

**UNIVERSIDAD NACIONAL DEL SANTA**  
**FACULTAD DE INGENIERÍA**  
**ESCUELA PROFESIONAL DE INGENIERÍA EN ENERGÍA**



**UNS**  
UNIVERSIDAD  
NACIONAL DEL SANTA

**“Impacto de la velocidad del viento y la posición azimutal  
del aerogenerador X en la separación de flujo sobre el  
perfil NACA 0012H”**

**Tesis para obtener el Título Profesional de  
Ingeniero en Energía**

**Autor:**

**Bach. Lavado Palacios, Gomer David**

**Asesor:**

**Dr. Paz Pérez, Edgar**

**Nuevo Chimbote - Perú**

**2023-03-10**

**UNIVERSIDAD NACIONAL DEL SANTA**  
**FACULTAD DE INGENIERÍA**  
**ESCUELA PROFESIONAL DE INGENIERÍA EN ENERGÍA**



**UNS**  
UNIVERSIDAD  
NACIONAL DEL SANTA

**CARTA DE CONFORMIDAD DEL ASESOR**

El presente trabajo de tesis titulado “**Impacto de la velocidad del viento y la posición azimutal del aerogenerador X en la separación de flujo sobre el perfil NACA 0012H**”, para obtener el título profesional de Ingeniero en Energía, presentado por el bachiller **Gomer David Lavado Palacios**, ha contado con el asesoramiento de quien deja constancia de su aprobación. Por tal motivo, firmo el presente trabajo en calidad de asesor.

---

**Dr. Edgar Paz Pérez**  
DNI: 32978304  
Código ORCID: 0009-0001-6853-8144

**UNIVERSIDAD NACIONAL DEL SANTA**  
**FACULTAD DE INGENIERÍA**  
**ESCUELA PROFESIONAL DE INGENIERÍA EN ENERGÍA**



**UNS**  
UNIVERSIDAD  
NACIONAL DEL SANTA

**HOJA DE CONFORMIDAD DEL JURADO EVALUADOR**

El presente trabajo de tesis titulado “**Impacto de la velocidad del viento y la posición azimutal del aerogenerador X en la separación de flujo sobre el perfil NACA 0012H**”, para obtener el título profesional de Ingeniero en Energía, presentado por el bachiller **Gomer David Lavado Palacios**, que tiene como asesor al **Dr. Edgar Paz Pérez**, ha sido revisado y aprobado el día 10 de marzo del 2023, por el siguiente jurado evaluador:

**Dr. Gilmer J. Luján Guevara**  
Presidente  
DNI: 32823443  
Código ORCID: 0000-0003-4619-3795

**Mg. Amancio R. Rojas Flores**  
Secretario  
DNI: 32806031  
Código ORCID: 0000-0003-4897-7585

**Dr. Edgar Paz Pérez**  
Integrante  
DNI: 32978304  
Código ORCID: 0009-0001-6853-8144



**UNS**  
UNIVERSIDAD  
NACIONAL DEL SANTA

**FACULTAD DE INGENIERIA**

**Dirección E.P. de Ingeniería en Energía**

## ACTA DE SUSTENTACION DE TESIS

A los diez días del mes de marzo del año dos mil veintitrés, siendo las diez horas de la mañana, se reunieron en el aula E1 de la EPIE, el Jurado Evaluador designado mediante **Resolución N° 109-2023-UNS-CFI**, integrado por los siguientes docentes:

- **Dr. GILMER JUAN LUJAN GUEVARA** : PRESIDENTE
- **Mg. AMANCIO RAMIRO ROJAS FLORES** : SECRETARIO
- **Dr. EDGAR PAZ PEREZ** : INTEGRANTE

Y según la **resolución decanal N° 138-2023-UNS-FI**, se declara expedito al bachiller para dar inicio a la sustentación y evaluación de la Tesis titulada: **“IMPACTO DE LA VELOCIDAD DEL VIENTO Y LA POSICIÓN AZIMUTAL DEL AEROGENERADOR X EN LA SEPARACIÓN DE FLUJO SOBRE EL PERFIL NACA 0012H”** elaborado por el Bachiller de Ingeniería en Energía: **GOMER DAVID LAVADO PALACIOS** con código de matrícula N° 201611022, teniendo como asesor al docente Dr. EDGAR PAZ PEREZ, según Resolución Decanal N° 259-2022-UNS-FI, de fecha 23.05.22.

Terminada la sustentación del Bachiller, respondió las preguntas formuladas por los miembros del jurado y el público presente.

El Jurado después de deliberar sobre aspectos relacionados con el trabajo, contenido y sustentación del mismo y con las sugerencias pertinentes, en concordancia con el artículo 103° del Reglamento General de Grados y Títulos de la Universidad Nacional del Santa, declara:

BACHILLER	PROMEDIO	PONDERACIÓN
GOMER DAVID LAVADO PALACIOS	DECIOCHO (18)	BUENO

Siendo las once horas del mismo día, se da por terminado el acto de sustentación, firmando los integrantes del jurado en señal de conformidad.

Dr. GILMER J. LUJAN GUEVARA  
PRESIDENTE

Mg. AMANCIO R. ROJAS FLORES  
SECRETARIO

Dr. EDGAR PAZ PEREZ  
INTEGRANTE

*Dedicado a mi familia.*

*Peter, Enory, Mixuri y Teresa.*

## **Agradecimientos**

Me gustaría expresar mi más sincero agradecimiento al profesor Edgar Paz por sus valiosas sugerencias, por su orientación y por compartir su amplio conocimiento y experiencia en mecánica de fluidos y simulación numérica.

También me gustaría agradecer al profesor Amancio Rojas por sus valiosos consejos en las primeras etapas de este trabajo y por enseñarme la importancia de la energía eólica para un desarrollo sostenible.

Finalmente, me gustaría agradecer a mi familia y amigos por su continuo apoyo y motivación, sin su ayuda este trabajo no hubiera sido posible.

## Índice

<b>I. Introducción</b>	<b>1</b>
I.1. Antecedentes . . . . .	1
I.1.1. Aerogenerador X . . . . .	1
I.1.2. Aerodinámica de las palas . . . . .	5
I.2. Formulación del problema . . . . .	9
I.3. Formulación de la hipótesis . . . . .	9
I.3.1. Hipótesis 1 . . . . .	9
I.3.2. Hipótesis 2 . . . . .	9
I.4. Objetivos . . . . .	9
I.4.1. Objetivo general . . . . .	9
I.4.2. Objetivos específicos . . . . .	10
I.5. Justificación . . . . .	10
<b>II. Marco teórico</b>	<b>11</b>
II.1. Aerogeneradores de eje vertical . . . . .	11
II.1.1. Componentes . . . . .	11
II.1.2. Clasificación . . . . .	12
II.1.3. Recurso eólico . . . . .	13
II.1.4. Parámetros de desempeño . . . . .	15
II.1.5. Cálculos aerodinámicos . . . . .	17
II.1.6. Diseño de aerogeneradores . . . . .	20
II.2. Aerodinámica de perfiles aerodinámicos . . . . .	22
II.2.1. Geometría del perfil . . . . .	22
II.2.2. Capa límite . . . . .	24
II.2.3. Perfiles NACA . . . . .	26
II.3. Modelado de la turbulencia . . . . .	28
II.3.1. Modelos RANS . . . . .	28

II.3.2. Modelo k-omega . . . . .	31
II.3.3. Tratamiento cerca de la pared . . . . .	32
II.4. Dinámica de fluidos computacional . . . . .	33
II.4.1. Discretización . . . . .	33
II.4.2. Algoritmos SIMPLE y Coupled . . . . .	35
II.4.3. Directrices en CFD . . . . .	36
II.4.4. Resultados de CFD . . . . .	39
<b>III. Materiales y métodos</b>	<b>40</b>
III.1. Geometría del rotor . . . . .	40
III.1.1. Configuración . . . . .	40
III.1.2. Parámetros geométricos . . . . .	40
III.1.3. NOVA 10 MW . . . . .	43
III.2. Especificaciones de diseño . . . . .	45
III.2.1. Potencia de diseño . . . . .	45
III.2.2. Velocidad del viento . . . . .	45
III.2.3. Coeficiente de potencia . . . . .	46
III.2.4. Eficiencia global . . . . .	46
III.3. Diseño de las palas . . . . .	47
III.3.1. Coordenadas del rotor . . . . .	47
III.3.2. Perfiles de las palas . . . . .	47
III.3.3. Análisis aerodinámico . . . . .	49
III.4. Simulación numérica . . . . .	53
III.4.1. Campo de flujo . . . . .	54
III.4.2. Mallado . . . . .	55
III.4.3. Implementación del modelo . . . . .	56
III.4.4. Ejecución del modelo . . . . .	57
III.4.5. Validación . . . . .	58

<b>IV. Resultados y discusiones</b>	<b>60</b>
IV.1. Resultados del diseño . . . . .	60
IV.2. Resultados de la simulación numérica . . . . .	61
IV.2.1. Velocidad del viento igual a 5 m/s . . . . .	61
IV.2.2. Velocidad del viento igual a 13.5 m/s . . . . .	66
IV.2.3. Distribución de presiones . . . . .	71
IV.2.4. Vórtice . . . . .	72
IV.3. Discusiones . . . . .	73
IV.3.1. Diseño del aerogenerador . . . . .	73
IV.3.2. Separación de flujo . . . . .	75
IV.3.3. Implicaciones del estudio . . . . .	77
<b>V. Conclusiones y recomendaciones</b>	<b>79</b>
V.1. Conclusiones . . . . .	79
V.2. Recomendaciones . . . . .	80
<b>VI. Referencias</b>	<b>81</b>

## Índice de figuras

1.	Aerogenerador NOVA 5 kW . . . . .	2
2.	Concepto del aerogenerador X . . . . .	3
3.	Curva de potencia del NOVA 10 MW . . . . .	4
4.	Variación del ángulo de ataque, velocidad relativa y coeficientes aerodinámicos con el ángulo azimutal . . . . .	6
5.	Líneas de corriente para diferentes valores de solidez y ángulos azimutales con $X = 2.5$ . . . . .	7
6.	Líneas de corriente para diferentes valores de solidez y ángulos azimutales con $X = 4.0$ . . . . .	7
7.	Variación de la carga con el ángulo azimutal . . . . .	8
8.	Aerogeneradores Darrieus . . . . .	13
9.	Aerogeneradores de eje horizontal offshore . . . . .	14
10.	Modelo con dos discos actuadores . . . . .	20
11.	Geometría del perfil . . . . .	22
12.	Fuerzas de sustentación y arrastre . . . . .	24
13.	Topología de una malla no estructurada y estructurada . . . . .	38
14.	Configuración del rotor . . . . .	40
15.	Coordenadas del rotor . . . . .	41
16.	Área barrida por el rotor . . . . .	43
17.	Sección transversal del brazo del rotor . . . . .	48
18.	Sección transversal de las velas del rotor . . . . .	49
19.	Sistema de coordenadas del rotor . . . . .	50
20.	Esquema de solución del modelo aerodinámico del aerogenerador . . . . .	51
21.	Variación del ángulo de ataque con el ángulo azimutal . . . . .	52
22.	Variación de la velocidad relativa con el ángulo azimutal . . . . .	53
23.	Dominio del flujo . . . . .	55
24.	Plano del mallado del perfil . . . . .	56

25.	Componentes de la velocidad relativa . . . . .	58
26.	Diseño del aerogenerador X . . . . .	60
27.	Contornos de velocidad con distintas posiciones azimutales para $U_\infty = 5.0 \text{ m/s}$ . . . . .	62
28.	Contornos de presión con distintas posiciones azimutales para $U_\infty = 5 \text{ m/s}$	63
29.	Líneas de corriente con distintas posiciones azimutales para $U_\infty = 5 \text{ m/s}$ .	64
30.	Vectores de velocidad con distintas posiciones azimutales para $U_\infty = 5 \text{ m/s}$	65
31.	Contornos de velocidad con distintas posiciones azimutales para $U_\infty = 13.5 \text{ m/s}$ . . . . .	67
32.	Contornos de presión con distintas posiciones azimutales para $U_\infty = 13.5 \text{ m/s}$ . . . . .	68
33.	Líneas de corriente con distintas posiciones azimutales para $U_\infty = 13.5 \text{ m/s}$	69
34.	Vectores de velocidad con distintas posiciones azimutales para $U_\infty = 13.5 \text{ m/s}$ . . . . .	70
35.	Distribución de presiones para $U_\infty = 5 \text{ m/s}$ . . . . .	72
36.	Distribución de presiones para $U_\infty = 13.5 \text{ m/s}$ . . . . .	73
37.	Vórtice sobre el perfil NACA 0012H . . . . .	74

## Índice de tablas

1.	Diseño del NOVA 10 MW . . . . .	3
2.	Coordenadas geométricas del perfil NACA 0012H . . . . .	27
3.	Coordenadas adimensionales del NOVA 10 MW . . . . .	44
4.	Parámetros geométricos del NOVA 10 MW . . . . .	44
5.	Distribución del espesor de la pared . . . . .	45
6.	Velocidad media anual a diferentes alturas . . . . .	46
7.	Propiedades del aire . . . . .	46
8.	Especificaciones de diseño del aerogenerador . . . . .	46
9.	Coordenadas del aerogenerador de 1 kW . . . . .	47
10.	Cuerdas y perfiles de las palas . . . . .	48
11.	Condiciones de flujo para la velocidad del viento igual a 5 m/s . . . . .	54
12.	Condiciones de flujo para la velocidad del viento igual a 13.5 m/s . . . . .	54
13.	Cálculo de $y$ para la velocidad del viento igual a 5 m/s . . . . .	56
14.	Cálculo de $y$ para la velocidad del viento igual a 13.5 m/s . . . . .	57
15.	Estadísticas y métricas del mallado . . . . .	57
16.	Dirección del flujo para la velocidad del viento igual a 5 m/s y 13.5 m/s . . . . .	58
17.	Convergencia de los errores del modelo . . . . .	59
18.	Condiciones de las simulaciones realizadas por Shires (2013b), Ferreira et al. (2013) y Rezaeiha et al. (2018) . . . . .	76

## Nomenclatura

$a$	Factor de inducción
$A_f$	Área frontal
$B$	Número de palas
$c$	Longitud de la cuerda del perfil
$C_f$	Coefficiente de fricción
$C_P$	Coefficiente de potencia
$C_oP$	Coefficiente de presión
$H$	Altura
$p$	Presión
$R$	Radio
$u_*$	Velocidad de fricción
$U$	Velocidad
$U_\infty$	Velocidad del viento de corriente libre
$W$	Velocidad relativa
$x, y, z$	Sistema de coordenadas cartesianas
$X$	Velocidad específica
$y^+$	Distancia al primer nodo
$\alpha$	Ángulo de ataque
$\beta$	Relación diámetro altura
$\delta$	Ángulo meridional
$\eta$	Eficiencia global
$\theta$	Ángulo azimutal
$\mu$	Viscosidad dinámica
$\rho$	Densidad
$\sigma$	Solidez del rotor
$\tau_w$	Tensión de corte en la pared
$\Omega$	Velocidad de rotación

## **Abreviaturas**

CFD	Dinámica de fluidos computacional
EB	Extremo del brazo del rotor
EVI	Extremo de la vela inferior del rotor
EVS	Extremo de la vela superior del rotor
NACA	Comité Asesor Nacional de Aeronáutica
OB	Origen del brazo del rotor
RANS	Ecuaciones de Navier Stokes promediadas por Reynolds

## Resumen

El presente trabajo investiga el impacto de la velocidad del viento y la posición azimutal del aerogenerador X en la separación de flujo sobre el perfil NACA 0012H. Para este fin, se diseñó el rotor del aerogenerador X, se implementó un análisis aerodinámico de las palas y se simuló el campo de flujo en el extremo de las palas variando la velocidad del viento y la posición azimutal del aerogenerador X.

Este estudio ha identificado que existe mayor separación de flujo sobre el perfil NACA 0012H con la velocidad de corte del aerogenerador X que con la velocidad nominal del aerogenerador X. El segundo mayor hallazgo fue que el aumento de la posición azimutal del aerogenerador X de  $0^\circ$  a  $60^\circ$  no provoca separación de flujo sobre el perfil con  $U_\infty = 5 \text{ m/s}$ , y que el aumento de la posición azimutal del aerogenerador X de  $0^\circ$  a  $40^\circ$  provoca mayor separación de flujo sobre el perfil con  $U_\infty = 13.5 \text{ m/s}$ , mientras que de  $40^\circ$  a  $60^\circ$  provoca menor separación de flujo.

Esta investigación también ha mostrado que la separación de flujo ocurre en el borde de entrada formando una zona de recirculación sobre el extradós del perfil. Esta zona se identificó como una zona de aire a baja presión y bajas velocidades moviéndose en sentido opuesto a la corriente principal. La separación de flujo sobre el perfil fue atribuido a la alta velocidad del viento en el borde de entrada del perfil la cual supera la tensión de corte en la pared.

*Palabras claves:* Aerogenerador X, NACA 0012H, separación de flujo

## Abstract

The current work investigates the impact of wind speed and aerogenerator X azimuthal position on flow separation over NACA 0012 airfoil. For this purpose, aerogenerator X rotor was designed, an aerodynamic analysis of the blades was implemented and flow field on the tip blades was simulated by varying wind speed and aerogenerator X azimuthal position.

This study has identified an increase in flow separation over NACA 0012H airfoil with cutoff speed of aerogenerator X than with rated speed. The second major finding was that increasing aerogenerator X azimuthal position from  $0^\circ$  to  $60^\circ$  doesn't cause flow separation over airfoil with  $U_\infty = 5 \text{ m/s}$ , and that increasing aerogenerator X azimuthal position from  $0^\circ$  to  $40^\circ$  causes an increase in flow separation over airfoil with  $U_\infty = 13.5 \text{ m/s}$ , while from  $40^\circ$  to  $60^\circ$  causes a decrease in flow separation.

This research has also shown that flow separation is located at leading edge forming a recirculating zone over upper surface. This zone was identified as a zone of low pressures and speeds moving in a direction opposite to the freestream. Flow separation was attributed to high wind speed at leading edge which exceeds shear stress on the wall.

*Keywords:* Aerogenerator X, NACA 0012H, flow separation

## **I. Introducción**

La energía eólica es una fuente limpia y asequible de energía, la cual solo cubre una pequeña parte de la actual demanda energética. A pesar de esto, la IEA (2019) señala que la energía eólica, en particular, la marina, crecerá rápidamente con una tasa de 13 % cada año hasta el 2040. Las proyecciones indican que la energía eólica será parte del futuro de la energía sostenible. No obstante, hoy en día existen desafíos tecnológicos y económicos relacionados con esta fuente de energía. A medida que el tamaño y el peso de las turbinas se incrementan con el fin de aumentar la potencia, existe un marcado incremento de los esfuerzos mecánicos en el eje de transmisión, las palas y la torre del aerogenerador (Chu y Majumdar, 2012). Además, los costos de instalación y mantenimiento de los parques eólicos marinos se mantienen altos debido a su ubicación.

La primera fase para una transición del sector energético con energía eólica a un futuro verde fue la aparición de nuevas tecnologías para cubrir estos problemas. En esta primera fase se encuentran la búsqueda de nuevos materiales para aerogeneradores de eje horizontal y la optimización del diseño de los aerogeneradores de eje vertical. La siguiente fase de la transición energética es la consolidación de estas nuevas tecnologías (Markard, 2018). Esto implica la inclusión de este conjunto de conocimientos dentro de nuevos proyectos energéticos para su madurez tecnológica y científica. En particular, para los aerogeneradores de eje vertical, se requiere el estudio de los nuevos conceptos desarrollados en los últimos años.

### **I.1. Antecedentes**

#### **I.1.1. Aerogenerador X.**

Los aerogeneradores con palas en forma de v son una tecnología de aerogeneradores de eje vertical desarrollada que operan con bajos esfuerzos mecánicos. Existen dos principales variaciones del diseño. La primera variación tiene dos brazos extendidos en forma de v con un número de velas incrustadas a lo largo de la envergadura, como se muestra en la figura

1. Kolios, Chahardehi, y Brennan (2010) estudiaron de manera experimental esta variación del diseño con el fin de conseguir datos de los esfuerzos mecánicos y la fuerza neta del aerogenerador para estudios posteriores de diseño y optimización. Estos valores fueron medidos a lo largo de la torre usando un banco de pruebas y un cálculo de los esfuerzos. Como resultado, se obtuvieron el momento y la fuerza para diferentes velocidades del viento en diferentes direcciones del viento tomando en cuenta una velocidad del viento promedio de 12 m/s. Kolios et al. (2010) concluyen que la carga ambiental es una variable importante que puede afectar la eficiencia de los resultados de los experimentos.



*Figura 1.* Aerogenerador NOVA 5 kW  
Nota: Adaptado de Shires (2013a)

Esta variación del diseño fue optimizada en el estudio de Shires (2013a). La investigación describe el enfoque tomado para minimizar el costo de fabricación de las palas. El modelo aerodinámico usado para el método de diseño se basó en el modelo con dos discos actuadores de Paraschivoiu. La tabla 1 muestra los datos de entrada en el diseño, así como las dimensiones de la geometría optimizada. Shires (2013a) propone el diseño del aerogenera-

dor X, mostrado en la figura 2, y un modelo con los datos de entrada denominado NOVA 10 MW. La figura 3 muestra la curva de potencia de este aerogenerador. El estudio concluye que el diseño de las palas de bajo esfuerzo de este aerogenerador combinadas con una alta disponibilidad del recurso eólico sería más rentable en comparación con un parque eólico de aerogeneradores offshore de eje horizontal convencional.

Tabla 1

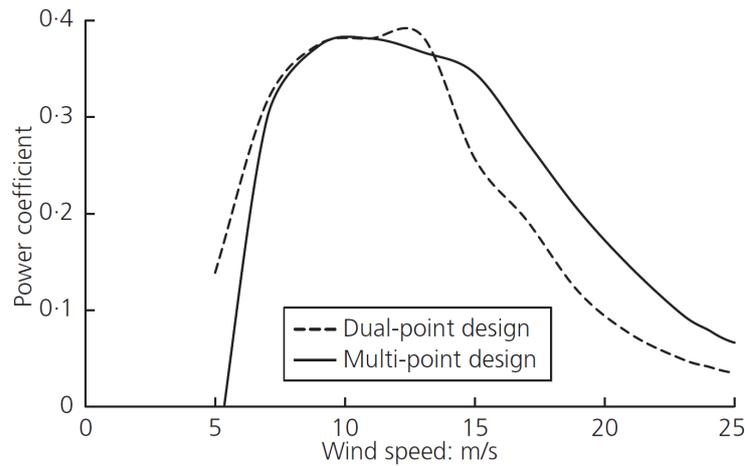
*Diseño del NOVA 10 MW*

Parámetro	Valor
Potencia [MW]	10
Eficiencia del eje de transmisión	88 %
Velocidad de rotación [r/min]	4
Velocidad nominal [m/s]	13
Velocidad de corte [m/s]	35
Radio máximo [m]	160.89
Altura máxima [m]	99.27



*Figura 2. Concepto del aerogenerador X*

Nota: Adaptado de Grimshaw (2010)



*Figura 3.* Curva de potencia del NOVA 10 MW

Nota: Adaptado de Shires (2013a)

Un número de estudios se han enfocado en esta variación del diseño. Wang, Kolios, Delafin, Nishino, y Bird (2015) investigaron la distribución de presiones, distribución de estrés y deformaciones del NOVA 10 MW con el fin de garantizar el cumplimiento de la norma de seguridad IEC 61400. Para este propósito, se utilizó un modelado de la interacción del flujo con la estructura del rotor en parada bajo una condición de viento extremo de 70 m/s por 50 años. Como resultado, se obtuvo que la presión delante del rotor fue más alta que la presión detrás del rotor, produciendo fuerzas de empuje en el rotor. Wang et al. (2015) concluyen que la deformación máxima del rotor se produce en el extremo de la vela inferior y que los esfuerzos de tensión y compresión sobre el rotor se encuentran dentro de valores admisibles.

El NOVA 10 MW fue diseñado para operar fuera de la costa. Debido a esto, Collu, Brennan, y Patel (2014) propusieron un diseño de la estructura de soporte flotante para este aerogenerador. Se consideraron las barcasas flotantes y las estructuras semisumergibles. El análisis se basó en un dimensionamiento preliminar, un análisis estático, un análisis dinámico de la estructura y la evaluación del concepto. Los datos muestran que la barcaza de triple rosquilla presenta una mejor respuesta a las olas, mientras que la estructura semisumergible tiene un mejor comportamiento en movimientos de traslación y rotación. A pesar

de esto, Collu et al. (2014) concluyen que la estructura semisumergible es la más adecuada.

El NOVA 10 MW utiliza perfiles NACA 0012, 0015, 0018 y 0025 en las palas de los elementos del rotor. El NACA 0012 se localiza en la posición más alejada del rotor y, por lo tanto, otorga el mayor torque al aerogenerador. A pesar de esto, Sheldahl y Klimas (1981) demostraron que el NACA 0012H posee un mejor coeficiente de sustentación que el NACA 0012 en un mayor rango de ángulos de ataque. El informe de Sheldahl y Klimas describe una prueba de túnel de viento de 4 perfiles aerodinámicos usados en aerogeneradores de eje vertical con el fin de proporcionar información de estos perfiles. Para este fin, se utilizaron modelos de aluminio de 15.24 cm de cuerda y 0.91 m de envergadura y números de Reynolds de  $0.35$ ,  $0.50$  y  $0.70 \times 10^6$  a través de un rango de ángulos de ataque de  $180^\circ$ . Sheldahl y Klimas (1981) proponen que un aerogenerador de eje vertical puede obtener un mejor rendimiento usando perfiles NACA 0012H o 0015 que usando un perfil NACA 0012.

### **I.1.2. Aerodinámica de las palas.**

Un efecto del comportamiento aerodinámico de las palas de los aerogeneradores de eje vertical es la separación de flujo. Un estudio de Ferreira, van Zuijlen, Bijl, van Bussel, y van Kuik (2010) investiga el impacto de diferentes modelos de turbulencia en la precisión de la predicción de la separación de flujo de la pala de un rotor H. El radio del rotor fue 0.2 m, la cuerda de la pala fue 0.05 m y el perfil usado fue un NACA 0015. La velocidad del viento fue 7.5 m/s, mientras que la velocidad de rotación fue 75 rad/s. El estudio comparó los modelos de turbulencia URANS, LES y DES y validó los resultados con datos experimentales para ángulos azimutales iguales a  $0^\circ$  y  $28^\circ$ . Ferreira et al. (2010) concluyen que el modelo DES obtuvo mejores resultados en la predicción del desprendimiento de vórtices sobre el perfil y la importancia del modelo cuando las velocidades específicas son bajas.

