



UNIVERSIDAD JOSÉ ANTONIO PÁEZ

**CARACTERIZACIÓN DEL FLUJO EN
PERFILES DE ÁLABES DE MÁQUINAS
DE FLUJO AXIAL UTILIZANDO
TÉCNICAS DE APROXIMACIÓN
NUMÉRICA.**

Autores:
Ramírez, Eliomar
Ledezma, José

Urb. Yuma II, calle nº 3. Municipio San Diego
Teléfono (0241) 8714240 (master)-Fax: (0241) 8712394



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

**CARACTERIZACIÓN DEL FLUJO EN PERFILES DE ÁLABES DE
MÁQUINAS DE FLUJO AXIAL UTILIZANDO TÉCNICAS DE
APROXIMACIÓN NUMÉRICA.**

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

Autores: Eliomar Ramírez
C.I: 26.960.660
José Ledezma
C.I: 22.214.538
Tutor: Prof. Ing. Gruber Caraballo

San Diego, Octubre 2019



FI-N -013-2019-2CR (TG)

Valencia, 02 de Julio de 2019

Ciudadanos:
Eliomar Ramírez
C.I:26.960.660
José Ledezma
C.I:22.214.538
Presente-

Cumplo con informarle que la Comisión de Trabajo de Grado y Pasantías de la Facultad de Ingeniería en su reunión N° 01-2019 de fecha 02-07-2019 aprobó el proyecto de trabajo de grado titulado **CARACTERIZACIÓN DEL FLUJO EN PERFILES DE ÁLABES DE MÁQUINAS DE FLUJO AXIAL UTILIZANDO TÉCNICAS DE APROXIMACIÓN NUMÉRICA** Presentado por usted (es) como requisitos para optar al título de Ingeniero Mecánico.

Se ratifica la designación del Ing. Gruber Caraballo C.I: 12.014.408 y la Ing. Alicia De Pizzela C.I:4.598.880 como Tutores Académicos y Metodológicos que los asesoraran en el desarrollo de este proyecto.

Atentamente,

Prof. Luis Lira
Decano de la Facultad de Ingeniería



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

L/lc.



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

ACEPTACIÓN DEL TUTOR

Quien suscribe, Gruber a. Caraballo V., portador(a) de la cédula de identidad N°V-12.014.408, hace constar que he leído el proyecto del trabajo de grado, presentado por el ciudadano(a) José Gerardo Ledezma Pinto, portador(a) de la cédula de identidad N°V-22.214.538, y Eliomar Alejandro Ramírez Niño, portador(a) de la cédula de identidad N°V-26.960.660, titulado **CARACTERIZACIÓN DEL FLUJO EN PERFILES DE ÁLABES DE MÁQUINAS DE FLUJO AXIAL UTILIZANDO TÉCNICAS DE APROXIMACIÓN NUMÉRICA** presentado como requisito parcial para optar al título de Ingeniero Mecánico, considero que dicho trabajo reúne los requisitos y méritos suficientes para ser sometido a la presentación pública y evaluación por parte del jurado examinador que se designe.

En San Diego, a los 3 días del mes de octubre del año dos mil diecinueve

Ing. Gruber A. Caraballo V.
V/12.014.408
Tutor académico



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

San Diego, octubre 2019

ACTA DE REVISIÓN DEL PROYECTO DE TRABAJO DE GRADO

Quienes suscriben esta Acta, dejan constancia que el Proyecto de Trabajo de Grado: **CARACTERIZACIÓN DEL FLUJO EN PERFILES DE ÁLABES DE MÁQUINAS DE FLUJO AXIAL UTILIZANDO TÉCNICAS DE APROXIMACIÓN NUMÉRICA.** Ha sido revisado y, cumpliendo con los requisitos exigidos para su aprobación, recomiendan su tramitación ante el organismo académico correspondiente.

Prof. Ing. Gruber Caraballo

Tutor Académico

Firma

Fecha

Prof. Ing. Alicia de Pizzella

Tutor Metodológico

Firma

Fecha

AGRADECIMIENTOS

Agradezco a Dios por darme la fortaleza, la salud y por siempre acompañarme en mis faenas día tras día, pero sobre todo en darme una familia tan maravillosa.

Agradezco a mis padres **Omar Ramírez y Nelly Niño** por darme la vida y estar siempre apoyándome en el transcurso de mi desarrollo, brindándome toda ayuda que llegase a necesitar y por su aliento para completar esta fase de crecimiento personal tan importante.

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.

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.

A mis amigos, **Gustavo Escalona, Luis Sarmiento, Clara Paola López, Albert Parra, Fernando Herrera, Víctor Mier y Terán, Roberto Rojas y Francisco Montilla**, por estar presente a lo largo de esta experiencia y por todos esos grandes momentos.

A **los Profesores**, de la Universidad José Antonio Páez por todos los conocimientos impartidos durante estos años, que me permitieron alcanzar la meta de ser Ingeniero Mecánico.

Agradezco cordialmente, a cada una de las personas que de una u otra manera aportaron un granito de arena para que yo pudiera alcanzar esta meta, por sus buenos sentimientos, y muestras de apoyo, a los que siempre estuvieron para ayudarme de manera incondicional.

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

¡MUCHAS GRACIAS A TODOS!

-Eliomar Alejandro Ramírez Niño

AGRADECIMIENTOS

Agradezco a Dios por darme la fortaleza, la salud y por siempre acompañarme en mis faenas día tras día, pero sobre todo en darme una familia tan maravillosa.

Agradezco a mis padres **Gerardo Ledezma y Adriana Pinto** por darme la vida y a mi abuela **Josefina Corrales** por estar siempre apoyándome en el transcurso de mi desarrollo, brindándome toda ayuda que llegase a necesitar y por su aliento para completar esta fase de crecimiento personal tan importante.

A nuestro tutor académico y gran amigo 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.

A nuestra tutora metodológica y queridísima madrina de promoción la **Ing. Alicia de Pizzella** por su guía y apoyo en el desarrollo de este trabajo de grado.

A mis amigos que tuve la dicha de conocer en este ciclo de mí vida, **Víctor Mier y Terán, Eliana Brijaldo, Fernando Herrera, Roberto Rojas y Francisco Montilla**, por estar presente a lo largo de esta experiencia y por todos esos grandes momentos.

A los Profesores, de la Universidad José Antonio Páez por todos los conocimientos impartidos durante estos años, que me permitieron alcanzar la meta de ser Ingeniero Mecánico.

Agradezco cordialmente, a cada una de las personas que de una u otra manera aportaron un granito de arena para que yo pudiera alcanzar esta meta, por sus buenos sentimientos, y muestras de apoyo, a los que siempre estuvieron para ayudarme de manera incondicional.

