



UNIVERSIDAD JOSÉ ANTONIO PÁEZ

**ESTUDIO DEL CAMPO DE FLUJO
ALREDEDOR DE UN PERFIL
AERODINÁMICO DE
AEROGENERADORES DE BAJA
POTENCIA USANDO TÉCNICAS DE CFD**

**Urb. Yuma II, Calle N.º 3, Municipio San Diego
Teléfono: (0241) 8714240 (Master) - Fax: (0241) 8712394**



**REPÚBLICA BOLIVARIANA DE VENEZUELA
UNIVERSIDAD JOSÉ ANTONIO PÁEZ
FACULTAD DE INGENIERÍA
ESCUELA DE MECÁNICA
CARRERA INGENIERÍA MECÁNICA**

**ESTUDIO DEL CAMPO DE FLUJO ALREDEDOR DE UN PERFIL
AERODINÁMICO DE AEROGENERADORES DE BAJA POTENCIA
USANDO TÉCNICAS DE CFD**

**Trabajo de grado presentado como requisito parcial para optar al título de
INGENIERO MECÁNICO.**

Autor: García M. Alejandro

C.I. E-84.405.317

Lara D. Wilhelm J.

C.I. 18.178.130

Tutor: Ing. Gruber Caraballo

San Diego, Enero 2019



Universidad José Antonio Páez
Facultad de Ingeniería

FI-M-007-2018-IICR

Valencia, 13 de Noviembre de 2018.

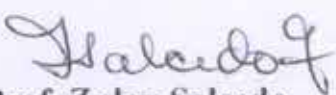
Ciudadanos:
Alejandro García
C.I:E-84.405.317
Wilhelm Lara
C.I:18.178.130
Presente.-

Cumplo con informarle que la Comisión de Trabajo de Grado y Pasantías de la Facultad de Ingeniería en su reunión N.º **01-2018** de fecha **13-11-2018** aprobó el proyecto de trabajo de grado titulado **ESTUDIO DEL CAMPO DE FLUJO ALREDEDOR DE UN PERFIL AERODINÁMICO DE AEROGENERADORES DE BAJA POTENCIA USANDO TÉCNICAS DE CFD** Presentado por usted(es) como requisito para optar al título de Ingeniero Mecánico.

Se ratifica la designación del Ing. Gruber Caraballo C.I: 12.014.408 y la Ing. Alicia Yáñez, C.I.: 4.598.880 como Tutores Académicos que lo asesorarán en el desarrollo de este proyecto.

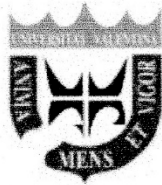
Atentamente,




Prof. Zulay Salcedo
Decana de la Facultad de Ingeniería

c. c. Coordinación de Pasantías y Trabajo de Grado (1).

ZS/fr



**REPÚBLICA BOLIVARIANA DE VENEZUELA
UNIVERSIDAD JOSÉ ANTONIO PÁEZ
FACULTAD DE INGENIERÍA
ESCUELA DE MECÁNICA
CARRERA INGENIERÍA MECÁNICA**

ACEPTACIÓN DEL TUTOR

Quien suscribe, GRUBER A. CARABALLO V. , portador(a) de la cédula de identidad N° V-12014408 , hace constar que he leído el Proyecto del Trabajo de Grado, presentado por el(los) ciudadano(s) GARCIA MORILLO ALEJANDRO, LARA DEGEL WILHELM JOSÉ, portador(es) de la cédula de identidad N° E-84.405.317 yV-18.178.130, (respectivamente), titulado ESTUDIO DEL CAMPO DE FLUJO ALREDEDOR DE UN PERFIL AERODINÁMICO DE AEROGENERADORES DE BAJA POTENCIA USANDO TÉCNICAS DE CFD presentado como requisito parcial para optar al título de Ingeniero MECÁNICO , y acepta la tutoría del mencionado Proyecto durante su etapa de desarrollo hasta su elaboración y evaluación; según las condiciones de la Coordinación de Pasantías y Trabajo de Grado de la Facultad de Ingeniería de la Universidad José Antonio Páez y sus correspondientes Reglamentos.

En San Diego, a los 13 días del mes de DICIEMBRE del año dos mil DIECIOCHO

Firma

Nombre del Tutor: Gruber A. Caraballo V.

C.I. del Tutor: V-12.014.408

AGRADECIMIENTO

Primeramente, agradezco a mis padres **Darexy Morillo y Carlos García** por darme la vida y estar siempre apoyándome en el trascurso de mi desarrollo, brindándome toda ayuda que llegase a necesitar y por su aliento para completar esta fase de crecimiento personal tan importante.

A nuestra tutora metodológica y madrina de promoción la **Ing. Alicia de Pizzella** por su guía y apoyo en el desarrollo de este trabajo de grado, también por su dedicación en transmitirnos su experiencia durante el trascurso de nuestra educación superior permitiendo de esta forma un desarrollo más amplio en nosotros.

A nuestro tutor académico el **Ing. Gruber Caraballo** quien, por sus amplios conocimientos, capacidades docentes y profesionales considero fue el mejor apoyo con el que pudimos contar durante este trabajo.

Y, por último, pero no menos importante a mi compañero **Wilhelm Jose Lara Degel**, por acompañarme en este reto y a pesar de aquellas situaciones de estrés, lograr superar las adversidades y cumplir con nuestra meta.

García Alejandro

AGRADECIMIENTO

Primeramente, quiero agradecerle a **Dios**, por guiarme e iluminarme en este camino, por darme fuerza y perseverancia para alcanzar esta meta.

A mi familia especialmente a mi madre **Mary Del Carmen Degel García**, hermana **Mary Julia Lara Degel** quienes estuvieron conmigo a lo largo de este camino. A mi prima madrina **Katty Del Carmen Torrealba Degel** por haberme abierto las puertas de su casa para poder lograr esta meta, por sus consejos y demás.

A mis abuelos **Josef Degel Zillich** por ser un ejemplo a seguir en constancia y perseverancia, a mi abuela **Juana García De Degel** quien estuvo en todo momento apoyándome y estando allí en cada momento de mi niñez consintiéndome. A mis sobrinos **Manuel Eduardo Mederos Lara** y **Luis Alejandro Mederos Lara** por su compañía.

A las amistades que me regalo la carrera en especial a **Jerónimo Fernández** quien fue de apoyo en momentos de traslados en ocasiones importantes, **Alejandro Báez** quien confió en mi al abrirme las puertas de su casa para terminar de alcanzar este logro, y a todas esas amistades que no nombre.

A nuestra tutora metodológica **Ing. Alicia De Pizzella**, por compartir sus conocimientos en cada momento, por enseñarnos que lo más importante es ser humano y que el título no lo hace todo.

A nuestro tutor **Ing. Gruber Caraballo**, por comprometerse con nosotros para la realización de este trabajo de grado, quien nos transmitió su conocimiento y sabidurías en todo momento, como él dice “vamos a matar esta muela muchachos”.

A mi compañero **Alejandro García Morillo**, por tomar este reto conmigo y finalizarlo, a pesar de los contratiempos y la diferencia de pensamiento, ya podemos decir LO LOGRAMOS!!!

GRACIAS A TODOS

Lara Wilhelm

ÍNDICE GENERAL

CONTENIDO	Pág.
LISTA DE TABLAS	x
LISTA DE FIGURAS	xi
LISTA DE GRÁFICAS	xiv
TABLA DE SÍMBOLOS	xvi
RESUMEN INFORMATIVO	xix
INTRODUCCIÓN	1
CAPÍTULO	
I EL PROBLEMA	4
1.1. Planteamiento del problema.....	4
1.2. Formulación del problema.....	7
1.3. Objetivos de la investigación.....	7
1.3.1. Objetivo General.....	7
1.3.2. Objetivos Específicos.....	8
1.4. Justificación de la investigación.....	8
1.5. Limitaciones.....	8
1.6. Alcance.....	9
II MARCO TEÓRICO	10
2.1. Antecedentes.....	10
2.2. Bases teóricas.....	15
2.2.1. Aerogeneradores.....	15
2.2.2. Componentes del Aerogenerador.....	18
2.2.3. Energía Eólica.....	23
2.2.4. Generación del viento	23
2.2.5. Tipos de viento.....	26
2.2.6. Velocidad del viento.....	28
2.2.7. Fundamentos de mecánica de los fluidos.....	30
2.2.8. Definición de fluidos	31
2.2.9. Propiedades de un fluido	31
2.2.10. Ecuaciones de balance.....	35
2.2.11. Fluido perfecto	38
2.2.12. Ley de Kutta-Joukovsky.....	41
2.2.13. Teoría de álabes.....	43
2.2.14. Generalidades sobre perfiles de álabes.....	48

2.2.15. Perfiles N.A.C.A.....	49
2.2.16. Aerodinámica de los aerogeneradores de eje horizontal.....	54
2.2.17. Disco actuador.....	56
2.2.18. Teoría del momento.....	57
2.2.19. Coeficiente de Sustentación.....	59
2.2.20. Coeficiente de Arrastre.....	59
2.2.21. Coeficiente de potencia.....	60
2.2.22. Coeficiente de presión.....	60
2.2.23. Límite de Betz.....	61
2.2.24. Coeficiente de tracción.....	63
2.2.25. teoría del elemento de pala.....	63
2.2.26. Velocidad en la punta de la pala de una turbina eólica.....	67
2.2.27. Dinámica de fluidos computacional.....	68
2.3. Definición de términos.....	72
III MARCO METODOLÓGICO	74
3.1. Enfoque de la investigación.....	74
3.2. Tipos de la investigación.....	75
3.3. Nivel de la Investigación.....	76
3.4. Diseño de la investigación.....	76
3.5. Población y Muestra.....	77
3.6. Técnicas e Instrumentos de Recolección de Datos.....	78
3.7. Fases de la Investigación.....	79
IV RESULTADOS	83
4.1 Identificar los perfiles de álabes con propósito aeronáutico en aerogeneradores de baja potencia y bajo número de Reynolds.....	83
4.2 Modelar mediante una herramienta CAD el perfil de los álabes Seleccionados.....	85
4.3 Simular bajo condiciones aerodinámicas los álabes en estudio usando dinámica de fluidos computacional.....	93
4.3.1 Herramienta computacional Qblade.....	93
4.3.2 Herramienta computacional CDF.....	102
4.4 Evaluar los resultados en función de las características funcionales proporcionadas por fabricantes y/o trabajos de investigación.....	156
4.4.1 Evaluación de los resultados obtenidos en el estudio aerodinámico usando el software Qblade con los resultados por el fabricante Airfoil NACA.....	156
4.4.2 Evaluación de los resultados obtenidos en el estudio aerodinámico usando al software Qblade con los resultados obtenidos en el estudio aerodinámico usando el software ANSYS Workbench.....	161
CONCLUSIONES	168

RECOMENDACIONES	172
REFERENCIAS BIBLIOGRÁFICAS	173
APÉNDICE	
A Volúmenes de control.....	175
B Estudio de Contorno de Velocidades.....	179
C Estudio de Vectores de Velocidades.....	187
D Estudio de Presiones.....	193
E Estudio de Turbulencia.....	201
F Simulación de Flujo.....	207
G Estudio de Presión vs Longitud del álabe.....	210

LISTA DE TABLAS

TABLAS	CONTENIDO	Pág.
1	Valores del exponente de Hellmann en función la rugosidad del terreno.....	29
2	Parámetros de construcción estipulados para el diseño de los álabes de la familia SG604.....	88
3	Datos obtenidos de simulación del perfil SG6040 en software CFD.....	149
4	Fuerzas perpendiculares ejercidas sobre el perfil SG6040.....	150
5	Valores requeridos para la obtención de los coeficientes aerodinámicos del perfil SG6040.....	150
6	Coefficientes aerodinámicos del perfil SG6040.....	150
7	Conjunto de presiones en el cuerpo del álabe SG6040.....	155

LISTA DE FIGURAS

CONTENIDO

FIGURA		Pág.
1	Molino de viento de eje horizontal enfocado en bombeo de agua.....	15
2	Aerogeneradores de uno, dos y tres álabes.....	17
3	Aerogeneradores a Sotavento y Barlovento.....	18
4	Torre Tubular, Torre Celosía, Torre de Mástil Tensado y Torre Híbrida.	19
5	Sistema de Transmisión.....	20
6	Irradiancia Solar.....	24
7	Circulación general del aire en superficie y el efecto Coriolis.....	25
8	Representación de los diferentes tipos de vientos en la Tierra.....	27
9	Elemento de	

28	Familia de perfiles de álabes SG604 – Conjunto de coordenadas.....	85
29	Aumento de la escala en coordenadas del perfil SG6040.....	86
30	Grupo de coordenadas características del perfil SG6040.....	87
31	Planos requeridos para la elaboración del álabe en modelación.....	88
32	Primera sección del modelado del álabe con perfil SG6040.....	89
33	Esqueleto para el modelado del álabe con perfil SG6040.....	89
34	Representación solida del álabe con perfil SG6040.....	90
35	Modelado del cuerpo de los álabes con perfiles de la familia SG604.....	80
36	Representación en el plano de la geometría para el volumen de control..	91
37	Geometría tridimensional del volumen de control.....	92
38	Corte recubierto del perfil del álabe en el volumen de control.....	92
39	Volumen de control finalizado SG6040.....	93
40	Pantalla de inicio del software Qblade.....	94
41	Perfil de familia de álabes SG604X.....	95
42	Distribuciones de Presiones en el perfil SG6040 para un ángulo de	99
43	Modelado del perfil de álabe SG6040 con la herramienta Qblade.....	100
44	Interfaz de Inicio característica de ANSYS Workbench 18.1.....	102
45	Selección de la opción Geometría.....	103
46	Opciones para importar modelo del Software CAD.....	104
47	Geometría insertada reconocida.....	104
48	Selección y activación del análisis de fluido Fluid Flow (Fluent).....	105
49	Relación entre geometrías y selección de edición del mallado.....	106
50	Interfaz para la edición del mallado.....	106
51	Parámetros para la configuración del mallado deseado.....	107
52	Características del mallado realizado en los perfiles SG604.....	107
53	Generación de Mallado.....	108
54	Mallado del perfil SG6040.....	109
55	Mallado del perfil SG6040 – Vista Posterior.....	109
56	Mallado en los bordes del Perfil.....	110
57	Acceso a la interfaz de Setup.....	111
58	Interfaz de Setup.....	111
59	Selección de Turbo Mode.....	112
60	Configuraciones básicas.....	112
61	Definición de componentes.....	113
62	Definición Físicas.....	114
63	Definición Limites - Entrada.....	116

64	Definición Límites - Salida.....	117
65	Definición Límites - Solido.....	117
66	Culminación de la configuración del Turbo mode.....	118
67	Configuración faltante en R1.....	119
68	Culminación en la configuración de la frontera Entrada.....	120
69	Culminación en la configuración de la frontera Salida.....	120
70	Adición de Fronteras.....	121
71	Selección de componentes de Frontera denominada Abierto.....	121
72	Configuración de la Frontera denominada Abierto.....	122
73	Configuración de la Interface.....	123
74	Configuración del Solver Control.....	124
75	Cambio del número de Residual Target.....	124
76	Configuración de la sección Solution.....	125
77	Interfaz de Results.....	128
78	Líneas de velocidad en la entrada del volumen de control del álabe SG6040 a 2°.....	129
79	Líneas de velocidad en la salida del volumen de control del álabe SG6040 a 2°.....	129
80	Velocidad en el borde de ataque del perfil SG6040 a 2° – Base del álabe.....	130
81	Velocidad en el borde de ataque del perfil SG6040 a 2° – Zona media del álabe.....	131
82	Velocidad en el borde de ataque del perfil SG6040 a 2° – Final del álabe.....	131
83	Diferencial de velocidad encontrado en las secciones de estudio del álabe SG6040 a 2°.....	133
84	Vectores de velocidad en el borde de ataque del perfil SG6040 a 2° – Base del álabe.....	134
85	Vectores de velocidad en el borde de ataque del perfil SG6040 a 2° – Zona media del álabe.....	135
86	Vectores de velocidad en el borde de ataque del perfil SG6040 a 2° – Final del álabe.....	136
87	Diferencial de los vectores de velocidad encontrado en las secciones de estudio del álabe SG6040 a 2°.....	137
88	Vista de la presión en el intradós del perfil SG6040 a 2°.....	138
89	Vista de la presión en el extradós del SG6040 a 2°.....	138
90	Presión ejercida en el borde de ataque del álabe SG6040 a 2° – Base del álabe.....	139
91	Presión ejercida en el borde de ataque del álabe SG6040 a 2° – Zona media del álabe.....	140

92	Presión ejercida en el borde de ataque del álabe SG6040 a 2° – Final del álabe.....	141
93	Diferencial de presiones en el álabe SG6040 a 2°.....	142
94	Turbulencia generada por el de álabe SG6040 a 2° – Base del álabe.....	143
95	Turbulencia generada por el de álabe SG6040 a 2° – Zona media del álabe.....	144
96	Turbulencia generada por el de álabe SG6040 a 2° – Final del álabe.....	145
97	Diferencial de Turbulencia en el álabe SG6040 a 2°.....	145
98	Simulación del flujo en la entrada del álabe SG6040.....	146
99	Simulación del flujo en la salida del álabe SG6040.....	147
100	Calculo de Número de Reynolds usado en ANSYS Workbench.....	162

LISTAS DE GRÁFICAS

CONTENIDO

GRÁFICA	Pág.
1 Curvas de Coeficiente de Sustentación respecto al Ángulo de ataque, Perfil SG6040.....	96
2 Curvas de Coeficiente de Sustentación respecto al Ángulo de ataque, Perfil SG6040 con acercamiento en la cresta.....	97
3 Representación gráfica del coeficiente de momento vs al ángulo de ataque.....	98
4 Representación gráfica del coeficiente de presión vs la relación de posición a lo largo de la cuerda del perfil SG6040 respecto al número de Reynolds 50.000.....	99
5 Extracción polar coeficiente de sustentación.....	100
6 Representación gráfica de la simulación del roto con la herramienta Qblade perfil SG6040.....	101
7 Gráfica de momento generada en el estudio del álabe SG6040.....	126
8 Gráfica de Turbulencia generada en el estudio del álabe SG6040.....	126
9 Coeficiente de arrastre (Cd) vs Ángulo de ataque – SG6040.....	151
10 Coeficiente de sustentación (Cl) vs Ángulo de ataque – SG6040.....	152
11 Coeficiente de momento (Cm) vs Ángulo de ataque – SG6040.....	153
12 Coeficiente de sustentación (Cl) vs Coeficiente de arrastre (Cd) – SG6040.....	154
13 Diferencial de los coeficientes Cd/Cl Vs Ángulo de ataque – SG6040....	154
14 Presión a lo largo del álabe con perfil SG6040.....	156
15 Gráficas del Coeficiente de arrastre “Cd” Vs Coeficiente de sustentación “CL” a la izquierda (Fabricante) a la derecha (Autores) Perfil SG6040.....	157
16 Gráficas del Coeficiente de sustentación “CL” Vs el Ángulo de ataque a la izquierda (Fabricante) a la derecha (Autores) Perfil SG6040.....	158
17 Gráficas del diferencial de los Coeficientes “CL/Cd” Vs el Ángulo de ataque a la izquierda (Fabricante) a la derecha (Autores) Perfil SG6040.....	159
18 Gráficas de Coeficiente de Arrastre “Cd” Vs el Ángulo de ataque a la izquierda (Fabricante) a la derecha (Autores) Perfil SG6040.....	160
19 Gráficas de Coeficiente de Momento “Cm” Vs el Ángulo de ataque a la izquierda (Fabricante) a la derecha (Autores) Perfil SG6040.....	160
20 Gráficas de Coeficiente de Arrastre “Cd” Vs el Ángulo de ataque a la izquierda (Estudio por Qblade) a la derecha (Estudio por ANSYS) Perfil SG6040.....	163

21	Gráficas de Coeficiente de Sustentación “Cl” Vs el Ángulo de ataque a la izquierda (Estudio por Qblade) a la derecha (Estudio por ANSYS) Perfil SG6040.....	164
22	Gráficas de Coeficiente de Sustentación “Cl” Vs Coeficiente de arrastre “Cd” a la izquierda (Estudio por Qblade) a la derecha (Estudio por ANSYS) Perfil SG6040.....	165
23	Gráficas del diferencial de los Coeficientes “CL/Cd” Vs el Ángulo de ataque a la izquierda (Estudio por Qblade) a la derecha (Estudio por ANSYS) Perfil SG6040.....	165
24	Gráficas de Coeficiente de Momento “Cm” Vs Ángulo de ataque a la izquierda (Estudio por Qblade) a la derecha (Estudio por ANSYS) Perfil SG6040.....	166

NOMECLATURA

SÍMBOLO	DESCRIPCIÓN
A	Área de la sección transversal
hp	Potencia
cm	Centímetros
	Coefficiente de potencia
	Coefficiente de presión
	Coefficiente de levantamiento
	Coefficiente de arrastre
	Cuerda de un perfil
	Coefficiente de tracción
	Derivada de X
	Derivada de Y
	Derivada de Z
	Diferencial de masa
	Diferencial de velocidad
	Diferencial de tiempo
	Diferencial de energía
	Diferencial de la fuerza
	Diferencial del levantamiento
	Diferencial del arrastre
	Diferencial de la superficie
	Energía cinética
	Empuje
	Esfuerzo
	Flujo másico

Fuerza
Gradiente de la velocidad
Gradiente de la fuerza
Gradiente del potencial de velocidad del flujo
Gradiente del potencial
Grado centígrados
Grado Fahrenheit
Herzt
pulgadas
Inverso de la relación de velocidades en la punta
Kilogramo-fuerza
kiloWatt
kiloWatt-hora
Levantamiento
megaWatt
masa
Metro por segundo
milímetro
Milímetro de mercurio
minutos
Potencia
presión
par
Número de Reynolds
Revoluciones por minutos
Revoluciones por segundo
tiempo

Velocidad del aire

Velocidad

Velocidad media

Velocidad del viento

Vector velocidad

trabajo

Watt

—

Derivada parcial de la densidad

Densidad del aire

Gravedad

Pi

Circulación

Coefficiente de Hellmann

Ángulo alfa

Ángulo beta

Velocidad angular

Relación de velocidades en la punta



**REPÚBLICA BOLIVARIANA DE VENEZUELA
UNIVERSIDAD JOSÉ ANTONIO PÁEZ
FACULTAD DE INGENIERÍA
ESCUELA DE MECÁNICA
CARRERA INGENIERÍA MECÁNICA**

**ESTUDIO DEL CAMPO DE FLUJO ALREDEDOR DE UN PERFIL
AERODINAMICO DE AEROGENERADORES DE BAJA POTENCIA
USANDO TECNICAS DE CFD**

Autores: García M. Alejandro, Lara D. Wilhelm J.

Tutor: Gruber A. Caraballo V.

Fecha: Mayo de 2018

RESUMEN INFORMATIVO

El trabajo de grado presentado a continuación, el cual fue denominado **“Estudio del campo de flujo alrededor de un perfil aerodinámico de aerogeneradores de baja potencia usando técnicas de cfd”** tuvo como objetivo general estudiar los fenómenos físicos presentes en el flujo circundante al perfil aerodinámico destinado a aerogeneradores de baja potencia por medio del uso de técnicas de dinámica de fluidos computacional. Metodológicamente es una investigación documental y de campo donde se desarrolló una simulación para observar el comportamiento del flujo alrededor del perfil escogido. Se explicaron las fases y procedimientos los cuales consisten en: Primero se realizó una recopilación de información, para su posterior análisis, luego mediante una herramienta CAD se diseñó el perfil del álabe, posterior a esto se realizó la simulación en el Software ANSYS WORKBENCH utilizando la herramienta de Dinámica de Fluidos Computacional (CFD) bajo parámetros escogidos y el número de Reynolds. Se analizaron los resultados arrojados por el software y se compararon con las características funcionales proporcionadas por fabricantes y/o trabajos de investigación. Para finalmente concluir gracias a la interpretación de los resultados la importancia de la selección correcta del perfil para las características de trabajo existentes y los parámetros que determinan la ubicación del mismo, ya que estos son factores determinantes en la eficiencia obtenida.

Descriptores: aerogeneradores, mecánica de fluidos, simulación, aerodinámica, Dinámica de Fluidos Computacional (CFD).

INTRODUCCIÓN

La humanidad con su gran capacidad de evolución y adaptación ha sido capaz atreves de los años de crear mecanismos que le permitan solucionar inconvenientes presentes en su estilo de vida, estos mecanismos han permitido que las sociedades evolucionen en conjunto llegando a la actualidad que hoy en día conocemos. Como se puede evidenciar la característica fundamental de los procesos y mecanismos que solventan situaciones he inconvenientes que en el pasado eran motivo de preocupación no es más que la energía, siendo esta el corazón del accionamiento de toda acción a realizar.

La energía en la actualidad está sufriendo un proceso de cambio en cuanto a las formas de su obtención se refiere, este cambio está caracterizado por la introducción de las energías renovables las cuales buscan la sustitución de los combustibles fósiles, los cuales han comprobado que son perjudiciales para el medio ambiente. Las energías renovables son tecnologías que aún están en desarrollo por lo que se deben generar grandes procesos de estudio en relación a ellas, permitiendo de esta forma asegurarnos que son opciones viables en cuanto a satisfacer la necesidad presente.

La energía eólica es una de las grandes candidatas para la solución del problema y es por esto que se ha visto gran implementación de ella, sin embargo, a medida que se implemente se va evidenciando que los estudios necesarios para obtener los diseños óptimos que permitan el mayor aprovechamiento de energía son laboriosos y con grandes costos. Es por esto que en la actualidad son utilizadas las herramientas provistas por la mecánica de fluidos en conjunto a las técnicas de CFD (Computational Fluid Dynamics), permitiendo de esta forma simplificar los procesos de estudio sin comprometer la confiabilidad de los resultados y evaluaciones realizadas.

En la presente investigación se evidencia la utilización de las herramientas de CFD para realizar la simulación del comportamiento del campo de flujo alrededor de

un álabe aerodinámico, elemento principal utilizado en los aerogeneradores, en otras palabras en los dispositivos utilizados en la práctica de generación de electricidad por medio de energía eólica. Estas simulaciones permiten realizar modelaciones virtuales del objeto en estudio y por medio de características físicas introducidas por los usuarios el sistema realiza las evaluaciones de cómo reacciona el objeto a las condiciones especificadas, arrojando posteriormente gran cantidad de información acerca del comportamiento tanto del objeto como del flujo que interactúa con él.

Esta información arrojada es fue interpretada por los usuarios permitiéndoles tomar decisiones acertadas en un periodo de tiempo menor al necesario en caso de realizar los estudios por los medios tradicionales existentes. La investigación ha fue desarrollada de forma secuencial y agrupando la información en diferentes capítulos por lo que podemos ver que está conformada de la siguiente manera:

En el capítulo I, se puede evidenciar el planteamiento del problema en el cual se explica la situación problemática que se busca atacar en la investigación, buscando de esta manera proveer soluciones a la misma. Además, se definen los objetivos específicos que se buscan cumplí de forma escalonada de manera que al final se logre realizar el objetivo general planteado. Como toda investigación en esta igualmente se presenta tanto el alcance al que llegara y las limitaciones a las que se ve sujetas, como también se expresa la justificación de la misma.

El capítulo II se ve conformado por todas aquellas definiciones teóricas que se deben majear para la elaboración y entendimiento de lo realizado en la investigación, se presentan tanto definiciones teóricas como las ecuaciones propias del estudio mecánico de los fluidos, las cuales rigen el corazón de los estudios realizados, también se podrá evidenciar en este capítulo los antecedentes teóricos relacionados con el estudio.

En el capítulo III son planteados todas aquellas características referente al marco metodológico, se explica el enfoque que posee la investigación, se justifica el tipo de investigación en la que es ubicada la misma, el nivel en el cual es realizado el

desarrollo de la investigación, el diseño en el que se ve enmarcada, la población y muestra que abarca y las técnicas e instrumentos de recolección de datos utilizados en el desarrollo, por otra parte también podemos visualizar en este capítulo las fases que caracterizan a la investigación, siendo estas las diferentes etapas del desarrollo que conforman el crecimiento y desenvolvimiento del estudio objetivo a realizar.

En el capítulo IV se presenta los resultados de las fases metodológicas antes descritas anteriormente, cumpliendo con los objetivos requeridos para este trabajo de investigación.

CAPÍTULO I

EL PROBLEMA

1.1. Planteamiento del problema

Al observar de forma detallada la historia podemos evidenciar que gran parte de las actividades del ser humano son regidas por la cantidad de energía disponible. Esta condicionalidad es presenciada desde la edad de piedra en el que el hombre primitivo debía suspender su casería por entrar en estado de agotamiento físico, escenario que aun en tiempos modernos no se ve modificado en gran medida ya que en la actualidad de igual forma se debe planificar hasta qué punto se puede llegar ya sea en transporte o en producción, en base al combustible disponible.

A medida que el tiempo avanza hemos visto grandes avances en cuanto a la utilización y generación de energía, pasando por diferentes etapas como lo ha sido la utilización de energía física proveniente de animales domesticados, Maquinas impulsadas por la fuerza del vapor y por último la utilización de combustibles fósiles que proveen gran energía al entrar en combustión. Esta última etapa ha provisto a la humanidad una gran cantidad de avances y cambios en su forma de vida, permitiendo que evoluciones como individuo y sociedad, sin embargo, este recurso que abrió un gran número de posibilidades a la humanidad no es infinito y de hecho está llegando a su fin.

Además de ser limitado, el combustible fósil es altamente contaminante para el planeta, y después de años de utilización nos hemos percatado de los efectos negativos que produce, volviendo su utilización un tema de riesgo para la salud, tanto de nosotros como para otras especies y el mismo planeta. Debido a esta circunstancia el ser humano trabaja incansablemente para lograr encontrar formas de sustituir al combustible fósil, recurso que satisfacía la necesidad de energía, pero compromete la calidad de vida, los resultados de los esfuerzos son conocidos como energías

renovables, siendo estas capaces de proveer energía sin causar contaminación que perjudique al planeta, a otras especies o a nosotros mismos.

Los diferentes estudios y ensayos realizados arrojaron una gran variedad de energías renovables, pero al ser prácticas relativamente nuevas no contaban con la eficiencia necesaria para generar confiabilidad en su utilización, además de que los costos de su implementación eran elevados en comparación con la ya existente. Sin embargo, la necesidad de cambiar la fuente de energía sigue siendo pertinente, por lo que los estudios y esfuerzos continuaron junto con los avances tecnológicos, permitiendo que en conjunto las diferentes energías renovables tomaran fuerza y se volvieran una opción competitiva para la generación de energía.

En la actualidad es posible evidenciar como la energía renovable se encuentra en alza y cada vez en mayor medida sustituye a los combustibles fósiles. Entre los diversos métodos de energía renovable se encuentra la energía eólica. Para la implementación de esta energía son utilizados equipos denominados aerogeneradores los cuales por medio de su diseño convierten la energía cinética almacenada en el viento, en energía rotacional la cual posteriormente es transformada en energía eléctrica.

Cada energía renovable posee condiciones y especificaciones propias del método en particular que son necesarias para su adecuado funcionamiento, permitiendo así que sea obtenida de forma eficiente la energía. Para la implementación de la energía eólica es necesario realizar la instalación del sistema en áreas que poseen una constante circulación de viento a ciertas velocidades específicas, además de realizar la instalación de los dispositivos a la altura adecuada para el adecuado aprovechamiento de las corrientes de aire. El cumplimiento de estos parámetros influirán en la capacidad de generación que poseerá el aerogenerador.

Los aerogeneradores son clasificados según la magnitud de generación de energía eléctrica que posean, entre ellos se pueden encontrar los de alta y media potencia los cuales manejan valores de 5MW y 200KW respectivamente, los de baja potencia

poseen una potencia nominal menor de 100KW. Un aerogenerador es calificado por la potencia nominal que es capaz de manejar y esta es determinada por las características de diseño de cada uno de sus elementos, entre los elementos que lo conforman se encuentra aquel que tiene contacto con la energía cinética almacenada en el viento, este elemento que se encuentra en la primera línea del proceso de transformación es el álabe el cual posteriormente esta acoplado al eje.

Independientemente de si el aerogenerador es de alta, mediana o baja potencia, el criterio que rige las características de los álabes de cada uno es el mismo, este criterio es el de aprovechar de la mejor forma posible la energía cinética que proporciona el viento. Debido a esto es que el diseño de este elemento es de vital importancia y se ve sujeto a múltiples pruebas que permiten determinar la eficiencia del mismo. Realizar el diseño de un álabe está influenciado por diversos modelos matemáticos tanto de esfuerzos como de comportamiento del cuerpo dentro de la circulación de un fluido, teniendo en cuenta que el fluido utilizado en el modelo matemático es el aire con las características físicas de la zona a implementar el aerogenerador.

Los elementos responsables de la generación de energía sin importar el tipo de aerogenerador que sea son el eje de baja velocidad, el multiplicador, el eje de alta velocidad, el generador de corriente y en la punta de todo esto acoplado al eje de baja velocidad se encuentran los álabes o paletas, los cuales tienen contacto con la energía cinética almacenada en el viento y gracias al diseño que posee transmiten esta energía al transformarla en energía rotacional o mecánica que es transmitida por el eje permitiendo que comience el proceso de transformación de energía para el cual está diseñado el aerogenerador.

Además de los modelos matemáticos que rigen el diseño de los álabes, estos se ven sometidos a ensayos físicos, los cuales se realizan por medio de una representación a escala del diseño establecido y colocando el mismo en una variedad de dispositivos que simulan las condiciones de trabajos a los que estos se verán sometidos en campo. Por medio de estos ensayos se puede ver físicamente como el

perfil de los álabes logran interactuar con el medio provisto de la energía a aprovechar. Todos estos estudios necesarios para el desarrollo de un diseño óptimo son laboriosos y requieren de un tiempo prolongado para poder realizar de manera adecuada cada una de las fases que lo componen.

Actualmente las diversas tecnologías computacionales brindan grandes ventajas a la hora de realizar cálculos y estudios es por esto que las técnicas utilizadas para el estudio de álabes se ven han visto conglomeradas en programas que realizan el estudio de diseño y comportamiento de los perfiles de álabes dentro de una corriente de viento, a los programas creados con dicha finalidad son colocados en un grupo denominado dinámica de fluidos computacional (CFD. Por sus siglas en inglés – Computational Fluid Dynamics). El conocimiento y uso de estas herramientas que permiten caracterizar el movimiento de los fluidos está adquiriendo una gran relevancia en el sector ingenieril, ya que es de gran utilidad como ayuda para la toma de decisiones.

Estas nuevas herramientas en el estudio de la dinámica de los fluidos son de gran versatilidad ya que permite realizar diversas pruebas al modificar las características del fluido estudiado, y la configuración propia del objeto estudiado. Además de esto, al ser una herramienta computacional provee resultados muy cercanos a la realidad, permitiendo de esta forma una toma de decisiones óptima.

1.2. Formulación del problema

¿Cómo determinar el comportamiento del campo de flujo alrededor de un perfil aerodinámico de aerogeneradores de baja potencia usando técnicas del tipo CFD para obtener resultados precisos y aproximados a los obtenidos experimentalmente?

1.3. Objetivos de la investigación

1.3.1. Objetivo General

Estudiar el campo de flujo alrededor de un perfil aerodinámico de aerogeneradores de baja potencia utilizando técnicas de CFD.

1.3.2. Objetivos Específicos

1. Identificar los perfiles de álabes con propósito aeronáutico en aerogeneradores de baja potencia y bajo número de Reynolds.
2. Modelar mediante una herramienta CAD el perfil de los álabes seleccionados.
3. Simular bajo condiciones aerodinámicas los álabes en estudio usando dinámica de fluidos computacional.
4. Evaluar los resultados en función de las características funcionales proporcionadas por fabricantes y/o trabajos de investigación.

1.4. Justificación de la investigación

Las Técnicas de Dinámica de fluidos computacional (CFD) es una herramienta que permite ahorrar tiempo al dejar la realización de los modelos matemáticos al programa computacional el cual es capaz de generar los resultados de forma confiable y precisa, además de ser capaz de plasmar la simulación del campo de flujo alrededor del objeto estudiado sin la necesidad de elaborar prototipos físicos del objeto o utilización de equipos externos de simulación, esto permite eliminar una parte importante de los gastos presentes en un estudio que no utiliza técnicas de CFD.

1.5. Limitaciones

En todo proceso en el que se realiza una investigación se ven presente limitaciones que restringen o dificultan la realización de la misma y este no es una excepción, las limitaciones de esta investigación son:

Limitado manejo de las herramientas de dinámica de los fluidos computacional (CFD), debido a que no existe en la Universidad José Antonio Páez programa alguno que brinde la instrucción acerca de dicha herramienta, por lo que nos vemos en la necesidad de realizar estudios y capacitación por vías externas con la finalidad de tener la capacidad necesaria para realizar los estudios de simulación de dinámica de los fluidos computacional.

La escasa implementación de la energía eólica en el país dificulta la posibilidad de observar ejemplares físicos que permitan adquirir de manera directa conocimiento

acerca del funcionamiento y diseño de los álabes en los aerogeneradores. Por ello se debe recurrir a fuentes extranjeras para la obtención de los datos y diseños necesarios para realizar la investigación pertinente.

La posibilidad de realizar un ensayo físico de la interacción del fluido con un modelo a escala de los álabes estudiados es realmente escasa, debido a la prácticamente inexistencia en el país de laboratorios que posean los equipos necesarios para la realización de dichos ensayos. Es gracias a esto que el estudio del comportamiento de los álabes en un campo de flujo deberá ser realizado por medio del software de simulación de Fluidos.

Es de real dificultad realizar el estudio del campo alrededor de un perfil aerodinámico de aerogeneradores de baja potencia en el tiempo estipulado para la culminación de dicha investigación, por lo que es necesario administrar de manera apropiada el tiempo e invertirlo en las pruebas y preparaciones de mayor importancia, las cuales permitan cumplir los objetivos planteados para la investigación.

Las capacidades técnicas recomendada para manejar de manera fluida el software de dinámica de los fluidos computacional es elevada y superior a las capacidades que se poseen, por lo que se deberá manejar el software tomando la previsión de inconvenientes, retrasos y posibles fallas a la hora de su ejecución.

1.6. Alcance

En esta investigación solo se encargará del estudio aerodinámico del par de perfiles de álabes seleccionados, esto en virtud a que la elaboración de estudios para una variedad de álabes mayor requeriría un periodo de prolongado de tiempo al disponible para la presentación del estudio en cuestión. Dicho estudio se realizará con el fin de poder observar el comportamiento de los álabes seleccionados bajo condiciones aeronáuticas usando el número de Reynolds. La simulación se realizará para un modelo específico de álabe y aerogenerador, los resultados obtenidos servirán para el modelo antes planteado y serán comparados con características funcionales proporcionadas por fabricantes y/o trabajos de investigación.

CAPÍTULO II

MARCO TEÓRICO

El marco teórico en términos generales, representa la “explicación” teórica para comprender la naturaleza del hecho investigado, o lo que es lo mismo, sustentar teóricamente el estudio. Constituye un aspecto de mucha importancia dentro de la investigación, donde el investigador crea un espacio en el que se apoya para comprender las situaciones del problema, como solucionarla y describir con bases teóricas el problema presente.

Es un espacio donde se contemplan también conclusiones de otras investigaciones realizadas, por otros autores, que se han interesado en aportar conocimientos de sus investigaciones, vinculadas directa o indirectamente con el problema de esta investigación

2.1. Antecedentes

Villa, C (2017) en la Universidad De Carabobo realizo su proyecto de grado titulado **“Análisis del campo de flujo y transferencia de energía en un aerogenerador eólico de acople directo”** donde se desarrolló el diseño de un aerogenerador eólico de baja potencia para ser acoplado directamente a un generador eléctrico de imanes permanentes de flujo axial, evitándose la necesidad de emplear cajas amplificadoras de transmisión, logrando con estos un aerogenerador más liviano, confiable, factible y económico.

Esto lo realizaron al seleccionar perfiles de álabe para operar a bajos números de Reynolds y velocidad de giro variable con la finalidad de sustituir perfiles de propósitos aeronáuticos en los aerogeneradores de baja potencia, seguidamente fijaron los criterios de diseño para un espectro de bajas velocidades de viento, según las especificaciones de la norma IEC 61400-2:200, con los criterios fijados se dispusieron a diseñar y analizar la geometría aerodinámica de los álabes del rotor para

realizar como último paso el modelado y análisis mediante ecuaciones analíticas de los generadores eléctricos de imanes permanentes de flujo axial para cuantificar su desempeño en términos de potencia, densidad de potencia respecto al volumen de imanes y eficiencia.

Una vez Villa, C realizó los pasos requeridos para cumplir con su objetivo concluyo que aun con el sistema adecuado previamente seleccionado el viento seguía proporcionado constantes variabilidades al sistema y que dependiendo de los rangos de velocidad del mismo, las diferentes áreas que conforman al álabe se verían afectadas por diferentes fenómenos previamente estudiados, por otra parte concluyo que el uso de simulaciones avanzadas no lineales, permitieron una mayor comprensión y realización de estudios que investigaciones anteriores a él no habían realizado, permitiendo de esta forma llegar a una mejor evaluación de la referencia de energía producida por el campo de flujo estudiado.

Este estudio aporta la noción fundamental de comprender las características del flujo con el que se espera trabajar, ya que este es uno de los factores de mayor importancia a la hora de realizar las evaluaciones pertinentes, su variabilidad y su multiplicidad de configuraciones son las que determinaran los resultados a los que se llegaran, además nos demostró la versatilidad que poseen las herramientas de simulación no lineales para la comprensión, análisis del comportamiento e interacción del flujo con un objeto determinado.

Así mismo, Cáceres, S (2014) en la Universidad De Chile realizó su proyecto de grado titulado **“Estudio y Modelado de una turbina eólica de eje vertical de pequeña escala”** donde se desarrolló un análisis de las curvas características de una turbina mediante un análisis de los coeficientes aerodinámicos presentes en los álabes de las turbinas eólicas, con el fin de comparar dos diferentes perfiles de álabes a utilizar, los cuales se diferencian por poseer una aerodinámica diferente como también un proceso de fabricación distinto, lo cual discutir cuan conveniente es realizar una mejora aerodinámica al perfil en base a la potencia obtenida. En conjunto con esto se podrá visualizar, mediante un modelado a través de ANSYS FLUENT ,

los efectos aerodinámicos del funcionamiento de la turbina sobre el viento incidente a causa del impacto del viento sobre los álabes.

Para realizar esto se llevaron a cabo diferentes acciones las cuales comienzan con el estudio y caracterización del comportamiento aerodinámico de 2 diseños de álabes en condiciones de operación de una turbina eólica tipo Darrieus, una vez con el estudio realizado se prosigue con la comprobación de los resultados obtenidos para los dos diseños de álabes propuestos en función de la potencia global obtenida y su aerodinámica, al comparar los resultados de los álabes se puede determinar cuál es el mejor a utilizar en el estudio de la turbina por lo que se prosigue con la caracterización del comportamiento global de la turbina en función del coeficiente de potencia respecto a la velocidad de giro la turbina para velocidad de viento fijo.

Una vez culminado cada paso requerido para el cumplimiento del estudio Cáceres, S logra concluir el comportamiento que presentan los álabes seleccionados bajo ciertos parámetros de comportamiento del fluido al que se enfrentaban, por medio de la herramienta ANSYS FLUENT logra determinar las curvas de coeficiente de potencia v/s y de esta manera determinar las diferencias que generan en la turbina los álabes en estudio, por otro lado determinaron que el álabe cuadrado posee una conformación desfavorable para el aprovechamiento de la energía eólica producto de su diseño no aerodinámico.

La investigación de Cáceres, S nos aporta la demostración de que el software ANSYS FLUENT es idóneo para la modelación de los álabes seleccionados para realizar el estudio pertinente, además de que también es capaz de abarcar la simulación del flujo de forma satisfactoria arrojando resultados confiables que permiten la interpretación y evaluación exacta de las reacciones en dichos álabes.

También, Cortez, M (2014) en la Pontificia Universidad Católica Del Perú realizo su proyecto de grado titulado **“Análisis aerodinámico de la hélice de un aerogenerador tripala de eje horizontal de 3kW mediante simulación numérica”** donde se desarrolló un procedimiento para analizar aerodinámicamente la hélice de un aerogenerador tripala de eje horizontal de 3kW mediante simulación numérica, el

análisis aerodinámico abarco el análisis cualitativo de los resultados obtenidos por simulación numérica de líneas de flujo y mapa de presiones, entre otras. Además, realizo un análisis cuantitativo y comparativo de los valores de torque mecánico por métodos diferentes para este método uso el software ANSYS CFX .

Para alcanzar el objetivo primero se creó el modelo geométrico de la hélice, lo que incluye las palas y el rotor, posteriormente se obtuvieron valores de torque para diferentes velocidades angulares de la hélice y velocidades del viento mediante método analítico, fue necesario la definición de un procedimiento para la simulación del flujo externo considerando al aire como fluido que permitiera obtener las curvas de Torque vs Velocidad Angular de la hélice para diferentes velocidades del viento, mediante simulación numérica, ya con los datos requeridos se procedió con el análisis cualitativo de los resultados obtenidos, tales como líneas de flujo y mapa de presiones, y por ultimo con la finalidad de asegurar lo obtenido se comparó los resultados obtenidos por simulación numérica con los obtenidos mediante método analítico.

La investigación de Cortez, M genero una gran cantidad de conclusiones con respecto al comportamiento y estudio del flujo en interacción con el álabe estudiado, permitiendo de esta forma asegurar que el procedimiento diseñado para llevar a cabo el estudio en un entorno virtual del comportamiento de un álabe es adecuado y proporciona resultados satisfactorios que pueden ser comprobados al realizar la comparación con estudios analíticos realizados con las mismas condiciones evaluadas.

Aunque la presente investigación demuestra la factibilidad del estudio por medio de programas de simulación como ANSYS , el aporte más notorio que nos proporciona es la compatibilidad existente entre diferentes software de modelado y el software de simulación, ya que nos establece que la relación más adecuada entre programas se encuentre entre SolidWorks y ANSYS , y no entre Autodesk Inventor y ANSYS , siendo que la posibilidad de realizar el modelado es totalmente

factible pero que a la hora de importar el modelado crea conflictos con parámetros propias del Software de simulación.

Por último, Ferrero, A (2007) en la Universidad Simón Bolívar realizo su proyecto de grado titulado **“Diseño de un aerogenerador de eje horizontal de 5kW de potencia”** donde se desarrolló el diseño aerodinámico y diseño mecánico, la metodología empleada se basó en la utilización de un algoritmo de cálculo tomando y mejorando trabajos previos de energía eólica realizados en la Universidad Simón Bolívar, el algoritmo permite calcular desde la variables aerodinámicas hasta valores de cargas que deben soportar el aerogenerador.

Como en las investigaciones anteriores esta también vio la necesidad de dividir su trabajo en pasos secuenciales los cuales inician con la puesta a punto de los algoritmos de cálculo utilizados para el diseño de aerogeneradores previos, continúa con el estudio de perfiles aerodinámicos que satisfagan el diseño aerodinámico, posteriormente se inicia una etapa de diseño en la que se realizan los álabes con una geometría óptima para la velocidad de viento de diseño definida, el rotor de la turbina y los componentes mecánicos del aerogenerador, seguidamente del esto se establecen las especificaciones del generador eléctrico y del sistema eléctrico, para culminar con la última fase de diseño que consiste en el sistema de orientación y del sistema de control, el carenado y de la torre de soporte, culminando con la elaboración de los planos de construcción.

Ferrero, A al terminar su estudio y lograr el diseño de un aerogenerador de eje horizontal de 5kW de potencia, concluye que la colocación de un sistema de energía eólica debe ser colocado posterior al estudio del viento de la zona en la que se trabajara, además de que el sistema que se ha diseñado es autónomo una vez en funcionamiento sin embargo requiere de calibración y puesta a punto en el proceso de montaje, agregando que las turbinas eólicas de baja potencia son las más eficientes y más confiables gracias a la sencillez de su diseño.

El diseño de Ferrero, A ha contribuido a la investigación determinando la importancia de las condiciones del flujo a las cuales se enfrentará el sistema de

generación, estas condiciones de flujo son determinadas por la zona y posicionamiento del equipamiento, dejando en claro que es precaria la investigación y el control de las condiciones habituales del flujo para posteriormente realizar un diseño e instalación adecuadas del sistema.

2.2. Bases teóricas

2.2.1. Aerogeneradores

Un aerogenerador es un generador eléctrico que funciona convirtiendo la energía cinética del viento en energía mecánica a través de una hélice y en energía eléctrica gracias a un alternador, bien sea para conectarse a una red eléctrica o alimentar una carga específica.

Existen diferentes tipos de aerogeneradores, dependiendo de su potencia, el tipo de generador, las disposiciones de su eje de rotación pueden ser de eje horizontal o eje vertical.

La turbina de viento de eje horizontal también llamadas HAWT (Horizontal Axis Wind Turbine) llamadas de esta manera por sus siglas en inglés, estas máquinas fueron usadas en la antigüedad para generar electricidad como máquina de carga de batería, bombeo de agua y otras tareas cotidianas. Las HAWT han dominado el mercado debido a su diseño de eje horizontal debido a que presentan mejor desempeño que las de eje vertical. El molino de viento es la máquina eólica de eje horizontal más antigua usada para el bombeo del agua. (Ver figura 1)



Figura 1. Molino de viento de eje horizontal enfocado en bombeo de agua.

Fuente: Spera David (1994)

Las turbinas eólicas modernas en los últimos años los avances en el diseño de turbinas de viento han ido mejorando debido a los avances en paralelo que se han ido dando en estudios de aerodinámica, dinámica estructural y micrometeorología, varios conceptos de diseño han sido desarrollados a lo largo de los años a fin de maximizar la energía obtenida, minimizar los costos de fabricación e incrementar la eficiencia y rentabilidad de la misma.

Existen diferentes tipos de turbinas eólicas se clasifican con respecto a la posición del eje, turbina de eje vertical y turbinas de eje horizontal, la cual vamos hacer estudio en este trabajo de investigación es en las turbinas eólicas de eje horizontal “aerogeneradores de tres palas”, en estos aerogeneradores, el rotor está constituido por una hélice de dos o más palas “álaves”, los perfiles utilizados son por lo general muy parecidos al perfil del ala del avión. Los perfiles se seleccionan teniendo en cuenta el número de revoluciones por minuto que se desea tener en la turbina.

Los aerogeneradores más usados en la actualidad son los de tres palas, debido a su mejor estabilidad estructural y aerodinámica, menor emisión de ruido y mayor rendimiento energético frente a turbinas con rotores de una o dos palas, Los aerogeneradores tienen número impar de palas para minimizar las cargas cíclicas y la fatiga de los materiales cuando tienes un número par de palas hay un momento en que una “vertical hacia arriba”, produce la máxima fuerza sobre el buje, mientras que la inferior produce una fuerza mínima, es decir, este efecto se ve agravado por la turbulencia creada por la pala al estar justo delante del mástil del aerogenerador. Este ciclo de cargas acorta la vida útil del aerogenerador. En la figura 2 se muestran los aerogeneradores según la variación de los álaves.

Los aerogeneradores de eje horizontal tienen otra clasificación que depende en la que el rotor gira frente a la torre “Barlovento” y las que rotan detrás de la torre “Sotavento”.

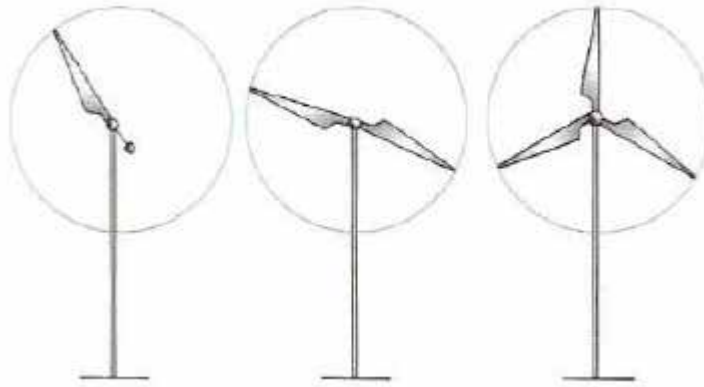


Figura 2. Aerogeneradores de uno, dos y tres álabes.
Fuente: Spera David (1994)

Rotor a Barlovento

Las turbinas eólicas a barlovento son aquellas el rotor o la hélice enfrentando directamente al viento, es decir, delante de la torre. La desventaja es que los aerogeneradores en posición de barlovento necesitan un sistema de orientación que lo mantenga enfrentando al viento. Estos sistemas pueden ser activos o pasivos. Un sistema con orientación activo se compone de sensores de dirección y accionamientos motorizados que guíen automáticamente a la hélice en la dirección del viento. En cambio, un sistema de orientación pasivo en una turbina a barlovento solo necesita una aleta estabilizadora

Rotor a Sotavento

Son turbinas eólicas en las cuales el viento incide sobre las palas de modo que pasa primero por el mecanismo de orientación y después se sitúa sobre la hélice. La ventaja principal de estos aerogeneradores es que pueden sin un sistema de orientación, siempre que el rotor y la góndola tengan el diseño apropiado de modo que puedan seguir al viento pasivamente. Otra ventaja con este tipo de aerogeneradores es que el rotor puede hacerse más flexible. Lo que nos brinda una reducción de peso, además de un mejor aprovechamiento de la dinámica de potencia

de la máquina, es decir, los álabes se curvan a altas velocidades del viento, con lo que quitaran parte de la carga de torre en la figura 3 se observa ambos tipos de aerogeneradores.



Figura 3. Aerogeneradores a Sotavento y Barlovento.

Fuente: Tong Wei (2010)

2.2.2. Componentes del Aerogenerador

Los aerogeneradores con hélices de eje horizontal, son los más usados y su diseño esta estandarizado, conformado por:

Sistemas de soporte

Conformador por la torre de soporte del aerogenerador y su sistema de anclaje, para garantizar la estabilidad de una turbina eólica se construyen los cimientos, que pueden ser superficiales o profundos. El tipo de cimentación depende de la consistencia del suelo donde se va a instalar la máquina. El sistema de soporte se construye no solo para resistir el peso de la góndola y de los álabes del rotor, sino también debe absorber las cargas causadas por la variación de potencia del viento.

Existen varios sistemas de soporte como:

Torres Tubulares de Acero: La mayoría de los grandes aerogeneradores se construyen con torres tubulares de acero, fabricadas en secciones de 20-30 metros (m) con bridas en cada uno de los extremos, y son unidas por pernos . Son tronco-cónicas con

el fin de aumentar su resistencia y al mismo tiempo ahorrar material.
(Ver Figura 4)

Torre de Concreto: Se construyen en el lugar y están limitadas por la altura, la que decide sobre la solución. Evitan el problema de la transportación.

Torres de Concreto Prefabricado: En este caso los segmentos son colocados en la parte superior de uno sobre el otro .

Torres de Celosía: Son fabricadas utilizando perfiles de acero. La ventaja básica de estas torres es su costo, ya que solo requieren la mitad del material de una torre tubular sin sustentación adicional y con la misma rigidez. (Ver Figura 4)

Torres Híbridas: Algunas torres son construidas con combinaciones de las antes mencionadas; por ejemplo, la parte inferior de concreto y la superior de acero. Hay tendencias a usar este tipo de torres en los grandes aerogeneradores multimegawatt. (Ver Figura 4)

Torres de Mástil Tensado con Vientos: Muchos de los aerogeneradores pequeños están contruidos con torres de mástil sostenidas por cables tensores. La ventaja es el ahorro del peso y, por lo tanto, de costo. Pueden ser izadas sin necesidad de grúas. (Ver Figura 4)



Figura 4. Torre Tubular, Torre Celosía, Torre de Mástil Tensado y Torre Híbrida.

Fuente: Mirez Martin (2012)

Sistema de transmisión

La función principal de este sistema consiste en transmitir la energía cinética de la rotación de la hélice al generador eléctrico, el cual se encarga de transformar la energía cinética en energía eléctrica. Comúnmente, consta del eje de rotación, la caja amplificadora de revoluciones y el generador eléctrico; conjunto mostrado en la Figura 5. Sin embargo, en el caso del aerogenerador tripala de eje horizontal analizado en este trabajo, baja potencia “menores de 100kW”.

El generador eléctrico puede ser de diferentes tipos, ya sea de corriente continua o alterna. En la actualidad los más utilizados en la industria son los aerogeneradores eléctricos de corriente alterna, de preferencia generadores sincrónicos para turbinas de baja potencia y generadores de inducción para turbinas eólicas de alta potencia “mayores de 100kW”.

Como parte opcional del aerogenerador se tiene la caja amplificadora de revoluciones, la cual se encarga de modificar la velocidad de giro del eje que conecta con el generador eléctrico. Su uso dependiendo del criterio de diseño de la máquina y su forma de operar. (Ver Figura 5)

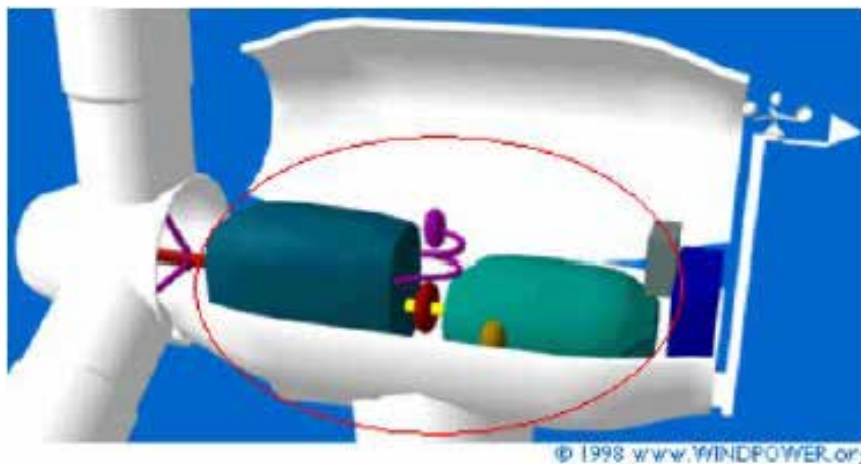


Figura 5. Sistema de Transmisión.

Fuente: Opex Energy (2018)

Sistema de rotor

El sistema que ayuda a los álabes o palas del rotor a convertir la energía del viento en movimiento mecánico rotacional. El sistema está compuesto por los propios álabes y el buje. Actualmente la mayoría de los sistemas de rotores tienen tres álabes, un eje horizontal y un diámetro entre 40 y 90 m. y se fabrica en metal. Los rotores de tres palas tienen una mejor distribución de masa, lo que permite una rotación más estable.

Buje: También llamado cubo, une los álabes entre si y transmite el movimiento del giro al eje. En aerogeneradores cuyo diámetro menor a 40 metros se puede utilizar un buje rígido, especialmente en las hélices tripala debido a que se reduce la fatiga a la flexión del eje del rotor. En aerogeneradores cuyo diámetro es superior a 40 metros se prefiere utilizar un buje articulado.

Álabes: Son las encargadas de capturar el viento y transmitir su potencia al buje. El material que se usa para fabricar los álabes se debe tener en cuenta más que nada la parte estructural ya que están sometidos a condiciones de trabajo muy duras, como fenómenos de corrosión, erosión, contracciones y dilataciones debido a las vibraciones y fatiga. En la actualidad se utilizan laminados de madera/epoxi, fibras de vidrio reforzadas con poliéster y acero.

Sistema de control

Dependiendo de la forma de operación del aerogenerador, se selecciona los distintos tipos de control. La función del sistema de control apunta a mantener constante el nivel de voltaje generado, dificultado debido a la variante intensidad y dirección del viento que produce fluctuaciones en los niveles de tensión que se registra en los bornes de la máquina.

Sistema de orientación

Siendo uno de los principales problemas que se encuentran en los aerogeneradores de eje horizontal la necesidad de variar su orientación de modo que el viento incida

perpendicularmente al rotor y así tener la máxima potencia en base a la máxima masa de aire en movimiento.

Al fin de satisfacer esta necesidad de cambiar la orientación se tienen diferentes sistemas, tales como:

Cola o veleta, muy eficaz principalmente en turbinas eólicas pequeñas

Sistemas de orientación accionado por rotores auxiliares

Servomotor controlado electrónicamente

Sistema de orientación por efecto de la conicidad que se da a las palas en su disposición sobre el buje del rotor

Sistema de refrigeración

La refrigeración es necesaria durante el funcionamiento de los aerogeneradores. Por lo general en las turbinas, la refrigeración se realiza mediante encapsulamiento del generador en un conducto, utilizando un gran ventilador para la refrigeración por aire. Otro método es la refrigeración por agua, en la cual se pueden construir de formas más compacta, aunque requieren un radiador en la góndola para eliminar el calor del sistema de refrigeración por líquido.

Sistema de regulación de potencia

Un sistema muy importante que permite la regulación y control del número de revoluciones, así como servir de protección del aerogenerador para velocidades del viento superiores a las permitidas a nivel estructural. Existen dos grandes grupos de sistemas de regulación de acuerdo a la forma sobre la cual actúan.

Los sistemas de regulación por acción sobre el rotor se basan en el cambio de orientación del mismo, colocándolo de cara al viento cuando se deba funcionar a su potencia nominal y paralela al viento en situación de parada. Del mismo modo se puede regular a voluntad variando el área que capta el aire para obtener la potencia deseada. Este tipo de regulación se logra por medio de una veleta.

2.2.3. Energía Eólica

La energía eólica es un recurso que se puede encontrar en la naturaleza en abundancia, además es una fuente renovable y limpia, ayudando a disminuir la emisión de gases de efecto invernadero al buscar reemplazar los sistemas termoeléctricos a base de combustibles fósiles. Considerando una fuente de energía verde, el viento tiene como principal defecto su intermitencia.

La energía proviene del viento tiene una estrecha relación con el movimiento de las masas de aire, las cuales se desplazan de áreas de alta presión atmosférica hacia áreas cercana baja presión, junto con velocidades proporcionales al gradiente de presión. Los vientos son generados debido en presión atmosférica, densidad y presión lo que hace que se formen fuerzas que mueven el aire de un lugar a otro.

Todas las fuentes de energía renovables provienen del sol que irradia $174,423 \times 10^9$ kWh hacia la tierra. Alrededor de 1 a 2% de energía se convierte en energía eólica. La diferencia de temperatura conlleva la circulación del aire de la atmosfera.