Una investigación reciente de Rezaeiha, Montazeri, y Blocken (2018) analiza el impacto de la solidez y el número de palas en el rendimiento aerodinámico y la separación de flujo de un aerogenerador Darrieus H. Las posiciones azimutales se establecieron en el rango de  $70^\circ$

a  $150^\circ$ , en el sistema de coordenadas de Rezaeiha. La investigación se basó en simulación numérica usando un modelo de turbulencia para las ecuaciones de Navier-Stokes promediadas por Reynolds (RANS) la cual fue validada con datos experimentales. La figura 4 muestran la variación del ángulo de ataque, la velocidad relativa, el coeficiente de sustentación y el coeficiente de arrastre con el ángulo azimutal. Las figuras 5 y 6 presentan las líneas de corriente para diferentes valores de solidez y ángulos azimutales. Se puede observar que el aumento de la velocidad específica y la posición azimutal del aerogenerador provocan una mayor separación de flujo sobre el perfil. Los hallazgos de la investigación muestran que el incremento de la solidez retrasa la separación del flujo y que reduciendo el número de palas, la separación de flujo se forma en posiciones azimutales posteriores. Rezaeiha et al. (2018) concluyen que el diseño óptimo de los aerogeneradores de eje vertical depende fuertemente de las condiciones de operación del aerogenerador.

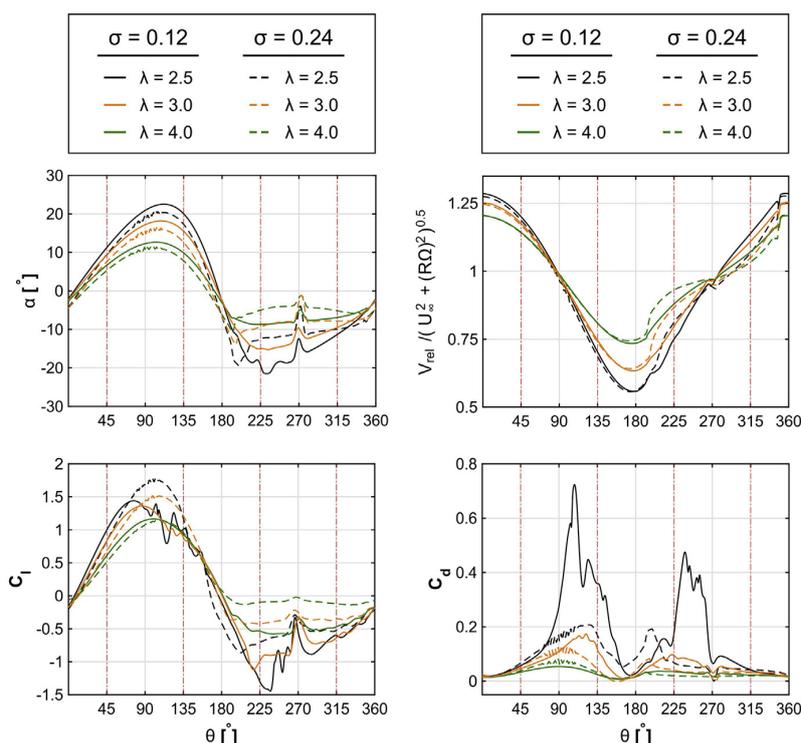


Figura 4. Variación del ángulo de ataque, velocidad relativa y coeficientes aerodinámicos con el ángulo azimutal

Nota: Adaptado de Rezaeiha et al. (2018)

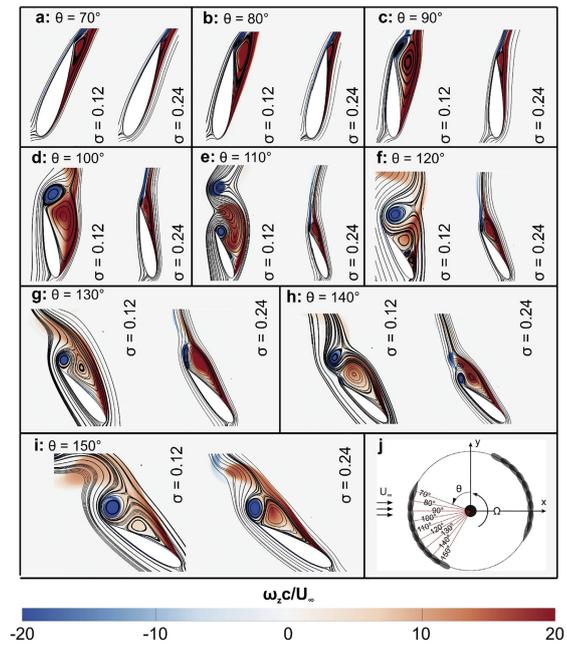


Figura 5. Líneas de corriente para diferentes valores de solidez y ángulos azimutales con  $X = 2.5$

Nota: Adaptado de Rezaeiha et al. (2018)

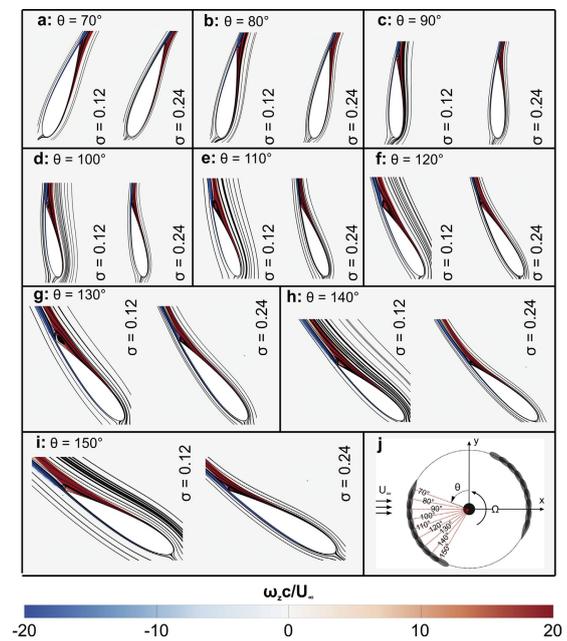
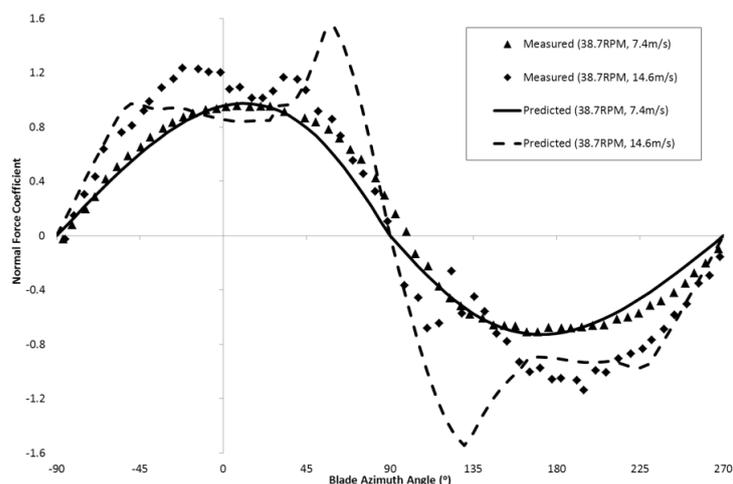


Figura 6. Líneas de corriente para diferentes valores de solidez y ángulos azimutales con  $X = 4.0$

Nota: Adaptado de Rezaeiha et al. (2018)

Usando la teoría aerodinámica y datos experimentales, Shires (2013b) propone modificaciones al modelo con dos discos actuadores de Paraschivoiu para incluir los efectos de la separación de flujo en los aerogeneradores de eje vertical. Los resultados obtenidos de potencia y fuerza fueron calculados bajo condiciones de velocidad del viento iguales a 7 m/s y 14.6 m/s y una velocidad de rotación igual a 38.7 RPM y validados con datos de los laboratorios Sandia. Como resultado, la figura 7 muestra la variación del coeficiente de la fuerza normal con el ángulo azimutal. Shires (2013b) destaca el uso de la dinámica de fluidos computacional para predecir el comportamiento complejo del flujo alrededor las palas de los aerogeneradores. El estudio concluye que la potencia predicha por el modelo desarrollado tiene relación con los datos experimentales.



*Figura 7.* Variación de la carga con el ángulo azimutal  
 Nota: Adaptado de Shires (2013b)

En las décadas de 1970 y 1980, los laboratorios Sandia de Estados Unidos estudiaron exhaustivamente los aerogeneradores Darrieus a nivel técnico y económico. Por tal motivo, Johnston (1980) resume los avances de la tecnología eólica en esos años y establece un conjunto de objetivos para las características de los futuros aerogeneradores de eje vertical. Como resultado, señala que los futuros diseños tenderán a optimizarse para distribuciones de velocidad del viento por debajo de 15 mph (6.7 m/s) y que los diseños que utilicen múltiples extrusiones de aluminio deberán tener distribuciones del espesor de la pared entre

0.004 y 0.005. Johnston (1980) concluye que, para reducir los costos de energía, se deberá incrementar el coeficiente de potencia y mover la velocidad específica asociada con la pérdida aerodinámica más cerca de la velocidad específica del coeficiente de potencia máximo. Hasta la década de 1980, este valor oscilaba entre 0.5 y 0.55.

Numerosas investigaciones muestran la importancia de la posición azimutal, la cual se refiere al ángulo que forma la pala del aerogenerador con la dirección del viento, la velocidad del viento y la separación de flujo en los aerogeneradores de eje vertical. El aerogenerador X es un aerogenerador con un concepto innovador, sin embargo, ningún estudio previo ha investigado la separación de flujo en el extremo de sus palas.

## **I.2. Formulación del problema**

¿Cómo afecta la velocidad del viento y la posición azimutal del aerogenerador X a la separación de flujo sobre el perfil NACA 0012H?

## **I.3. Formulación de la hipótesis**

### **I.3.1. Hipótesis 1.**

Existe mayor separación de flujo sobre el perfil NACA 0012H con la velocidad de corte del aerogenerador X que con la velocidad nominal del aerogenerador X.

### **I.3.2. Hipótesis 2.**

El aumento de la posición azimutal del aerogenerador X de  $0^\circ$  a  $60^\circ$  provoca una mayor separación de flujo sobre el perfil NACA 0012H.

## **I.4. Objetivos**

### **I.4.1. Objetivo general.**

Determinar cómo afecta la velocidad del viento y la posición azimutal del aerogenerador X en la separación de flujo sobre el perfil NACA 0012H.

#### **I.4.2. Objetivos específicos.**

- Diseñar el rotor y las palas del aerogenerador y el campo de flujo a simular.
- Implementar un análisis aerodinámico del perfil NACA 0012H.
- Configurar y ejecutar el modelo con posiciones azimutales de  $0^\circ$  a  $60^\circ$  para una velocidad nominal y de corte.

#### **I.5. Justificación**

Los aerogeneradores X son una nueva tecnología de aerogeneradores offshore que minimizan las cargas aerodinámicas de las palas y los costos de fabricación de los componentes. Sin embargo, el desarrollo de nuevos aerogeneradores requiere una mayor comprensión de la aerodinámica del rotor. Concretamente, es necesario conocer las condiciones de separación de flujo, las cuales influyen significativamente en el rendimiento del aerogenerador. Esta investigación permitirá determinar cómo afecta la velocidad del viento y la posición azimutal del aerogenerador X en la separación de flujo sobre el perfil NACA 0012H usando simulación numérica. De igual manera, se presentará una metodología de diseño de los aerogeneradores X para la elaboración de futuros proyectos de generación eléctrica con energía eólica.

## II. Marco teórico

### II.1. Aerogeneradores de eje vertical

Se denomina aerogenerador al dispositivo que transforma la energía cinética contenida en el viento en energía eléctrica en las condiciones adecuadas para ser utilizada (Talayero y Martínez, 2011). Según la disposición del eje de giro, los aerogeneradores pueden ser de eje horizontal o vertical. Los primeros tienen un rotor con la forma de una hélice orientado en la misma dirección que el viento. Los aerogeneradores de eje vertical giran alrededor de un eje orientado perpendicular a la dirección del viento (Ashwill, Sutherland, y Berg, 2012). Paraschivoiu (2002) proporciona una excelente comparación entre estos dos aerogeneradores desde un punto de vista técnico y económico.

#### II.1.1. Componentes.

La principal ventaja de los aerogeneradores de eje vertical es que sus componentes están cerca del suelo y son accesibles (Talayero y Martínez, 2011). Además, no necesitan mecanismos de orientación dado que aprovechan el viento de todas las direcciones y, a diferencia de los de eje horizontal, tienen altos rendimientos para velocidades de viento bajas, o para vientos en régimen turbulento. Sin embargo, la variación de las cargas en las palas en cada rotación origina daños por fatiga en el rotor (Manwell, McGowan, y Rogers, 2010). Debido a esto, las palas y las juntas deben tener un ciclo de vida largo. Los principales componentes de estos aerogeneradores son el rotor, la base, el sistema de control y los elementos auxiliares.

**Rotor.** Convierte la energía cinética del viento en energía mecánica. Su estructura comprende las palas y la torre en algunos casos (Manwell et al., 2010). Las partes más importantes de la pala son el origen (root) y el extremo (tip). Los diseños del rotor incluyen el aerogenerador Darrieus con forma de Troposkein y los conceptos H, V y Giromill (Ashwill et al., 2012). La torre soporta el rotor en los Darrieus y los rotores H.

**Base.** Alberga el tren de transmisión y el generador eléctrico. El tren de transmisión transmite la potencia del rotor al generador. Este incluye los acoplamientos, la caja de

cambios y los frenos (Ashwill et al., 2012). Sin embargo, en algunos casos los aerogeneradores se acoplan directamente al generador y, por lo tanto, no tienen tren de transmisión. El generador convierte la energía mecánica en energía eléctrica. Este puede ser asíncrono o síncrono.

**Sistema de control.** Monitorea la operación del aerogenerador de modo automático, incluyendo el arranque y corte (Paraschivoiu, 2002). Los sistemas de control poseen un sistema de microprocesadores con amplias capacidades de comunicación y permiten la entrada y salida de funciones digitales y analógicas (Talayero y Martínez, 2011). Los aerogeneradores cuentan con distintos sensores los cuales permiten el funcionamiento del sistema. Algunos de los sensores más usados son la veleta y el anemómetro, los sensores de temperatura, los sensores de vibración y los sensores de monitorización de potencia, tensión, intensidad y frecuencia de la máquina.

**Elementos auxiliares.** Previenen que el aerogenerador se vuelque con vientos fuertes (Paraschivoiu, 2002). Los principales elementos auxiliares son los sujetadores, los cables de soporte y sus soportes, los anclajes y los cimientos (Ashwill et al., 2012).

### **II.1.2. Clasificación.**

Los aerogeneradores de eje vertical se pueden clasificar en función de sus características aerodinámicas y eléctricas. Según la fuerza aerodinámica que mueve las palas, estos aerogeneradores pueden ser (Manwell et al., 2010):

- impulsados por la fuerza de sustentación como el Darrieus mostrado en la figura 8
- impulsados por la fuerza de arrastre como el Savonius

Según sus características eléctricas, los aerogeneradores de eje vertical pueden ser divididos usando los rangos de potencia comerciales (Talayero y Martínez, 2011):

- tecnología minieólica para potencias menores de 100 kW
- máquinas kilovatio para potencias entre 800 kW y 900 kW
- máquinas megavatio para potencias entre 1.5 MW y 3 MW
- aerogeneradores offshore para potencias mayores a 5 MW

Los aerogeneradores offshore son una tecnología emergente los cuales aprovechan al máximo el viento uniforme sobre el mar. Finalmente, los aerogeneradores pueden operar conectados a la red o fuera de la red.



*Figura 8.* Aerogeneradores Darrieus  
Nota: Adaptado de Sohm (2014)

### **II.1.3. Recurso eólico.**

El viento es el recurso que utilizan los aerogeneradores para generar energía. Como resultado, el diseño y la operación de un sistema eólico dependen fuertemente del recurso eólico del lugar. El viento se define como el movimiento de masas de aire en la atmósfera a gran escala (Talayero y Martínez, 2011). De este modo, la velocidad del viento mide este movimiento de aire en metros por segundo. El modelo más simple que explica el mecanismo del movimiento de la atmósfera implica la acción de cuatro fuerzas. Estas incluyen las fuerzas causadas por la presión, la fuerza de Coriolis, las fuerzas inerciales y las fuerzas de fricción (Manwell et al., 2010).

***Perfiles de viento.*** Las condiciones del flujo de entrada son importantes en el rendimiento del aerogenerador. En un flujo constante espacial y temporalmente, la velocidad



*Figura 9.* Aerogeneradores de eje horizontal offshore  
Nota: Adaptado de NREL (2016)

del viento solo cambia con la altura y la geografía del terreno (Schaffarczyk, 2014). Los perfiles de velocidad del viento permiten representar la capa límite atmosférica formada en estas condiciones como resultado de los cambios. La forma más simple de los perfiles es el perfil de velocidad logarítmico, el cual viene dado por (Talayero y Martínez, 2011):

$$U(z) = \frac{U^*}{k} \left( \ln \frac{z}{z_o} - \Psi \right) \quad (1)$$

Donde  $U^*$  es la velocidad de rozamiento relacionada con la tensión superficial,  $k$  es la constante de von Karman (0.4) y  $z_o$  es la longitud de rugosidad de la superficie.

**Curva de potencia.** La curva de potencia representa la potencia de salida de los aerogeneradores en función de la velocidad del viento. Esta curva es provista por el fabricante y se obtiene a partir de mediciones usando métodos de prueba estandarizados (Manwell et al., 2010). Se distinguen tres condiciones de velocidad en la curva de potencia:

- Velocidad de arranque. Velocidad del viento por encima de la cual el aerogenerador comienza a generar energía.

- Velocidad nominal. Velocidad del viento para la que la máquina alcanza su potencia nominal.
- Velocidad de corte. Velocidad de desconexión, por encima de la cual el aerogenerador deja de generar energía.

Para evaluar el recurso eólico, la velocidad del viento es medida a una altura de 10 m (Rojas, 2012). En aerogeneradores eje vertical, las mediciones experimentales se realizan en el plano del ecuador del aerogenerador. La velocidad de arranque de estos aerogeneradores oscila entre 4 a 5 m/s (Paraschivoiu, 2002).

#### II.1.4. Parámetros de desempeño.

El desempeño de los aerogeneradores depende en gran medida de los parámetros seleccionados en el diseño. Algunos parámetros son el coeficiente de potencia, la velocidad específica, la solidez del rotor y la eficiencia del aerogenerador.

**Coeficiente de potencia.** El coeficiente de potencia se define como la relación entre la potencia extraída por el rotor y la potencia disponible del viento, la cual es directamente proporcional al área del rotor que es normal al viento (Johnston, 1980), es decir, el área frontal del aerogenerador. Para un viento no perturbado, el coeficiente de potencia se expresa como:

$$C_p = \frac{P_e}{\frac{1}{2}\rho A_f U_\infty^3} \quad (2)$$

El  $C_p$  tiene un valor máximo teórico igual a 16/27 (59.3 %) el cual es conocido como límite de Betz. Este valor máximo es válido para cualquier aerogenerador y se alcanza cuando el factor de inducción es igual a 1/3 (33.3 %). El factor de inducción es una constante introducida para explicar la desaceleración del viento cuando pasa a través del rotor (Manwell et al., 2010).

**Velocidad específica.** El coeficiente de potencia usualmente se expresa en función de la velocidad específica. Esta se define como la relación entre la velocidad en el extremo del rotor y la velocidad del viento y se expresa como (Manwell et al., 2010):

$$X = \frac{\Omega R}{U_{\infty}} \quad (3)$$

Donde  $R$  es el radio máximo del rotor y  $\Omega$  es la velocidad de rotación con unidades de rad/s. Este parámetro permite clasificar los aerogeneradores en lentos para  $X$  cercanos a 1 y rápidos para  $X$  entre 5 y 10 (Talayero y Martínez, 2011). Del mismo modo, se puede definir la velocidad específica local para la sección de la pala a una distancia  $r$  del eje.

**Solidez del rotor.** La solidez permite comparar diferentes rotores desde el punto de vista de la eficacia del material utilizado y de la sencillez constructiva (Talayero y Martínez, 2011). Este parámetro se define como la relación entre el área total de las palas y el área frontal del rotor y se expresa como:

$$\sigma = \frac{A_p}{A_f} \quad (4)$$

En aerogeneradores de eje vertical, la solidez es un parámetro de entrada al diseñar el rotor. Tan importantes como la solidez del rotor, son la relación entre la cuerda y el radio, la relación de aspecto de la pala y la relación entre el diámetro y la altura (Paraschivoiu, 2002).

**Eficiencia global.** La eficiencia global del aerogenerador comprende las pérdidas en el tren de transmisión y el generador eléctrico. Este se define como la relación entre la potencia de salida y la potencia extraída por el rotor y se expresa como:

$$\eta = \frac{P_s}{P_e} \quad (5)$$

Burton, Sharpe, Jenkins, y Bossanyi (2001) señalan que la eficiencia del eje de transmisión oscila entre 95 y 98 % lo cual depende del número de etapas del eje y la lubricación, mientras que la eficiencia del generador se encuentra alrededor del 90 %.

### II.1.5. Cálculos aerodinámicos.

La aerodinámica del aerogenerador permite calcular la curva  $C_p - X$  y las cargas aerodinámicas de las palas. La curva  $C_p - X$  es una medida ampliamente aceptada del rendimiento de los aerogeneradores. Esta curva es usada en el diseño de los aerogeneradores para determinar la potencia del rotor para cualquier combinación de velocidades del viento y el rotor (Manwell et al., 2010). De igual forma, el cálculo de las cargas aerodinámicas permite evitar la rotura del rotor y asegurar el correcto funcionamiento durante toda la vida útil, en muchos casos, de al menos 20 años (Talayero y Martínez, 2011).

Diversos modelos permiten predecir la aerodinámica de los aerogeneradores. El análisis más usado es el modelo con dos discos actuadores. Este modelo es una aplicación de la teoría de momento y la teoría del elemento de pala a aerogeneradores de eje vertical (Schaffarczyk, 2014).

**Teoría de momento.** La teoría de momento permite predecir la potencia y la fuerza de empuje que produce el viento sobre el rotor a partir de la ecuación de conservación de masa y energía (Talayero y Martínez, 2011). El modelo más simple presenta un disco actuador rodeado por un tubo de corriente en una dimensión. De esta manera, se analizan las zonas aguas arriba del rotor, en el rotor y aguas abajo del rotor (Schaffarczyk, 2014). Las ecuaciones de conservación de la masa y energía a través del rotor establecen que:

$$U_1 A_1 = U_2 A_2 \quad (6)$$

$$p_1 + \frac{1}{2} \rho U_1^2 = p_2 + \frac{1}{2} \rho U_2^2 \quad (7)$$

De la tercera ley de Newton, se sigue que existe una fuerza de empuje  $T$  ejercida por la turbina la cual es igual al cambio de momento de flujo de la corriente principal (Schaffarczyk, 2014):

$$T = \dot{m}(U_1 - U_3) \quad (8)$$

**Teoría del elemento de pala.** La teoría del elemento de pala divide la pala en un número de secciones y calcula la fuerza y el par que ejerce el viento sobre la pala mediante los coeficientes de arrastre y de sustentación (Talayero y Martínez, 2011). Considerando que no existe interacción entre los elementos en los que se divide la pala y que las fuerzas aerodinámicas solo dependen de  $C_D$  y  $C_L$ , los coeficientes de la fuerza normal y tangencial de una sección de la pala están dadas por (Paraschivoiu, 2002):

$$C_N = C_L \cos \alpha + C_D \sin \alpha \quad (9)$$

$$C_T = C_L \sin \alpha - C_D \cos \alpha \quad (10)$$

Estos coeficientes relacionan las fuerzas normales y tangenciales con la presión dinámica de la corriente principal. La fuerza normal al plano de giro  $F_N$  representa la fuerza de empuje y la fuerza tangente al plano de giro  $F_T$  contribuye al par que hace girar al rotor (Talayero y Martínez, 2011). Estas fuerzas son representadas en la figura 12.

**Modelo con dos discos actuadores.** El modelo con dos discos actuadores (DMST) es una adaptación de la teoría BEM a aerogeneradores de eje vertical (Schaffarczyk, 2014). La teoría BEM combina las teorías de momento y del elemento de pala igualando sus ecuaciones con el fin de obtener datos geométricos de las palas para un rendimiento óptimo del aerogenerador (Talayero y Martínez, 2011).

El modelo representa al aerogenerador con dos discos actuadores ubicados aguas arriba y aguas abajo rodeado por múltiples tubos de corriente (Paraschivoiu, 2002). Debido a esto, el modelo establece cuatro zonas, dos por cada semiciclo, como se muestra en la figura 10. De acuerdo con el modelo, la velocidad relativa y el ángulo de ataque pueden calcularse como:

$$W^2 = U^2 \left[ (X - \sin \theta)^2 + \cos^2 \theta \cos^2 \delta \right] \quad (11)$$

$$\alpha = \arcsen \left[ \frac{\cos \theta \cos \delta}{\sqrt{(X - \text{sen } \theta)^2 + \cos^2 \theta \cos^2 \delta}} \right] \quad (12)$$

Donde  $U$  es la velocidad inducida,  $\theta$  es el ángulo azimutal y  $\delta$  es el ángulo entre la normal y el plano ecuatorial del aerogenerador. En el sistema de coordenadas de Paraschivoiu, el ángulo azimutal es el ángulo que forma el eje  $x$  con la posición del perfil aerodinámico. Por esta razón, también se le denomina posición azimutal de la pala del aerogenerador. La velocidad específica se puede calcular usando la ecuación 3. Para el semiciclo aguas arriba del aerogenerador, la velocidad inducida y la función del factor de inducción vienen dados por:

$$U = aU_{\infty} \quad (13)$$

$$f_{up}a = \pi y^*(1 - a) \quad (14)$$

$$f_{up} = \frac{Bc}{8\pi R} \int_{-\pi/2}^{\pi/2} \left( C_N \frac{\cos \theta}{|\cos \theta|} + C_T \frac{\text{sen } \theta}{|\cos \theta| \cos \delta} \right) \left( \frac{W}{U} \right)^2 d\theta \quad (15)$$

Donde  $C_N$  y  $C_T$  se calculan con las ecuaciones 9 y 10. Para el semiciclo aguas abajo del aerogenerador, la velocidad de entrada, la velocidad inducida y la función del factor de inducción vienen dados por:

$$U' = a'(2a - 1)U_{\infty} \quad (16)$$

$$f_{dw}a' = \pi y^*(1 - a') \quad (17)$$

$$f_{dw} = \frac{Bc}{8\pi R} \int_{\pi/2}^{3\pi/2} \left( C'_N \frac{\cos \theta}{|\cos \theta|} + C'_T \frac{\text{sen } \theta}{|\cos \theta| \cos \delta} \right) \left( \frac{W'}{U'} \right)^2 d\theta \quad (18)$$

La función del factor de inducción es una expresión que se deriva de la aplicación de las ecuaciones de conservación de masa y momento en las cuatro zonas del aerogenerador. Para calcular las características aerodinámicas del perfil, se utiliza el número de Reynolds de la cuerda:

$$Re = \frac{\rho W c}{\mu} \quad (19)$$

De este modo, se puede realizar un proceso de iteración en cada disco actuador para encontrar el factor de inducción aguas arriba y abajo y, por lo tanto, las velocidades en cada zona, las fuerzas y finalmente la potencia del aerogenerador. Una convergencia con un error de menor a  $10^{-4}$  es aceptable (Paraschivoiu, 2002).