A mi compañero y amigo **Eliomar Ramírez**, por tomar este reto conmigo y finalizarlo, a pesar de los contratiempos y la diferencia de pensamiento, ya podemos decir **LO LOGRAMOS.!!!**

¡MUCHAS GRACIAS A TODOS!

-José Gerardo Ledezma Pinto

DEDICATORIA

A Dios, por ser quien siempre me ha brindado fortaleza para perseverar y llegar hasta el final.

A mis Padres, Omar Ramírez y Nelly Niño, por ser los pilares fundamentales de mi vida, siempre darme su amor y brindarme su apoyo incondicional; por sus sabios consejos y valores impartidos, por siempre estar allí para mí cuando más los necesito, por tener en mis capacidades y ser ejemplos de trabajo, perseverancia y lucha constante.

Pero esta tesis es dedica en especial a mis abuelos **Eva Pérez y Modesto Niño**, quienes sin estar físicamente siempre me acompañaron y me dieron las fuerzas necesarias para salir adelante, que siempre me dieron su amor incondicional y me apoyaron para ser quien soy hoy en día.

A todos Ustedes le dedico este logro y los por venir.

¡Mucha Gracias!

-Eliomar Alejandro Ramírez Niño

DEDICATORIA

A Dios, por ser mi guía y también es quien siempre me ha brindado fortaleza para perseverar y llegar hasta el final.

A mis Padres, Gerardo Ledezma y Adriana Pinto, por ser los pilares fundamentales de mi vida, por darme su amor y brindarme su apoyo incondicional; por sus sabios consejos y valores impartidos, por siempre estar allí para mí en los momentos más difíciles, por tener en mis capacidades y ser ejemplos de trabajo, perseverancia y de lucha constante en la vida.

Les dedico este logro y los por venir.

¡Mucha Gracias!

-José Gerardo Ledezma Pinto

ÍNDICE GENERAL.

CONTENIDO	Pp.
LISTA DE FIGURAS.	xiv
LISTA DE CUADROS.	xviii
RESUMEN INFORMATIVO.	xx
INTRODUCCIÓN	1
CAPÍTULO	
I EL PROBLEMA	3
1.1. Planteamiento del problema	3
1.2. Formulación del problema.....	5
1.3. Objetivos de la investigación.....	5
1.3.1. Objetivo general:.....	5
1.3.2. Objetivo específico	5
1.4. Justificación de la investigación.	5
1.5. Limitaciones	6
1.6. Alcance.	7
II MARCO TEÓRICO	9
2.1. Antecedentes.....	9
2.2. Bases teóricas.	12
2.2.1. Turbomáquinas.	12
2.2.2. Clasificación de las Turbomáquinas.	12
2.2.3. Ventilador.	14
2.2.4. Clasificación de los ventiladores.	15
2.2.5. Ventilador axial.....	16
2.2.6. Ventilador axial de la serie W de MULTI-WING TM	17
2.2.7. Turbocompresor.....	19

2.2.8. turbocompresor LM2500.	19
2.2.9. Turbina a gas.	20
2.2.10. Turbina SGT5-8000H.	20
2.2.11. perfiles aerodinámicos.	20
2.2.12. Parámetro adimensional Número de Reynolds.	22
2.2.13. Teoría del momento y teoría del elemento pala o álabe.	26
2.2.14. Características del flujo en una turbomáquina axial.	27
2.2.15 Modelación matemática.	29
2.2.16. Modelo de turbulencia eddy viscosity.	34
2.2.17. Modelo de turbulencia kappa- epsilon (k –	

3.4.2. Muestra.	60
3.5. Técnicas e instrumentos de recolección de datos.	60
3.5.1. Técnicas de Recolección de Datos.....	60
3.5.2. Instrumentos de Recolección de Datos.	62
3.5.3. Técnicas de análisis de datos	62
3.6. Fases metodológicas.	63

IV RESULTADOS 65

4.1 Establecimiento de las variables que intervienen en el comportamiento del campo de flujo que pasa a través de los distintos perfiles de álabes de máquinas de flujo axial.	65
4.2 Modelado digital de los principales perfiles de álabes para máquinas de flujo axial utilizando herramientas de dibujo asistido por computadora CAD.	66
4.2.1 Modelado digital del perfil del álabe del Ventilador axial de la serie W de MULTI-WING™.....	66
4.2.2 Modelado digital del perfil de álabe de un Turbocompresor axial LM2500.....	68
4.2.3 Modelado digital del álabe de la Turbina axial SGT5-8000H.	69
4.3 Configuración del dominio fluidizado, las condiciones de borde del modelo y las ecuaciones de gobierno para el campo de flujo.	72
4.3.1 Configuración del dominio fluidizado del Ventilador axial de la serie W de MULTI-WING™.....	72
4.3.1.1 Mallado del dominio fluidizado.	73
4.3.1.2 Configuración del dominio, condiciones de borde e interfaces. .	75
4.3.2 Configuración del dominio fluidizado de un Turbocompresor axial LM2500.....	82
4.3.2.1 Mallado del dominio fluidizado.	83
4.3.2.2 Configuración del dominio, condiciones de borde e interfaces. .	85

4.3.3 Configuración del dominio fluidizado de una Turbina axial SGT5-8000H.....	92
4.3.2.1 Mallado del dominio fluidizado.....	93
4.3.2.2 Configuración del dominio, condiciones de borde e interfaces. .	95
4.4 Simulación del campo de flujo mediante una herramienta de dinámica de fluidos computacional (CFD).	102
4.4.1 Convergencia de las simulaciones.	102
4.4.1.1 Convergencia del campo de flujo en el perfil del álabe del ventilador axial de la serie W de MULTI-WING™.	103
4.4.1.2 Convergencia del campo de flujo en el perfil del álabe de un Turbocompresor axial LM2500.	104
4.4.1.3 Convergencia del campo de flujo en el perfil del álabe de una Turbina axial SGT5-8000H.....	106
4.5 Evaluación de los resultados en forma de datos, gráficos y videos mediante una herramienta computacional de procedimiento matemático.	107
4.5.1 Estudio del campo de flujo en el perfil de un álabe de ventilador axial de la serie W de MULTI-WING™.....	107
4.5.1.1 Evaluación del resultado de la simulación del fenómeno de la capa límite en el campo de flujo en el perfil del álabe de un ventilador axial de la serie W de MULTI-WING™.	108
4.5.1.2 Evaluación del resultado de la simulación del fenómeno de la turbulencia en el campo de flujo en el perfil del álabe de un ventilador axial de la serie W de MULTI-WING™.	112
4.5.1.3 Evaluación del resultado de la simulación del fenómeno de generación de vórtice en el campo de flujo en el perfil del álabe de un ventilador axial de la serie W de MULTI-WING™.	115
4.5.2 Estudio del campo de flujo en el perfil de un álabe del Turbocompresor axial LM2500.....	117