2.2.4. Generación del viento

El sol se calienta de forma desigual las diferentes zonas del planeta, provocando el movimiento del aire que rodea la tierra y dando lugar al viento. El viento es, por tanto, energía en movimiento, gracias al cual se ha podido transformar el movimiento de las aspas de un molino en energía útil, ya sea para bombear agua, moler cereales o para producir electricidad.

La rotación terrestre, la diferencia de temperatura y la presión atmosférica influyen en la dirección del viento. La energía del viento depende de su velocidad y, en menor medida, de su densidad la cual disminuye con la altitud. Cerca del suelo, la velocidad es baja, pero aumenta rápidamente con la altura. Cuanto más accidentada sea la superficie del terreno, más frenará el viento. Sopla con menos velocidad en las depresiones terrestres y con mayor velocidad sobre colinas, aunque en grandes valles rodeados de montañas aparece el denominado efecto túnel, que puede proporcionar

buenas velocidades de viento. El viento sopla con más fuerza sobre el mar que en tierra. Por esto, las mejores localizaciones para los aerogeneradores se encuentran en el mar o bien cercanos a la costa con poca vegetación.

La tierra funciona como una gran máquina térmica que transforma parte del calor solar en la energía cinética del viento (Ver figura 6.). La energía eólica tiene como ventajas la de ser inagotable, gratuita y no lesiva al medio ambiente, pero cuenta también con los grandes inconvenientes de ser dispersa y aleatoria. Bajo la acción de la presión, el aire de la atmosfera se desplaza de un lugar a otras diferentes velocidades, dando lugar al viento.

En aquellas zonas en donde la radiación solar es más intensa, como en el Ecuador, el globo terrestre acumula calor principalmente en el océano, calor que, por el contrario, se pierde en los polos; sin embargo, ni el Ecuador ni los Polos vienen a ser, por término medio, los lugares más calientes, o más fríos, de la superficie terrestre.

De los factores que afectan, la irregularidad en el calentamiento de la superficie terrestre es la más importante y crucial en cuanto a la influencia que tiene sobre los flujos de viento. Esta irregularidad se puede atribuir a unos factores.

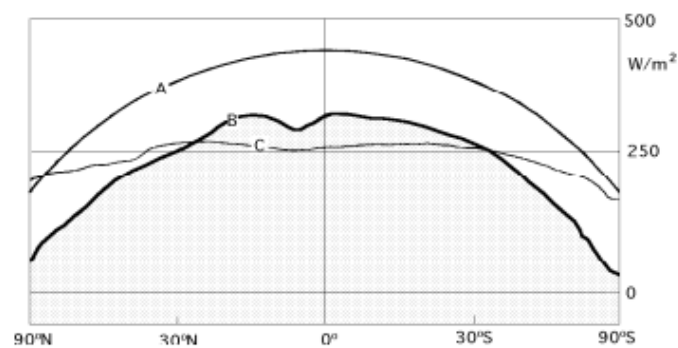


Figura 6. Irradiación Solar.

A) Irradiación solar sobre una superficie horizontal; B) Irradiación solar absorbida por la tierra; C) Irradiación radiada al espacio exterior

Fuente: Moreno Conrado (2018)

Además del calentamiento no uniforme de la superficie de la Tierra, la fuerza Coriolis es otro factor importante que afecta la dirección y la velocidad del viento. Se origina de la rotación de la Tierra sobre su propio eje. La fuerza Coriolis acelera el movimiento de cada partícula de aire, moviendo la partícula de aire a la derecha de su dirección de flujo en el hemisferio norte y a la izquierda en el hemisferio sur. La posición en que se encuentra la partícula de aire es muy influyente debido a que la fuerza de Coriolis depende de la latitud de la Tierra, la cual es cero en el ecuador máximos valores en los polos. Además, la magnitud de desviación del viento depende de la velocidad con la que se encuentre.

Este flujo no se proyecta directamente sobre los Polos debido a la fuerza de Coriolis que aparece como consecuencia del movimiento de rotación de la Tierra, que modificada su curso; esta fuerza depende de la velocidad del viento y la rotación de la Tierra, por lo que las masas de aire caliente se desplazan por esta circunstancia hacia el Este; la circulación general es semejante y simétrica en cada uno de los hemisferios, yendo del Oeste a Este en el hemisferio norte.

El eje principal de esta circulación es una corriente en chorro que se produce por encima de los 10.000 metros a una presión de 300 mb; se trata de un viento del Oeste que, en el hemisferio Norte. El desplazamiento de las masas de aire se efectúa desde las zonas en las que la presión de la atmósfera y, por lo tanto la del aire, es más elevada, hacia las zonas de presión más baja, por la aceleración de Coriolis. (Ver Figura 7)

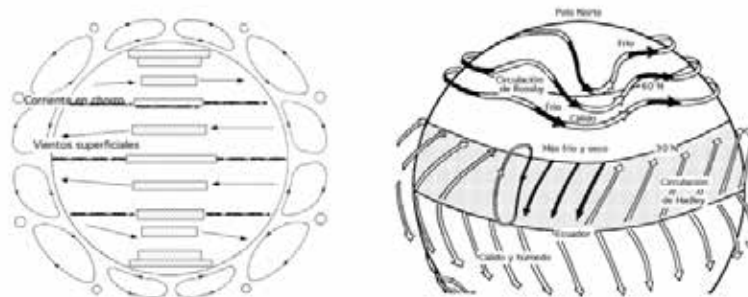


Figura 7. Circulación general del aire en superficie y el efecto Coriolis.

Fuente: Moreno Conrado (2018)

2.2.5. Tipos de viento

De acuerdo a su dimensión o escala del recorrido de los vientos se tiene tres tipos de vientos: los vientos planetarios, los vientos regionales y los vientos locales.

Vientos planetarios

Los vientos planetarios suceden como consecuencia del movimiento de rotación terrestre. Estos vientos circulan ocupando grandes extensiones de la superficie de la tierra, donde se caracterizan por mantener su constante dirección y facilitar así el transporte de gran cantidad de energía eólica. Dentro de los vientos planetarios, podemos encontrar tres clasificaciones:

Vientos aislados: comprenden una zona que va desde los trópicos hacia el ecuador. Al ser su recorrido lo bastante extenso como para atravesar gran cantidad de superficie oceánica, cargan con bastante humedad que resulta en lluvia.

Vientos contralisios: también comprenden desde los trópicos, pero a diferencia de los vientos aislados, los vientos contralisios se dirigen hacia los círculos polares. Estos vientos son cálidos, aunque guardan una gran cantidad de humedad y también provocan lluvias.

Vientos Circumpolares: circulan desde los polos de la Tierra, hacia los círculos polares. Esto resultan en que sean vientos muy fríos, que se originan en la inclinación del eje de la Tierra.

Vientos regionales

Son aquellos en los que su dirección no permanece constante, sino que cambian de acuerdo a las estaciones del año, aunque a veces también pueden cambiar dependiendo el momento del día, y les da la característica de periodicidad. Los vientos regionales imprimen rasgos particulares a las condiciones climáticas de un territorio, convirtiéndose (Ver Figura 8), en ocasiones, en el elemento climático más significativo de las mismas. Podemos encontrar cuatro clasificaciones:

Brisas: llevan como acompañamiento el lugar en el que se originan (oceánicas, continentales, etcétera). Las brisas oceánicas se producen en todas las costas del mundo, en cambio, las brisas continentales son típicas de las regiones más alejadas de la corriente marinas.

Ciclones: se originan en torno a áreas de presión atmosférica baja, lo que atrae vientos con masas de aire más calientes que ascienden al estar en una temperatura más elevada que su entorno.

Anticiclones: son característicos en área de presión atmosférica alta y expulsan vientos de aire que desciende. De igual manera que los ciclones, estas reacciones pueden darse por cuestiones térmicas o dinámicas.

Monzones: se observan al cambiar de temperatura más rápido que el agua. Esto se da porque en verano el aire provoca un área de presión atmosférica baja, como resultado del aire que empieza a ascender sobre la superficie terrestre.

Vientos locales

Se denominan de esta manera porque se sienten en una sola área de la Tierra y, por lo general, se rigen por las grandes masas de agua que atraviesan. Son producidos como consecuencia de las características geográficas, y de acuerdo a la zona obtienen diferentes nombres.

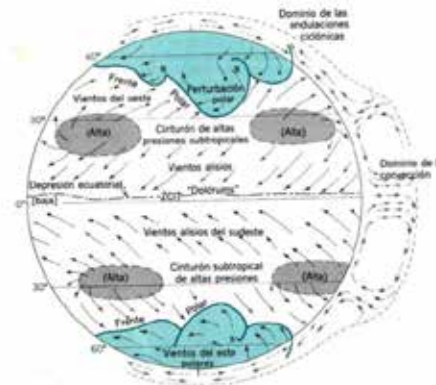


Figura 8. Representación de los diferentes tipos de vientos en la Tierra.

Fuente: Moreno Conrado (2018)

2.2.6. Velocidad del viento

Para la industria eólica es muy importante ser capaz de describir la variación de las velocidades del viento. Los proyectistas de turbina necesitan la información para optimizar el diseño de sus aerogeneradores, así como para minimizar los costes de generación. Los inversores necesitan la información para estimar sus ingresos por producción de electricidad.

El viento viene definido por dos parámetros esenciales que son, su dirección y su velocidad. La dirección del viento y su valoración a lo largo del tiempo conduce a la ejecución de la llamada rosa de los vientos. La velocidad media del viento varía entre 3 y 7 m/seg, según diversas situaciones meteorológicas; es elevada en las costas, más de 6 m/seg, así como en algunos valles más o menos estrechos. En otras regiones es, en general, de 3 a 4 m/seg, siendo bastante más elevadas en las montañas, dependiendo de altitud y de la topografía.

La velocidad media del viento es más débil durante la noche, variando muy poco, aumenta a partir de la salida del Sol y alcanza un máximo entre las 12 y 16 horas solares. Para realizar la medida de las velocidades del viento se utilizan los anemómetros de rotación y anemómetros de presión.

El golpe de viento concierne a la velocidad media del viento, cuando sobrepasa los 34 nudos (62 km/hora) y es una señal de advertencia, sobre todo para la navegación marítima. Un golpe de viento se corresponde con una velocidad media del viento comprendida entre 75 y 88 km/hora.

la velocidad del viento varía con la altura, siguiendo aproximadamente una ecuación de tipo estadístico, conocida como ley exponencial de Hellmann, de la forma:

—

Dónde: v_z es la velocidad del viento a la altura z , v_{10} es la velocidad del viento a 10 metros de altura y α es el exponente de Hellmann que varía con la rugosidad del terreno, y cuyos valores vienen indicados en la tabla 1.

Tabla 1. Valores del exponente de Hellmann en función la rugosidad del terreno.

Ubicación	Valores ()
Lugares llanos con hielo o hierba	0.08 a 0.12
Lugares llanos (mar, costa)	0.14
Terrenos poco accidentados	0.13 a 0.16
Zona rústicas	0.2
Terrenos accidentados o bosques	0.2 a 0.26
Terrenos muy accidentados y ciudades	0.25 a 0.4

Fuente: Moreno Conrado (2018)

Debido a que las máquinas eólicas arrancan para una determinada velocidad del viento, al tiempo que proporcionan la máxima potencia para unas velocidades iguales o superiores a una dada velocidad nominal, es natural que los datos a utilizar sean las curvas de duración de la velocidad que se pueden convertir en curvas energéticas utilizando en el eje de ordenadas magnitudes que proporcionan la potencia disponible en el viento para cada velocidad y de la que solo es posible extraer una fracción. La curva de duración de velocidad tiende a aplanarse cuando aumenta el tiempo durante el cual el viento persiste a una cierta velocidad.

La velocidad media del viento es de la forma:

$$\text{---}$$

Donde el valor constante 8760, corresponde a las horas que tiene un año.

Y la intensidad energética del viento, definida como la relación entre la potencia y la superficie frontal (área barrida), es proporcional al cubo de la velocidad, en la forma:

$$\text{---} \quad \text{---} \quad \text{---}$$

En un aerogenerador se pueden considerar tres velocidades del viento características:

La velocidad de conexión (v_{conex}): es la velocidad del viento por encima de la cual se genera energía. Por debajo de esta velocidad, toda la energía extraída del viento se gastaría en pérdidas y no habría generación de energía.

La velocidad nominal (v_{nom}): es la velocidad del viento para la cual la máquina eólica alcanza su potencia nominal. Por encima de esta velocidad, la potencia extraída del viento se puede mantener constante.

La velocidad de desconexión (v_{emb}): es la velocidad del viento por encima de la cual la máquina eólica deja de generar, porque se embala; los sistemas de seguridad comienzan a actuar frenando la máquina, desconectándola de la red a la que alimenta.

2.2.7. Fundamentos de mecánica de los fluidos

Es sabido que la materia existe en tres estados: el sólido, el líquido y el gaseoso. Estos dos últimos reciben el nombre de fluidos.

La diferencia entre los tres estados depende de la amplitud de movimiento y del espacio entre sus moléculas, siendo grandes en un gas, menores en un líquido y sumamente pequeñas en un sólido. De esto se deduce que las fuerzas de cohesión intermolecular son grandes en un sólido, menores en un líquido y casi inexistente en un gas, y como consecuencia de ello, en los sólidos las moléculas hacen que tengan una forma compacta y rígida, en los líquidos las moléculas se pueden mover libremente dentro del volumen propio del líquido y en los gases las moléculas llenan completamente los recipientes en que se colocan.

La mecánica de los fluidos, es la rama de la mecánica que estudia el comportamiento de los fluidos en reposo o en movimiento. Aunque los fluidos no sean resistentes a los esfuerzos de deslizamiento o tangenciales, dichos esfuerzos pueden existir en ellos. En los flujos o corrientes de los fluidos reales estos esfuerzos de deslizamiento o de fricción tienen un papel importante. Ahora bien; en reposo no existen, y los únicos esfuerzos a considerar son los de compresión. En los fluidos en reposo las reacciones de los mismos actúan normalmente a las superficies que

transmiten las presiones. Si se comprime un fluido, éste almacenará cierta cantidad de energía elástica en su volumen comprimido, y al cesar la compresión el fluido se dilatará volviendo a su volumen primitivo. Esto es mucho más visible en un gas que en un líquido, ya que los líquidos la disminución de volumen es sumamente pequeña incluso para enormes presiones, en cambio, en un gas bastante fácil reducir su volumen. Esto es importante para el análisis, debido que en la aerodinámica se estudian fundamentalmente las reacciones entre el aire y los cuerpos sólidos en él sumergidos.

2.2.8. Definición de fluido

De manera general, la materia se puede clasificar, desde un punto de vista microscópico, en sólidos y fluidos. Un fluido es una sustancia capaz de fluir, que se adapta a la forma de los recipientes que los contienen. Fluir significa desplazarse y deformarse; simultáneamente. Por ello el término fluido incluye a los líquidos y los gases.

2.2.9. Propiedades de un fluido

Los fluidos se describen a partir de ciertos parámetros que lo identifican. A continuación, se describen algunos de ellos:

Densidad

La densidad suele denotarse con la letra ρ , depende de muchos factores, como la temperatura y la presión a la que se encuentra sujeto. Para los líquidos la densidad varía muy poco dentro de amplios márgenes de presión y la temperatura. La densidad de un gas es muy sensible a los cambios en la temperatura y la presión. En la forma:

—

Dónde: ρ =densidad (kg/m^3), dm =diferencial de masa (kg) y dV =diferencial de volumen (m^3).

Presión de los fluidos

Existe una diferencia entre la forma en que una fuerza de superficie actúa sobre un fluido y sobre un sólido. Para un sólido no hay restricciones sobre la dirección de

dicha fuerza, pero para un fluido en reposo, la fuerza de superficie siempre debe estar dirigida en ángulo recto a la superficie. Esto se debe a que un fluido en reposo no puede tolerar una fuerza tangencial; simplemente, las capas fluidas se deslizan unas sobre otras, resultando así en un movimiento de fluido que finalmente alcanza el equilibrio. En realidad, los fluidos no pueden resistir a estas fuerzas tangenciales o esfuerzo cortante, lo que les da su capacidad característica de cambiar su forma y fluir.

Por esto, es conveniente describir a la fuerza que actúa sobre el fluido especificando la presión, que se define como la magnitud de la fuerza normal por unidad de área superficial. La presión se transmite a las paredes sólidas que los limitan, o a través de secciones arbitrarias del fluido en ángulo recto a dichas paredes o secciones en todos sus puntos. La presión es una cantidad escalar. La unidad del SI (Sistema internacional) de presión es Pascal, esta unidad se denomina así en honor al científico francés Blas Pascal (1623-1662). Otras unidades son el bar ($1 \text{ bar} = 10^5 \text{ Pa}$), la atmosfera ($1 \text{ atm} = 14.7 \text{ lb/plg}^2 = 1.01 \times 10^5 \text{ Pa}$) y el milímetro de mercurio o Torr ($760 \text{ mm Hg} = 760 \text{ Torr} = 1 \text{ atm}$), esta unidad fue denominada así en honor al matemático italiano Evangelista Torricelli (1608-1647).

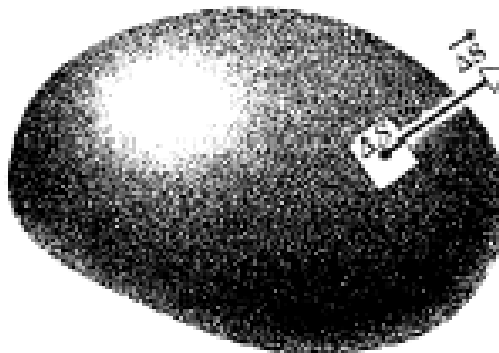


Figura 9. Elemento de superficie S con su magnitud.

Fuente: Paniagua Adriana (2018)

Considere una superficie cerrada que contiene un fluido (Ver figura 9) un elemento de superficie, suficientemente pequeña, se puede representar por un vector, cuya magnitud es la del área del elemento y cuya dirección se toma normal y hacia afuera de la superficie del elemento. La fuerza ejercida sobre el fluido en este elemento de superficie. La presión se puede representar de la forma:

—

Viscosidad

La viscosidad de un fluido es aquella propiedad que determina la resistencia opuesta a las fuerzas cortantes. La viscosidad se debe principalmente a las interacciones entre las moléculas del fluido. El físico y matemático inglés Sir Isaac Newton (1643-1727), encontró esta evidencia experimental, así como el análisis dimensional de las variables que intervienen y propuso la célebre ley que lleva su nombre.

—

Siendo $\frac{dv}{dy}$ el cambio de la velocidad de un estrato del fluido que está a la altura y sobre la superficie de la placa inferior, τ es el esfuerzo cortante que se resiste al movimiento libre de la placa y μ es el factor de proporcionalidad. Este factor recibe el nombre de viscosidad dinámica, o también viscosidad cortante y sus unidades en el SI son:

—

A estas unidades se les denomina “Stokes” en memoria del científico británico que desarrolló formalmente la ciencia de los fluidos Sir George Gabriel Stokes (1819-1903).

Número de Reynolds

Como consecuencia de los experimentos efectuados por el ingeniero y físico Osborne Reynolds (1842-1912), en 1883 estudia el comportamiento de las corrientes

de los fluidos en las tuberías, a cuyo fin usó tubos de diferentes tamaños y empleó diversos líquidos, encontró que a pequeñas velocidades la corriente era uniforme o laminar, mientras que a grandes velocidades se haría turbulenta. Reynolds demostró que el hecho que la corriente fuese laminar o turbulenta dependía de una relación entre la velocidad del fluido, la sección de paso del fluido, la densidad del fluido y el coeficiente de viscosidad dinámica del mismo. Esta relación conocida como número de Reynolds, es:

$$\text{Re} = \frac{\rho v D}{\mu}$$

Aunque los experimentos de Reynolds se limitaron a las tuberías, esta relación “sustituyendo por otra dimensión lineal”, tiene una importancia fundamental en Aerodinámica. El número de Reynolds queda:

$$\text{Re} = \frac{v L}{\nu}$$

Donde ν es la viscosidad cinemática y es el coeficiente de dividir la viscosidad dinámica por la densidad. Este número también es adimensional, y combina los efectos de cuatro de las variables más importantes que intervienen en las fuerzas aerodinámicas. Es fácil ver que, para un número de Reynolds dado, la relación entre las fuerzas debidas a la densidad y las fuerzas debidas a la viscosidad es constante. En efecto: con un sistema adecuado de unidades, se tendría que la fuerza debida a la densidad sería:

Por otra parte, la fuerza debida a la viscosidad, en dos placas cuadradas paralelas de lado L, que tuvieran una velocidad relativa sería:

$$F_v = \mu \frac{dv}{dy}$$

Por lo tanto:

$$F_v = \mu \frac{v L}{L} = \mu \frac{v}{L}$$

Luego dicha relación sería constante e igual al valor del número de Reynolds dado.

Es conveniente observar que el valor del número de Reynolds sólo tiene aprovechamiento para comparar las propiedades aerodinámicas de series de formas, elementos o cuerpos geométricos semejantes. Como el tipo de la corriente varía con la forma de los objetos de la serie examinada, la longitud L característica que se adopta también variará según los casos. Para las alas se toma para la L la longitud de la cuerda c , o sea, la recta que une, en una sección longitudinal, el punto más avanzado con el punto más retirado. Para cuerpos fuselados, L podrá ser la longitud total del cuerpo o la raíz cúbica de su volumen. Una de las más importantes aplicaciones del número de Reynolds es que permite, de los resultados obtenidos, deducir los resultados que podrán obtenerse con un aerogenerador o elemento de aerogenerador de tamaño normal. Esto sucederá siempre que los números de Reynolds respectivos sean iguales. Esta diferencia de tamaño entre el modelo y el elemento de aerogenerador que se estudia, y por lo tanto, de la longitud característica L , será necesario variar la velocidad o la densidad del aire.

2.2.10. Ecuaciones de balance

Para describir la conducta de los fluidos, Stokes (1819-1903) dedujo un juego de expresiones diferenciales con las cuales en principio es posible encontrar matemáticamente aquellas funciones que los caracterizan. Se trata de las llamadas $\text{Ecuaciones de Balance de Masa}$ y para los fluidos con un solo componente químico y en una sola fase, son las siguientes:

Ecuación de Balance

Ecuaciones de Balance De Momento

Ecuación de Balance De Energía

Dentro de este contexto, esta última ecuación no será considerada ya que no juega un papel relevante en el problema que aquí se desarrolla.

Ecuación de balance de masa

La conservación de la masa es un principio fundamental en la física. Afirma que la masa no puede ser creada ni destruida, por lo que la masa de un volumen de control debe conservarse.

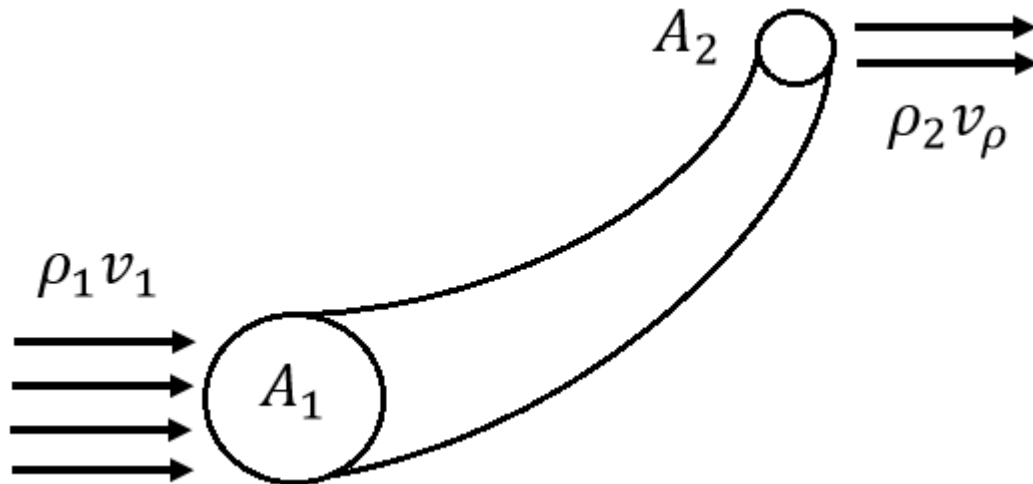


Figura 10. Representación del balance de masa en un ducto.

Fuente: Salazar Iván (2010)

Observando la Figura 10 donde se ha dibujado un ducto rígido, impermeable por el cual fluye un fluido, es más o menos sencillo obtener el siguiente resultado para conducto, ignorando los efectos de borde:

Dónde ρ = densidad (kg/m³) v = velocidad (m/s) y A = área de la sección recta del tubo (m²).

Esta es lo que se denomina ecuación de balance de masa.

Ecuación de balance de momento

Es importante considerar los fluidos en movimiento; ahora considerando fluidos que se encuentren fluyendo, sobre los que actúan fuerzas definidas. Una manera de descubrir el movimiento de un fluido, consiste en dividirlo en elementos infinitesimales de volumen, a los que se pueden llamar partículas fluidas y seguir en movimiento de cada una de dichas partículas. Se pueden dar coordenadas x y y a

cada una de estas partículas de fluidas, para después especificarlas como funciones del tiempo y la posición inicial de la partícula y . Este procedimiento es una generalización directa de los conceptos de la mecánica de la partícula y fue desarrollado, en primer lugar, por Joseph Louis Lagrange (1736-1813).

Un fluido perfecto no ofrece ninguna resistencia a los esfuerzos cortantes. Por ello, las fuerzas que existan entre dos porciones de dicho fluido, o entre el fluido y la superficie de un cuerpo en contacto con él, serán normales a la superficie de contacto, ya que, si existiese una componente tangencial, el fluido se deslizaría en el sentido de dicha componente.

Los fluidos perfectos no existen, pero es útil suponer su existencia para el desarrollo de ciertas teorías, aunque para su aplicación práctica tengan que ser posteriormente corregidas.

La expresión de la segunda de ley de Newton puede escribirse en forma simple para un elemento de volumen de un fluido como:

—

Por su parte la diferencia de fuerzas se puede describir en términos de los dos tipos de agentes físicos que actúan en un fluido: las fuerzas externas, llamadas también fuerzas de cuerpo, generalmente conservadoras y que se pueden escribir como:

Y las fuerzas de superficie, debidas a las interacciones moleculares de los componentes del fluido entre sí o con las fronteras y que se describen como:

La suma de ambas contribuciones da como resultado el elemento diferencial de la fuerza neta total sobre fluido:

Incorporando estos resultados en la expresión anterior sobre la segunda ley de Newton, se obtiene lo siguiente:

$$\rho \Delta V \frac{dv}{dt} = \rho \Delta V g \sin \theta - \rho \Delta V \mu \frac{dv}{dx}$$

Una vez que se ha simplificado en ambos miembros del elemento ΔV .

Lo anterior es la célebre ecuación de balance de momentos de Euler para fluido perfecto (sin viscosidades).

2.2.11. Fluido perfecto

La ecuación de Bernoulli, desarrollada por el matemático y físico holandés Daniel Bernoulli (1700-1782), es una relación fundamental en la mecánica de los fluidos que se deriva de la ecuación de balance de momento. Como todas las ecuaciones en la mecánica de los fluidos, esta no corresponde a un nuevo principio, sino que se puede derivar de la mecánica newtoniana. En este caso se derivan del teorema del trabajo-energía, esto es esencialmente una aplicación de dicho teorema al flujo de fluidos.

Considerando un flujo no viscoso, estacionario e incompresible a lo largo de una tubería o de un tubo de flujo, como el de la figura 11 la porción del tubo mostrada en la figura tiene una sección recta uniforme con sección recta A_1 , a la izquierda y con sección recta A_2 a la derecha, teniendo una elevación h_1 , sobre un cierto nivel de referencia. Supóngase además, que la entrada el fluido tiene una presión p_1 y fluye con rapidez uniforme v_1 , en tanto que a la salida tiene una presión p_2 y una velocidad v_2 .

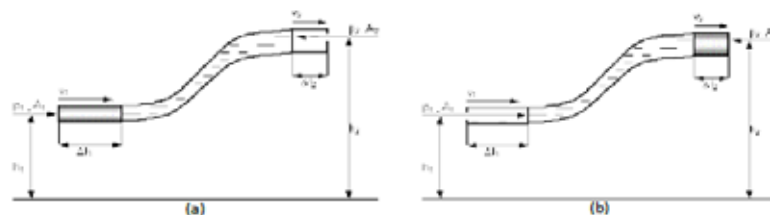


Figura 11. Una porción del fluido (área sombreada) se mueve por una sección del tubo, desde la posición indicada en (a) a la indicada en (b).

Fuente: Salazar Iván (2010)

El teorema de trabajo-energía asienta que: el trabajo realizado por la fuerza resultante que actúa sobre un sistema es igual al cambio de energía cinética del sistema, suponiendo que no hay aumento en la energía interna. En la figura 11 las fuerzas que hacen trabajo sobre el sistema (suponiendo que se pueden despreciar las fuerzas debidas a la viscosidad), actúan sobre los extremos y son las de presión (F_1 a F_2), de la izquierda y de la derecha del sistema, respectivamente, y la fuerza de la gravedad.

Mientras el fluido fluye por el tubo, el efecto neto, como indica una comparación en las figuras 11(a) y (b), es el elevar cierta cantidad de fluido, representada por el área sombreada de la figura 11(a) a la posición mostrada en la figura 11(b). La cantidad de fluido representada por la parte horizontal sombreada no cambia por el flujo.

Se puede determinar el trabajo hecho sobre el sistema, por la fuerza resultante como sigue:

1. El trabajo que la fuerza de presión F_1 hace sobre el sistema es $W_1 = F_1 \Delta x_1$. Siendo Δx_1 una distancia recorrida.
2. El trabajo que la fuerza de presión F_2 hace sobre el sistema es $W_2 = F_2 \Delta x_2$. Siendo Δx_2 es la distancia recorrida a la salida, en el mismo lapso. Nótese que es negativo, lo que significa que el trabajo positivo lo hace el sistema.
3. El trabajo que la gravedad hace sobre el sistema, está asociado con el levantamiento del fluido sombreado, desde la altura h_1 hasta la altura h_2 y es $W_g = \rho g V (h_2 - h_1)$.

El trabajo puede ser calculado con la siguiente ecuación matemática:

$$W = F \cdot A \quad (\text{Ec. 18})$$

Para obtener el trabajo total del sistema, se debe conocer el trabajo a la entrada del sistema, el cual es:

El trabajo a la salida del sistema resulta:

Y el incremento de energía cinética es:

$$-$$

Sustituyendo los valores del incremento de energía cinética y los trabajos a la entrada y salida del sistema, queda:

$$-$$

Separando términos semejantes, resulta:

$$-$$

$$-$$

Sacando factor común para ambos términos, se obtiene:

$$- - - - -$$

Retomando la ecuación de balance de masa (ecuación de continuidad):

$$- -$$

Debido a esto, se pueden igualar los términos que incluyen los parámetros, resultando:

$$- - - -$$

Reduciendo términos, se tiene:

$$- -$$

Quedando finalmente como:

$$-$$

Dónde: p =presión (Pa), ρ =densidad (kg/m^3),

La ecuación 28 se llama ρv^2 para el flujo estacionario, no viscoso e incompresible, fue presentada en primer lugar por Daniel Bernoulli en 1738.

Estrictamente, la ecuación de Bernoulli solo es aplicable al flujo estacionario, y las cantidades que intervienen se determinan a lo largo de una línea de flujo. En la figura 12, la línea de flujo usada se encuentra a lo largo del eje del tubo. Sin embargo, si el flujo es irrotacional, se puede demostrar que la constante en la ecuación de Bernoulli es igual para todas las líneas de flujo.

Al igual que la estática de una partícula es un caso especial de la dinámica de la partícula, la estática de los fluidos es un caso especial de la dinámica de los fluidos. No es de sorprenderse que la ley del cambio de la presión con la altura de un fluido en reposo se encuentre incluida en la ecuación de Bernoulli como un caso especial. Para que el fluido se encuentre en reposo, es necesario que $v_1 = v_2 = 0$, y (la ecuación 26) adquiere la forma:

Ó

La presión $p + \rho gh$, que debe encontrarse presente aunque no hubiera flujo ($v = 0$), se llama presión estática; el término ρv^2 se llama presión dinámica.

2.2.12. Ley de Kutta-Joukovsky

El teorema de Kutta-Joukovsky es un teorema fundamental de la aerodinámica. Estudiado por el alemán Martin Wilhelm Kutta (1867-1944), en 1902, para el caso particular del cilindro de base circular, su aplicación fue extendida en 1905 por Nicolái Yegórovich Zhukoviski (1847-1921) “transcrito también como Joukovsky”. El teorema relaciona la fuerza de sustentación generada por un cilindro recto con la velocidad del fluido por el cilindro, la densidad del fluido, y la

circulación. La circulación es la integral de la línea del fluido, en una curva cerrada que contiene al cilindro. Puede ser entendido como la cantidad total “hilado” del fluido alrededor del cilindro. En las descripciones del teorema de Kutta-Joukovsky el cilindro recto por lo general es limitado a un cilindro circular o un perfil alar.

El teorema se refiere al flujo bidimensional alrededor de un cilindro (o un cilindro de envergadura de ala infinito) y determina la sustentación generadora por unidad de envergadura (ver figura 12)

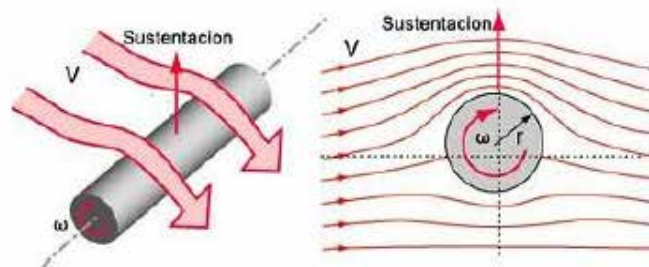


Figura 12. Representación gráfica del caso de un cilindro inmerso en un fluido que lo remonta.

Fuente: Avial C. (2008)

Cuando se conoce la circulación Γ , la sustentación L por envergadura de unidad del cilindro puede ser calculada en primera aproximación usando la ecuación siguiente:

Dónde: ρ es la densidad del fluido, V es la velocidad del fluido a través del cilindro.

La circulación Γ , puede ser definida de la siguiente manera:

Dónde: v_t es la velocidad tangencial.

Otra interpretación es la que hacen los autores del libro “fundaciones de la aerodinámica: base del diseño aerodinámico” Arnold M. Kuethe y Julius D. Schetzer que aclaran el teorema de Kutta-Joukovsky como:

Para el caso en el cual se considera una superficie sustentadora fina de cuerda y envergadura infinita, moviéndose a través del aire de densidad ρ . Dejando el perfil alar que sea inclinado al flujo de acercamiento a producir una velocidad de aire sobre un lado del perfil alar y una velocidad de aire v_2 del otro lado. La circulación es:

mediante la aplicación de la ecuación de Bernoulli:

$$p_1 + \frac{1}{2} \rho v_1^2 = p_2 + \frac{1}{2} \rho v_2^2$$

Desarrollando el binomio cuadrado, se tiene:

$$p_1 - p_2 = \frac{1}{2} \rho (v_2^2 - v_1^2)$$

Factorizando se obtiene:

$$=$$

Si se ignora el último término de la ecuación, resulta:

Entonces la fuerza de sustentación por unidad de envergadura es:

Una versión diferencial de este teorema se aplica sobre cada elemento de la placa y es la base de la teoría del perfil alar delgado.

2.2.13. Teoría de álabes (palas)

Las cargas que actúan sobre el rotor se pueden clasificar en estáticas y dinámicas.

Las fuerzas centrífuga es una carga estática perpendicular al eje de giro; el álabe suele colocarse ligeramente inclinado, proporcionando dicha fuerza centrífuga una componente de tracción a lo largo del álabe y otra flexión en sentido contrario al

de las cargas aerodinámicas; los esfuerzos estáticos que dichas cargas originan son muy pequeños.

Las cargas dinámicas al giro del álabes existiendo también cargas transitorias debidas a las maniobras de la máquina. La gravedad actúa como una carga periódica se comporta como una fuerza oscilante en el plano del rotor, apareciendo una desalineación por cuanto el rotor nunca funciona perpendicularmente a la acción del viento, sino que tiene oscilaciones que generan cargas dinámicas.

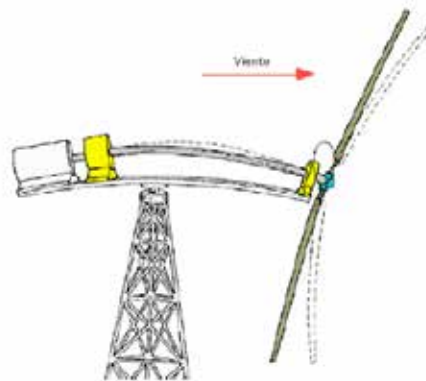


Figura 13. Flexión de los álabes por la acción del viento.

Fuente: Fernández Pedro (2018)

Otros tipos de cargas dinámicas son el efecto de la variación del viento con la altura (Ver figura 13), o el efecto de la estela sobre la torre, sobre todo si el rotor está detrás de la torre, o los efectos debidos a las turbulencias. Estas cargas dinámicas originan un problema de vibraciones, en el que hay que estudiar la frecuencia de las fuerzas que intervienen. También hay que tener en cuenta los cambios de paso de cada álabes y los efectos de las maniobras de orientación del rotor.

Los efectos estáticos y dinámicos que actúan sobre el rotor se estudian en situaciones límites, tales que si en ellas se aseguran que los álabes no se rompan, este no se romperá en ninguna de las otras situaciones previsibles.

Situaciones límite a tener en cuenta:

- I. Casos operativos (régimen estacionario) en los que se exige que los esfuerzos que actúan en la estructura estén siempre dentro de los límites de fatiga y demás, que no alcancen los límites de esfuerzo de pandeo, ya que los álabes se comportan como una viga empotrada y en ella aparecen esfuerzos de tracción y compresión que provoca fatiga. El primer caso operativo corresponde con una velocidad nominal del viento que provoca la máxima carga y se supone con potencia y revoluciones nominales y paso el álabe nulo; este caso corresponde a la carga máxima del álabe y es un esfuerzo dinámico máximo. El segundo caso corresponde con la máxima velocidad del viento y se supone también con potencia y revoluciones nominales, pero con paso del álabe máximo; este caso también de esfuerzo dinámico máximo. El tercer caso corresponde con la velocidad máxima del viento necesaria para provocar el arranque, con potencia cero y paso cero; corresponde con un gran esfuerzo estático.
- II. Los transitorios se incluyen en los casos anteriores como esfuerzos dinámicos, con velocidades próximas a la nominal y a la de desconexión.
- III. Los casos extremos a tener en cuenta son: el huracán y el rotor en bandera, la velocidad del viento se duplica sin cambio de peso.

Vibraciones.- el rotor de dos álabes, en general, genera vibraciones ya que durante la rotación normal el centro de gravedad de los álabes describe, teóricamente, una circunferencia, pero debido a su propio peso y la acción del viento tiende a flectar los álabes, el centro de gravedad del sistema durante la rotación no está sobre el eje de giro del rotor, debido al plegamiento y deformación de los álabes bajo su propio peso, como se ve en la figura 13; este efecto se puede evitar parcialmente, equilibrando los álabes mediante unos contrapesos que tienen hacer coincidir el centro de gravedad del conjunto de las mismas con el eje de giro.

Sin embargo, y aún equilibrada, la hélice bipala genera vibraciones en frecuencia doble a la de la rotación, debido a efectos de inercia, que, si llegan a acoplarse con las vibraciones de la estructura soporte, pueden destruir al aparato.

Estos inconvenientes no se presentan, en general, en el rotor tripala, aunque su equilibrio es más difícil de conseguir.

El diseño del soporte del aerogenerador y de la torre se tiene que estudiar con cuidado, de forma que sus frecuencias propias de vibración no estén próximas a la frecuencia generadas por la rotación de la hélice y así evitar el que entren en resonancia, siendo su estudio bastante complicado.

Para los aerogeneradores cuyo diámetro sea inferior a 30 ó 40 metros se puede utilizar un cubo rígido, especialmente cuando la hélice es tripala porque este tipo de rotor es más equilibrado que el tipo bipala. El momento de cabeceo es menor para el primero, por lo que la fatiga a la flexión del eje del rotor se reduce. Cuando el diámetro es superior a 40 m parece preferible la utilización del cubo articulado (flexible) para los rotores bipala. El momento del cabeceo disminuye y la fatiga a la flexión de los álabes, del eje y la torre se reduce considerablemente.

El soporte más barato tipo de baja frecuencia, consiste en una torre de hormigón o de acero; este tipo es más ligero, pero menos resistente que el de frecuencia elevada, que es rígido. Sea cual sea el tipo escogido, hay que hacer constar que el soporte se debe calcular para resistir la fuerza centrífuga que aparecería en su parte más elevada en caso de rotura de un álabe.

Esto es importante para la seguridad de los aerogeneradores; las estadísticas muestran que muchas instalaciones han sido destruidas por la rotura de un álabe. En Suecia, todas las instalaciones de gran potencia se han calculado para aguantar este tipo de accidente.

Materiales de construcción del álabe

Una cuestión que hay que tener muy en cuenta para el diseño de un rotor es el problema estructural, por cuanto siempre es posible diseñar un álabe muy bueno desde el punto de vista aerodinámico, pero que no sea capaz de resistir los esfuerzos a que este sometido. Otra cuestión importante es el proceso de fabricación del rotor, puesto que una disminución de costos en este sentido tiene que rebajar el costo de la instalación. (Ver Figura 14).

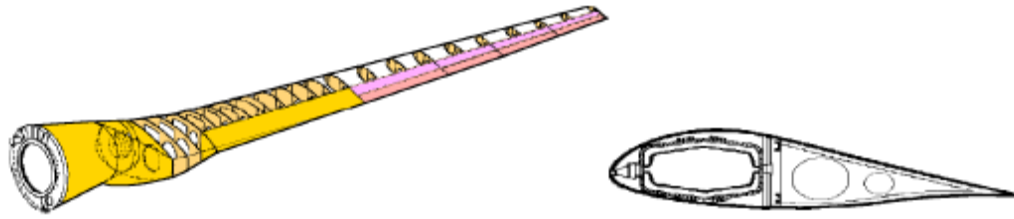


Figura 14. Estructura moderna de un álabe.

Fuente: Fernández Pedro (2018)

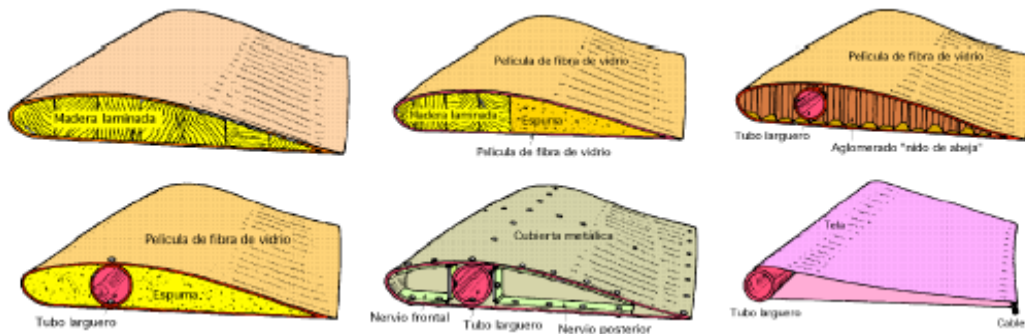


Figura 15. Algunas soluciones constructivas antiguas para la fabricación de álabes.

Fuente: Fernández Pedro (2018)

Los álabes van a estar sometidos a condiciones de trabajo muy duros, con fenómenos de corrosión, erosión, contracciones y dilataciones debidas a las vibraciones (fatiga), etc. Y de ahí el que sea muy importante el material con que se construyan; en su fabricación se ha utilizado materiales baratos como telas (equipos económicos), madera, pero una de las soluciones más interesantes consiste en utilizar estructuras de aleaciones de aluminio (duraluminio) con chapa fina, larguero central resistentes y costillas que la proporcionan en una cierta rigidez en la figura 14; esta parece la concepción más simple pero quizás se la más cara; por ello se pueden utilizar otros procedimientos como sustituir el aluminio por acero con el inconveniente de un mayor peso para resistencias análogas. (Ver Figura 15)

Otro tipo de estructura previsible es la fibra vidrio, que se puede realizar de diversas formas. Se pueden construir mediante bobinado o colocando la fibra en sentido longitudinal o en dirección del eje, con lo que la resistencia aumenta

considerablemente; estas fibras pueden ser, complejas de resina sintéticas (fibra de vidrio + resina epoxica), (fibra de vidrio + poliésteres), (fibra de vidrio + elastómeros), etc., que se pueden moldear fácilmente y que son interesantes para pequeñas series. Para la construcción de la parte móvil de los álabes se puede utilizar plástico armado debido a su ligereza y resistencia y para la parte fija plástico y acero.

2.2.14. Generalidades sobre perfiles de álabes

El elemento más básico de un aerogenerador es el rotor que está formado por uno o varios álabes (su teoría de cálculo elemental es análoga a la de las hélices de avión). Cada álabe tiene un perfil variable con forma aerodinámica; estos perfiles tienen un extremo, que es el borde de ataque, mientras que el otro extremo, de forma afilada, es el borde de salida. Los perfiles tienen distintos nombres según su geometría. Se denomina biconvexo si el intradós (cara inferior) y el extradós (cara superior) son convexos y plano-convexos si tienen el extradós convexo y el intradós plano y de doble curvatura si el intradós y el extradós son cóncavos. En el estudio de los perfiles se ignora la configuración en proyección horizontal del álabe, como así también los efectos de extremo del álabe: flecha, álabe y otras características de diseño, para facilitar su cálculo.

En el diseño de álabes es necesario mantener claro una serie de conceptos:

- I. La línea de cuerda es una línea recta que une al borde de ataque y el borde de salida del perfil.
- II. La cuerda es la longitud de esa línea. Todas las dimensiones de los perfiles se miden en términos de la cuerda.
- III. La línea de curvatura es la línea media entre el extradós y el intradós, tomadas como segmentos perpendiculares de la cuerda, a lo largo de ella.
- IV. Curvatura máxima es la distancia máxima entre la línea de curvatura media y la línea de cuerda. La posición de la curvatura máxima es importante en la determinación de las características aerodinámicas de un perfil.

- V. Espesor máximo es la distancia máxima entre la superficie superior e inferior (extradós e intradós). La localización del espesor máximo también es importante.
- VI. Radio de borde de ataque es una medida de la curvatura del borde de ataque. Puede variar desde cero, para perfiles supersónicos afilados o hasta un 2% (de la cuerda) para perfiles más bien achatados.

En la figura 16 se muestran explícitamente estos parámetros.

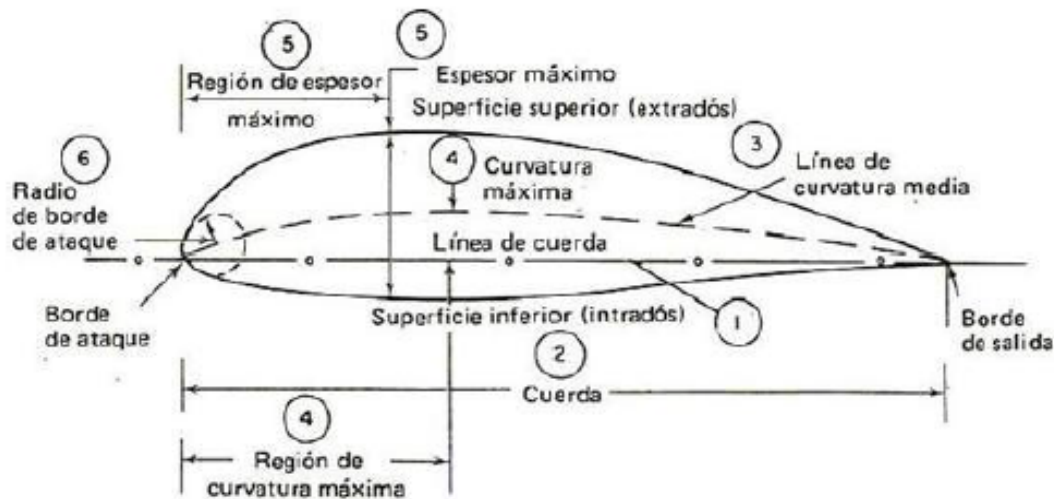


Figura 16. Terminología básica de perfiles.

Fuente: González Francisco (2008)

En la geometría de un perfil existen cuatro variables principales:

- I. Configuración de la línea de curvatura media. Si esta línea coincide con la línea de cuerda, el perfil es simétrico. En los perfiles simétricos la superficie superior e inferior tiene la misma forma y equidistan de la línea de cuerda.
- II. Espesor.
- III. Localización del espesor máximo.
- IV. Radio del borde de ataque. Configuración de la línea de curvatura media.

2.2.15. Perfiles N.A.C.A.

Hasta 1932, puede decirse que los perfiles más comúnmente utilizados derivan más o menos directamente de las investigaciones efectuadas en los

laboratorios de Göttingen en Alemania y algunas otras universidades; pero con contadas excepciones, como los perfiles Munk (en honor al ingeniero alemán Max Michael Munk 1890-?) quien hizo contribuciones en el diseño de perfiles para la N.A.C.A (National Advisory Committee for Aeronautics , (discípulo del físico alemán Ludwig Prandtl (1875-1953) el cual realizo interesantes trabajos pioneros en el campo de la aerodinámica), demostró en su tesis doctoral, leída en 1918 en la Universidad de GÖTINGEN que la distribución y forma elíptica de un perfil es con lo que se logra que la resistencia inducida sea lo más pequeña posible. Los resultados de esta simplificación son aprovechables, porque algunas características aerodinámicas de los perfiles dependen en esencia de la línea de curvatura media y principalmente de la magnitud y posición de su curvatura máxima. Por ejemplo, dependen principalmente de la curvatura del perfil, el coeficiente de momento con respecto al centro aerodinámico y la dirección de sustentación nula, la cual, a su vez, influye sobre el coeficiente de sustentación máxima, circunstancia que a veces utiliza el proyectista de aviones para retrasar la pérdida de sustentación en las puntas de las alas, empleando en ellas perfiles de mayor curvatura y mejorando así la estabilidad del avión o velocidades pequeñas.

En cambio, la resistencia y la pendiente de la curva sustentación dependen principalmente del espesor. La teoría de perfiles delgados tiene graves inconvenientes. La sustentación en el borde de ataque es infinita, excepto para un determinado ángulo de ataque y la sustentación total se reparte por partes iguales entre extradós e intradós, los ensayos no fueron hechos de una manera sistemática.

La mayor parte del desarrollo de perfiles en los Estados Unidos ha sido realizada a partir de 1929 por el Comité Consultivo Nacional de Aeronáutica N.A.C.A. (National Advisory Committee of Aeronautics), que fue precursor de la Administración Nacional de Aeronáutica y del Espacio N.A.S.A. (National Aeronautics and Space Administration). A partir 1932, la N.A.C.A. emprendió una investigación sistemática de grandes alcances. Fruto de esos experimentos fueron los perfiles N.A.C.A. de cuatro o cinco cifras, en los que la numeración es

exclusivamente geométrica y los más modernos perfiles laminares, en cuya numeración se hacen aparecer características aerodinámicas. El primero de los dígitos de la curvatura en porcentaje de la cuerda; el segundo da la posición de la curvatura máxima en decimas de la cuerda y los dos últimos dígitos el espesor máximo en porcentaje de la cuerda.

Conforme avanzaron las investigaciones, hacia mediados de los años 40's la N.A.C.A. lanzó la serie de seis dígitos. Fue una familia revolucionaria ya que dio origen a los famosos perfiles laminar (corriente o flujo uniforme de aire con muy poca transferencia de momento entre las capas paralelas) de muy baja resistencia aerodinámica. Resultaron del desplazamiento hacia atrás del punto de espesor máximo y la reducción del radio de borde de ataque. De este diseño se obtienen dos resultados principales: en primer lugar, se desplaza hacia atrás el punto de presión mínima, aumentando con ello la distancia desde el borde de ataque en la existe el flujo laminar y reduciendo la resistencia. En segundo lugar, aumenta el número crítico de Mach (a cierto número de Mach de vuelo, la velocidad local en la parte superior del ala alcanza la velocidad del sonido, Mach = 1), permitiendo incrementar la velocidad de la aeronave sin la aparición de problemas de compresibilidad. Es así que el contorno de estas secciones tiene una distribución de presiones tal que obliga al flujo de aire a mantenerse adherido a la superficie en un extenso tramo de cuerda, lo que disminuye significativamente el arrastre y la turbulencia.

En los años 1930 se utilizó un nuevo enfoque para el diseño de los perfiles en el cual la forma del perfil se deriva matemáticamente a partir de las características de sustentación deseadas. Previamente, multitud de perfiles fueron creados y sus características fueron medidas en túneles de viento. (Ver Figura 17)

El perfil de la serie 1, se describe a continuación:

El 1 describe la serie.

El 2do. dígito describe la distancia en la que se encuentra la zona de mínima presión en 1/10 de % de cuerda.

El 3er. dígito (precedido de un guion) describe el coeficiente de sustentación en 1/10.

Los 2 últimos dígitos describen el máximo espesor en 1/10 del % de la cuerda.

Para el caso de un perfil N.A.C.A. 16-015

El primer dígito indica la serie.

El segundo la zona de mínima presión en el 60% de la cuerda.

El tercero el coeficiente de sustentación $C_L=0$.

Y los dos últimos el espesor máximo del 15% de la cuerda.

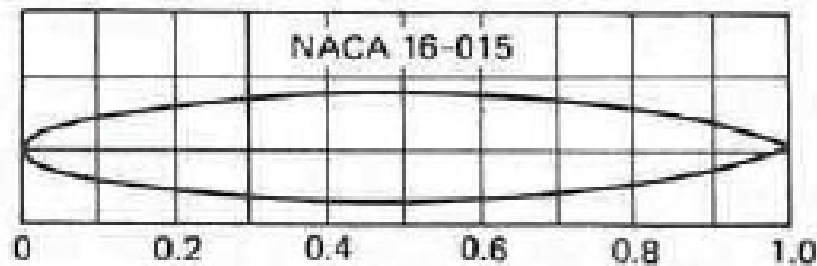


Figura 17. Representación gráfica del perfil NACA 16-015.

Fuente: González Francisco (2008)

El perfil de serie 6 es una mejora sobre la serie 1, con énfasis en maximizar el flujo laminar.

El número “6” indica la serie.

El 2do. dígito describe la distancia en la que se encuentra la zona de mínima presión en 1/10 de % de cuerda (punto de la cuerda donde actúan la fuerza aerodinámica de levantamiento).

El 3er. dígito (normalmente en forma de subíndice) describiendo que la resistencia se mantiene baja tantas décimas por debajo y por arriba del coeficiente de sustentación especificado (4º dígito).

El 4to. dígito (precedido de un guion) describe el coeficiente de sustentación en 1/10.

Los últimos 2 dígitos describen el espesor máximo en 1/10 del % de la cuerda.

“a=” seguida de un decimal describiendo la fracción de la cuerda sobre la que el flujo laminar se mantiene si no se da ningún valor se asume que por defecto $a=1$.

A continuación, se describe como se conforma un perfil NACA de la serie 6, el perfil que se usara como ejemplo es el perfil 64-245:

El primer número indica la serie (para este ejemplo es 6, por ser de la serie 6).

El segundo número indica la posición del punto de presión mínima en décimas de la cuerda, es decir, que en este caso se encuentran al 40% de la cuerda.

El tercer número representa el coeficiente de sustentación (puede definirse como la relación entre la presión de sustentación y la presión dinámica, es una medida de la efectividad del perfil para producir sustentación) en décimas, en este caso es del 20%.

Los 2 últimos dígitos “45” se refieren al espesor máximo con respecto a la cuerda (suponiendo un perfil con dimensiones de 1m de cuerda, los dos últimos dígitos se refieren al 45% de la cuerda que sería de 45 cm). (Ver Figura 18)

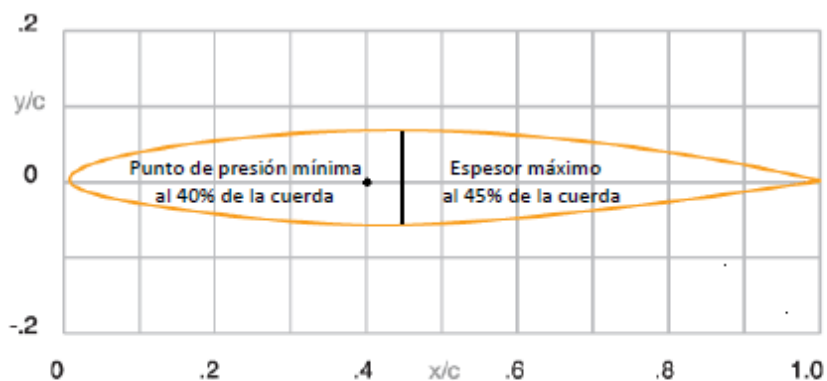


Figura 18. Perfil N.A.C.A. de 6 dígitos.

Fuente: González Francisco (2008)

Evidentemente, la aparición de los perfiles laminares (laminar AirFoil o laminar section) significaron un enorme avance en las performances de las aeronaves, ya que al mantenerse la corriente de aire laminar sobre una gran parte del extradós e intradós del ala se retarda la formación de torbellinos y por consiguiente se disminuye la resistencia aerodinámica. (Ver Figura 19)

A continuación, se muestra una comparativa de perfiles N.A.C.A.

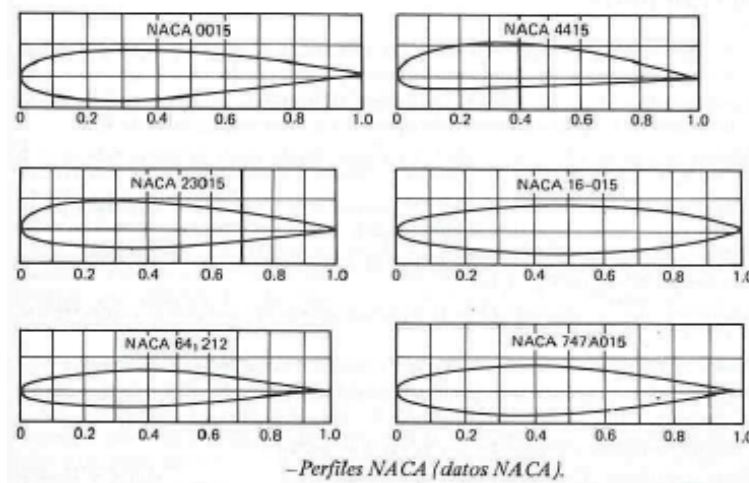


Figura 19. Comparativa de perfiles N.A.C.A.

Fuente: González Francisco (2008)

2.2.16. Aerodinámica de los aerogeneradores de eje horizontal

Como ya se mencionó, un aerogenerador es un dispositivo para extraer energía del viento. Parte de la energía cinética del viento debe disminuir y el resto pasa a través de la superficie del aerogenerador, pero solo esa masa de aire que pasa a través del disco del rotor es afectada. Si se supone que sigue habiendo masa de aire afectada aparte de la que no pasa a través del disco del rotor y no se retrasa, se puede dibujar esa superficie conteniendo la masa del aire afectada y este límite puede ser ampliado a la salida del tubo de corriente. No hay flujos de aire a través del límite y el flujo total del aire fluye a lo largo del tubo de corriente que es igual para todas las posiciones y a lo largo del tubo de corriente. El aire dentro del tubo de corriente se

retrasa, pero no llega a ser comprimido, la superficie transversal del tubo debe ampliarse para acomodar el aire móvil más lento. (Ver Figura 20).

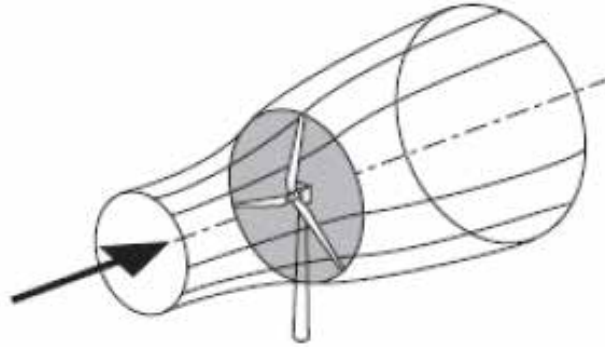


Figura 20. Condiciones de flujo debido a la extracción de la energía mecánica en flujo de aire de corriente libre, según la teoría del momento.

Fuentes: Bossanyi Ervin, Sharpe David, Jenkins Nick, Burton Tony (2001)

Aunque la energía cinética se extraiga de la circulación de aire, un cambio radical en la velocidad no es posible ni deseable debido a la aceleración enorme y fuerza que esto requeriría. La energía de la presión se puede extraer en un paso, sin embargo y todos los aerogeneradores, funcionan de esta manera por su diseño. La presencia de la turbina hace que el aire cambie contra la corriente, para retrasar gradualmente su flujo. El tubo de corriente se amplía como resultado del retraso y porque no se ha hecho ningún trabajo todavía, o cerca, la presión estática del aire absorbe la disminución de la energía cinética. El tubo de corriente se amplía, además, como consecuencia directa la ecuación de balance de masa: a menor velocidad, mayor área.

El aire pasa a través del disco de rotor, por diseño, tiene una caída en la presión. El flujo de aire a la salida procede con velocidad y presión estática reducidas. Eventualmente, lejos, a la salida del tubo de corriente, la presión estática debe volver al nivel original para que el equilibrio sea alcanzado. La subida de la presión estática ocurre a expensas de la energía cinética, así que el viento disminuye su velocidad. En

la estela, no ocurre cambios en la presión estática, pero hay una reducción en su energía cinética.

2.2.17. Disco actuador

El mecanismo descrito arriba toma en cuenta la extracción de la energía cinética pero no explica que le sucede a esa energía; bien, puede convertirse en trabajo útil, pero algo se puede disipar nuevamente dentro del viento como turbulencia y eventualmente como calor. Sin embargo, se puede comenzar el análisis del comportamiento aerodinámico de los aerogeneradores sin ningún diseño específico de la turbina, solo considerando el proceso de la extracción de la energía cinética. El dispositivo general que realiza esta tarea se llama disco actuador. (Ver Figura 21).

