K. Sinha, V.Indraja, V.H. Krishna, “A review on small scale wind turbines”, *Renewable and Sustainable Energy Reviews*, vol. 56, pp. 1351-1371, 2016.
- [16] G.Aníbal, M. Gerald, “Diseño de un aerogenerador de eje horizontal de 1 kW de potencia”, Tesis de Ingeniería Mecánica, 2006.
- [17] D. Elliot, M. Schwartz, G.Scott, S. Haymes, D. Heimiller , R. George, “Atlas de Recursos Eólicos del Estado de Oaxaca“, *Laboratorio Nacional de Energía Renovable (NREL)*, 2004.
- [18] R.C. Tovar, G.S. Urquiza, “Central Eoeléctrica La Venta II”, *Revista Universitaria “tema del mes”*, 2007.
- [19] International Electrotechnical Commission, *International Electrotechnical Commission 61400-2 second edicion: 2006*.
- [20] O.A.J. Carantoña, “Análisis del comportamiento aerodinámico de Perfiles empleados en Aerogeneradores de Baja Potencia”, *Fuentes Alternas de Energía y Generación Distribuida*, pp.41, 2009.
- [21] M.F.M De Alba, L.E.G Fernández, M.A.G. Almonacid, “Metodología de obtención de los coeficientes de sustentación y arrastre para rango amplio de números de Reynolds y ángulos de ataque para aplicaciones en turbinas eólicas”, 2010.
- [22] D.M. Somers, M.D. Maughmer, “Theoretical Aerodynamic Analyses of Six Airfoils for Use on Small Wind Turbines”, *National Renewable Energy Laboratory*, 2003.
- [23] J.E. Martínez, “Diseño, Manufactura y Caracterización Experimental de Aspas y Controlador de Carga Resistiva para una Turbina de Viento Bergey BWC XLI-Edición Única”, Tesis de Maestría, Tecnológico de Monterrey, 2007.
- [24] C.C. Fernández, “Diseño aerodinámico optimizado de un aerogenerador de eje horizontal”, Master en ingeniería energética, Departamento de energía, Escuela Politécnica de ingeniería de Gijón, 2012.
- [25] L. Scappatici, N. Bartolini, F. Castellani, D.Astolfi, A. Garinei, M. Pennicchi, “Optimizing the design of horizontal-axis small wind turbines: From the laboratory to market”, *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics*, vol. 154, pp. 58-68, 2016.

-
- [26] M. Tahani, G. Kavari, M. Masdari, M. Mirhosseini, “Aerodynamic design of horizontal axis wind turbine with innovative local linearization of chord and twist distributions”, *Energy*, vol. 131, pp. 78-91, 2017.
- [27] D. Schupbacha, F. Gaglianoa, R. Sosab, A.D. Oteroc, “Desarrollo de un rotor eólico experimental a escala y su ensayo en un túnel de viento”, *Congreso Latinoamericano de Ingeniería del viento*, 2012.
- [28] M-H. Lee, Y.C Shiah, C-J. Bai, “Experiments and numerical simulations of the rotor-blade performance for a small-scale horizontal axis wind turbine”, *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics*, vol.149, pp. 17-29, 2016.
- [29] C.J. Bai, F.B. Hsiao, M.H. Li, G.Y. Huang, Y.J. Chen, “Design of 10 kW Horizontal-Axis Wind Turbine (HAWT) Blade and Aerodynamic Investigation Using Numerical Simulation”, *Procedia Engineering*, vol. 67, pp. 279-287, 2013.
- [30] C. Thumthae, “Optimum Blade Profiles for a Variable-Speed Wind Turbine in Low Wind Area”, *Energy Procedia*, vol. 75, pp. 651-657, 2015.
- [31] R. Lanzafame, S. Mauro, M. Messina, “HAWT Design and Performance Evaluation: Improving the BEM theory Mathematical Models”, *Energy Procedia*, vol. 82, pp. 172-179, 2015.
- [32] X. Tang, X. Huang, R. Penga, X. Liub, “A Direct Approach of Design Optimization for Small Horizontal Axis Wind Turbine Blades”, *Procedia CIRP*, vol. 36, pp. 12-16, 2015.
- [33] M.V. López, “*Ingeniería de la Energía Eólica*. Nuevas Energías, Primera edición, ISBN: 97884426715807, 2012.
- [34] R. K. Singh, M. R. Ahmed, M. A. Zullah, Y.H. Lee, “Design of a low Reynolds number airfoil for small horizontal axis wind turbines”, *Renewable Energy*; vol. 42, pp.66-76, 2012.
- [35] J. Hernández, “Diseño de un aerogenerador de baja potencia”, 2005.
- [36] S.Mathew, “*Wind Energy: Fundamentals Resource Analysis and Economics*”, Vol. 1. Heidelberg: Springer, 2006.
- [37] J.F Manwell, J. G. McGowan, A. L. Rogers, “*Wind energy explained: Theory, Design and Application*”, Second Edition, ISBN 978-0-470-01500-1.
- [38] M.H. Zhang, “*Wind resource assesment and micro-siting: science and engineering*”, *John Wiley & Sons*, 2015.
- [39] M.Suau, “Diseño y construcción de una mini-turbina eólica”, Tesis en ingeniería de la energía, Universidad Politécnica de Madrid, 2014.
- [40] J.A.C. González, R.C Pérez, A.C Santos, M-A.C Gil, “Centrales de energías renovables: generación eléctrica con energías renovables”, (No. 620.92). Pearson Prentice Hall, 2009.
-