4.5.2.1 Evaluación del resultado de la simulación del fenómeno de la capa límite en el campo de flujo en el perfil del alabe de un Turbocompresor axial LM2500.	117
4.5.2.2 Evaluación del resultado de la simulación del fenómeno de la turbulencia en el campo de flujo en el perfil del álabe de un Turbocompresor axial LM2500.	121
4.5.2.3 Evaluación del resultado de la simulación del fenómeno de generación de vórtice en el campo de flujo en el perfil del álabe de un Turbocompresor axial LM2500.	123
4.5.3 Estudio del campo de flujo en el perfil de un álabe de una Turbina axial SGT5-8000H.	126
4.5.3.1 Evaluación del resultado de la simulación del fenómeno de la capa límite en el campo de flujo en el perfil del álabe de una Turbina axial SGT5-8000H.	126
4.5.3.2 Evaluación del resultado de la simulación del fenómeno de la turbulencia en el campo de flujo en el perfil del álabe de una Turbina axial SGT5-8000H.	130
4.5.3.3 Evaluación del resultado de la simulación del fenómeno de generación de vórtice en el campo de flujo en el perfil del álabe de una Turbina axial SGT5-8000H.	133
4.5.4 Comparación de los fenómenos estudiados en los perfiles de álabes de máquinas axiales.	136
4.5.4.1 Comparación del fenómeno de la capa límite en los tres perfiles de álabes de máquinas de flujo axial.	136
4.5.4.2 Comparación del fenómeno de la turbulencia en los tres perfiles de álabes de máquinas de flujo axial.	138
4.5.4.3 Comparación del fenómeno de la generación de vórtice en los tres perfiles de álabes de máquinas de flujo axial.	139

CONCLUSIÓN.....	142
RECOMENDACIONES.....	144
REFERENCIAS BIBLIOGRÁFICAS.....	145

LISTA DE FIGURAS.

FIGURA	Pp.
1 Ventilador axial con adición de álabes-guía.....	16
2 Dimensiones en mm del ventilador axial serie W de MULTI-WING™.....	18
3 Representación de las dimensiones según tablas del álabe del ventilador axial serie W de MULTI-WING™.....	18
4 Partes de un perfil aerodinámico.....	21
5 cuerda (c), la dirección de las fuerzas positivas y momentos se indica por el sentido de la flecha.....	22
6 Efectos de los gradientes de presión favorables (decrecientes) y adversos (aumento) en la capa límite.....	25
7 Esquema de elementos de pala o álabe, radio (r), radio rotor (R), velocidad angular del	27
8 Técnicas de aproximación numérica en MF.....	42
9 Malla estructurada.....	44
10 Cuadrícula estructurada en 2D.....	45
11 Mallado estructurado con interfaz ajustada.....	46
12 Mallado estructurado en bloque 2D sin interfaces ajustadas.....	47
13 Mallado compuesto en 2D.....	47
14 Malla no estructurada.....	49
15 Ejemplo de mallado no estructurado en 2D.....	49
16 Sesgo en celdas.....	51
17 Ortogonalidad del mallado.....	55
18 Factor de expansión de la malla.....	55
19 Aspecto del radio de la malla "MeshAspect Radio".....	56
20 Vista del diseño del croquis del álabe.....	66
21 Recubrimiento del croquis del álabe.....	66
22 Vista del diseño del croquis (a) y extrusión del acople del álabe a 30mm (b).....	67
23 Diseño final del álabe del Ventilador axial de la serie W de MULTI-WING™.....	67
24 Vista del diseño del croquis del álabe.....	68
25 Vista de la extracción del croquis del álabe a 110mm.....	68
26 Diseño final del álabe del Turbocompresor.....	69
27 Vista del croquis del álabe de la Turbina axial.....	69

28	Vistas en secuencia de los croquis y el recubrimiento del perfil del álabe de la turbina axial.....	71
29	Diseño final del álabe de la Turbina axial.....	72
30	Importación del dominio en DM con ángulo de ataque de 12°.....	72
31	Vista del Dominio en Meshing.....	73
32	Parámetros de la configuración del mallado.....	74
33	Resultado del mallado.....	74
34	Vista del dominio para realizar su configuración.....	75
35	Ajustes básicos del Aire del dominio.....	76
36	Configuración con transferencia de calor isotérmica a 288°K con turbulencia k-	77
37	Configuración de la entrada “Inlet”.....	78
38	Establecimiento de las condiciones del Inlet.....	78
39	Configuración de la salida “Outlet”.....	79
40	Establecimiento de las condiciones del Outlet.....	79
41	Configuración de la pared externa “Wall”.....	80
42	Configuración de la pared interna “Wall”.....	81
43	Configuración de la Symmetry.....	81
44	Configuración básica de Solver.....	82
45	Importación del dominio en DM con ángulo de ataque de 9°.....	83
46	Vista del Dominio en Meshing.....	83
47	Parámetros de la configuración del mallado.....	84
48	Resultado del mallado.....	85
49	Vista del dominio para realizar su configuración.....	85
50	Ajustes básicos del Aire del dominio.....	86
51	Configuración con transferencia de calor isotérmica a 288°K con turbulencia k-	87
52	Configuración de la entrada “Inlet”.....	88
53	Establecimiento de las condiciones del Inlet.....	88
54	Configuración de la salida “Outlet”.....	89
55	Establecimiento de las condiciones del Outlet.....	89
56	Configuración de la pared externa “Wall”.....	90
57	Configuración de la pared interna “Wall”.....	91
58	Configuración de la Symmetry.....	91
59	Configuración básica de Solver.....	92
60	Importación del dominio en DM con ángulo de ataque de 2.4°.....	93
61	Vista del Dominio en Meshing.....	93
62	Parámetros de la configuración del mallado.....	94