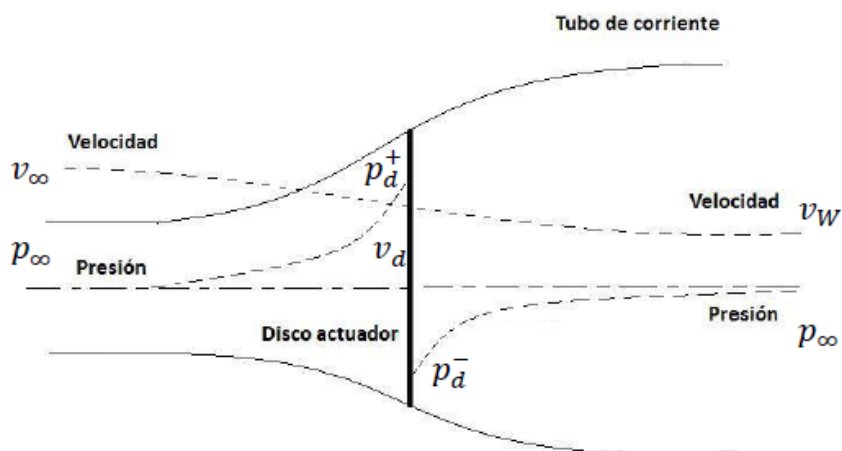


Figura 21. Tubo de corriente y disco actuador extrayendo energía.

Fuente: Salazar Iván (2010)

Como se mencionó, la sección transversal a la entrada del tubo de corriente es menor que la sección transversal del disco, pero la salida del tubo de corriente la sección transversal es mayor que la del disco. La expansión del tubo de corriente se debe a que el flujo másico debe ser el mismo en todos los puntos del tubo de corriente. La masa de aire que pasa con una velocidad a través de la sección transversal del tubo de corriente a $\rho v A$, donde ρ es la densidad del aire, A es la sección transversal de la superficie y v es la velocidad del flujo.

El flujo total debe ser igual por todas partes a lo largo del tubo de corriente, por lo tanto; de acuerdo con la ecuación de balance de masa:

El símbolo

refiere a la condición en el disco actuador y W se refiere a la condición en la parte lejana o a la salida del tubo de corriente.

Es común considerar que el disco actuador induce un variación de velocidad que debe sobrepasar a la velocidad de la corriente libre. La componente de la corriente del flujo inducido por el disco es descrita como a , donde a es llamado el factor de inducción del flujo axial o factor de afluencia (que se define como la disminución fraccionaria de la velocidad del viento entre la corriente libre y el plano del rotor). Para el disco, por lo tanto, la velocidad de corriente neta es:

La manera en que la energía extraída se convierte en energía utilizable depende en particular del diseño del aerogenerador. Muchos aerogeneradores emplean un rotor con varios álabes que giran con una velocidad angular sobre un eje normal del plano del rotor y paralelo a la dirección del viento.

Los álabes barren el aire hacia afuera del disco y en virtud de su diseño aerodinámico desarrollan una diferencia de la presión a través del disco, que, es la causa de la pérdida del momento axial, en la estela. Se asocia a la pérdida del momento axial, una pérdida de la energía cuando esta es recolectada por un generador eléctrico conectado al eje del rotor, así como un empuje, el rotor experimenta un esfuerzo de torsión en la dirección de la rotación.

2.2.18. Teoría del momento

El aire que pasa a través del disco sufre un cambio total de velocidad, y una velocidad del cambio del momento igual al cambio total de la velocidad por el flujo total:

La fuerza que causa este cambio del momento viene enteramente de la diferencia de la presión a través del disco actuador, porque el tubo de corriente está rodeado totalmente por el aire a la presión atmosférica, que da la fuerza neta cero. Por lo tanto:

Para obtener la diferencia de presión, la ecuación de Bernoulli se aplica por separado a las secciones de corriente de entrada y salida del tubo de corriente; las ecuaciones separadas son necesarias porque la energía total es diferente. La ecuación de Bernoulli indica que, bajo condiciones estacionarias, la energía total del flujo, comprende la energía cinética, la energía de la presión estática y la energía potencial gravitacional, tal como se vio anteriormente, y esta suma permanece constante. Así, por unidad de volumen de aire, esta ecuación se escribe así:

—

A la entrada del tubo de corriente, se tiene:

— —

Si se supone que el flujo es incomprensible (+ y horizontal (entonces:

— —

Además, se ignora la energía potencial gravitacional, ya que para nuestro caso se considera únicamente el caso de aerogeneradores de eje horizontal. Similarmente a la salida del tubo de corriente:

— —

Restando estas ecuaciones se obtiene:

La ecuación 42 entonces da:

—

Y es:

Es decir, la mitad de la pérdida de la velocidad axial en el tubo de corriente ocurre a la entrada desde el disco actuador y la otra mitad a la salida.

2.2.19. Coeficiente de sustentación

La sustentación es la fuerza generada sobre un cuerpo que se desplaza a través de un fluido, de dirección perpendicular a la de la velocidad de la corriente incidente. La aplicación más conocida es la del ala de un ave o un avión, superficie generada por un perfil alar.

Como con otras fuerzas aerodinámicas, en la práctica se utilizan coeficientes adimensionales que representan la efectividad de la forma de un cuerpo para producir sustentación y se usan para facilitar los cálculos y los diseños.

El modelo matemático de la fuerza de sustentación es:

$$\begin{array}{c} - \\ \hline - \end{array}$$

2.2.20. Coeficiente de Arrastre

En Mecánica de Fluidos, el coeficiente de arrastre (comúnmente denotado como: c_d , c_x o c_w) es una cantidad adimensional que se usa para cuantificar la resistencia de un objeto en un medio fluido como el aire o el agua. Es utilizado en la ecuación de resistencia, en donde un coeficiente de resistencia bajo indica que el objeto tendrá menos resistencia aerodinámica o hidrodinámica. El coeficiente de arrastre está siempre asociado con una superficie particular.

El coeficiente de arrastre de cualquier objeto comprende los efectos de dos contribuciones básicas a la resistencia dinámica del fluido: la resistencia de forma y de superficie. El coeficiente de resistencia de un perfil aerodinámico o hidrodinámico

incluye también los efectos de la resistencia inducida. El coeficiente de arrastre de una estructura completa como una aeronave incluye también los efectos de la resistencia de interferencia.

—

—

2.2.21. Coeficiente de potencia

La fuerza por unidad de área del disco del aire se convierte, de la ecuación 42, en lo siguiente:

El coeficiente de potencia se define como:

—
—

Donde el denominador representa la potencia disponible en el aire, en la ausencia del disco actuador. Por lo tanto:

2.2.22. Coeficiente de presión

El coeficiente de presión es un número adimensional que describe la presión relativa a través de un campo de flujo en dinámica de fluidos. El coeficiente de presión es usado en aerodinámica e hidrodinámica. Cualquier punto inmerso en el flujo de un fluido tiene su propio y único coeficiente de presión, C_p .

En algunas situaciones en aerodinámica e hidrodinámica, el coeficiente de presión de un punto cerca de un cuerpo es independiente del tamaño del cuerpo. En consecuencia un modelo ingenieril puede ser probado en un túnel de viento o en un túnel de agua, de esta forma se pueden calcular los coeficientes de presión en puntos críticos alrededor del modelo, y estos coeficientes de presión pueden ser usados para estimar la presión del fluido en esos puntos críticos en el prototipo a escala real.

-

2.2.23. Límite de Betz

El máximo valor del coeficiente de potencia ocurre cuando:

Exceptuando el valor trivial $C_T = 1$, queda un valor de $C_T = \frac{2}{3}$, de:

El máximo valor realizable del coeficiente de potencia es conocido como límite de Betz en honor a Albert Betz (1885-1968). Hasta la fecha, ningún aerogenerador es capaz de exceder este límite. El límite es causado no por cualquier deficiencia de diseño, sino porque el tubo de corriente tiene que ampliarse a la salida y en la sección representativa del tubo que está llena de aire, la velocidad de la corriente liberada es más pequeña.

El coeficiente de potencia puede ser definido también como:

— —

A continuación, se representa en la figura 23. la gráfica de los valores “ C_P y C_T ”

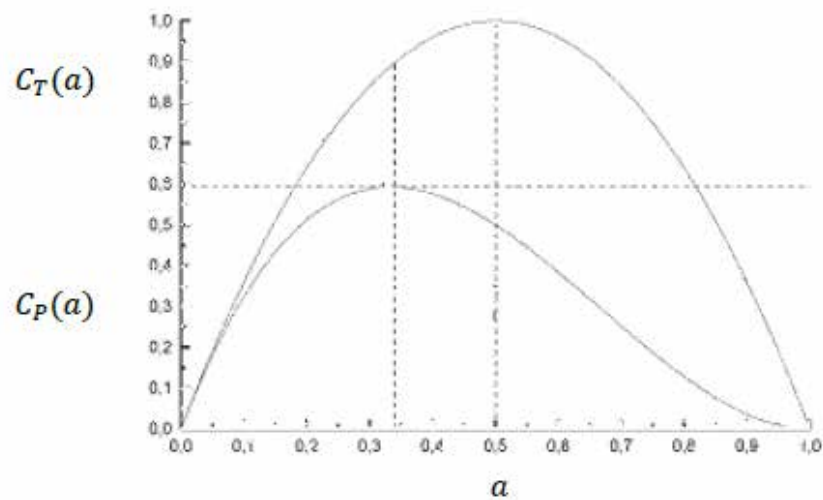


Figura 22. Variación del C_p y C_T contra “el factor de inducción del flujo axial (a)”.
Fuente: Salazar Iván (2010)

La ley de Betz dice que solo puede convertirse menos de 16/27(59%) de la energía cinética en energía mecánica usando aerogeneradores. La ley de Betz fue formulada por primera vez por el alemán, especialista en aerodinámica Albert Betz en 1919. Su libro “Wind-Energie”, publicado en 1926, proporciona buena parte del conocimiento que en ese momento se tenía sobre energía eólica y aerogeneradores. Es sorprendente que se pueda hacer una afirmación general tan tajante que se pueda aplicar a cualquier aerogenerador con un rotor en forma de disco.

El límite es causado no por cualquier deficiencia en diseño, sino porque el tubo de corriente tiene que ampliarse a la salida y en la sección representativa del tubo que está llena del aire, la velocidad de la corriente liberada es más pequeña.

La ecuación de Betz proporciona el límite superior de las posibilidades de un aerogenerador, pero en sí poca fina, pues no tiene en cuenta una serie de factores como:

- La resistencia aerodinámica de las palas o álabes.
- La pérdida de energía por la estela generada por la rotación.
- La compresibilidad del flujo.
- La interferencia de las palas o álabes.

En realidad, habrá que tener en cuenta además el rendimiento de los diversos mecanismos que componen el aerogenerador, por lo considerando el siguiente balance del mismo para los distintos componentes:

Rendimiento de Betz.....	59.3%
Rendimiento de la hélice.....	85%
Rendimiento del multiplicador.....	98%
Rendimiento del alternador.....	95%
Rendimiento del transformador.....	98%

Se obtiene un rendimiento global de la instalación del orden del 46%.

2.2.24. Coeficiente de tracción

La fuerza en el disco actuador causada por la caída de presión, dada por la ecuación 50, puede también ser adimensionalizada para dar un coeficiente de tracción específico C_T :

$$\frac{F}{\rho V^2 A}$$

Un problema aparece para valores de $\lambda > \lambda_{max}$, porque la velocidad de la estela, dada por, $V(1-a)$, se vuelve cero; en estas condiciones la teoría del momento, descrita, ya no es válida y tiene que hacerse una modificación empírica.

La variación del coeficiente de potencia y el coeficiente de tracción con respecto al factor de inducción del flujo axial “ a ”, se muestra en la figura 23.

2.2.25. Teoría del elemento de pala

Se asume que las fuerzas en un elemento de pala se pueden calcular por medio de características de perfil aerodinámico en dos dimensiones usando un ángulo de ataque determinado por la velocidad de incidencia resultante en el plano de la sección transversal del elemento; la componente de velocidad en la dirección a lo largo de la pala se ignora. Los efectos en tres dimensiones son también ignorados.

Los componentes de la velocidad en una posición radial respecto a la pala expresada en términos de la velocidad del viento, los factores del flujo y la velocidad

rotacional del rotor determinarán el ángulo de ataque. Teniendo información sobre como las características de los coeficientes de los perfiles aerodinámicos C_d el cual varía con el ángulo de ataque, las fuerzas en palas por dados valores de C_d , pueden ser resueltos.

Considerando un aerogenerador con N palas, de radio R y cuerda C y ángulo de inclinación β medido entre la línea del perfil aerodinámico de cero levantamientos y el plano del disco. La longitud de la cuerda y ángulo de inclinación pueden variar a lo largo de la envergadura de la pala. Las palas giran a la velocidad angular Ω y la velocidad del viento v . La velocidad tangencial Ωr del elemento de la pala es demostrada en la figura 24, combinada con la velocidad tangencial de la estela significa que la velocidad neta del flujo tangencial experimentada por el elemento de la pala es $v(1-a)$. La figura 25, muestra las velocidades y fuerzas relativas a la línea de cuerda de la pala en el radio

De la figura 26. la velocidad relativa resultante en la pala es:

El cual actúa en el ángulo α' para el plano de rotación, tal que:

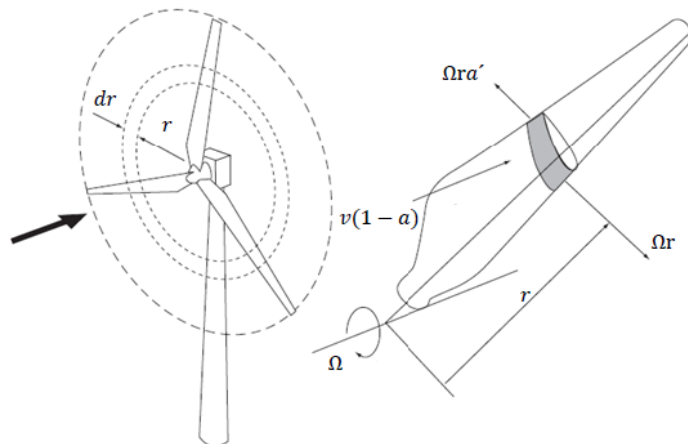


Figura 23. Barrido de un elemento de pala y por fuera anillo anular.

Fuente: Salazar Iván (2010)

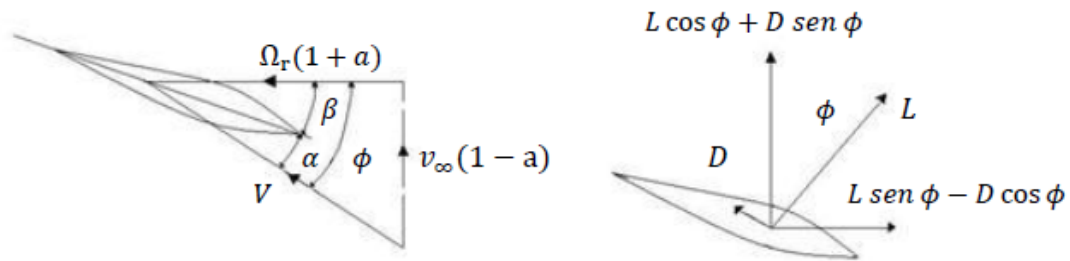


Figura 24. Velocidades (a) y fuerzas (b) del elemento de pala.

Fuente: Salazar Iván (2010)

El ángulo de ataque está dado por:

La fuerza de levantamiento para la pala , el cual tienen una envergadura de longitud , normal para dirección de

Y la fuerza de resistencia paralela a

Esta teoría considera además que el rotor está constituido por un número finito N de palas (generalmente entre 2 y 3).

Cada una de las palas está formada por secciones infinitamente delgadas cuya forma está diseñada con el objetivo de producir una cierta fuerza aerodinámica. Estos elementos son en todo idéntico a los perfiles utilizados en las alas del avión. La componente axial de la fuerza aerodinámica, sumada sobre todos los elementos y sobre las palas, nos da el total de fuerzas extraídas por el rotor.

Por otro lado, las fuerzas aerodinámicas tendrán también una componente paralela al plano de rotación del rotor; esta componente constituirá la resistencia del rotor al girar en el medio fluido.

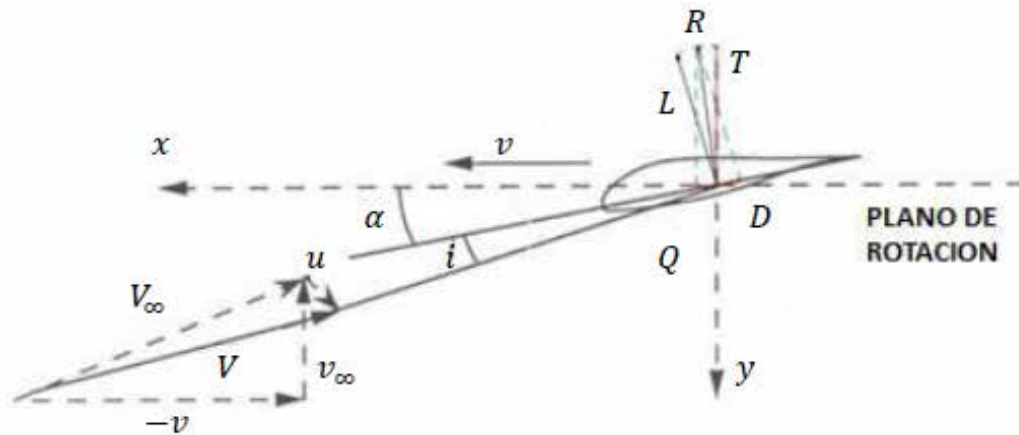


Figura 25. Triángulos de velocidades y fuerzas aerodinámicas actuando en un elemento de pala.

Fuente: Salazar Iván (2010)

En la figura anterior se representa uno de los elementos de la pala así como las fuerzas aerodinámicas que actúan sobre él. La tracción y el par (resistencia al giro), generados por los elementos, se expresan mediante:

$$- \\ -$$

Son los coeficientes aerodinámicos de la sección, es la cuerda y V la magnitud del viento relativo. Es evidente que estas fórmulas son inútiles en tanto no se conozca el ángulo formado entre el viento relativo y el plano de rotación del rotor.

Estas ecuaciones sirven para obtener valores en una diferencial, es decir, una pequeña parte de la pala, para obtener el valor total de la pala, se emplea:

2.2.26. Velocidad en la punta de la pala de una turbina eólica

Otra forma de medir la velocidad de una turbina eólica es la velocidad de punta, v_{tip} , la cual es la velocidad tangencial del rotor en la punta de las palas, medida en metros por segundo. Es el producto de la velocidad angular ω del rotor y el radio de la punta de la pala, r (en metros). De aquí se deriva otra forma de expresar la velocidad v_{tip} :

Razón de velocidad de punta

Dividendo la velocidad de la punta, v_{tip} , entre la velocidad no perturbada delante del rotor, v , se obtiene una relación adimensional muy útil, conocida como razón de velocidad de punta, la que se representa normalmente por λ . Esta razón proporciona una medida útil con la cual se comparan las turbinas eólicas con diferentes características.

Una turbina eólica con un diseño específico puede operar en un rango de velocidades de punta, pero operará con la mayor eficiencia a una determinada razón de velocidad de punta, es decir, cuando la velocidad de la punta de su álabe se un valor múltiple determinado de la velocidad del viento. En la figura 26, puede verse este efecto.

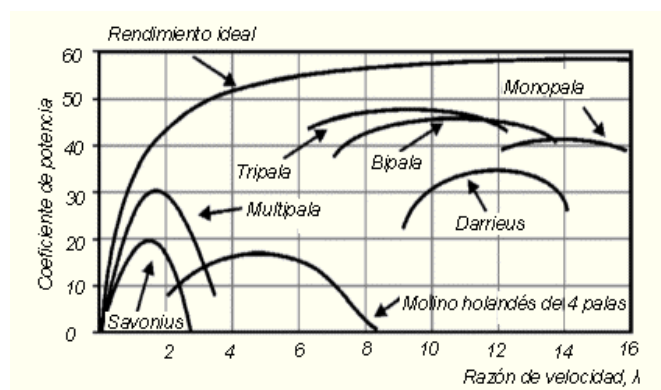


Figura 26. Relación entre la razón de velocidad de punta y el coeficiente de potencia, para diferentes tipos de máquinas eólicas.

Fuente: Moreno Conrado (2018)

Denominando a la eficiencia por el término “coeficiente de potencia”, se advierte que cada tipo de rotor opera en un intervalo de razones de velocidades de punta determinado, pero alcanza un valor máximo de eficiencia en un cierto valor de . Por ejemplo, un rotor tripala opera en el rango de 6 a 12, pero alcanza su valor máximo cuando el valor de la razón de velocidad de punta se encuentra cercano a 10. Los molinos de viento multipala alcanzan este valor cuando es aproximadamente 1.

La razón de velocidades de punta óptima para una velocidad de rotor dependerá tanto del ancho de las palas como de su número.

2.2.27. Dinámica de fluidos computacional (CFD)

Es la rama de mecánica de los fluidos que utiliza métodos numéricos y algoritmos para resolver y analizar problemas sobre el flujo de fluidos, las computadoras son utilizadas para simular la interacción de los líquidos y gases con superficies complejas proyectadas por la ingeniería. Aun con ecuaciones simplificadas y ordenadores de alto rendimiento, solo se puede alcanzar resultados aproximados en muchos casos. La incorporación de software aumenta la velocidad de cálculo como así disminuye también el margen de error, al tiempo que permite analizar situaciones cada vez más complejas como los fluidos transónicos y los fluidos turbulentos. La verificación de los datos obtenidos por CFD suele realizarse en túneles de viento u otros modelos físicos a escala, por ejemplo, prueba de vuelo.

La base fundamental de todos los problemas CFD son las ecuaciones de Navier-Stokes, que define muchos flujos de fluidos monofásicos (de gas o líquidos, pero no ambos). Estas ecuaciones pueden simplificarse eliminando los términos que describen acciones viscosas para producir las ecuaciones de Euler. Una mayor simplificación a eliminar los términos que describen la vorticidad, arroja las ecuaciones de potencial completo. Finalmente, para pequeñas perturbaciones en flujos subsónicos y supersónicos (no transónicos o hipersónicos), estas ecuaciones pueden linealizarse para producir las ecuaciones de potencial linealizadas. Se han

desarrollado métodos bidimensionales (2D), utilizando transformaciones conformales de flujo alrededor de un cilindro hasta el flujo alrededor de un perfil aerodinámico.

La potencia de la computadora disponible estimuló el desarrollo de métodos tridimensionales. Probablemente, el primer trabajo que uso computadora para modelar el flujo de fluidos, como se rige por las ecuaciones de Navier-Stokes, se realizó en el Laboratorio Nacional Los Álamos, este grupo fue dirigido por Francis H. Harlow, quien es ampliamente considerado como uno de los pioneros de CFD. Este grupo entre los años 1957 y 1960 desarrollo una variedad de métodos numéricos para simular flujos bidimensionales transitorios, como el método particular en celda (Harlow, 1957) método de fluido en celda (Gentry, Martin y Daly 1966), método de la fundición de corriente de vorticidad (Jake Fromm, 1963) y método Marker-and-cell (Harlow y Welch, 1965). El método de la función de flujo de vorticidad e Fromm para flujos bidimensionales, transitorios e incompresibles fue el primer tratamiento de flujos incompresibles de fuerte contorsión en el mundo.

Generación del modelo 3D

La generación de un modelo tridimensional CAD de la geometría del dominio fluídico es el primer paso para una simulación en CFD. El sólido debe mantener la geometría inicial y las características y propiedades relevantes para capturar el flujo, se puede pasar por alto detalles que a nivel de fabricación serían esenciales, pero desde el punto de vista de los procesos físicos que ocurren se considera de nula importancia.

Métodos numéricos aplicados a mecánica de los fluidos

Las ecuaciones de Navier-Stokes reciben su nombre de Claude-Louis Navier y George Gabriel Stokes respectivamente. Se trata de un conjunto de ecuaciones en derivadas parciales no lineales que describen el movimiento de un fluido. Estas ecuaciones gobiernan la atmósfera terrestre, las corrientes oceánicas y el flujo alrededor de vehículos o proyectiles y, en general, cualquier fenómeno en el que se involucren fluidos newtonianos.

Esta expresión representa el principio de conservación del momento lineal aplicada a un fluido general:

$$\frac{d}{dt} \int_V \rho \mathbf{u} \, dV + \int_V \rho \mathbf{f} \, dV = \int_S \rho \mathbf{u} \mathbf{n} \, dS$$

La ley de conservación de la masa se escribe:

$$\frac{d}{dt} \int_V \rho \, dV + \int_S \rho \mathbf{u} \cdot \mathbf{n} \, dS = 0$$

representa la densidad, U_i ($i = 1,2,3$) las componentes cartesianas de la velocidad, F_i el campo de aceleraciones creado por las fuerzas aplicadas sobre el cuerpo, como la gravedad, P la presión y μ viscosidad dinámica.

Métodos de elementos finitos (FEM)

El método de elementos finitos (FEM) se utiliza en el análisis estructural de sólidos, pero también es aplicable a fluidos. Sin embargo, la formulación FEM requiere cuidados especiales para garantizar una solución conservadora. La formulación FEM se ha adaptado para su uso con dinámica de fluidos que rige las ecuaciones. Aunque FEM debe formularse cuidadosamente para ser conservador, es mucho más estable que el enfoque de volumen finito. Sin embargo, FEM puede requerir más memoria y tiempos de solución más lentos que el método de volumen finito FVM.

Los métodos de elementos finitos son métodos numéricos para aproximar las soluciones de problemas matemáticos que generalmente se formulan para expresar con precisión una idea de algún aspecto de la realidad física. Un método de elementos finitos se caracteriza por una formulación variacional, una estrategia de discretización, uno o más algoritmos de solución y procedimientos de posprocesamiento. Existen varios algoritmos de solución numérica que se pueden clasificar en dos categorías amplias; solucionadores directos e iterativos. Estos algoritmos están diseñados para explotar la escasez de matrices que dependen de las elecciones de formulación variacional y estrategia de discretización.

La estabilidad de la discretización seleccionada generalmente se establece de forma numérica en lugar de analíticamente como con problemas lineales simples. También se debe tener especial cuidado para garantizar que la discretización maneje las soluciones discontinuas con elegancia. Las ecuaciones de Euler y las ecuaciones de Navier-Stokes admiten choques y superficies de contacto.

Herramientas diseño asistido por computadora CAD

Las herramientas CAD o CADD (diseño y dibujo asistido por computadora) permiten hacer uso de las tecnologías informáticas para el diseño y la documentación sobre diseño. El software de diseño reemplaza los dibujos a mano con procesos automatizados.

Si trabaja en los sectores de arquitectura, MEP o ingeniería estructural, es muy probable que haya usado programas CAD 2D o 3D. Estos programas pueden ayudarlo a explorar ideas de diseño, visualizar conceptos mediante renderizaciones fotorrealistas y simular el rendimiento de un diseño en el mundo real. El software AutoCAD fue el primer programa CAD, y sigue siendo la aplicación CAD más utilizada.

Esta herramienta facilita el diseño del perfil de álabe usado en este trabajo de investigación para mejor estética y otros métodos que ayudaran a la simulación.

Análisis de resultados por técnicas CFD

Regularmente, al análisis y post proceso de los resultados se le da una menor importancia de la que realmente tienen. Una vez resueltas las ecuaciones, se dispone de los valores de las variables que definen el problema en cada uno de los elementos de la malla. Si además el problema es no estacionario, se obtiene un conjunto de datos por cada paso de tiempo. Además de estos datos numéricos es posible obtener otra información como: geometría del dominio, gráficas vectoriales y de partículas, gráficas de superficies en 2D y 3D, trayectorias de partículas, animaciones de los resultados dinámicos. Los estudios responsables de arrojar estos datos pueden ser realizado por el software Qblade diseñado por alemanes específicamente para

estudios de aerogeneradores, haciendo el cálculo de los coeficientes aerodinámicos prácticos y rápido al momento de realizar la simulación.

2.3 Definición de términos

Álabe

Un álabe es la paleta curva de una turbomáquina o máquina de fluido rotodinámica.

Aerodinámica

Es la rama de la mecánica de fluidos que estudia las acciones que aparecen sobre los cuerpos sólidos cuando existe un movimiento relativo.

Efecto Coriolis

Es el efecto que se observa en un sistema de referencia en rotación cuando un cuerpo se encuentra en movimiento respecto de dicho sistema de referencia.

Mecánica de Fluidos

Es la rama de la física comprendida dentro de la mecánica de medios continuos que estudia el movimiento de los fluidos, así como las fuerzas que lo provocan.

Densidad

Es la magnitud que expresa la relación entre la masa y el volumen de una sustancia. Su unidad en el Sistema Internacional es

(kg/m^3), aunque frecuentemente también es expresada en g/cm^3 . La densidad es una magnitud intensiva.

Presión

Fuerza que ejerce un gas, un líquido o un sólido sobre una superficie.

Viscosidad de un fluido

Es una medida de su resistencia a las deformaciones graduales producidas por tensiones cortantes o tensiones de tracción.

Gravedad

La gravedad es un fenómeno natural por el cual los objetos con masa son atraídos entre sí, efecto mayormente observable en la interacción entre

los planetas, galaxias y demás objetos del universo. Es una de las cuatro interacciones fundamentales que origina la aceleración que experimenta un cuerpo físico en las cercanías de un objeto astronómico. También se denomina interacción gravitatoria o gravitación.

Diseño Asistido por Computadora “CAD”

El diseño asistido por computadora, es el uso de un amplio rango de herramientas computacionales que asisten a ingenieros, arquitectos y diseñadores.

Dinámica de Fluidos Computacional “CFD”

Es una de las ramas de la mecánica de fluidos que utiliza métodos numéricos y algoritmos para resolver y analizar problemas sobre el flujo de fluidos.

CAPÍTULO III

MARCO METODOLÓGICO

La metodología es un procedimiento general para lograr de una manera precisa los objetivos de una investigación, se podría decir que constituye lo significativo de los hechos o fenómenos hacia los cuales está encaminado el interés del mismo.

Para Balestrini (2006) el Marco Metodológico es: El conjunto de procedimientos lógicos, tecno-operacionales implícitos en todo proceso de investigación, con el objeto de ponerlos de manifiesto y sistematizarlos; a propósito de permitir descubrir y analizar los supuestos del estudio y de reconstruir los datos, a partir de los conceptos teóricos convencionalmente operacionalizados. (p.125).

Es por esto que en el presente capítulo se procederá a la descripción de la metodología utilizada en la investigación, la cual se encuentra formada por los siguientes tópicos: enfoque de la investigación, tipos de investigación, nivel de la investigación, diseño de la investigación, fases de la investigación, población y muestra y técnicas e instrumentos de recolección de datos.

3.1 Enfoque de la investigación

La presente investigación posee un enfoque cuantitativo, el cual, según Fernández, P. y Díaz, P. (2002) “es aquella que trata de determinar la fuerza de asociación o correlación entre variables, la generalización y objetivación de los resultados a través de una muestra para hacer inferencia a una población de la cual toda muestra procede”. Siguiendo este enfoque comprendemos que el método a seguir durante el procedimiento es la comparación y verificación de los datos de diferentes variables arrojados durante el estudio realizado a los objetos escogidos.

Por otro lado, se debe tener en cuenta que Rodríguez Peñuelas (2010, p.32), señala que “el método cuantitativo se centra en los hechos o causas del fenómeno

social, con escaso interés por los estados subjetivos del individuo”. Dejando de esta forma en claro que en un estudio cuantitativo las preferencias individuales del investigador no son de importancia en el análisis de resultados, los valores arrojados son determinantes a la hora de la comparación y verificación de hipótesis.

De igual manera se encuentra que lo reflejado anteriormente es corroborado por Baptista (2010) el cual “manifiesta que usa la recolección de datos para probar hipótesis, con base en la medición numérica y el análisis estadístico, para establecer patrones de comportamiento y probar teorías, además señalan que este enfoque es secuencial y probatorio, cada etapa precede a la siguiente y no podemos “brincar o eludir” pasos”. Logrando determinar de esta forma que el enfoque adecuado a tomar durante el estudio del campo de flujo alrededor de un perfil aerodinámico de aerogeneradores de baja potencia es el cuantitativo permitiendo llevar a cabo las comprobaciones necesarias bajo la precisión numérica provista por los datos obtenidos.

3.2 Tipos de la Investigación

Para determinar el tipo de investigación se debe considerar que la misma está basada en el estudio del comportamiento del entorno que se encuentre alrededor de un objeto determinado, para realizar dicho estudio se obtienen los diversos datos que caracterizan la reacción del objetivo permitiendo proseguir con el análisis de los mismos, recordando que “El propósito del análisis es aplicar un conjunto de estrategias y técnicas que le permiten al investigador obtener el conocimiento que estaba buscando, a partir del adecuado tratamiento de los datos recogidos.” (Hurtado, 2000:181).

Aparte de eso se debe recordar que, por su parte, Tamayo (2007), “refiere a las investigaciones descriptivas como el registro, análisis e interpretación de la naturaleza actual y la composición o procesos de los fenómenos; trabajando así, sobre realidades de hecho y su característica fundamental es la de presentar una

interpretación correcta”. Siguiendo esta definición proporcionada por Tamayo, se puede evidenciar que la investigación desarrollada posee muchos de los fundamentos que él determina como parte de una investigación descriptiva.

Tomando como referencia los conceptos previamente definidos se establece que esta investigación es de carácter analítico-descriptiva la cual de acuerdo con Hurtado (2000), este tipo de investigación “tiene como objetivo analizar un evento y comprenderlo en términos de sus aspectos más evidentes (...) propicia el estudio y la comprensión más profunda del evento en estudio” (p.269).

3.3 Nivel de la Investigación

El nivel de una investigación viene dado por el grado de profundidad y alcance que se pretende con la misma, por lo que de acuerdo al problema planteado y a los objetivos a alcanzar. En este orden de ideas la investigación basada en el estudio del campo de flujo alrededor de un perfil aerodinámico de aerogenerador de baja potencia, se considera como una investigación de nivel descriptivo debido a que su objetivo es describir el comportamiento del flujo y que efectos provoca el mismos según el tipo de álabe estudiado, logrando así verificar la eficiencia de los álabes diseñados bajo procedimientos particulares en comparación a los diseñados de manera industrial.

Al respecto de esta temática, Silva (2008) considera que la investigación descriptiva es “caracterizar un objeto de estudio o una situación concreta: señala sus características y propiedades, interpreta lo que es y describe la situación de las cosas en el presente” (p.20). Permitiendo de esta forma obtener una noción básica de la línea de acción que se busca realizar en el trascurso de la investigación consiguiente.

3.4 Diseño de la Investigación

El diseño de la investigación es la que permitirá de manera clara dar los pasos en los cuales se realizará la investigación. El diseño es un método específico, de una serie de actividades sucesivas y organizadas, que deben adaptarse a las

particularidades de cada investigación, y que indican las pruebas a efectuar y las técnicas a utilizar para recolectar y analizar los datos del estudio. Al respecto, Hurtado (2010), establece que: El diseño de la investigación corresponde a la estructura de la investigación, a la forma como la investigación va a ser desarrollada, a la manera como la indagación es concebida a fin de obtener respuestas a las interrogantes... además señala al investigador lo que tiene que hacer y cómo hacerlo (p.407).

Sin embargo, el diseño de la investigación está conformado por varios tipos pero según Bavaresco (2006), los más recomendados son los diseños bibliográficos y de campo, siendo este último experimental, postfacto, encuesta, panel y el estudio de casos. Pero a su vez antes de determinar el diseño correspondiente de la presente investigación se debe tener presente que Tamayo (2007, p.110), argumenta “cuando los datos se recogen directamente de la realidad, por lo cual se denomina primarios, su valor radica en que permiten cerciorarse de las verdaderas condiciones en que se han obtenido los datos”.

Teniendo en cuenta las últimas premisas se determina que la presente investigación posee como datos primarios aquellos recolectados de forma experimental, siendo este el estudio llevado por medio de las técnicas de CFD, pero adicionalmente también posee datos secundarios los cuales son obtenidos por forma bibliográfica, los cuales son aquellos provisto por estudios previamente realizados a álabes que son utilizados como punto de comparación en la investigación. Debido a esto se estableció el diseño de la investigación como uno de campo apoyado en una investigación documental, permitiendo de esta forma la comparación de ambos datos obtenidos cada uno por un diseño diferente.

3.5 Población y Muestra

No hay necesidad de identificar población y muestra ya que la investigación fundamenta sus procedimientos en la investigación de diferentes parámetros en

medios bibliográficos y en la obtención de datos por medio de simulación experimental, para posteriormente llevar a cabo la comparación de los mismos y dictar una conclusión a cerca de los álabes en estudio y que a su vez se encuentran en comparación.

3.6 Técnicas e Instrumentos de Recolección de Datos

Es relevante señalar que la información reúne aspectos relacionados con el trabajo de la obtención, análisis y presentación de la información, por lo cual serán utilizadas diferentes técnicas en la recolección de datos para la presentación de la investigación.

Según Méndez (1999, p.143) las fuentes y técnicas para recolección de la información son los hechos o documentos a los que acude el investigador y que le permiten tener información. También señala que las técnicas son los medios empleados para recolectar información, además manifiesta que existen: fuentes primarias y fuentes secundarias. Las fuentes primarias es la información oral o escrita que es recopilada directamente por el investigador a través de relatos o escritos transmitidos por los participantes en un suceso o acontecimiento, mientras que las fuentes secundarias es la información escrita que ha sido recopilada y transcrita por personas que han recibido tal información a través de otras fuentes escritas o por un participante en un suceso o acontecimiento.

En este orden de ideas, una de las técnicas e instrumento de recolección de datos es la revisión de documentos, a lo cual Baena (1985) considera que “La investigación documental es una técnica que consiste en la selección y recopilación de información por medio de la lectura y crítica de documentos y materiales bibliográficos, de bibliotecas, hemerotecas, centros de documentación e información”. Siendo la revisión de documentos la técnica más utilizada en la presente investigación debido a que por medio de ella se identificó la información necesaria para el cumplimiento paulatino de los objetivos planteados.

Los recursos bibliográficos revisados abarcaran desde publicaciones científicas en el área de la mecánica de fluidos, textos, artículos en revistas, investigaciones particulares, trabajos de grado, páginas web, cursos y tutoriales acerca del manejo del software como lo son SolidWorks, QBlade y ANSYS Workbench. También se estudiarán publicaciones a cerca de la historia de los aerogeneradores, y de su funcionamiento técnico permitiendo así una mejor comprensión sobre el sistema.

Aunque la investigación bibliográfica es la más utilizada, los datos primordiales para la realización de la investigación serán producto de la investigación experimental la cual se vio provista por medio de la simulación en los programas QBlade o ANSYS Workbench, dichos software permitirán sustituir la experimentación física en un laboratorio por una virtual arrojando de igual manera resultados confiables y precisos.

3.7 Fases de la Investigación

Al igual que todo proyecto de envergadura o trabajo de gran peso, la presente investigación se verá desarrollada al ser dividida en una serie de fases las cuales presentan relación con cada objetivo que es necesario cumplir, permitiendo de esta forma realizar un objetivo de carácter macro a través de la realización de múltiples objetivos de carácter micro. Esta forma de realizar la actividad le brinda al investigador la posibilidad de avanzar paulatinamente, administrando eficientemente el tiempo y esfuerzo invertido en la misma.

Fase I: Selección del perfil de álabe con propósito aeronáutico en aerogeneradores de baja potencia y bajo número de Reynolds.

En esta primera fase se debe realizar la búsqueda de información correspondiente a los diferentes tipos de álabes utilizados en los aerogeneradores de baja potencia. Es necesario buscar información tanto de álabes diseñados por empresas especializadas en esta tecnología, los cuales

pueden estar presentes en páginas web o en catálogos distribuidos por la misma empresa, como también se requiere buscar álabes diseñados de manera particular, los cuales pueden ser encontrados en trabajos de investigación.

Esta primera fase de la investigación se hace uso de una de las herramientas mencionadas anteriormente, siendo esta la de investigación bibliográfica, toda la información recopilada en esta etapa es obtenida de estudios previamente realizados, catalogados y estandarizados.

Una vez ubicado los diferentes tipos de álabes se debe filtrar aquellos que sean para aerogeneradores de baja potencia y de bajo número de Reynolds, siendo estas características fijas de la investigación que se realizara. Se producirá la selección de dos ejemplares, uno proporcionado por empresas establecidas y otro proveniente de investigaciones particulares.

Es precario que al seleccionar los álabes a estudiar estos posean las características necesarias para realizar la investigación en cuestión. Estas características son particulares para cada uno de los álabes seleccionados: Para el álabe estandarizado por la empresa es pertinente que este posea los datos detallados de su diseño y perfil, conjuntamente con los datos de su comportamiento y funcionamiento al ser sometido a un flujo de aire. Para el álabe diseñado de forma particular se requieren menos datos ya que únicamente son pertinentes las características del diseño del mismo, compréndase como sus características de diseño tanto sus dimensiones como el perfil que este posee.

Fase II: Modelado mediante una herramienta CAD el perfil de los álabes seleccionados.

En esta segunda fase se buscará realizar la modelación virtual de los álabes seleccionados, es por ello que es de vital importancia que en la fase uno se seleccione un álabe que se encuentre perfectamente dimensionado y

caracterizado en cuanto al diseño de su perfil aerodinámico, esto permitirá el modelado exacto del objeto y permitirá posteriormente realizar los demás objetivos de la investigación sin la presencia de errores.

La modelación virtual del objeto se llevará a cabo por medio de un software CAD siendo sus siglas en inglés Computer-Aided Design (Diseño Asistido por Computadora). Esta modelación puede ser realizada en una gran variedad de programas, sin embargo, para objetos de la investigación se redujo la lista dejando tres opciones para implementar la tarea.

Entre las opciones sugeridas tenemos de primero el programa SolidWorks el cual es un software para modelado mecánico en 2D y 3D, este programa posee gran fama debido a su tiempo en existencia y lo comercial que se ha vuelto, permitiendo al usuario realizar la modelación necesaria sin inconvenientes.

La segunda opción es el programa QBlade el cual es un software de plataforma abierta que permite al usuario el diseño de superficies aerodinámicas de forma personalizada, este programa es especializado en el área mecánica de fluidos y en los elementos que trabajan con este entorno. Es un programa sin mucho tiempo en existencia por lo que el ceñimiento sobre él no es muy extendido.

Como tercera opción para el diseño virtual del objeto tenemos el programa ANSYS Workbench el cual es software de simulación ingenieril que trabaja bajo la teoría de elemento finito, este programa permite al usuario además de simular diseñar el elemento al que se le aplicara la simulación. Es un software de bastante tiempo de existencia por lo que es muy comercial en el área de ingeniería.

Fase III: Simulación bajo condiciones aerodinámicas los álabes en estudio usando dinámica de fluidos computacional.

En esta fase entra en juego la utilización de las técnicas de CFD siendo sus siglas en ingles Computational Fluid Dynamics (Dinámica de Fluidos Computacional), esta es una de las ramas de la mecánica de fluidos que utiliza métodos numéricos y algoritmos para resolver problemas sobre el flujo de los fluidos. En otras palabras, en esta fase nos encargaremos de realizar el estudio de los álabes modelados por medio de la simulación del flujo alrededor de los mismos.

Para realizar la simulación necesaria se debe seleccionar el programa que cuente con las herramientas de CFD, como es de esperar en el mercado hay una gran variedad de estos programas, pero para efectos de esta investigación se sugieren dos específicamente, estos son el programa QBlade y el ANSYS Workbench, software descritos previamente en la fase II. En caso de haber realizado la modelación virtual del álabe en uno de estos software es recomendado realizar la simulación en el mismo, de esta manera se previenen problemas en el momento de insertar el objeto modelado de un programa a otro.

En el caso de haber realizado la modelación en el software de SolidWorks no hay mayor inconveniente ya que el programa de ANSYS Workbench es compatible con este y gracias a ello puede insertar sin inconvenientes la figura previamente modelada.

Una vez con el modelo a evaluar en el programa correspondiente se deberá proceder a insertar los datos necesarios para efectuar la simulación, para llevar a cabo la simulación se necesitan tener presente dos grupos principales de datos, los referentes al álabe y los referentes al flujo. Los datos referentes al álabe vienen siendo el material del mismo, las dimensiones y su

estructura principalmente, datos que se han obtenido previamente en la fase I, los parámetros que son propios del flujo debemos introducirlos según la situación a la que se está evaluando el álabe, los datos del fluido pueden comprender tanto la densidad, el estado físico del mismo, la temperatura, la velocidad de movimiento, entre otras características.

Con los datos requeridos insertados debidamente en el programa se procederá a realizar la simulación del estudio en cuestión, simulación que arrojará los datos referentes al comportamiento de cada álabe que se estudiara, dichos datos permitirán continuar con el propósito de la investigación en cuestión.

Es precario constatar que este procedimiento hace referencia a una de las herramientas descritas previamente, siendo esta la investigación de diseño experimental, las simulaciones en los software recomendados sustituyen la necesidad de realizar el estudio de manera física por medio de experimentos en un laboratorio real, sin embargo, continúan siendo datos arrojados por medio de la experimentación, solo que en este caso es experimentación virtual.

Fase IV: Presentación de los resultados en función de las características funcionales proporcionadas por fabricantes y/o trabajos de investigación.

En esta fase se buscará la presentación clara y concisa de los datos obtenidos en el paso anterior, esta presentación permitirá evaluar por medio de comparación los datos obtenidos de forma experimental con aquellos recopilados bibliográficamente dando así una conclusión sobre ellos.

Los datos para ser evaluados de forma directa y sencilla serán representados en tablas o gráficas que faciliten su lectura y comprensión, por ende, su evaluación se verá libre de dificultad y distracciones.

CAPÍTULO IV

RESULTADOS

En este capítulo se presenta el resultado de cada una de las fases metodológicas a fin de cumplir con los objetivos de analizar numéricamente el campo de flujo alrededor de un perfil de álabes de aerogeneradores de baja potencia, donde sus dimensiones fueron seleccionadas por los autores del presente trabajo, cumpliendo así, el rango de trabajo para los que fueron diseñados según los fabricantes de dichos álabes.

4.1 Selección del perfil de álabes con propósito aeronáutico en aerogeneradores de baja potencia y bajo número de Reynolds.

Debido a que el desempeño aerodinámico de los álabes en los aerogeneradores de baja potencia se ve altamente influenciado por las técnicas de control de potencia, se recomienda el perfil SG6040 (ver figura 27). Este perfil es utilizado para aerogeneradores de baja potencia, con un rango de 1 kW a 5 kW.

La familia de álabes SG604 fue diseñada para un número Reynolds con valor de 300.000. La relación de coeficientes máxima C_l/C_d varía con el número de , la ubicación del ángulo de ataque no es tan significativa para diferentes números

página “<http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=sg6040-il>” limita un rango del ángulo de



Figura 27. Perfil del álabes SG6040.

Fuente: airfoiltools.com (2018).

4.2 Modelado mediante una herramienta CAD el perfil de los álabes seleccionados.

Con el fin de realizar el modelo digital del perfil SG6040 se escogió como herramienta CAD el software de SolidWorks versión 2013 edición de 64 bits, la cual posee las herramientas necesarias para la correcta elaboración de los diferentes álabes seleccionados.

Como base en el modelado del álabe se requiere el perfil característico del elemento, este perfil se encuentra estandarizado como hemos podido ver previamente, y dicha estandarización permite que la forma de dicho perfil se encuentre parametrizado como una curva generada por un conjunto de coordenadas. Las coordenadas requeridas para el perfil SG6040 se han obtenido de la página UIUC Applied Aerodynamics Group Department of Aerospace Engineering (ver figura 28).

```
sd7037.dat \ Selig/Donovan SD7037 low Reynolds number airfoil \ sd7037.gif \ \ Low Reynolds number data  
sd7043.dat \ Selig/Donovan SD7043 low Reynolds number airfoil \ sd7043.gif \ \ Low Reynolds number data  
sd7062.dat \ Selig/Donovan SD7062 low Reynolds number airfoil \ sd7062.gif \ \ Low Reynolds number data  
sd7080.dat \ Selig/Donovan SD7080 low Reynolds number airfoil \ sd7080.gif \ \ Low Reynolds number data  
sd7084.dat \ Selig/Donovan SD7084 low Reynolds number airfoil \ sd7084.gif \ \ Low Reynolds number data  
sd7090.dat \ Selig/Donovan SD7090 low Reynolds number airfoil \ sd7090.gif \ \ Low Reynolds number data  
sd8000.dat \ Selig/Donovan SD8000 low Reynolds number airfoil \ sd8000.gif \ \ Low Reynolds number data  
sd8020.dat \ Selig/Donovan SD8020 low Reynolds number airfoil \ sd8020.gif \ \ Low Reynolds number data  
sd8040.dat \ Selig/Donovan SD8040 low Reynolds number airfoil \ sd8040.gif \ \ Low Reynolds number data  
sg6040.dat \ Selig / Giguere SG6040 wind turbine airfoil \ sg6040.gif \ \ Low Reynolds number data  
sg6041.dat \ Selig / Giguere SG6041 wind turbine airfoil (high L/D) \ sg6041.gif \ \ Low Reynolds number data  
sg6042.dat \ Selig / Giguere SG6042 wind turbine airfoil (high L/D) \ sg6042.gif \ \ Low Reynolds number data  
sg6043.dat \ Selig / Giguere SG6043 wind turbine airfoil (high L/D) \ sg6043.gif \ \ Low Reynolds number data  
sg6050.dat \ Selig / Giguere SG6050 wind turbine airfoil \ sg6050.gif \ \ ref/windlite\_ref.html  
sg6051.dat \ Selig / Giguere SG6051 wind turbine airfoil \ sg6051.gif \ \ ref/windlite\_ref.html  
sm701.dat \ Somers / Maughmer SM701 airfoil \ sm701.gif \ \ Ref \[2\]  
sokolov.dat \ Sokolov R/C sailplane airfoil \ sokolov.gif \ \ ref/windlite\_ref.html  
spicasm.dat \ Anderson SPICA R/C sailplane airfoil (smoothed) \ spicasm.gif \ \ Low Reynolds number data
```

Figura 28. Perfiles del álabe SG6040 – Conjunto de coordenadas.

Fuente: m-selig.ae.illinois.edu/ads/coord_database.html (2018)

Una vez adquirido el conjunto de coordenadas se debe guardar los datos en un archivo .txt esto con la finalidad de lograr importar la información al software de modelación. Las coordenadas obtenidas de la página UIUC Applied Aerodynamics Group - Department of Aerospace Engineering representan al perfil de álabe seleccionado, sin embargo, el ancho del perfil obtenido en dichas coordenadas es de

una milímetro, es por esto que es necesario aumentar las dimensiones al momento de realizar el modelado.

El ancho requerido en el perfil del álabe será determinado por la relación existente entre el largo y el punto más ancho de los álabes. Dicha relación determina que el punto más ancho del cuerpo del álabe es 20% el largo existente entre el punto más ancho y el más angosto del álabe, es decir, para el diseño de un álabe de 2,5 metros de largo entre los puntos mencionados, se requiere 0,5 metros en la zona más ancha del álabe.

Esto quiere decir que es necesario aumentar 500 veces las dimensiones de las coordenadas obtenidas de los diferentes perfiles, para lograr esto se importó el conjunto de coordenadas guardado en el archivo .txt a un archivo .xlsx en el cual se procedió a realizar el aumento de la escala en la que están generadas dichas coordenadas (ver figura 29).

Perfil 1 ampliado x500 al 1	Perfil 2 ampliado x500 al 2	Perfil 3 ampliado x500 al 3
500.00000	400.00000	400.00000
484.94000	389.94000	389.94000
471.16000	376.16000	376.16000
444.88000	349.88000	349.88000
427.22000	332.22000	332.22000
401.18000	306.18000	306.18000
375.78000	280.78000	280.78000
351.18000	256.18000	256.18000
328.32000	233.32000	233.32000
307.18000	212.18000	212.18000
287.78000	192.78000	192.78000
269.94000	174.94000	174.94000
253.58000	159.58000	159.58000
238.62000	145.62000	145.62000
225.00000	133.00000	133.00000
212.66000	121.66000	121.66000
201.54000	111.54000	111.54000
191.58000	102.58000	102.58000
182.72000	94.72000	94.72000
174.90000	87.90000	87.90000
168.16000	82.16000	82.16000
162.44000	77.44000	77.44000
157.68000	73.68000	73.68000
153.82000	70.82000	70.82000
150.80000	68.80000	68.80000
148.58000	67.58000	67.58000
147.10000	66.90000	66.90000
146.30000	66.70000	66.70000
146.14000	66.62000	66.62000
146.58000	66.78000	66.78000
147.58000	67.58000	67.58000
149.10000	68.90000	68.90000
151.18000	71.18000	71.18000
153.78000	74.78000	74.78000
156.86000	78.86000	78.86000
160.38000	83.38000	83.38000
164.40000	88.40000	88.40000
168.88000	93.88000	93.88000
173.78000	99.78000	99.78000
179.06000	106.06000	106.06000
184.68000	112.68000	112.68000
190.60000	119.60000	119.60000
196.78000	126.78000	126.78000
203.18000	134.18000	134.18000
209.86000	141.86000	141.86000
216.78000	149.78000	149.78000
223.90000	157.90000	157.90000
231.18000	166.18000	166.18000
238.66000	174.66000	174.66000
246.38000	183.38000	183.38000
254.30000	192.30000	192.30000
262.38000	201.38000	201.38000
270.60000	210.60000	210.60000
278.94000	220.94000	220.94000
287.46000	231.46000	231.46000
296.12000	242.12000	242.12000
304.90000	252.90000	252.90000
313.78000	263.78000	263.78000
322.74000	274.74000	274.74000
331.86000	285.86000	285.86000
341.10000	297.10000	297.10000
350.46000	308.46000	308.46000
359.90000	319.90000	319.90000
369.40000	331.40000	331.40000
378.94000	342.94000	342.94000
388.50000	354.50000	354.50000
398.08000	366.08000	366.08000
407.66000	377.66000	377.66000
417.24000	389.24000	389.24000
426.82000	400.82000	400.82000
436.40000	412.40000	412.40000
445.98000	424.98000	424.98000
455.56000	437.56000	437.56000
465.14000	450.14000	450.14000
474.72000	462.72000	462.72000
484.30000	475.30000	475.30000
493.88000	487.88000	487.88000
503.46000	500.46000	500.46000

Figura 29. Aumento de la escala en coordenadas del perfil SG6040.

Fuente: García y Lara (2018).

Una vez realizado el aumento en la escala de las coordenadas se debe guardar cada conjunto de coordenadas correspondiente a cada uno de los perfiles en archivos .txt individuales (ver figura 30), esto es producto de que para realizar la modelación correcta del álabe es necesario recrear la disminución en el área del perfil evidenciada

a lo largo de la extensión del mismo y esto se logra por medio de la interacción de diferentes tamaños del mismo tipo de perfil.



Figura 30. Grupo de coordenadas características del perfil SG6040.

Fuente: García y Lara (2018).

Ya con los diferentes archivos .txt necesarios para representar cada sección del álabe a modelar se puede comenzar a utilizar la herramienta CAD SolidWorks, en la cual se requiere la creación de diez planos separados por una distancia equivalente al 10% del largo de diseño del álabe (ver figura 31), una vez realizado esto se inserta el primer perfil del álabe el cual será el que posee sus dimensiones al 100%, para dicha inserción es utilizada la herramienta “Curva por punto XYZ” en la cual se seleccionara el primer archivo .txt para la importación de la curva representativa del perfil.

Una vez insertado el primer perfil se procede a crear un croquis en el primer plano, con la finalidad de utilizar la herramienta “Convertir Entidades” en la curva previamente utilizada y volverla un parámetro que se pueda manipular. Una vez realizado esto se debe posicionar adecuadamente el perfil del álabe para que esta tenga el ángulo de ataque correspondiente en la sección del álabe que se está elaborando. Para realizar el posicionamiento adecuado del perfil se debe seguir los parámetros de construcción estipulados para el diseño (ver tabla 2).

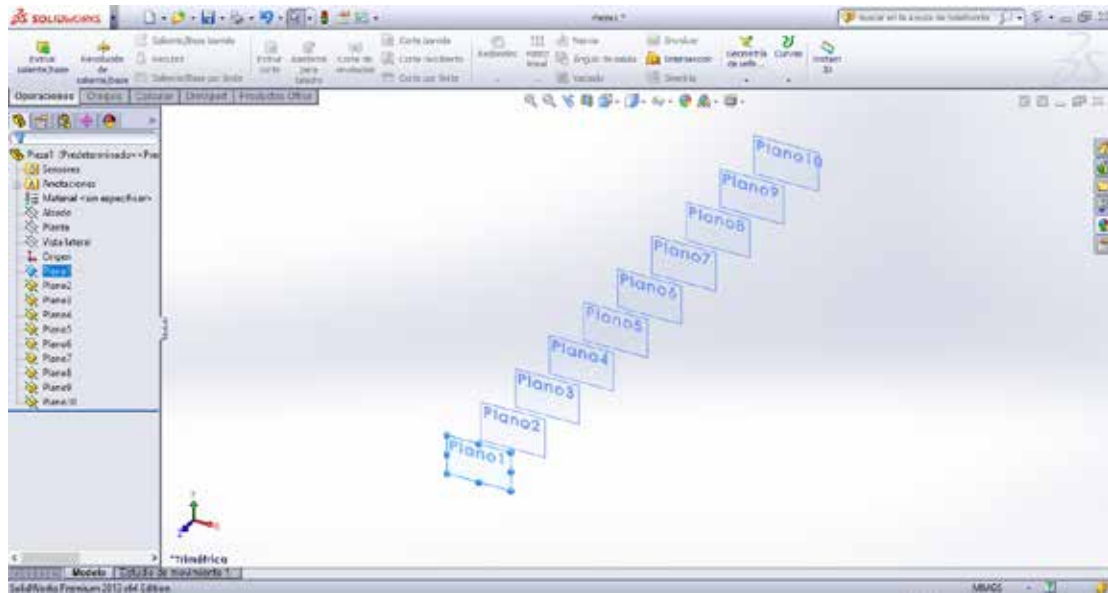


Figura 31. Planos requeridos para la elaboración del álabes en modelación.
Fuente: García y Lara (2018).

Tabla 2. Parámetros de construcción estipulados para el diseño de los álabes de la familia SG604.

Parámetros de Construcción		
Nº de Perfil	Ángulo de Ataque	Distancia
1	20	166.67
2	14.466	150.00
3	10.372	133.33
4	7.696	116.67
5	5.903	100.00
6	4.646	83.33
7	3.730	66.67
8	3.044	50.00
9	2.511	33.33
10	2.089	16.67

Fuente: García y Lara (2018).

Una vez introducidos los parámetros de construcción en el software de modelado se ha finalizado la primera sección del álabes (ver figura 32), se debe realizar el mismo procedimiento en los demás planos, pero con el perfil

correspondiente, siempre utilizando el de mayor tamaño siguiente y utilizando los parámetros de construcción adecuados para el perfil en uso (ver figura 33).

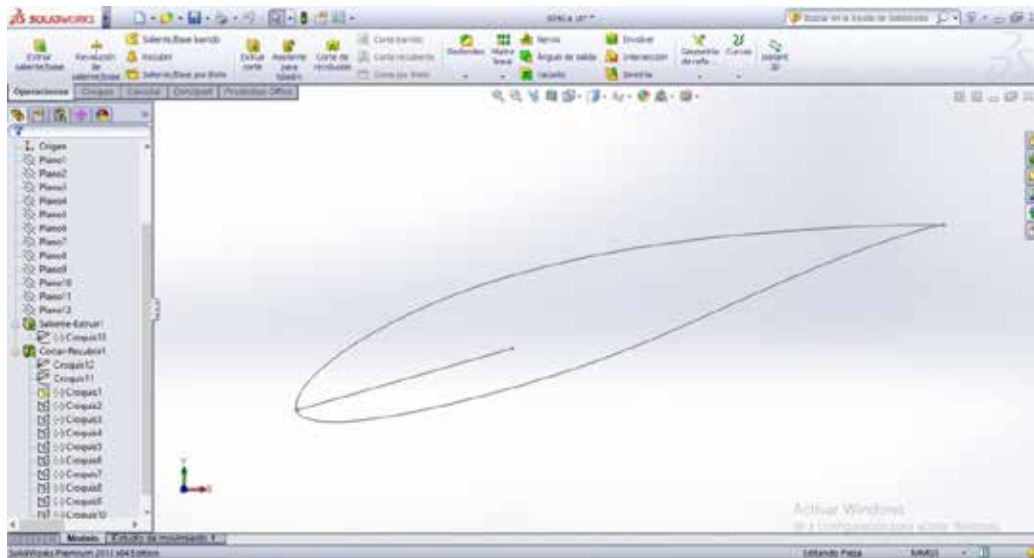


Figura 32. Primera sección del modelado del álabes con perfil SG6040.

Fuente: García y Lara (2018).

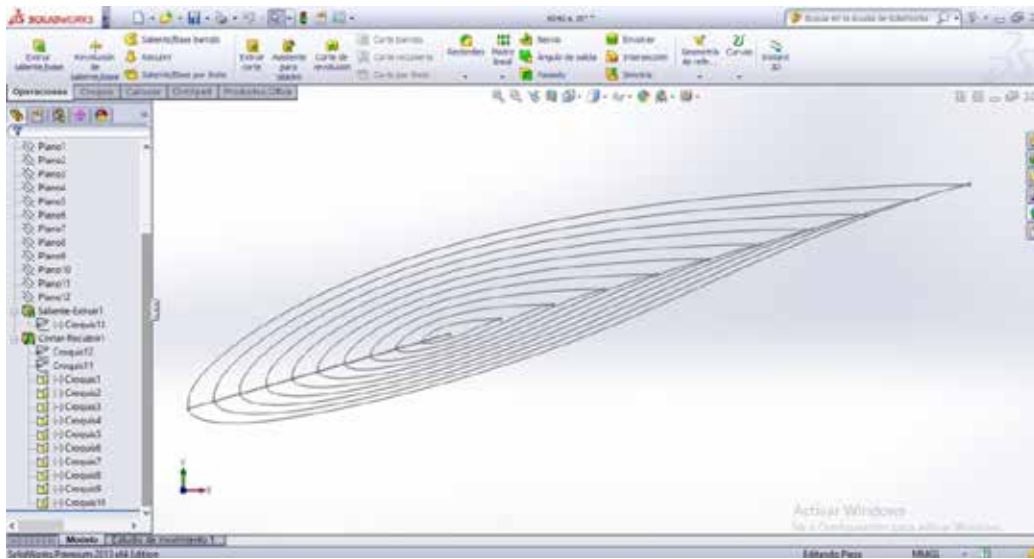


Figura 33. Superposición de perfiles para el modelado del álabes con perfil SG6040.

Fuente: García y Lara (2018).