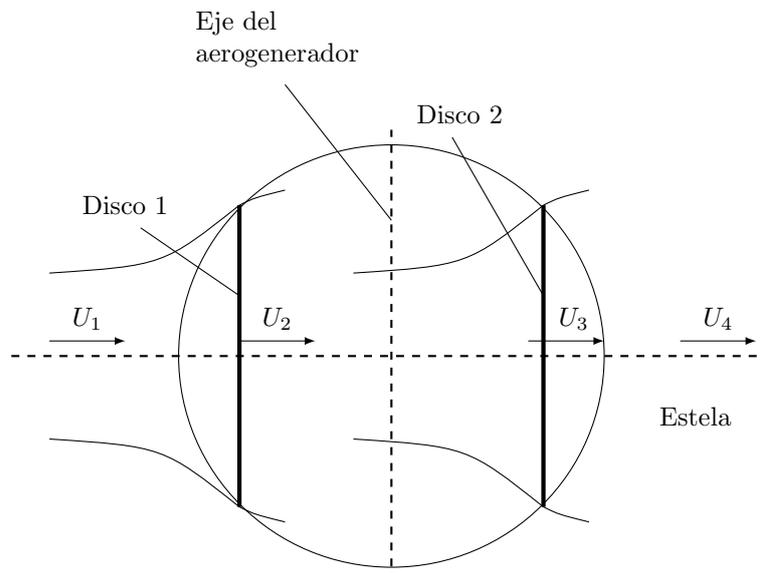


Figura 10. Modelo con dos discos actuadores  
Nota: Adaptado de Schaffarczyk (2014)

### II.1.6. Diseño de aerogeneradores.

El diseño de aerogeneradores es un proceso que tiene como objetivo describir los componentes mecánicos y eléctricos del sistema. Las etapas de diseño incluyen conocer la aplicación, seleccionar la topología, estimar los esfuerzos, predecir el rendimiento, estimar el costo de la energía y construir y poner a prueba prototipos a escala del aerogenerador

(Manwell et al., 2010). Sin embargo, muchos investigadores priorizan el diseño de las palas y la estructura del sistema (Johnston, 1980).

***Diseño de las palas.*** El diseño de las palas del aerogenerador permite asegurar el rendimiento energético previsto (Schaffarczyk, 2014). Talayero y Martínez proponen un conjunto de pasos sencillos para este diseño considerando las teorías aerodinámicas. En primer lugar, se especifican los datos de entrada del aerogenerador, incluyendo la potencia que debe generar la aeroturbina, la velocidad del viento y una estimación del coeficiente de potencia y la eficiencia global (Talayero y Martínez, 2011). A continuación, se realizan las siguientes actividades:

- Seleccionar el radio de las palas
- Elegir un coeficiente de velocidad específica que para el caso de generación eléctrica oscila entre 4 y 10
- Seleccionar el número de palas
- Elegir un perfil para la construcción de la pala
- Seleccionar el ángulo de ataque que proporcione un valor máximo de  $c_l/c_d$
- Aplicar las ecuaciones de la pala óptima de la teoría BEM para calcular la cuerda

***Diseño estructural.*** Un diseño estructural permite asegurar la integridad estructural durante la vida útil del aerogenerador. En aerogeneradores de eje vertical, este diseño comprende la evaluación de los niveles de esfuerzo constante y vibratorio durante una operación normal del aerogenerador y la determinación de la capacidad de supervivencia de la estructura con vientos inusualmente fuertes (Johnston, 1980). Existen diversos enfoques que permiten predecir estas cargas. La norma IEC 61400 propone el uso de un modelo de cargas simplificado, un modelo aerolástico o la medición experimental de las cargas (Schaffarczyk, 2014).

## II.2. Aerodinámica de perfiles aerodinámicos

Un perfil aerodinámico representa la sección transversal de la pala de un aerogenerador. La forma del perfil tiene mucha importancia sobre los parámetros de desempeño de los aerogeneradores (Talayero y Martínez, 2011).

### II.2.1. Geometría del perfil.

La figura 11 muestra la geometría del perfil. De este modo, se definen:

- Cuerda. Línea recta que conecta el borde de entrada con el borde de salida del perfil.
- Extradós e intradós. Superficie superior e inferior del perfil. Estas superficies pueden ser convexas si están curvadas hacia afuera o cóncavas si están curvadas hacia adentro.
- Espesor. Es la distancia entre el extradós y el intradós. El espesor  $t(x)$  varía a lo largo del perfil.
- Camber. Es la curva que equidista del extradós y del intradós. El máximo camber es la máxima distancia entre la cuerda y el camber (Anderson, 2009).

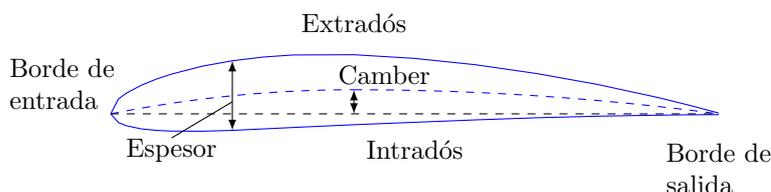


Figura 11. Geometría del perfil

Nota: Adaptado de Anderson (2009)

Como se observa en la figura 11, un perfil aerodinámico tiene un borde de entrada redondeado y un borde de salida afilado. La imposición de un borde afilado se debe a la condición de Kutta sobre la circulación del flujo alrededor del perfil. Un borde redondeado está asociado con la disminución de la pérdida aerodinámica que presenta un perfil cuando aumenta el ángulo de ataque. El ángulo de ataque, mostrado en la figura 12, se define como el ángulo formado por la dirección de la velocidad relativa del viento y la cuerda del perfil. La velocidad relativa depende de los grados de libertad del perfil. Un perfil presenta dos movimientos traslacionales, en sentido de la corriente y transversal, y un movimiento

rotacional, variando el ángulo de ataque. Como regla general, se usa descomposición de vectores para encontrar la velocidad relativa.

**Fuerzas aerodinámicas.** Las fuerzas aerodinámicas que actúan sobre un perfil son la fuerza de sustentación, perpendicular a la corriente, y la fuerza de arrastre, paralela a la corriente, como se muestra en la figura 12 (Anderson, 2009). Estas fuerzas se pueden estudiar analíticamente con la teoría del flujo potencial y la teoría de la capa límite. Si consideramos un fluido no viscoso alrededor de un perfil, el teorema de Kutta-Joukovsky expresa que:

$$L = \rho U \Gamma \quad (20)$$

La ecuación 20 muestra que la fuerza de sustentación depende de la densidad del fluido, la velocidad de la corriente principal y la circulación alrededor del cuerpo aerodinámico. Sin embargo, este enfoque no toma en cuenta los efectos viscosos del fluido. En la práctica, las fuerzas aerodinámicas se expresan por unidad de longitud de envergadura  $l$  y se encuentran en función de los coeficientes aerodinámicos:

$$c_l = \frac{L'}{q_\infty c} \quad (21)$$

$$c_d = \frac{D'}{q_\infty c} \quad (22)$$

Donde  $q_\infty$  es la presión dinámica igual a:

$$q_\infty = \frac{1}{2} \rho_\infty U_\infty^2 \quad (23)$$

El punto donde se representa la acción de estas fuerzas es conocido como centro de presión y se ubica a un cuarto de la cuerda desde el borde de entrada (Anderson, 2009). Por otro lado, la variación de los coeficientes con el ángulo de ataque contiene información importante sobre las características aerodinámicas de un perfil.

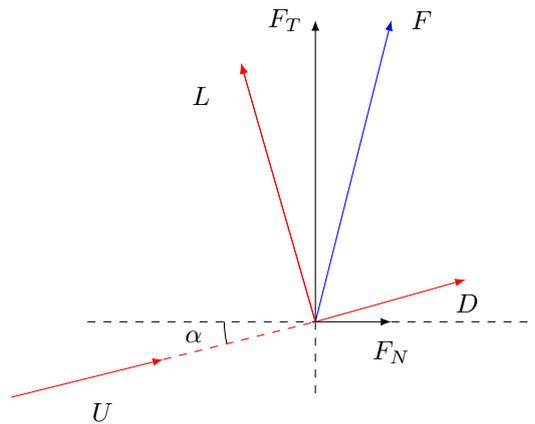


Figura 12. Fuerzas de sustentación y arrastre  
 Nota: Adaptado de Talayero y Martínez (2011)

### II.2.2. Capa límite.

La capa límite se define como la región entre la corriente principal y la pared de un sólido. En esta región, la velocidad del fluido es cero en la pared del sólido, condición de no deslizamiento, y va creciendo hasta alcanzar la velocidad de corriente libre. La capa límite está gobernada por los efectos viscosos del fluido, los cuales están relacionados con la fuerza de arrastre sobre el cuerpo. Los efectos viscosos del fluido se manifiestan principalmente a través de la fricción de piel y la separación del flujo.

**Fricción de piel.** La fricción de piel es el resultado de la interacción de los elementos de fluido con la superficie del sólido y está asociada con la tensión de corte y el coeficiente de fricción de piel. La tensión de corte es proporcional a la gradiente de velocidad respecto a la distancia desde la pared y tiene unidades de  $\text{kg}/\text{m}^2$ . En la pared, esta se expresa como:

$$\tau_w = \mu \frac{du}{dy} \quad (24)$$

De igual modo, el coeficiente de fricción de piel relaciona la tensión de corte en la pared y la presión dinámica del fluido. La fórmula de Schlichting, válida hasta  $Re < 10^9$ , se usa para encontrar el coeficiente de fricción local sobre una placa plana suave. Esta se expresa como (Rodríguez, 2019):

$$C_f = [2\log_{10}(Re_x) - 0.65]^{-2.3} \quad (25)$$

Donde  $x$  indica la distancia de interés a lo largo de la placa plana. Este resultado puede aplicarse al estudio de un perfil aerodinámico sin perder la exactitud del fenómeno.

**Separación del flujo.** La separación de flujo está relacionada con un gradiente de presión adverso sobre el perfil y con el desprendimiento de la capa límite en el borde de salida. El gradiente de presión adverso es una región donde la presión aumenta en la dirección del flujo, de modo que,  $dp/dx$  es positivo (Anderson, 2009). En consecuencia, la presión estática en el borde de entrada, igual a la presión del entorno, desciende rápidamente, región de succión, y luego aumenta hacia el borde de salida. Esta gradiente de presión usualmente se presenta en un gráfico de distribución de presiones el cual compara el coeficiente de presión con la distancia  $x/c$ . El coeficiente de presión se expresa como:

$$C_oP = \frac{p - p_\infty}{q_\infty} \quad (26)$$

Donde  $p - p_\infty$  es la diferencia entre la presión estática y la presión atmosférica y representa la presión manométrica y  $q_\infty$  viene dado por la ecuación 23. Las condiciones que conducen a este gradiente son altos ángulos de ataque y altas velocidades del viento sobre el perfil.

La separación del flujo se debe principalmente a la acción de las tensiones de corte y la presión de arrastre sobre los elementos de fluido en la región de la capa límite. Como resultado, estos elementos de fluido se detienen hasta que en algún punto aguas abajo del perfil invierten su dirección (Anderson, 2009). Las mayores consecuencias de la separación del flujo son la pérdida de la fuerza de sustentación y un incremento de la fuerza de arrastre. En un perfil aerodinámico, el flujo es separado completamente del extradós con ángulos de ataque de  $15^\circ$  a  $20^\circ$ . No obstante, este proceso es progresivo, por lo cual el fenómeno comienza con ángulos de ataque menores.

**Estela.** Cuando la capa límite se separa de la superficie de un sólido, se forma una estela aguas abajo, la cual es una zona de flujo con muy poca energía. Dentro de la es-

tela, existe una zona de recirculación, la cual se mueve en sentido opuesto a la corriente principal.

El tamaño de la estela está relacionada con el punto de separación del flujo y el coeficiente de arrastre (Anderson, 2009). Una gran estela produce un mayor coeficiente de arrastre. El punto de separación depende de la forma del sólido y la velocidad del flujo.

### II.2.3. Perfiles NACA.

Los perfiles NACA utilizan un sistema de números para identificar los parámetros geométricos del perfil. El primer dígito describe la ordenada máxima como porcentaje de la cuerda. El segundo dígito especifica la posición de la ordenada máxima en décimas de la cuerda. Los dos últimos dígitos indican el espesor máximo del perfil como porcentaje de la cuerda. De este modo, cuando los dos primeros dígitos son ceros, el perfil no tiene ordenada máxima, es decir, la línea de curvatura media coincide con la cuerda y el perfil es simétrico.

**Perfiles simétricos.** Los perfiles simétricos pueden ser generados analítica o computacionalmente. Los perfiles generados analíticamente utilizan una ecuación que grafica la distribución del espesor del perfil. Considerando el eje  $x$  a lo largo de la cuerda, la distribución del espesor en estos perfiles viene dada por:

$$z = \frac{t}{0.2} \left( 0.2969\sqrt{x} - 0.1260x - 0.3516x^2 + 0.2843x^3 - 0.1015x^4 \right) \quad (27)$$

Donde  $t$  es el espesor máximo en décimas de la cuerda:

$$t = \frac{z_{max}}{100}c \quad (28)$$

Los perfiles simétricos son usados con frecuencia en las palas de los aerogeneradores de eje vertical.

**NACA 0012H.** El NACA 0012H es un perfil generado computacionalmente por un programa con el objetivo de incrementar el valor del máximo coeficiente de sustentación reduciendo el pico de presión en el borde de entrada. El 0012H es parte de un conjunto de

perfiles simétricos destinados a ser usados en los álabes de aerogeneradores de eje vertical. El estudio de las características de este perfil demuestra que (Sheldahl y Klimas, 1981):

- El máximo coeficiente de sustentación alcanza el valor de  $\pm 1.2$  evaluado a un alto número de Reynolds.
- Para un número de Reynolds de  $Re = 0.7 \times 10^6$ , la serie de datos del coeficiente de sustentación  $c_l$  son similares a los del perfil NACA 0015, contando este con un máximo coeficiente de sustentación ligeramente menor que el obtenido para el 0012H, una pérdida aerodinámica levemente menos abrupta y un ángulo de pérdida ligeramente mayor.
- Coeficientes aerodinámicos más altos cuando el ángulo de ataque se encuentra entre  $10^\circ$  y  $15^\circ$ .

La tabla 2 muestra las coordenadas geométricas del 0012H. Estos valores están dados por unidad de longitud de cuerda en porcentajes con fines de diseño del perfil.

Tabla 2  
*Coordenadas geométricas del perfil NACA 0012H*

x/c	y/c	x/c	y/c
0.000	0.00000	0.275	0.06048
0.005	0.01438	0.299	0.06002
0.010	0.02074	0.349	0.05951
0.020	0.02925	0.399	0.05808
0.030	0.03522	0.449	0.05588
0.040	0.03982	0.500	0.05294
0.050	0.04351	0.550	0.04952
0.060	0.04655	0.600	0.04563
0.080	0.05121	0.650	0.04133
0.100	0.05454	0.700	0.03664
0.125	0.05740	0.750	0.03160
0.150	0.05924	0.800	0.02623
0.175	0.06033	0.850	0.02053
0.200	0.06087	0.900	0.01448
0.225	0.06100	0.950	0.00807
0.250	0.06084	1.000	0.00126

### II.3. Modelado de la turbulencia

Los flujos turbulentos se caracterizan por la aleatoriedad, el desorden espacio temporal y la aparición de vórtices. Estas propiedades lo diferencian del flujo laminar en el cual el fluido se mueve en láminas a una misma velocidad. Esta diferencia entre el flujo laminar y turbulento se puede distinguir por lo pequeño o lo grande que es el número de Reynolds del fluido. El número de Reynolds se define como la relación entre la fuerza inercial y viscosa y se expresa como:

$$Re = \frac{\rho U x}{\mu} \quad (29)$$

Donde  $x$  es la longitud característica que en el caso de perfiles aerodinámicos es igual a la longitud de la cuerda. Por encima de un valor crítico del número de Reynolds,  $Re_{crit} = 5 \times 10^5$  para el flujo alrededor de un perfil (Rodríguez, 2019), la fuerza de inercia supera por mucho la fuerza viscosa y el comportamiento se vuelve más desordenado dando lugar a un régimen turbulento.

#### II.3.1. Modelos RANS.

Las ecuaciones que modelan el movimiento de un fluido son la ecuación de conservación de la masa, o ecuación de continuidad, y la ecuación de conservación de momento. Estas ecuaciones establecen que el incremento de masa o momento en un elemento de fluido es consecuencia del flujo neto sobre ese elemento. En fluidos newtonianos, estas ecuaciones constituyen las ecuaciones de Navier-Stokes. Ejemplos de fluidos newtonianos son el aire, el agua y el etanol. En estado estacionario, las ecuaciones de Navier-Stokes están dadas por (Fernández, 2012):

$$\nabla \cdot (\rho U) = 0 \quad (30)$$

$$\nabla \cdot (\rho U U) = -\nabla \cdot p + \nabla \cdot (\mu \nabla \cdot U) + \rho g \quad (31)$$

Estas ecuaciones pueden ser resueltas con facilidad si el flujo es incompresible. En un flujo incompresible, la densidad del fluido no varía en el tiempo y el espacio. Esta condición tiene lugar cuando la velocidad de corriente libre no supera el 30 % de la velocidad del sonido, es decir, un flujo con un número de Mach menor a 0.3 (Rodríguez, 2019). La velocidad del sonido en el aire es 340 m/s a 1 atm y una temperatura de 15.5 °C.

Las ecuaciones 30 y 31 describen el movimiento de un fluido viscoso, no obstante, para incluir los efectos turbulentos del flujo, se requiere un modelado de la turbulencia. Los modelos RANS introducen variables de transporte relacionadas con el flujo turbulento para lograr esto. Estos modelos están basados en la descomposición de Reynolds. Para la velocidad, esta descomposición se expresa como (Fluent, 2013):

$$u_i = \bar{u}_i + u'_i \quad (32)$$

Donde  $\bar{u}_i$  y  $u'_i$  son las componentes media y fluctuante de la velocidad con  $i = 1, 2$  para el caso bidimensional. Sustituyendo las variables de flujo en las ecuaciones de continuidad y momento usando la forma de la ecuación 32, se obtienen las ecuaciones de Navier-Stokes promediadas por Reynolds (RANS) las cuales están dadas por (Fluent, 2013):

$$\frac{\partial \rho \bar{u}_i}{\partial x_i} = 0 \quad (33)$$

$$\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial t} + \frac{\partial \rho \bar{u}_i \bar{u}_j}{\partial x_j} = -\frac{\partial \bar{p}}{\partial x_i} + \frac{\partial \mu}{\partial x_j} \left( \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} \right) + \frac{\partial (-\rho \overline{u'_i u'_j})}{\partial x_j} \quad (34)$$

De izquierda a derecha, la ecuación 34 incluye un término convectivo, un término asociado con el gradiente de presión y un término difusivo. El término  $-\rho \overline{u'_i u'_j}$  es conocido como tensor de tensiones de Reynolds y se calcula usando la hipótesis de Boussinesq la cual se expresa como:

$$-\rho \overline{u'_i u'_j} = \mu_t \left( \frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) - \frac{2}{3} \left( \rho k + \mu_t \frac{\partial u_k}{\partial x_k} \right) \delta_{ij} \quad (35)$$

Donde  $\mu_t$  es la viscosidad dinámica turbulenta y  $\delta_{ij}$  es la delta de Kronecker. La viscosidad dinámica turbulenta  $\mu_t$  puede ser obtenida a partir de las siguientes variables de transporte turbulentas (Fluent, 2013):

$$k = \frac{1}{2} \overline{u'_i u'_j} \quad (36)$$

$$\epsilon = \nu \frac{\partial u'_i}{\partial x_j} \left( \frac{\partial u'_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u'_j}{\partial x_i} \right) \quad (37)$$

$$\omega = k\epsilon \quad (38)$$

Donde  $k$  es la energía cinética de turbulencia,  $\epsilon$  es la tasa de disipación de turbulencia y  $\omega$  es la tasa de disipación específica de turbulencia de los remolinos. Los remolinos son estructuras turbulentas capaces de arrastrar un elemento de fluido de un lugar a otro y transformar la energía cinética de la corriente principal en energía interna. En este sentido, un flujo turbulento puede entenderse como la superposición de distintas escalas de remolinos, los cuales interactúan y se mezclan a lo largo del flujo (Rodríguez, 2019). La macroescala engloba a los remolinos integrales, la escala mediana, a los remolinos de Taylor, y la microescala, a los remolinos de Kolmogorov.

En una simulación RANS estas escalas se modelizan usando modelos de turbulencia. En una simulación de vórtices grandes (LES) se rastrea el comportamiento de los remolinos integrales y, por lo tanto, se describen mejor los efectos de la turbulencia. Sin embargo, este método tiene un costo computacional mayor que la simulación RANS (Versteeg y Malalasekera, 2007). Por otro lado, en una simulación numérica directa (DNS) se usa una malla extremadamente fina para poder resolver todas las escalas de turbulencia, desde los remolinos integrales hasta los de Kolmogorov (Fernández, 2012). A pesar de esto, el cálculo que involucra es extremadamente costoso computacionalmente y, por lo tanto, no se utiliza en aplicaciones industriales.

### II.3.2. Modelo k-omega.

Los modelos RANS pueden tener una ecuación de transporte para la variable turbulenta, como el modelo de Spalart Allmaras, dos ecuaciones, como la familia de modelos k-epsilon y k-omega, o un conjunto completo de ecuaciones para todas las tensiones de Reynolds  $-\overline{\rho u'_i u'_j}$  (RSM) (Schaffarczyk, 2014). La diferencia entre estos modelos es la precisión y el costo computacional por iteración en la simulación. En la industria y la investigación, los modelos k-epsilon y k-omega son los modelos más utilizados.

El modelo k-epsilon emplea  $k$  y  $\epsilon$  como las variables turbulentas. Este modelo es ampliamente usado en flujos internos, no obstante, tiene inconvenientes con flujos complejos y separación de capa límite. Este modelo se presenta en distintas formas, incluyendo el estándar, el realizable y el RNG.

El modelo k-omega utiliza  $k$  y  $\omega$  como las variables para describir los efectos turbulentos del flujo. Este modelo es apropiado para el análisis de flujos turbulentos con números de Reynolds bajos como en las regiones cerca de la pared (Fernández, 2012). Este modelo se presenta en distintas formas, incluyendo el estándar y una modificación del estándar conocido como SST. Las ecuaciones de transporte para este modelo son (Fluent, 2013):

$$\frac{\partial \rho k}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho k u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \left( \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial \rho k}{\partial x_j} \right] + \mu_t S^2 - \rho \beta^* f_\beta k \omega \quad (39)$$

$$\frac{\partial \rho \omega}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho \omega u_j) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \left( \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\omega} \right) \frac{\partial \rho \omega}{\partial x_j} \right] + \rho \alpha S^2 - \rho \beta f_\beta \omega^2 \quad (40)$$

De izquierda a derecha, las ecuaciones 39 y 40 incluyen un término temporal, un término convectivo, un término difusivo, un término asociado con la tasa de producción y un término relacionado con la tasa de disipación. Las constantes del modelo son determinadas experimentalmente. Muchas de estas están relacionadas con las relaciones auxiliares introducidas en el modelo. Rodriguez señala que el modelo k-omega es ideal para fenómenos con gradiente de presión adversa, separación de flujo y aplicaciones industriales relacionadas con transferencia de calor (Rodriguez, 2019).

### II.3.3. Tratamiento cerca de la pared.

En flujos laminares, la capa límite de un perfil se puede modelar fácilmente usando la solución de Blasius para una placa plana (Schaffarczyk, 2014). No obstante, esto no sucede con flujos turbulentos. Debido a esto, la capa límite turbulenta se divide en distintas regiones para modelar cada región por separado (Rodríguez, 2019). Estas regiones son:

- La subcapa viscosa, la cual se encuentra mucho más cerca de la pared y es extremadamente delgada, tal que, comprende valores de  $y^+ < 5$
- La capa buffer, la cual tiene características laminares y turbulentas y comprende un rango de valores para  $y^+$  entre 5 y 30
- La capa logarítmica, la cual conserva los efectos de la viscosidad de la pared y posee los efectos turbulentos de la corriente libre y, por lo tanto, es la región turbulenta más cercana a la pared. Además, comprende valores de  $30 < y^+ < 700$

De este modo, la ubicación de cada región se encuentra en función de  $y^+$  la cual es una cantidad adimensional muy importante definida como:

$$y^+ = \frac{\rho y u_*}{\mu} \quad (41)$$

Donde  $y$  es la distancia perpendicular desde la pared y  $u_*$  es la velocidad de fricción la cual se expresa como:

$$u_* = \sqrt{\frac{\tau_w}{\rho}} \quad (42)$$

Con el fin de producir resultados exactos, los modelos RANS utilizan un conjunto de métodos para modelar la subcapa viscosa. El k-omega emplea un tratamiento mejorado de pared (EWT) el cual combina el uso de una ley logarítmica en la capa logarítmica con el uso de un modelo de dos zonas para resolver la distribución de la velocidad en toda la capa interna (Fernández, 2012). Dado que este método requiere de una malla fina cerca de la pared, se recomienda un  $y^+ < 5$  para el centroide de la primera celda (Rodríguez, 2019).

Para calcular  $y$  con el valor deseado de  $y^+$  se requiere conocer la tensión de corte en la pared  $\tau_w$  en función de las variables de flujo. Esto se logra con la siguiente relación:

$$\tau_w = \frac{1}{2} C_f \rho U^2 \quad (43)$$

Donde  $C_f$  es el coeficiente de fricción de piel, el cual se puede calcular con la ecuación 24 y  $U$  es la velocidad característica que en el caso de perfiles aerodinámicos es igual a la velocidad relativa.