63	Resultado del mallado.....	95
64	Vista del dominio para realizar su configuración.....	95
65	Ajustes básicos del Aire del dominio.....	96
66	Configuración con transferencia de calor isotérmica a 288°K con turbulencia k-	97
67	Configuración de la entrada “Inlet”.....	98
68	Establecimiento de las condiciones del Inlet.....	98
69	Configuración de la salida “Outlet”.....	99
70	Establecimiento de las condiciones del Outlet.....	99
71	Configuración de la pared externa “Wall”.....	100
72	Configuración de la pared interna “Wall”.....	101
73	Configuración de la Symmetry.....	101
74	Configuración básica de Solver.....	102
75	Vista del fenómeno de la capa límite en la raíz o base del perfil del álabe del ventilador axial serie W MULTI-WING™.....	108
76	Vista del fenómeno de la capa límite a un cuarto de la base del perfil del álabe del ventilador axial serie W MULTI-WING™.....	109
77	Vista del fenómeno de la capa límite a tres cuartos de la base del perfil del álabe del ventilador axial serie W MULTI-WING™.....	109
78	Vista del fenómeno de la capa límite en parte superior del perfil del álabe del ventilador axial serie W MULTI-WING™.....	110
79	Vista del fenómeno de la capa límite en forma secuencial del perfil del álabe del ventilador axial serie W MULTI-WING™.....	112
80	Vista del fenómeno de la turbulencia a una taza de la disipación de la energía cinética turbulenta de 3×10^4 — en el perfil del álabe de un ventilador axial serie W MULTI-WING™.....	113
81	Vista del fenómeno de la turbulencia a una taza de la disipación de la energía cinética turbulenta de 3×10^6 — en el perfil del álabe de un ventilador axial serie W MULTI-WING™.....	113
82	Vista del fenómeno de la turbulencia a una taza de la disipación de la energía cinética turbulenta de 3×10^8 — en el perfil del álabe de un ventilador axial serie W MULTI-WING™.....	114
83	Vista del fenómeno de la generación de vórtices a un nivel de 0,01 en el perfil del álabe de un ventilador axial serie W MULTI-WING™.....	115
84	Vista del fenómeno de la generación de vórtices a un nivel de 0,02 en el perfil del álabe de un ventilador axial serie W MULTI-WING™.....	116

85	Vista del fenómeno de la generación de vórtices a un nivel de 0,03 en el perfil del álabe de un ventilador axial serie W MULTI-WING™...	116
86	Vista del fenómeno de la capa límite en la raíz o base del perfil del álabe del Turbocompresor axial LM2500.....	118
87	Vista del fenómeno de la capa límite a la mitad del perfil del álabe del Turbocompresor axial LM2500.....	118
88	Vista del fenómeno de la capa límite en la parte superior del perfil del álabe del Turbocompresor axial LM2500.....	119
89	Vista del fenómeno de la capa límite en forma secuencial del perfil del álabe del Turbocompresor axial LM2500.....	121
90	Vista del fenómeno de la turbulencia a una tasa de la disipación de la energía cinética turbulenta de 3×10^4 — en el perfil del álabe de un Turbocompresor axial LM2500.....	122
91	Vista del fenómeno de la turbulencia a una tasa de la disipación de la energía cinética turbulenta de 3×10^6 — en el perfil del álabe de un Turbocompresor axial LM2500.....	122
92	Vista del fenómeno de la turbulencia a una tasa de la disipación de la energía cinética turbulenta de 3×10^8 — en el perfil del álabe de un Turbocompresor axial LM2500.....	123
93	Vista del fenómeno de la generación de vórtices a un nivel de 0,01 en el perfil del álabe de un Turbocompresor axial LM2500.....	124
94	Vista del fenómeno de la generación de vórtices a un nivel de 0,02 en el perfil del álabe de un Turbocompresor axial LM2500.....	125
95	Vista del fenómeno de la generación de vórtices a un nivel de 0,03 en el perfil del álabe de un Turbocompresor axial LM2500.....	125
96	Vista del fenómeno de la capa límite en la raíz o base del perfil del álabe de una Turbina axial SGT5-8000H.....	127
97	Vista del fenómeno de la capa límite a 230 mm de la base del perfil del álabe de una Turbina axial SGT5-8000H.....	127
98	Vista del fenómeno de la capa límite a 460 mm de la base del perfil del álabe de una Turbina axial SGT5-8000H.....	128
99	Vista del fenómeno de la capa límite a 670 mm de la base del perfil del álabe de una Turbina axial SGT5-8000H.....	128
100	Vista del fenómeno de la capa límite en forma secuencial del perfil del álabe de una Turbina axial SGT5-8000H.....	130

101	Vista del fenómeno de la turbulencia a una tasa de la disipación de la energía cinética turbulenta de 3×10^4 — en el perfil del álabe de una Turbina axial SGT5-8000H.....	131
102	Vista del fenómeno de la turbulencia a una tasa de la disipación de la energía cinética turbulenta de 3×10^6 — en el perfil del álabe de una Turbina axial SGT5-8000H.....	132
103	Vista del fenómeno de la turbulencia a una tasa de la disipación de la energía cinética turbulenta de 3×10^8 — de una Turbina axial SGT5-8000H.....	132
104	Vista del fenómeno de la generación de vórtices a un nivel de 0,01 de una Turbina axial SGT5-8000H.....	134
105	Vista del fenómeno de la generación de vórtices a un nivel de 0,02 de una Turbina axial SGT5-8000H.....	134
106	Vista del fenómeno de la generación de vórtices a un nivel de 0,03 de una Turbina axial SGT5-8000H.....	135
107	Comparación del fenómeno de la capa límite en la base de los perfiles de los álabes.....	136
108	Comparación del fenómeno de la capa límite en la parte superior de los perfiles de los álabes.....	137
109	Comparación del fenómeno de la turbulencia con tasa de disipación de la energía cinética turbulenta de 3×10^4 — en los perfiles de los álabes.....	138
110	Comparación del fenómeno de la turbulencia con tasa de disipación de la energía cinética turbulenta de 3×10^8 — en los perfiles de los álabes.....	139
111	Comparación del fenómeno de la generación de vórtices con nivel de vórtice de 0,01 en los perfiles de los álabes.....	140
112	Comparación del fenómeno de la generación de vórtices con nivel de vórtice de 0,03 en los perfiles de los álabes.....	141

LISTA DE GRÁFICAS.

GRÁFICA		Pp.
1	Representación gráfica de convergencia de Masa y Momento con ángulo de ataque de 12°	103
2	Representación gráfica de convergencia de Turbulencia con ángulo de ataque de 12°	104

3	Representación gráfica de convergencia de Masa y Momento con ángulo de ataque de 9°	105
4	Representación gráfica de convergencia de Turbulencia con ángulo de ataque de 9°	105
5	Representación gráfica de convergencia de Masa y Momento con ángulo de ataque de 2.4°	106
6	Representación gráfica de convergencia de Turbulencia con ángulo de ataque de 2.4°	107



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

CARACTERIZACIÓN DEL FLUJO EN PERFILES DE ÁLABES DE MÁQUINAS DE FLUJO AXIAL UTILIZANDO TÉCNICAS DE APROXIMACIÓN NUMÉRICA.

Autores: Ramírez Eliomar, Ledezma, José.

Tutor: Ing. Gruber Caraballo.

Fecha: Octubre, 2019

RESUMEN INFORMATIVO.