Ya con los diez perfiles correspondientes se puede continuar con el modelado del álabes y volver el esqueleto creado en un sólido por medio de la herramienta “Recubrir” (ver figura 34), ya esto representa el cuerpo que se someterá a estudio en

el software de CFD, sin embargo, para lograr la representación estética más acertada a los álabes de aerogeneradores de baja potencia se prosigue con la adición del cuerpo de sujeción del álabe.

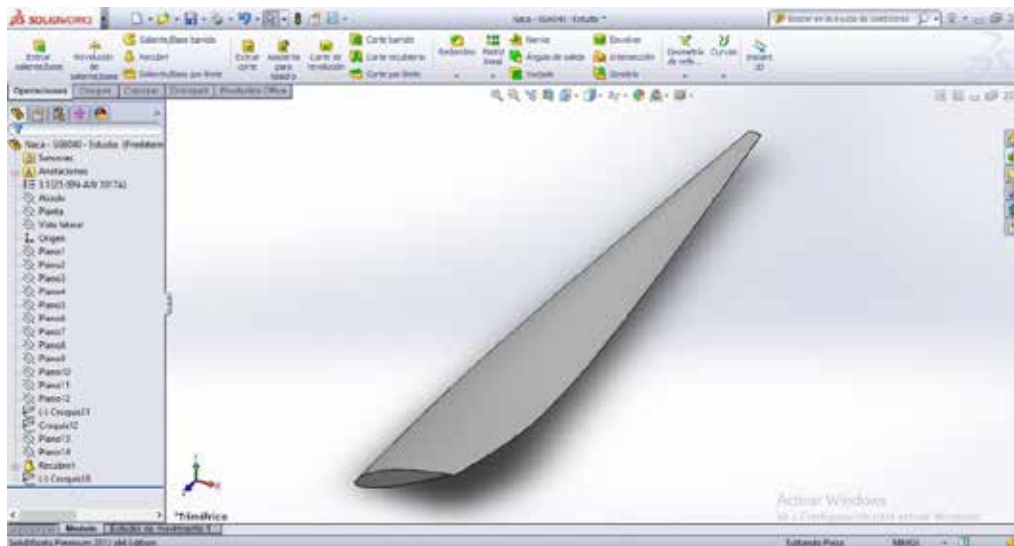


Figura 34. Representación sólida del álabe con perfil SG6040.

Fuente: García y Lara (2018).

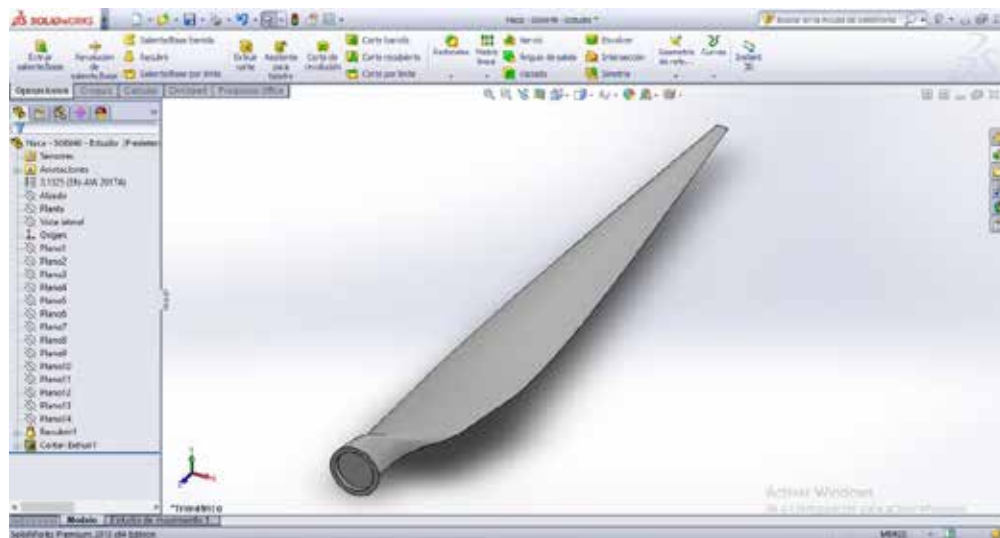


Figura 35. Modelado del cuerpo del álabe con perfil SG6040.

Fuente: García y Lara (2018).

Para poder realizar la simulación correspondiente en el software de CFD se requiere representar tanto el cuerpo a estudiar como el entorno que interactuara con

este. Es por esto que se prosigue con el modelado del volumen de control a utilizar en los estudios.

Para esto se realiza un nuevo croquis en el plano “planta” dimensionando de esta forma la figura geométrica que utilizaremos para representar nuestro volumen de control, en el presente caso se decidió realizar una figura que represente el tercio del área en la que rota el álabe del aerogenerador, dando como resultado una figura geométrica basada en un trapecio, pero con arcos como base. por lo que se representa en el plano el perímetro de dicha figura (ver figura 36). El volumen de control poseerá de altura superior e inferior tres veces el alto que posee el álabe respectivamente, permitiendo de esta forma proporcionar un volumen adecuado para los estudios realizados posteriormente (ver figura 37).

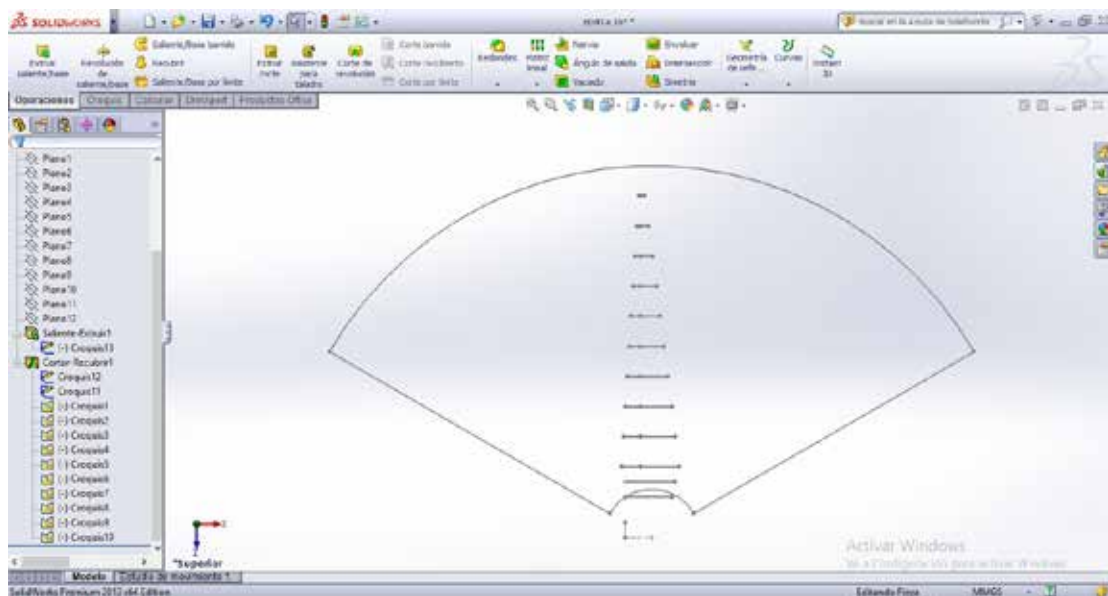


Figura 36. Representación en el plano de la geometría para el volumen de control.

Fuente: García y Lara (2018).

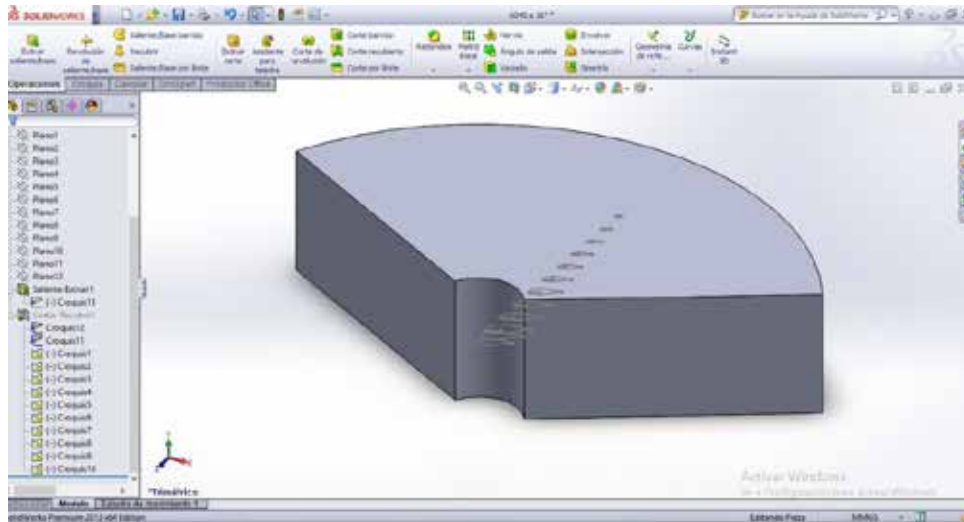


Figura 37. Geometría tridimensional del volumen de control.

Fuente: García y Lara (2018).

Ya con la geometría creada se procede a realizar la representación del álabe dentro de este, para ello se realiza un corte recubierto dentro de dicha geometría permitiendo de esta forma crear un espacio hueco con la forma del álabe estudiado. Seleccionando la opción de “corte recubierto” ubicada en la barra de opciones superior, se procede a especificar la ruta de corte, esto se realiza seleccionando los diferentes perfiles del álabe que se realizó con anterioridad, la llamada “Superposición de los perfiles” (ver figura 38).

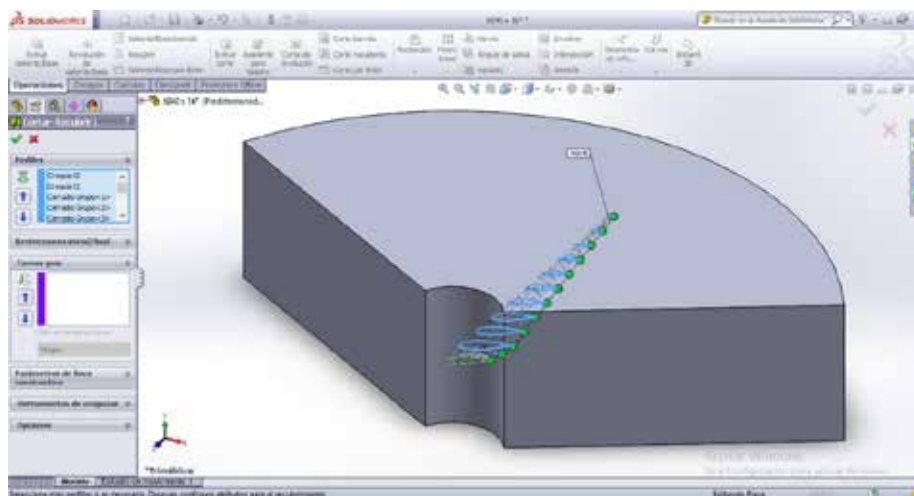


Figura 38. Corte recubierto del perfil del álabe en el volumen de control.

Fuente: García y Lara (2018).

Con los parámetros establecidos adecuadamente se generó el corte, dando como resultado un sólido con un vacío interno (ver figura 39), este vacío posee la forma el álabe en toda su extensión, tanto la rotación del perfil como la disminución de su tamaño, esta configuración en la que se representa el ambiente con el sólido y el cuerpo con un espacio vacío permite en el software de CFD llevar a cabo los estudios requeridos.

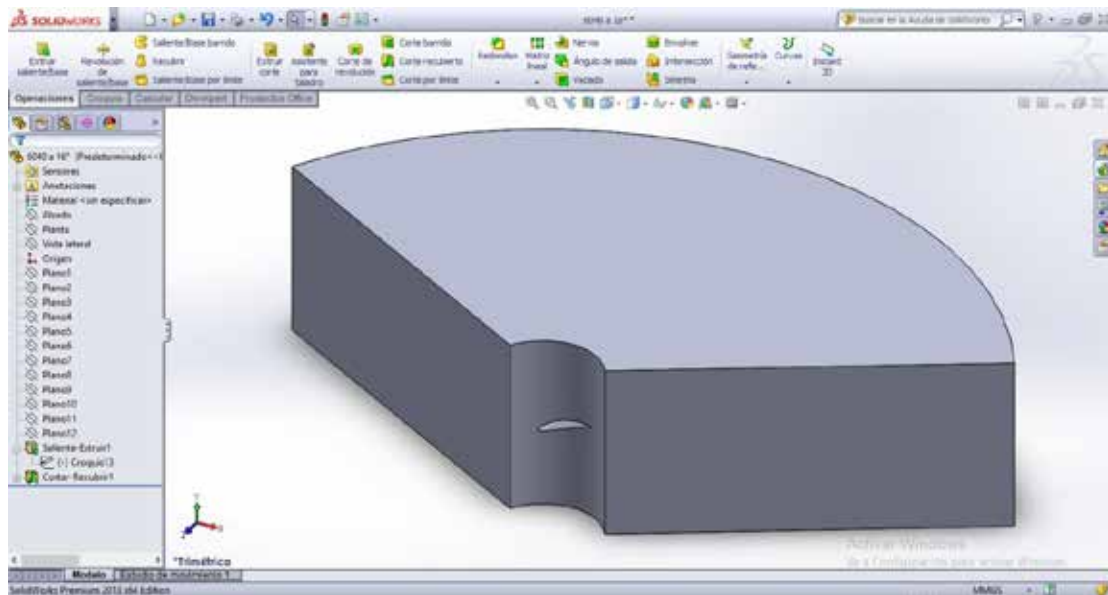


Figura 39. Volumen de control finalizado SG6040.

Fuente: García y Lara (2018).

La creación del volumen de control previamente descrito fue realizada con el álabe SG6040 configurado para un ángulo de ataque de 16° . Este mismo procedimiento se realizó para los demás ángulos de evaluación, los volúmenes de control correspondientes pueden ser visualizados en el apéndice A.

4.3 Simular bajo condiciones aerodinámicas los álabes en estudio usando dinámica de fluidos computacional.

4.3.1 Herramienta computacional Qblade.

El empleo de herramientas computacional se hace importante en los cálculos extensos y complejos, que exigen el modelado de los fenómenos bajo consideración.

El software a emplear es capaz de modelar fenómenos aerodinámicos y es conocido por el nombre de Qblade, Marten et al (2013), y está siendo desarrollado en la universidad de Tulf, Alemania. Está basado en Python y es accesible de forma gratuita, bajo Licencia GPL (“General Public License”, Licencia Pública General). Puede modelar rotores eólicos, tanto de eje horizontal, como de eje vertical.

Se emplea la versión v0.96, para un sistema operativo Windows 10 Pro N 64 bits, la pantalla de inicio del software Qblade se muestra en la figura 40.

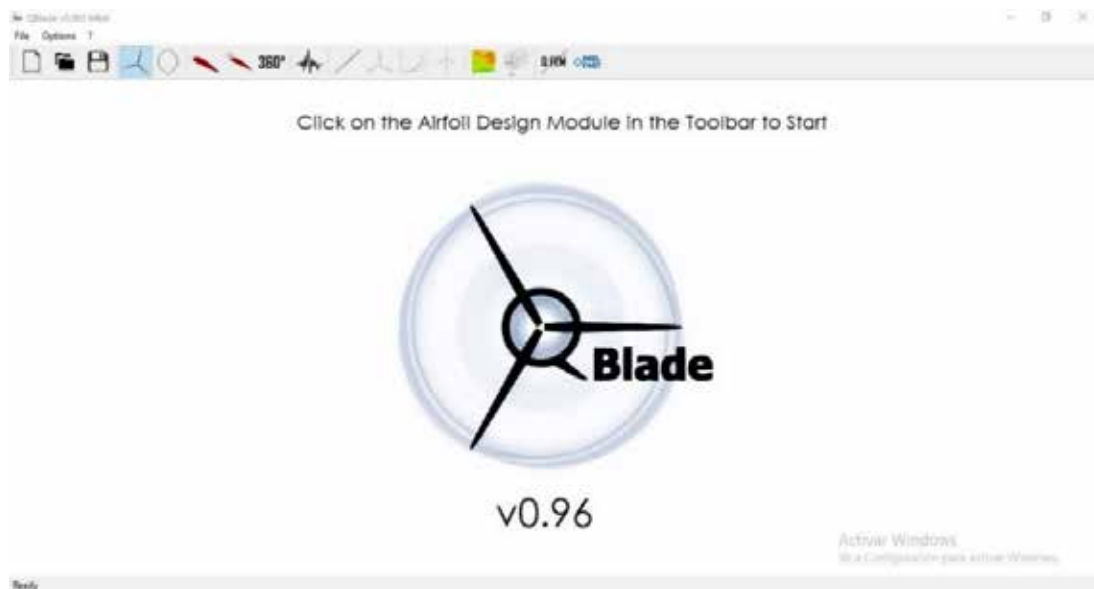


Figura 40. Pantalla de inicio del software Qblade.
Fuente: García y Lara (2018).

Diseño del perfil de los Álabes (Airfoil Design)

El sexto icono de la barra de menú del programa Qblade llamado Diseño del perfil de Álabe (Airfoil Design), en este módulo se puede generar perfiles NACA automáticamente, extrayendo las coordenadas de puntos y la data de la página de Airfoiltools.com la cual se puede observar en el anexo A, para importar los perfiles solo se coloca la denominación en un cuadro de texto y guardándolos en formatos .dat. Esto es relevante para evitar los cambios de sección entre un perfil y otro de álabe (ver figura 41).

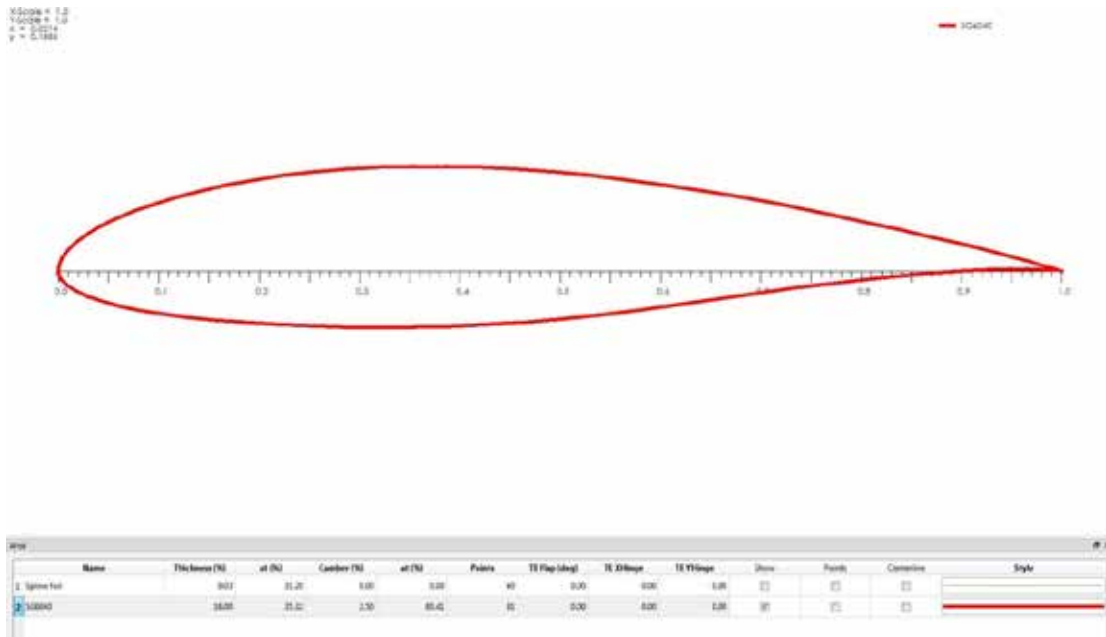


Figura 41. Perfil del álabes SG6040 insertado en QBlade.
Fuente: García y Lara.

En la figura 37 se muestra la geometría del perfil SG6040. La data fue extraída de la página airfoiltools.com e importada al software libre Qblade mediante la opción Foil en la barra de menú, luego Import Foil, se agrega la tabla de texto guardada anteriormente en formato .dat. Así el programa automáticamente genera el perfil del álabes identificado en la primera sección.

Análisis de Perfil de Álabes (XFOil Direct Analysis)

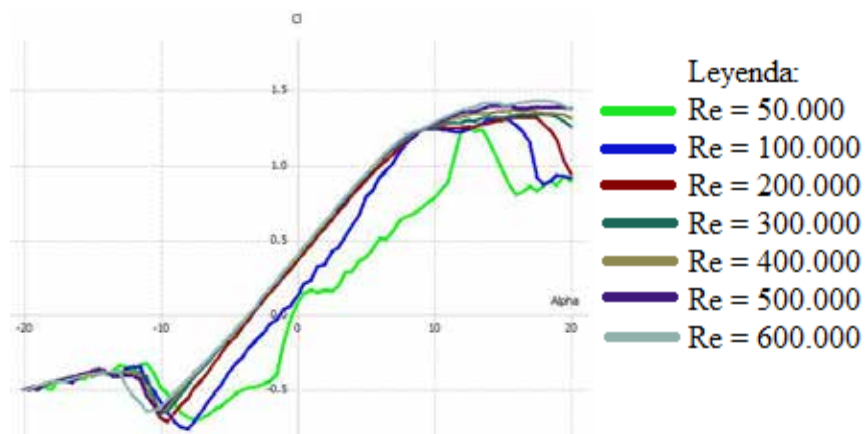
El séptimo icono es el módulo de Análisis de Perfil de Álabes (XFOil Direct Analysis), para ejecutar la función de este módulo es necesario tener cargado los perfiles de álabes en el módulo anterior (Diseño del Perfil de los álabes). Este módulo genera las gráficas de los coeficientes de sustentación y de arrastre para el perfil de álabes seleccionado. Esta es generada para un número de Reynolds determinado y se debe seleccionar el más adecuado para la aplicación. El perfil de álabes seleccionado fue diseñado para un número de Reynolds con valor de 300.000. La relación de los coeficientes C_l/C_d la cual se definen por las ecuaciones y

) varia con el número de Re , siendo C_l el coeficiente de sustentación y C_d el coeficiente de arrastre, este perfil de álabe puede emplearse para un rango de número de Reynolds, entre 100.000 - 600.000.

Al realizar el estudio del perfil de álabe, el software genera gráficas tanto del coeficientes de sustentación como del coeficiente de arrastre para diferentes números de Reynolds sobre el perfil SG6040 (ver gráfica 1), antes de realizar el estudio grafico del álabe seleccionado se insertó los parámetros de análisis con un número de Mach de 0,03 y un rango de 50.000 - 600.000 mismos están limitados para un cierto rango de ángulos de α -

A continuación, se muestran las gráficas obtenidas en el estudio realizado al Perfil de Álabe trabajado:

Para opción Polar View del sub-menú del séptimo módulo.



Gráfica 1. Curvas de Coeficiente de Sustentación respecto al Ángulo de ataque, Perfil SG6040.

Fuente: García y Lara (2018).

Como se observa en la gráfica 1 se obtuvieron las curvas de los coeficientes de sustentación, para un rango de α - 20° ángulo de ataque, como se observa en la gráfica 1, dichas curvas se comportaron de igual forma respecto al número de Reynolds para el perfil de álabe analizado. La gráfica 1, muestra la variación de los

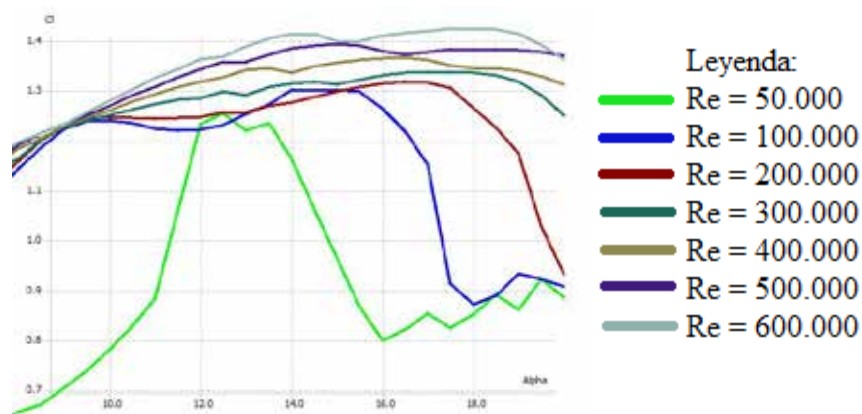
coeficientes con respecto al ángulo de ataque para el Perfil de Álabes SG6040 para un

En la gráfica 1, se muestra una curva típica de sustentación (Lift) vs ángulo de ataque, la dependencia al comienzo es aproximadamente lineal, pero luego llega a un punto máximo y empieza a descender, es decir, esto se debe al fenómeno de entrada en pérdida, este fenómeno ocurre cuando el ángulo de ataque es demasiado alto, y se produce separación del flujo en la estela del perfil como lo observamos en la gráfica 1. Esta separación tiene como resultado una caída abrupta de la sustentación y aumento del arrastre (Drag) debido a las recirculaciones producidas a la salida del flujo.

En la figura 41 se observa más claramente la variación de un número de Reynolds a otro, de 50.000

12° a 14°, entre 100.000

entre 14° a 18°.

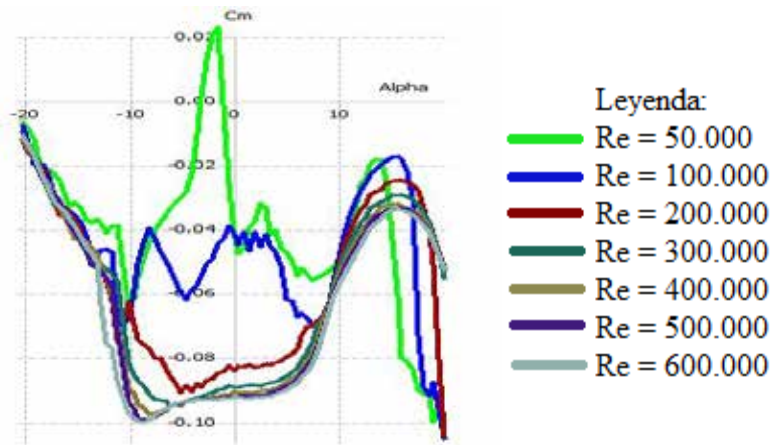


Gráfica 2. Curvas de Coeficiente de Sustentación respecto al ángulo de ataque, Perfil SG6040 con acercamiento en la cresta.

Fuente: García y Lara (2018).

La línea verde es la representación gráfica para un número de Reynolds de 50.000, la línea azul para un número de Reynolds de 100.000, la roja para un número de Reynolds de 200.000, la turquesa para un número de Reynolds de 300.000, la oliva

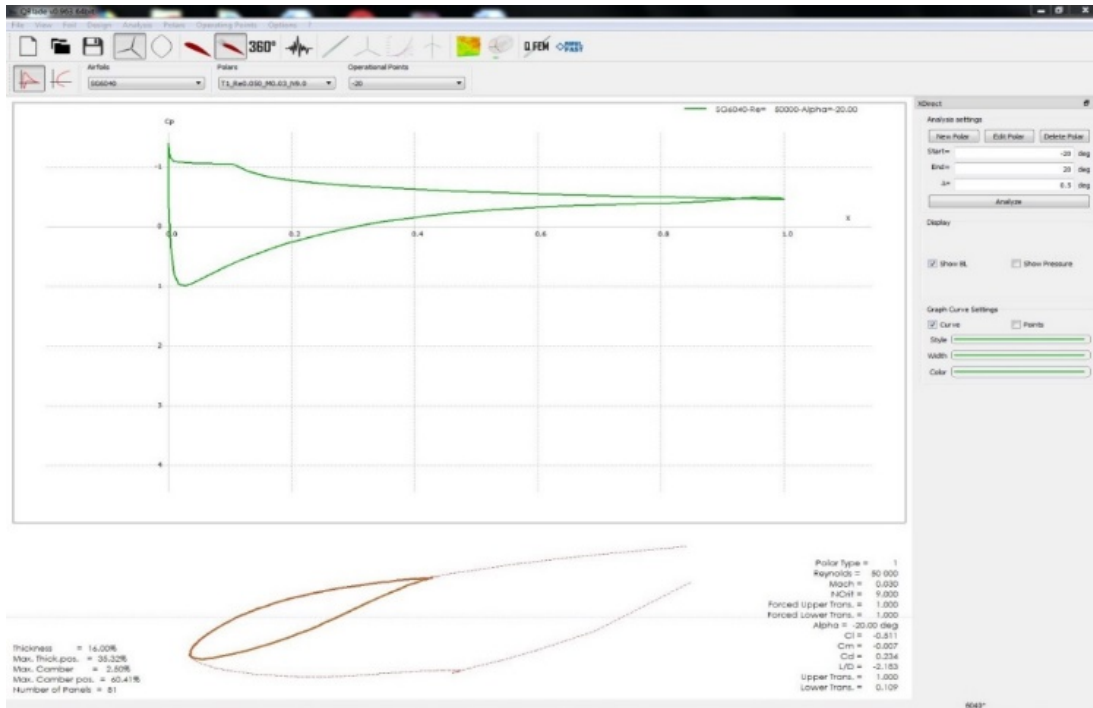
para un número de Reynolds de 400.000, la morada para un número de Reynolds de 500.000 y la gris azulada para un número de Reynolds de 600.000.



Gráfica 3. Representación gráfica del coeficiente de momento vs al ángulo de ataque.
Fuente: García y Lara (2018).

Se observa en la gráfica 3, como el coeficiente de momento siendo a un número 0.06, siendo el coeficiente de momento al que valor adimensional que representa la relación de la fuerza de momento producida en el sólido enfrentado a un flujo caracterizado por un determinado número de Reynolds. este comportamiento se observa para un numero de Reynolds de 100.000, en cambio que para mayor a 100.000 el comportamiento es parecido en comparación a diferentes ángulos de ataque.

Para opción OpPoint View del sub-menú del séptimo módulo.



Gráfica 4. Representación gráfica del coeficiente de presión vs la relación de posición a lo largo de la cuerda del perfil SG6040 respecto al número de Reynolds 50.000.

Fuente: García, Lara (2018).

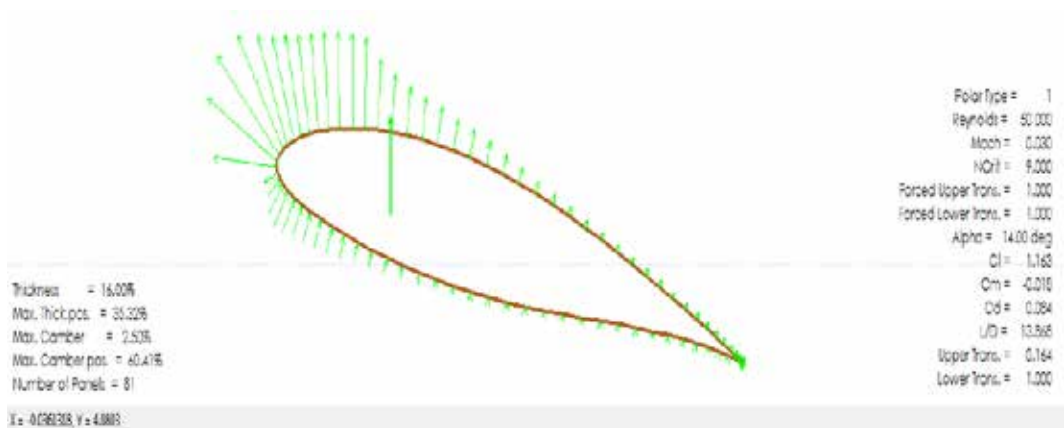
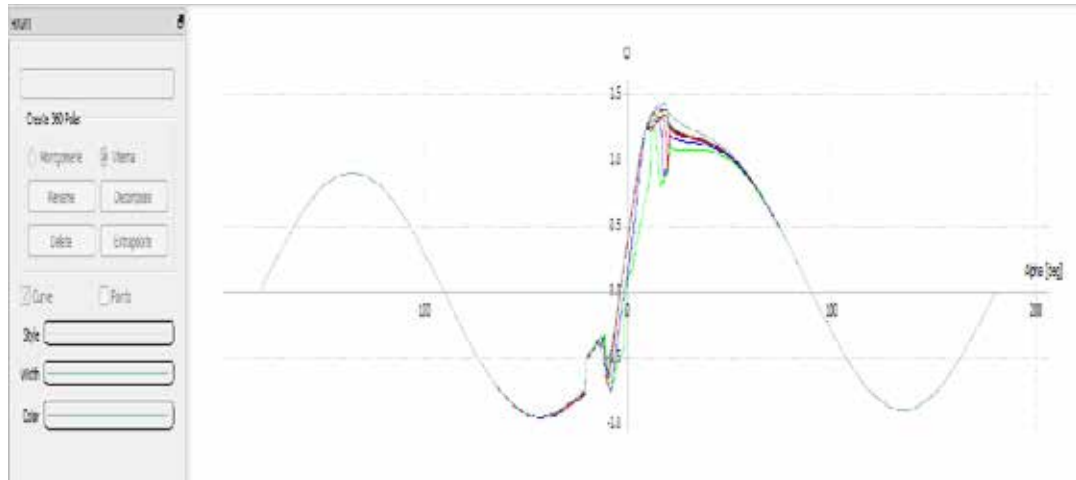


Figura 42. Distribuciones de Presiones en el perfil SG6040 para un ángulo de ataque = 14°.

Fuente: García y Lara (2018).

Haciendo una extrapolación de toda la data antes analizada se obtiene una representación gráfica del coeficiente de sustentación antes generada, para un ángulo de ataque de -180° a 180° .



Gráfica 5. Extracción polar coeficiente de sustentación.
Fuente: García y Lara (2018).

A continuación, se moldeará el perfil de álabe SG6040 con la herramienta Qblade (ver gráfica 5), para obtener nuevas gráficas y la relación de velocidad de la punta de los álabes (TSR). Este procedimiento de simulación consiste en cuantificar las cargas existentes sobre el álabe. Para ello se someterá al álabe a condiciones de velocidad incidente igual a la velocidad relativa (Ec. 57) con un ángulo de ataque (Ec 60) correspondiente, dada por el TSR y ángulo de giro de ésta.

Se define un intervalo para el TSR 1 – 10 para tener mejor percepción de la relación de velocidad, en la figura 41 se observan diferentes gráficas obtenidas por la simulación realizada.

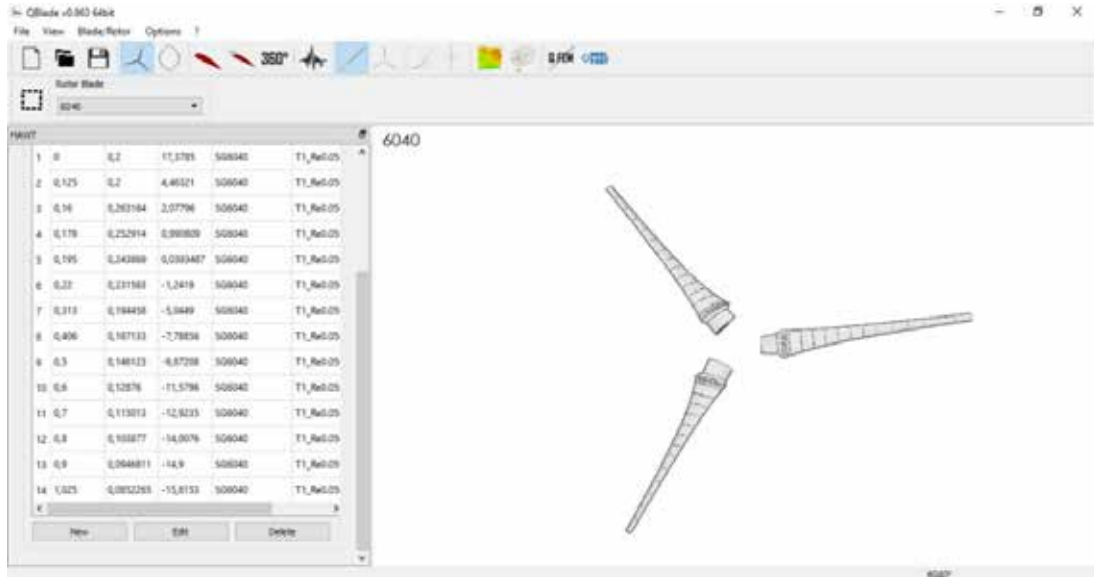
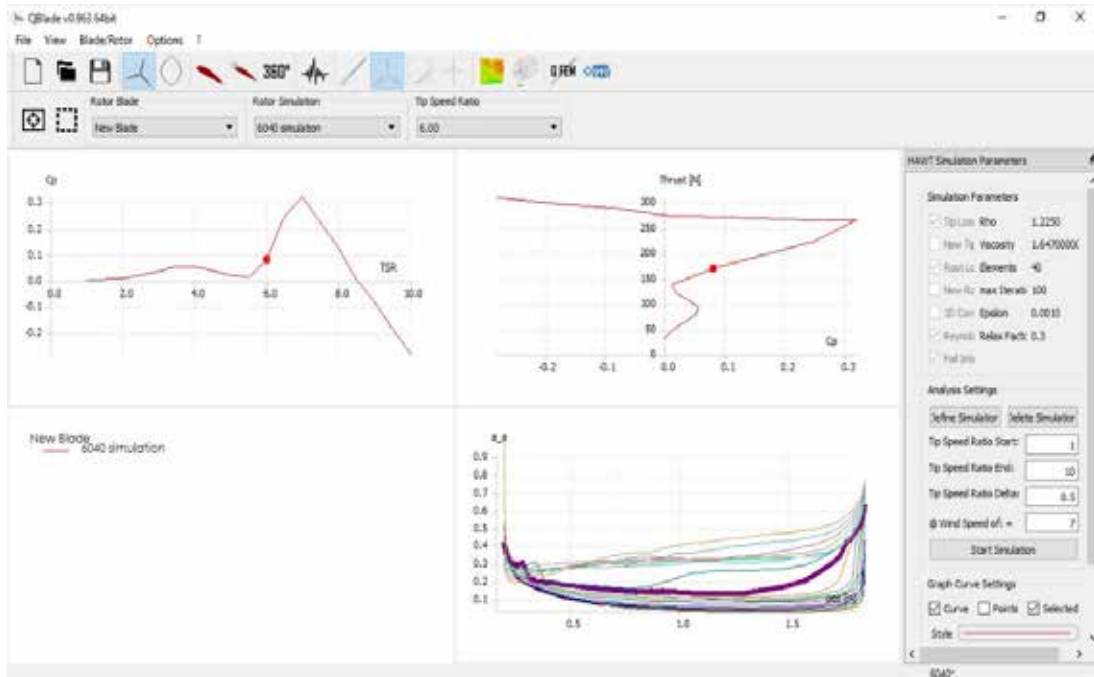


Figura 43. Modelado del perfil de álabes SG6040 con la herramienta Qblade.
Fuente: García y Lara (2018).



Gráfica 6. Representación gráfica de la simulación del rotor con la herramienta Qblade perfil SG6040.
Fuente: García y Lara (2018).

En la gráfica superior izquierda se observa el coeficiente de presión vs la relación de velocidad de la punta, se observa como varía bruscamente la recta en el intervalo $6.0 < TSR < 8.0$. Los valores obtenidos son acordes a lo presentado según diversas fuentes que poseen turbinas con características similares.

En la gráfica superior derecha se observa el empuje vs el coeficiente de presión, es decir, se observó que el coeficiente de presión se mantiene positivo a un empuje aproximadamente de 260N.

4.3.2 Herramienta Computacional CFD

Al igual que el software previamente observado ANSYS Workbench es una herramienta con cada vez mayor renombre debido a la amplia gama de estudios que abarca, permitiendo a los diseñadores simular las condiciones de trabajo de los elementos que estén desarrollando. ANSYS Workbench 18.1 entre sus múltiples funciones posee módulos de simulación de fluidos ideales para la elaboración de los estudios requeridos en el álabe SG6040.

Una vez cargado el programa este despliega la interfaz (ver figura 44) que le permite al usuario desarrollar los diferentes proyectos en los que se encuentre trabajando. La interfaz le muestra del lado izquierdo las múltiples opciones que se pueden desarrollar, tantos estudios térmicos, de fluidos, eléctricos entre otros. Del lado derecho se puede visualizar un gran recuadro blanco el cual hace referencia a la pantalla de proyecto, en dicha pantalla se mostrarán cada uno de los parámetros que se coloquen en el análisis y como se relacionan entre sí.

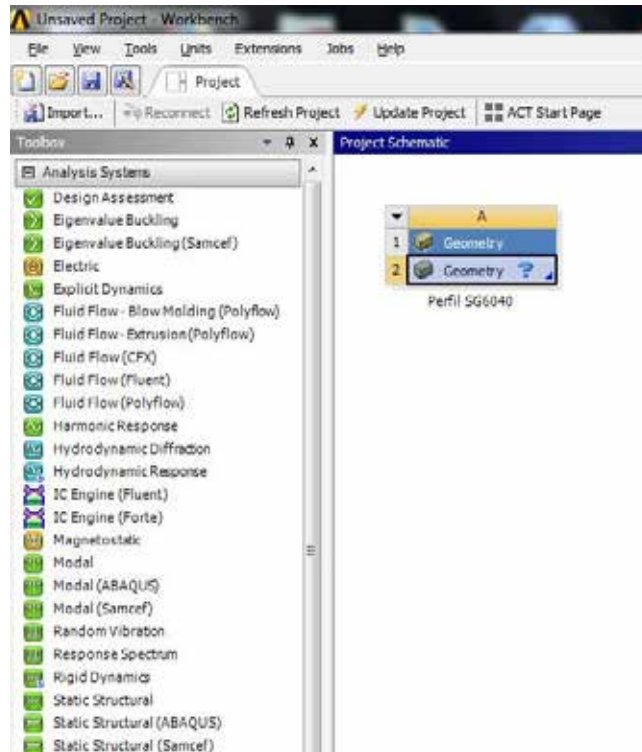


Figura 45. Selección de la opción Geometría.
Fuente: García y Lara (2018).

Con la opción geometría seleccionada se encamino al recuadro que ahora se visualiza en la pantalla de proyecto, más específicamente al identificado como “Geometry” y dando click derecho sobre él, desplegando las opciones y escogiendo “Import Geometry >> Browse” (ver figura 46) esto con la finalidad de importar el modelo del álabe de estudio previamente realizado en el software CAD.

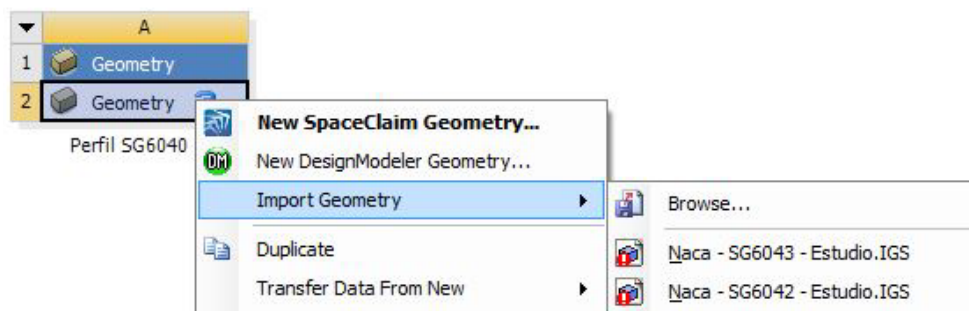


Figura 46. Opciones para importar modelo del Software CAD.
Fuente: García y Lara (2018).

Una vez ubicado el modelo objetivo para el estudio y habiendo sido importado exitosamente se mostrará al lado de la opción Geometry un check de color verde, esto indica que la geometría creada previamente ha sido reconocida satisfactoriamente (ver figura 47)

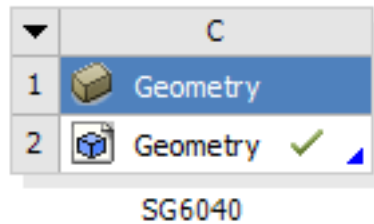


Figura 47. Geometría insertada reconocida.
Fuente: García y Lara (2018).

Análisis de Perfil del álabe (Fluid Flow CFX)

Es momento de realizar el estudio de fluidos pertinente, para esto se buscó el análisis denominado “Fluid Flow (CFX)” en el menú vertical izquierdo, una vez encontrado se arrastra la opción hasta el recuadro señalado en el lado derecho del denominado Volumen de Control (ver figura 48).

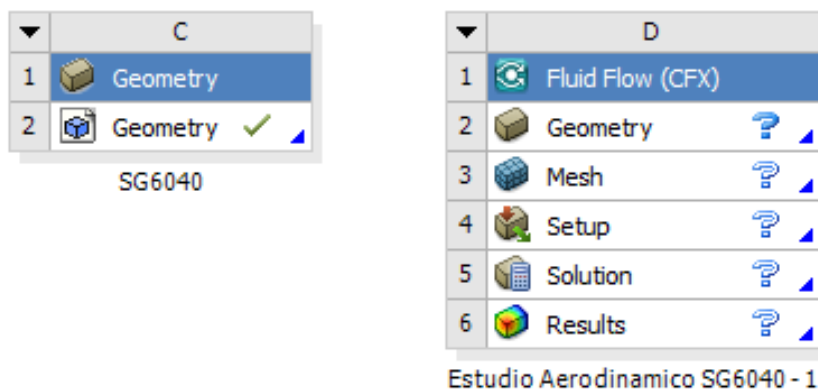


Figura 48. Selección y activación del análisis de fluido Fluid Flow (Fluent).
Fuente: García y Lara (2018).

Al visualizar el nuevo recuadro desplegado se pudo observar los parámetros que posee, originalmente estos se encuentran todos acompañados por un signo de interrogación, esto indica que no hay nada definido en ellos. El primer parámetro en encontrar es el que hace referencia a la geometría, aunque este se encuentra en el mismo estado de falta de identificación no es necesario realizar todo el proceso nuevamente ya que este ya está hecho, lo único que se debe hacer es arrastrar la pestaña de Geometry ubicada en el recuadro de volumen de control hasta la de Geometry dentro del recuadro del análisis desplegado, al soltar la opción arrastrada se visualizara como aparece una línea azul uniendo ambas casillas y además aparecerá un check verde en el recuadro del estudio de fluidos (ver figura 50).

La opción siguiente sin identificar es la que se refiere al mallado del volumen de control, se encuentra identificada como “Mesh”, para configurar esta opción se dara click derecho en la opción y seleccionar “Edit” (ver figura 49).

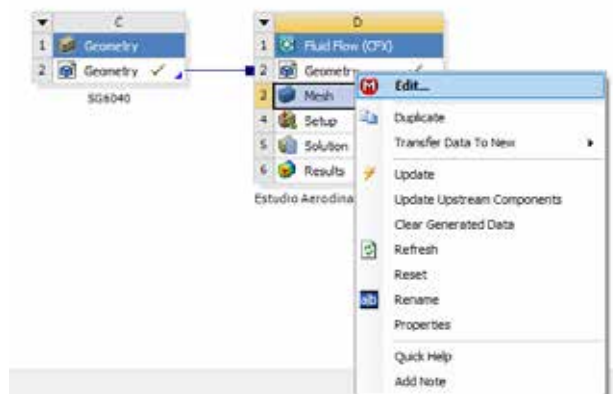


Figura 49. Relación entre geometrías y selección de edición del mallado.

Fuente: García y Lara (2018).

Al igual que las veces anteriores en las que se accede a opciones dentro de los recuadros de estudio se genera una nueva interfaz destinada a la elaboración del mallado del volumen del control el cual se visualiza apenas uno ingresa (ver figura 50). Estando en la interfaz se procede a la elaboración del mallado lo cual se inicia dirigiéndonos al menú izquierdo y seleccionando la palabra “Mesh” esto desplegara las opciones de mallado y todos aquellos parámetros que debemos determinar para

especificar el tiempo de mado que se ajuste más a los requerimientos tanto de diseño como de estudio (ver figura 51).

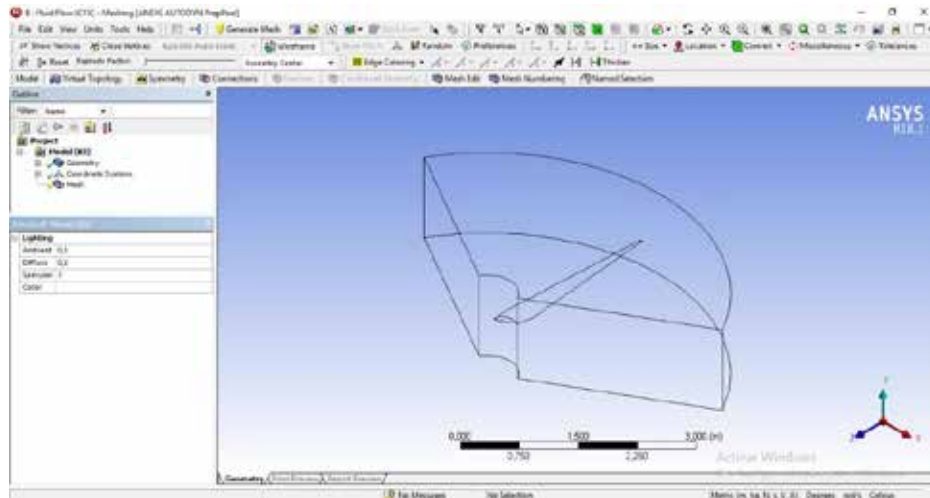


Figura 50. Interfaz para la edición del mado.

Fuente: García y Lara (2018).

Details of "Mesh"	
Display	
Display Style	Body Color
Defaults	
Physics Preference	CFD
Solver Preference	CFX
<input type="checkbox"/> Relevance	0
Element Order	Linear
Sizing	
Size Function	Curvature
Relevance Center	Coarse
Transition	Coarse
Span Angle Center	Medium
<input type="checkbox"/> Curvature Nor...	Fine
<input type="checkbox"/> Min Size	Default (1,158e-003 m)
<input type="checkbox"/> Max Face Size	Default (0,11580 m)
<input type="checkbox"/> Max Tet Size	Default (0,23160 m)
<input type="checkbox"/> Growth Rate	Default (1,20)
Automatic Mesh ...	On
<input type="checkbox"/> Defeature Size	Default (5,79e-004 m)

Figura 51. Parámetros para la configuración del mado deseado.

Fuente: García y Lara (2018).

Details of 'Mesh'	Details of 'Mesh'	Details of 'Mesh'
Display Defaults Physics Preference: CFD Solver Preference: CFX <input type="checkbox"/> Relevance: 0 Element Order: Linear Sizing Size Function: Curvature Relevance Center: Fine Transition: Slow Span Angle Center: Fine <input type="checkbox"/> Curvature Nor...: Default (18,0°) <input type="checkbox"/> Min Size: Default (9,0625e-004 m) <input type="checkbox"/> Max Face Size: Default (9,0625e-002 m) <input type="checkbox"/> Max Tet Size: Default (0,181250 m) <input type="checkbox"/> Growth Rate: Default (1,20) Automatic Mesh...: On <input type="checkbox"/> Defeature Size: Default (4,5312e-004 m) Minimum Edge L...: 6,0249e-005 m Quality Inflation Advanced Statistics	Display Defaults Sizing Quality <input type="checkbox"/> Check Mesh Qua...: Yes, Errors <input type="checkbox"/> Target Skewn...: Default (0,900000) Smoothing: High Mesh Metric: None Inflation <input type="checkbox"/> Use Automatic In...: None Inflation Option: Smooth Transition <input type="checkbox"/> Transition Ratio: 0,77 <input type="checkbox"/> Maximum Lay...: 5 <input type="checkbox"/> Growth Rate: 1,2 Inflation Algorithm...: Pre <input type="checkbox"/> View Advanced...: No Advanced Statistics	Display Defaults Sizing Quality Inflation Advanced Number of CPUs...: Program Controlled Straight Sided El...: Number of Retries: 0 Rigid Body Beha...: Dimensionally Reduced Mesh Morphing: Disabled Triangle Surface...: Program Controlled Topology Checki...: No Pinch Tolerance: Default (0,1562e-004 m) <input type="checkbox"/> Generate Pinch o...: No Statistics <input type="checkbox"/> Nodes: 470158 <input type="checkbox"/> Elements: 2001494

Figura 52. Características del mallado realizado en el perfil SG6040.
Fuente: García y Lara (2018).

En la figura 53 se puede evidenciar los parámetros que determinan la configuración de la característica Inflation realizada en el mallado del volumen de control referente al álabe SG6040 con Angulo de ataque de 2°.

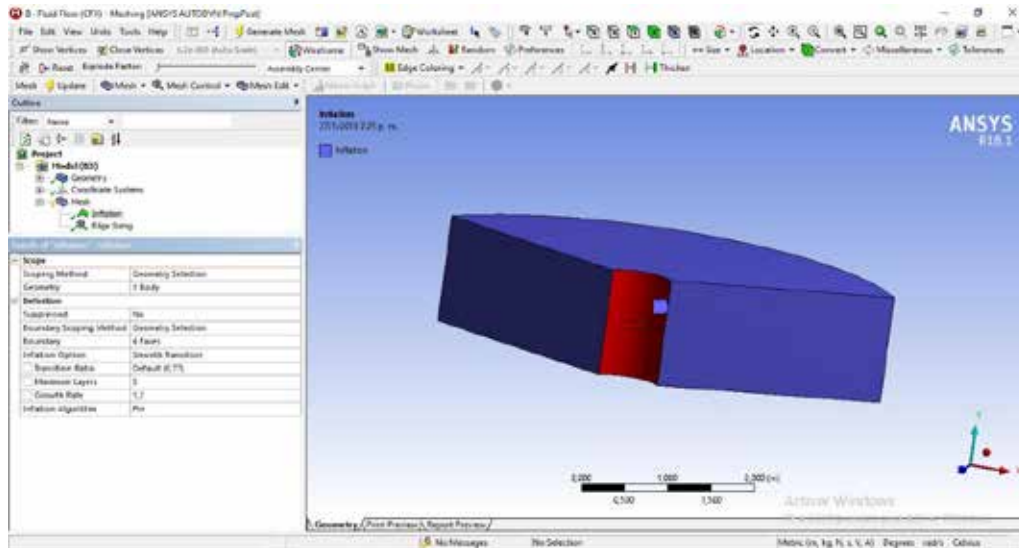


Figura 53. Parámetros del mallado - Sección Inflation en el perfil SG6040.
Fuente: García y Lara (2018).

Una vez seleccionados los parámetros según sean requeridos se procede a la generación del mallado en el volumen de control, esto se realiza simplemente dirigiéndose a la parte superior del menú izquierdo, dando click derecho sobre la opción “Mesh” y seleccionando “Generate Mesh” (ver figura 54), esto producirá que el programa comience a realizar la acción configurada lo cual puede tomar un tiempo dependiendo de la calidad y complejidad determinadas para la elaboración del mallado. La selección de mallado se hizo fina por el perfil del álabe tiene una curvatura en todo el cuerpo y esto ayuda a tener mejor resultado en esas zonas curvas del perfil.

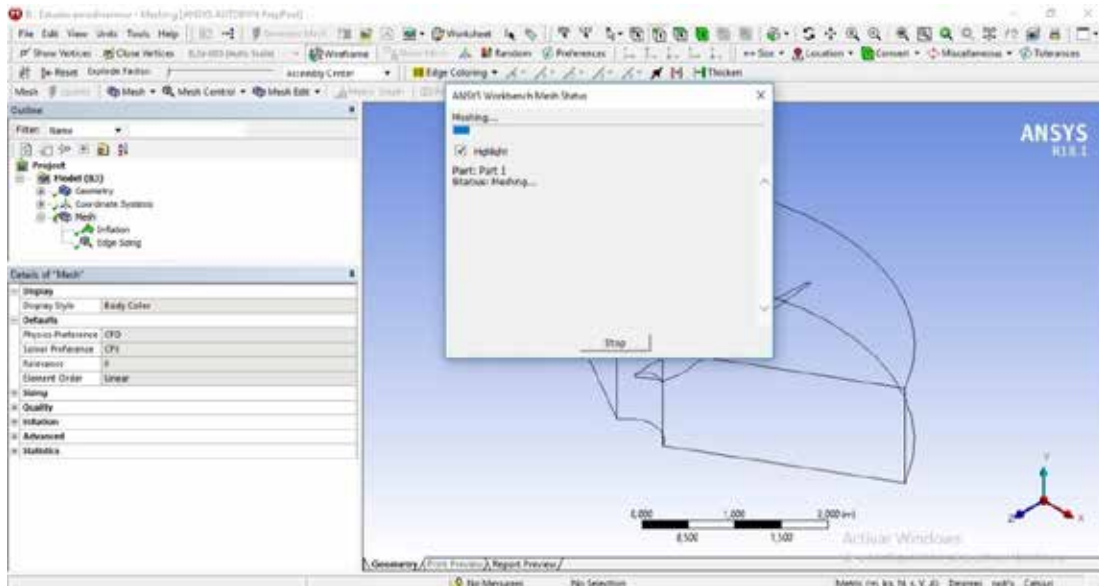


Figura 54. Generación de Mallado.

Fuente: García y Lara (2018).

Esperado el tiempo requerido para que el software lleve a cabo los procesos que requerirá, se obtiene la generación del mallado tal cual lo fue especificada, siendo este evidenciado en la pantalla de visualización (ver figura 55), al acercarse el sólido se puede visualizar como a medida que se acerca a la superficie del cuerpo del álabe el mallado se vuelve más detallado, recubriendo cada curvatura e inclinación que este cuerpo puede tener (ver figura 56), esto permite que al realizar la simulación los valores obtenidos sean más cercanos a la realidad.

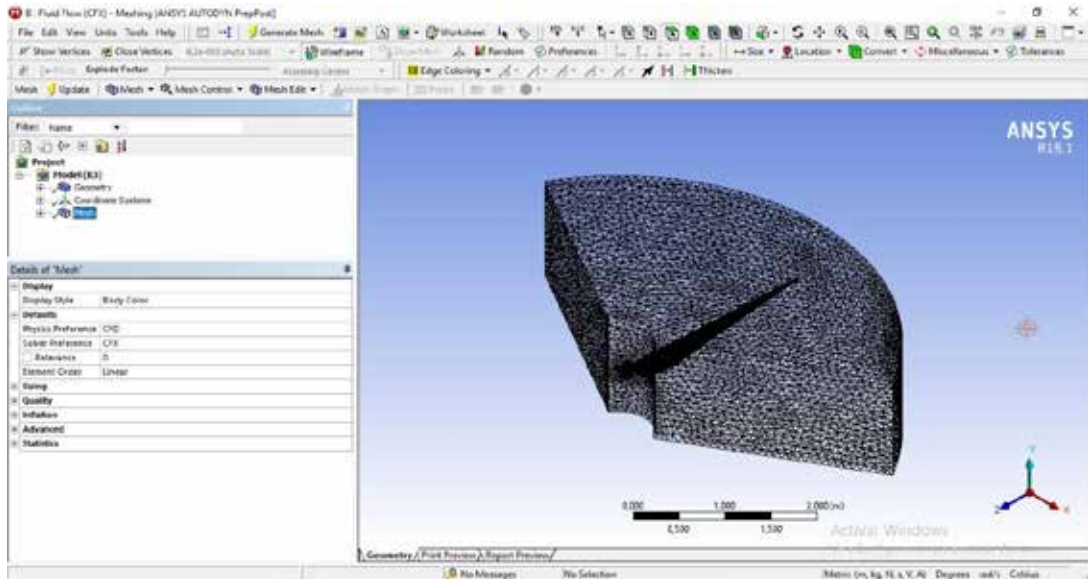


Figura 55. Mallado del perfil SG6040.
Fuente: García y Lara (2018).

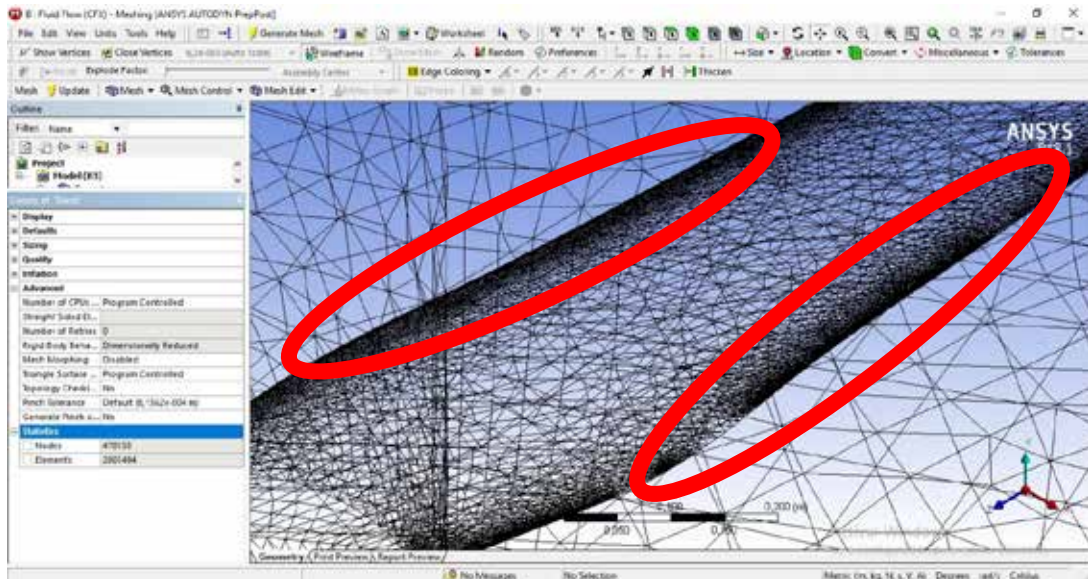


Figura 56. Mallado en los bordes del Perfil.
Fuente: García y Lara (2018).

En las figuras 55 y 56 se presenta el resultado de la configuración y generación del mallado en el volumen de control, un mallado fino y con mayor cantidad de nodos separados por una menor área genera resultados de mayor

precisión permitiendo de esta manera acercarnos al comportamiento encontrado por el cuerpo en su entorno de trabajo real.

Una vez el mallado está listo se sale de la interfaz actual regresando a la pantalla de proyectos del software, ahora se visualiza que al lado de la sección “Mesh” aparece un check verde el cual indica que la creación del mayado se ha realizado adecuadamente. Es momento de seguir con la sección de “Setup” sección en la cual se establece los diferentes parámetros de simulación, para acceder a esta interfaz se realizan las mismas acciones que en su predecesora, ubicando el puntero sobre la opción y con clic derecho se despliega la opción para seguidamente entrar en “Edit” (ver figura 57), permitiendo de esta forma desplegar la interfaz solicitada (ver figura 58).