#### **II.4. Dinámica de fluidos computacional**

La simulación numérica es una disciplina de la ingeniería que utiliza el análisis numérico para solucionar el modelo matemático que describe un fenómeno. La aplicación de la simulación numérica a procesos relacionados con el movimiento de fluidos es la dinámica de fluidos computacional (CFD). Existen diversos programas de CFD comerciales y de uso libre. ANSYS Fluent es un programa comercial ampliamente usado en la industria y el entorno académico. Fluent emplea el método de volúmenes finitos y tiene un conjunto de herramientas para crear la geometría, el mallado, la configuración de la física del problema y el análisis de los resultados. El proceso para simular con Fluent incluye el preprocesing, el solver y el postprocesing.

La simulación numérica requiere un dominio del tema de interés, el manejo de los métodos y algoritmos de solución, así como, una gestión del tiempo de simulación. Además, permite analizar los resultados y refinar la malla hasta obtener valores con altos grados de fiabilidad. Debido a esto, la simulación numérica constituye una herramienta de investigación muy útil para estudiar el comportamiento de distintos fenómenos relacionados con la mecánica de fluidos.

##### **II.4.1. Discretización.**

El método de volúmenes finitos se fundamenta en la solución numérica de una variable de flujo  $\phi$  únicamente en una serie de puntos discretos definidos por la malla del dominio, de

modo que, los valores discretos de  $\phi$  quedan en función de los puntos vecinos del mallado (Fernández, 2012). Una malla representa el sistema geométrico que divide el dominio de interés en un número finito de volúmenes de control o celdas, cada uno de los cuales refleja una pequeña región del espacio del sistema en cuestión (Rodríguez, 2019).

Después del mallado, el FVM aplica las leyes de conservación en su forma integral a cada volumen de control, dando lugar a una expresión discreta de la ley (Fernández, 2012). De esta forma, la variable de flujo se conserva sobre todo el dominio computacional, lo cual es muy ventajoso. Se puede obtener una discretización de la ley de conservación de la masa para un fluido en estado estacionario con la ecuación 30, de modo que:

$$\sum \dot{m} \Delta S = 0 \quad (44)$$

Donde  $\dot{m}$  es el flujo de masa a través de la cara de una celda y  $\Delta S$  es el área de la superficie de una celda. La sumatoria de la ecuación 30 se realiza sobre todas las caras de la celda. En la figura 13 se muestra las caras de una celda. De igual forma, se pueden obtener las ecuaciones de momento en los ejes  $x$  e  $y$  con las mismas condiciones (Fernández, 2012):

$$a_p u_p = \sum_{vc} a_{vc} u_{vc} + (p_w - p_e) \Delta y + b \quad (45)$$

$$a_p v_p = \sum_{vc} a_{vc} v_{vc} + (p_s - p_n) \Delta x + b \quad (46)$$

Donde  $P$  y  $vc$  representan el centro de la celda y el volumen de control y  $w$ ,  $e$ ,  $s$  y  $n$ , las direcciones oeste, este, sur y norte. Así, las ecuaciones 45 y 46 pueden ser resueltas para todos las celdas del dominio computacional, encontrando las variables de velocidad y la presión que en su conjunto forman los campos de flujo.

**Esquemas de interpolación.** El FVM almacena los valores encontrados con las ecuaciones 45 y 46 en el centro del volumen de control. No obstante, se requieren los valores en las caras de las celdas, por lo cual, existen distintos esquemas de interpolación. El esquema upwind de segundo orden se basa en el desarrollo del valor en la cara de la celda

$\phi_c$  en series de Taylor en los nodos vecinos aguas arriba del nodo  $P$ . Esto se expresa como (Fernández, 2012):

$$\phi_c = \phi_P + (x - x_P) \frac{\partial \phi}{\partial x} + O(\Delta x^2) \quad (47)$$

Este esquema es muy utilizado en flujos predominantemente convectivos. Las ecuaciones 45 y 46 requieren además de los valores de las presiones en las caras de la celda. El esquema de segundo orden para la presión está basado en una diferenciación central y es el más exacto y adecuado en flujos monofásicos (Fluent, 2013).

**Discretización de los gradientes.** La ecuación 47 requiere la evaluación del gradiente de  $\phi$  en el centro del volumen de control. Existen distintos métodos para encontrar este valor, ya sea evaluando el gradiente en una cara o en todas las caras de la celda. El método por mínimos cuadrados encuentra el vector gradiente del volumen de control usando una aproximación por mínimos cuadrados, es decir, minimizando la suma de los errores elevados al cuadrado del vector (Versteeg y Malalasekera, 2007). De este modo, el gradiente depende de los valores en el centro de las celdas vecinas y las distancias entre estos. Este método proporciona mejores estimaciones, pues, tiene en cuenta las contribuciones de todas las celdas vecinas y no solo de las adyacentes a la cara analizada (Fernández, 2012).

#### II.4.2. Algoritmos SIMPLE y Coupled.

Un algoritmo de solución es una secuencia de pasos que se siguen para resolver las ecuaciones de conservación. Los esquemas más usados en flujos estacionarios son los algoritmos de solución para el acoplamiento de la presión con la velocidad. ANSYS Fluent proporciona cinco algoritmos de este tipo, incluyendo el SIMPLE, PISO y Coupled (Fluent, 2013).

El algoritmo SIMPLE es un método basado en la corrección de las presiones. La idea fundamental del algoritmo es definir una ecuación discretizada para la presión a partir de la ecuación de continuidad discreta (Fernández, 2012). De este modo, se utiliza la ecuación de conservación del momento para encontrar una primera aproximación de las velocidades y se resuelve la ecuación de corrección para la presión para encontrar las presiones. Después,

se usa las presiones para corregir las velocidades y se verifica con la ecuación de conservación del momento. A continuación, se resuelven las ecuaciones de transporte relacionadas con la turbulencia. Finalmente, se ingresan los valores y se repite el ciclo hasta llegar a la convergencia. El algoritmo SIMPLE es adecuado para flujos sencillos que requieren alta precisión. La solución del sistema de ecuaciones que se obtiene en cada iteración es resuelta en ANSYS Fluent usando el método de multigrad algebraico (Fernández, 2012).

A diferencia del SIMPLE, el algoritmo Coupled resuelve la ecuación de conservación de momento y la ecuación de corrección para la presión simultáneamente. Esto implica que el gasto computacional es mayor, sin embargo, la velocidad de convergencia de la solución es más rápida (Fluent, 2013). La elección del algoritmo de solución depende de muchos factores. ANSYS Fluent recomienda usar SIMPLE para flujos estacionarios o complejos y turbulentos y Coupled para flujos estacionarios y monofásicos (Fluent, 2016).

#### **II.4.3. Directrices en CFD.**

Existe un conjunto de guías prácticas en CFD que permiten aumentar la fiabilidad de los resultados. Rodríguez (2019) señala que si una simulación se ejecuta bien, los datos de salida van a reflejar el comportamiento del sistema con alta precisión. Sin embargo, si no se hace correctamente, los resultados no van a ser eficaces. De este modo, el CFD no puede ser tratado como una caja negra en el que los datos ingresan y salen, sino que, el usuario tiene un rol importante en el proceso. Estas prácticas en CFD se deben realizar antes de la ejecución del programa y después del post procesing.

**Calidad de la malla.** La calidad de la malla está relacionada con las características de una malla que permiten realizar una simulación de manera eficiente con fidelidad a la física subyacente y con la precisión requerida para el problema (Knupp, 2007). De esta forma, un buen mallado va a dar buenos resultados y un mal mallado va a dar resultados que no concuerdan con la realidad física. En la práctica, se usan métricas de mallado para cuantificar y controlar la calidad de la malla computacional y un rango de aceptación para asegurar los mínimos errores en los resultados. Las tres métricas disponibles en Fluent y sus rangos de aceptación son:

- La calidad de ortogonalidad que es igual al producto punto del vector área de una celda y el vector que une los centroides de dos celdas vecinas, puede variar entre 0 y 1 con los valores más bajos los de peor calidad, lo recomendable es que la ortogonalidad mínima no se encuentre por debajo de 0.01 (Fluent, 2016).

- La relación de aspecto que es igual a la división entre la máxima y la mínima longitud de la cara de una celda, los valores más altos se encuentran en la región de la capa límite, lo recomendable es que este parámetro se encuentre por debajo de 5 aunque puede alcanzar valores alrededor de 10, mientras más cercano a 1 es mejor.

- El factor de distorsión, el cual compara la diferencia entre la forma de una celda dada y la forma de una celda equilátera del mismo volumen, puede variar entre 0 y 1 con los valores más altos los de peor calidad, lo recomendable es que el factor de distorsión máximo sea inferior a 0.95 (Rodríguez, 2019).

***Dependencia de la malla.*** La dependencia de la malla está relacionada con la influencia del tamaño de las celdas del mallado en el valor de las variables de flujo debido al error de truncamiento en la discretización. Dado que el tamaño de las celdas está asociado con el número de celdas en el dominio, un mayor número de celdas dará mejores resultados. Para determinar el grado de influencia de la malla en la simulación se realiza un análisis de sensibilidad de malla. Esta práctica busca mejorar la solución numérica aumentando la densidad de la malla hasta no observar cambios en los resultados.

Una malla puede ser gruesa, media o fina, estructurada o no estructurada. La figura 13 muestra la topología de una malla no estructurada y estructurada. Una buena práctica en CFD es empezar la simulación usando una malla gruesa o media, obtener la solución numérica y finalmente cambiar la densidad de la malla a fina (Fernández, 2012). De igual forma, lo recomendable es que la malla sea estructurada en la región de la capa límite y no estructurada en el dominio de flujo de corriente libre.

***Tamaño del dominio computacional.*** El tamaño del dominio computacional es el espacio computacional del sistema físico a simular. En flujos externos, lo recomendable es colocar las fronteras lo suficientemente lejos del cuerpo, de modo que, el flujo no se vea

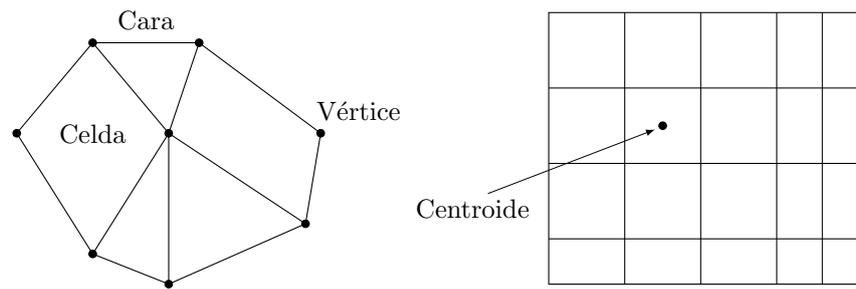


Figura 13. Topología de una malla no estructurada y estructurada  
 Nota: Adaptado de Fernández (2012)

afectado por su presencia. Rodríguez (2019) recomienda una distancia entre el flujo de entrada y el centro del cuerpo igual a  $7D_h$ , una distancia entre el centro del cuerpo y los costados igual a  $7D_h$  y una distancia entre el centro del cuerpo y el flujo de salida igual a  $15D_h$  con  $D_h$  como el diámetro hidráulico. El diámetro hidráulico es la longitud característica usada para diversas geometrías y es igual a  $c$  en el caso de perfiles aerodinámicos.

**Condiciones iniciales y de frontera.** Las condiciones de contorno son los valores fijados en las fronteras del dominio que requieren las ecuaciones de conservación para su resolución. Estas condiciones se aplican en cualquier problema de dinámica de fluidos. Asimismo, las condiciones iniciales son los valores de las variables del problema en  $t = 0$  y se aplican en problemas no estacionarios, viscosos, flujo estacionario supersónico o el flujo en la capa límite (Fernández, 2012).

El número de condiciones utilizadas en CFD es importante porque refleja las características del fenómeno estudiado. Un número diferente de condiciones van a generar resultados diferentes. Una regla práctica para conocer este número está basada en el número de coordenadas espaciales y el orden de las ecuaciones diferenciales que modelan el fenómeno (Rodríguez, 2019). Por ejemplo, una ecuación diferencial de segundo orden en un espacio tridimensional va a requerir dos condiciones de contorno por cada una de las coordenadas espaciales, para un total de seis. Una buena combinación de condiciones a la entrada y la salida es la especificación de la velocidad en la entrada y la presión estática en la salida.

#### **II.4.4. Resultados de CFD.**

Los resultados de las aplicaciones de CFD usualmente se representan gráficamente (Fernández, 2012). En este sentido, la visualización de los resultados pueden ser escalar, usando mapas de contorno, o vectorial, usando mapa de vectores o líneas de corriente.

- Mapas de contorno. Este gráfico muestra las curvas en donde una variable de flujo es constante. En ANSYS Fluent, es necesario seleccionar la variable y el número de contornos.
- Gráfico de vectores. Este gráfico muestra los vectores de una variable. En ANSYS Fluent, los vectores son graficados en el centro de las celdas y el color y el tamaño representan la magnitud de la variable (Fluent, 2016).
- Líneas de corriente. Una línea de corriente es una línea tangente en todas partes al vector velocidad en un instante dado (White, 2011).

### III. Materiales y métodos

#### III.1. Geometría del rotor

Se elaboraron un conjunto de estudios preliminares sobre la geometría del rotor a partir del concepto del aerogenerador X con el fin de obtener más información. Los puntos estudiados fueron la configuración del rotor, los parámetros geométricos del aerogenerador y el diseño del NOVA 10 MW. El anexo A proporciona los fundamentos de las matemáticas aplicadas en esta sección.

##### III.1.1. Configuración.

El rotor tiene una configuración en forma de v simétrica respecto al eje vertical con dos velas montadas en los extremos como se observa en la figura 14. Los principales elementos del rotor son el brazo, la vela superior y la vela inferior. Las velas están fijadas al brazo con puntales, originando un doble punto que mejora el rendimiento del aerogenerador. En la base, los brazos están unidos al eje de transmisión dejando un espacio vacío para el acoplamiento. Además, la cuerda de las velas es mayor que la cuerda del brazo y la envergadura de la vela inferior es mayor que la extensión de la vela superior en un diseño óptimo.

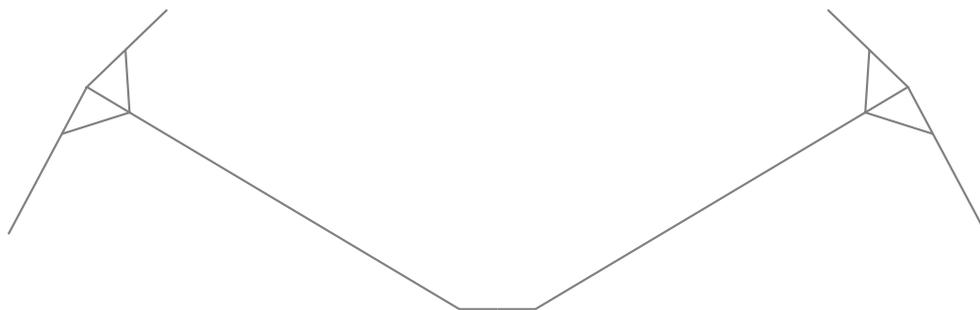


Figura 14. Configuración del rotor

##### III.1.2. Parámetros geométricos.

Tomando en cuenta la configuración del rotor e ignorando la presencia de los puntales y el acoplamiento, se establecieron las coordenadas del origen y el extremo de los elementos

del rotor usando el radio y la altura. La figura 15 muestra estas coordenadas en un plano  $yz$ . Se designan con O al origen, E a los extremos, B al brazo, VS a la vela superior y VI a la vela inferior.

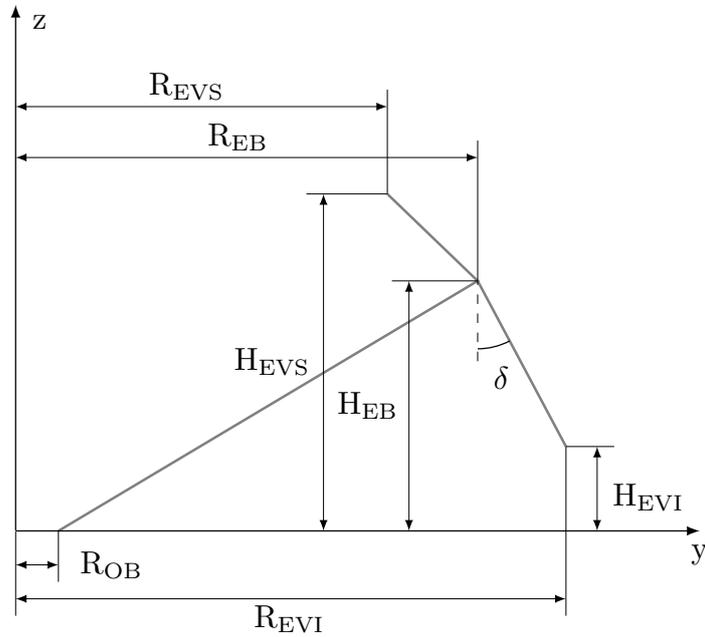


Figura 15. Coordenadas del rotor

Las coordenadas más importantes son el radio al extremo de la vela inferior y la altura al extremo de la vela superior, dado que definen la extensión del rotor. En efecto, estos son el radio y la altura máximos del rotor. Por lo tanto, la relación entre el diámetro y la altura del rotor es:

$$\beta = \frac{2R_{EVI}}{H_{EVS}} \quad (48)$$

A fin de reducir las variables, las coordenadas del rotor se expresaron de forma adimensional en las direcciones  $y$  y  $z$  usando el radio y la altura máximos como parámetros de escala:

$$y^* = \frac{y}{R_{EVI}} \quad (49)$$

$$z^* = \frac{z}{H_{EVS}} \quad (50)$$

En el extremo del rotor, el ángulo meridional es igual al ángulo de inclinación de la vela inferior. Este ángulo está formado por la envergadura de la vela y el eje  $z$  como se ilustra en la figura 15 y se puede expresar como:

$$\delta = \arctan\left(\frac{R_{EVI} - R_{EB}}{H_{EB} - H_{EVI}}\right) \quad (51)$$

Cuando el rotor gira alrededor del eje  $z$ , se genera una superficie de revolución, la cual se muestra la figura 16. La proyección de esta superficie en el plano  $yz$  representa un polígono formado por la base, los brazos y las velas. De esta manera, las coordenadas del rotor son los vértices del polígono y los lados, los segmentos. En consecuencia, el área frontal se puede calcular haciendo uso de la ecuación 61, de modo que:

$$A_f = \begin{vmatrix} R_{EVI} & y_{PI} \\ 0 & z_{PI} \end{vmatrix} + \begin{vmatrix} y_{PI} & R_{EVI} \\ z_{PI} & H_{EVI} \end{vmatrix} + \begin{vmatrix} R_{EVI} & R_{EB} \\ H_{EVI} & H_{EB} \end{vmatrix} + \begin{vmatrix} R_{EB} & R_{EVS} \\ H_{EB} & H_{EVS} \end{vmatrix} + \begin{vmatrix} R_{EVS} & 0 \\ H_{EVS} & H_{EVS} \end{vmatrix} \quad (52)$$

Donde  $y_{PI}$  y  $z_{PI}$  son las coordenadas del punto de intersección entre la envergadura del brazo y el radio máximo. De la figura 15, se puede verificar fácilmente que:

$$y_{PI} = R_{OB} + \left(\frac{H_{EVI}}{H_{EB}}\right) (R_{EB} - R_{OB}) \quad (53)$$

$$z_{PI} = H_{EVI} \quad (54)$$

Insertando las ecuaciones 49 y 50 en la ecuación 52, el área se puede expresar como:

$$\gamma = \frac{A_f}{2R_{EVI}H_{EVS}} \quad (55)$$

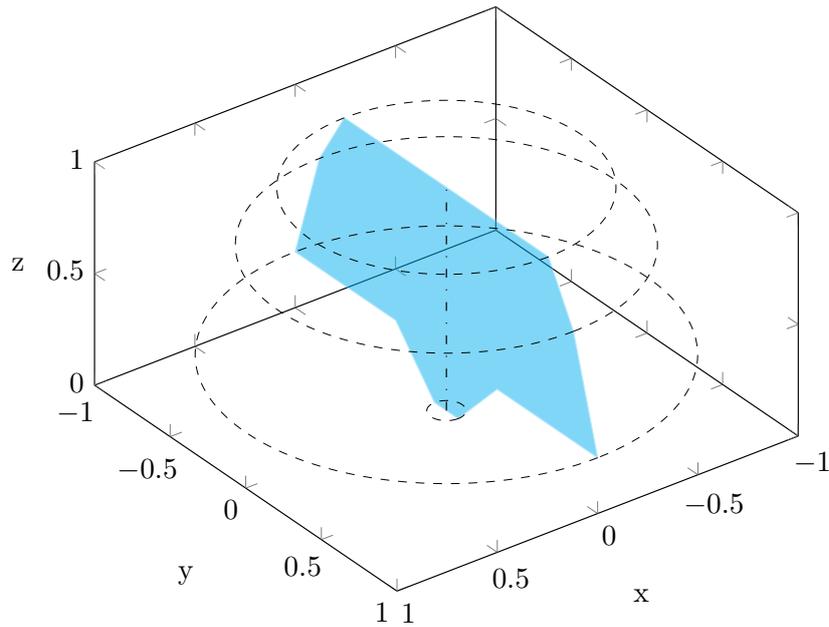


Figura 16. Área barrida por el rotor

Las palas del rotor tienen un número de propiedades geométricas. En esta tesis, se estudiaron la cuerda y la distribución del espesor de la pared. Para calcular las cuerdas del brazo y las velas, se usaron la solidez del rotor y un parámetro adimensional dado por:

$$\lambda = \frac{c_B}{c_V} \quad (56)$$

La solidez se puede expresar en función de la cuerda de las velas y el radio máximo del rotor, de modo que:

$$\sigma = \frac{B c_V}{R_{EVI}} \quad (57)$$

Finalmente, la distribución del espesor de la pared se determinó dividiendo el espesor de la pared por la cuerda.

### III.1.3. NOVA 10 MW.

Para diseñar el aerogenerador, es necesario conocer los valores de los parámetros geométricos descritos anteriormente. La información disponible del NOVA 10 MW permite

encontrar estos valores. La tabla 3 muestra las coordenadas adimensionales del rotor en 4 regiones del rotor. De igual forma, la tabla 4 muestra la relación entre el diámetro y la altura, el área adimensional, la relación entre la cuerda del brazo y la vela y la solidez del rotor. La figura 16 representa el área barrida por el rotor usando las coordenadas adimensionales del NOVA 10 MW.

Tabla 3

*Coordenadas adimensionales del NOVA 10 MW*

Región	$z^*$	$y^*$
OB	0.000	0.078
EB	0.742	0.840
EVS	1.000	0.675
EVI	0.250	1.000

Tabla 4

*Parámetros geométricos del NOVA 10 MW*

Parámetro	Valor
$\beta$	3.241
$\gamma$	0.699
$\lambda$	0.727
$\sigma$	0.137

El máximo rendimiento del NOVA 10 MW se alcanza cuando la velocidad del viento y la velocidad de rotación son 13 m/s y 4 r/min como se muestra en la tabla 1. Bajo estas condiciones, la velocidad específica se puede calcular como:

$$X = \frac{4 \text{ r/min} \cdot 160.89 \text{ m}}{13 \text{ m/s}} = 5.2 \quad (58)$$

La curva de potencia del aerogenerador establece un coeficiente de potencia de 0.38 en este punto como se muestra figura 3. De igual manera, se calculó la velocidad específica para la condición de corte del aerogenerador haciendo uso de la velocidad de corte:

$$X_{\text{corte}} = \frac{4 \text{ r/min} \cdot 160.89 \text{ m}}{35 \text{ m/s}} = 1.9 \quad (59)$$

Finalmente, se determinó la distribución del espesor de la pared dividiendo el espesor por la cuerda para cada elemento. Los resultados se muestran en la tabla 5.

Tabla 5

*Distribución del espesor de la pared*

Elemento	Origen	Extremo
Brazo	0.008	0.003
Vela superior	0.004	0.002
Vela inferior	0.004	0.002

## **III.2. Especificaciones de diseño**

### **III.2.1. Potencia de diseño.**

El aerogenerador fue diseñado con una potencia de 1 kW, dentro del rango de las tecnologías minieólicas. Se pretende que el aerogenerador opere fuera de la red y con fines de investigación.

### **III.2.2. Velocidad del viento.**

Para diseñar las palas del aerogenerador, es necesario conocer el recurso eólico de Nuevo Chimbote. Para este fin, se utilizó el mapa eólico del Perú elaborado por las empresas Barvolento y Vortex y publicado por el Ministerio de Energía y Minas en el año 2016 (MINEM, 2016). La tabla 6 muestra la velocidad media anual a diferentes alturas para la costa y el mar. A lo largo del año, el viento es superior en los meses de junio, julio y agosto, no obstante, las variaciones son desestimables.

Claramente, cuanto mayor es la altura, mayor es la velocidad del viento. En un escenario cerca de la costa, esto es una desventaja dado que los componentes del aerogenerador se encuentran cerca del suelo. Para resolver esto, se pueden usar estructuras elevadas a un nivel superior como un edificio. En este sentido, se decidió tomar una velocidad de viento de 5 m/s. Este valor está de acuerdo con los estudios de Rojas (2012). De igual forma, se consideró una temperatura del aire igual a 25 °C y una presión atmosférica igual a 1 atm. La tabla 7 muestra las propiedades del aire bajo estas condiciones.

Tabla 6  
*Velocidad media anual a diferentes alturas*

Altura [m]	Costa [m/s]	Mar [m/s]
10	2-3	2-3
25	3-4	3-4
75	4-5	5-6
100	5-6	6-7

Tabla 7  
*Propiedades del aire*

Propiedad	Valor
Temperatura [°C]	25
Presión [atm]	1.0
Densidad [kg/m <sup>3</sup> ]	1.182
Viscosidad dinámica [Pa s]	$1.825 \times 10^{-5}$

### III.2.3. Coeficiente de potencia.

Utilizando el punto de máximo rendimiento del aerogenerador con  $X = 5.2$ , el coeficiente de potencia máximo  $C_p = 0.38$ .

### III.2.4. Eficiencia global.

Para estimar la eficiencia global del aerogenerador se utilizaron los valores propuestos en la literatura, tomando en cuenta las pérdidas de energía en los elementos mecánicos y el uso de un generador eléctrico de imanes permanentes AC trifásico. En tal sentido, se consideró una eficiencia global de 81 % compuesto por una eficiencia igual a 90 % para el eje de transmisión y una eficiencia igual a 90 % para el generador eléctrico.