El trabajo de grado presentado a continuación, el cual fue denominado **“Caracterización del flujo en perfiles de álabes de máquinas de flujo axial utilizando técnicas de aproximación numérica”**. Tiene como objetivo general Caracterizar el flujo en perfiles de álabes en máquinas de flujo axial utilizando técnicas de aproximación numérica, a fin de obtener resultados precisos y aproximados a los conseguidos experimentalmente. Metodológicamente es una investigación exploratoria y documental. Primero se establecieron las variables que intervienen en el comportamiento del campo de flujo que pasa a través de los distintos perfiles de álabes de máquinas de flujo axial, luego se modelo digitalmente los principales perfiles de álabes para máquinas de flujo axial utilizando herramientas de dibujo asistido por computadora CAD, posterior a esto se configura el dominio fluidizado, las condiciones de borde del modelo y las ecuaciones de gobierno para el campo de flujo, luego se realizó la simulación del campo de flujo en el Software ANSYS® WORKBENCH mediante una herramienta de dinámica de fluidos computacional (CFD) bajo parámetros escogidos. Se analizaron los resultados arrojados por el software y se compararon cada fenómeno evaluado entre los distintos perfiles. Para finalmente concluir gracias a la interpretación de los resultados la importancia de la geometría del perfil del álabe al estar sometido a los distintos fenómenos.

Descriptor: Campo de flujo, flujo compresible, ventilador axial, turbocompresor, turbina térmica a gas, dinámica de fluidos computacional (CFD).

INTRODUCCIÓN.

El propósito de esta investigación es Caracterizar el flujo en perfiles de álabes en máquinas de flujo axial utilizando técnicas de aproximación numérica, a fin de obtener resultados precisos y aproximados a los conseguidos experimentalmente

Su importancia radica en que los álabes son elementos esenciales en las máquinas de flujo axial para intercambiar la cantidad de movimiento del fluido con un momento de fuerza en el eje del rotor de la máquina. Sin embargo, durante el intercambio de movimiento, los álabes se ven sometidos a grandes esfuerzos axiales, a temperaturas y presiones altas, lo cual generan desgastes y daños en sus perfiles, trayendo como consecuencias daños a la máquina. La mayoría de estos daños se deben a fenómenos generados en los fluidos tales como turbulencia, vórtices y capas límites.

De allí que es fundamental hacer un estudio de las características del flujo que generan el movimiento a través del álabe en máquinas de flujo axial utilizando técnicas de aproximación numérica, a fin de establecer condiciones que permitan obtener resultados precisos y aproximados a los obtenidos experimentalmente, tomando en cuenta los fenómenos antes mencionados.

El uso de esta técnica de aproximación numérica, tiene la ventaja de ofrecer mayor información en cualquier punto del sistema y, además, permite hacer modificaciones rápidas de las condiciones del sistema con un tiempo y costo de ejecución por debajo de lo requerido para una experimentación.

Para lograr este propósito, la investigación se desarrolla a través de la siguiente estructura:

El **Capítulo I**, se especifica el problema y objetivos de la investigación, así como la formulación, justificación y delimitaciones de la misma. Su objetivo es describir el objeto de estudio

El **Capítulo II**, abordara el marco teórico que encierra los antecedentes de la investigación, los cuales son estudios antes realizados que guardan estrecha relación con el perfil metodológico al trabajo de investigación. También se establecen las bases

teóricas sobre la cual se soporta este trabajo y se definen los términos básicos que se manejan en este trabajo

El **Capítulo III**, se especifica lo referente al marco metodológico, estableciendo el tipo y diseño de la investigación, definiendo la población y muestra, detallando cada una de las fases, las estrategias a utilizar, así como los recursos con los que se contara en cada periodo durante el desarrollo de las actividades.

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.

El trabajo aquí presentado, está estructurado de tal manera que el lector pueda ir adquiriendo los conocimientos básicos que le permitirán entender a cabalidad la tecnología referida y las herramientas a usar. Sin embargo, cabe destacar que, si el lector es lo suficientemente conocedor del tema, perfectamente puede obviar los capítulos que contengan información que considere ya conocida, y continuar con los aspectos que crea interesantes sin que se pierda la linealidad o coherencia de la información que se desea mostrar.

CAPÍTULO I

EL PROBLEMA

1.1. Planteamiento del problema

Un álabe es un perfil aerodinámico curvado que desvía el flujo para intercambiar la cantidad de movimiento del fluido con un momento de fuerza en el eje del rotor de la máquina de flujo axial.

En el álabe se distinguen tres partes: Raíz, que es la parte inferior del álabe dónde se fija a la flecha. Cuerpo, que es la parte efectiva dónde realiza la transferencia de energía. Cabeza, que es el extremo en cantiliber, recto (normal al radio de la rueda). Para su construcción se deben considerar temperaturas, presiones, formas y tamaños, así como la selección adecuada del material apropiado y avalado, para obtener desgaste, nulo o mínimo sin fracturas.

Sin embargo, una vez trabajando, los álabes se ven sometidos a grandes esfuerzos axiales, a temperaturas y presiones altas, lo cual generan desgastes y daños en sus perfiles, trayendo como consecuencias daños a la máquina.

Estos esfuerzos son producidos por los fluidos que pasan a través de ellos y que dependiendo de las condiciones en las cuales trabajan dentro de las máquinas generan fenómenos que producen el daño a los perfiles de los álabes. Dentro de estos fenómenos se tienen: la turbulencia, vórtices y capas límites.

En términos de la dinámica de fluidos, turbulencia o flujo turbulento es un régimen de flujo caracterizado por baja difusión de momentos, alta convección y cambios espacio-temporales rápidos de presión y velocidad.

La interacción entre dos capas del fluido es decisiva para el comportamiento del vórtice. Cuando se genera un vórtice, éste crece y se desplaza a través del fluido cercano. A medida que el vórtice se vuelve lo suficientemente fuerte, se crea una capa de fluido con fuerza cortante opuesta al siguiente vórtice. Como resultado, el vórtice crecientemente y de signo opuesto al anterior y al siguiente se separa creando una estela.

En la mecánica de los fluidos, la capa límite o capa fronteriza de un fluido, es la

zona donde el movimiento de este es perturbado por la presencia de un sólido con el que está en contacto. La capa límite se entiende como aquella en la que la velocidad del fluido respecto al sólido en movimiento varía desde cero hasta el 99% de la velocidad de la corriente no perturbada.

Todos estos fenómenos impactan en el perfil del álabe produciendo su desgaste o daño y con ello baja el rendimiento de la máquina, lo cual genera la preocupación por parte del diseñador de los álabes de hacer un estudio de los mismos para con ello fortalecer los materiales de construcción y alargar la vida útil de los mismos.

Para ello se pueden aplicar dos métodos para resolver esos problemas: la experimentación (sobre modelos físicos del objeto de estudio) y el cálculo (ya sea analítico o numérico del sistema). La metodología basada en la experimentación es la más confiable en cuanto a los resultados, ya que consiste en realizar ensayos reales sobre un modelo físico de los perfiles de los álabes de máquinas de flujo axial. Sin embargo, el inconveniente radica en la gran inversión de tiempo y dinero. Además, que sólo se obtiene información en algunos puntos del sistema.