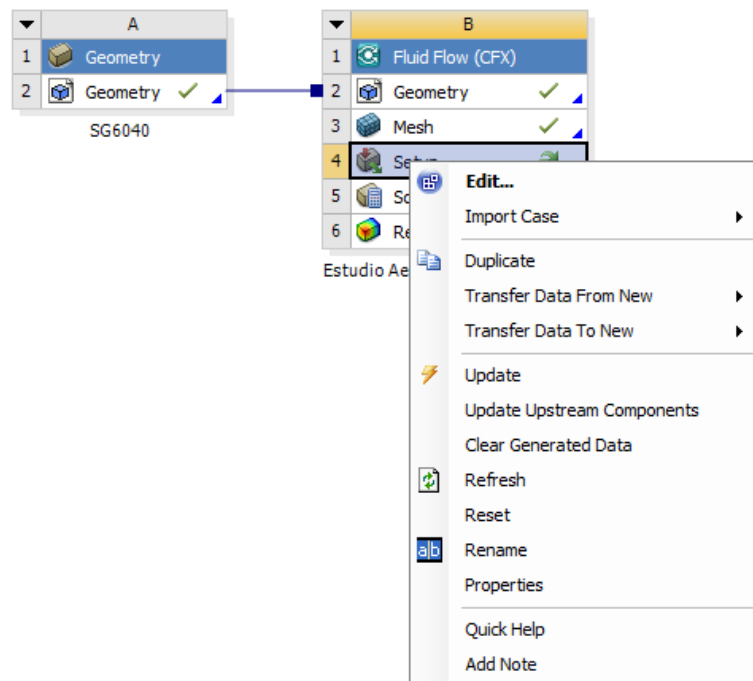


Figura 57. Acceso a la interfaz de Setup.
Fuente: García y Lara (2018).

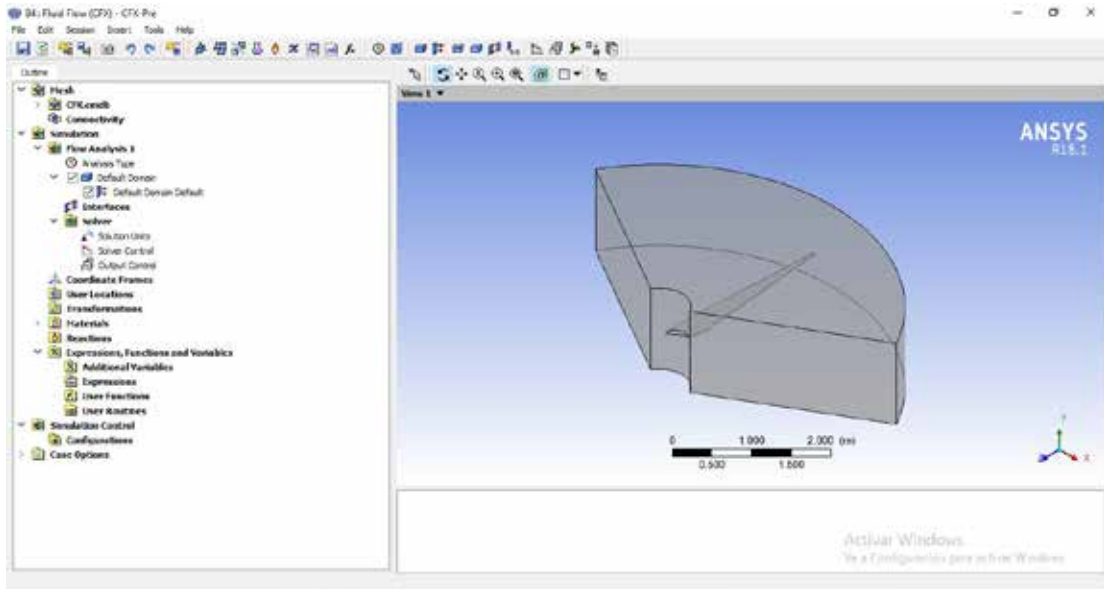


Figura 58. Interfaz de Setup.
Fuente: García y Lara (2018).

Es momento de realizar la configuración de los parámetros de la simulación, los cuales comienzan ingresando en la opción “Turbo Mode” encontrada dentro de la pestaña “Tools” (ver figura 59). Se desplegarán una serie de características que se deben establecer la primera se refiera a las configuraciones básicas en las cuales se establece que es una turbina axial y que el eje de giro del modelo estudiado es el eje “y” (ver figura 60).

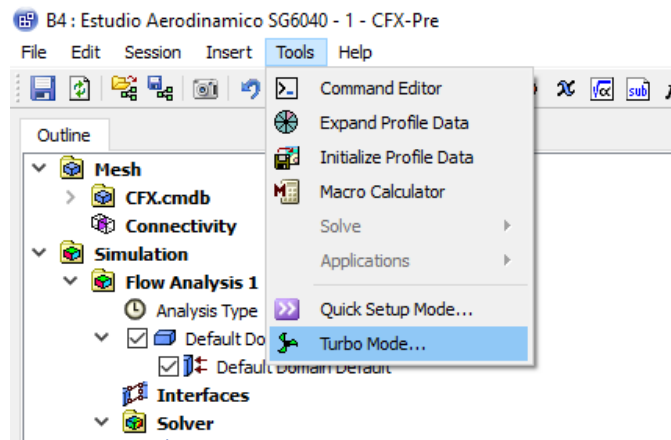


Figura 59. Selección de Turbo Mode.
Fuente: García y Lara (2018).

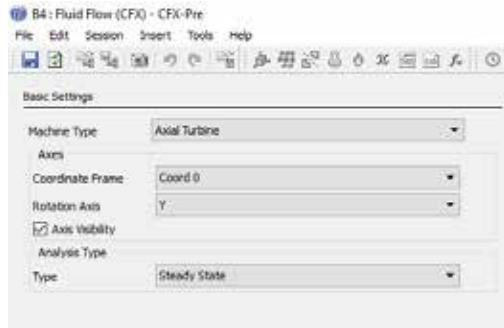


Figura 60. Configuraciones básicas.
Fuente: García y Lara (2018).

El siguiente paso es la definición de los componentes, en el cual se verá una sola opción denominada R1 y al ser seleccionada despliega su configuración, en esta etapa corresponde cambiar la velocidad de giro que trae por defecto el programa y adecuarla a nuestro estudio. La velocidad requerida en el estudio es aquella que permite que los resultados sean lo más homólogos posibles a los obtenidos en el software QBlade, por lo que se decide utilizar 100 rpm, siendo esta la velocidad de giro estipulada para la velocidad de viento escogida en la investigación, adición esta velocidad de giro proporciona un valor de potencia dentro de los rangos permisibles para el tipo de aerogenerador utilizado.

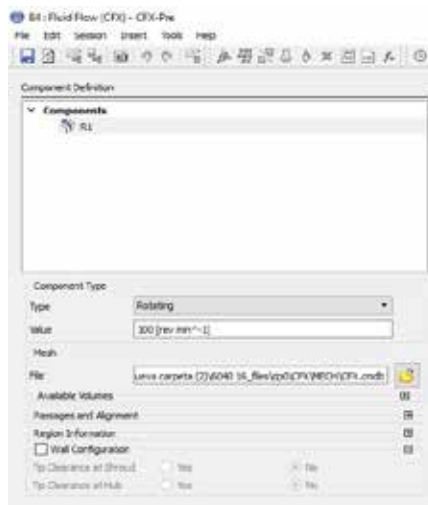


Figura 61. Definición de componentes.
Fuente: García y Lara (2018).

La siguiente etapa comprende las definiciones físicas, en esta se establece la condición del fluido al que se enfrenta el sólido, en este estudio se utiliza aire como gas ideal, poseedor de una presión de referencia de una atmosfera. Además de esto se establece que la turbulencia es regida por la opción “Shear Stress Transport” condición que maneja una mayor cantidad de información dentro del estudio. También establecemos que el estudio está basado por el flujo másico que circula en el volumen de control, por lo que se seleccionada la opción “P-Total Inlet Mass Flow Outlet” en dicha opción se estipula el flujo másico que circula el flujo de control introduciendo el valor del mismo (ver figura 62).

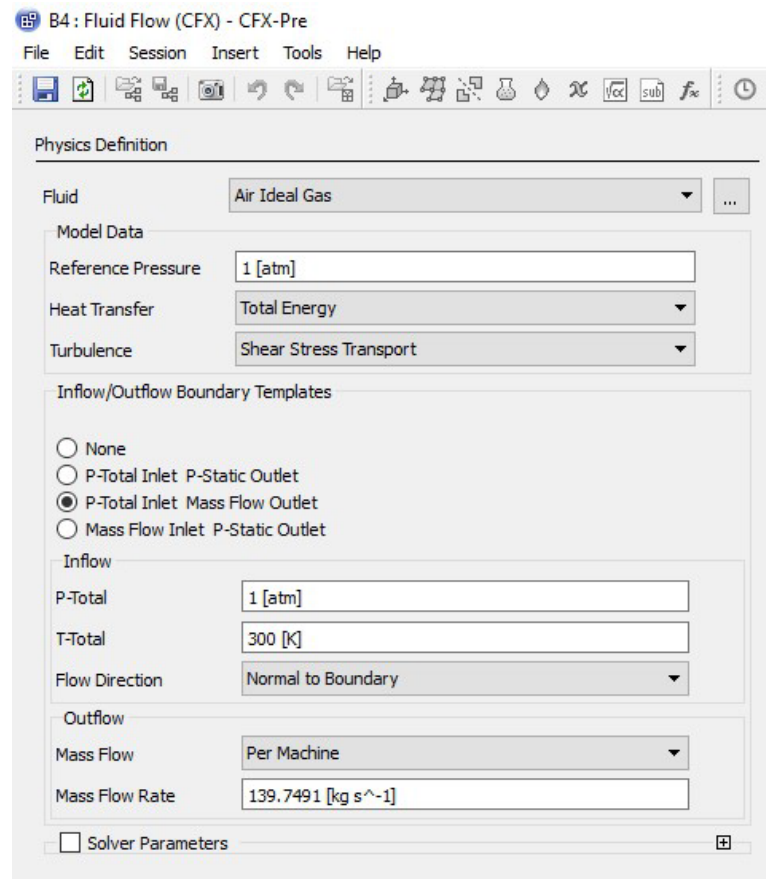


Figura 62. Definición Física.
Fuente: García y Lara (2018).

El flujo másico colocado en la configuración previamente mostrada se determina por la relación entre la velocidad lineal del flujo, el área de rotación del objeto estudiado y la densidad del flujo. El área estudiada es determinada como un tercio del área de rotación del alabe, dando como resultado $9,827 \text{ m}^2$. La velocidad del flujo es terminada por estudios previos en los que se han determinado las diferentes velocidades del viento para los diferentes tipos de aerogeneradores, para aerogeneradores de baja potencia se estipula que la velocidad del viento se encuentra entre 10 y 14m/s por lo que se escogió trabajar en un punto medio al utilizar una velocidad igual a 12m/s.

El valor de la densidad depende de las condiciones físicas del flujo que se esté estudiando, como la intención del estudio es recrear condiciones de trabajo reales se estipula que la temperatura del fluido es de 25°C , y para esta temperatura el aire posee una densidad de 1.185 Kg/m^3 . Al relacionar estas variables se obtiene el valor de flujo másico a utilizar en el estudio.

Al seguir la configuración del estudio se muestra la opción de configurar las interfaces, sin embargo, esta no será configurada en este momento del proceso. La siguiente configuración estipulada se refiere a la definición de límites los cuales estipulan que partes del volumen de control son sólidos, cual es la entra, salida, espacios abiertos y demás características necesarios para estipular el comportamiento del fluido.

El primer límite a configurar es la entrada del fluido, en este límite se selecciona la cara por la cual tendrá acceso el fluido, además de esto se estipula la característica que posee este fluido al entrar en el volumen de control. En el estudio a realizar se requiere que el fluido posea una velocidad lineal de entrada por lo que se selecciona la opción “Normal Speed” esta opción permite colocar la magnitud de la velocidad establecida, logrando de esta forma que el fluido ingrese con la dirección requerida (ver figura 63).

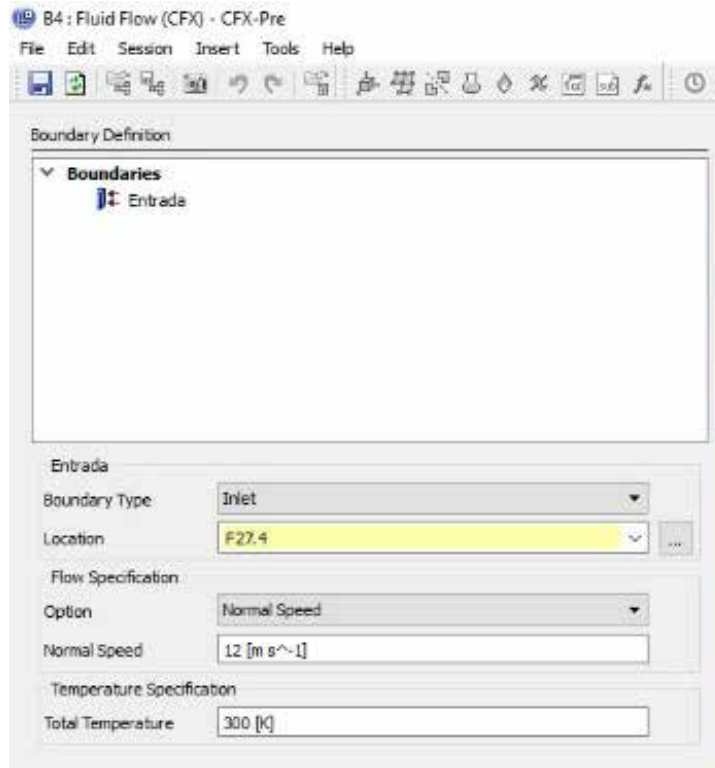


Figura 63. Definición Límites - Entrada.

Fuente: García y Lara (2018).

Se prosigue con la definición de la salida, en este parámetro solo es necesario estipular la cara representante de la salida en el volumen de control y la característica relativa a la que se enfrenta el fluido al salir, para el estudio se estipulo que en la salida la presión a enfrentar seria la presión atmosférica la cual tiene el mismo valor que la presión de entrada por lo que la presión a la que se sale el fluido es de 1 atm (ver figura 64). Continuamente se debe estipular que caras representan al solido estudiado por lo que se crea el límite “sólido”, la configuración de este límite solo requiere definir que caras del volumen se comportan como solido (ver figura 65).

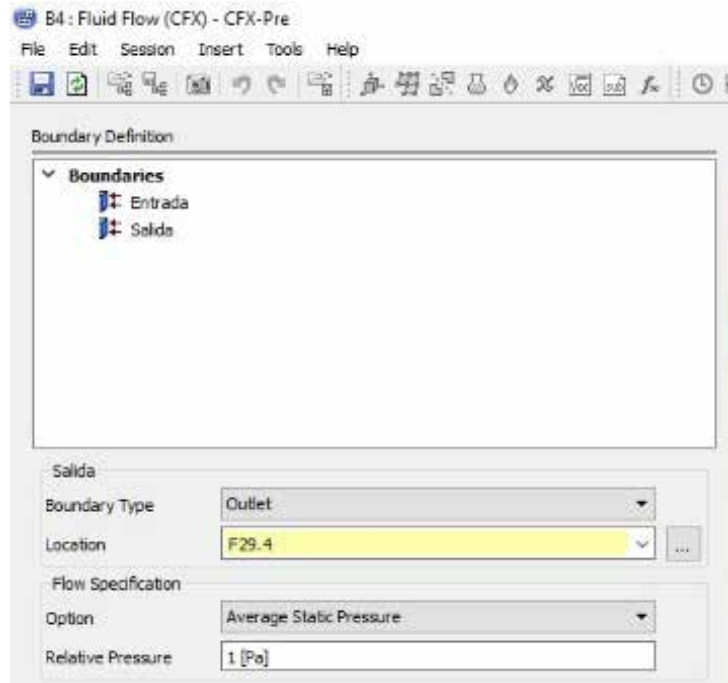


Figura 64. Definición Límites - Salida.
Fuente: García y Lara (2018).

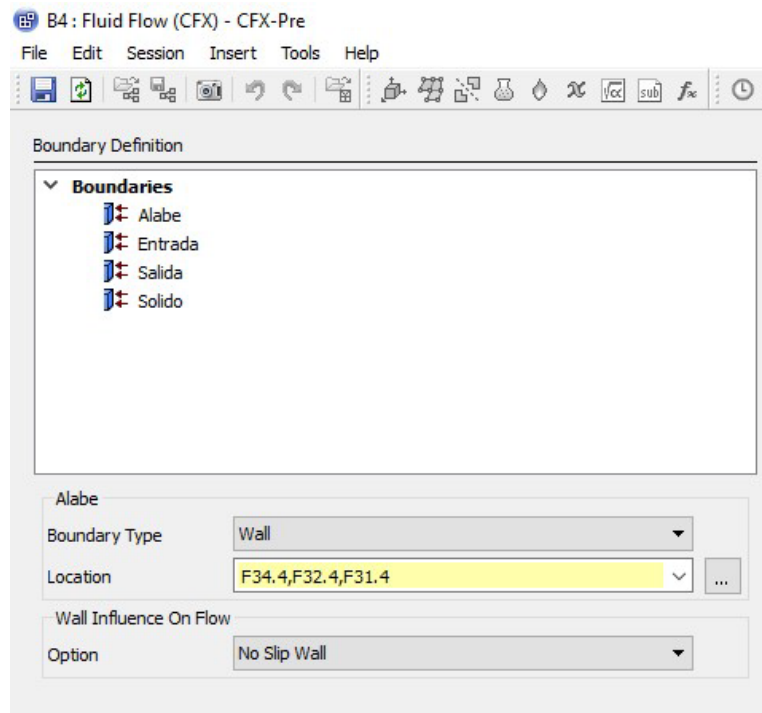


Figura 65. Definición Límites - Solido.
Fuente: García y Lara (2018).

Culminada la configuración de los límites se avanza al siguiente parámetro el cual se denomina operaciones finales, en este parámetro se encuentra seleccionada por defecto la opción “Enter General Mode” la cual es la requerida para el estudio a realizar, por lo que no se realiza ninguna modificación, de esta forma finaliza la configuración del “Turbo Mode” (ver figura 66).

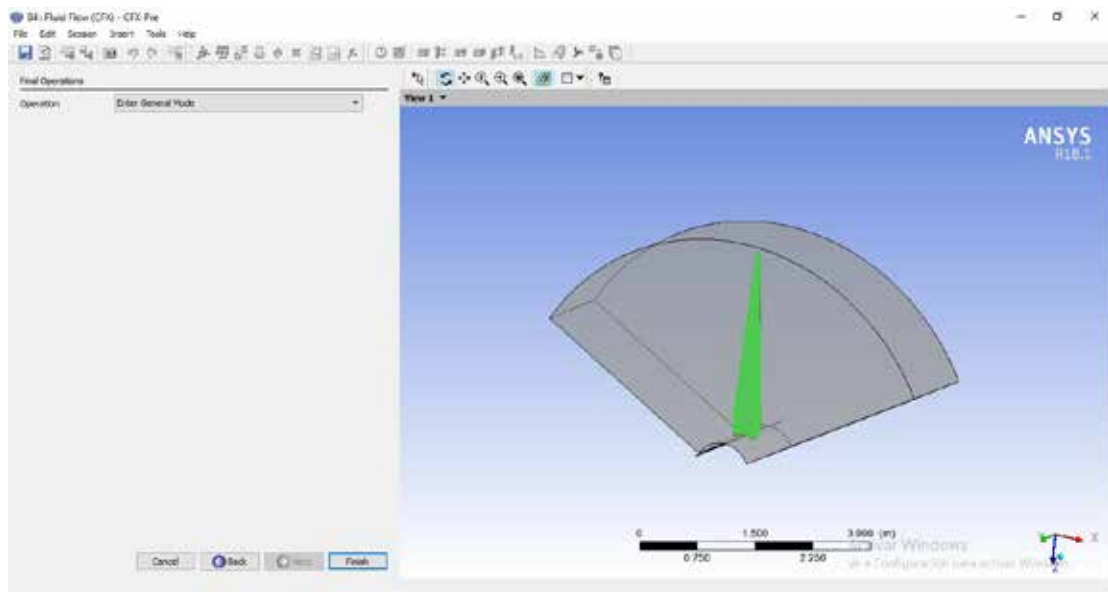


Figura 66. Culminación de la configuración del Turbo mode.

Fuente: García y Lara (2018).

Si bien se ha culminado la configuración del turbo mode, este no abarca todos los parámetros que requeridos para llevar acabo el estudio del fluido alrededor del álabe seleccionado, es por esto que se entra en la configuración avanzada del programa, para esto se despliega el menú de opciones sobre el apartado denominado R1 y es seleccionada la opción editar, desplegada la ventana de parámetros se ubica en “Heat Transfer” y se coloca que este es “Isothermal” determinando que el flujo posee una temperatura de 25°C, temperatura que asemeja condiciones de trabajos normales.

Con esto se considera terminado la configuración en la pestaña “Fluid Models, por lo que al ubicar en la pestaña del al lado denominada “Basic Settings” lugar en el

cual no realizan mayores cambios, solo uno es preciso. Para realizar la modificación necesaria es precario dirigirse al final de la lista de opciones y en el apartado “Mesh Deformation” seleccionar “Regions of motion Specified” (ver figura 67). Esta configuración permitirá liberar opciones necesarias para el correcto establecimiento de la situación evaluada.

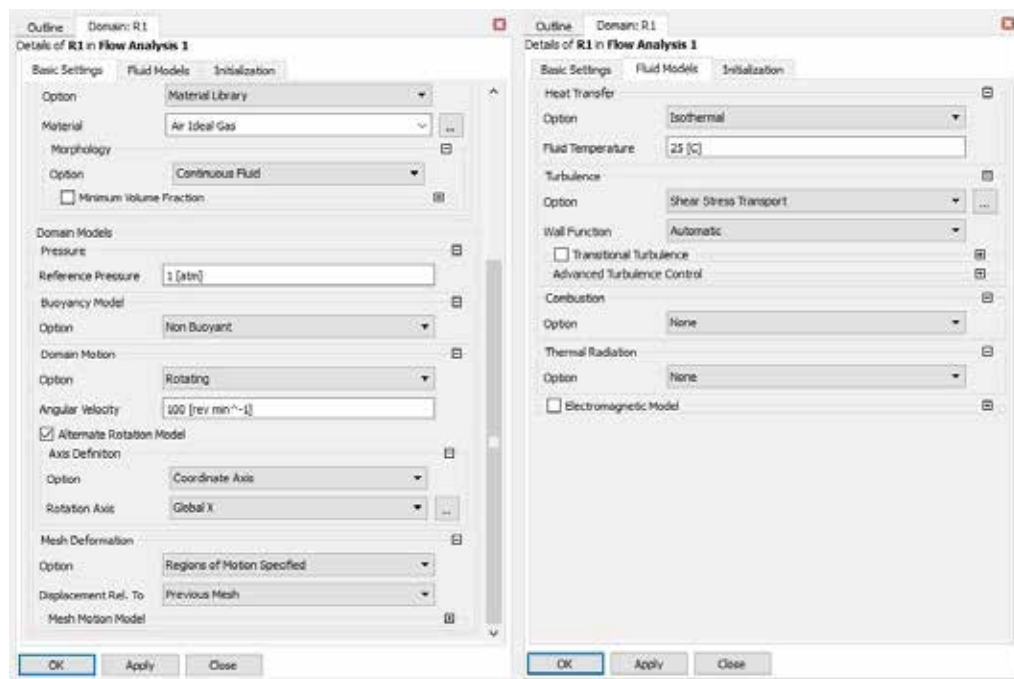


Figura 67. Configuración faltante en R1.
Fuente: García y Lara (2018).

Con nuevas opciones liberadas, es necesario ingresar nuevamente a la configuración de la frontera entrada, lo cual es realizado con el mismo procedimiento mostrado anteriormente para ingresar en R1 solo que esta vez se ubica el puntero sobre el apartado con el nombre de “Entrada”. Ya dentro de la configuración de la frontera es necesario seleccionar en la sección “Mesh motion” que está se caracteriza como “Surface of Revolution” y adicionalmente en “Turbulence” se debe especificar que es “Intensity and Eddy Viscosity Ratio” estipulando una intensidad factorial de 0.001 y una relación de 1. Continuamente se entra en la pestaña de configuraciones básicas y solo queda establecer que el tipo de marco es rotativo (ver figura 68).

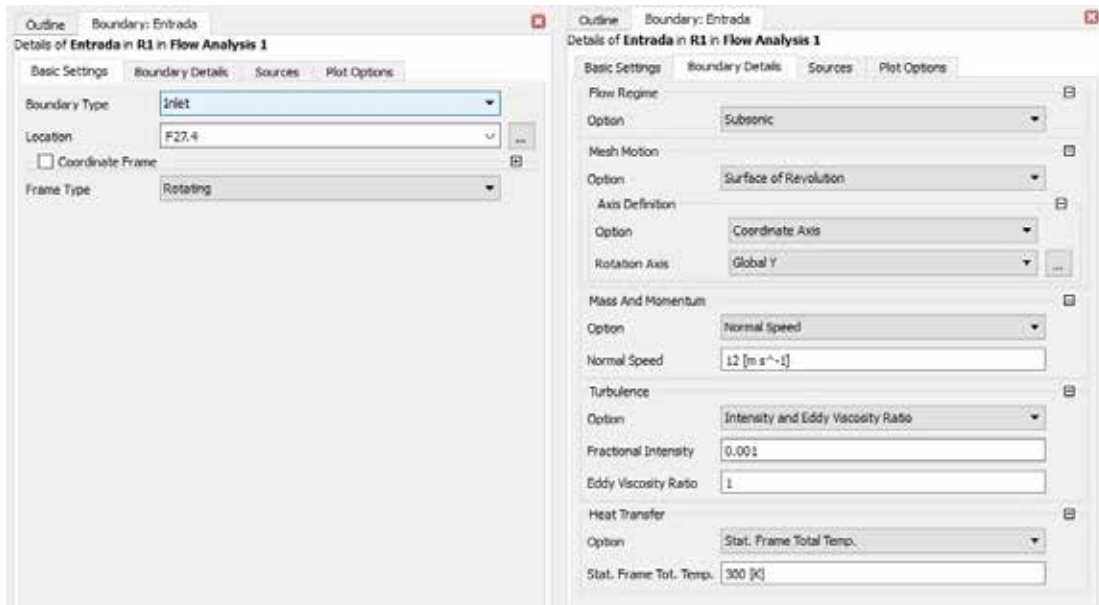


Figura 68. Culminación en la configuración de la frontera Entrada.

Fuente: García y Lara (2018).

Este complemento de la configuración de las fronteras debe ser realizado de igual forma por la frontera “salida”, por lo que una vez ingresado en su ventana de configuración se estipula de igual forma que el movimiento del mallado es de tipo “Surface of revolution” y que el tipo de marco es rotativo de igual en la anterior configuración (ver figura 69).

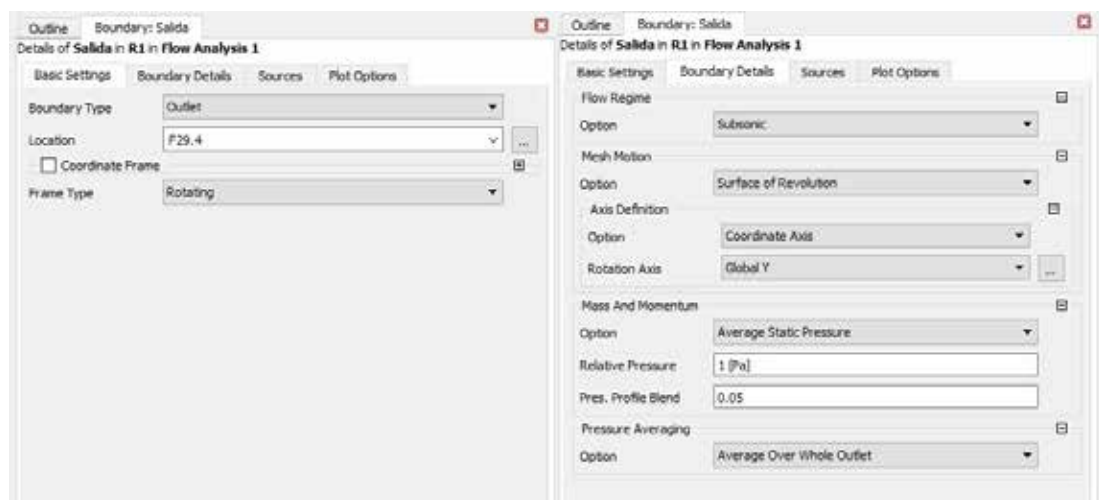


Figura 69. Culminación en la configuración de la frontera Salida.

Fuente: García y Lara (2018).

En el caso de la frontera “solido” no es necesario ingresar para modificar algún parámetro, en su defecto solo se crear un par de delimitaciones nuevas. Para realizar esta acción se despliega el menú de opciones perteneciente al apartado de R1, para dirigirse a “Insert” y escoger “Boudary” (ver figura 70).

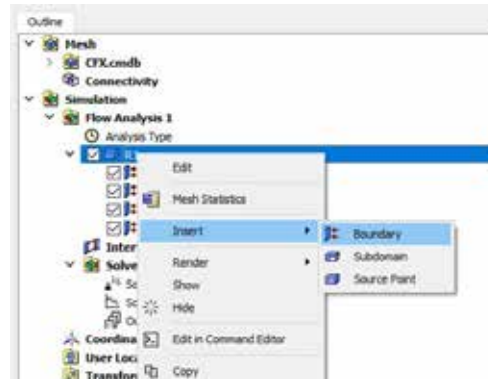


Figura 70. Adición de Fronteras.
Fuente: García y Lara (2018).

Ya con la interfaz de adición de fronteras abierta se dispone a definir qué tipo será, en este caso se escoge la opción “opening” y la cara superior siendo esta el arco de mayor diámetro, a diferencia que las veces anteriores se estipula que el marco es estacionario y posteriormente se ingresa a la pestaña de “Boundary Details” (ver figura 71).

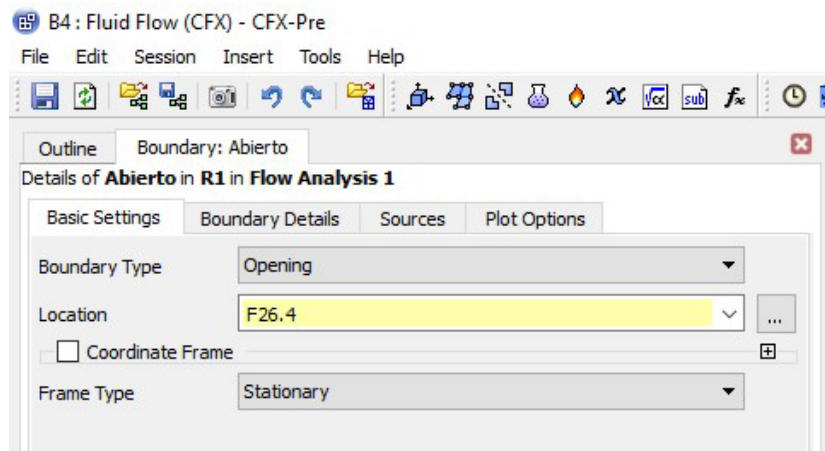


Figura 71. Selección de componentes de Frontera denominada Abierto.
Fuente: García y Lara (2018).

Para culminar la adición se realiza el mismo procedimiento plasmado en la configuración de “Salida” pero con algunas diferencias, se establece el tipo de movimiento de la malla como estático, la presión relativa existente entre salida y entrada es igual a 1 atm, las características de la turbulencia si se mantienen con los mismos parámetros que en la configuración pasada. Con estos parámetros establecidos se da por terminada la creación del nuevo límite (ver figura 72).

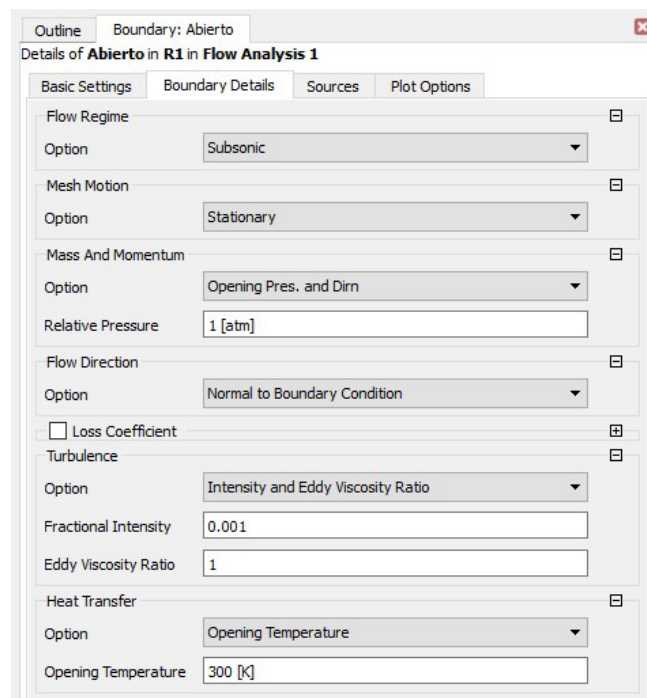


Figura 72. Configuración de la Frontera denominada Abierto.

Fuente: García y Lara (2018).

Prácticamente el proceso se encuentra en la fase final de esta etapa, solo es necesario determinar la “interface” relacionada con el volumen de control para poder seguir avanzando. Al igual que se mencionó antes se debe realizar el proceso de adición para esta opción, solo que en esta ocasión se colocara el puntero sobre la opción “Interfaces” ya dentro de la configuración de este parámetro se dirigió la atención a la sección “Interface Type 1 > Domain” y es seleccionada la opción R1 como el dominio de la interface, para posteriormente definir la “Región list” la cual

corresponde a las caras rectangulares en los laterales del volumen de control. (ver figura 73).

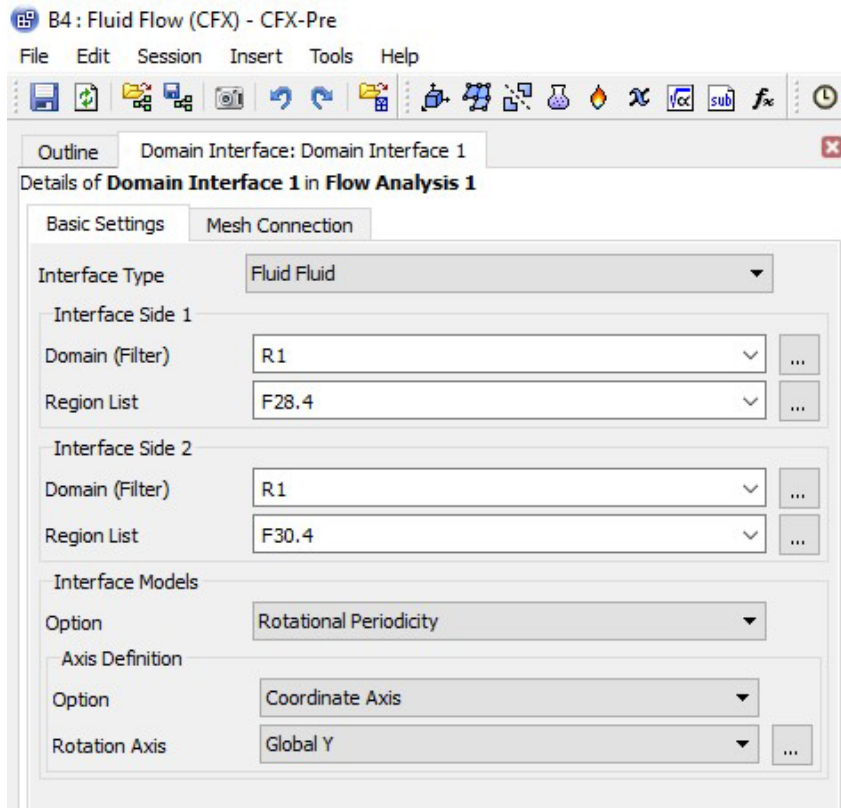


Figura 73. Configuración de la Interface.

Fuente: García y Lara (2018).

Ya casi en la etapa final de la configuración del Setup se ubica el puntero en “Solve Control” y con clic derecho despliega la opción “Edit” (ver figura 74), desplegada la barra de edición se busca el parámetro “Residual Target” y es modificado su valor por defecto de 0.0001(1e-04) a 0.00001(1e-05) (ver figura 75). Esta modificación se realizó con el propósito de comprobar el comportamiento de las variables una vez alcanzado y superado el límite RMS de 1e-4, de esta forma se asegura que el comportamiento de las variables continúa se mantiene de forma adecuada y no sufre algún cambio busco que denotaría problemas en la confiabilidad de los resultados.

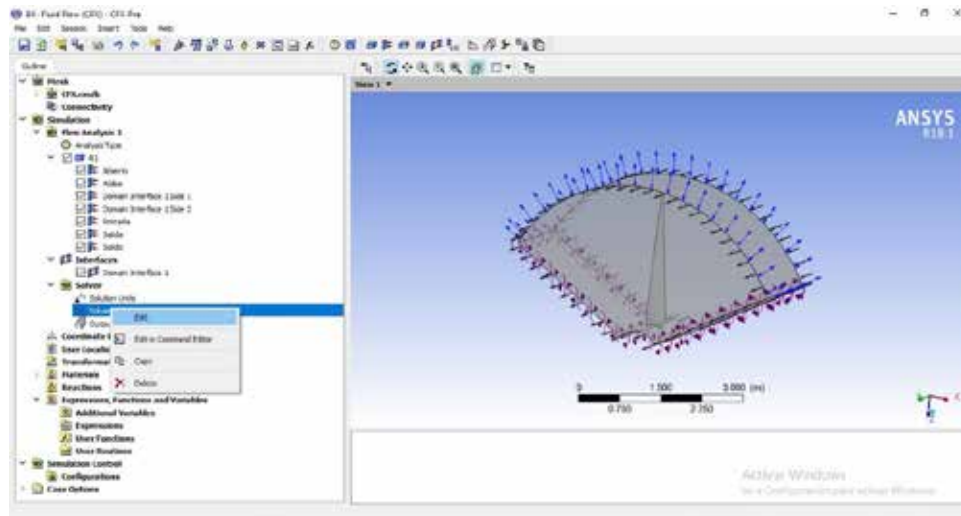


Figura 74. Configuración del Solver Control.
Fuente: García y Lara (2018).

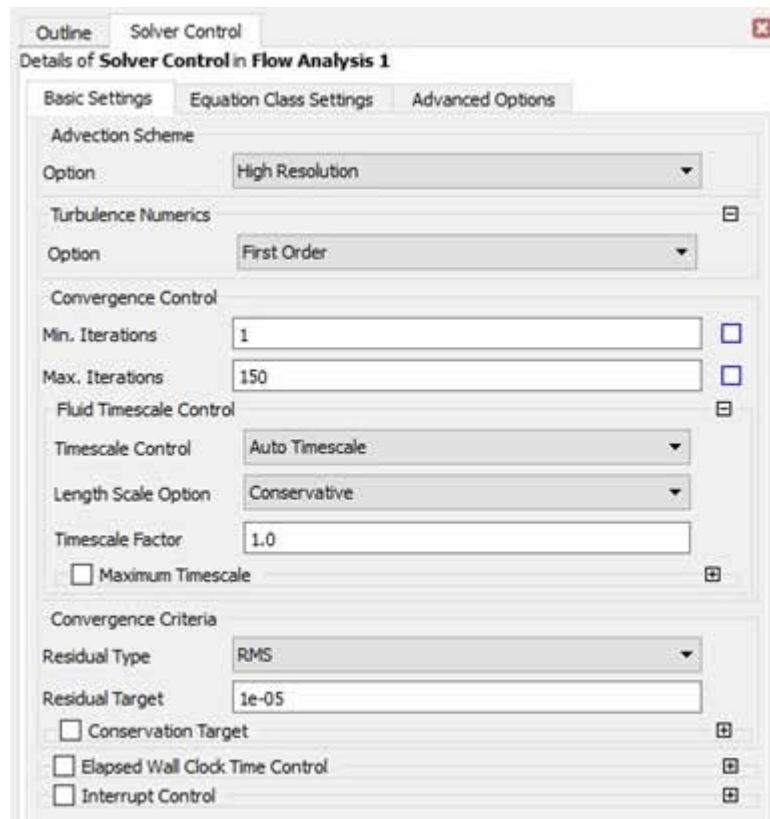


Figura 75. Cambio del número de Residual target.
Fuente: García y Lara (2018).

Ya con esto realizado se finalizó la configuración del “Setup” por lo que se puede salir de la interfaz y regresar al panel de proyecto, permitiendo de esta forma visualizar al lado de la sección de “Setup” un chek verde, indicando que todos los parámetros han sido configurados adecuadamente. Siguiendo con la ruta de acción planteado por el programa es necesario ingresar a la interfaz de edición de la sección “solutions”, dicha interfaz se despliega al seleccionar la opción “Edit” mostrada al dar clic derecho sobre la sección. Una vez desplegada la ventana de trabajo es posible visualizar un cuadro de configuración en el cual se requiere dirigirse a “Run Mode” y seleccionar “Intel MPI Local Parallel” (ver figura 76).

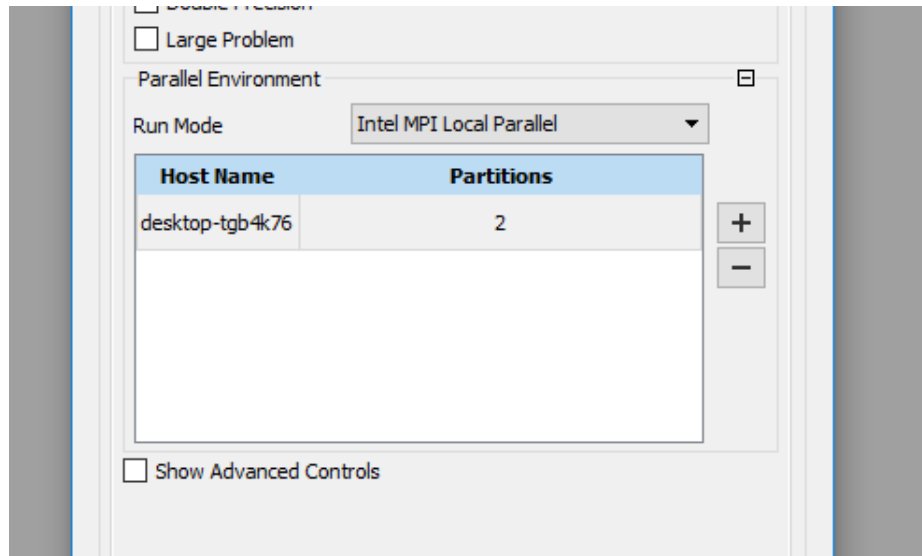
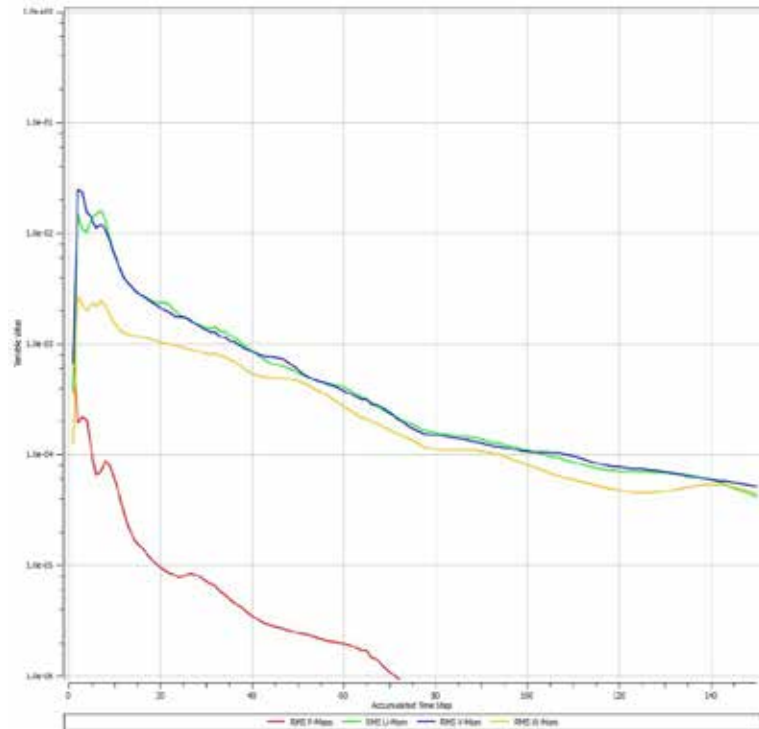


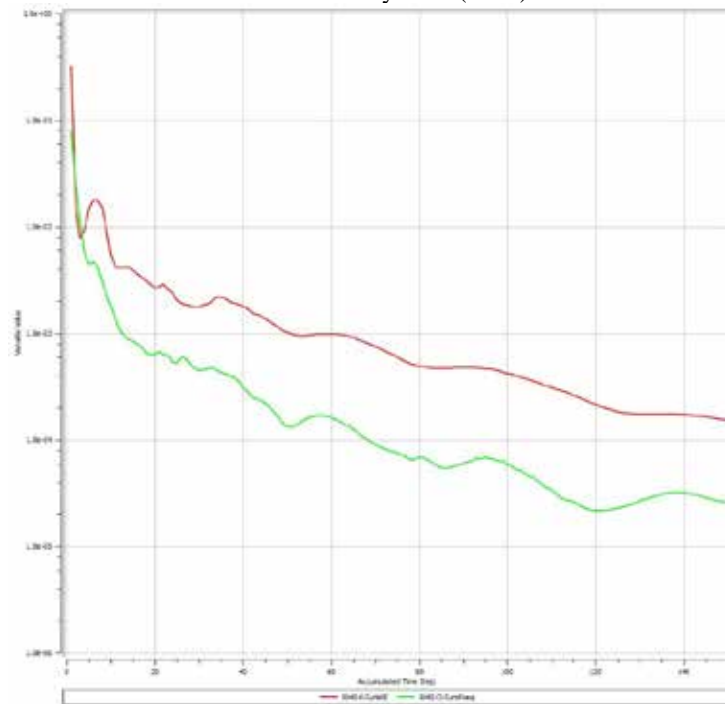
Figura 76. Configuración de la sección Solution.

Fuente: García y Lara (2018).

Establecida la opción requerida se procede a aceptar y permitir que el programa realice los diferentes procesos de cálculo necesarios para poder llevar a cabo la simulación del comportamiento del fluido con respecto al volumen de control definido (ver gráfica 7).



Grafica 7. Grafica de momento generada en el estudio del álabo SG6040 a 2°.
Fuente: García y Lara (2018).



Grafica 8. Grafica de Turbulencia generada en el estudio del álabo SG6040 a 2°.
Fuente: García y Lara (2018).

En las gráficas 7 y 8 es posible visualizar como las variables a medida que aumentan las interacciones del programa poseen un comportamiento que las lleva a converger al límite de RMS de $e-04$ el cual es el aceptado de forma general en tema de simulaciones por herramientas de dinámica de fluidos computacional como indicativo de que la simulación llevada a cabo dará valores aceptables en lo que al marco matemático corresponde.

Como se pudo observar en la figura 75, el límite de estudio para la convergencia referente para el valor RMS es el estipulado en 1×10^{-5} , sin embargo, la gráfica 7 y 8 revelan que las variables evaluadas no han llegado a este límite. Esto se produce debido a que el estudio de convergencia está regido por otro límite aparte del RMS, este límite es el denominado número máximo de iteraciones, el cual hace referencia a la cantidad de veces que el programa realiza la resolución de las ecuaciones algebraicas, una vez que el programa llega al número de iteraciones configurado este detiene el proceso determinando el final del estudio.

Por esto es que se visualiza en las gráficas el fin del comportamiento en la iteración 150, ya que este es el segundo límite estipulado en el estudio realizado, no obstante, al seguir el comportamiento presentado por la trayectoria de las variables se puede concluir que estas con un número mayor de iteraciones llegaran a converger el límite RMS estipulado anteriormente.

Una vez el programa determine que los cálculos se han finalizado es momento de regresar a la pantalla de proyecto cerrando la interfaz de solución, para este momento solo queda una sección pendiente y este es la referente a los Resultados de la simulación, en esta sección es posible visualizar el comportamiento del fluido y obtener los diferentes valores de las propiedades físicas a los que el sólido se enfrenta en dicha simulación. Para acceder a la interfaz mencionada se realiza el mismo procedimiento a todas las demás secciones anteriores (Ver figura 77).

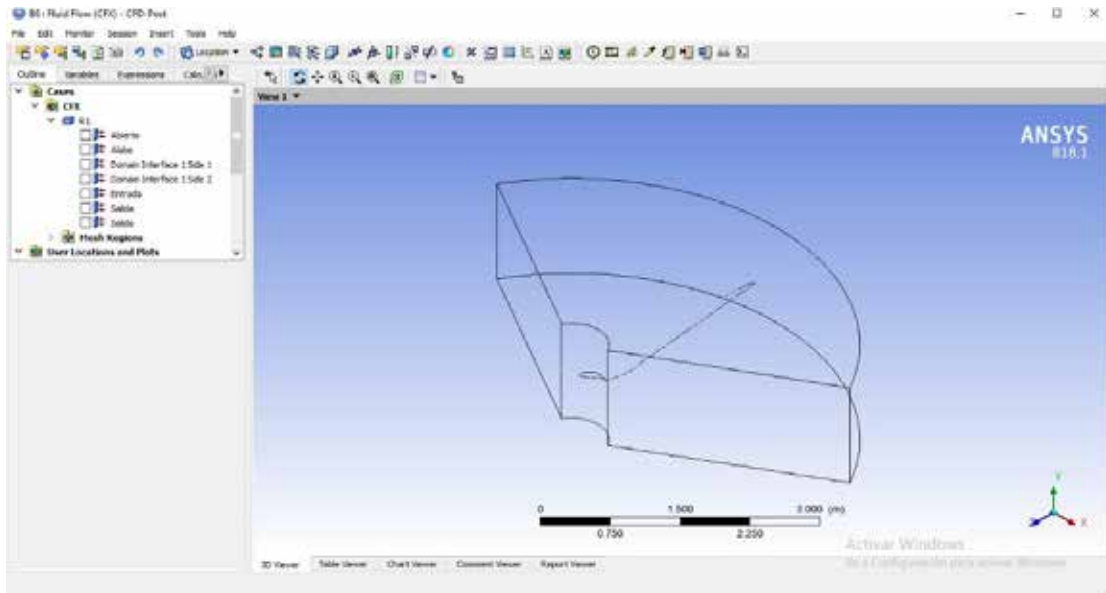


Figura 77. Interfaz de Results.
Fuente: García y Lara (2018).

Una vez en esta ventana se puede especificar que estudios y en que parte del cuerpo se desea visualizar los valores de presión, velocidad del fluido, comportamiento del sólido y todos estos datos que proporciona el programa.

En la figura 78 se observa el comportamiento de los vectores de velocidad al entrar en el volumen de control bajo las condiciones de rotación producto del giro del rotor y como estos al entrar en contacto con el cuerpo del álabe cambian su velocidad producto de la colisión con el cuerpo.

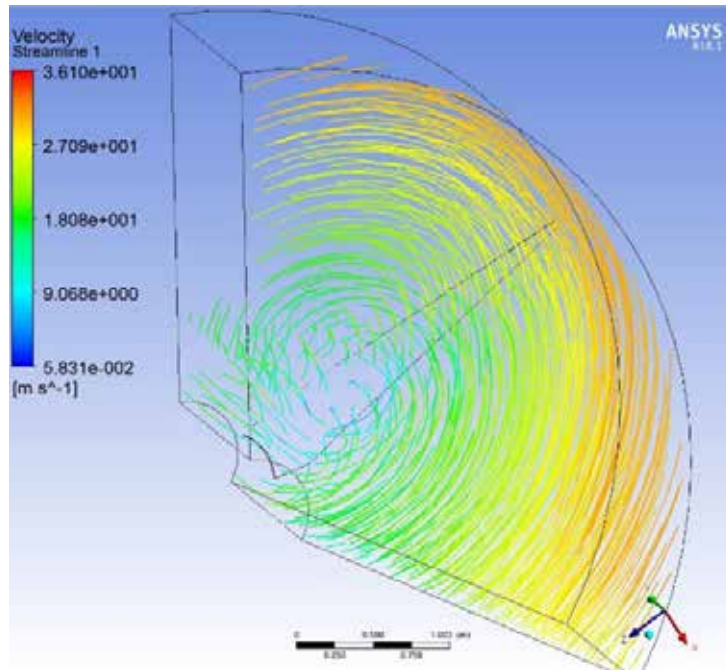


Figura 78. Líneas de velocidad en la entrada del volumen de control del álabe SG6040 a 2°.

Fuente: García y Lara (2018).

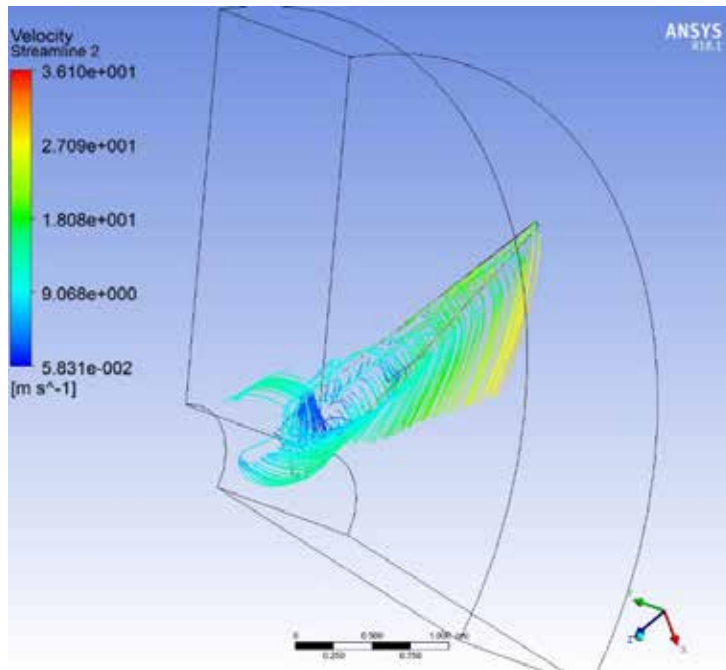


Figura 79. Líneas de velocidad en la salida del volumen de control del álabe SG6040 a 2°.

Fuente: García y Lara (2018).

En las figuras 79 se visualiza el comportamiento de las líneas de velocidad que tiene contacto con el perfil del álabe y como estas salen de su superficie tomando trayectorias diferentes a las estipuladas originalmente.

En base a que el perfil modelado se realizó con la intención de reflejar lo más exactamente posible a uno real este posee una reducción en sus dimensiones transversales a medida que se avanza por su extensión es por esto que el comportamiento de los vectores de velocidad difiere a lo largo del perfil una vez que estos alcanzan el borde de ataque del perfil. Con intención de comprender de mejor forma el comportamiento en el cuerpo modelado, se realizó cinco cortes en el álabe en los cuales se visualiza la velocidad del flujo correspondiente a cada uno, esto se denomina diferencial de velocidades y puede visualizarse en la figura 80.

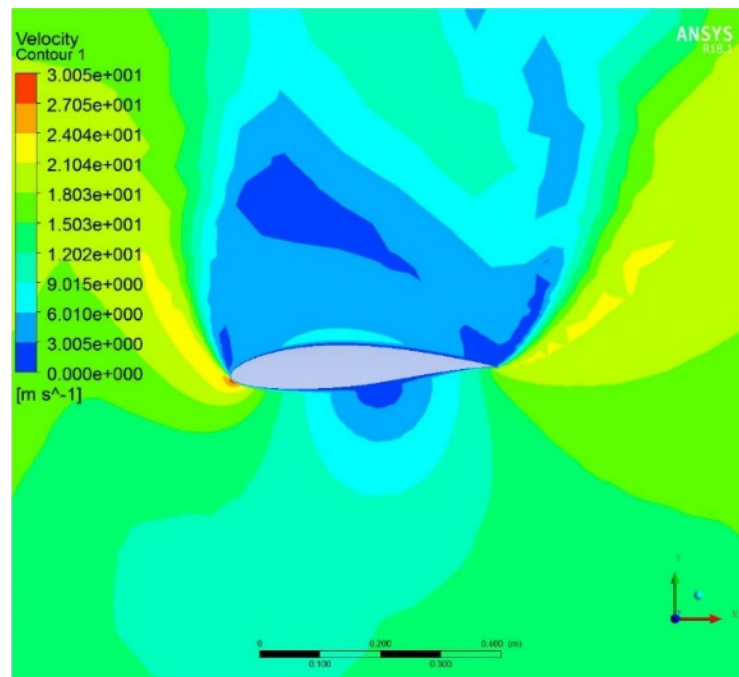


Figura 80. Velocidad en el borde de ataque del perfil SG6040 a 2° – Base del álabe.
Fuente: García y Lara (2018).

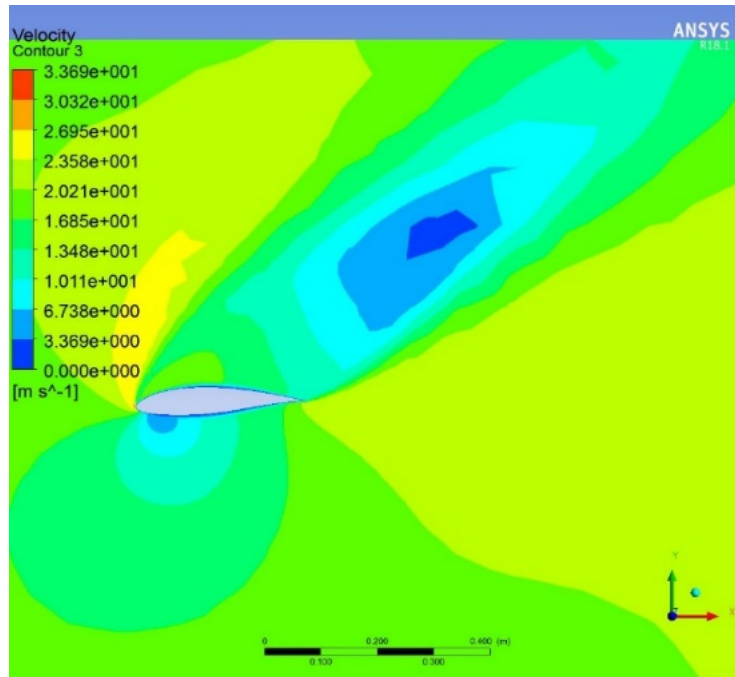


Figura 81. Velocidad en el borde de ataque del perfil SG6040 a 2° – Zona media del álabe.

Fuente: García y Lara (2018).

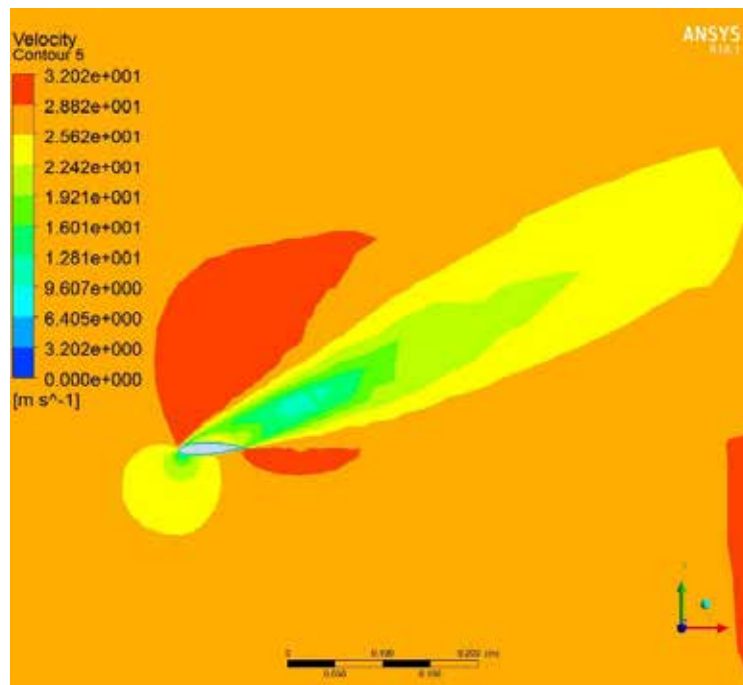


Figura 82. Velocidad en el borde de ataque del perfil SG6040 a 2° – Final del álabe.

Fuente: García y Lara (2018).

Al detallar las figuras 80, 81 y 82 es posible evidenciar como la velocidad del viento cambia alrededor del perfil del álabe y cómo se comporta una vez abandona el sólido, en la primera figura se observa que la velocidad circundante al perfil no es muy elevada, sin embargo, esta sufre cambios al momento de enfrentarse con el sólido, cambios encontrados en el borde de ataque y de salida del perfil, en dichos lugares la velocidad aumenta su magnitud dejando en evidencia la diferencia en el comportamiento con la velocidad encontrada en la cara frontal del álabe y la cara posterior del mismo, encontrándose una menor velocidad en este y una mayor prolongación de la misma.

En la siguiente figura se muestra el comportamiento encontrado a la mitad del álabe, y es claramente visible que en el medio ha habido un aumento de velocidad global igualando está a la velocidad máxima dominante en la figura anterior, además de esto se debe señalar que los bordes de ataque y salida del perfil actúan como lugares orígenes para el aumento de velocidad ya que nuevamente se evidencia que el aumento de la magnitud de esta variable tiene origen en estas áreas del perfil, mientras que la parte frontal es responsable de mantener un área circundante de baja velocidad, la parte posterior es creadora de mantener una estala de baja velocidad producto del movimiento rotacional que posee el álabe.

En la figura 82 se proporciona el estado al final del álabe, siendo este un lugar crítico debido a que es donde se encuentran las magnitudes de mayor valor dentro del dominio fluidizado, a pesar de ser la sección más pequeña del sólido este continúa con el comportamiento visualizado anteriormente, en donde los focos para el aumento de la magnitud son los bordes de ataque y salida, además de esto la esta mostrada es de mayor claridad producto de la baja velocidad encontrada en esta zona en comparación a la existente en áreas circundantes.

En la figura 83 se evidencia los cinco cortes realizados en el álabe para llevar a cabo el estudio del comportamiento de la velocidad con respecto al sólido.