Tabla 8  
*Especificaciones de diseño del aerogenerador*

Parámetro	Valor
Potencia [kW]	1.0
Velocidad nominal [m/s]	5.0
Velocidad de corte [m/s]	13.5
Coeficiente de potencia	0.38
Eficiencia global	81 %

### III.3. Diseño de las palas

Se diseñaron las palas del aerogenerador adaptando el método de diseño sugerido por Talayero y Martínez (2011). Este método permite estimar las coordenadas del rotor y la aerodinámica de las palas utilizando las especificaciones de diseño y los modelos aerodinámicos. Se eligió este método porque es una de las formas más prácticas de diseñar aerogeneradores. Los anexos B y C proporcionan los fundamentos de las matemáticas aplicadas en esta sección.

#### III.3.1. Coordenadas del rotor.

Para calcular las coordenadas del rotor, es necesario conocer el radio y la altura máximos del rotor. Usando las especificaciones de diseño resumidas en la tabla 8 y las ecuaciones 2 y 5, se tiene que el área frontal es igual a  $44 \text{ m}^2$ . Luego, podemos estimar el radio y la altura máximos usando los parámetros geométricos del rotor mostrados en la tabla 4. Finalmente, se pueden determinar las coordenadas del rotor multiplicando el radio y la altura máximos por las coordenadas adimensionales de la tabla 3. La tabla 9 muestra estos resultados.

Tabla 9  
*Coordenadas del aerogenerador de 1 kW*

Región	Altura [m]	Radio [m]
OB	0.0	0.4
EB	2.3	4.2
EVS	3.1	3.4
EVI	0.8	5.0

#### III.3.2. Perfiles de las palas.

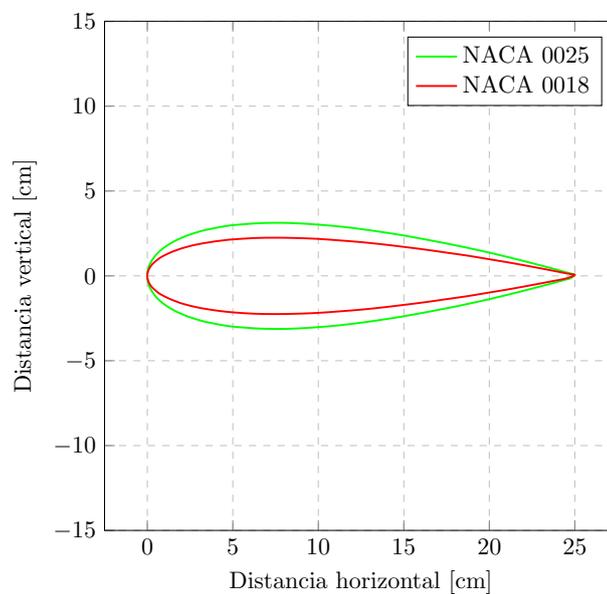
Tomando en cuenta que las palas no están torcidas a lo largo de su eje, se determinaron la longitud de las cuerdas y la sección de los perfiles. Usando las ecuaciones 56 y 57 y los parámetros geométricos del rotor mostrados en la tabla 4, podemos estimar las cuerdas del brazo y la vela. Por otro lado, se seleccionaron los mismos perfiles del NOVA 10 MW, a excepción de los extremos de las velas, en los cuales se usaron perfiles NACA 0012H. La tabla 10 muestra las cuerdas y los perfiles de las palas.

Tabla 10

*Cuerdas y perfiles de las palas*

Elemento	Cuerda [cm]	Origen	Extremo
Brazo	25	NACA 0025	NACA 0018
Vela superior	34	NACA 0015	NACA 0012H
Vela inferior	34	NACA 0015	NACA 0012H

El rotor es simétrico respecto al eje  $z$  como se observa en la figura 16, sin embargo, no es simétrico respecto al eje  $x$ . Por convención, el borde de entrada del perfil de la pala está orientado en la dirección del eje  $x$  cuando el ángulo azimutal es  $-90^\circ$ . Las figuras 17 y 18 muestran la sección transversal del brazo y las velas del rotor respectivamente. Las coordenadas de los perfiles NACA 0015, 18 y 25 se calcularon usando la ecuación 27. De igual manera, las coordenadas del perfil NACA 0012H se calcularon usando la tabla 2. Para fines prácticos, se ubicó el centro de presión a un cuarto de la cuerda del perfil desde el borde de entrada.



*Figura 17. Sección transversal del brazo del rotor*

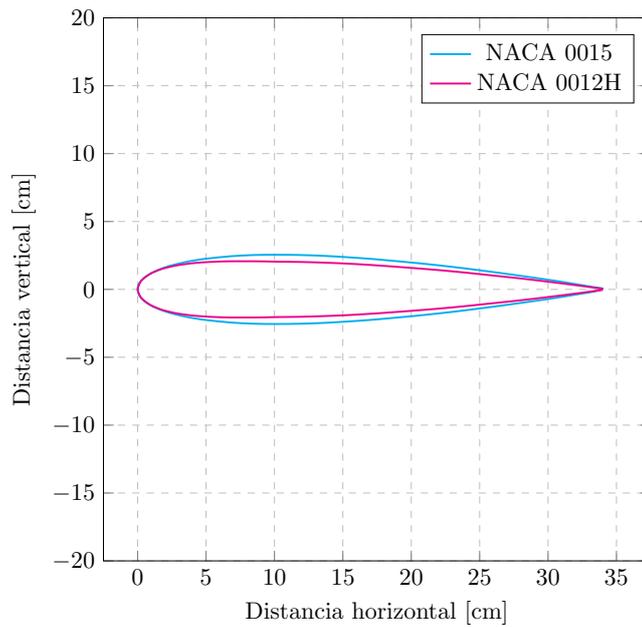


Figura 18. Sección transversal de las velas del rotor

### III.3.3. Análisis aerodinámico.

La etapa final del diseño comprendió el cálculo de la velocidad relativa y el ángulo de ataque utilizando el modelo con dos discos actuadores propuesto por Paraschivoiu (2002).

**Condiciones de operación.** Se analizaron los puntos de máximo rendimiento y de corte del aerogenerador. Utilizando un coeficiente de velocidad específica de 5.2 y la ecuación 3, se tiene que la velocidad de rotación en el extremo de la vela inferior es igual a 49.7 r/min. Usando la ecuación 51 y las coordenadas del rotor, el ángulo meridional de la vela es igual a 38°. Para el punto de corte, se determinó la velocidad de corte usando los valores de diseño, de modo que:

$$U_{corte} = \frac{49.7 \text{ r/min} \cdot 5 \text{ m}}{1.9} = 13.5 \text{ m/s} \quad (60)$$

**Esquema de solución.** Se tomaron incrementos de  $\Delta\theta = 5^\circ$ , esto es, 37 tubos de corriente, para el ciclo aguas arriba desde  $-90^\circ$  hasta  $90^\circ$  como se muestra en la figura 19. La figura 20 muestra el esquema de solución del modelo aerodinámico del aerogenerador

para este ciclo. Para estimar la velocidad relativa, el ángulo de ataque y el número de Reynolds, se usaron las ecuaciones 11,12 y 19. Para calcular los coeficientes de sustentación y arrastre, se utilizó una interpolación bilineal, anexo B, a partir de las características aerodinámicas del NACA 0012H, anexos D y E. Para determinar los coeficientes de la fuerza normal y tangencial, se usaron las ecuaciones 9 y 10. Se evaluó la función del factor de inducción usando integración numérica con la regla del trapecio, anexo C. Una vez se alcanzó la convergencia con un error menor a  $10^{-4}$ , valor sugerido por Paraschivoiu (2002), se almacenaron los valores de las velocidades inducidas y los factores de inducción. Finalmente, se siguió el mismo procedimiento para el ciclo aguas abajo desde  $90^\circ$  hasta  $270^\circ$  tomando la velocidad de equilibrio entre los dos discos actuadores como la velocidad de corriente libre y una estimación inicial  $a = a'$ .

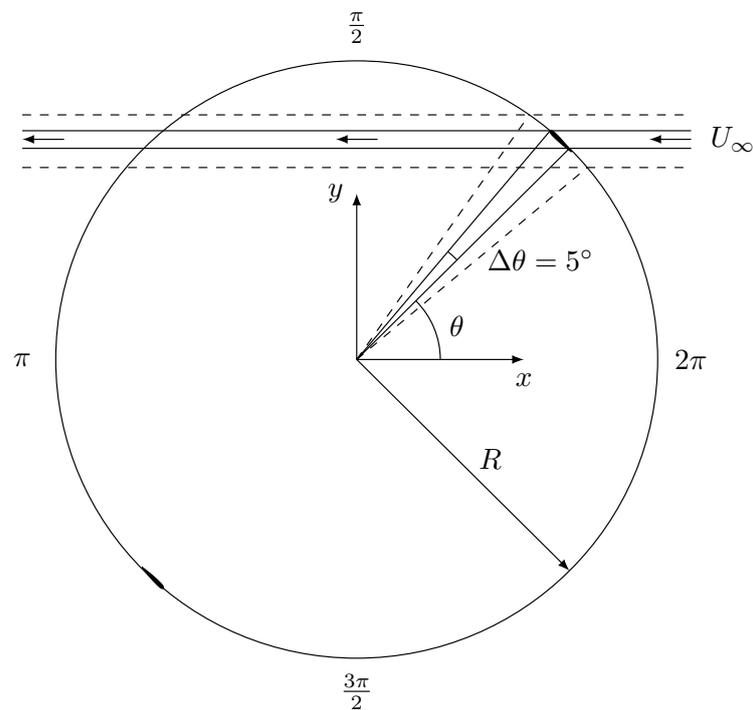


Figura 19. Sistema de coordenadas del rotor

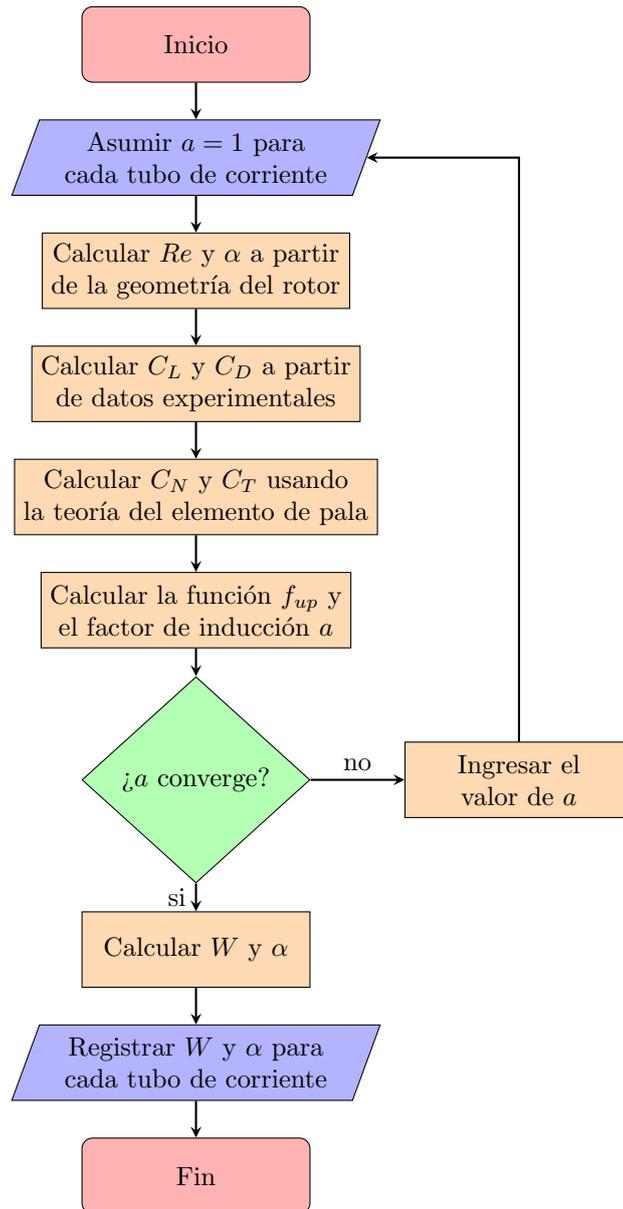


Figura 20. Esquema de solución del modelo aerodinámico del aerogenerador

La figura 21 muestra la variación del ángulo de ataque con el ángulo azimutal en el extremo de la vela inferior con las velocidades de operación del aerogenerador. Se puede observar que existen diferentes ángulos de ataque para el ciclo aguas arriba y aguas abajo. Cuando la velocidad del viento fue igual a 5 m/s, los ángulos de ataque máximo y mínimo fueron  $8^\circ$  y  $-6^\circ$  con ángulos azimutales de  $10^\circ$  y  $170^\circ$  respectivamente. Cuando la velocidad del

viento fue igual a 13.5 m/s, los ángulos de ataque máximo y mínimo fueron 26° y -26° con ángulos azimutales de 30° y 150° respectivamente.

La figura 22 presenta la variación de la velocidad relativa con el ángulo azimutal en el extremo de la vela inferior con las velocidades de operación del aerogenerador. Se puede observar una zona de desaceleración, desde -90° a 90°, y una zona de aceleración, desde 90° a 270°. Cuando la velocidad del viento fue igual a 5 m/s, las velocidades máxima y mínima sobre el perfil fueron 31 m/s y 21 m/s con ángulos azimutales de 270° y 90° respectivamente. Cuando la velocidad del viento fue igual a 13.5 m/s, las velocidades máxima y mínima sobre el perfil fueron 40 m/s y 12 m/s con ángulos azimutales de 270° y 90° respectivamente.

Los datos muestran que el perfil experimenta un mayor ángulo de ataque dentro de un rango de ángulos azimutales de 0° y 60°.

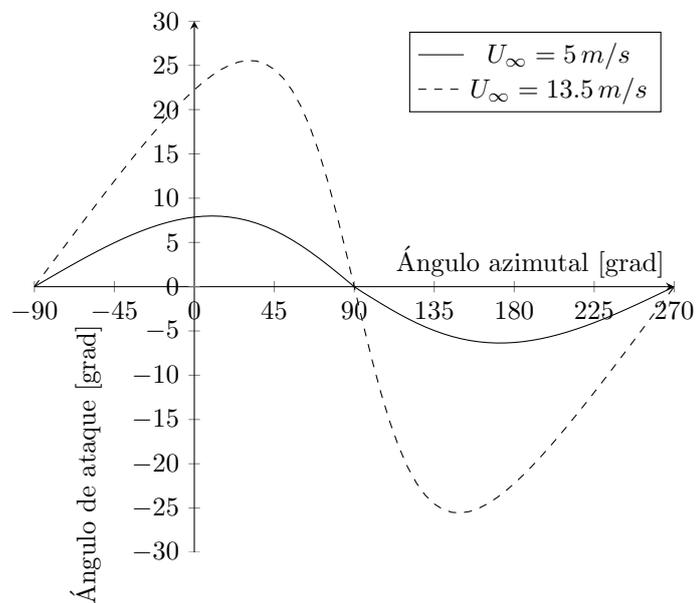


Figura 21. Variación del ángulo de ataque con el ángulo azimutal

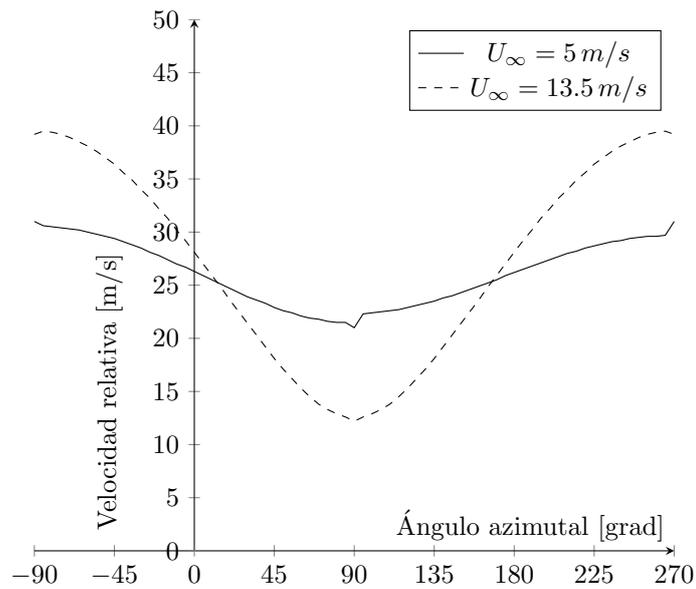


Figura 22. Variación de la velocidad relativa con el ángulo azimutal

### III.4. Simulación numérica

Se investigó la separación de flujo sobre el perfil NACA 0012H para la velocidad nominal y de corte con distintas posiciones azimutales del aerogenerador X usando simulación numérica. Esta tesis se enfocó en el perfil NACA 0012H por ser el elemento más alejado del centro del rotor y, por lo tanto, el elemento que proporciona mayor torque al aerogenerador.

Las tablas 11 y 12 muestran los parámetros para la simulación numérica. Cuando el aerogenerador opera a velocidad nominal,  $U_\infty = 5.0 \text{ m/s}$  y  $X = 5.2$ , mientras que cuando opera a velocidad de corte,  $U_\infty = 13.5 \text{ m/s}$  y  $X = 1.9$ . El ángulo de ataque y la velocidad relativa se obtuvieron a partir del análisis aerodinámico de la sección anterior y el número de Reynolds se calculó haciendo uso de la ecuación 19. En todos los casos, se asumió un flujo estacionario y adiabático sin interacción entre las estelas de las palas.

Las etapas de la simulación numérica comprendieron el diseño del campo de flujo, el malla, la implementación del modelo, la ejecución del modelo y la validación. El programa utilizado para obtener los datos fue ANSYS Fluent debido a su capacidad para simular flujos externos.

Tabla 11

*Condiciones de flujo para la velocidad del viento igual a 5 m/s*

Ángulo azimutal [grad]	Ángulo de ataque [grad]	Velocidad relativa [m/s]	Re [ $\times 10^5$ ]
0	7.9	26.3	5.8
20	7.9	24.7	5.4
40	6.8	23.3	5.1
60	4.7	22.1	4.9

Tabla 12

*Condiciones de flujo para la velocidad del viento igual a 13.5 m/s*

Ángulo azimutal [grad]	Ángulo de ataque [grad]	Velocidad relativa [m/s]	Re [ $\times 10^5$ ]
0	22.2	28.1	6.2
20	25.0	23.6	5.2
40	25.2	19.2	4.2
60	20.4	15.3	3.4

#### **III.4.1. Campo de flujo.**

En primer lugar, se diseñó el campo de flujo a simular. Para este fin, se ordenaron las coordenadas del NACA 0012H obtenidas en el diseño de las palas para ser importados al CAD de ANSYS Fluent. Asimismo, se estableció un tipo de análisis 2D para la geometría del modelo.

Las condiciones del flujo no pueden ser afectadas por la presencia del perfil. Debido a esto, el borde de entrada del perfil se ubicó a un radio de  $12.5c$ , esto es, 4.27 m, de la entrada y los costados del flujo, y una distancia de  $12.5c$ , esto es, 4.27 m, de la salida del flujo. La figura 23 muestra el dominio de flujo utilizado para la simulación numérica.

El campo de flujo a simular comprende el flujo alrededor del perfil. Por lo tanto, se removió el cuerpo del perfil del dominio del flujo usando una operación booleana. Se configuraron los nombres de la entrada, la salida y el perfil como farfield1, farfield2 y airfoil. Finalmente, se estableció el material del dominio como fluido.

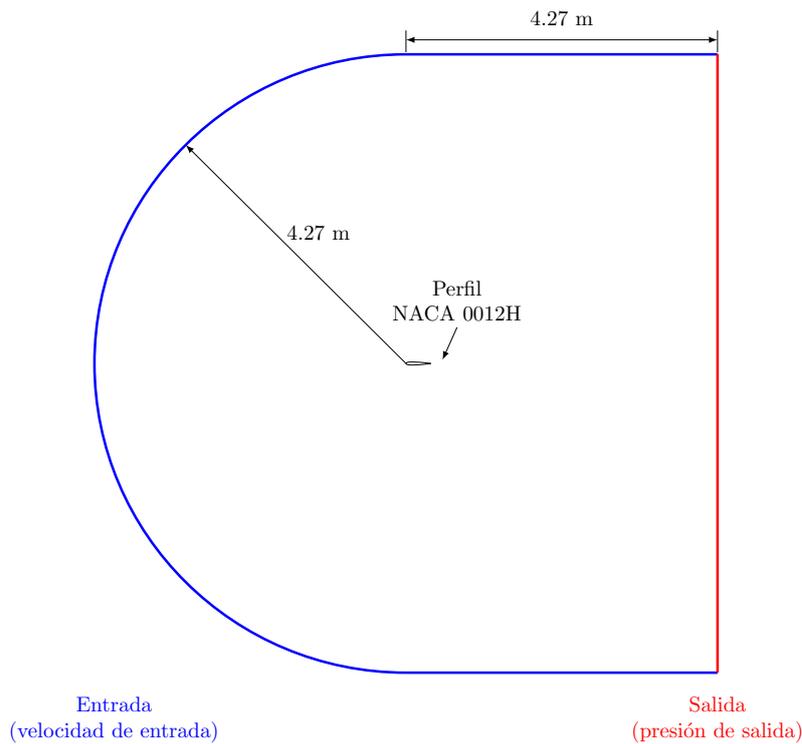


Figura 23. Dominio del flujo

### III.4.2. Mallado.

Dado que el mallado automático generado por ANSYS Fluent es grueso, se crearon controles de malla para refinar el mallado. En primer lugar, se estableció una zona dentro del campo de flujo con elementos más pequeños a fin de que el modelo pueda capturar el flujo alrededor del perfil. El radio de influencia y el tamaño de los elementos dentro de la zona fueron iguales a  $3c$ , esto es, 1.03 m, y  $0.05c$ , esto es,  $1.71 \times 10^{-2}$  m, respectivamente. A continuación, se configuró el tamaño de los elementos en el borde del perfil a fin de modelar la subcapa viscosa. Para este fin, se calcularon las distancias al primer nodo para cada caso usando las ecuaciones 41, 42 y 43. Los resultados se muestran en las tablas 13 y 14. Por último, se estableció una malla de inflación en las paredes del perfil con un número de capas igual a 10, una velocidad de crecimiento de 1.2 y un espesor máximo igual a  $0.06c$ , esto es,  $2.05 \times 10^{-3}$  m. La figura 24 muestra un plano del mallado del perfil.

La formación de estela sobre el perfil para la velocidad de corte, sugirió el aumento del

radio de influencia a  $4.5c$ , esto es, 1.54 m, para el mallado. La tabla 15 muestra las estadísticas y métricas de los mallados generados. La ortogonalidad mínima resultó mayor a 0.01. La relación de aspecto máxima fue mayor a 10 debido a las celdas dentro de la capa límite. El factor de distorsión máximo fue mayor a 0.995, sin embargo, el promedio fue 0.11903. Esto sugiere una buena calidad de mallado, no obstante, puede mejorar en las zonas lejanas del perfil.

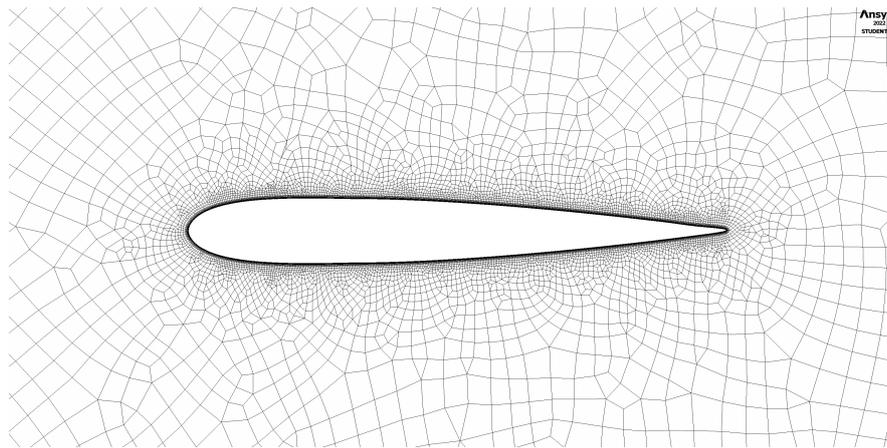


Figura 24. Plano del mallado del perfil

Tabla 13

Cálculo de  $y$  para la velocidad del viento igual a 5 m/s

Ángulo azimutal [grad]	$C_f$ [ $\times 10^{-3}$ ]	$\tau_w$ [kg/ms <sup>2</sup> ]	$u_*$ [m/s]	Distancia $y$ [mm]
0	4.1	1.7	1.2	0.065
20	4.2	1.5	1.1	0.068
40	4.2	1.4	1.1	0.072
60	4.3	1.2	1.0	0.075

### III.4.3. Implementación del modelo.

Las tablas 11 y 12 muestran los números de Reynolds basados en la cuerda del perfil. En todos los casos, el número de Reynolds fue mayor o cercano a  $Re_{crit} = 5 \times 10^5$  o el ángulo de ataque fue mayor a  $20^\circ$ , condición de pérdida aerodinámica. Por lo tanto, se empleó el modelo k-omega para simular los efectos turbulentos del flujo.

Tabla 14

*Cálculo de  $y$  para la velocidad del viento igual a 13.5 m/s*

Ángulo azimutal [grad]	$C_f$ [ $\times 10^{-3}$ ]	$\tau_w$ [kg/ms <sup>2</sup> ]	$u_*$ [m/s]	Distancia $y$ [mm]
0	4.1	1.9	1.3	0.061
20	4.2	1.4	1.1	0.071
40	4.4	1.0	0.9	0.086
60	4.6	0.6	0.7	0.106

Tabla 15

*Estadísticas y métricas del mallado*

Estadísticas y métricas	$U_\infty$ [m/s]	
	5	13.5
Nodos	25837	41483
Elementos	25734	41453
Ortogonalidad mínima	0.032	0.079
Relación de aspecto máxima	67.6	27.9
Factor de distorsión máximo	0.99992	0.999

El número de Mach a la entrada usando la máxima velocidad relativa fue aproximadamente 0.08. Este número de Mach es suficientemente bajo como para ignorar los efectos de compresibilidad y, por lo tanto, el flujo se consideró incompresible.

Las condiciones de frontera fueron:

- Entrada: Magnitud y dirección de la velocidad relativa. Para este propósito, se calculó la dirección del flujo usando la magnitud de la velocidad relativa y el ángulo de ataque como se ilustra en la tabla 16.

- Salida: Presión estática igual a 1 atm.
- Paredes del perfil: Condición de no deslizamiento.