Por otro lado, la metodología del cálculo por métodos analíticos es la más deseable ya que permite obtener información en cualquier punto del sistema analizado debido a que se intenta resolver las ecuaciones diferenciales que gobiernan el comportamiento del fluido. Sin embargo, esta metodología se descarta debido a su complejidad y sólo se aplica para casos muy sencillos. El otro enfoque es la metodología del cálculo por métodos numéricos la cual consiste en aproximar las ecuaciones del método analítico en un sistema de ecuaciones algebraicas que puede ser resuelto mediante un sistema computarizado. Esta metodología, a pesar de requerir una comparación con resultados experimentales, tiene la gran ventaja de ofrecer mayor información que un experimento y permitir modificaciones rápidas de las condiciones del sistema con un tiempo y costo de ejecución por debajo de lo requerido para una experimentación.

Debido a esto, se va a realizar un estudio que permita caracterizar el flujo en los perfiles de los álabes de máquinas de flujo axial tales como ventiladores, turbo

compresores y turbinas, los cuales trabajan con aire, utilizando para ello técnicas de aproximación numérica, lo que permite generar mayor información en cualquier punto del sistema, así como el ahorro de tiempo a la hora de evaluar cualquier problema que presente el trabajo del álabe.

1.2. Formulación del problema:

¿De qué manera la caracterización del flujo en perfiles de álabes en máquinas de flujo axial, utilizando técnicas de aproximación numérica, permitirá obtener resultados precisos y aproximados a los obtenidos experimentalmente?

1.3. Objetivos de la investigación:

1.3.1. Objetivo general:

Caracterizar el flujo en perfiles de álabes en máquinas de flujo axial utilizando técnicas de aproximación numérica, a fin de obtener resultados precisos y aproximados a los conseguidos experimentalmente.

1.3.2. Objetivo específico:

Establecer las variables que intervienen en el comportamiento del campo de flujo que pasa a través de los distintos perfiles de álabes de máquinas de flujo axial.

Modelar digitalmente los principales perfiles de álabes para máquinas de flujo axial utilizando herramientas de dibujo asistido por computadora CAD.

Configurar el dominio fluidizado, las condiciones de borde del modelo y las ecuaciones de gobierno para el campo de flujo.

Simular el campo de flujo mediante una herramienta de dinámica de fluidos computacional (CFD)

Evaluar los resultados en forma de datos, gráficos y videos mediante una herramienta computacional de procedimiento matemático.

1.4. Justificación de la investigación.

Los álabes son elementos esenciales en las máquinas de flujo axial para intercambiar la cantidad de movimiento del fluido con un momento de fuerza en el eje del rotor de la máquina. Durante este movimiento, los álabes se ven sometidos a

grandes esfuerzos axiales, a temperaturas y presiones altas, lo cual generan desgastes y daños en sus perfiles, trayendo como consecuencias daños a la máquina. La mayoría de estos daños se deben a fenómenos generados en los fluidos tales como turbulencia, vórtices y capas límites.

Para aumentar la vida útil de álabe y por ende el rendimiento de la máquina, se generan estudios sobre estos fenómenos a fin de obtener información pertinente que conlleve a contrarrestar el daño que producen. En esta investigación se va a realizar la caracterización del flujo en perfiles de álabes en máquinas de flujo axial utilizando técnicas de aproximación numérica, a fin de establecer condiciones que permitan obtener resultados precisos y aproximados a los obtenidos experimentalmente, tomando en cuenta los fenómenos antes mencionados.

El uso de esta técnica de aproximación numérica, tiene la ventaja de ofrecer mayor información en cualquier punto del sistema y, además, permite hacer modificaciones rápidas de las condiciones del sistema con un tiempo y costo de ejecución por debajo de lo requerido para una experimentación.

El propósito de caracterizar el campo de flujo que pasa por el perfil del álabe, es poder determinar la relación que existe entre estos fenómenos y el flujo que pasa por dicho perfil, y obtener así la función que permita entender con mayor claridad estos fenómenos y, además, permite obtener resultados precisos y aproximados a los obtenidos experimentalmente sin la necesidad de elaborar prototipos físicos del objeto o la 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 cualquier proceso en el que se realiza un trabajo de 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 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 ausencia de un banco experimental 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 necesario el modelado geométrico de gran exactitud y un mallado de alta calidad, requiriéndose así computadores con procesadores de elevado rendimiento, teniendo en cuenta que, para obtener resultados más cercanos a la realidad, es conveniente mallados de alta precisión.

La escasa información de los pocos estudios realizados acerca del comportamiento real del campo de flujo que pasan por los distintos perfiles de álabes de máquinas de flujo axial, y así mismo la escasa información bibliográfica del comportamiento de los fenómenos hidrodinámicos en los distintos perfiles de álabes de máquinas de flujo axial.

1.6. Alcance.

El estudio se desarrollará para la caracterización del flujo en perfiles álabes de máquinas de flujo axial como un ventilador de la serie W de la marca MULTI-WING™, un turbocompresor LM2500 de la marca GENERAL ELECTRÍC y una turbina SGT5-8000H de la marca SIEMENS, los cuales trabajan con un fluido como el aire. La metodología a utilizar es mediante cálculo por métodos numéricos bajo una herramienta de dinámica de fluidos computacional (CFD).

Esta investigación solo se encargará del estudio de la caracterización del campo de flujo en perfiles de las máquinas de flujo axial seleccionadas, y utilizando el fluido

indicado, esto en virtud a que la elaboración de estudios para una variedad perfiles de álabes y máquinas axiales mayor requeriría un periodo de prolongado tiempo al disponible para la presentación del estudio en cuestión. 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 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 se crea un espacio en el que se apoya el investigador para comprender las situaciones del problema y como solucionarlo. Este marco comprende los antecedentes, las bases teóricas y la definición de términos básicos.

2.1. Antecedentes.

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

García, A. y Lara, W. (2019). En su trabajo de grado titulado: **“Estudio del campo de flujo alrededor de un perfil aerodinámico de aerogeneradores de baja potencia usando técnicas de CFD”** presentado en la Universidad José Antonio Páez, para optar al título de Ingeniero Mecánico, 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 realizar una recopilación de información, para su posterior análisis, luego mediante una herramienta CAD diseñaron el perfil del álabe, posterior a esto realizaron la simulación con el Software ANSYS® WORKBENCH utilizando la herramienta de Dinámica de Fluidos Computacional (CFD) en condiciones de bajo número de Reynolds. Luego analizaron los resultados arrojados por el software y los compararon con las características funcionales proporcionadas por fabricantes y/o trabajos de investigación. Para finalmente concluir, gracias a la interpretación de los

resultados, con 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.