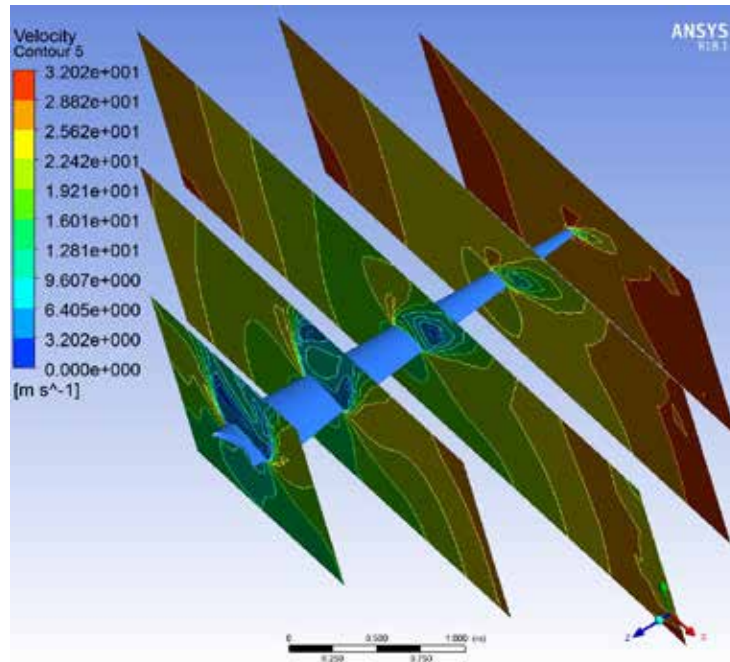


Figura 83. Diferencial de velocidad encontrado en las secciones de estudio del álabe SG6040 a 2°.

Fuente: García y Lara (2018).

Los estudios de velocidad con respecto al álabe SG6040 fueron realizados con un ángulo de abatimiento de 2°. El comportamiento de la variable velocidad en los demás ángulos de estudio se encuentran en el apéndice B.

Comprendidas las magnitudes de velocidad adquiridas por el fluido en el dominio fluidizado, se procede a estudiar el comportamiento del flujo por medio de la implementación de vectores de velocidad en los diferentes puntos de estudio del cuerpo.

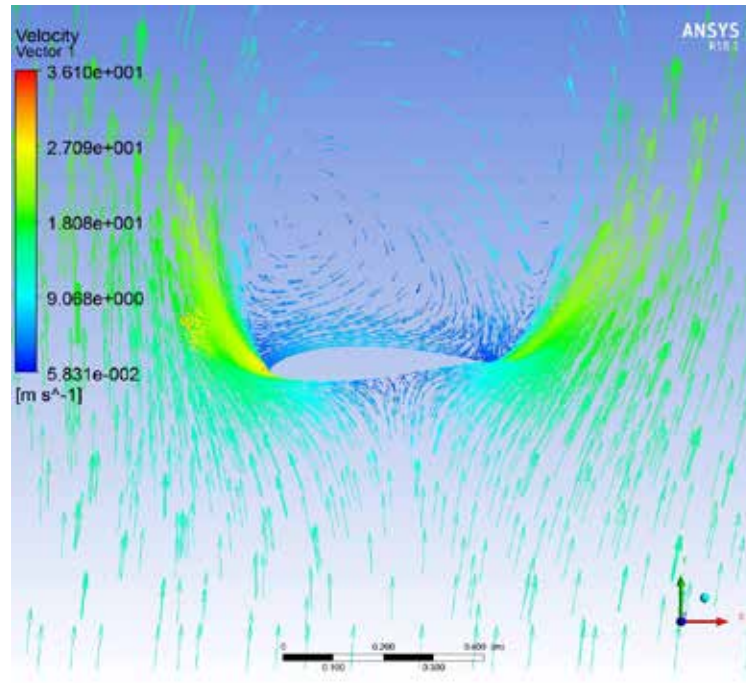


Figura 84. Vectores de velocidad en el borde de ataque del perfil SG6040 a 2° – Base del álabe.

Fuente: García y Lara (2018).

En la figura 84 es posible comprender el comportamiento del flujo al encontrarse con perfil del álabe, en la base del mismo se observa como el flujo enfrenar el cuerpo se acumula en su superficie y producto de su geometría se ve disperso por su contorno llegando de esta forma a los bordes del álabe y saliendo a gran velocidad del mismo, esto se debe a la continua corriente de flujo que provoca acumulación contante en un área limitada. Efecto contrario visualizado en la parte posterior del sólido, en dicha zona no existe la acumulación del flujo de forma contante, es por esto que se crea un espacio en el que se producen remolinos de cierta cantidad de flujo que se desvía a dicha zona, al existir poca entrada de flujo las velocidades presentes son de baja magnitud en comparación a las encontradas en los límites del sólido.

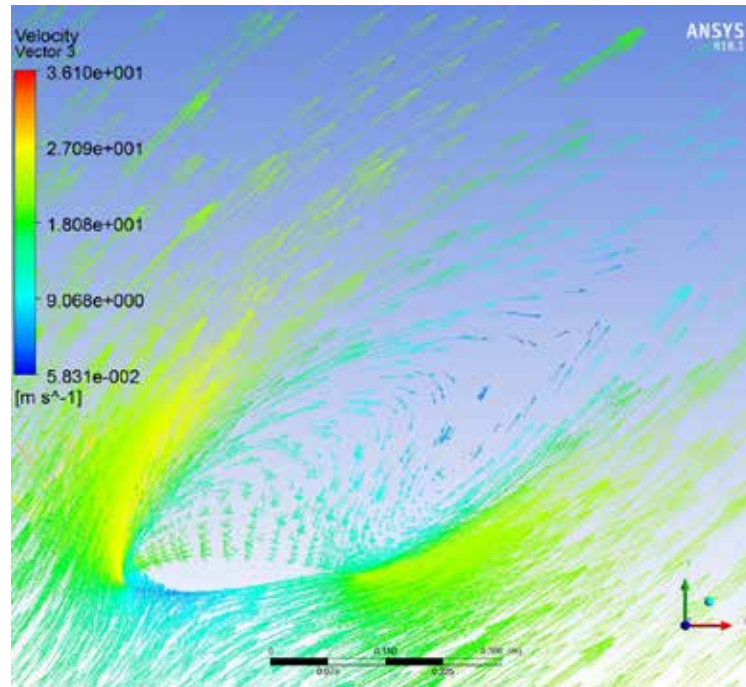


Figura 85. Vectores de velocidad en el borde de ataque del perfil SG6040 a 2° – Zona media del álabe.
Fuente: García y Lara (2018).

Producto de la rotación las velocidades aumentan como se vio en los contornos de velocidad mostrados con anterioridad, acompañado a esto se tiene que el comportamiento del flujo se vuelve más violento, efecto que se nota en la acumulación excesiva del medio en la cara frontal del álabe, esta acumulación provoca el aumento de velocidad de salida de dicho fluido al llegar a los bordes del sólido, además de esto producto de la rotación se evidencia la inclinación en el sentido del flujo en comparación a la entrada perpendicular existente en la pase del perfil. Adicionalmente se nota la desviación de parte del flujo cercano al área de vacío, donde se crea cierto comportamiento fluctuante antes de reingresar a la corriente principal.

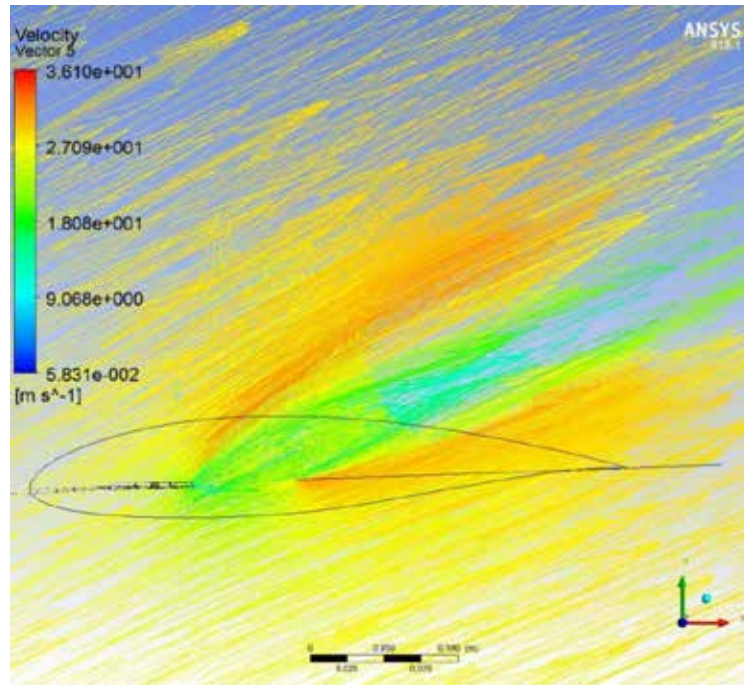


Figura 86. Vectores de velocidad en el borde de ataque del perfil SG6040 a 2° – Final del álabe.

Fuente: García y Lara (2018).

En la figura 86 visualizamos las condiciones más críticas soportadas en el cuerpo del álabe, siendo demostrado que las velocidades en la parte más lejanas de un eje de rotación son las más elevadas, se tiene que la sección de menor tamaño del solido se enfrenta a esta corriente creando detrás de ella un área de baja velocidad y de escasa abundancia del medio, producto de esto se visualiza la estela característica.

Con la intención de mostrar el diferencial existente en el comportamiento de los vectores de velocidad de realizo el corte simultaneo de los puntos estudiados a la longitud del álabe dando como resultado la figura 87.

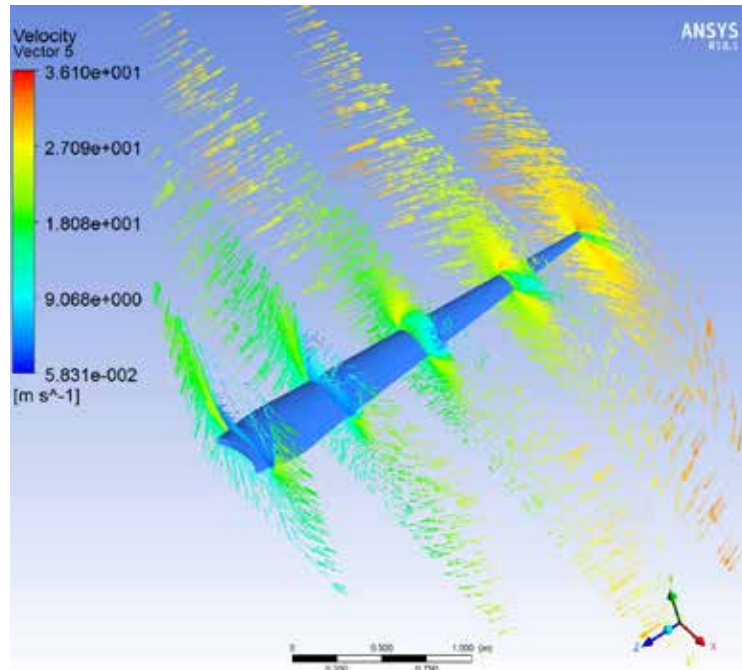


Figura 87. Diferencial de los vectores de velocidad encontrado en las secciones de estudio del álabé SG6040 a 2°.
Fuente: García y Lara (2018).

De igual forma que en el estudio pasado se llevaron a cabo los estudio bajo un ángulo de abatimiento de 2°, el comportamiento de los vectores de velocidad se encuentran disponibles en el apéndice C.

Con el estudio de vectores de velocidad terminado, se desactiva la visualización de dicho resultado para que los mismos no interfieran en la observación de los resultados siguientes. Desactivados los vectores se procede con la opción de contorno ubicada en la barra de herramientas superior para poder determinar sobre qué cuerpo se desea observar las presiones ejercidas por el flujo. Como el cuerpo de interés es el álabé se selecciona dicha opción y posteriormente “Apply” para que el programa deje visualizar cómo reacciona el cuerpo a las presiones ejercidas por el flujo (ver figura 88 y 89).

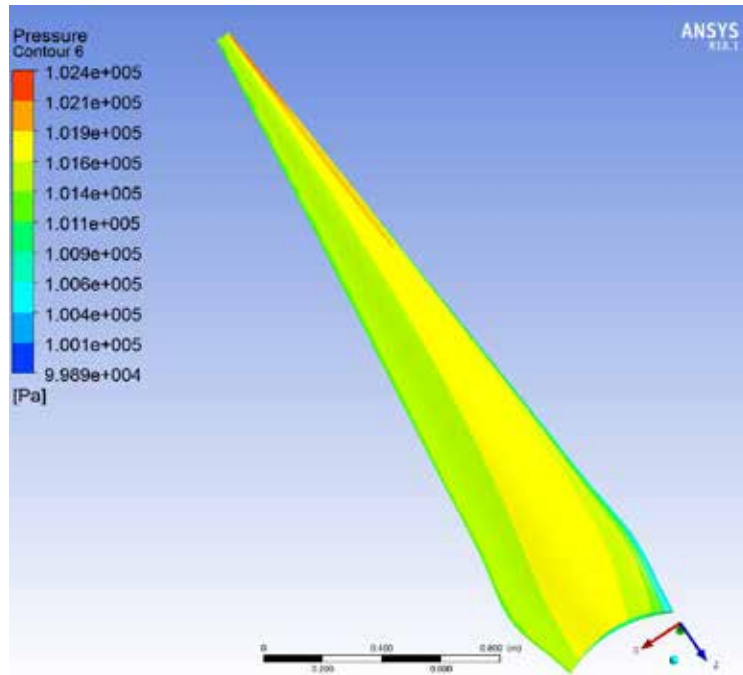


Figura 88. Vista de la presión en el intradós del perfil SG6040 a 2°.
Fuente: García y Lara (2018).

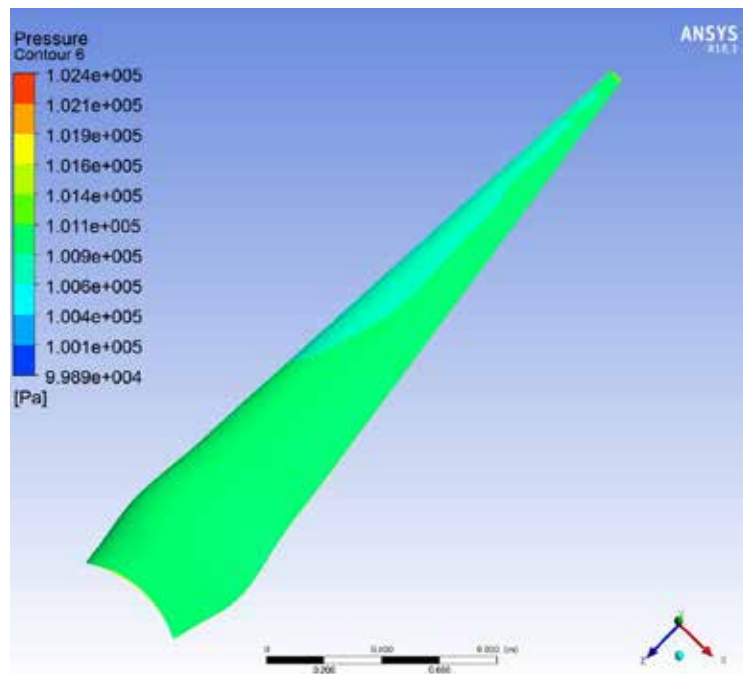


Figura 89. Vista de la presión en el extradós del SG6040 a 2°.
Fuente: García y Lara (2018).

En la figura 88 y 89 se evidencia como la presión afecta cada superficie del álabe por separado debido a que en cada área sucede algo totalmente diferentes, la disposición del álabe con respecto del flujo provoca que en la cara frontal se concentre toda la fuerza de impacto del flujo produciendo que la presión a soportar en dicha superficie sea mayor, el flujo escapa de la superficie que le retiene por los bordes de la misma produciendo un campo de baja presión en el espacio posterior al álabe. Es por esto que las presiones evidenciadas de cada lado del álabe son diferentes.

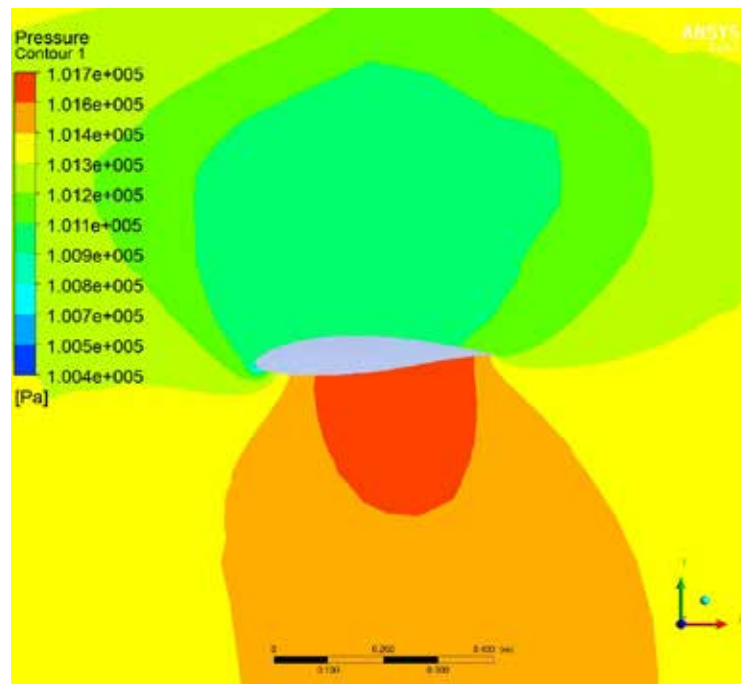


Figura 90. Presión ejercida en el borde de ataque del álabe SG6040 a 2° – Base del álabe.

Fuente: García y Lara (2018).

En la figura 90 evidencia el fenómeno que se genera por el perfil del álabe, este fenómeno es el que permite el movimiento en el rotor del aerogenerador, la configuración del perfil permite que se genere un diferencial de presión en las superficies, como se puede visualizar en la parte superior se ejerce una presión menor que en la inferior, esto produce que las fuerzas en cada una sean diferentes y permitiendo que la de mayor magnitud empuje el sólido.

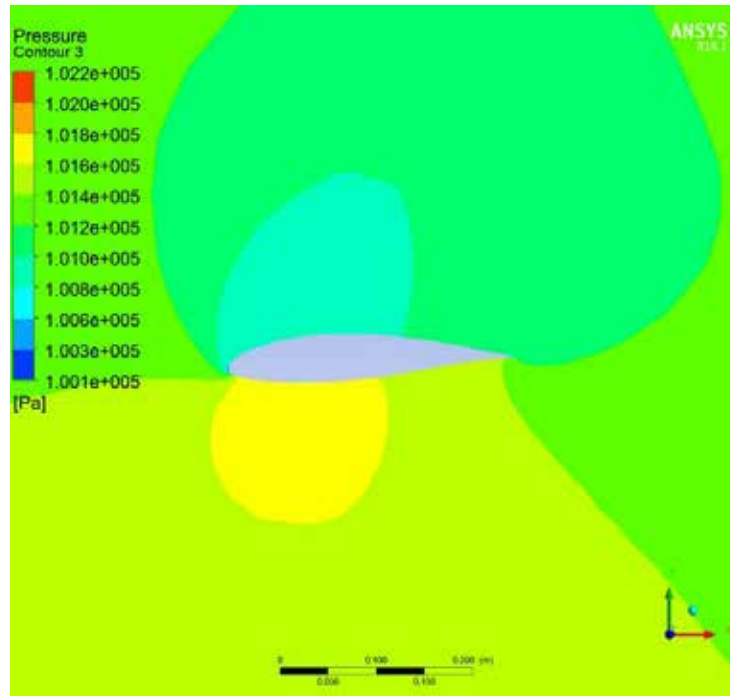


Figura 91. Presión ejercida en el borde de ataque del álabe SG6040 a 2° – Zona media del álabe.

Fuente: García y Lara (2018).

En la zona media del álabe se observa la existencia del diferencial de presiones mencionado previamente, sin embargo, es necesario destacar que este ha disminuido las magnitudes que lo conforman, sin embargo, esto ha sucedido de forma equitativa por lo que la fuerza ejercida en el intradós sigue siendo suficiente para vencer la existente en el extradós y conservar el empuje del álabe en la dirección correcta.

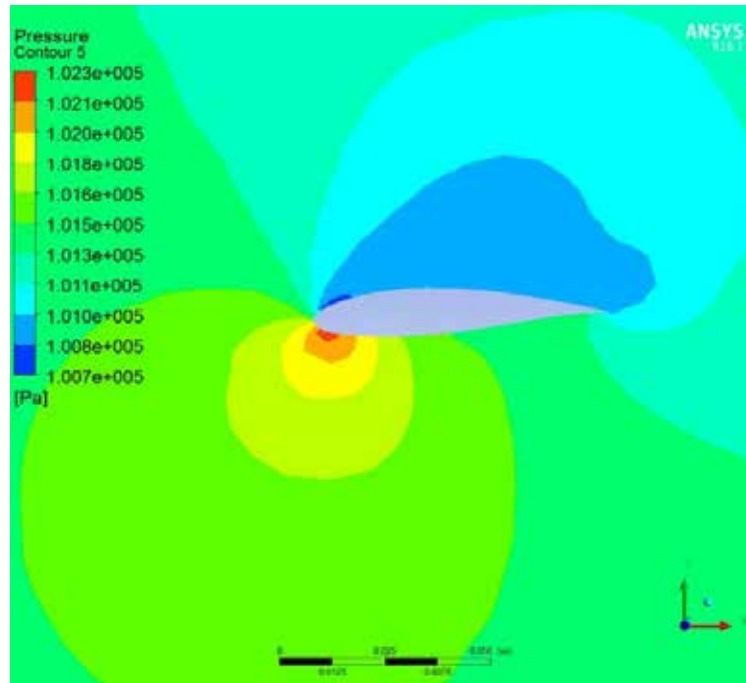


Figura 92. Presión ejercida en el borde de ataque del álabe SG6040 a 2° – Final del álabe.

Fuente: García y Lara (2018).

En la figura 92 se evidencia el comportamiento de las presiones en la sección más reducida del álabe, zona en la que como hemos visto se encuentran las mayores velocidades que soporta el sólido, gracias a esto se visualiza un comportamiento más variado en las presiones existentes en el las diferentes áreas del perfil del álabe, en el intradós no visualizamos un solo gran contorno con un determinado valor de la presión, se observa como esta se focaliza en un punto determinado para ir decreciendo su magnitud, mientras que en el extradós existe un pequeño punto focal donde se alcanza la menor presión del estudio y el resto de la superficie es cubierta por una presión constante algo mayor.

Es necesario señalar que el comportamiento antes visualizado del flujo después de pasar los bordes de ataque y salida se deben a este diferencial de presión existente en el perfil del álabe. Debido a este cambio de presión considerable es que se pudo visualizar que parte del fluido se desviaba hacia esta zona y adquiría un comportamiento fluctuante creando ondulaciones y torbellinos.

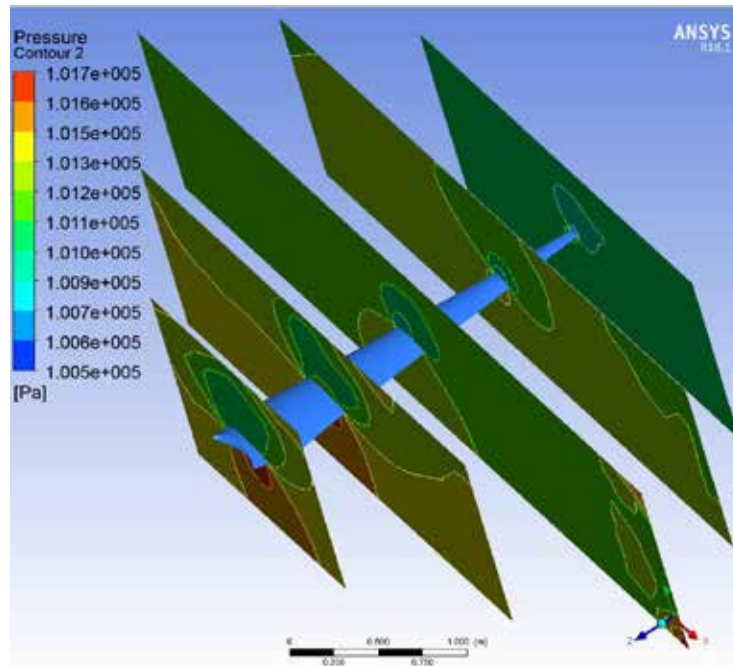


Figura 93. Diferencial de presiones en el álabé SG6040 a 2°.
Fuente: García y Lara (2018).

El estudio de las presiones en diferentes puntos del cuerpo nos permite comprender el comportamiento del entorno en dichas partes, de esta forma se puede establecer las fuerzas ejercidas sobre la superficie y determinar la mejor configuración del perfil a utilizar.

Los resultados obtenidos en la evaluación de las presiones del campo alrededor del álabé SG6040 para los demás ángulos de ataque utilizados se encuentran en el apéndice D

Continuando con los estudios físicos realizados al álabé SG6040, se ingresa en tema de turbulencia, siendo una de las características más importantes a monitorear en tema de perfiles alares. Esto es debido a que la cantidad de turbulencia producida determina la cantidad de energía que puede llegar a aprovechar el perfil alar.

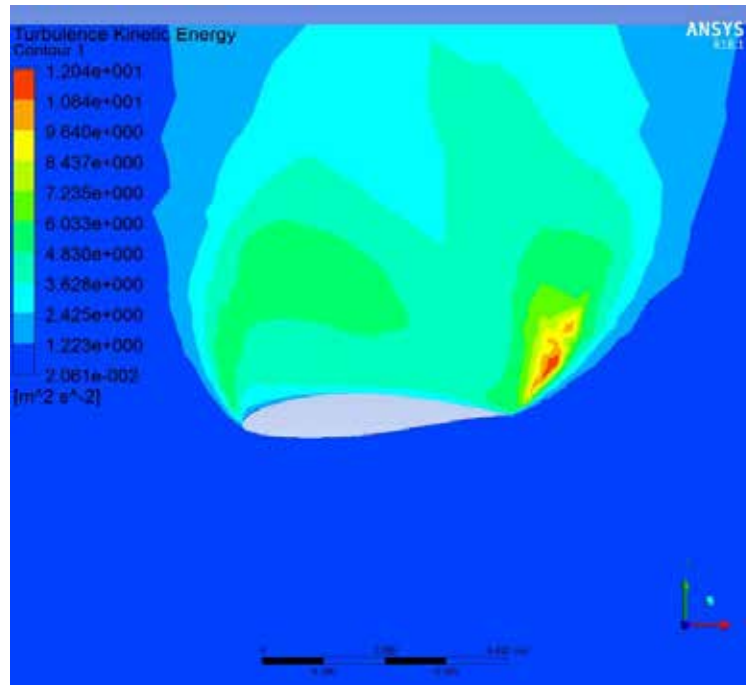


Figura 94. Turbulencia generada por el de álabe SG6040 a 2° – Base del álabe.

Fuente: García y Lara (2018).

Siguiendo la temática presentada se comienza visualizando el comportamiento de la variable en la base del álabe, lugar en donde se puede notar que el paso del fluido para la forma y posición en el que está dispuesto el álabe genera un campo de turbulencia de un área considerable, sin embargo, la turbulencia presentada, aunque de un área notoria es de baja magnitud, solo existe un foco de mayor valor en la estela dejada al final del borde de salida.

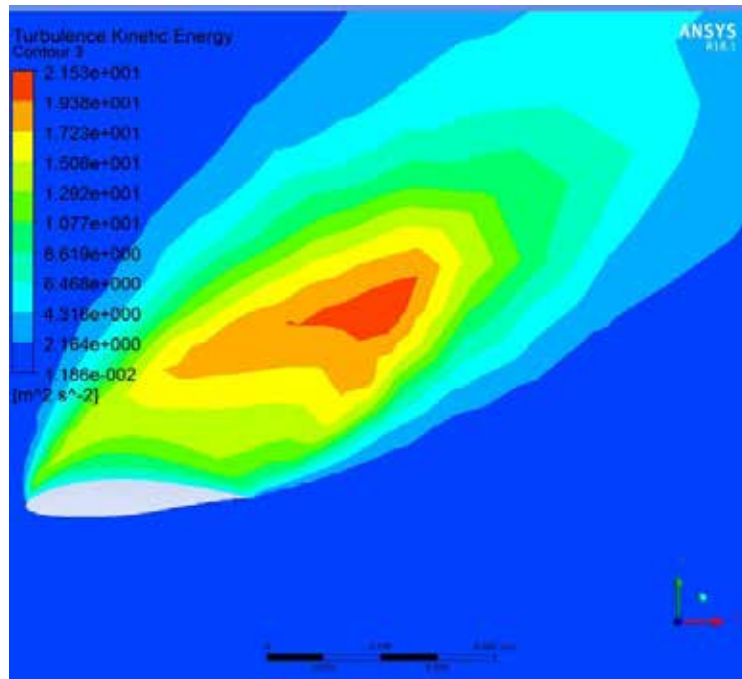


Figura 95. Turbulencia generada por el de álabes SG6040 a 2° – Zona media del álabes.

Fuente: García y Lara (2018).

En la figura 95 se evidencia como al aumentar la velocidad se genera una mayor turbulencia tanto en área de acción como en la magnitud que define a la misma, al tener situaciones así es necesario considerar el ángulo de ataque que se está utilizando y posteriormente el perfil del álabes escogido debido a que mientras mayor sea la turbulencia generada por el cuerpo menor será la energía cinética que este podrá aprovechar.

Al visualizar el comportamiento de la turbulencia al final del perfil como se presenta en la figura 96 se determinó que ya en este punto el fenómeno no creció en magnitud, la única diferencia es la estela que deja debido al aumento de velocidad, sin embargo, al estar tan alejada del perfil no influye de gran forma para su eficiencia.

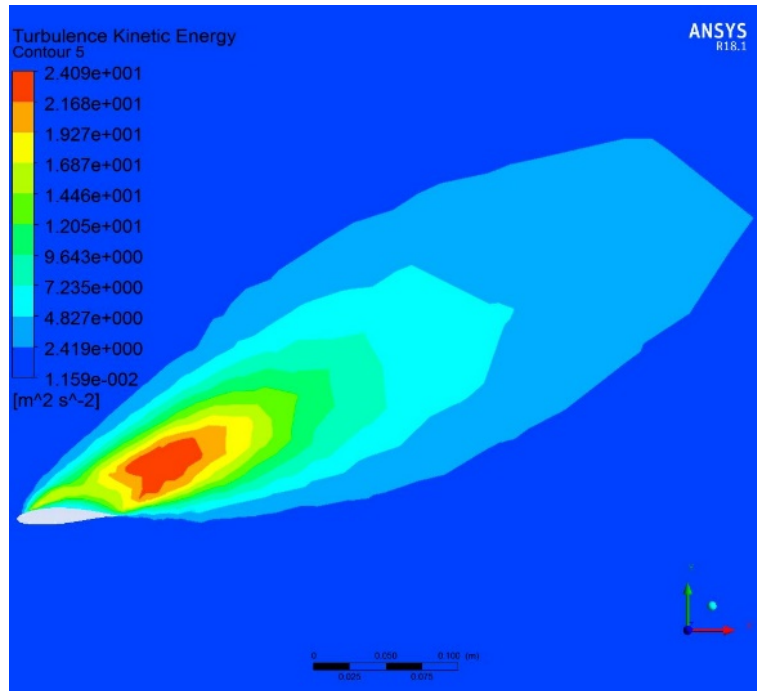


Figura 96. Turbulencia generada por el de álabe SG6040 a 2° – Final del álabe.
Fuente: García y Lara (2018).

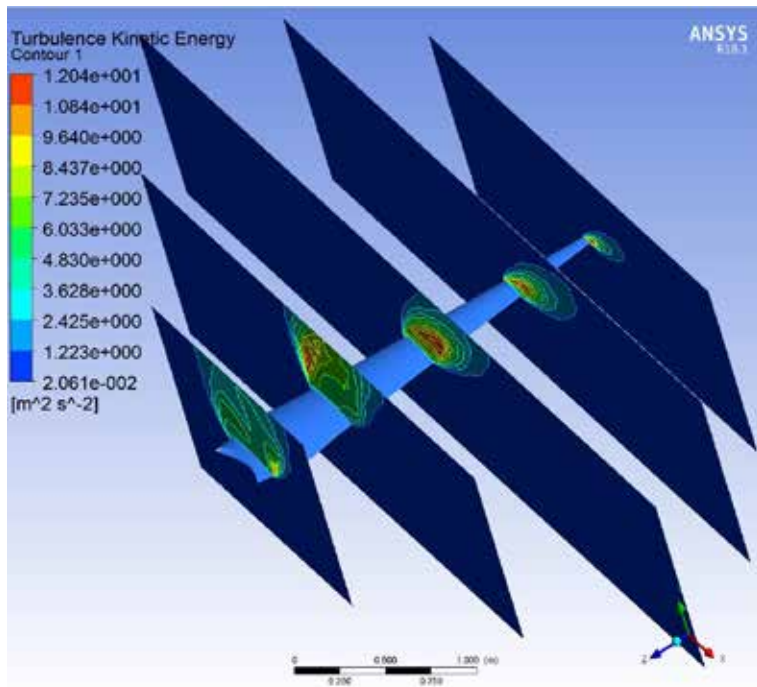


Figura 97. Diferencial de Turbulencia en el álabe SG6040 a 2°.
Fuente: García y Lara (2018).

La turbulencia presentada por el álabe SG6040 al ser colocado en los demás ángulos de estudio se puede evidenciar en el apéndice E.

Prosiguiendo con el estudio del comportamiento del Fluido, para esto es necesario dirigirse a la barra de herramientas y buscamos la opción “Streamline”, desplegando en el menú inferior izquierdo los parámetros correspondientes a dicho estudio, es seleccionado el punto de inicio del fluido el cual será el que se determinó en la fase de modelación como entrada para seguidamente aplicar el estudio y visualizar el comportamiento (ver figura 98).

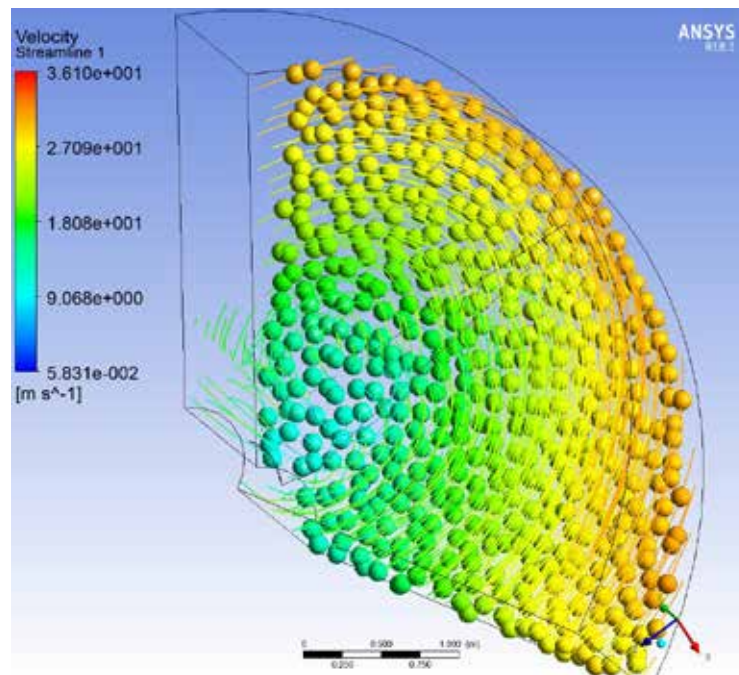


Figura 98. Simulación del flujo en la entrada del álabe SG6040.

Fuente: García y Lara (2018).

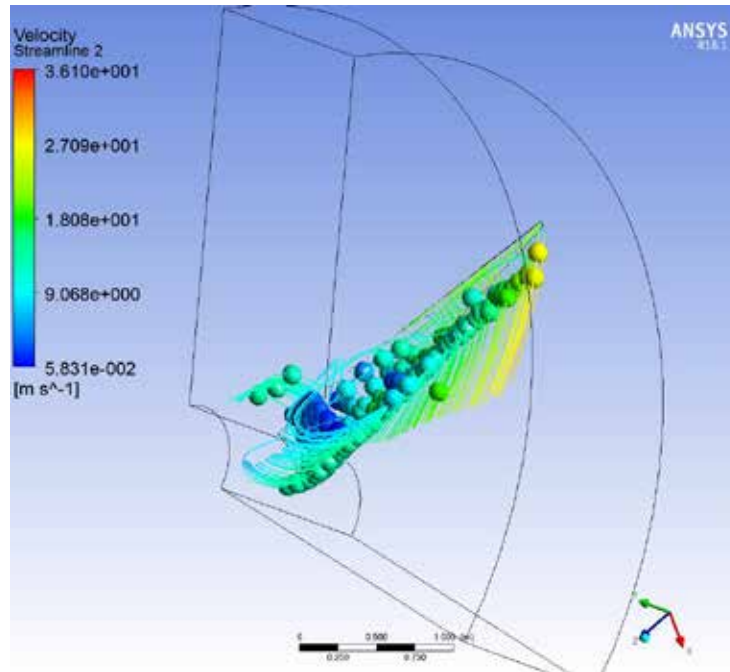


Figura 99. Simulación del flujo en la salida del álabe SG6040.
Fuente: García y Lara (2018).

Por medio de la simulación del flujo se puede comprender de forma más detallada el comportamiento de aire una vez este hace contacto de con el álabe y el perfil que le caracteriza. Como se observa en la figura 98 los diferentes puntos representativos del flujo se encuentran en un orden parcial al estar en la entrada del volumen de control.

De igual forma se realizó el estudio del comportamiento del flujo, pero en esta ocasión centrándonos en las líneas de flujo que interactúan con el perfil del álabe, permitiendo observar como este se comporta una vez recorre la superficie del sólido y se reincorpora al medio con la nueva trayectoria dada por el perfil como se ve en la figura 99.

Los resultados de las simulaciones de flujo y su comportamiento bajo ángulos de ataques diferentes al mostrado se pueden detallar en el apéndice F.

Ya con los diferentes estudios realizados es momento de adquirir los datos requeridos para la gráfica de los diferentes coeficientes que caracterisan los diseños aerodinámicos, estos coeficientes son el resultado de la relación entre las

fuerzas aplicadas en el àlabe, las velocidades, preciones, areas y demas paremetros fisicos que caracterizan la situacion simulada.

Para garantizar precisión en los resultados se realiza la divicion del cuerpo estudiado en 5 partes como se a observado anteriormente, permiteindo obtener los valores especificos de cada uno de esos puntos, de igual forma se realizan los estudios para una variacion de ángulos de ataque que va desde los 2° hasta los 20°, con una variacion de entren 4 y 6°, esto permite la optencion de puntos mas cercanos y por ende una gráfica mas fluida y presiza.

La manipulacion de los datos no se realiza por medio del software de CFD, esto se llevo acabo utilizando la herramienta de Excel 2016, herramienta en la que se anotaron todos los datos necesarios para su posterior manipulacion (ver tabla 3).

Con los datos de velocidad y presión referentes a cada uno de los ángulos de ataque y a cada uno de los puntos de estudio se puede comenzar a realizar la descomposición de fuerzas y demás valores necesarios para la implementación de las ecuaciones que arrojan los coeficientes aerodinámicos necesarios. Primeramente, se comenzó la determinación de la fuerza aplicada en forma perpendicular en el cuerpo del àlabe, tanto en el sentido “x” como “y” (ver tabla 4).

Tabla 3. Datos obtenidos de simulación del perfil SG6040 en software CFD.

Plano	Posición (m)	Estudio con Angulo de 2°					
		Presión (Pa)			Velocidad (m/s)		
		Min	Max	Promedio	Min	Max	Promedio
1	-0.107736	100420	101704	101062	0	30,0504	15,0252
2	-0.64684	100942	101709	101325,5	0	27,9784	13,9892
3	-124.461	100134	102246	101190	0	33,691	16,8455
4	-188.569	100313	101999	101156	0	32,8266	16,4133
5	-239.394	100652	102283	101467,5	0	32,0244	16,0122
				101240,2			15,65708
Plano	Posición	Estudio con Angulo de 6°					
		Presion			Velocidad		
		Min	Max	Promedio	Min	Max	Promedio
1	-0.107736	100381	101695	101038	0	29,4213	14,71065
2	-0.64684	100547	101694	101120,5	0	26,7092	13,3546
3	-124.461	100054	102249	101151,5	0	33,6967	16,84835
4	-188.569	100384	101997	101190,5	0	32,8312	16,4156
5	-239.394	100622	102243	101432,5	0	32,3591	16,17955
				101186,6			15,50175
Plano	Posición	Estudio con Angulo de 10°					
		Presion			Velocidad		
		Min	Max	Promedio	Min	Max	Promedio
1	-0.107736	100670	101512	101091	0	21,7414	10,8707
2	-0.64684	100606	101475	101040,5	0	24,704	12,352
3	-124.461	100617	101773	101195	0	25,9502	12,9751
4	-188.569	100640	101395	101017,5	0	24,8013	12,40065
5	-239.394	100980	101432	101206	0	24,6676	12,3338
				101110			12,18645
Plano	Posición	Estudio con Angulo de 16°					
		Presion			Velocidad		
		Min	Max	Promedio	Min	Max	Promedio
1	-0.107736	100691	101500	101095,5	0	20,6632	10,3316
2	-0.64684	100707	101459	101083	0	23,1291	11,56455
3	-124.461	100641	101838	101239,5	0	24,6296	12,3148
4	-188.569	100688	101387	101037,5	0	24,6038	12,3019
5	-239.394	100982	101433	101207,5	0	24,412	12,206
				101132,6			11,74377
Plano	Posición	Estudio con Angulo de 20°					
		Presion			Velocidad		
		Min	Max	Promedio	Min	Max	Promedio
1	-0.107736	100693	101500	101096,5	0	21,6694	10,8347
2	-0.64684	100776	101456	101116	0	22,2688	11,1344
3	-124.461	100689	101673	101181	0	23,3376	11,6688
4	-188.569	100682	101383	101032,5	0	24,5344	12,2672
5	-239.394	101021	101427	101224	0	24,5333	12,26665
				101130			11,63435

Fuente: García y Lara (2018).

Tabla 4. Fuerzas perpendiculares ejercidas sobre el perfil SG6040.

Area		Fuerza perpendicular ejercida sobre el alabe									
Perpendicular General		2°		6°		10°		16°		20°	
x	y	x	y	x	y	x	y	x	y	x	y
0,19552172	0,8429589	38,0200618	115,472123	38,908381	118,17007	24,9321589	75,7223735	23,9550078	72,754632	23,8957865	72,5747689
0,03440684	0,14793744	26,3900463	113,468016	39,4646455	169,684244	29,899544	128,557635	25,8739437	111,248955	23,3966512	100,597459
0,02003157	0,1055584	42,3066758	222,939341	43,9692962	231,700688	23,1564949	122,02551	23,9777893	126,353405	19,7110649	103,869466
0,01117524	0,06317937	18,8414546	106,520418	18,0256621	101,908324	8,4373062	47,7004244	7,81149276	44,1623796	7,83384324	44,2887384
0,00259854	0,0154383	4,23821874	25,1798673	4,21223334	25,0254843	1,17454008	6,9781116	1,17194154	6,9626733	1,05500724	6,2679498
Promedio											
		25,9592915	116,715953	28,9160436	129,297762	17,5200088	76,196811	16,558035	72,2964089	15,1784706	65,5196764

Fuente: García y Lara (2018).

Ya con las fuerzas perpendiculares a cada área, la velocidad de cada punto, y la superficie de las secciones de alabe se puede obtener los coeficientes aerodinámicos, sin embargo, con la finalidad de una manipulación más fluida de los datos requeridos en la ecuación, estos son agrupados en un mismo lugar (ver tabla 5).

Tabla 5. Valores requeridos para la obtención de los coeficientes aerodinámicos del perfil SG6040.

Tabla de Datos de Perfil de Alabe SG6040							
Densidad	Anuglo	Superficie Alar Para CL	Superficie Alar Para Cd	Velocidad Promedio	Fuerza en X	fuerza en Y	Momento
1,185	2	0,239	65,820	15,657	25,96	116,72	157,734
	6	0,065	57,987	15,502	28,92	129,30	32,010
Longitud del Perfil alar	10	0,040	17,289	12,186	17,52	76,20	23,882
	16	0,038	7,529	11,744	16,56	72,30	22,198
	20	0,050	3,697	11,634	15,18	65,52	27,577

Fuente: García y Lara (2018).

Con los datos requeridos centralizados es momento de generar la tabla de resultados los cuales se pueden visualizar en la tabla 6, esta tabla posee los valores de los coeficientes y como se relacionan entre ellos, cada uno correspondiente al ángulo de ataque del fluido.

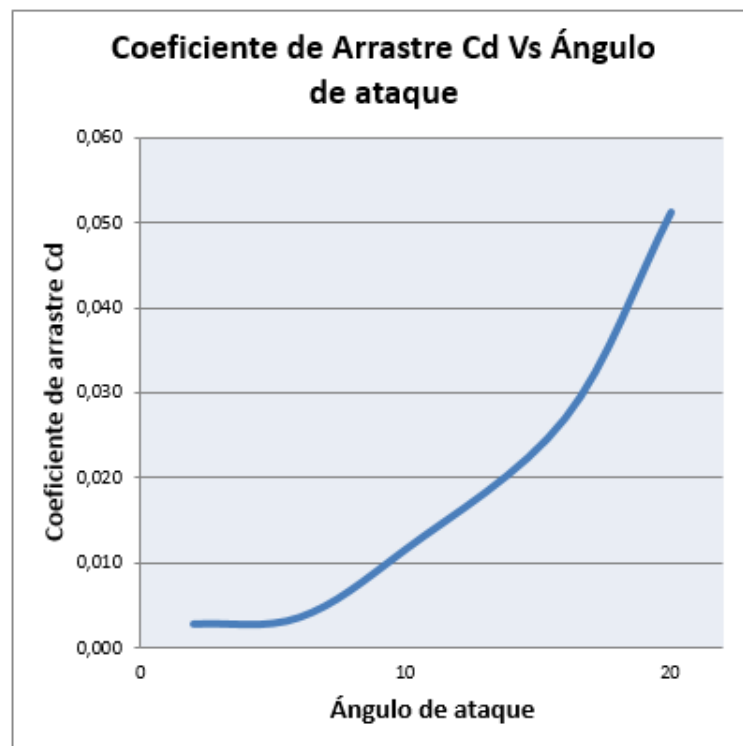
Tabla 6. Coeficientes aerodinámicos del perfil SG6040.

Tabla de Coeficientes de Perfil de Alabe SG6040				
Anuglo	Cd	Cl	Cm	Cl/Cd
2	0,003	3,368	-0,098	1240,502
6	0,004	13,928	-0,090	3976,705
10	0,012	21,649	-0,062	1879,779
16	0,027	23,283	-0,042	865,071
20	0,051	16,364	-0,058	319,671

Fuente: García y Lara (2018).

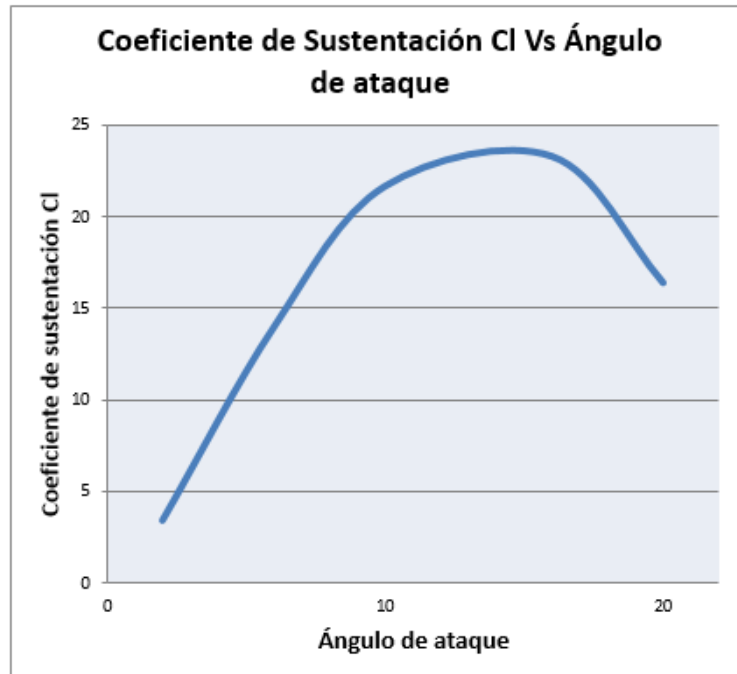
Con estos valores se genera la gráfica de Coeficiente de arrastre vs ángulo de ataque (ver gráfica 7). En dicha gráfica se evidencia como el valor del coeficiente de arrastre aumenta a medida que el ángulo de ataque se incrementa, el aumento del valor en el coeficiente es de forma parabólica, por lo que llega un punto en que este empieza a crecer de forma significativa.

Esto en términos aerodinámicos es de importancia ya que esta gráfica nos permite saber los ángulos de ataque adecuados para el perfil SG6040, se debe tratar de conservar un ángulo de ataque bajo para de esta forma tener un coeficiente de arrastre reducido y que el cuerpo pueda considerarse aerodinámico es decir que no opone resistencia al fluido y de esta manera el diferencial de presión producto de su geometría será contante y no sufrirá pérdidas como les sucede a los cuerpos romos.



Gráfica 9. Coeficiente de arrastre (C_d) vs Ángulo de ataque – SG6040.
Fuente: García y Lara (2018).

De igual forma se genera la gráfica referente al coeficiente de sustentación enfrentado al ángulo de ataque (ver gráfica 10), esta gráfica muestra al igual que la anterior el comportamiento de este coeficiente en comparación al cambio del ángulo de ataque con respecto al perfil del álabe estudiado.

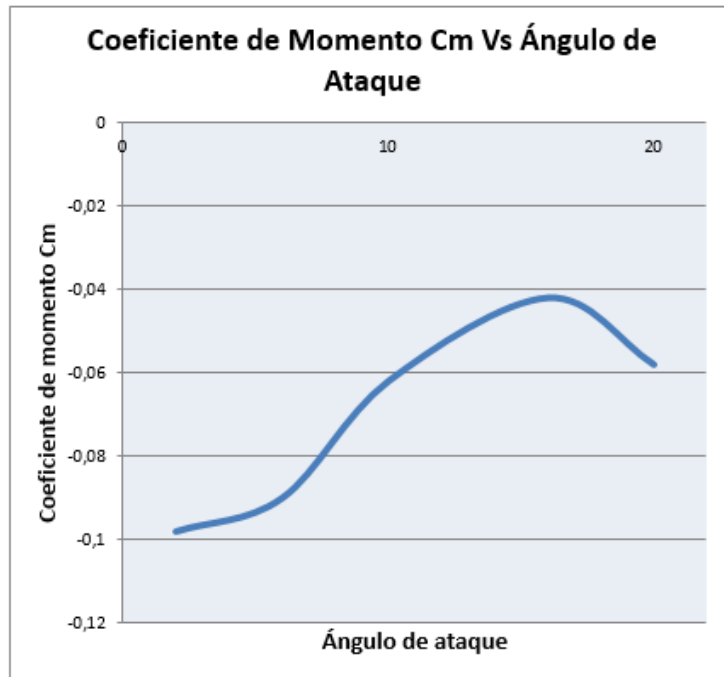


Gráfica 10. Coeficiente de sustentación (C_l) vs Ángulo de ataque – SG6040.
Fuente: García y Lara (2018).

A diferencia del C_d el coeficiente de sustentación se busca que sea lo mayor posible, esto se debe a que a mayor valor en este coeficiente mayor capacidad del cuerpo para mantenerse en el aire, esto respecto a cuerpos destinados al vuelo, pero en temas de aerogeneradores se puede decir que es por otro motivo. Como se mencionó anteriormente los aerogeneradores rotan debido a la diferencia de presiones generada en las superficies de los álabes, es por esto que se busca un C_l alto, ya que este representa un mayor diferencial de presión y por ende una mayor fuerza ejercida sobre el cuerpo.

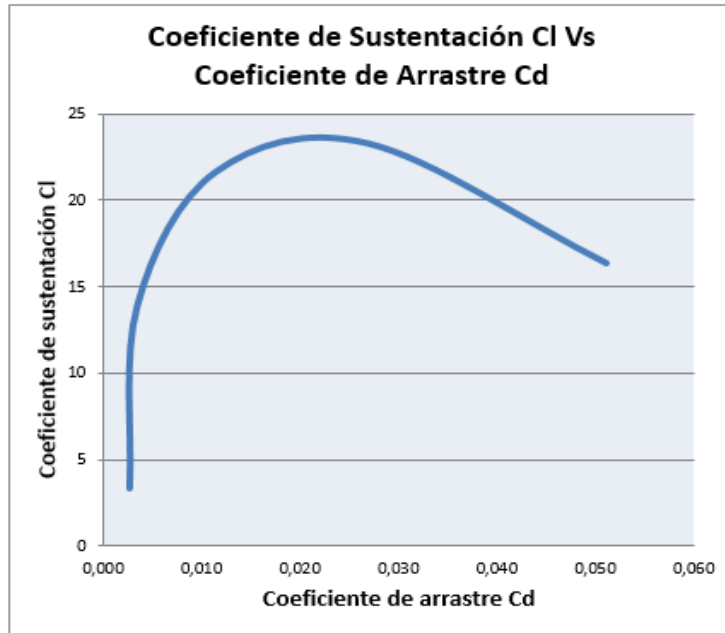
El último de los coeficientes aerodinámicos se refiere a la fuerza de momento y es nombrado coeficiente de momento. Este también sea graficado y se ha

enfrentado al cambio de los ángulos de ataque proporcionando información referente al comportamiento del álabe estudiado (ver gráfica 11).



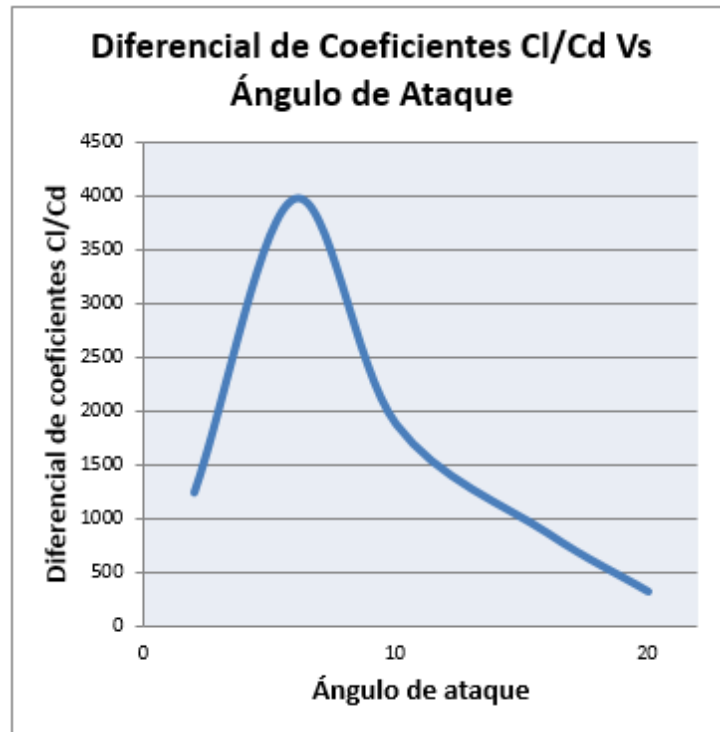
Gráfica 11. Coeficiente de momento (Cm) vs Ángulo de ataque – SG6040.
Fuente: García y Lara (2018).

Además de las gráficas en las que se enfrentan a los coeficientes al ángulo de ataque también, se realizan aquellas en donde se enfrentan a los diferentes coeficientes para de esta forma evidenciar como se relacionan entre sí (ver gráfica 12), además de esto se utilizan los coeficientes de forma que al relacionarse dos de ellos arroje un nuevo valor al cual es comparado con el ángulo de ataque revelando un nuevo patrón de comportamiento (ver gráfica 13).



Gráfica 10. Coeficiente de sustentación (Cl) vs Coeficiente de arrastre (Cd) – SG6040.

Fuente: García y Lara (2018).



Gráfica 11. Diferencial de los coeficientes Cd/Cl Vs Ángulo de ataque – SG6040.

Fuente: García y Lara (2018).

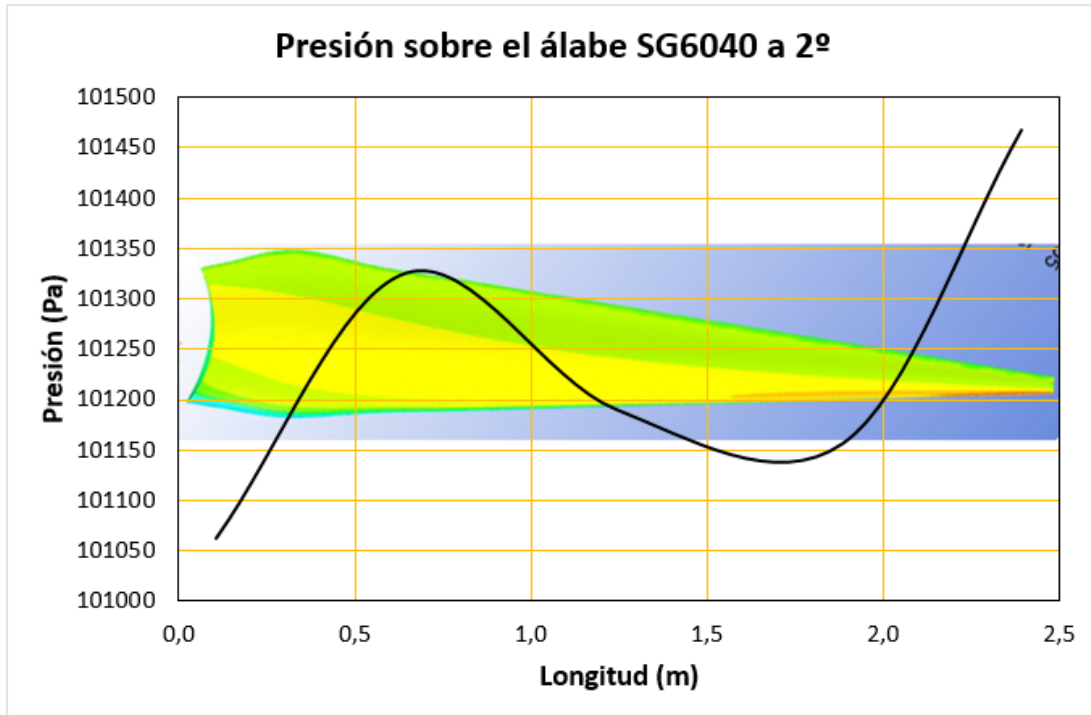
Además de los resultados arrojados por el software y las gráficas que relacionan los diferentes coeficientes con los ángulos de ataque y entre ellos mismo se realizó un estudio de presiones a lo largo del cuerpo del álabe. Utilizando los datos presentes en la tabla 3, se realizó la selección de los datos de presión adecuados para representar el comportamiento de dicho fenómeno físico en el álabe. Para determinar cuáles son los valores adecuados se realizó la sumatoria de las 10 presiones promedios registradas (una por cada ángulo de ataque), seguidamente esta se dividió entre el número de ángulos estudiados, para finalmente comprar dicho resultado con cada una de las 10 presiones originalmente registradas, aquella que se encuentre más cerca del valor de comparación es seleccionada como presión representativa del álabe.

De esta forma se localizó el conjunto de datos necesarios (ver tabla 7) para la creación del estudio de presiones a lo largo del cuerpo del álabe (ver gráfica 14).

Tabla 7. Conjunto de presiones en el cuerpo del álabe SG6040 a 2°.

Longitud (m)	Presion en el alabe SG4060 a 2°
0,11	101062
0,65	101325,5
1,24	101190
1,89	101156
2,39	101467,5

Fuente: García y Lara (2018).



Gráfica 14. Presión a lo largo del álabe con perfil SG6040 a 2°.
Fuente: García y Lara (2018).

El estudio del comportamiento de la presión en el álabe comparado a la longitud del mismo se realizó para los diferentes ángulos de ataque usados en el proceso de simulación, dichos resultados se encuentran en el apéndice G.

4.4 Evaluar los resultados en función de las características funcionales proporcionadas por fabricantes y/o trabajos de investigación.

4.4.1 Evaluación de los resultados obtenidos en el estudio aerodinámico usando el software Qblade con los resultados suministrados por el fabricante AirFoil NACA

En el estudio realizado anteriormente se obtuvo unas series de gráficas relacionadas a los diferentes coeficientes relacionados con el estudio aerodinámico del flujo.

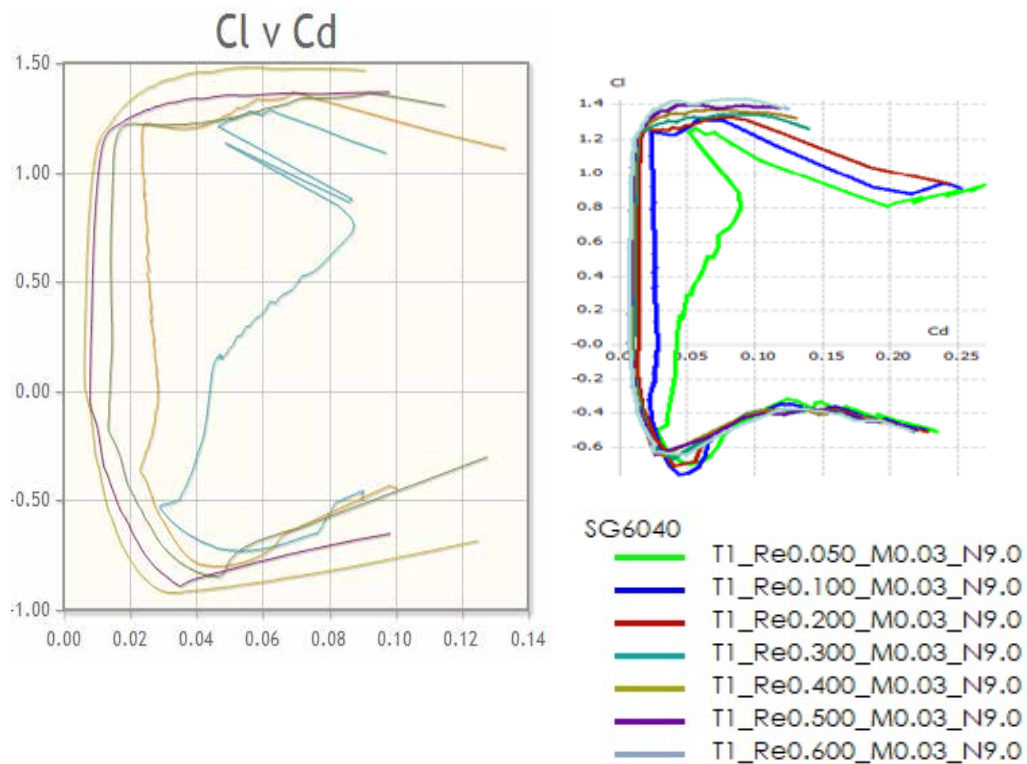
Las gráficas obtenidas en este estudio se realizaron con parámetros definidos por los autores dando una leve variación a las gráficas proporcionadas por el fabricante, es decir, los parámetros del fabricante están en el intervalo de

En ese mismo sentido los parámetros usados por los autores de este estudio

Mach = 0.03.