La figura 25 muestra un esquema de las componentes de la velocidad relativa utilizado para el análisis. Las propiedades del aire usadas para la simulación se muestran en la tabla 7.

#### **III.4.4. Ejecución del modelo.**

Para resolver las ecuaciones de conservación del modelo se utilizó el algoritmo de solución Coupled. Para la evaluación de los valores en las caras de las celdas y las gradientes, se

Tabla 16

*Dirección del flujo para la velocidad del viento igual a 5 m/s y 13.5 m/s*

Velocidad del viento [m/s]	Ángulo azimutal [grad]	Dirección del flujo	
		cos $\alpha$	sen $\alpha$
5	0	0.990595	0.136826
	20	0.990602	0.136775
	40	0.992965	0.118406
	60	0.996702	0.081154
13.5	0	0.925641	0.378402
	20	0.906064	0.423140
	40	0.905083	0.425234
	60	0.937512	0.347953

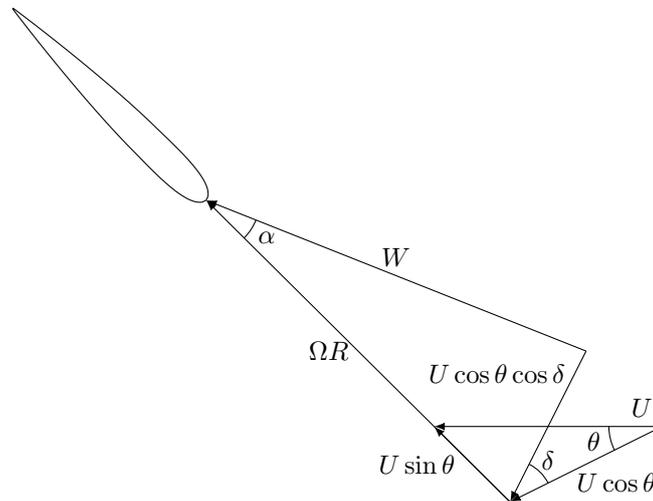


Figura 25. Componentes de la velocidad relativa

optó por el esquema upwind de segundo orden y el método de mínimos cuadrados, respectivamente. Los criterios de convergencia para las ecuaciones de continuidad y momento fueron 0.001. Por último, se utilizaron los valores de las condiciones de frontera a la entrada, farfield1, para la inicialización de la solución y se ejecutó el programa hasta obtener una convergencia de la solución.

### III.4.5. Validación.

La etapa final de la simulación fue la validación del modelo. Esta etapa involucró el cálculo del flujo de masa en la entrada y la salida, la convergencia de los errores y la conformidad de

la solución de la simulación con los principios físicos, la cual se discutirá en los resultados.

Las simulaciones realizadas con  $U_\infty = 5 \text{ m/s}$  y  $\theta = 0^\circ$  presentaron un flujo másico a la entrada y la salida iguales a 262.983 kg/s y 262.983 kg/s, con una diferencia igual a  $7.5 \times 10^{-6}$  kg/s. Con  $U_\infty = 13.5 \text{ m/s}$  y  $\theta = 0^\circ$ , el flujo másico a la entrada y la salida fueron iguales a 262.557 kg/s y 262.558 kg/s, con una diferencia igual a  $5.7 \times 10^{-5}$  kg/s. El flujo másico a la salida representó una pequeña fracción del flujo másico a la entrada. Esto confirma la conservación de la masa en el modelo.

Por último, la tabla 17 muestra la convergencia de los errores del modelo para la condición nominal y de corte del aerogenerador.

Tabla 17  
*Convergencia de los errores del modelo*

Variable	$U_\infty$ [m/s]	
	5	13.5
Continuidad	$9.9 \times 10^{-4}$	$1 \times 10^{-3}$
Variable k	$6.9 \times 10^{-4}$	$1.2 \times 10^{-4}$
Variable omega	$3.6 \times 10^{-4}$	$6.3 \times 10^{-5}$
Velocidad en x	$4.6 \times 10^{-7}$	$1 \times 10^{-6}$
Velocidad en y	$2.4 \times 10^{-7}$	$6 \times 10^{-7}$

## IV. Resultados y discusiones

### IV.1. Resultados del diseño

El objetivo del diseño fue proveer información del aerogenerador X bajo las condiciones establecidas. El radio y la altura del aerogenerador fueron 5 m y 3.1 m con una potencia nominal de 1 kW. La cuerda del perfil NACA 0012H ubicado en el extremo de la vela inferior fue 34 cm. La velocidad nominal y la velocidad de corte del aerogenerador fueron 5 m/s y 13.5 m/s, mientras que los coeficientes de velocidad relativa fueron 5.2 y 1.9. La figura 26 muestra el diseño del aerogenerador X.

Las figuras 21 y 22 muestran el comportamiento cíclico del perfil NACA 0012H. Se puede observar que, en el semiciclo aguas arriba, los ángulos de ataque son positivos y la velocidad relativa desacelera, mientras que, en el semiciclo aguas abajo, los ángulos de ataque son negativos y la velocidad relativa acelera. Bajo la condición de operación nominal del aerogenerador, el ángulo de ataque máximo fue  $8^\circ$  y la velocidad relativa máxima fue 21 m/s. Bajo la condición de corte del aerogenerador, el ángulo de ataque máximo fue  $26^\circ$  y la velocidad relativa máxima fue 31 m/s.

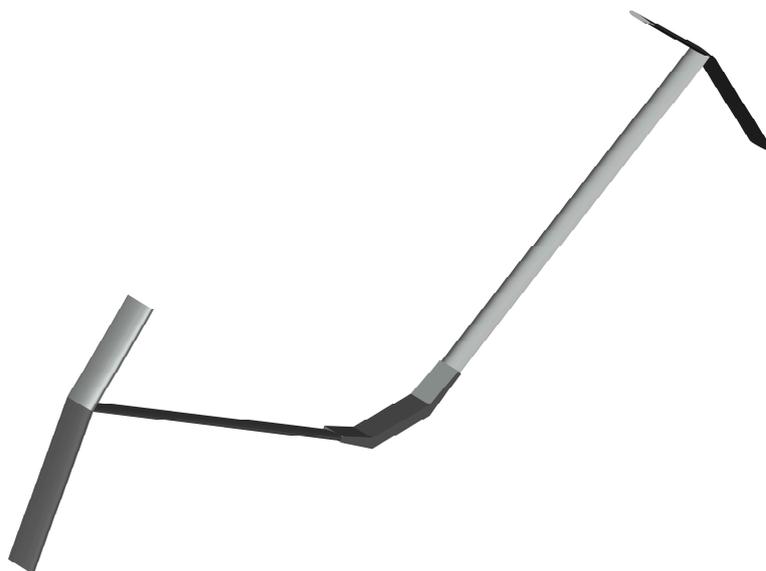


Figura 26. Diseño del aerogenerador X

## IV.2. Resultados de la simulación numérica

### IV.2.1. Velocidad del viento igual a 5 m/s.

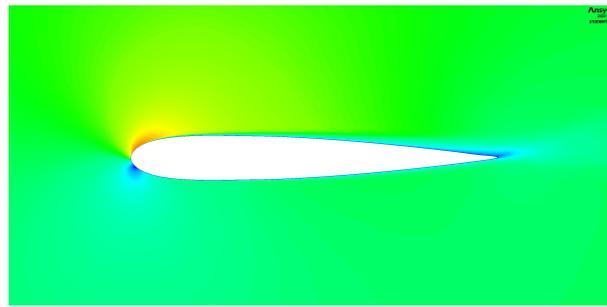
La figura 27 muestra los contornos de velocidad variando el ángulo azimutal de  $0^\circ$  a  $60^\circ$  con  $U_\infty = 5 \text{ m/s}$ . Se puede observar que las velocidades más bajas se ubicaron en el intradós y en el borde de salida, mientras que las velocidades más altas se ubicaron en el extradós y en el borde de entrada. La figura 27 también muestra que la diferencia de velocidades entre el extradós y el intradós fue mayor para ángulos azimutales bajos y menor para ángulos azimutales altos.

La figura 28 muestra los contornos de presión variando el ángulo azimutal de  $0^\circ$  a  $60^\circ$ . Se puede observar que las presiones más bajas se ubicaron en el extradós, mientras que las presiones más altas se ubicaron en el intradós. La presión máxima se ubicó en el punto de estancamiento, punto donde la velocidad del flujo fue igual a cero. La figura 28 también muestra que la diferencia de presiones entre el extradós y el intradós fue mayor para ángulos azimutales bajos y menor para ángulos azimutales altos.

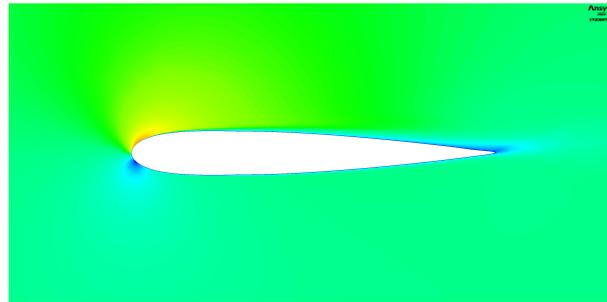
La figura 29 ilustra las líneas de corriente variando el ángulo azimutal de  $0^\circ$  a  $60^\circ$ . Se puede observar que la variación de la dirección de la corriente principal es imperceptible y el flujo permanece unido al perfil.

La figura 30 presenta los vectores de velocidad variando el ángulo azimutal de  $0^\circ$  a  $60^\circ$ . Se puede observar que los vectores de velocidad se mueven en la dirección y sentido de la corriente principal. La figura 30 también muestra que en el extradós, la velocidad disminuye desde el borde de entrada al borde de salida, sin embargo, en el intradós, la velocidad permanece constante.

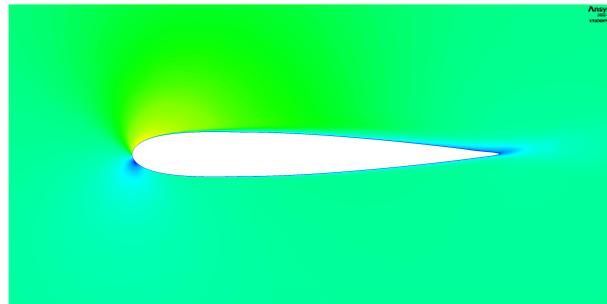
En general, estos resultados indican que no existe generación de vórtices y, por lo tanto, no existe separación de flujo sobre el perfil cuando el ángulo azimutal varía de  $0^\circ$  a  $60^\circ$ . De hecho, en todos los casos, el flujo permanece unido al perfil como se observan en las líneas de corriente y los vectores de velocidad.



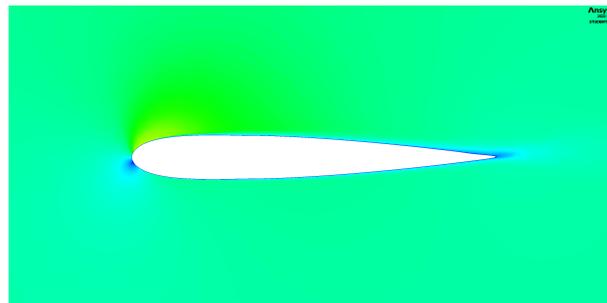
(a)  $\theta = 0^\circ$



(b)  $\theta = 20^\circ$



(c)  $\theta = 40^\circ$



(d)  $\theta = 60^\circ$

Velocidad (m/s)

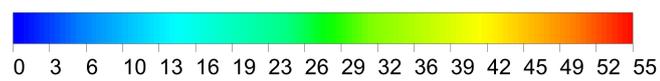
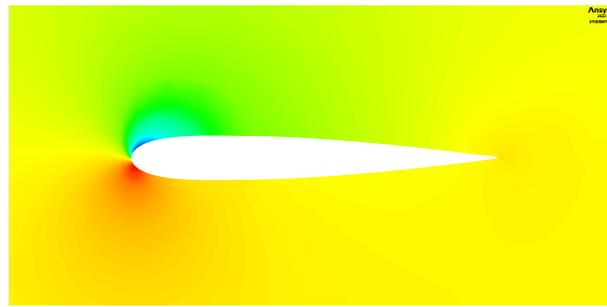
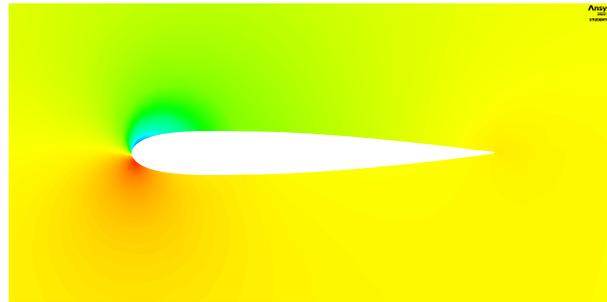


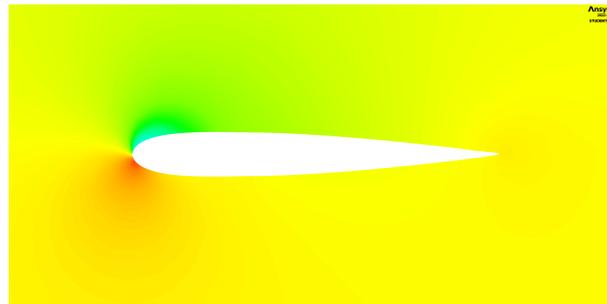
Figura 27. Contornos de velocidad con distintas posiciones azimutales para  $U_\infty = 5.0 \text{ m/s}$



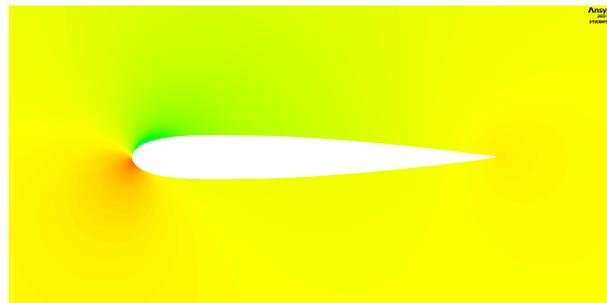
(a)  $\theta = 0^\circ$



(b)  $\theta = 20^\circ$



(c)  $\theta = 40^\circ$



(d)  $\theta = 60^\circ$

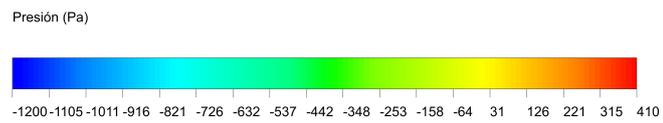
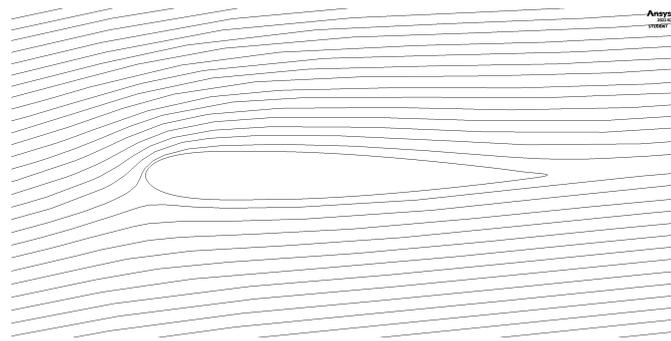
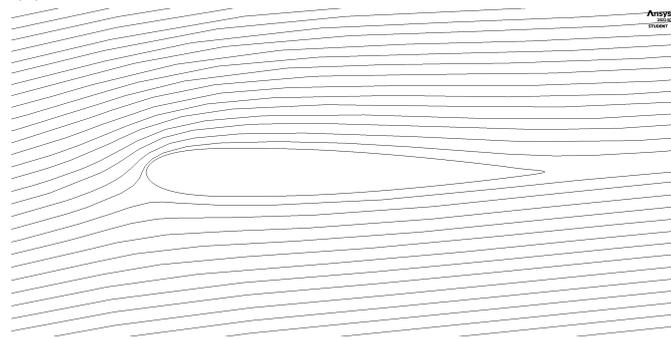


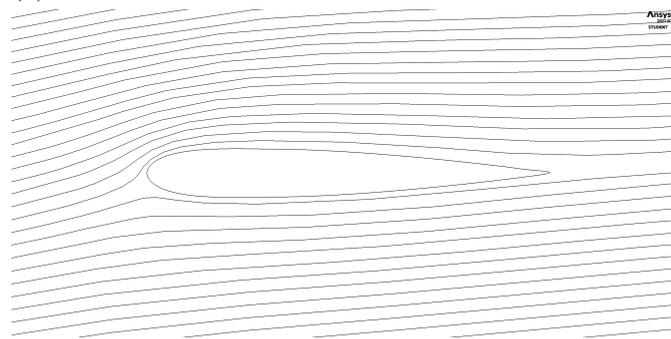
Figura 28. Contornos de presión con distintas posiciones azimutales para  $U_\infty = 5 \text{ m/s}$



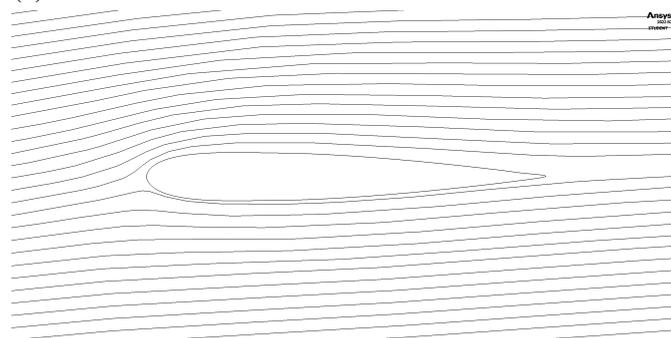
(a)  $\theta = 0^\circ$



(b)  $\theta = 20^\circ$

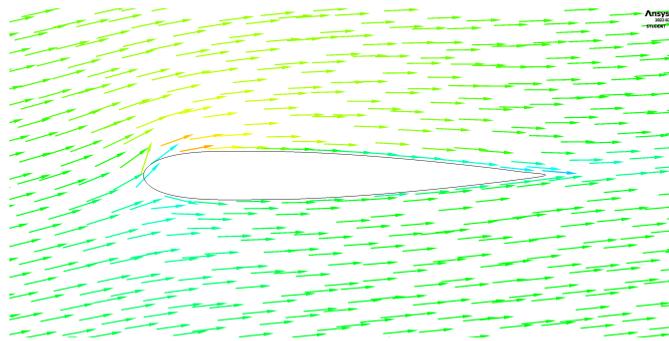


(c)  $\theta = 40^\circ$

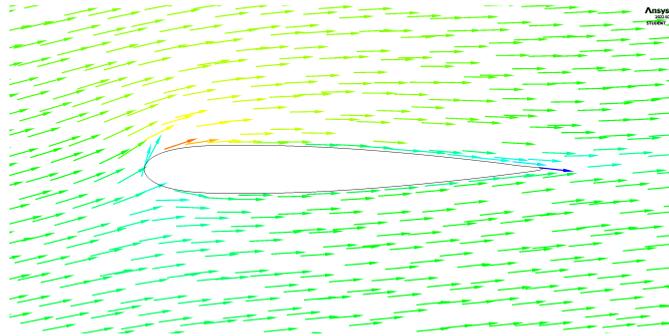


(d)  $\theta = 60^\circ$

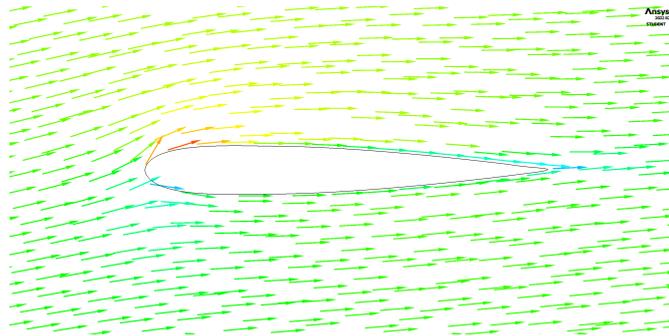
Figura 29. Líneas de corriente con distintas posiciones azimutales para  $U_\infty = 5 \text{ m/s}$



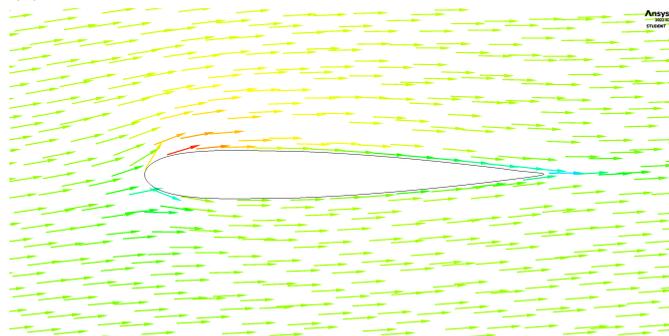
(a)  $\theta = 0^\circ$



(b)  $\theta = 20^\circ$



(c)  $\theta = 40^\circ$



(d)  $\theta = 60^\circ$

Figura 30. Vectores de velocidad con distintas posiciones azimutales para  $U_\infty = 5 \text{ m/s}$

#### IV.2.2. Velocidad del viento igual a 13.5 m/s.

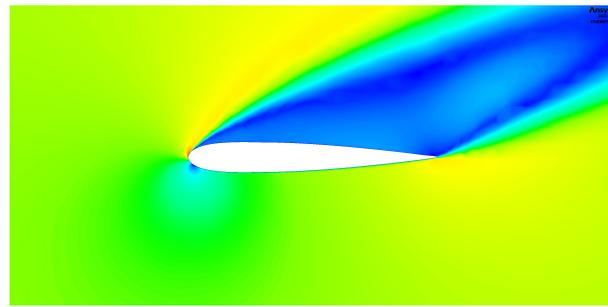
La figura 31 muestra los contornos de velocidad variando el ángulo azimutal de  $0^\circ$  a  $60^\circ$  con  $U_\infty = 13.5 \text{ m/s}$ . Se puede observar un desprendimiento de la capa límite en el borde de entrada del perfil y la formación de estela detrás del perfil. Las velocidades más bajas se ubicaron dentro de la estela, mientras que las velocidades más altas se ubicaron alrededor de la estela. La figura 31 también muestra que las velocidades en el intradós fueron más altos para ángulos azimutales menores.

La figura 32 muestra los contornos de presión variando el ángulo azimutal de  $0^\circ$  a  $60^\circ$ . Se puede observar que las presiones más bajas se ubicaron en el extradós, mientras que las presiones más altas se ubicaron en el borde de entrada. La figura 32 también muestra que la diferencia de presiones entre el extradós y el intradós fue mayor para ángulos azimutales bajos y menor para ángulos azimutales altos.

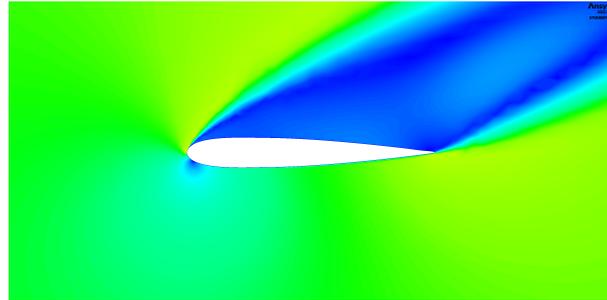
La figura 33 ilustra las líneas de corriente variando el ángulo azimutal de  $0^\circ$  a  $60^\circ$ . Una comparación de las figuras 31, 32 y 33 muestra que la estela, encerrada por las líneas de corriente, es una zona de aire a baja presión y bajas velocidades. Por otro lado, el cambio de la dirección de la corriente principal es más notorio que en la velocidad nominal.

La figura 34 presenta los vectores de velocidad variando el ángulo azimutal de  $0^\circ$  a  $60^\circ$ . Una vista general de los resultados revela una zona de recirculación sobre el perfil NACA 0012H, la cual se mueve en el sentido opuesto a la corriente principal.

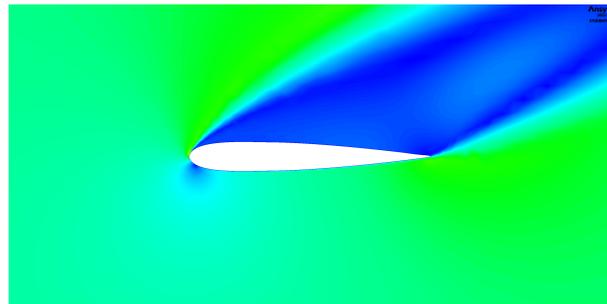
En resumen, estos resultados muestran que existe generación de vórtices y, por lo tanto, existe separación de flujo sobre el perfil cuando el ángulo azimutal varía de  $0^\circ$  a  $60^\circ$ . De hecho, en todos los casos, el flujo está desprendido del perfil como se observan en las líneas de corriente y los vectores de velocidad.