El aporte de este trabajo se basa en la metodología utilizada, ya que en ambos se emplea la herramienta de Dinámica de Fluidos Computacional (CFD) para lograr un acercamiento con la realidad a través de la simulación y con ello estudiar los distintos fenómenos que afectan el perfil del álabe.

Así mismo, Vásquez, I. (2017). En su trabajo de grado titulado: **“Análisis de una cascada de álabes de compresor axial de la serie NACA-65 mediante CFD y comparación con la correlación de LIEBLEIN”** realizado en la Universidad de Sevilla, para optar al título de Ingeniero Mecánico, tuvo como objetivo general comprobar numéricamente los resultados experimentales obtenidos por LIEBLEIN para los cual se emplearán simulaciones mediante dinámica de fluidos computacional (*Computational Fluid Dynamics*, CFD). Metodológicamente es una investigación documental y de campo donde se desarrolló una simulación para observar el comportamiento del campo de flujo que este alrededor del perfil de álabe escogido en un compresor axial, y además se evaluaron coeficientes de sustentación (curvatura), ángulos de calado y solideces para perfiles de la serie NACA-65, para luego compararlos con los resultados que obtuvieron LIEBLEIN en forma experimental. Se explicaron las fases y procedimientos los cuales consisten en: Primero realizar una recopilación de información, para su posterior análisis, después mediante una herramienta CAD diseñaron el perfil del álabe, donde posterior a esto realizaron la simulación en el Software ANSYS® WORKBENCH utilizando la herramienta de Dinámica de Fluidos Computacional (CFD) bajo parámetros escogidos. Luego analizaron los resultados arrojados por el software y los compararon con los resultados obtenidos en la experimentación por LIEBLEIN del perfil del álabe del compresor axial. Para finalizar, gracias a la interpretación de los resultados, con la importancia de la selección correcta del coeficiente de sustentación (curvatura), ángulos de calado y solideces para perfiles de la serie NACA-65 para las características del trabajo

existentes, ya que estos son factores determinantes en la eficiencia obtenida.

El aporte de este trabajo se basa en comportamiento del campo de flujo alrededor del perfil del álabe del compresor axial, teniendo en cuenta que ambos trabajos se estudiaran el fenómeno como la capa límite en el campo de flujo alrededor de un perfil del álabe de un compresor axial. Así mismo ambos emplean la herramienta Dinámica de Fluidos Computacional (CFD) para lograr un acercamiento con la realidad a través de la simulación y con ello estudiar los distintos fenómenos que afectan el perfil del álabe y compararlos con resultados obtenidos experimentalmente.

Además, Almazo, D. (2016). En su tesis titulado **“Simulación de un ventilador de flujo axial para encontrar el ángulo de paso óptimo”** realizado en el Institutopolitécnico Nacional Escuela Superior de Ingeniería Mecánica y Eléctrica Unidad Adolfo López Mateos, para optar al título en el grado de Doctor en Ciencias en Ingeniería Mecánica, tuvo como objetivo general obtener el ángulo de paso óptimo de un ventilador de flujo axial para un túnel de viento subsónico. Metodológicamente es una investigación documental y de campo donde se desarrolló una simulación para observar el comportamiento del flujo alrededor del perfil escogido y compararlos con los resultados que se obtuvieron en la experimentación en un túnel de viento. Se explicaron las fases y procedimientos los cuales consisten en: Primero realizar una recopilación de información, para su posterior análisis, luego mediante una herramienta CAD diseñaron el perfil del álabe, posterior a esto realizaron la simulación en el Software ANSYS® WORKBENCH utilizando la herramienta de Dinámica de Fluidos Computacional (CFD) bajo parámetros escogidos. Luego analizaron los resultados arrojados por el software y los compararon con los resultados obtenidos en la experimentación del perfil del álabe del ventilador en un túnel de viento. Para finalmente concluir, gracias a la interpretación de los resultados, con la importancia de la selección correcta del ángulo de paso para las características del trabajo existentes y los parámetros que determinan la ubicación del mismo, ya que estos son factores determinantes en la eficiencia obtenida.

El aporte de este trabajo se basa en comportamiento del campo de flujo alrededor del perfil del álabe del ventilador axial, teniendo en cuenta que ambos trabajos se estudiaran los fenómenos como la turbulencia y la capa límite en el campo de flujo alrededor de un perfil de álabe de ventilador axial. Así mismo ambos emplean la herramienta Dinámica de Fluidos Computacional (CFD) para lograr un acercamiento con la realidad a través de la simulación y con ello estudiar los distintos fenómenos que afectan el perfil del álabe y compararlos con resultados obtenidos experimentalmente.

2.2. Bases teóricas.

De acuerdo con Arias, F. (2006), “las bases teóricas implican un desarrollo amplio de los conceptos y proposiciones que conforman el punto de vista o enfoque adoptado, para sustentar o explicar el problema planteado” (p.107). Asimismo, la correcta realización de las bases teóricas permitirá obtener un sustento sobre el cual se podrá realizar el apropiado y acorde análisis de resultados, sino que también ayudará a explicar la problemática a partir de un conjunto de teorías y supuestos ya establecidos y publicados.

2.2.1. Turbomáquinas.

La turbomáquina, según el Mataix, C. (1998), es “aquella máquina de fluido cuyo funcionamiento se basa en la ecuación de Euler o ecuación fundamental de las turbomáquinas” (p.1). Con esto en cuenta, una turbomáquina es una máquina cuyo elemento principal es un rodete (rotor) a través del cual pasa un fluido de forma continua, cambiando este su cantidad de movimiento por acción de la máquina, siendo esto aprovechado como una entrega de energía del fluido a la máquina o de la máquina al fluido.

Las máquinas de fluido según el Mataix, C. (1998), es “aquellas que absorben energía de un fluido y restituyen generalmente energía mecánica en el eje; o bien absorben energía mecánica en el eje y restituyen energía a un fluido” (p.1).

2.2.2. Clasificación de las Turbomáquinas.

Las turbomáquinas según el criterio, poseen varias clasificaciones, las cuales son:

Primera clasificación de las turbomáquinas.

En la primera clasificación de las turbomáquinas, el criterio que se toma para clasificarlas es la compresibilidad del flujo dentro de la máquina, por consecuencia tenemos a las turbomáquinas térmicas y las hidráulicas.

Turbomáquinas térmicas: De acuerdo con Mataix, C. (1998), “Turbomáquinas térmicas (en abreviatura TMT) es aquella en que el fluido ha de considerarse como compresible, porque su compresibilidad no es despreciable.” (p.2).

Turbomáquinas hidráulicas: Según el Mataix, C. (1998), las turbomáquinas hidráulicas son:

Turbomáquinas hidráulicas (en abreviatura TMH) no son aquellas en que el fluido intercambiador de energía o fluido de trabajo es agua (aunque etimológicamente esto signifique la palabra “hidráulica”), ni siquiera aquellas en que el fluido es un líquido; sino aquellas en que el fluido puede considerarse como incompresible, porque su compresibilidad es prácticamente despreciable. (p.2).