- [41] J.L.R. Amenedo, J.C.B. Díaz, S.A. Gómez, “*Sistemas Eólicos de producción de energía eléctrica*”, ISBN: 84-7207-139-1, Rueda, 2003.
- [42] P. Jain, “*Wind energy engineering*”, New York: McGraw-Hill, 2011.
- [43] X. Tang, “*Aerodynamic design and analysis of small horizontal axis wind turbine blades*”, Tesis Doctoral, University of Central Lancashire, 2012.
- [44] L. F.-P. Mollá, “XLR5 V4. 17 software de análisis de perfiles, planos y aviones: estudio y diseño de un CN-235”, Tesis de Licenciatura, 2012.
- [45] M. V Del Carmen, “Medición de la capa límite en el perfil aerodinámico S830 para turbina eólica”, Tesis de maestría, Instituto Politécnico Nacional, 2011.
- [46] Y.A. Cengel, R.H. Turner, J.M. Cimbala, M. Kanoglu, *Fundamentals of thermal-fluid sciences*, Nueva York: McGraw-Hill, pp. 833-874, 2008.
- [47] A.R Corpa, “Diseño de perfiles aerodinámicos mediante metodología inversa”, Trabajo Fin de Grado en Ingeniería Aeroespacial, Universidad de Sevilla, 2015.
- [48] E.A. Ramírez, “Software de dimensionado y simulación de rotores eólicos de eje horizontal de baja potencia”, Tesis de maestría, Unistmo, 2017.
- [49] M.O.L. Hansen, “*Aerodynamics of Wind Turbines*”, Second Edition, ISBN: 978-1-84407-438-9, 2008.
- [50] T. Burton, D. Sharpe, N. Jenkins, E. Bossanyi, “*Wind Energy: Handbook*”, ISBN 0-471-48997-2, John Wiley & Sons, 2011.
- [51] J.L. Tangler, D.M. Somers, “NREL: familias de perfiles aerodinámicos para HAWT”, *National Renewable Energy Lab*, Golden, CO (Estados Unidos), 1995.
- [52] C. Niguel, “*Engineering design methods*”, vol. 4, New York: Wiley, 1989.
- [53] D.T. Giner, “Diseño de un aerogenerador de 1.8 Mw”, 2013.
- [54] Software QBlade, *Validation and Application of an Unsteady Lifting Line Free Vortex Wake Module Implemented Within the Open Source Wind Turbine Blade Design Code QBlade*; J. of Eng. for Gas Turbines and Power, 138(7), 2015.
- [55] Software XFOIL, [En línea]:<https://web.mit.edu/drela/Public/web/xfoil/>.
- [56] Windographer, Versión 2.0.1 (Junio, 2010), Reader Edition, Copyright c 2005-2010 Mistaya Engineering Inc., www.windographer.com.
- [57] Global Wind Atlas, <https://globalwindatlas.info/>.
- [58] J.A.D. Pacheco, I.H. Arriaga, A. G. Canales, I. Alvarado, “Diseño, análisis y simulación estructural de un aspa para un aerogenerador de 30 kW”, *XXIII Congreso Internacional Anual de la SOMIM (Cuernavaca, Mor., 8-10 noviembre 2017)*, 2017.

- [59] C.J. Bai, P.W. Chen, W.C. Wang, “Aerodynamic design and analysis of a 10 kW horizontal-axis wind turbine for Tainan, Taiwan”, *Clean Technologies and Environmental Policy*, vol. 18, no. 4, pp. 1151-1166, 2016.
- [60] Versatile Data Acquisition Software (VDAS), AF100 versión 2.12.2, www.tequipment.com.