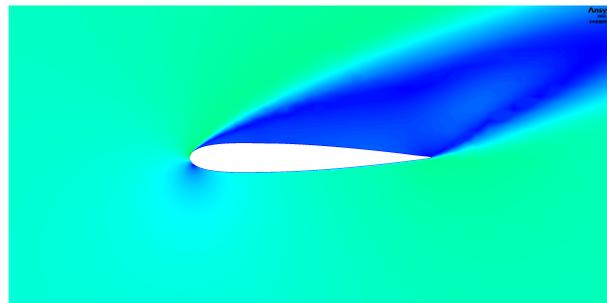
(a)  $\theta = 0^\circ$



(b)  $\theta = 20^\circ$



(c)  $\theta = 40^\circ$



(d)  $\theta = 60^\circ$

Velocidad (m/s)

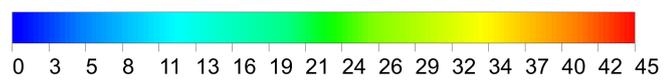
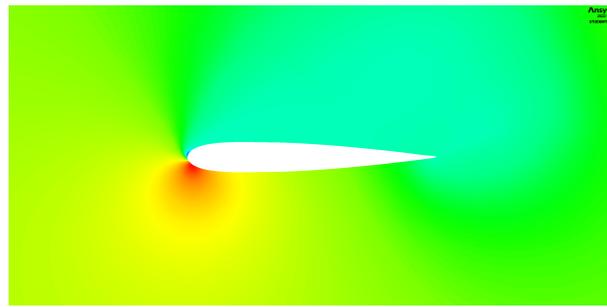
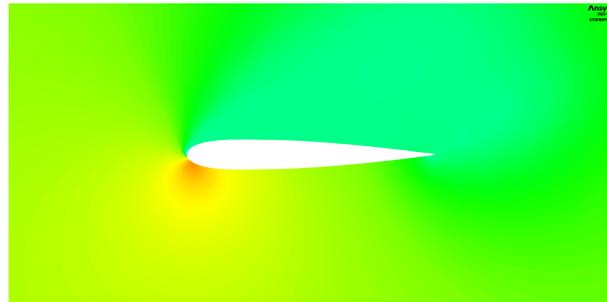


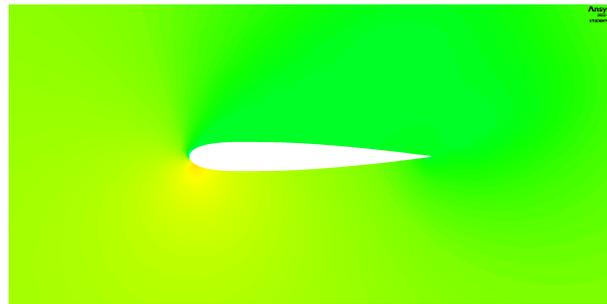
Figura 31. Contornos de velocidad con distintas posiciones azimutales para  $U_\infty = 13.5 \text{ m/s}$



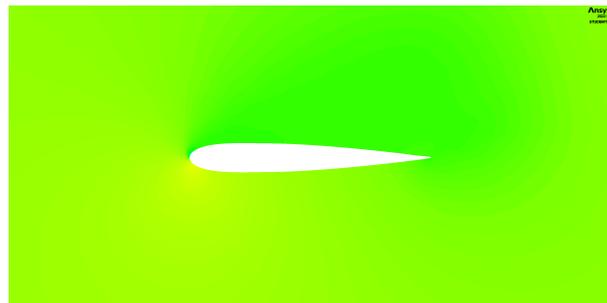
(a)  $\theta = 0^\circ$



(b)  $\theta = 20^\circ$



(c)  $\theta = 40^\circ$



(d)  $\theta = 60^\circ$

Presión (Pa)

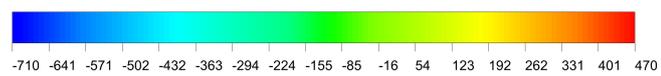
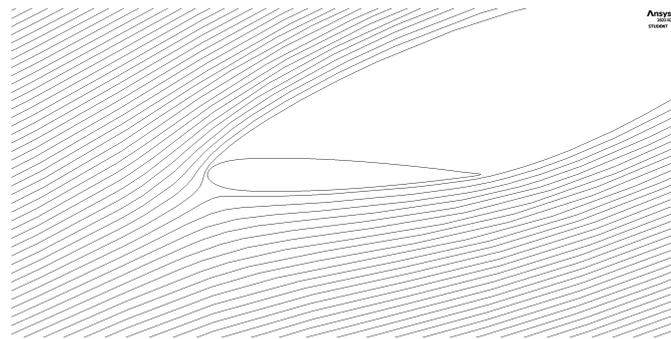
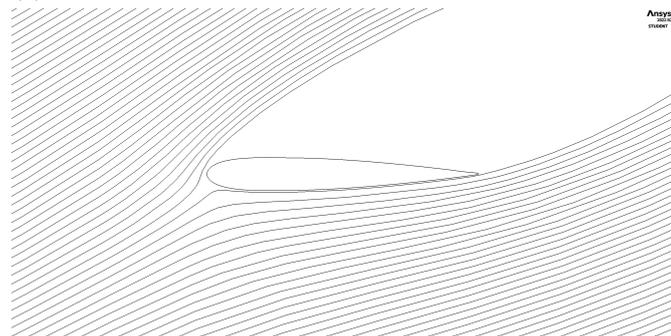


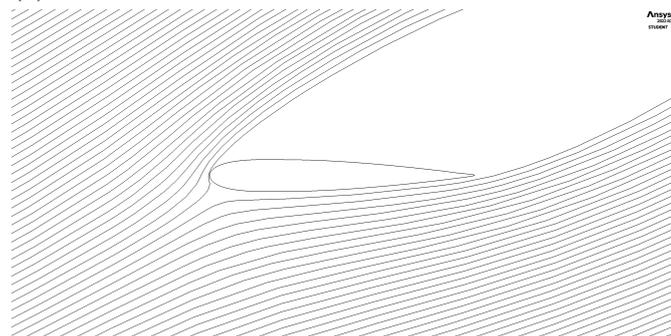
Figura 32. Contornos de presión con distintas posiciones azimutales para  $U_\infty = 13.5 \text{ m/s}$



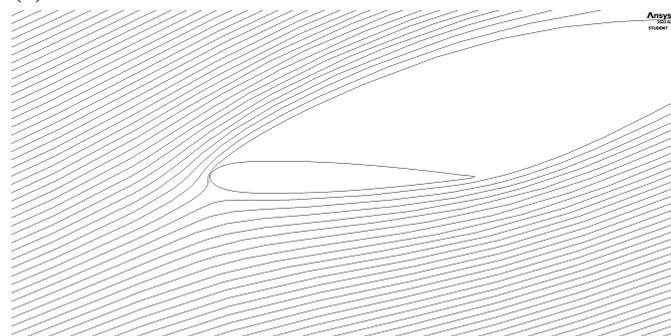
(a)  $\theta = 0^\circ$



(b)  $\theta = 20^\circ$



(c)  $\theta = 40^\circ$

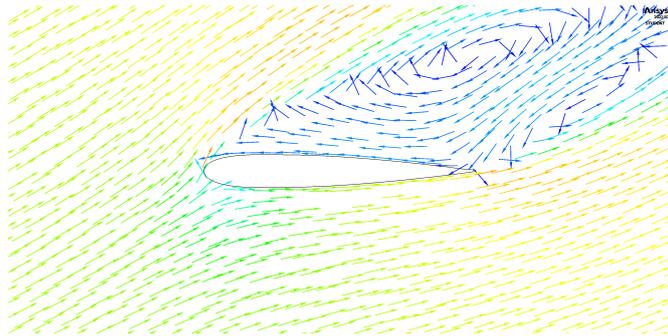


(d)  $\theta = 60^\circ$

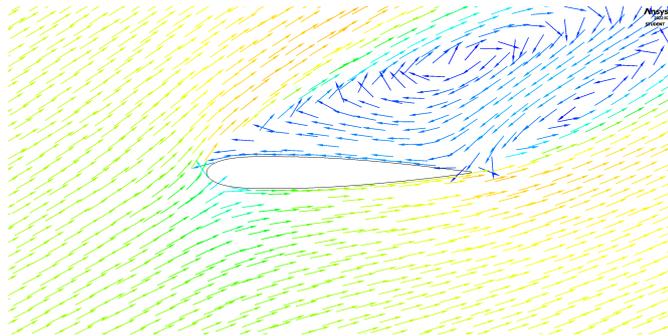
Figura 33. Líneas de corriente con distintas posiciones azimutales para  $U_\infty = 13.5 \text{ m/s}$



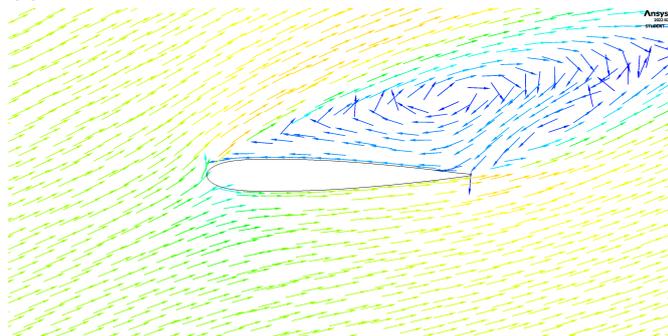
(a)  $\theta = 0^\circ$



(b)  $\theta = 20^\circ$



(c)  $\theta = 40^\circ$



(d)  $\theta = 60^\circ$

Figura 34. Vectores de velocidad con distintas posiciones azimutales para  $U_\infty = 13.5 \text{ m/s}$

### IV.2.3. Distribución de presiones.

Hasta ahora se ha analizado la separación de flujo comparando el campo de flujo para distintas velocidades de viento y posiciones azimutales. Los valores del coeficiente de presión sobre el extradós y el intradós del perfil NACA 0012H ahora se compararán en las figuras 35 y 36. Con la velocidad del viento igual a 5 m/s, los resultados revelan que:

- Extradós. La distribución del coeficiente de presión  $CoP$  comienza con un valor alrededor de 0.6 para  $\theta = 0^\circ$  y 0.3 para  $\theta = 60^\circ$ . La presión desciende por debajo de  $p_\infty$  en la dirección del flujo hasta un valor mínimo  $CoP \approx -2.5$  para  $\theta = 0^\circ$  y  $CoP \approx -1.2$  para  $\theta = 60^\circ$ . Aguas abajo, la presión aumenta rápidamente desde  $x/c = 0.1$  y se aproxima a un valor cercano a la presión atmosférica  $p_\infty$  a una distancia aproximadamente igual a  $x/c = 2$ .

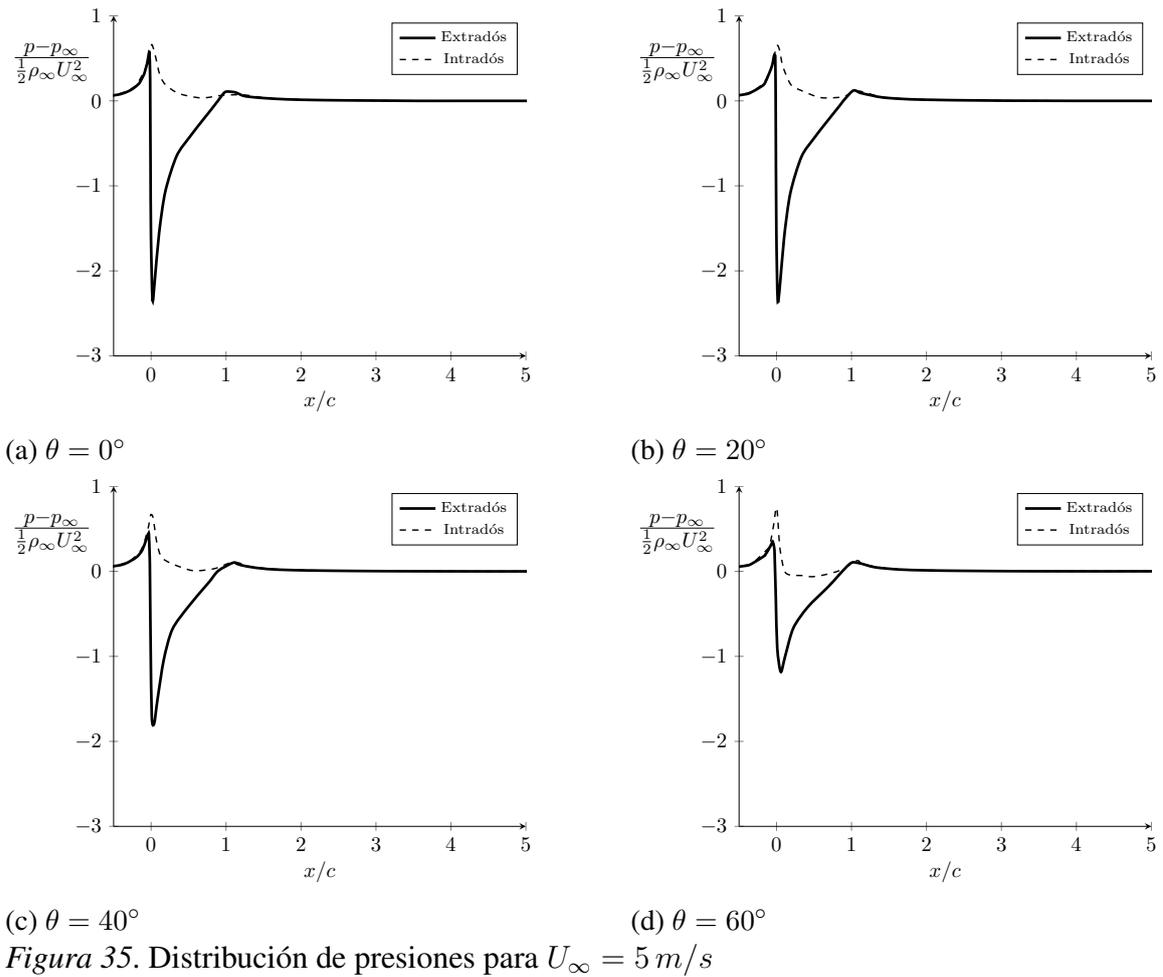
- Intradós. La distribución del coeficiente de presión  $CoP$  comienza con un valor alrededor de 0.7 para  $\theta = 0^\circ$  y 0.8 para  $\theta = 60^\circ$ . A continuación, sigue una región donde la presión a lo largo del intradós es muy cercana a  $p_\infty$  cerca del borde de salida  $x/c = 1$ .

Con la velocidad del viento igual a 13.5 m/s, los resultados muestran que:

- Extradós. La distribución del coeficiente de presión  $CoP$  comienza con un valor alrededor de 0.4 para  $\theta = 0^\circ$  y 0.6 para  $\theta = 20^\circ$ . La presión desciende por debajo de  $p_\infty$  en la dirección del flujo hasta un valor mínimo  $CoP \approx -0.5$  para  $\theta = 0^\circ$  y  $\theta = 60^\circ$ . Aguas abajo, la presión aumenta en  $x/c = 1$  y se aproxima a un valor cercano a la presión atmosférica  $p_\infty$  a una distancia aproximadamente igual a  $x/c = 3$ .

- Intradós. La distribución del coeficiente de presión  $CoP$  comienza con un valor alrededor de 0.7 para  $\theta = 0^\circ$  y 0.9 para  $\theta = 20^\circ$ . A continuación, la presión desciende hasta cero en  $x/c \approx 0.5$  y sigue disminuyendo hasta un valor mínimo  $CoP \approx -0.5$ . Aguas abajo, la presión aumenta a un valor cercano a la presión atmosférica  $p_\infty$ .

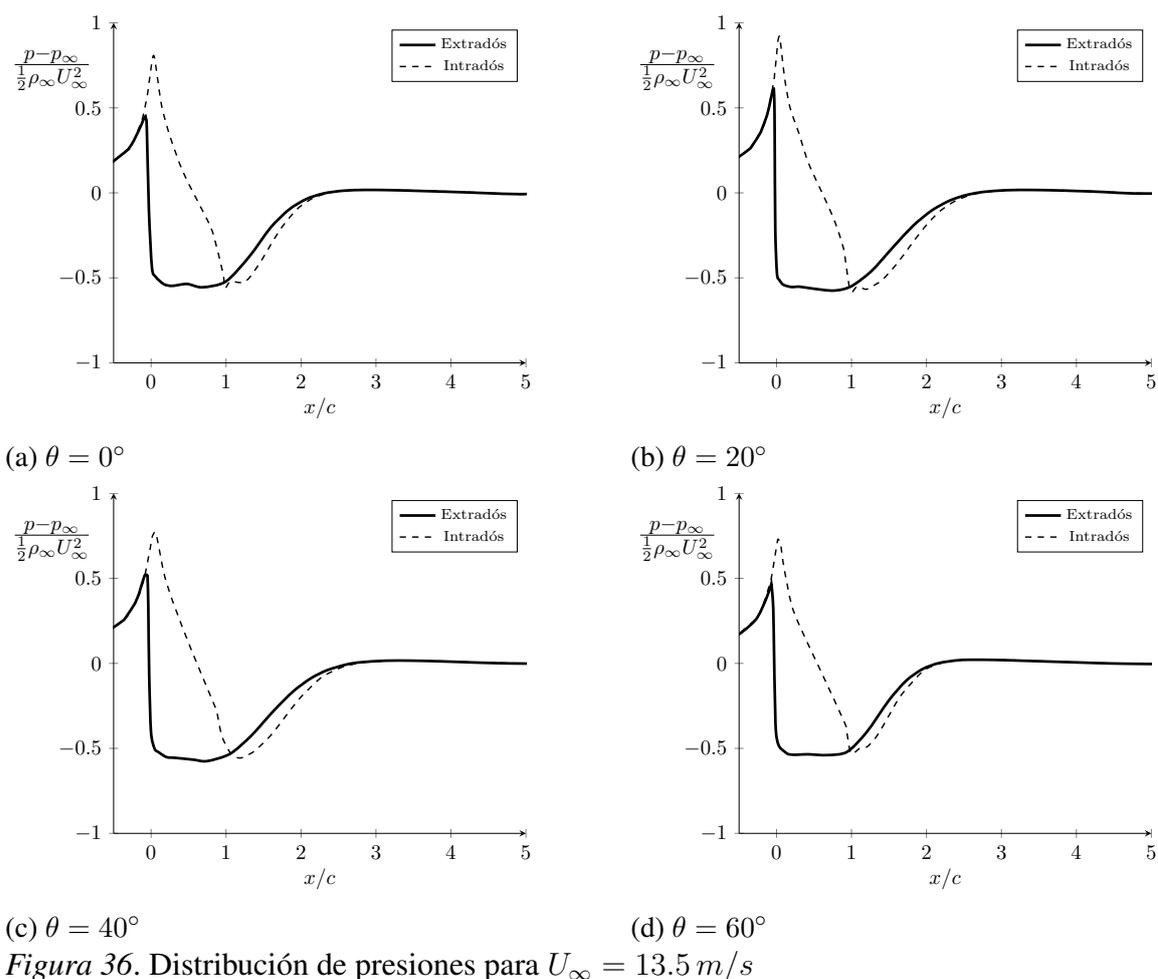
La figura 36 también muestra que aguas abajo del perfil, existe una región donde la presión del flujo sobre el perfil es mayor que la presión debajo del perfil.



#### IV.2.4. Vórtice.

Los datos muestran que existe separación de flujo sobre el perfil NACA 0012H con  $U_\infty = 13.5 \text{ m/s}$ . Para medir la variación de la separación de flujo, se estimó el tamaño del vórtice sobre el perfil. La figura 37 presenta el tamaño del vórtice variando el ángulo azimutal de  $0^\circ$  a  $60^\circ$ . Se puede observar que el mayor vórtice generado sobre el perfil ocurrió en  $\theta = 40^\circ$  con una extensión igual a  $0.64 \text{ m}$ , aproximadamente,  $1.9c$ . Como se mencionó en las secciones anteriores, no existe generación de vórtices con  $U_\infty = 5 \text{ m/s}$ .

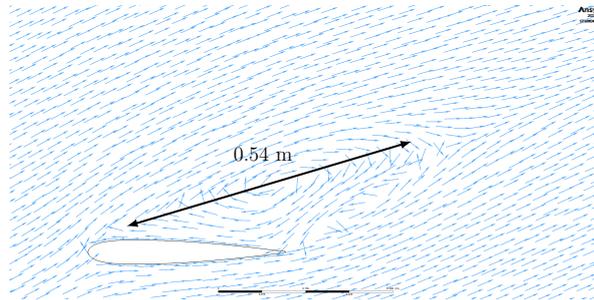
La figura 37 también muestra que la ubicación del centro del vórtice aumenta en la dirección del eje  $y$  desde  $\theta = 0^\circ$  a  $\theta = 40^\circ$ , mientras que, disminuye en la dirección del eje  $x$  desde  $\theta = 0^\circ$  a  $\theta = 60^\circ$ .



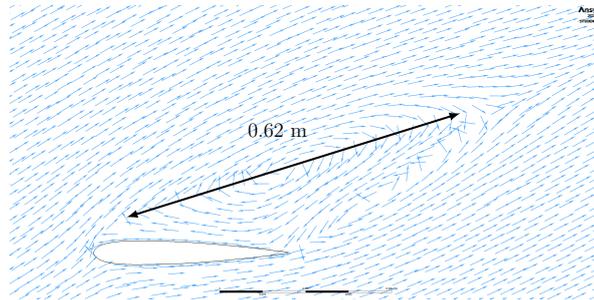
### IV.3. Discusiones

#### IV.3.1. Diseño del aerogenerador.

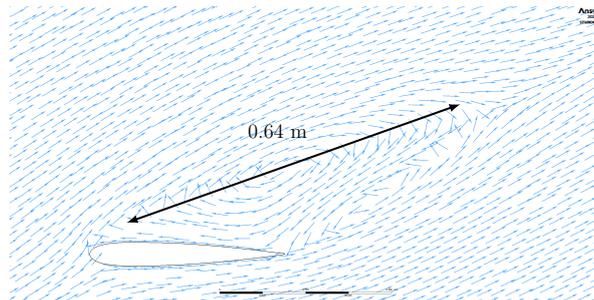
El aerogenerador X aprovecha el viento para producir electricidad usando un rotor con palas en forma de v y velas en los extremos. Esta investigación no se enfocó en evaluar el recurso eólico de Nuevo Chimbote por lo cual se revisaron estudios previos para estimar la velocidad del viento, y por lo tanto, la velocidad nominal del aerogenerador. Los resultados del diseño y el trabajo de Rojas (2012) sugieren que existen alrededor de 5250 horas al año en las que la velocidad es mayor a la velocidad nominal del aerogenerador en Nuevo Chimbote, y alrededor de 250 horas al año en las que la velocidad es mayor a la velocidad de corte.



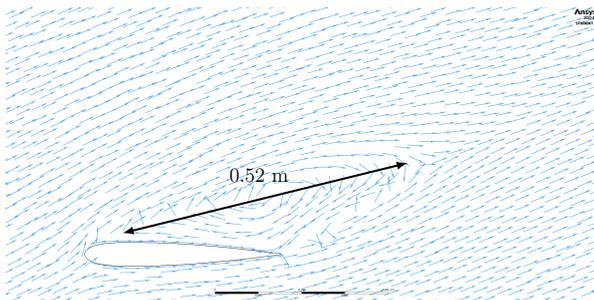
(a)  $\theta = 0^\circ$



(b)  $\theta = 20^\circ$



(c)  $\theta = 40^\circ$



(d)  $\theta = 60^\circ$

Figura 37. Vórtice sobre el perfil NACA 0012H

La investigación de Wang et al. (2015) permitió obtener la distribución del espesor de la pared de los perfiles del aerogenerador, como se muestra en la tabla 5. En las velas y los extremos de los brazos, estos valores fueron más bajos que los sugeridos por Johnston (1980) para las futuras tecnologías eólicas. Estos resultados puede estar relacionados con los bajos esfuerzos mecánicos que experimenta el aerogenerador  $X$ .

Una limitación de esta tesis fue la falta de información en el diseño del rotor, en particular, datos de los puntales y el acoplamiento, y el material de las palas. Por lo tanto, los resultados deben ser interpretados tomando en cuenta estas consideraciones.

#### **IV.3.2. Separación de flujo.**

Como se mencionó en los antecedentes, Rezaeiha et al. (2018) demostraron que el aumento de la velocidad específica provocó una menor separación de flujo sobre el perfil de un aerogenerador Darrieus. Se pudo observar que cuando la velocidad específica fue menor, la separación ocurrió en el borde de entrada, mientras que cuando la velocidad específica fue mayor, la separación ocurrió en el borde de salida. Por lo tanto, a partir de la ecuación 3, se puede deducir que la disminución de la velocidad del viento provoca una menor separación de flujo sobre el perfil. Los datos también mostraron que el aumento del ángulo azimutal provocó una mayor separación de flujo sobre el perfil. La mayor separación de flujo basado en el número y tamaño de los vórtices ocurrió con  $\theta = 40^\circ$  para  $X = 4.0$  y con  $\theta = 60^\circ$  para  $X = 2.5$ .

Estudios previos notaron la importancia del modelado de la separación de flujo a bajas velocidades específicas. Ferreira et al. (2010) demostró que el perfil de la pala de un aerogenerador experimenta pérdida aerodinámica con ángulos superiores a  $11^\circ$  con  $X = 2$ . Bajo estas condiciones, los datos mostraron que la separación de flujo ocurrió en el borde de entrada del perfil y la formación de la estela en el borde de salida. Además, se pudo observar mayor desprendimiento de vórtices con un ángulo azimutal igual a  $30^\circ$  que a  $0^\circ$ .

Las simulaciones realizadas por Shires (2013b) han mostrado que existe una disminución de la carga sobre la pala con ángulos azimutales mayores a  $0^\circ$ . Los cálculos aerodinámicos

prueban que esta variación es un efecto del movimiento cíclico de la pala del aerogenerador. No obstante, las cargas y las fuerzas aerodinámicas también son afectadas, en menor grado, por la separación de flujo sobre el perfil. Como indica Shires (2013b), ignorar la separación de flujo en la teoría aerodinámica conlleva a predecir una mejor eficiencia del aerogenerador.

La tabla 18 muestra un resumen de las condiciones de las simulaciones realizadas por Shires (2013b), Ferreira et al. (2010) y Rezaeiha et al. (2018).

Tabla 18

*Condiciones de las simulaciones realizadas por Shires (2013b), Ferreira et al. (2013) y Rezaeiha et al. (2018)*

Literatura	Modelo	Perfil	Velocidad específica
Shires	DMST	NACA 0015	2.3
Ferreira et al.	CFD	NACA 0015	2 - 4
Rezaeiha et al.	CFD	NACA 0018	1.5 - 5.5

El problema de esta investigación buscaba determinar cómo afecta la velocidad del viento y la posición azimutal del aerogenerador X en la separación de flujo sobre el perfil NACA 0012H. Se planteó la hipótesis de que existe mayor separación de flujo sobre el perfil NACA 0012H con la velocidad de corte del aerogenerador X que con la velocidad nominal, y que el aumento de la posición azimutal del aerogenerador X de 0° a 60° provoca una mayor separación de flujo sobre el perfil NACA 0012H.

Esta investigación encontró que no existe generación de vórtices sobre el perfil con  $U_\infty = 5 \text{ m/s}$ , sin embargo, se observó generación de vórtices con  $U_\infty = 13.5 \text{ m/s}$ . Por otro lado, el aumento de la posición azimutal con  $U_\infty = 13.5 \text{ m/s}$  aumentó el tamaño del vórtice de 0.54 m a 0.64 m.

Una comparación de los resultados con el estudio de Rezaeiha et al. (2018) confirma que la mayor separación de flujo ocurre con  $\theta = 60^\circ$ , como se muestra en la figura 37. Es

interesante notar que el mayor ángulo de ataque ocurrió también con  $\theta = 60^\circ$ , como se muestra en la figura 21. Sin embargo, a diferencia de los hallazgos de Rezaeiha et al. (2018), no se observó separación de flujo para una velocidad específica menor.

Este estudio también respalda las observaciones de Ferreira et al. (2010). La separación de flujo ocurrió en el borde de entrada y hubo mayor recirculación con bajas velocidades específicas. No obstante, la formación de la estela ocurrió en el extradós y no en el borde de salida, debido posiblemente a que esta tesis no utilizó un flujo no estacionario.