Ambos parámetros usan un intervalo de ángulo de ataque comprendido entre -

A continuación, se mostrarán las gráficas obtenidas por el estudio realizado y proporcionadas por el fabricante:



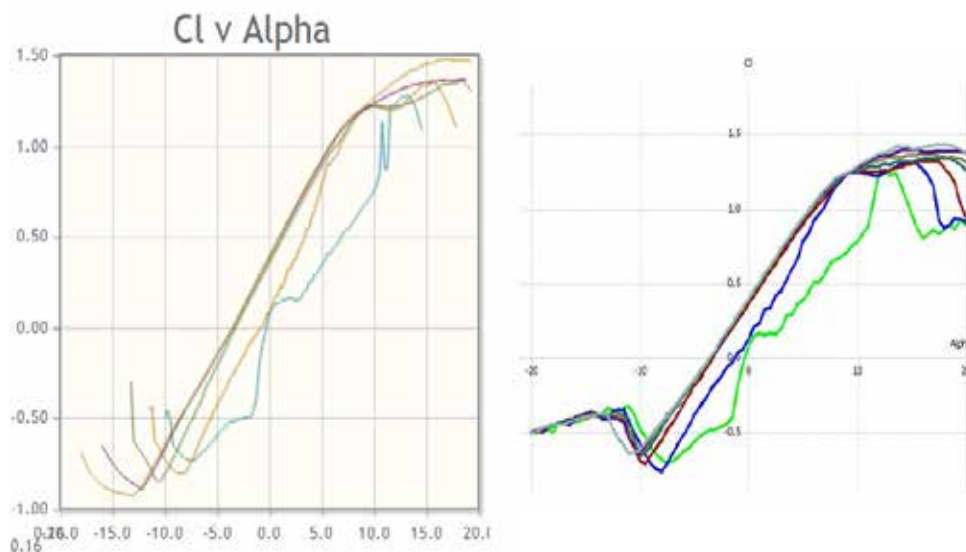
Gráfica 15. Gráficas del Coeficiente de arrastre “ C_d ” Vs Coeficiente de sustentación “ C_L ” a la izquierda (Fabricante) a la derecha (Autores) Perfil SG6040.

Fuente: García y Lara (2018).

En la gráfica de la izquierda fue obtenida a través de la página AirFoiltools.com, la gráfica de la derecha fue obtenida con el software Qblade por los autores del estudio, es decir, estas gráficas demuestran la capacidad de generar sustentación del perfil SG6040

En la gráfica 15 se observa que la línea azul (gráfica izquierda) y la línea verde (gráfica derecha) ambas representan el número de Reynolds de 50.000. En ambas gráficas se observa que a mayor número de Reynolds el coeficiente de arrastre disminuye proporcionalmente al coeficiente de sustentación, es decir, a mayor número de Reynolds mayor resistencia y aumento de las fuerzas generadas por el flujo sobre el perfil alar.

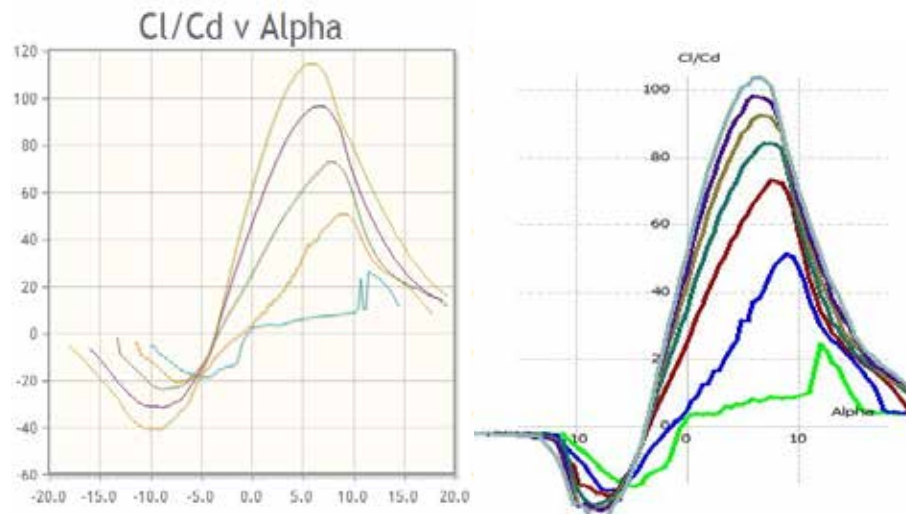
Cabe agregar que ambos coeficientes dependen directamente del ángulo de ataque, estos aumentan a medida que aumenta el ángulo de ataque, aumenta hasta llegar a un punto máximo o a un ángulo de ataque crítico. Después del cual el flujo de aire que pasa por el extradós (Superficie superior alar) no logra recorrer en su totalidad y mantenerse adherido al perfil aerodinámico, dando lugar a la entrada de pérdidas. En la gráfica 16 se observará mejor lo mencionado.



Gráfica 16. Gráficas del Coeficiente de sustentación “Cl” Vs el Ángulo de ataque a la izquierda (Fabricante) a la derecha (Autores) Perfil SG6040.

Fuente: García y Lara (2018).

Con referencia a lo anterior aquí se observa mejor como el coeficiente de sustentación directo aumenta el ángulo de ataque, el punto más alto de las curvas corresponde a la sustentación máxima para el perfil seleccionado, cuando el coeficiente de sustentación comienza a disminuir significa que la fuerza ejercida por el fluido es mayor a la que puede soportar el perfil de álabe, el perfil de álabe SG6040 fue diseñado para un ángulo de ataque entre -20 20.

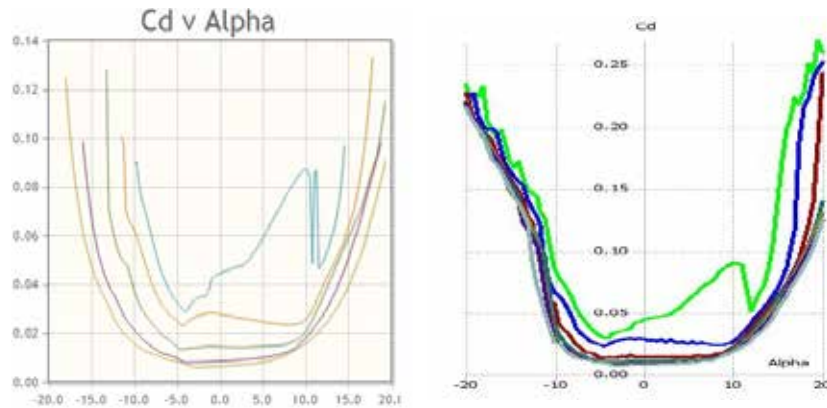


Gráfica 17. Gráficas del diferencial de los Coeficientes “ C_L/C_d ” Vs el Ángulo de ataque a la izquierda (Fabricante) a la derecha (Autores) Perfil SG6040.

Fuente: García y Lara (2018).

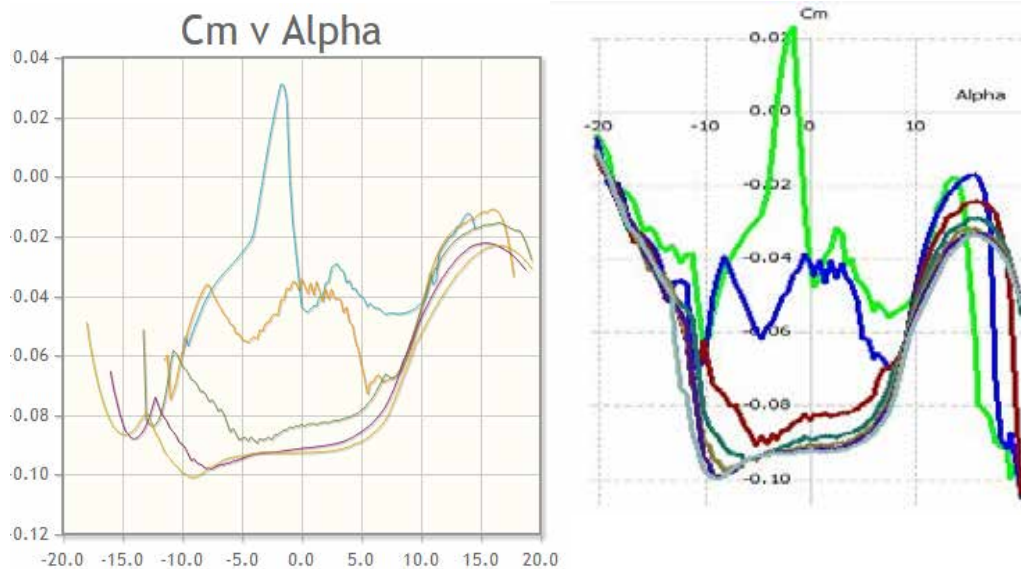
En la gráfica 17 se observa el comportamiento del diferencial de coeficientes a medidas que aumenta el diferencial del coeficiente se achica el ángulo de ataque, a mayor número de Reynolds aumenta el diferencial de coeficientes a menor intervalo de ángulo de ataque.

Es evidente entonces que a medida que aumenta la velocidad del fluido no puede ser sustentador el perfil estudiado, debido a que al llegar a la cresta de la curva produce pérdidas por fricción.



Gráfica 18. Gráficas de Coeficiente de Arrastre “ C_d ” Vs el Ángulo de ataque a la izquierda (Fabricante) a la derecha (Autores) Perfil SG6040.
Fuente: García y Lara (2018).

En la gráfica 19 se observa la resistencia del perfil SG6040 en variación de un ángulo de ataque entre -20 y 20. Se pueden ver las curvas de los diferentes números de Reynolds a medida que aumenta el coeficiente de arrastre disminuye con un ángulo de ataque comprendido entre -10 va acercando a los límites impuestos por el fabricante va aumentando el coeficiente de arrastre generando pérdidas por fricción.



Gráfica 19. Gráficas de Coeficiente de Momento “ C_m ” Vs el Ángulo de ataque a la izquierda (Fabricante) a la derecha (Autores) Perfil SG6040.
Fuente: García y Lara (2018).

En la gráfica 19 se observa el coeficiente de momento a menor número de Reynolds el coeficiente de momento aumenta y tiene perturbaciones a medida que varía el ángulo de ataque en la sección transversal del perfil. En la curva para un número de Reynolds 50.000 (curva verde gráfico derecha) se observa diferentes crestas, esto se debe a que el coeficiente de momento incluye tres tipos de momentos aerodinámicos producto de la presión dinámica ejercida sobre la superficie alar y por una longitud de cuerda media del perfil alar.

Resulta oportuno decir que cuando el perfil está generando un cierto coeficiente de momento a un cierto ángulo de ataque, significa que tiene tendencia a rotar y de consecuencia va a variar su ángulo de ataque. Un nuevo ángulo de ataque implica un nuevo coeficiente de momento, se genera entonces un perseguimiento a lo largo de la línea del gráfico entre el coeficiente de momento versus el ángulo de ataque, esto representa la dinámica real del perfil.

4.4.2 Evaluación de los resultados obtenidos en el estudio aerodinámico usando el software Qblade con los resultados obtenidos en el estudio aerodinámico usando el software ANSYS Workbench.

Como se ha visto anteriormente las gráficas resultantes presentadas en Airfoil NACA y en el software Qblade están basadas en un rango de número de Reynolds, y a medida que se cambia el valor de este número el comportamiento del perfil se modifica, es por esto que en las gráficas visualizamos una diversidad de líneas, cada una representa la utilización de un número diferente de Reynolds, sin embargo, en el software ANSYS Workbench no se utilizó un rango de Reynolds para realizar la simulación, a diferencia del programa anterior en este se ingresan los datos del medio como la velocidad del flujo, el ángulo de ataque, el flujo másico, la presión a la que se encuentra y demás características que permiten al programa llevar a cabo la simulación.

Es por esto que para realizar la comparación de los resultados arrojados por ambos programas es necesario determinar el número de Reynolds que corresponde a

los estudios realizados en ANSYS Workbench. En la misma página de Airfoil se encuentra la opción para calcular el número de Reynolds por medio de la viscosidad cinemática, la velocidad del fluido y el ancho de cuerda del perfil evaluado. Para este último valor es sabido que al ancho de cuerda cambiara debido a que las dimensiones en la extensión del álabe no son constantes, por ello se utiliza un valor que reflejara un punto medio en el cuerpo del álabe (ver figura 100).

Velocity	<input type="text" value="12"/>	m/s	26.843 mph	43.2 kph
Chord width	<input type="text" value="0.2"/>	m	0.65617 ft	7.874 in
Kinematic Viscosity	<input type="text" value="1.5111E-5"/>	m ² /s	1.627e-4 ft ² /s	
Reynolds Number	158,825			
<input type="button" value="Calculate"/>				

Reynolds number calculation

The Reynolds number is a dimensionless value that measures the ratio of inertial forces to viscous forces and describes the degree of laminar or turbulent flow. Systems that operate at the same Reynolds number will have the same flow characteristics even if the fluid, speed and characteristic lengths vary.

The Reynolds number is calculated from:

$$Re = \frac{\rho v l}{\mu} = \frac{v l}{\nu}$$

Where:

v = Velocity of the fluid

l = The characteristics length, the chord width of an airfoil

ρ = The density of the fluid

μ = The dynamic viscosity of the fluid

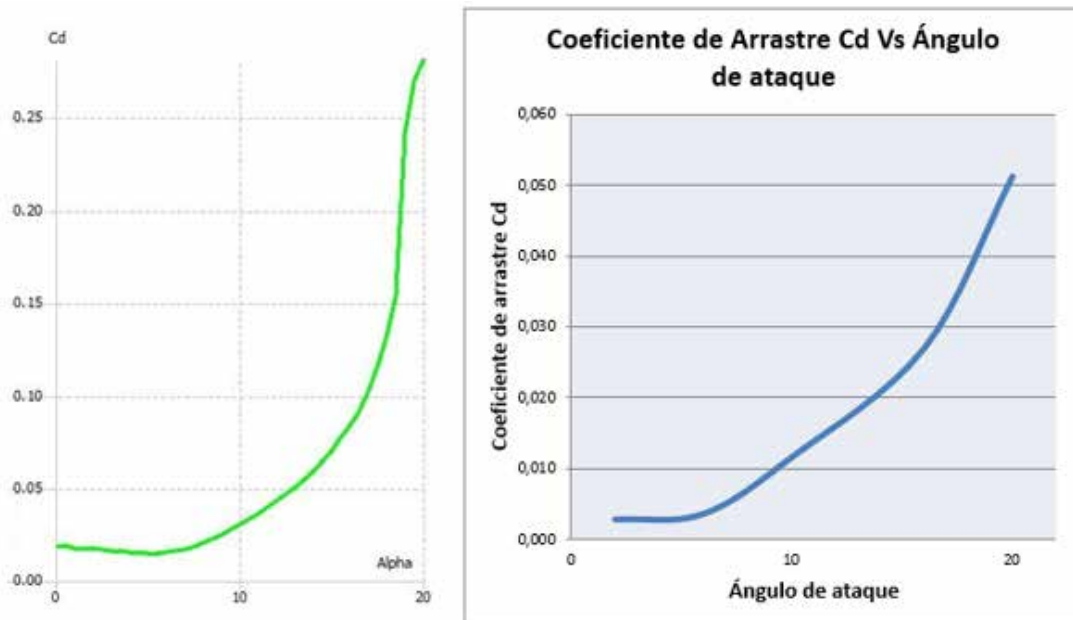
ν = The kinematic viscosity of the fluid

Figura 100. Calculo de Número de Reynolds usado en ANSYS Workbench.

Fuente: García y Lara (2018).

Una vez con este valor se procedió a realizar nuevamente los Estudios en QBlade con la intención resultados únicamente centrados en el valor de Reynolds

calculado. De esta forma se logra compara primeramente ambas gráficas del coeficiente C_d vs el ángulo de ataque (ver gráfica 20).



Gráfica 20. Gráficas de Coeficiente de Arrastre “ C_d ” Vs el Ángulo de ataque a la izquierda (Estudio por Qblade) a la derecha (Estudio por ANSYS) Perfil SG6040.
Fuente: García y Lara (2018).

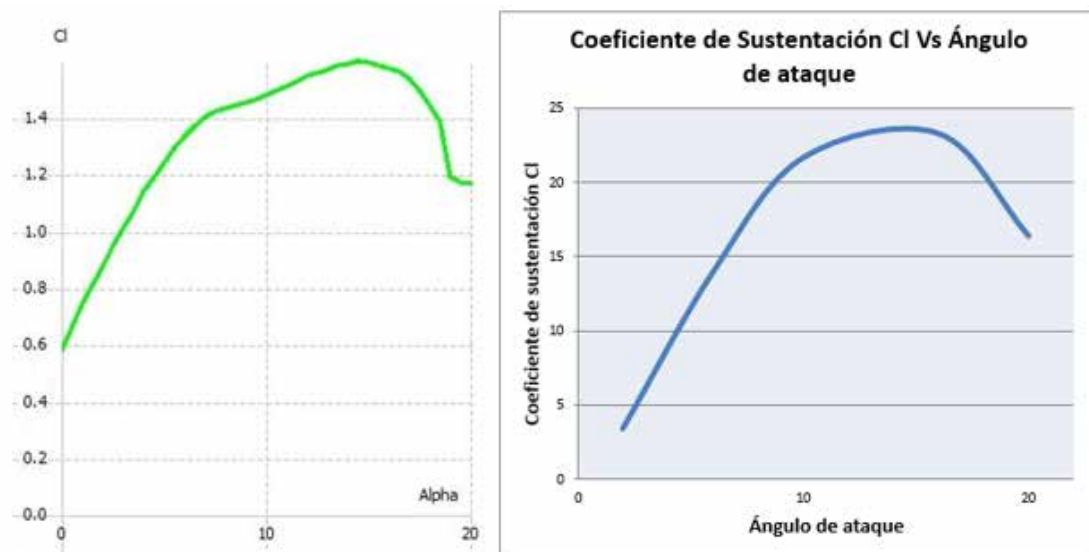
Como se puede observar el estudio realizado en Qblade arroja resultados comprendidos en el rango de ángulos de -20° a 20° es por esto que podemos ver una trayectoria convexa, mientras que en ANSYS se realizaron los estudios en un rango de valores para el ángulo de ataque de 2° a 20° y es debido a esto que solo visualizamos una trayectoria parabólica, ya que este resultado está referido al lado derecho observado en la gráfica obtenida en Qblade.

Además de esto se visualiza ciertas diferencias referentes a los valores que estas alcanzan, como lo es el pequeño decrecimiento visualizado en el estudio de Qblade en donde de 0 a 5° el coeficiente de arrastre disminuye hasta que empieza a aumentar nuevamente, sin embargo, en ANSYS no se observa este pequeño decrecimiento, es más un segmento que presenta un aumento muy leve pero constante. Estas diferencias en los resultados pueden ser provocadas por variaciones

en los parámetros de estudio, debido a que ambos programas suelen trabajar con introducción de valores diferentes los resultados pueden presentar ciertas variaciones.

Pero a la hora de visualizar el comportamiento se ve que la tendencia en los dos estudios es la misma, a medida que el ángulo de ataque aumenta el coeficiente lo hace de una forma más pronunciada.

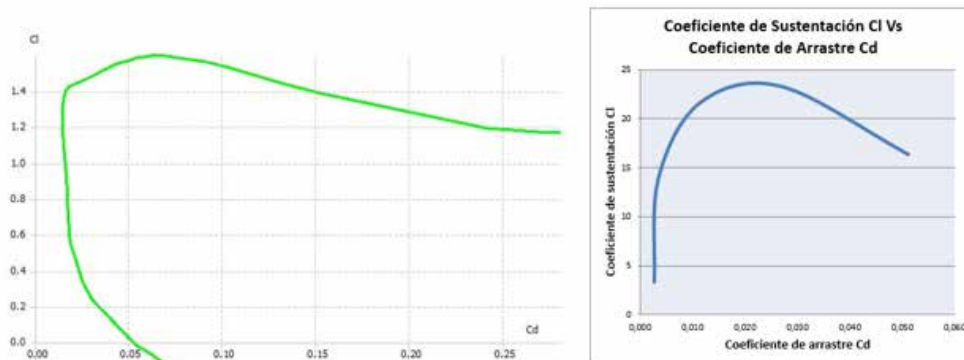
En la comparación de las gráficas del coeficiente de sustentación de ambos programas se observa un comportamiento similar (ver gráfica 21).



Gráfica 21. Gráficas de Coeficiente de Sustentación “ C_l ” Vs el Ángulo de ataque a la izquierda (Estudio por Qblade) a la derecha (Estudio por ANSYS) Perfil SG6040.

Fuente: García y Lara (2018).

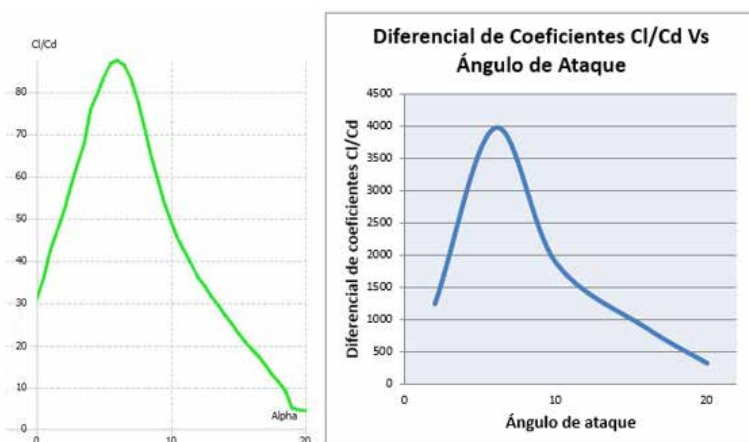
A diferencia de la comparación anterior se observa que el comportamiento del coeficiente de sustentación es prácticamente el mismo en los dos estudios, tomando como punto de evaluación la sección positiva de los ángulos en la gráfica de Qblade podemos evidenciar que el comportamiento del C_l empieza en 0.6 el cual llega a un máximo cercano a 1.5 con un ángulo de 15° y a los 18° este empieza a disminuir nuevamente. Este mismo comportamiento es evidenciado en la gráfica proveniente del Software ANSYS.



Gráfica 22. Gráficas de Coeficiente de Sustentación “ C_l ” Vs Coeficiente de arrastre “ C_d ” a la izquierda (Estudio por Qblade) a la derecha (Estudio por ANSYS) Perfil SG6040.

Fuente: García y Lara (2018).

En esta ocasión la gráfica 22 no permite evidenciar ciertos cambios presentes en los resultados de cada estudio, en el comportamiento presente de Qblade se observa un crecimiento abrupto del C_l para bajos valores de C_d para alcanzar un máximo poco después y posteriormente descender lentamente, sin embargo, en ANSYS se observa un crecimiento controlado pero controlado del C_l para bajos valores de C_d y luego de alcanzar el máximo valor del coeficiente de sustentación antes de comenzar su descenso.

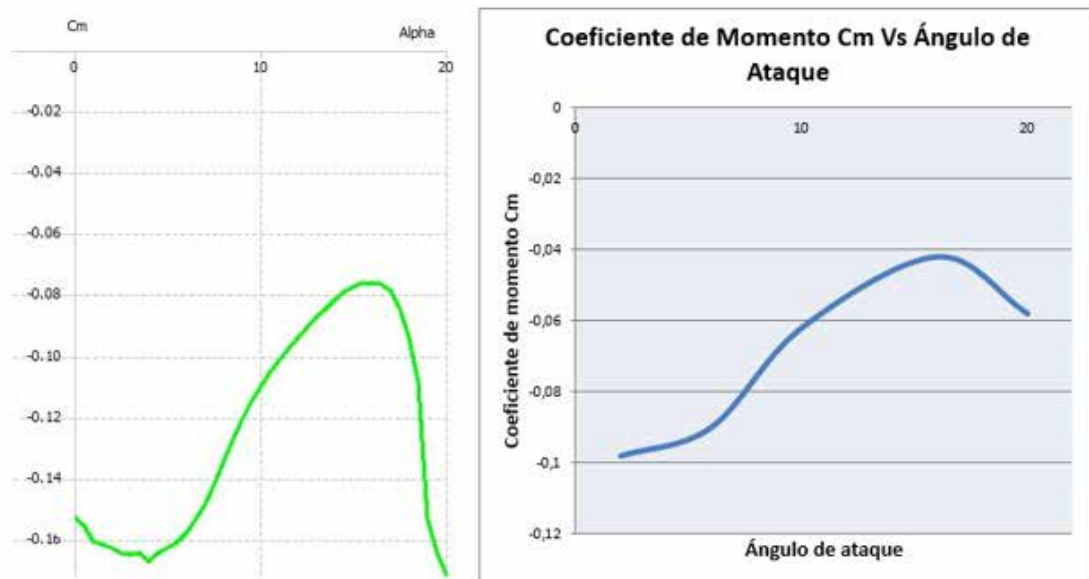


Gráfica 23. Gráficas del diferencial de los Coeficientes “ C_l/C_d ” Vs el Ángulo de ataque a la izquierda (Estudio por Qblade) a la derecha (Estudio por ANSYS) Perfil SG6040.

Fuente: García y Lara (2018).

En la gráfica 23 la tendencia presente en el comportamiento de los resultados, aunque estos no son precisos entre ellos, podemos evidenciar que mantienen en parte el comportamiento estipulado, ambos presentan un crecimiento elevado en cuerpo punto y posteriormente un constante decrecimiento hasta llegar al valor mínimo en el ángulo de 20°

Por último, se tiene la comparación entre las gráficas correspondientes al coeficiente de momento, el cual a diferencia de las dos comparaciones anteriores presenta un comportamiento mucho más similar entre ambos programas. Al visualizar la gráfica 24 se puede ver que la tendencia en el coeficiente de momento es comenzar con pequeño segmento en el que su trayectoria puede ser cóncava hasta que alcanza un punto de inflexión y se vuelve convexa de una forma pronunciada (ver gráfica 24).



Gráfica 24. Gráficas de Coeficiente de Momento “ C_m ” Vs Ángulo de ataque a la izquierda (Estudio por Qblade) a la derecha (Estudio por ANSYS) Perfil SG6040.

Fuente: García y Lara (2018).

Como se puede ver, los resultados arrojados por ambos programas guardan cierto parentesco, las diferencias evidenciadas en términos de magnitudes son adjudicadas a las variaciones en las configuración de los estudios, aunque se procuró realizar las evaluaciones con la mayor similitudes posible hay parámetros en los

programas de simulación que están programados por defectos y no es posible la modificación de los mismos, estos parámetros son causantes de ciertas variaciones en los resultados, como ha sucedido en las gráficas referentes a los coeficientes individuales enfrentados al ángulo de ataque.

Con respecto a las gráficas del diferencial de C_l/C_d y C_l vs C_d , se observa una mayor variación en el comportamiento debido a la unión de aquellas variaciones presentes en cada uno de los coeficientes, es por esto que se ha creado una mayor diferencia en el comportamiento de los resultados presentes.

CONCLUSIÓN

En el presente trabajo se realizó por medio del análisis numérico computacional el estudio del comportamiento del campo de flujo alrededor del perfil de álabe SG6040, alabe diseñado para aerogeneradores de baja potencia.

Los estudios realizados fueron ejecutados por medio de la utilización de dos software de simulación los cuales se especializan en el análisis del comportamiento de capos de flujo y como estos se relacionan con los sólidos involucrados en el mismo.

El perfil SG6040 fue seleccionado por su diseño objetivo para utilización en generadores de baja potencia, siendo estos capaces de aprovechar de la manera más eficaz la energía disponible en las condiciones en que dichos generadores suelen trabajar.

Por medio de la herramienta SolidWorks se logró el modelado tridimensional del cuerpo del álabe poseyendo este en su sección transversal la geometría característica del perfil, geometría la cual es adquirida de los archivos del fabricante Arifoil, de igual forma se procuró que la relación geométrica del perfil representara las condiciones reales de trabajo, se estableció que la interacción de la velocidad con el ángulo de ataque del cuerpo se estableciera por medio de una correlación entre los diferentes programas utilizados.

Dejando el manejo de velocidad al software de CFD ANSYS Workbench al ser insertado este parámetro bajo el comportamiento de una velocidad lineal, mientras que el efecto del ángulo de abatimiento fue responsabilidad del sólido modelado por medio la herramienta de Solidworks condición que se llevó a cabo al aplicar en la creación del sólido la inclinación del ángulo que correspondiera ser estudiado. De esta forma se logra recrear una representación digital del elemento a analizar.

De esta forma es posible proseguir con la implementación de las herramientas de análisis computacional seleccionadas, siendo la primera de ellas el software libre QBlade, software especializado en la evaluación de condiciones físicas a las que se enfrenta los componentes de aerogeneradores.

Con la manipulación adecuada de este software y siguiendo la especificación de los parámetros de diseño del perfil estudiado, se estableció un rango de evaluación de 50.000 a 600.000 valor referente al número de Reynolds, y ángulos de ataque del fluido variantes en el rango de -20° a 20° . Con estos parámetros establecidos es posible obtener indicadores del comportamiento presente en el flujo una vez se encuentra con el cuerpo a estudiar, este comportamiento permite determinar si el diseño establecido para el elemento es el adecuado para las condiciones de trabajo reales.

En busca de asegurar que los resultados obtenidos con el primer software, se realizan los estudios necesarios para la obtención de los parámetros que rigen la situación presente en el momento que el álabe en cuestión se enfrenta a un flujo. La utilización del programa ANSYS WorkBench es idónea para esto ya que se especializa en la simulación de condiciones físicas enfrentadas a objetos de estudio, y dando como resultado las repercusiones del ambiente sobre el cuerpo.

Con la configuración necesaria y la selección de los módulos de estudio apropiado es posible la introducción de los parámetros requeridos para determinar las condiciones físicas a las que el sólido evaluado debe ser sometido. Con la utilización de parámetros como la velocidad, la presión, el flujo másico, el tipo de fluido y la especificación de volumen de control es posible realizar simulaciones de gran complejidad gracias al manejo a los diferentes teoremas matemáticos que es capaz de efectuar el programa.

Los datos arrojados por los estudios en ANSYS son sustanciales y por medio de la herramienta de cálculo Excel han sido manipulados de tal forma que permiten la

representación gráfica de los indicadores de campamiento previamente conseguido en Qblade, de esta forma es posible la comparación entre los resultados provenientes de los estudios realizados sumados a la comparación con los datos proporcionados por el fabricante de los perfiles evaluados.

Debido a esto es posible asegurar que ambos programas de simulación poseen características realmente útiles para la evaluación de condiciones aerodinámicas, permitiendo de esta forma la realización de diversos estudios complejos sin la necesidad de la implementación de laboratorios de prueba, equipos de gran envergadura para la recreación de condiciones físicas, y por sobre otras cosas el gasto monetario que representa el acceso a estas condiciones de estudio. Estos programas utilizados en la evaluación del perfil SG6040 permiten la evaluación de estos diseños de manera más simplificada y manteniendo la obtención de resultados confiables.

Por otra parte, es evidente la presencia de ciertas variaciones en los resultados obtenidos en ambos programas con respecto a los proporcionados por el fabricante y entre ellos mismo, esto es debido a diferencias en las condiciones evaluadas en cada situación. Las condiciones ambientales y las condiciones del fluido utilizadas en la obtención de los resultados proporcionados por el fabricante son desconocidas, por ello se realizan los estudios simulando condiciones de trabajos generales y bajo circunstancias lo más cercanas a la realidad posible. Además de esto los programas de simulación poseen elementos predeterminados fijos que alteran ciertos aspectos en la resolución, produciendo así estas variaciones.

Al analizar los resultados desde un punto de vista hidrodinámico se pudo concluir que la posición en la que es colocada el perfil del alabe es de suma importancia con respecto a la trayectoria del flujo al momento de tener contacto entre sí. Las reacciones de variables como la presión, turbulencia, velocidad del flujo y comportamiento del mismo son determinados tanto por la interacción que posee con el alabe como por la rotación que se genera a su vez.

La selección de un ángulo de ataque adecuado permite la reducción de la estela de turbulencia creada en el perfil, además de permitir que aquella que pueda existir posea sus magnitudes más elevadas a cierta distancia del cuerpo propio del sólido, permitiendo de esta manera evitar la pérdida de energía cinética presente en el flujo.

Es notorio que la geometría del álabe produce que el flujo sufra un incremento de velocidad al impactar contra la superficie del mismo, esta velocidad genera el diferencial de presión visualizado en los estudios de contornos y producto de esta relación entre las variables se obtiene la fuerza capaz de empujar el alabe creando el movimiento en el aerogenerador.

RECOMENDACIONES

Luego de culminar este trabajo de grado se presentarán ciertas interrogantes o situaciones en las que sería conveniente realizar un estudio en trabajos futuros. Algunas de estas son:

Realizar estudios de otros perfiles de álabes para aerogeneradores de baja potencia.

Simular en ANSYS WorkBench el comportamiento de los perfiles en la Familia SG6040 para ángulos de ataque de -20 a 0° .

Profundizar en el manejo de los Software de QBlade y ANSYS Workbench.

Realizar modificaciones al diseño de los perfiles SG604X para maximizar su eficiencia en los estudios.

Incluir en el pensum de Ingeniería Mecánica de la Universidad José Antonio Páez una materia enfocada en el manejo de Software enfocados en el estudio de dinámica de fluidos computacional, para de esta forma introducir a los alumnos en este campo de estudio.

Realizar la evaluación del comportamiento del sistema de aerogenerador en conjunto con los álabes seleccionados.

Realizar estudios con las herramientas de evaluación FFI (Interacción Fluido – Fluido) y FSI (Interacción Fluido – Sólido) pertenecientes a ANSYS que permiten obtener la data que arroja el fluido y por medio de esta realizar análisis mecánicos de los diferentes álabes pertenecientes a la familia SG604 de forma tal que se evalúe todo el dominio fluidizado.

REFERENCIAS BIBLIOGRÁFICAS

- Análisis e interpretación de los datos** (05/07/2018) [En Línea] Disponible:
<http://www.eumed.net/tesis-doctorales/2010/prc/ANALISIS%20E%20INTERPRETACION%20DE%20LOS%20DATOS.htm>
- Aspectos técnicos de la energía eólica.** (24/06/2018) [En Línea] Disponible:
<http://soloenergia.com.ar/aprendamas/energiaeolica/asptecnicos.html>
- Conrado Moreno Figueredo Doctor en Ciencias Técnicas. Profesor Titular del Centro de Estudio de Tecnologías Energéticas Renovables (CETER), La Habana, Cuba. (24/06/2018) [En Línea] Disponible:
<http://www.cubasolar.cu/biblioteca/Energia/Energia36/HTML/articulo03.htm>
- Conrado Moreno Figueredo Doctor en Ciencias Técnicas. Profesor Titular del Centro de Estudio de Tecnologías Energéticas Renovables (CETER), La Habana, Cuba. (24/06/2018) [En Línea] Disponible:
<http://www.cubasolar.cu/biblioteca/Energia/Energia57/HTML/articulo03.htm>
- Definiciones de investigación cuantitativa** (05/07/2018) [En Línea] Disponible:
<http://www.webscolar.com/definiciones-de-investigacion-cuantitativa-por-varios-autores>
- Energías renovables y eficiencia energética primera edición** abril 2008 (24/06/2018) [En Línea] Disponible:
<https://www.cienciacanaria.es/files/Libro-de-energias-renovables-y-eficiencia-energetica.pdf>
- Fundamentos de mecánica de los fluidos** (28/06/2018) [En Línea] Disponible:
<http://ich1102-1sem2008g15.blogspot.com/2008/05/algo-de-teora.html>
- Fundamentos de mecánica de los fluidos, Física** (28/06/2018) [En Línea] Disponible:
ws-01.ula.ve/ciencias/paniagua/Fisica20/Fluidos/EstaticaFluidos/
- Introducción a la teoría de las turbinas eólicas** 2009 por Manuel franquesa vonesch² [En Línea] Disponible:
<http://docplayer.es/12407866-Introduccion-a-la-teoria-de-las-turbinas-eolicas-1.html>
- Metodología cuantitativa** (05/07/2018) [En Línea] Disponible:
http://www.eumed.net/tesis-doctorales/2012/eal/metodologia_cuantitativa.html
- Principales Elementos de los Aerogeneradores** (01/07/2018) [En Línea] Disponible:
http://opex-energy.com/eolica/principales_elementos_aerogeneradores.html
- Temas de investigación, Ensayos, Trabajos y otros intereses, CAPITULO III** (05/07/2018) [En Línea] Disponible:
<http://rodecudemos.blogspot.com/2008/08/capitulo-iii-marco-metodologico.html>

Tesis de investigación (05/07/2018) [En Línea] Disponible:

<http://tesisdeinvestig.blogspot.com/2014/06/como-realizar-el-capitulo-iii-de-un.html>

Tipos de Vientos, nuestro clima (04/07/2018) [En Línea] Disponible:

<http://blog.nuestroclima.com/tipos-de-vientos/>

Tipos de Vientos presentaciones (04/07/2018) [En Línea] Disponible:

<http://www.cie.unam.mx/~ojs/pub/Presentaciones/Viento.pdf>

Tipos de Vientos, Vuelo de un avión (04/07/2018) [En Línea] Disponible:

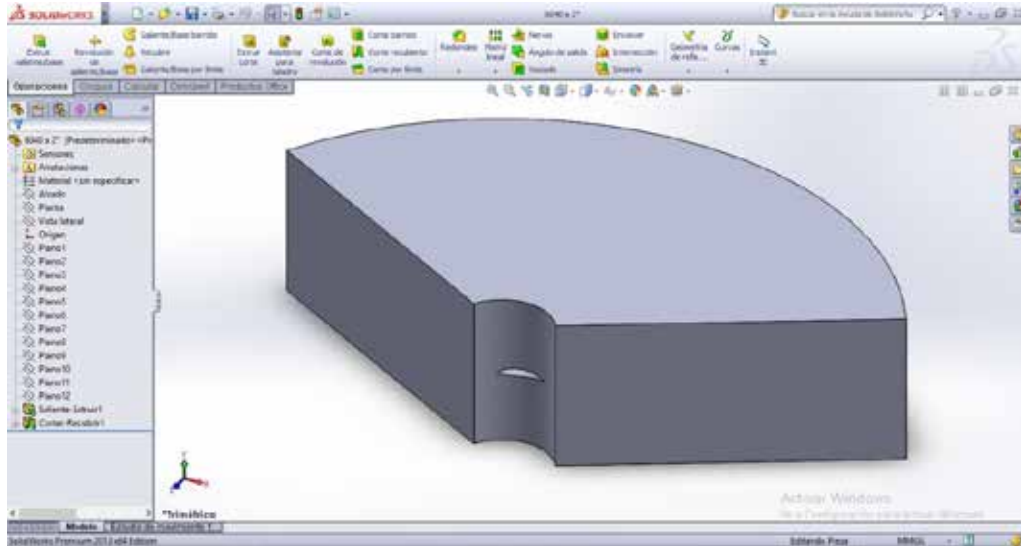
<http://curie.lacurie.org/curiedigital/2004/VIIIJ/Porque-Vuela-Avion-Teoria-JuanMiguelSuay.pdf>

Wind Power Generation and Wind Turbine Design. Primera edición. Boston: WIT Press 2010

Wind Turbine Technology: Fundamental Concepts of Wind Turbine Engineering. Primera edición. New York: ASME 2012

APÉNDICE A

Angulo de abatimiento 2°



Volumen de control finalizado SG6040 – Angulo de ataque 2°.

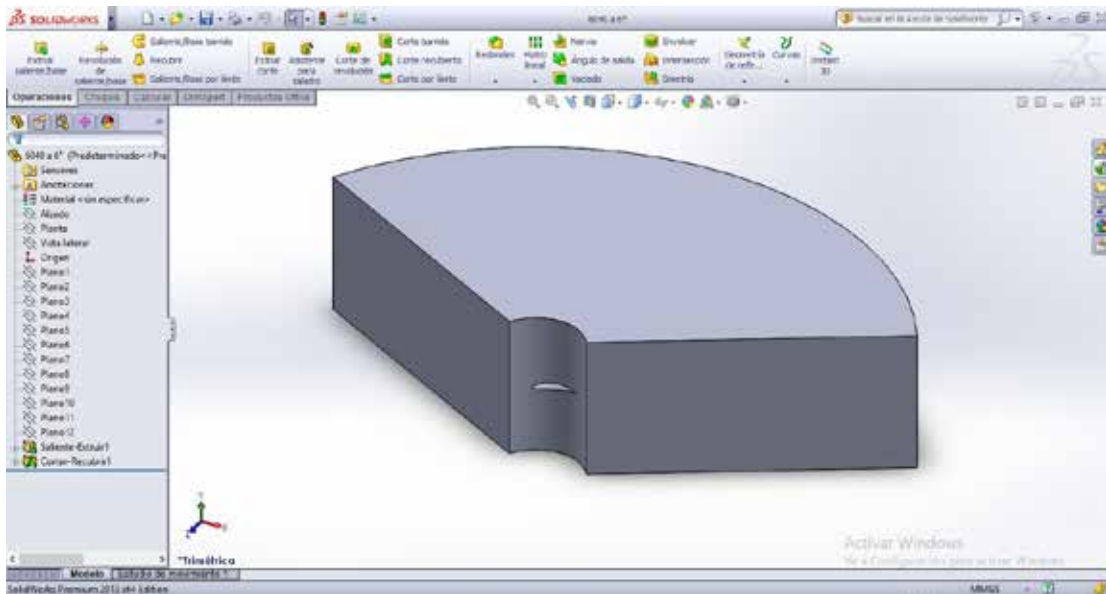
Fuente: García y Lara (2018).



Volumen de control finalizado SG6040 – Angulo de ataque 2° Vista frontal.

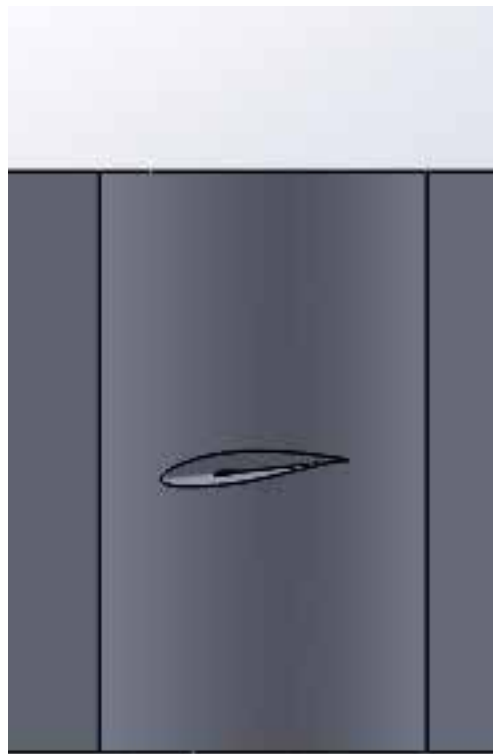
Fuente: García y Lara (2018).

Angulo de abatimiento 6°



Volumen de control finalizado SG6040 – Angulo de ataque 6°.

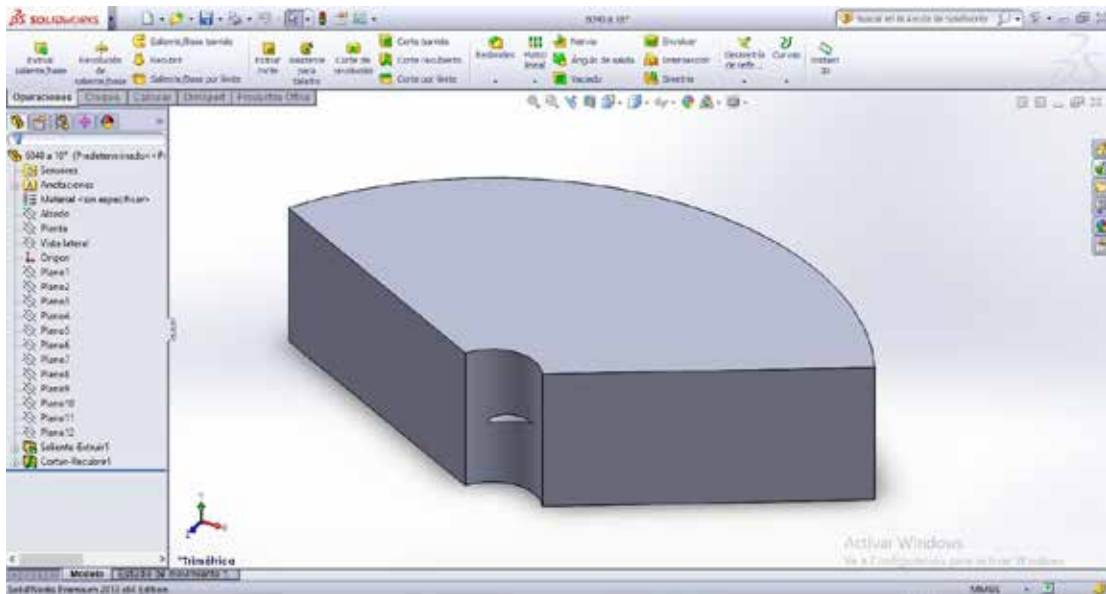
Fuente: García y Lara (2018).



Volumen de control finalizado SG6040 – Angulo de ataque 6° Vista frontal.

Fuente: García y Lara (2018).

Angulo de abatimiento 10°



Volumen de control finalizado SG6040 – Angulo de ataque 10°.

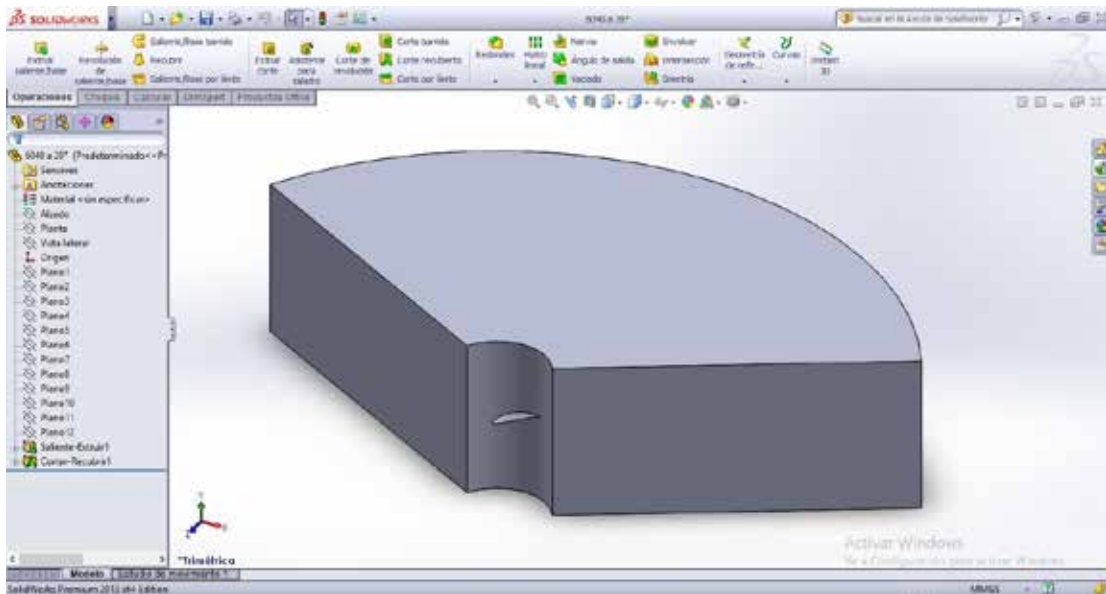
Fuente: García y Lara (2018).



Volumen de control finalizado SG6040 – Angulo de ataque 10° Vista frontal.

Fuente: García y Lara (2018).

Angulo de abatimiento 20°



Volumen de control finalizado SG6040 – Angulo de ataque 20°.

Fuente: García y Lara (2018).

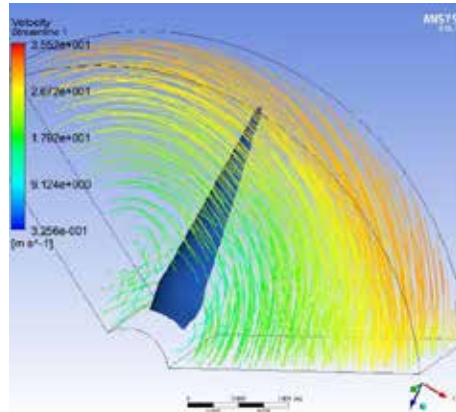


Volumen de control finalizado SG6040 – Angulo de ataque 20° Vista frontal.

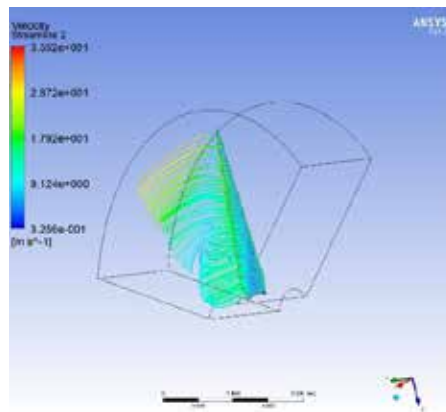
Fuente: García y Lara (2018).

APÉNDICE B

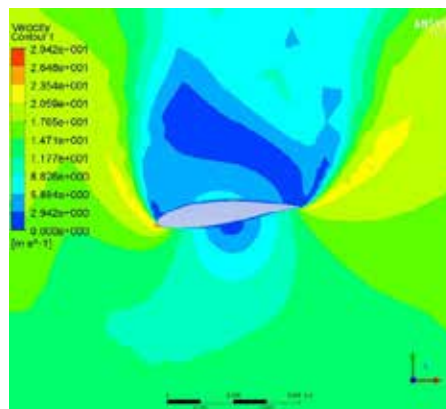
Angulo de abatimiento 6°



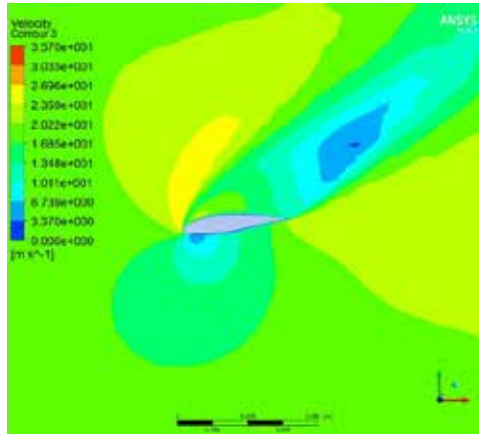
Líneas de velocidad en la entrada del volumen de control del álabe SG6040 a 6°
Fuente: García y Lara (2018).



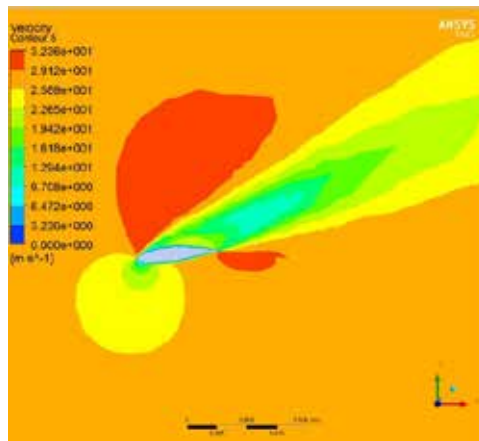
Líneas de velocidad en la salida del volumen de control del álabe SG6040 a 6°
Fuente: García y Lara (2018).



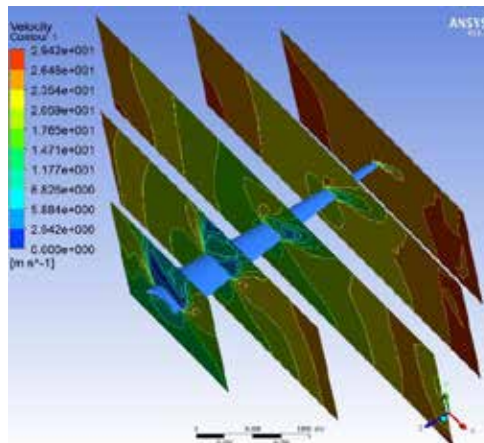
Velocidad en el borde de ataque del perfil SG6040 a 6° – Base del álabe
Fuente: García y Lara (2018).



Velocidad en el borde de ataque del perfil SG6040 a 6° – Zona media del álabe
Fuente: García y Lara (2018).

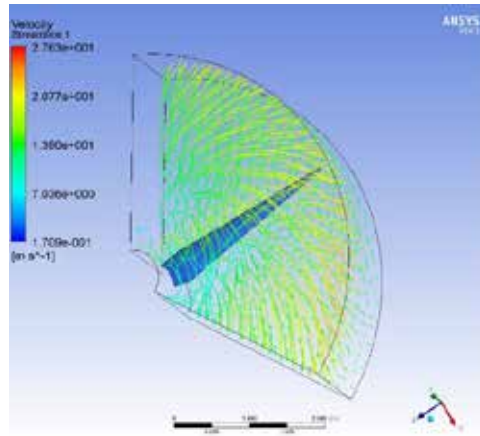


Velocidad en el borde de ataque del perfil SG6040 a 6° – Final del álabe
Fuente: García y Lara (2018).

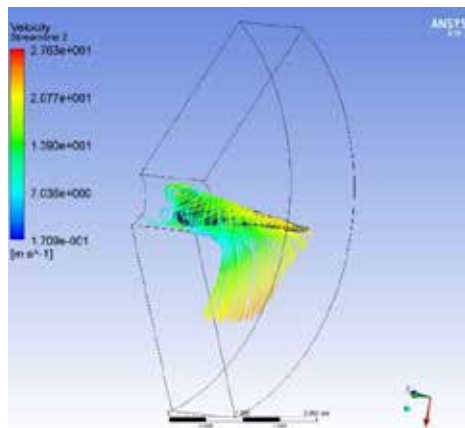


Diferencial de velocidad encontrado en las secciones de estudio del álabe SG6040 a 6°
Fuente: García y Lara (2018).

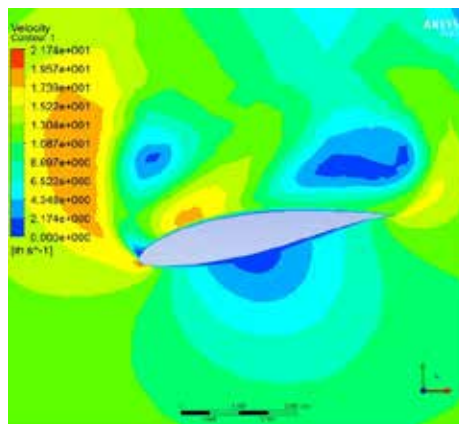
Angulo de abatimiento 10°



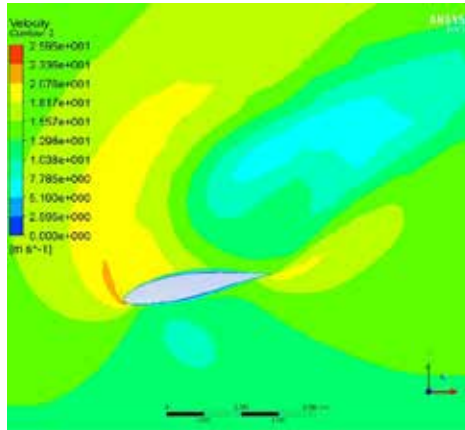
Líneas de velocidad en la entrada del volumen de control del álabe SG6040 a 10°
Fuente: García y Lara (2018).



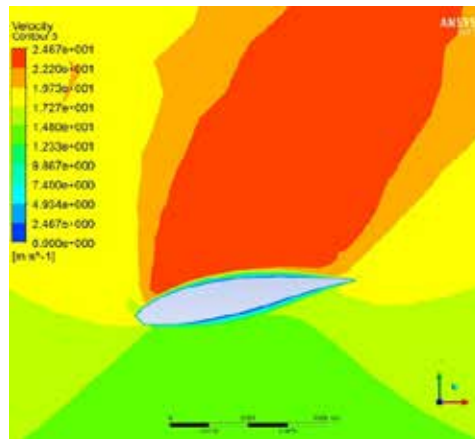
Líneas de velocidad en la salida del volumen de control del álabe SG6040 a 10°
Fuente: García y Lara (2018).



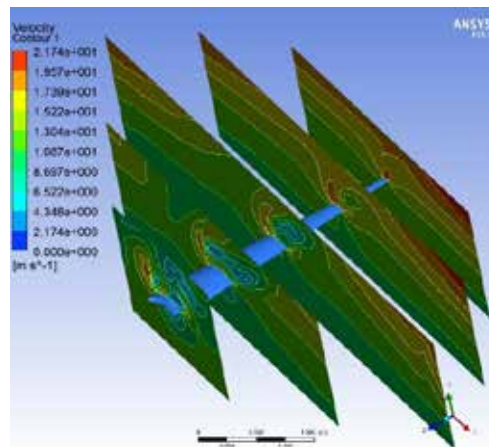
Velocidad en el borde de ataque del perfil SG6040 a 10° – Base del álabe
Fuente: García y Lara (2018).



Velocidad en el borde de ataque del perfil SG6040 a 10° – Zona media del álabo
Fuente: García y Lara (2018).

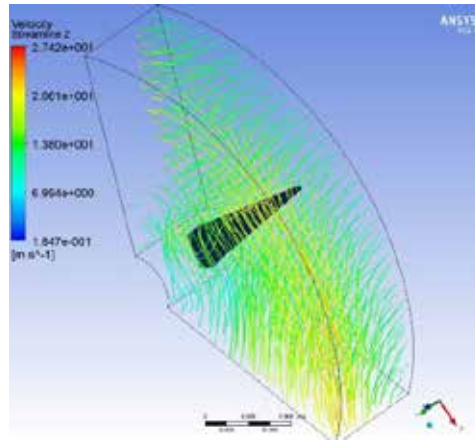


Velocidad en el borde de ataque del perfil SG6040 a 10° – Final del álabo
Fuente: García y Lara (2018).

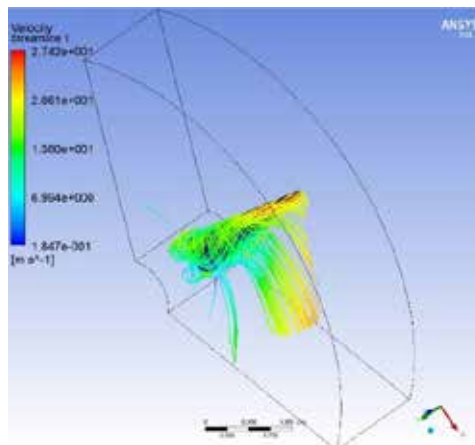


Diferencial de velocidad encontrado en las secciones de estudio del álabo SG6040 a 10°
Fuente: García y Lara (2018).

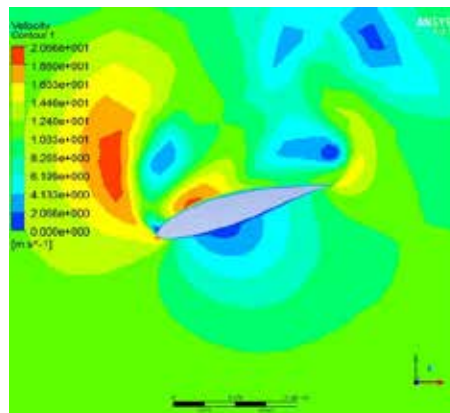
Angulo de abatimiento 16°



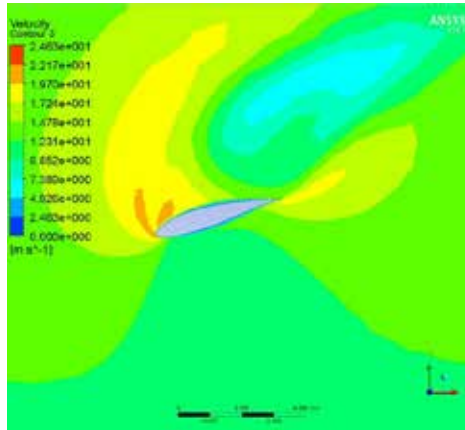
Líneas de velocidad en la entrada del volumen de control del álabe SG6040 a 16°
Fuente: García y Lara (2018).



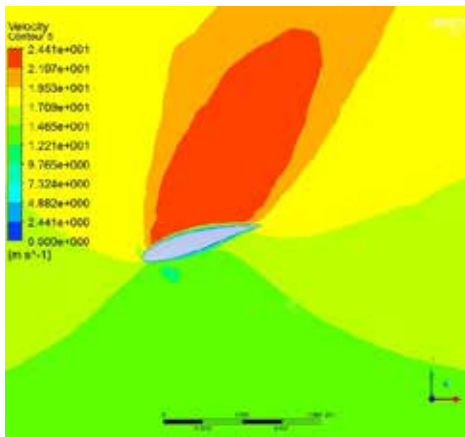
Líneas de velocidad en la salida del volumen de control del álabe SG6040 a 16°
Fuente: García y Lara (2018).



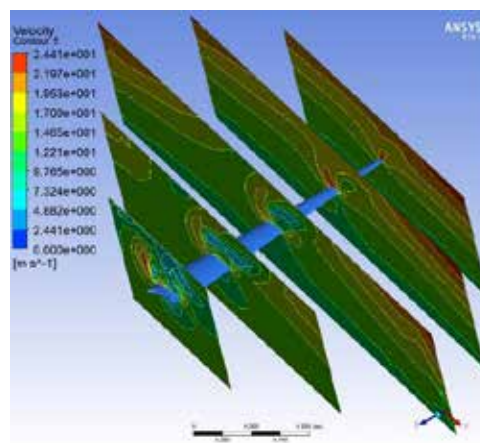
Velocidad en el borde de ataque del perfil SG6040 a 16° – Base del álabe
Fuente: García y Lara (2018).