Al revisar la literatura, se encontró que la diferencia de presiones entre el extradós y el intradós aumenta la fuerza de sustentación sobre un perfil y, por lo tanto, la potencia producida por el aerogenerador. Las figuras 35 y 36 muestran que esta diferencia es mayor con  $U_\infty = 5 \text{ m/s}$  que con  $U_\infty = 13.5 \text{ m/s}$  y obtiene un valor máximo con  $\theta = 0^\circ$ . Esto implica que la fuerza de sustentación es mayor con  $U_\infty = 5 \text{ m/s}$  que con  $U_\infty = 13.5 \text{ m/s}$ .

Los hallazgos de Shires (2013b), Ferreira et al. (2010) y Rezaeiha et al. (2018) revelan que una disminución de las cargas y las fuerzas aerodinámicas sobre el perfil es un efecto del movimiento cíclico de la pala del aerogenerador. La separación de flujo también impacta en las cargas y fuerzas aerodinámicas y, por lo tanto, en la eficiencia del aerogenerador, aunque en menor grado. Este impacto podría ser debido a la interacción de la estela de las palas.

#### **IV.3.3. Implicaciones del estudio.**

Bajo las condiciones establecidas, los datos reportados en esta investigación sugieren que:

- Existe mayor separación de flujo sobre el perfil NACA 0012H con la velocidad de corte del aerogenerador  $X$  que con la velocidad nominal del aerogenerador  $X$ .
- El aumento de la posición azimutal del aerogenerador  $X$  de  $0^\circ$  a  $60^\circ$  no provoca separación de flujo sobre el perfil con  $U_\infty = 5 \text{ m/s}$ .
- El aumento de la posición azimutal del aerogenerador  $X$  de  $0^\circ$  a  $40^\circ$  provoca mayor separación de flujo sobre el perfil con  $U_\infty = 13.5 \text{ m/s}$ , mientras que de  $40^\circ$  a  $60^\circ$  provoca menor separación de flujo.

- La separación de flujo ocurrió en el borde de entrada formando una zona de recirculación sobre el extradós del perfil.
- La variación de la velocidad tiene un mayor impacto sobre la separación de flujo que la variación de la posición azimutal. Este hallazgo podría deberse a la mayor influencia que tiene la velocidad del viento en la dirección del flujo.
- La separación de flujo sobre el perfil con  $U_\infty = 13.5 \text{ m/s}$  podría ser atribuido a la alta velocidad del viento en el borde de entrada del perfil la cual supera la tensión de corte en la pared.
- La diferencia de presiones entre el extradós y el intradós es mayor con  $U_\infty = 5 \text{ m/s}$  que con  $U_\infty = 13.5 \text{ m/s}$  y obtiene un valor máximo con  $\theta = 0^\circ$ .
- El efecto de la separación de flujo en la eficiencia del aerogenerador podría ser debido a la interacción de la estela de las palas.

## V. Conclusiones y recomendaciones

### V.1. Conclusiones

El propósito de esta investigación fue determinar cómo afecta la velocidad del viento y la posición azimutal del aerogenerador X en la separación de flujo sobre el perfil NACA 0012H. Para este fin, se diseñó el rotor y las palas del aerogenerador, se implementó un análisis aerodinámico del perfil NACA 0012H y se configuró y ejecutó un modelo con posiciones azimutales de  $0^\circ$  a  $60^\circ$  para una velocidad nominal y de corte. Los resultados de esta investigación muestran que:

- El aerogenerador X requiere un diámetro de 10 metros para suministrar una potencia de 1 kW. La velocidad nominal y de corte fueron 5 m/s y 13.5 m/s.
- Se analizó la separación de flujo sobre el perfil NACA 0012H ubicado en el extremo de la vela inferior por ser el elemento que mayor torque proporciona al aerogenerador.
- El perfil NACA 0012H presenta un movimiento cíclico. En el semiciclo aguas arriba, los ángulos de ataque son positivos y la velocidad relativa desacelera, mientras que, en el semiciclo aguas abajo, los ángulos de ataque son negativos y la velocidad relativa acelera.
- Existe mayor separación de flujo sobre el perfil NACA 0012H con la velocidad de corte del aerogenerador X que con la velocidad nominal del aerogenerador X.
- El aumento de la posición azimutal del aerogenerador X de  $0^\circ$  a  $60^\circ$  no provoca separación de flujo sobre el perfil con  $U_\infty = 5 \text{ m/s}$ .
- El aumento de la posición azimutal del aerogenerador X de  $0^\circ$  a  $40^\circ$  provoca mayor separación de flujo sobre el perfil con  $U_\infty = 13.5 \text{ m/s}$ , mientras que de  $40^\circ$  a  $60^\circ$  provoca menor separación de flujo.
- La separación de flujo ocurrió en el borde de entrada formando una zona de recirculación sobre el extradós del perfil. Esta zona se identificó como una zona de aire a baja presión y bajas velocidades moviéndose en sentido opuesto a la corriente principal.
- La variación de la velocidad tiene un mayor impacto sobre la separación de flujo que la variación de la posición azimutal. Este hallazgo podría deberse a la mayor influencia que tiene la velocidad del viento en la dirección del flujo.

- La separación de flujo sobre el perfil con  $U_{\infty} = 13.5 \text{ m/s}$  podría ser atribuido a la alta velocidad del viento en el borde de entrada del perfil la cual supera la tensión de corte en la pared.

- El impacto de la separación de flujo en la eficiencia del aerogenerador podría ser debido a la interacción de la estela de las palas.

## **V.2. Recomendaciones**

Los hallazgos de este estudio ayudan a entender el impacto de la velocidad del viento y la posición azimutal del aerogenerador X en la separación de flujo sobre el perfil NACA 0012H. Estudios adicionales podrían explorar:

- Disminuir la velocidad específica para la condición de corte debido a la separación de flujo que experimenta el perfil en el extremo de la pala bajo esta condición del aerogenerador.

- Pruebas experimentales de un modelo a escala del aerogenerador X para estimar la potencia producida con distintas velocidades del viento.

- Estimar el efecto de la interacción de las estelas de las palas en la eficiencia del aerogenerador.

## VI. Referencias

- Anderson, J. (2009). *Fundamentals of aerodynamics*. McGraw-Hill.
- Ashwill, T. D., Sutherland, H. J., y Berg, D. E. (2012, 1). *A retrospective of VAWT technology* (Inf. Téc.). Sandia National Laboratories. Descargado de <https://www.osti.gov/biblio/1035336> doi: 10.2172/1035336
- Braden, B. (1986). The surveyor's area formula. *The College Mathematics Journal*, 17, 326–337. doi: <https://doi.org/10.1080/07468342.1986.11972974>
- Burton, T., Sharpe, D., Jenkins, N., y Bossanyi, E. (2001). *Wind Energy Handbook*. John Wiley and Sons.
- Chapra, S. C. (2008). *Applied Numerical Methods with MATLAB for Engineers and Scientists*. McGraw-Hill Companies.
- Chu, S., y Majumdar, A. (2012). Opportunities and challenges for a sustainable energy future. *Nature*, 488, 294–303. doi: <https://doi.org/10.1038/nature11475>
- Collu, M., Brennan, F., y Patel, M. (2014). Conceptual design of a floating support structure for an offshore vertical axis wind turbine: the lessons learnt. *Ships and Offshore Structures*, 9, 3–21. doi: <https://doi.org/10.1080/17445302.2012.698896>
- Fernández, J. M. (2012). *Técnicas numéricas en ingeniería de fluidos. Introducción a la dinámica de fluidos computacional (CFD) por el método de volúmenes finitos*. Editorial Reverté.
- Ferreira, C. J. S., van Zuijlen, A., Bijl, H., van Bussel, G., y van Kuik, G. (2010). Simulating dynamic stall in a two-dimensional vertical-axis wind turbine: Verification and validation with particle image velocimetry data. *Wind Energy*, 13, 1–17. doi: <https://doi.org/10.1002/we.330>
- Fluent. (2013, 11). ANSYS Fluent tutorial theory's guide [Manual de software informático]. Canonsburg, PA.
- Fluent. (2016). ANSYS Fluent tutorial's guide [Manual de software informático]. Canonsburg, PA.
- Grimshaw. (2010). *Aerogenerator x*. <https://grimshaw.global/projects/aerogenerator-x/>.

(Accedido: 10/08/2020)

- IEA. (2019). *Offshore Wind Outlook 2019* (Inf. Téc.). Paris: International Energy Agency.
- Johnston, S. F., Jr. (1980, 8). *Proceedings of the vertical axis wind turbine (VAWT) design technology seminar for industry* (Inf. Téc.). Sandia National Laboratories. Descargado de <https://www.osti.gov/biblio/6725534>
- Knupp, P. M. (2007, 1). Remarks on mesh quality. En *45th AIAA aerospace sciences meeting and exhibit* (p. 7-10).
- Kolios, A., Chahardehi, A., y Brennan, F. (2010). *Experimental determination of the overturning moment and net lateral force generated by a novel vertical axis wind turbine: Experiment design under load uncertainty* (Inf. Téc.). Bedfordshire: Cranfield University.
- Manwell, J. F., McGowan, J. G., y Rogers, A. L. (2010). *Wind energy explained: Theory, design and application*. John Wiley and Sons, Ltd.
- Markard, J. (2018). The next phase of the energy transition and its implications for research and policy. *Nature Energy*, 3, 628–633. doi: <https://doi.org/10.1038/s41560-018-0171-7>
- MINEM. (2016). *Atlas eólico del Perú* (Inf. Téc.). Lima: Ministerio de Energía y Minas.
- NREL. (2016). *Offshore wind*. <https://www.flickr.com/photos/nrel/30172826050/>. (Accedido: 04/08/2021)
- Paraschivoiu, I. (2002). *Wind Turbine Design: With Emphasis on Darrieus Concept*. Polytechnique International Press.
- Rezaeiha, A., Montazeri, H., y Blocken, B. (2018, 12). Towards optimal aerodynamic design of vertical axis wind turbines: Impact of solidity and number of blades. *Energy*, 165, 1129–1148. doi: <https://doi.org/10.1016/j.energy.2018.09.192>
- Rodriguez, S. (2019). *Applied computational fluid dynamics and turbulence modeling: Practical tools, tips and techniques*. Springer Nature.
- Rojas, A. R. (2012). *Evaluación del recurso eólico de la UNS para proyección de un bosque eólico de autogeneración* (Tesis de Mas-

- ter, Universidad Nacional del Santa, Chimbote). Descargado de <http://repositorio.uns.edu.pe/handle/UNS/3013>
- Schaffarczyk, A. P. (2014). *Introduction to wind turbine aerodynamics*. Springer.
- Sheldahl, R. E., y Klimas, P. C. (1981, 3). *Aerodynamic characteristics of seven symmetrical airfoil sections through 180-degree angle of attack for use in aerodynamic analysis of vertical axis wind turbines* (Inf. Téc.). Sandia National Laboratories. Descargado de <https://www.osti.gov/biblio/6548367> doi: 10.2172/6548367
- Shires, A. (2013a, 2). Design optimization of an offshore vertical axis wind turbine. *Proceedings of the Institution of Civil Engineers - Energy*, 166, 7–18. doi: <https://doi.org/10.1680/ener.12.00007>
- Shires, A. (2013b, 5). Development and evaluation of an aerodynamic model for a novel vertical axis wind turbine concept. *Energies*, 6, 2501–2520. doi: <https://doi.org/10.3390/en6052501>
- Sohm, J. (2014). *Two vertical-axis wind turbines standing on ground*. <https://www.dreamstime.com/stock-photography-two-vertical-axis-wind-turbines-image23161722>. (Accedido: 04/08/2021)
- Talayero, A. P., y Martínez, E. T. (2011). *Energías renovables: Energía eólica*. Prensas universitarias de Zaragoza.
- Versteeg, H. K., y Malalasekera, W. (2007). *An introduction to computational fluid dynamics: The finite volume method*. Pearson Education Limited.
- Wang, L., Kolios, A., Delafin, P., Nishino, T., y Bird, T. (2015, 1 de enero). Fluid structure interaction modelling of a novel 10MW vertical-axis wind turbine rotor based on computational fluid dynamics and finite element analysis. En *European Wind Energy Association Annual Conference and Exhibition 2015, EWEA 2015 - Scientific Proceedings*. European Wind Energy Association.
- White, F. M. (2011). *Fluid mechanics*. McGraw Hill.

## Anexos A

### Área de un polígono

Si los vértices de un polígono enumerados en sentido horario alrededor del perímetro, son  $(x_0, y_0), (x_1, y_1), \dots, (x_{n-1}, y_{n-1})$ , el área del polígono es (Braden, 1986):

$$A = \frac{1}{2} \left\{ \begin{vmatrix} x_0 & x_1 \\ y_0 & y_1 \end{vmatrix} + \begin{vmatrix} x_1 & x_2 \\ y_1 & y_2 \end{vmatrix} + \dots + \begin{vmatrix} x_{n-2} & x_{n-1} \\ y_{n-2} & y_{n-1} \end{vmatrix} + \begin{vmatrix} x_{n-1} & x_0 \\ y_{n-1} & y_0 \end{vmatrix} \right\} \quad (61)$$

De modo que cada segmento del polígono corresponde a una determinante de  $2 \times 2$ .

## Anexos B

### Interpolación bilineal

Una interpolación bilineal determina valores intermedios para funciones de dos variables  $z = f(x_i, y_i)$  a partir de los valores en cuatro puntos de datos  $f(x_1, y_1), f(x_2, y_1), f(x_1, y_2)$  y  $f(x_2, y_2)$ . La expresión para estimar el valor en un punto intermedio es (Chapra, 2008):

$$f(x_i, y_i) = \frac{x_i - x_2}{x_1 - x_2} \frac{y_i - y_2}{y_1 - y_2} f(x_1, y_1) + \frac{x_i - x_1}{x_2 - x_1} \frac{y_i - y_2}{y_1 - y_2} f(x_2, y_1) + \frac{x_i - x_2}{x_1 - x_2} \frac{y_i - y_1}{y_2 - y_1} f(x_1, y_2) + \frac{x_i - x_1}{x_2 - x_1} \frac{y_i - y_1}{y_2 - y_1} f(x_2, y_2) \quad (62)$$

## Anexos C

### Integración numérica con la regla del trapecio

Sea  $f(x)$  una función continua, el área bajo la curva  $f(x)$  entre  $x = a$  y  $x = b$  es igual a la integral:

$$I = \int_a^b f(x) dx \quad (63)$$

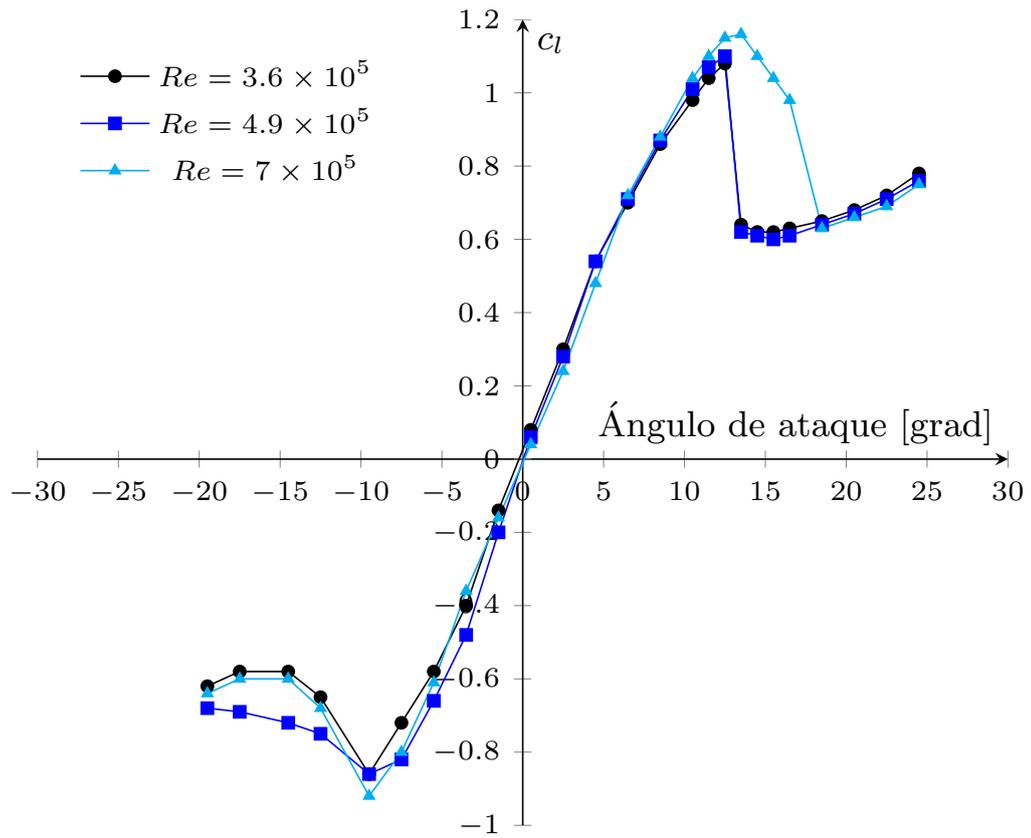
Si dividimos el intervalo de integración desde  $a$  hasta  $b$  en un número de segmentos individuales  $n$ , la suma de las áreas de los segmentos individuales es igual a la integral para todo el intervalo, de modo que (Chapra, 2008):

$$I = (b - a) \frac{f(x_0) + 2 \sum_{i=1}^{n-1} f(x_i) + f(x_n)}{2n} \quad (64)$$

## Anexos D

Coeficientes de sustentación en función del ángulo de ataque y el número de Reynolds  
 Coeficientes de sustentación del NACA 0012H obtenidos a partir de las mediciones experimentales de Sheldahl y Klimas (1981).

$\alpha/Re$	360000	490000	700000
-19.5	-0.62	-0.68	-0.64
-17.5	-0.58	-0.69	-0.60
-14.5	-0.58	-0.72	-0.60
-12.5	-0.65	-0.75	-0.68
-9.5	-0.86	-0.86	-0.92
-7.5	-0.72	-0.82	-0.80
-5.5	-0.58	-0.66	-0.61
-3.5	-0.40	-0.48	-0.36
-1.5	-0.14	-0.20	-0.16
0.5	0.08	0.06	0.04
2.5	0.30	0.28	0.24
4.5	0.54	0.54	0.48
6.5	0.70	0.71	0.72
8.5	0.86	0.87	0.88
10.5	0.98	1.01	1.04
11.5	1.04	1.07	1.10
12.5	1.08	1.10	1.15
13.5	0.64	0.62	1.16
14.5	0.62	0.61	1.10
15.5	0.62	0.60	1.04
16.5	0.63	0.61	0.98
18.5	0.65	0.64	0.63
20.5	0.68	0.67	0.66

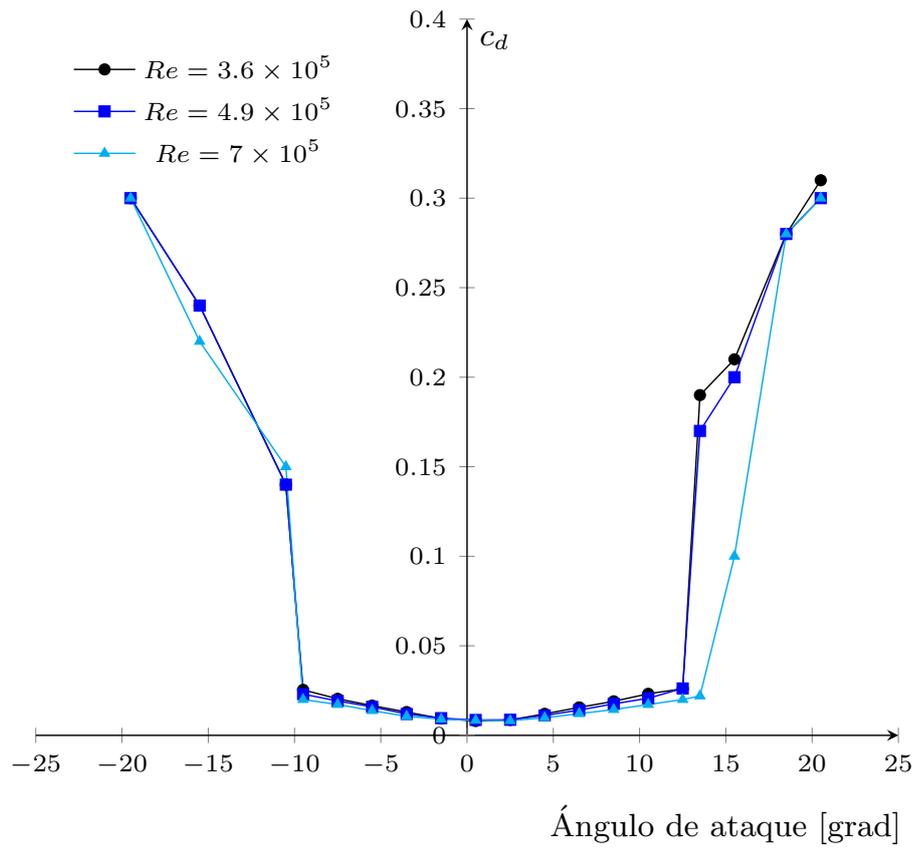


Nota: Adaptado de Sheldahl y Klimas (1981)

## Anexos E

Coeficientes de arrastre en función del ángulo de ataque y el número de Reynolds  
Coeficientes de arrastre del NACA 0012H obtenidos a partir de las mediciones experimentales de Sheldahl y Klimas (1981).

$\alpha/Re$	360000	490000	700000
-19.5	0.3000	0.3000	0.3000
-15.5	0.2400	0.2400	0.2200
-10.5	0.1400	0.1400	0.1500
-9.5	0.0254	0.0230	0.0200
-7.5	0.0204	0.0192	0.0172
-5.5	0.0166	0.0159	0.0138
-3.5	0.0130	0.0119	0.0106
-1.5	0.0094	0.0096	0.0090
0.5	0.0080	0.0086	0.0084
2.5	0.0086	0.0087	0.0082
4.5	0.0120	0.0111	0.0098
6.5	0.0156	0.0141	0.0121
8.5	0.0190	0.0176	0.0144
10.5	0.0232	0.0207	0.0172
12.5	0.0260	0.0262	0.0200
13.5	0.1900	0.1700	0.0220
15.5	0.2100	0.2000	0.1000
18.5	0.2800	0.2800	0.2800
20.5	0.3100	0.3000	0.3000



Nota: Adaptado de Sheldahl y Klimas (1981)

## Anexos F

### Sistema de coordenadas de Paraschivoiu

El sistema de coordenadas de Paraschivoiu (2002) para los aerogeneradores de eje vertical difiere del sistema de coordenadas usado por Rezaeiha et al. (2018). Por lo tanto, es necesario transformar un sistema a otro. Esta transformación está definida por:

$$\begin{aligned}X' &= -X \\Y' &= -Y \\ \theta' &= \theta - 90^\circ\end{aligned}\tag{65}$$

Donde el sistema de Paraschivoiu tiene apóstrofo. De este modo, se puede transformar el sistema de coordenadas de Rezaeiha al sistema de coordenadas de Paraschivoiu.



## DECLARACIÓN JURADA DE AUTORÍA

Yo, Gomer David Lavado Palacios, Bachiller de

Facultad:	Ciencias		Educación		Ingeniería	X
Escuela profesional:	Ingeniería en Energía					
Departamento académico:						
Escuela posgrado:	Maestría		Doctorado			
Programa:						
De la Universidad Nacional del Santa, Declaro que el trabajo de investigación es un trabajo inédito, intitulado:						
Impacto de la velocidad del viento y la posición azimutal del aerogenerador X en la separación de flujo sobre el perfil NACA 0012H						
Presentado en 102 folios, para la obtención del grado académico:						
Título profesional:	X	Investigación anual:				
<ul style="list-style-type: none"><li>• He citado todas las fuentes empleadas, no he utilizado otra fuente distinta a las declaradas en el presente trabajo.</li><li>• Este trabajo de investigación no ha sido presentado con anterioridad ni completa ni parcialmente para la obtención de grado académico o título profesional.</li><li>• Comprendo que el trabajo de investigación será público y por lo tanto sujeto a ser revisado electrónicamente para la detección de plagio por el VRIN.</li><li>• De encontrarse uso de material intelectual sin el reconocimiento de su fuente o autor, me someto a las sanciones que determinan el proceso disciplinario.</li></ul>						
Nuevo Chimbote, marzo del 2023						
Firma:						
Nombres y apellidos: Gomer David Lavado Palacios						
DNI: 71138966						



## Facultad de Ingeniería

### Escuela Profesional de Ingeniería en Energía

#### Informe del Asesor Informe de Tesis para obtener el título profesional

- 1) Nombres y apellidos: Gomer David Lavado Palacios
- 2) Título de tesis: Impacto de la velocidad del viento y la posición azimutal del aerogenerador X en la separación de flujo sobre el perfil NACA 0012H
- 3) Evaluación del contenido: La presente tesis para título reúne las condiciones metodológicas de la investigación científica y está en conformidad con los Artículos N ° 39 y 40 del Reglamento General de Grados y Títulos vigente de la Universidad Nacional del Santa, concluyéndose que el tesista ha elaborado el presente informe dentro de las líneas de investigación que promueve la E.P.I.E
- 4) Observaciones: Ninguna
- 5) Certificación de Aprobación: En calidad de asesor certifico la aprobación de la tesis para título.

Nuevo Chimbote, marzo del 2023

---

Dr. Edgar Paz Pérez  
Asesor



## ACTA DE APROBACIÓN DE ORIGINALIDAD

Yo, EDGAR PAZ PÉREZ

asesor del trabajo de investigación de la

Facultad:	Ciencias		Educación		Ingeniería	x
Departamento académico:	Ingeniería					
Escuela de posgrado:	Maestría			Posgrado		

Programa:

De la Universidad Nacional del Santa. Asesor / Unidad de Investigación revisora del trabajo de investigación titulado:

Impacto de la velocidad del viento y la posición azimutal del aerogenerador X en la separación de flujo sobre el perfil NACA 0012H

Del estudiante/docente: GOMER DAVID LAVADO PALACIOS

De la escuela / departamento académico: Ingeniería en Energía

Constato que la investigación presentada por el bachiller es un trabajo propio, el cual se trabajó en conjunto conmigo asesorando en las observaciones que se obtuvieron durante su proceso. Quien suscribe la presente, declaro el haber analizado dicha tesis y concluyo que lo presentado a la escuela de Ingeniería en Energía no se conforman como plagio. A mi claro saber y entender, la investigación cumple con las normas de citas y referencias establecidas por la Universidad Nacional del Santa.

Firma:

Nombres y apellidos del asesor: EDGAR PAZ PÉREZ

DNI: 32978304