Velocidad en el borde de ataque del perfil SG6040 a 16° – Zona media del álabe
Fuente: García y Lara (2018).

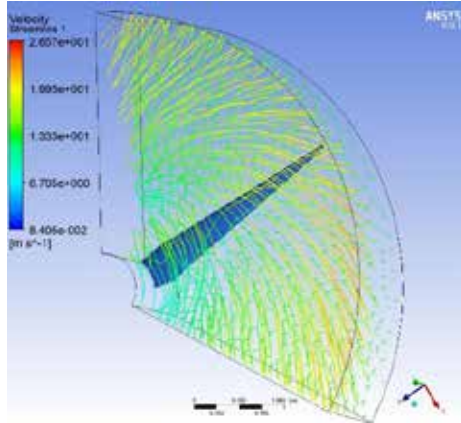


Velocidad en el borde de ataque del perfil SG6040 a 16° – Final del álabe
Fuente: García y Lara (2018).

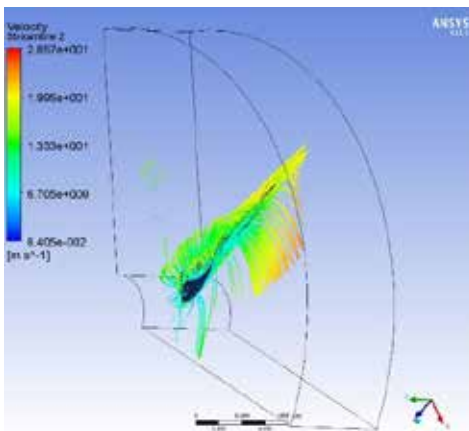


Diferencial de velocidad encontrado en las secciones de estudio del álabe SG6040 a 16°
Fuente: García y Lara (2018).

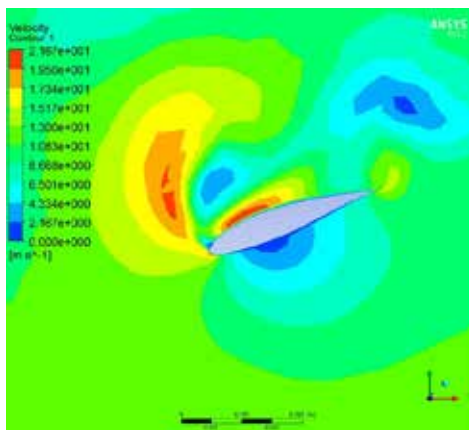
Angulo de abatimiento 20°



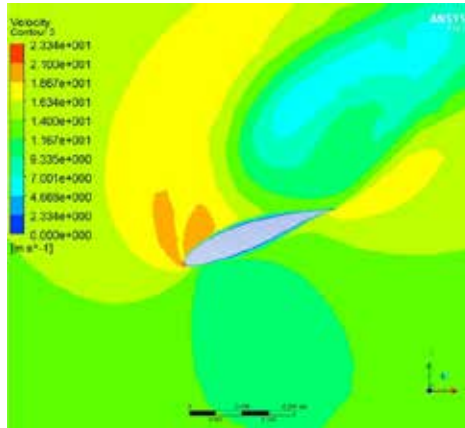
Líneas de velocidad en la entrada del volumen de control del álabe SG6040 a 20°
Fuente: García y Lara (2018).



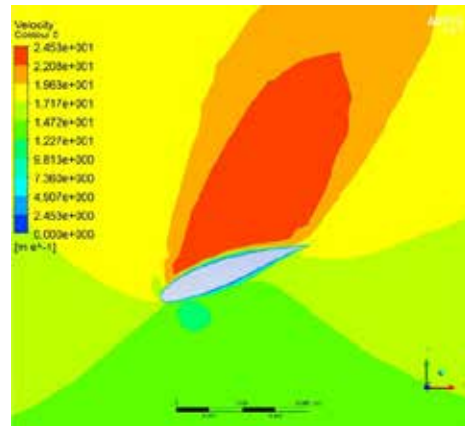
Líneas de velocidad en la salida del volumen de control del álabe SG6040 a 20°
Fuente: García y Lara (2018).



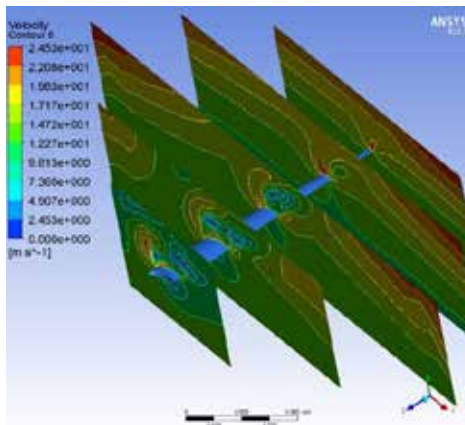
Velocidad en el borde de ataque del perfil SG6040 a 20° – Base del álabe
Fuente: García y Lara (2018).



Velocidad en el borde de ataque del perfil SG6040 a 20° – Zona media del álabe
Fuente: García y Lara (2018).



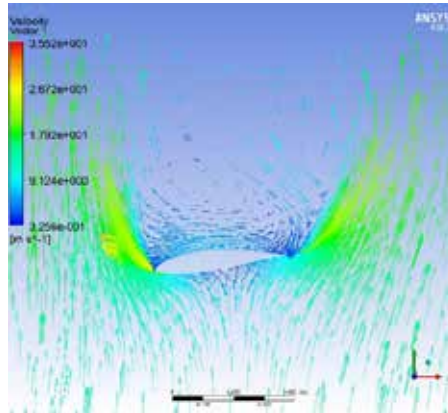
Velocidad en el borde de ataque del perfil SG6040 a 20° – Final del álabe
Fuente: García y Lara (2018).



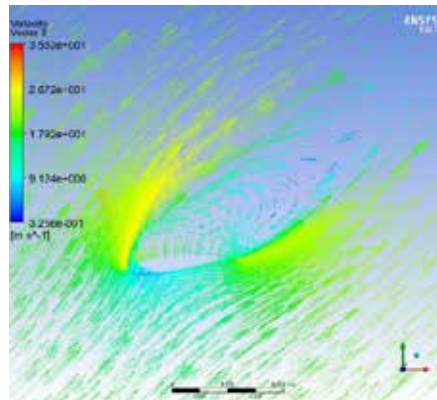
Diferencial de velocidad encontrado en las secciones de estudio del álabe SG6040 a 20°
Fuente: García y Lara (2018).

APÉNDICE C

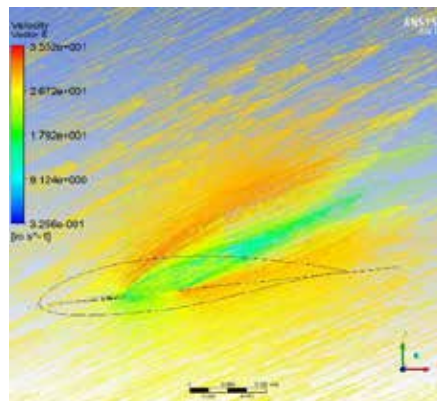
Angulo de abatimiento 6°



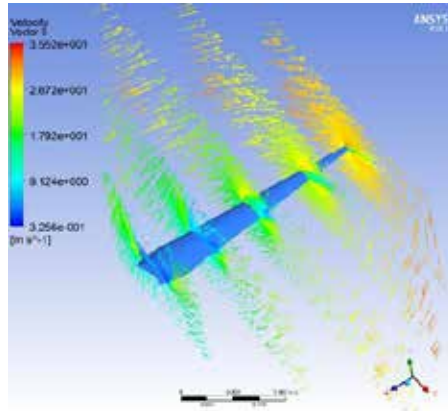
Vectores de velocidad en el perfil SG6040 a 6° – Base del ábabe.
Fuente: García y Lara (2018).



Vectores de velocidad en el perfil SG6040 a 6° – Zona media del ábabe.
Fuente: García y Lara (2018).



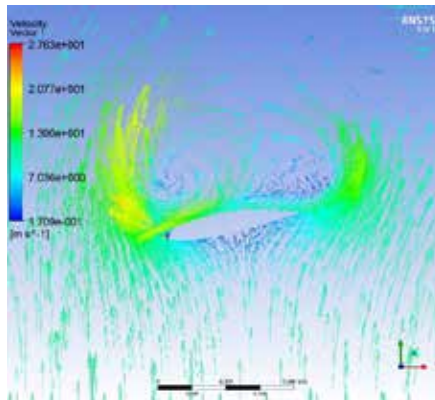
Vectores de velocidad perfil SG6040 a 6° – Final del ábabe.
Fuente: García y Lara (2018).



Diferencial de los vectores de velocidad encontrado en las secciones de estudio del álabé SG6040 a 6°.

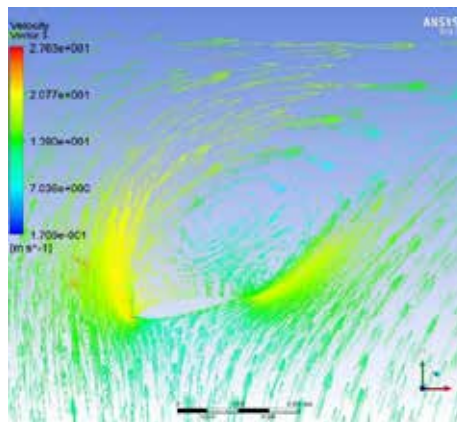
Fuente: García y Lara (2018).

Angulo de abatimiento 10°



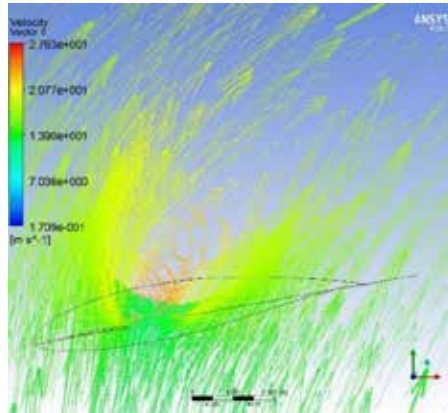
Vectores de velocidad en el perfil SG6040 a 10° – Base del álabé.

Fuente: García y Lara (2018).

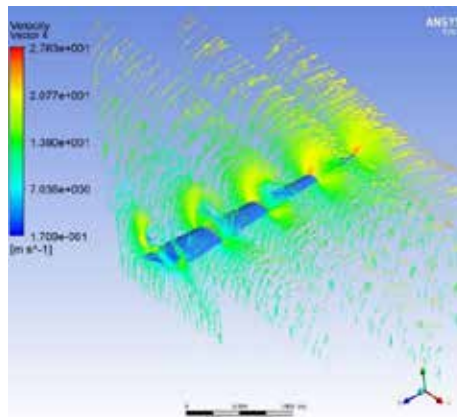


Vectores de velocidad en el perfil SG6040 a 10° – Zona media del álabé.

Fuente: García y Lara (2018).

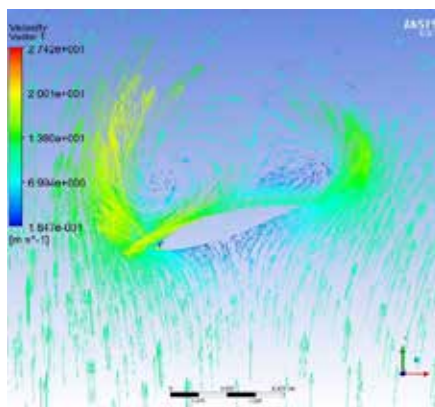


Vectores de velocidad en el perfil SG6040 a 10° – Final del álabo.
Fuente: García y Lara (2018).

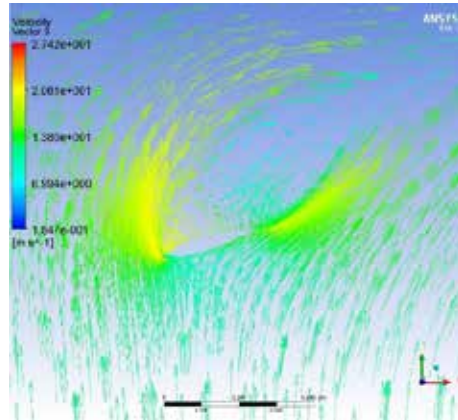


Diferencial de los vectores de velocidad encontrado en las secciones de estudio del álabo SG6040 a 10° .
Fuente: García y Lara (2018).

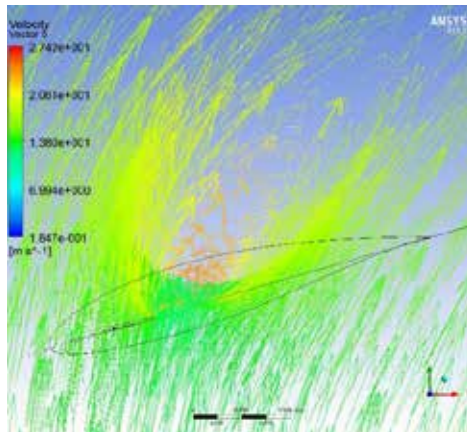
Angulo de abatimiento 16°



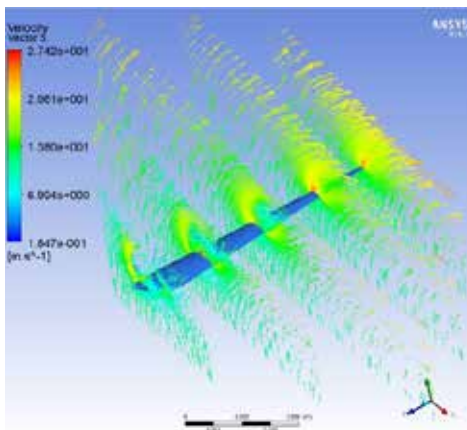
Vectores de velocidad en el perfil SG6040 a 16° – Base del álabo.
Fuente: García y Lara (2018).



Vectores de velocidad en el perfil SG6040 a 16° – Zona media del álabe.
Fuente: García y Lara (2018).

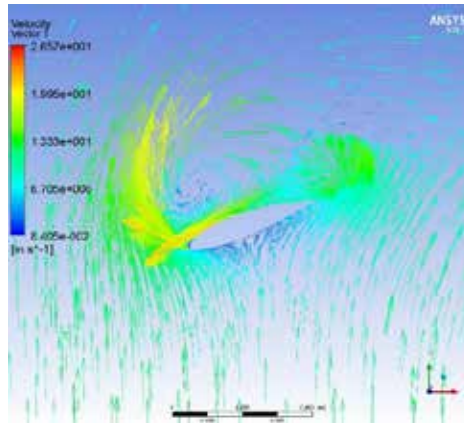


Vectores de velocidad en el perfil SG6040 a 16° – Final del álabe.
Fuente: García y Lara (2018).



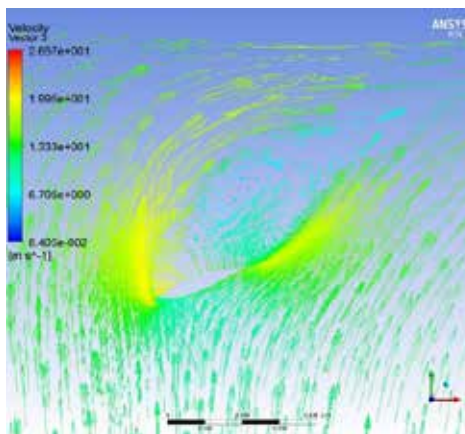
Diferencial de los vectores de velocidad encontrado en las secciones de estudio del álabe SG6040 a 16° .
Fuente: García y Lara (2018).

Angulo de abatimiento 20°



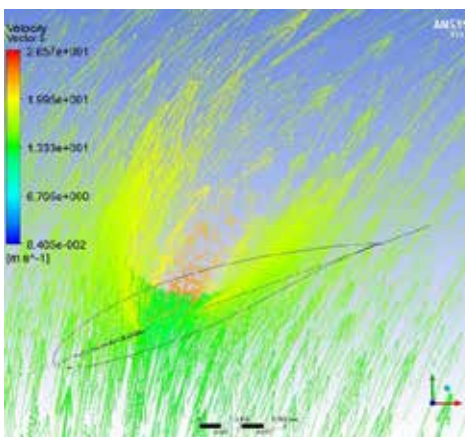
Vectores de velocidad en el perfil SG6040 a 20° – Base del álabe.

Fuente: García y Lara (2018).



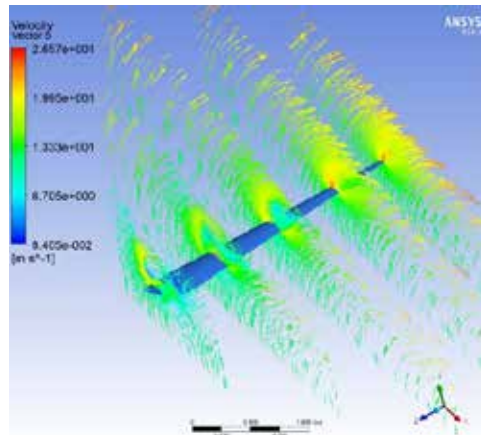
Vectores de velocidad en el perfil SG6040 a 20° – Zona media del álabe.

Fuente: García y Lara (2018).



Vectores de velocidad en el perfil SG6040 a 20° – Final del álabe.

Fuente: García y Lara (2018).

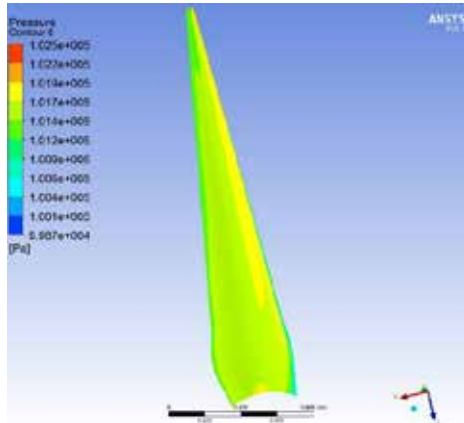


Diferencial de los vectores de velocidad encontrado en las secciones de estudio del álabe SG6040 a 20°.

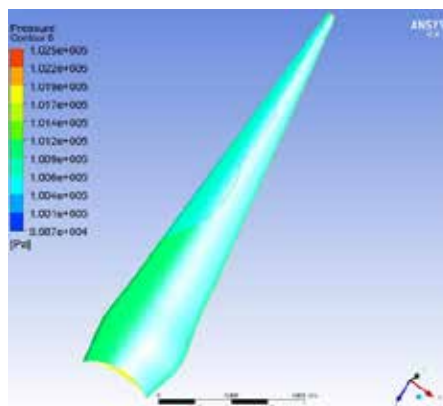
Fuente: García y Lara (2018).

APÉNDICE D

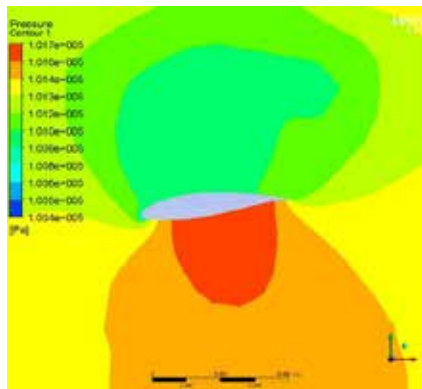
Angulo de abatimiento 6°



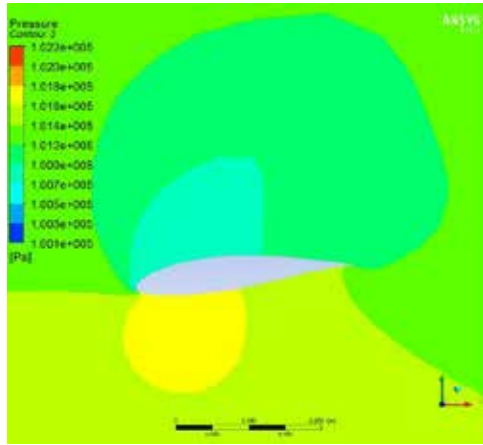
Vista de la presión en el intradós del perfil SG6040 a 6°.
Fuente: García y Lara (2018).



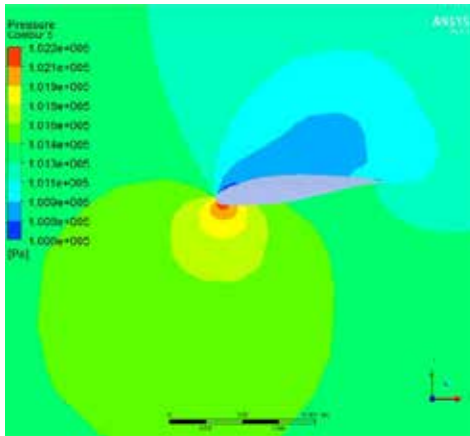
Vista de la presión en el extradós del SG6040 a 6°.
Fuente: García y Lara (2018).



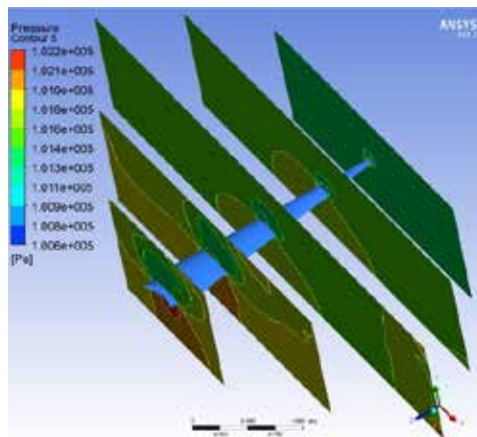
Presión ejercida en el borde de ataque del álabe SG6040 a 6° – Base del álabe.
Fuente: García y Lara (2018).



Presión ejercida en el borde de ataque del álabe SG6040 a 6° – Zona media del álabe.
Fuente: García y Lara (2018).

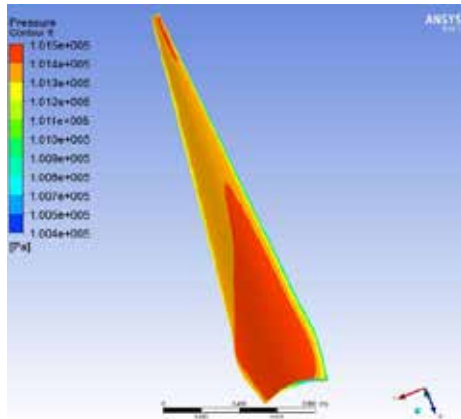


Presión ejercida en el borde de ataque del álabe SG6040 a 6° – Final del álabe.
Fuente: García y Lara (2018).



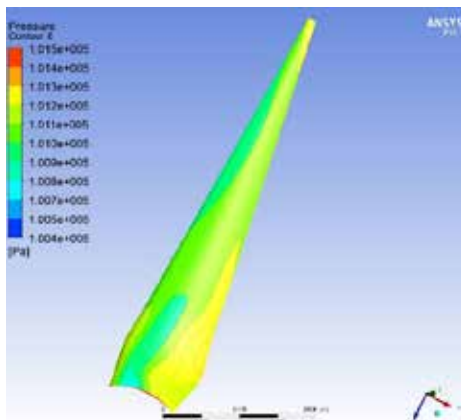
Diferencial de presiones en el álabe SG6040 a 6° .
Fuente: García y Lara (2018).

Angulo de abatimiento 10°



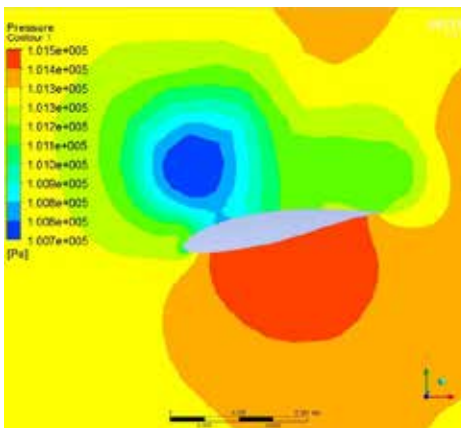
Vista de la presión en el intradós del perfil SG6040 a 10°.

Fuente: García y Lara (2018).



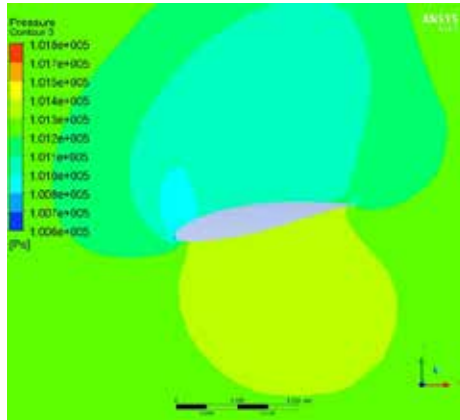
Vista de la presión en el extradós del SG6040 a 10°.

Fuente: García y Lara (2018).



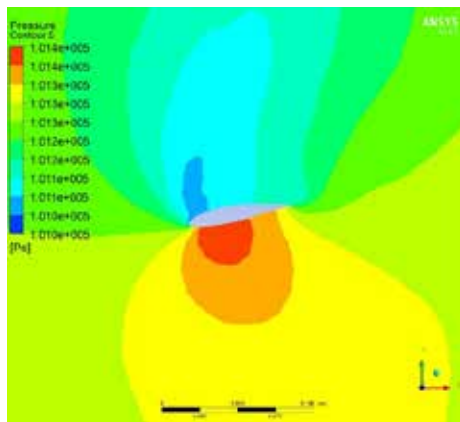
Presión ejercida en el borde de ataque del álabe SG6040 a 10° – Base del álabe.

Fuente: García y Lara (2018).



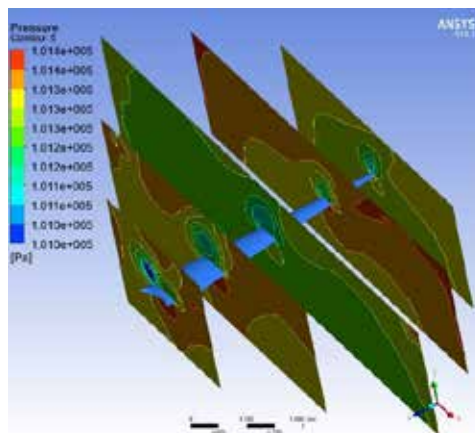
Presión ejercida en el borde de ataque del álabe SG6040 a 10° – Zona media del álabe.

Fuente: García y Lara (2018).



Presión ejercida en el borde de ataque del álabe SG6040 a 10° – Final del álabe.

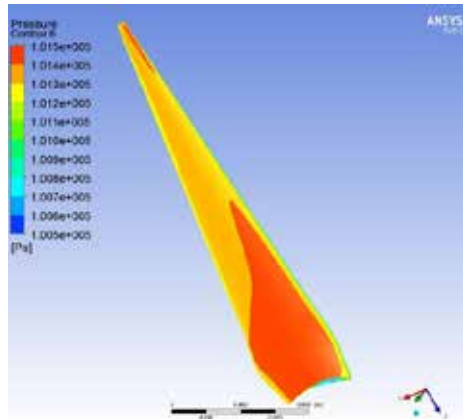
Fuente: García y Lara (2018).



Diferencial de presiones en el álabe SG6040 a 10°.

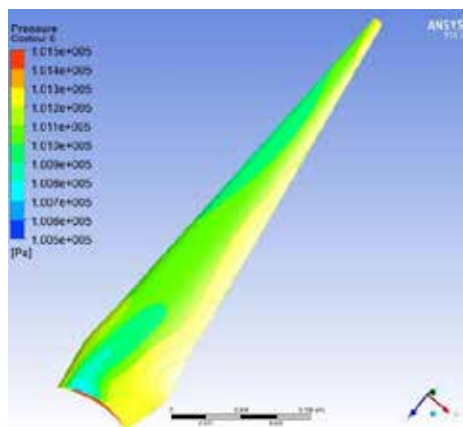
Fuente: García y Lara (2018).

Angulo de abatimiento 16°



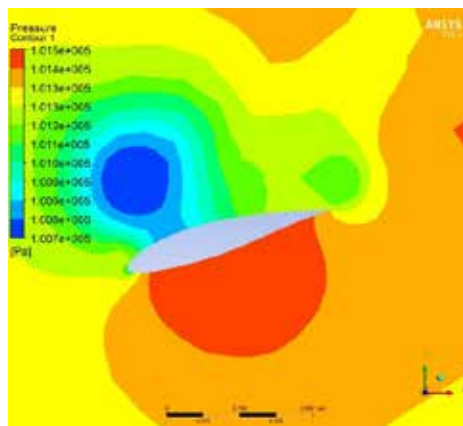
Vista de la presión en el intradós del perfil SG6040 a 16°.

Fuente: García y Lara (2018).



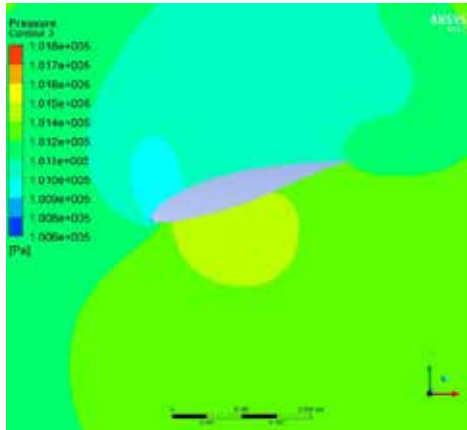
Vista de la presión en el extradós del SG6040 a 16°.

Fuente: García y Lara (2018).



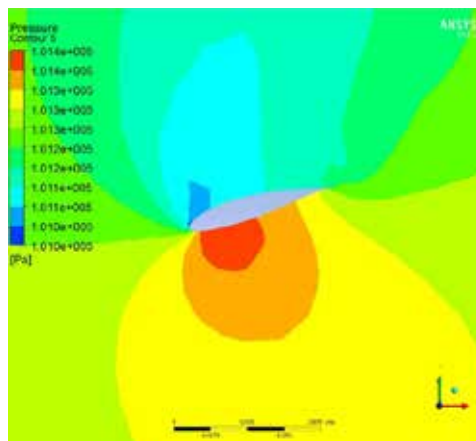
Presión ejercida en el borde de ataque del álabe SG6040 a 16° – Base del álabe.

Fuente: García y Lara (2018).



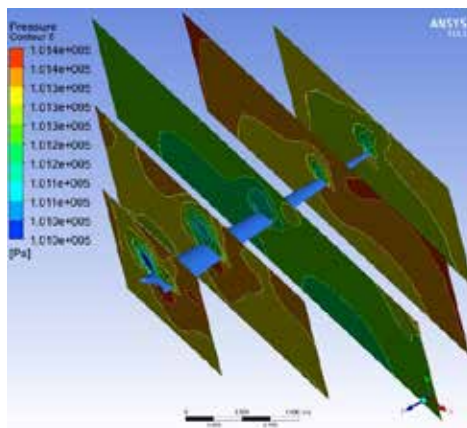
Presión ejercida en el borde de ataque del álabe SG6040 a 16° – Zona media del álabe.

Fuente: García y Lara (2018).



Presión ejercida en el borde de ataque del álabe SG6040 a 16° – Final del álabe.

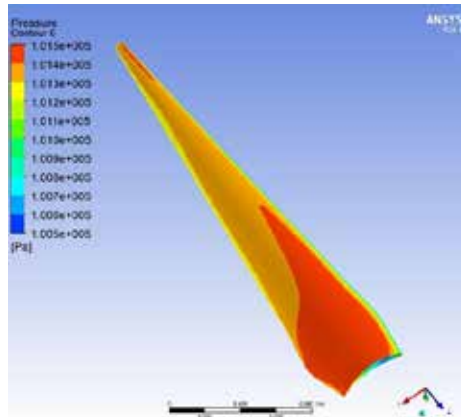
Fuente: García y Lara (2018).



Diferencial de presiones en el álabe SG6040 a 16°.

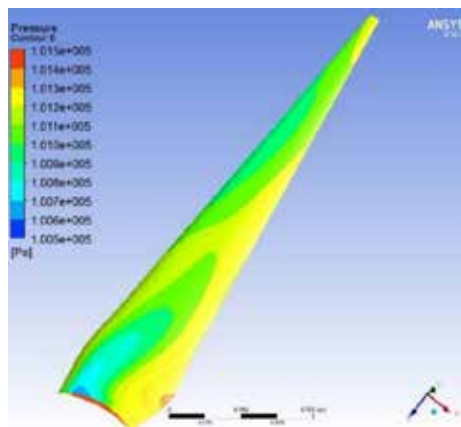
Fuente: García y Lara (2018).

Angulo de abatimiento 20°



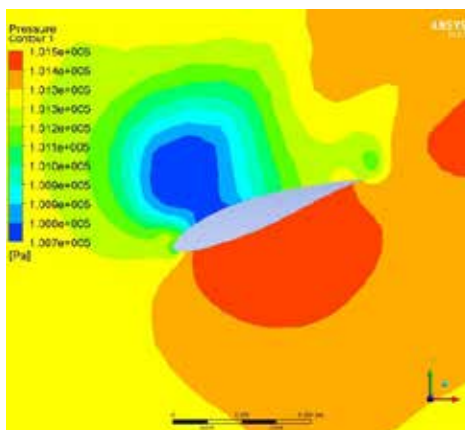
Vista de la presión en el intradós del perfil SG6040 a 20°.

Fuente: García y Lara (2018).



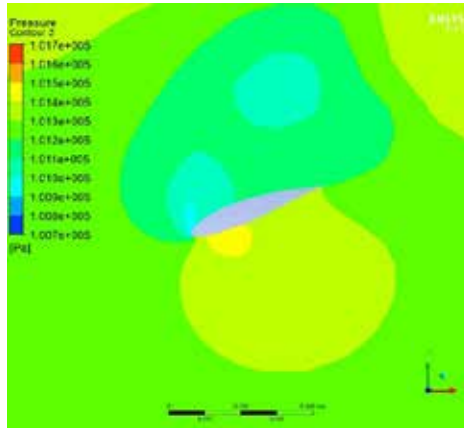
Vista de la presión en el extradós del SG6040 a 20°.

Fuente: García y Lara (2018).



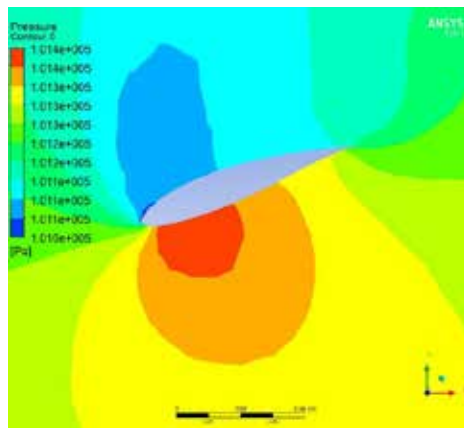
Presión ejercida en el borde de ataque del álabe SG6040 a 20° – Base del álabe.

Fuente: García y Lara (2018).



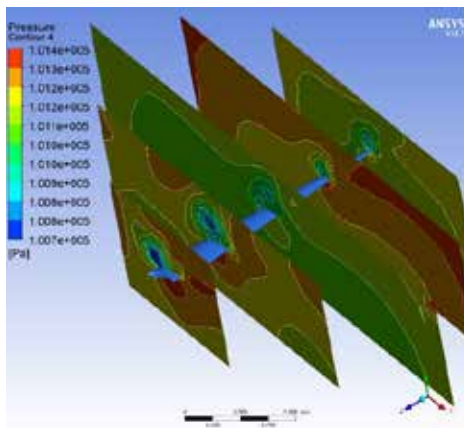
Presión ejercida en el borde de ataque del álabe SG6040 a 20° – Zona media del álabe.

Fuente: García y Lara (2018).



Presión ejercida en el borde de ataque del álabe SG6040 a 20° – Final del álabe.

Fuente: García y Lara (2018).

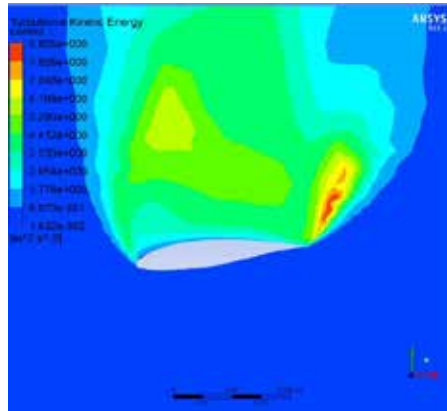


Diferencial de presiones en el álabe SG6040 a 20°.

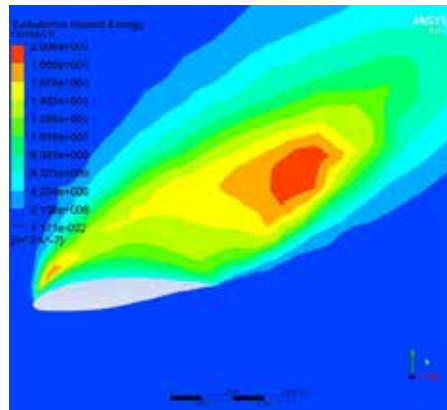
Fuente: García y Lara (2018).

APÉNDICE E

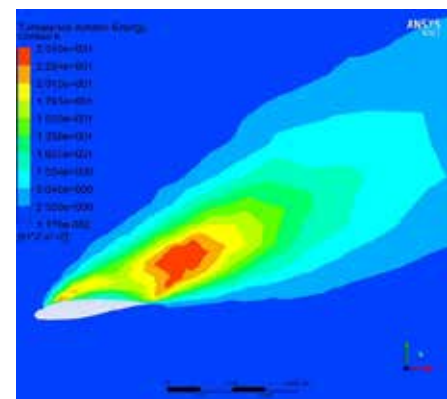
Angulo de abatimiento 6°



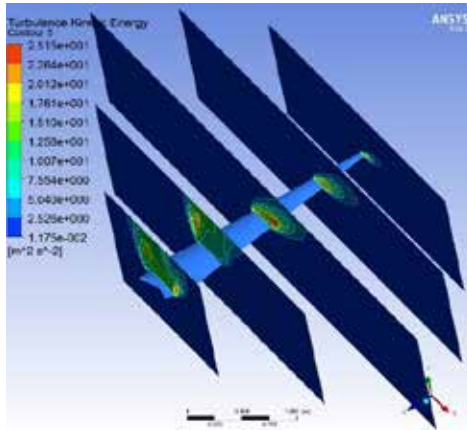
Turbulencia generada por el de álabes SG6040 a 6° – Base del álabes
Fuente: García y Lara (2018).



Turbulencia generada por el de álabes SG6040 a 6° – Zona media del álabes
Fuente: García y Lara (2018).

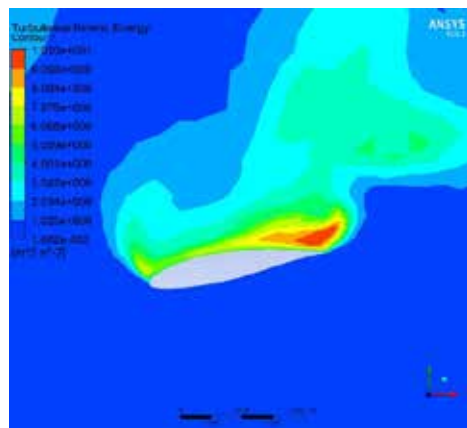


Turbulencia generada por el de álabes SG6040 a 6° – Final del álabes
Fuente: García y Lara (2018).

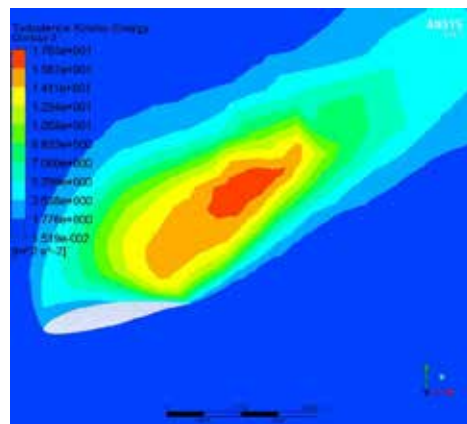


Diferencial de Turbulencia en el álabe SG6040 a 6°
Fuente: García y Lara (2018).

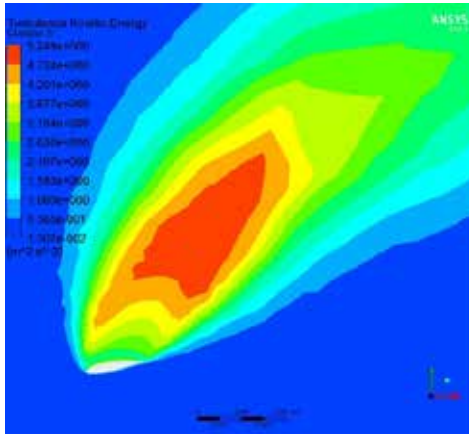
Angulo de abatimiento 10°



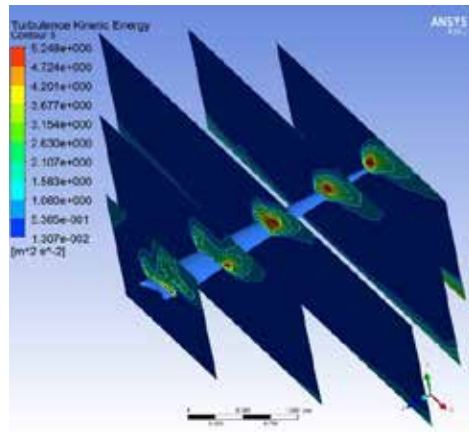
Turbulencia generada por el de álabe SG6040 a 10° – Base del álabe
Fuente: García y Lara (2018).



Turbulencia generada por el de álabe SG6040 a 10° – Zona media del álabe
Fuente: García y Lara (2018).

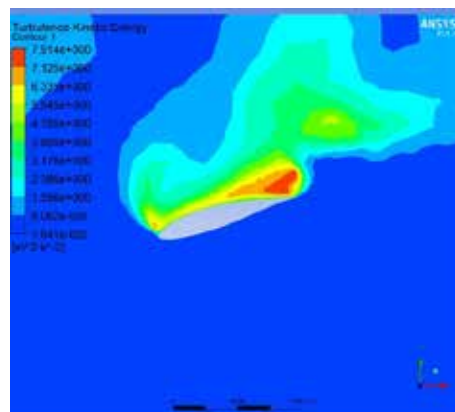


Turbulencia generada por el de álabe SG6040 a 10° – Final del álabe
Fuente: García y Lara (2018).

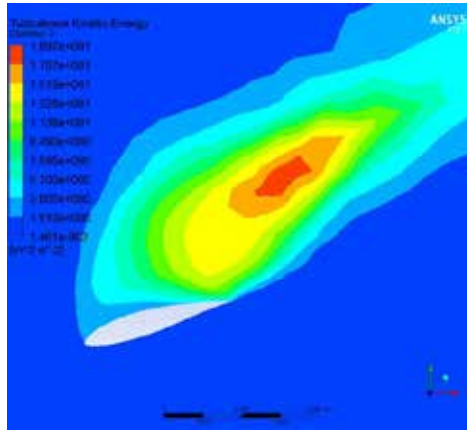


Diferencial de Turbulencia en el álabe SG6040 a 10°
Fuente: García y Lara (2018).

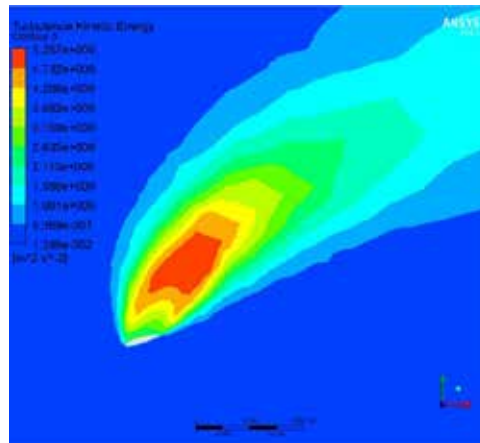
Angulo de abatimiento 16°



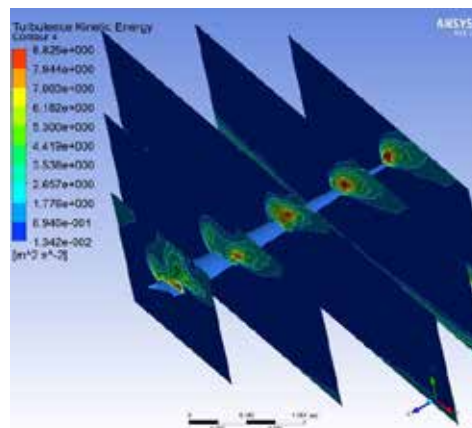
Turbulencia generada por el de álabe SG6040 a 16° – Base del álabe
Fuente: García y Lara (2018).



Turbulencia generada por el de álabes SG6040 a 16° – Zona media del álabes
Fuente: García y Lara (2018).

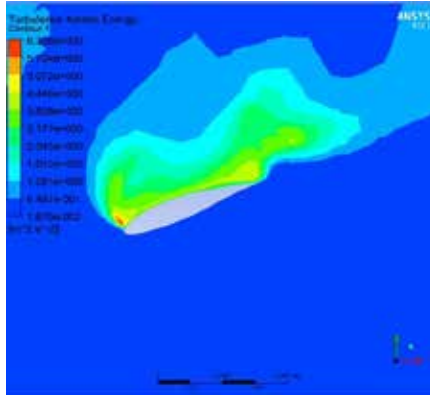


Turbulencia generada por el de álabes SG6040 a 16° – Final del álabes
Fuente: García y Lara (2018).

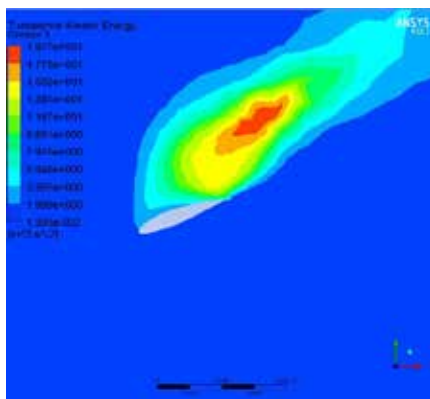


Diferencial de Turbulencia en el álabes SG6040 a 16°
Fuente: García y Lara (2018).

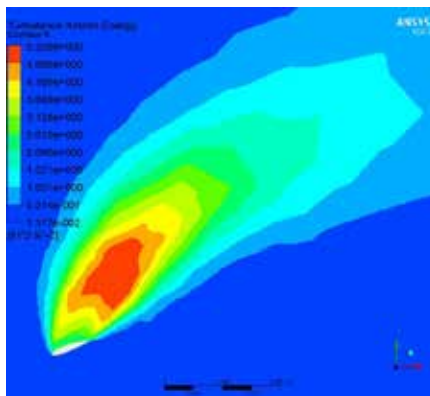
Angulo de abatimiento 20°



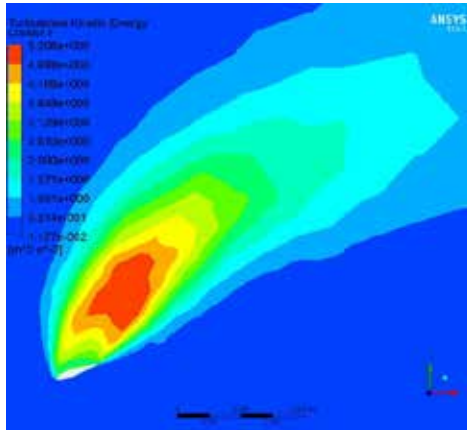
Turbulencia generada por el de álabo SG6040 a 20° – Base del álabo
Fuente: García y Lara (2018).



Turbulencia generada por el de álabo SG6040 a 20° – Zona media del álabo
Fuente: García y Lara (2018).



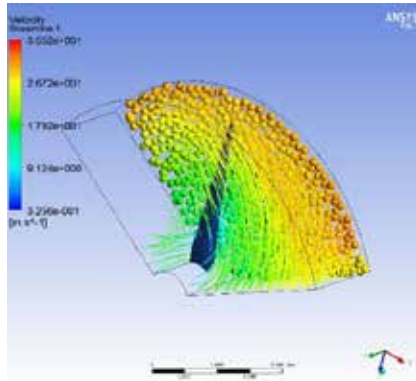
Turbulencia generada por el de álabo SG6040 a 20° – Final del álabo
Fuente: García y Lara (2018).



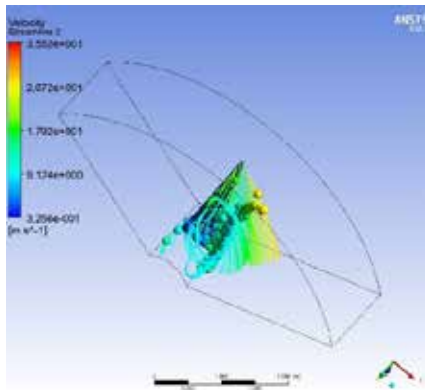
Diferencial de Turbulencia en el álabo SG6040 a 20°
Fuente: García y Lara (2018).

APÉNDICE F

Angulo de abatimiento 6°

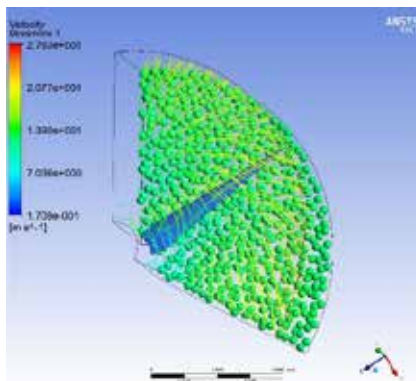


Simulación del flujo en la entrada del álabe SG6040 a 6°
Fuente: García y Lara (2018).

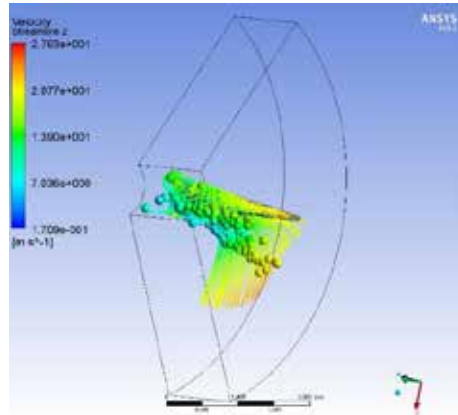


Simulación del flujo en la salida del álabe SG6040 a 6°
Fuente: García y Lara (2018).

Angulo de abatimiento 10°

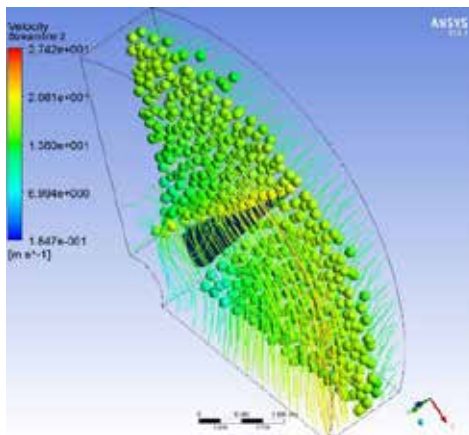


Simulación del flujo en la entrada del álabe SG6040 a 10°
Fuente: García y Lara (2018).

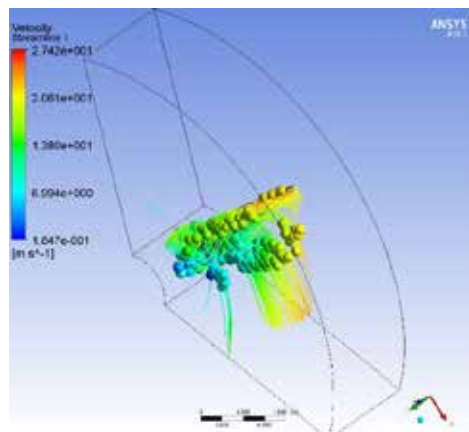


Simulación del flujo en la salida del álabe SG6040 a 10°
Fuente: García y Lara (2018).

Angulo de abatimiento 16°

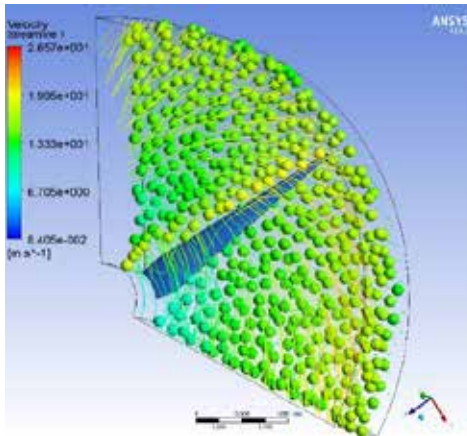


Simulación del flujo en la entrada del álabe SG6040 a 16°
Fuente: García y Lara (2018).

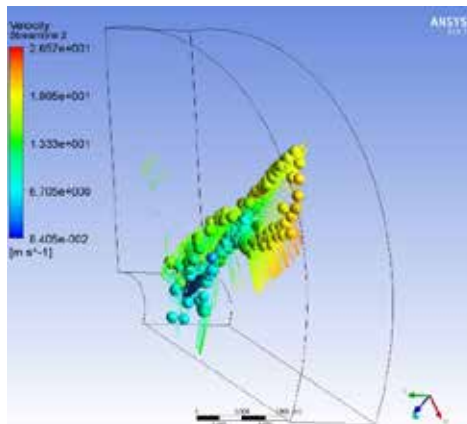


Simulación del flujo en la salida del álabe SG6040 a 16°
Fuente: García y Lara (2018).

Angulo de abatimiento 20°



Simulación del flujo en la entrada del álabe SG6040 a 20°
Fuente: García y Lara (2018).



Simulación del flujo en la salida del álabe SG6040 a 20°
Fuente: García y Lara (2018).

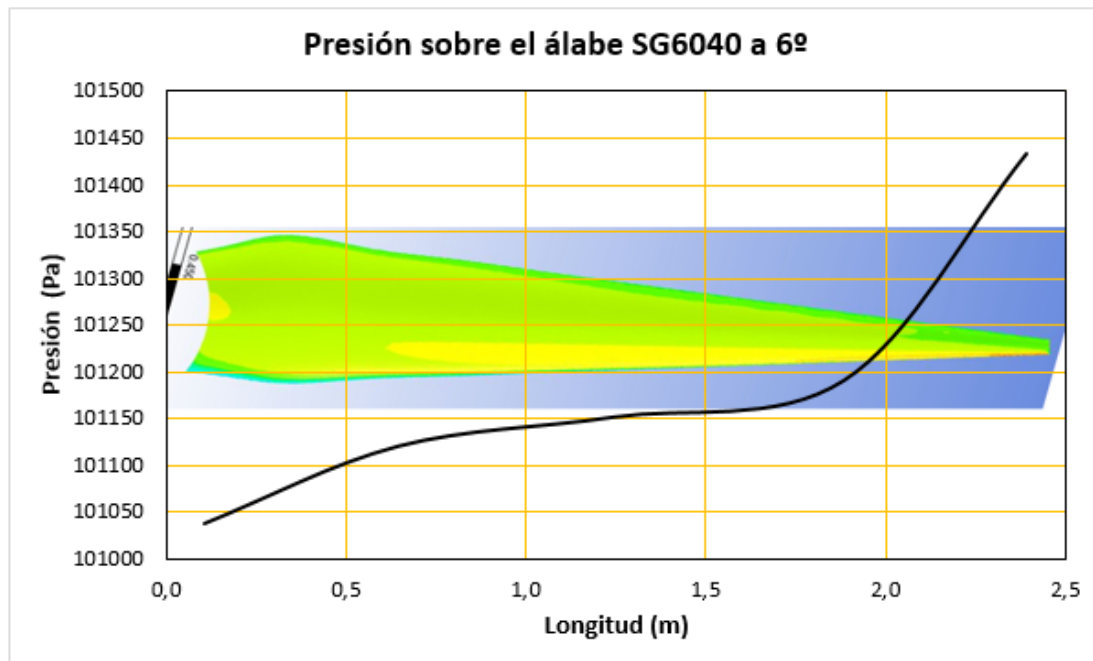
APÉNDICE G

Angulo de abatimiento 6°

Longitud (m)	Presion en el alabe SG4060 a 6°
0,11	101038
0,65	101120,5
1,24	101151,5
1,89	101190,5
2,39	101432,5

Conjunto de presiones en el cuerpo del álabe SG6040 a 6°.

Fuente: García y Lara (2018).



Presión a lo largo del álabe con perfil SG6040 a 6°.

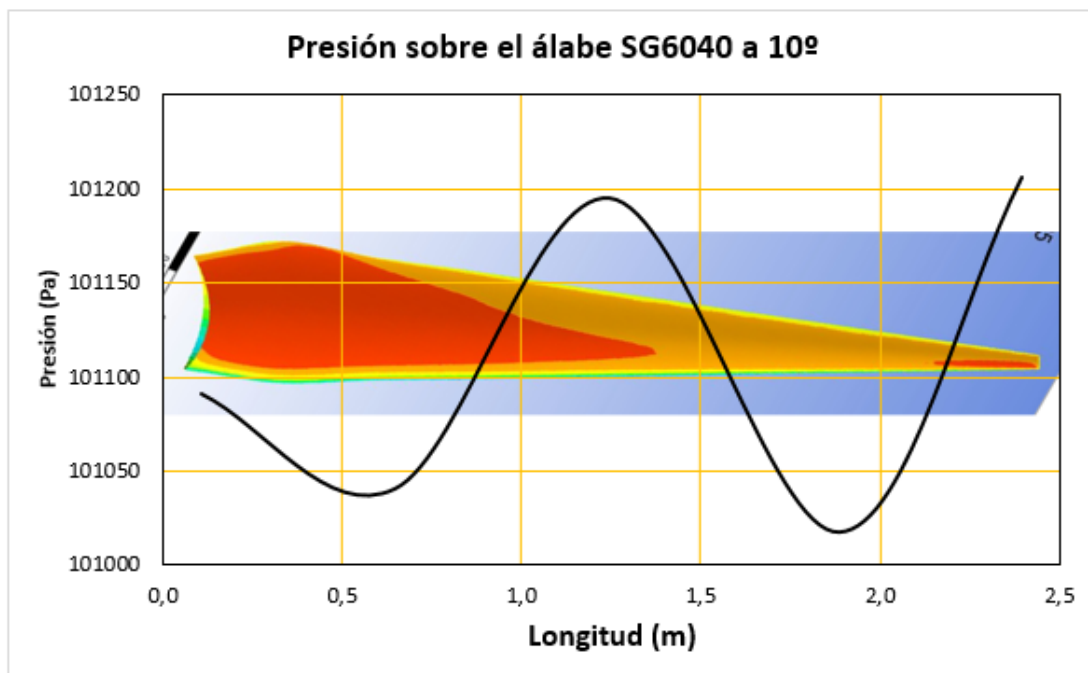
Fuente: García y Lara (2018).

Angulo de abatimiento 10°

Longitud (m)	Presión en el alabe SG4060 a 10°
0,11	101091
0,65	101040,5
1,24	101195
1,89	101017,5
2,39	101206

Conjunto de presiones en el cuerpo del alabe SG6040 a 10°.

Fuente: García y Lara (2018).



Presión a lo largo del alabe con perfil SG6040 a 10°.

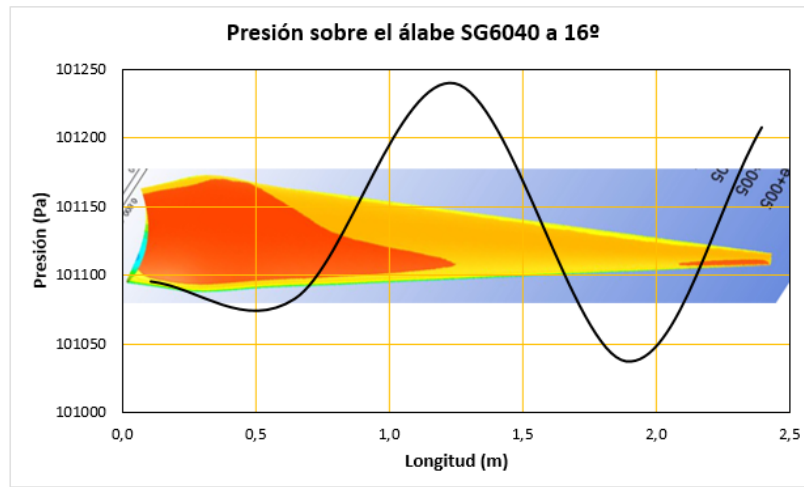
Fuente: García y Lara (2018).

Angulo de abatimiento 16°

Longitud (m)	Presión en el alabe SG4060 a 10°
0,11	101095,5
0,65	101083
1,24	101239,5
1,89	101037,5
2,39	101207,5

Conjunto de presiones en el cuerpo del alabe SG6040 a 16°.

Fuente: García y Lara (2018).

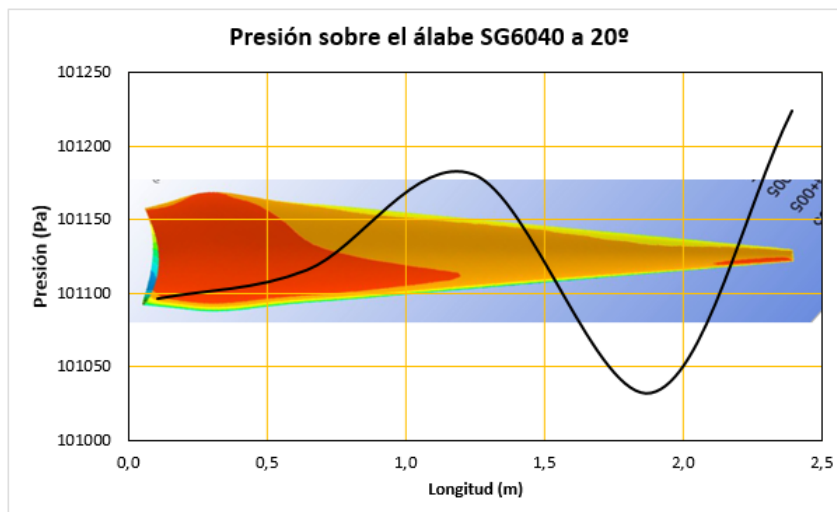


Presión a lo largo del álabe con perfil SG6040 a 16°.
Fuente: García y Lara (2018).

Angulo de abatimiento 20°

Longitud (m)	Presion en el alabe SG4060 a 10°
0,11	101096,5
0,65	101116
1,24	101181
1,89	101032,5
2,39	101224

Conjunto de presiones en el cuerpo del álabe SG6040 a 20°.
Fuente: García y Lara (2018).



Presión a lo largo del álabe con perfil SG6040 a 20°.
Fuente: García y Lara (2018).