Segunda clasificación de las turbomáquinas.

Como segunda clasificación de las turbomáquinas, el criterio que se usa para clasificarlas es según el sentido que sigue la cesión de la energía, por lo tanto, tenemos las turbomáquinas motoras y generadoras.

Turbomáquinas motoras: La energía es entregada por el fluido a la máquina, y esta entrega trabajo mecánico.

Turbomáquinas generadoras: La energía es entregada por la máquina al fluido, y el trabajo se obtiene de este.

Tercera clasificación de las turbomáquinas.

En la tercera clasificación de las turbomáquinas, el criterio que emplea para clasificarlas es según la dirección del flujo en el rodete, por consecuencia tenemos las turbomáquinas axiales, radiales y diagonales.

Turbomáquinas axiales: Son aquellos en que el fluido entra y sale paralelo al eje de la máquina. El Mataix, C. (1998), define que una máquina axial es:

En las máquinas axiales, una partícula de fluido se mueve en el rodete de manera que la coordenada radial del vector desplazamiento permanece constante, y, por tanto, la componente radial de la velocidad de una partícula de fluido ; es decir, se mueve en un cilindro coaxial con el eje de la máquina. (p.5).

Turbomáquinas radiales: Son aquellos en que el fluido entra en forma paralela al eje de la máquina y sale en dirección perpendicular al mismo. El Mataix, C. (1998), define que una turbomáquina radial es:

En las máquinas radiales cada partícula el fluido se mueve en el rodete en un plano transversal al eje de la máquina

co. (p.5).

Turbomáquinas diagonales: según el Mataix, C. (1998), “corresponde a una máquina diagonal en la cual la superficie de revolución es un cono.” (p.6). Además, Mataix, C. (1998), añade que “una máquina diagonal en la cual la superficie de revolución no es desarrollable en un plano.” (p.6).

2.2.3. Ventilador.

De acuerdo con Mataix, C. (1986), “un ventilador esencialmente es una bomba de gas en vez de líquido. Por tanto: Ventilador es una turbomáquina hidráulica generadora para gases.” (p.423). Según Mataix, C. (1986), añade que un “Ventilador es la turbomáquina que absorbe energía mecánica y restituye energía a un gas, comunicándole un incremento de presión tal que el influjo de la compresibilidad puede despreciarse.” (p.424). teniendo esto en cuenta, se puede decir que los ventiladores se utilizan para adicionar energía desde un estado inicial (de menor energía) hasta un estado final (de mayor energía) a un fluido, en estado gaseoso, para que el mismo realice un trabajo de desplazamiento a través de una tubería, elevándose a un nivel geodésico más alto y/o aumentando su energía elástica en forma de presión.

Son máquinas de fluido hidráulico, las cuales reciben energía mecánica, que puede proceder de un motor eléctrico, térmico, entre otros, y la convierte en energía

que un fluido adquiere en forma de velocidad o de presión. Estas máquinas se pueden utilizar para diversas aplicaciones, tales como: para el acondicionamiento de ambientes, industriales y comerciales, extracciones de gases nocivos en zonas de atmósfera controlada, o reacciones químicas, recirculación y transporte de gases en general.

2.2.4. Clasificación de los ventiladores.

Los ventiladores al igual que las turbomáquinas, según el criterio posee varias clasificaciones.

Primera clasificación de los ventiladores.

En la primera clasificación de las turbomáquinas, el criterio que se emplea es la presión total de desarrollo, que por consecuencia tenemos a los ventiladores de baja presión, media presión y de alta presión.

Ventiladores de baja presión: Según el Mataix, C. (1986), los ventiladores de baja presión son aquellos que la “presión total desarrollada inferior a 10 mbar.” (p.424).

Ventiladores de media presión: De acuerdo con Mataix, C. (1986), los ventiladores de media presión son aquellos que la “presión total desarrollada superior a 10 e inferior a 30 mbar.” (p.424).

Ventiladores de alta presión: Según el Mataix, C. (1986), los ventiladores de alta presión son aquellos que la “presión total desarrollada superior a 30 e inferior a 100 mbar.” (p.424).

Segunda clasificación de los ventiladores.

En cuanto a la segunda clasificación de los ventiladores, el criterio que toma es según la dirección del flujo. Por lo tanto, tenemos a los ventiladores centrífugos y los axiales.

Ventilador centrífugo: Son aquellos en que el fluido entra en forma paralela al rodete o eje del ventilador y sale en dirección perpendicular al mismo, es decir en la dirección de un radio.

Ventilador axial: son aquellos en que la entrada y salida del fluido siguen una trayectoria coaxial al eje del ventilador, es decir, el fluido entra y sale paralelo al eje del ventilador sin que ocurra un cambio de dirección.

2.2.5. Ventilador axial.

El ventilador axial es de diseño aerodinámico; los oscilan entre (0,05 - 0,6) pudiendo llegar en algunos diseños hasta 1. Este tipo de ventilador consiste esencialmente en una hélice encerrada en una envolvente cilíndrica.

La adición de álabes-guía, detrás del rotor, convierte al ventilador tubo-axial en un ventilador axial con aletas guía, tal como se muestra en la figura 1.



Figura 1. Ventilador axial con adición de álabes-guía.

Fuente: Libro de ventilación de minas-ventilador axila.

Puede funcionar en un amplio rango de volúmenes de aire, a presiones estáticas que van de 75 mm.c.a a 100 mm.c.a de presión estática y es capaz de desarrollar mayores presiones estáticas que el ventilador tubo-axial y ser más eficiente; los álabes-guía, en la succión o en la descarga, o en ambas partes, se han añadido para enderezar el flujo del aire fuera de la unidad.

Aprovechando la conversión del componente rotativo de la corriente de aire, este ventilador puede alcanzar una presión estática más alta que el de tipo de hélice de aspas rectas, a la misma velocidad axial, y hacerlo con mayor eficiencia.

Dentro de la clasificación de los ventiladores axiales, también se pueden encontrar los ventiladores de hélice, este ventilador consiste en una hélice dentro de un anillo o marco de montaje. La dirección de la corriente de aire es paralela a la flecha

del ventilador. Se emplea para trasladar aire de un lugar a otro, o hacia el ambiente exterior, o para introducir aire fresco. Puede manejar grandes volúmenes de aire a una presión estática baja, raramente a presiones estáticas mayores de 25 mm.c.a. Se fabrica en muchos estilos y tipos para trabajos específicos. Los ventiladores de extracción (extractores) de uso normal, pueden tener desde 2 hasta 16 aspas, dependiendo ello del funcionamiento particular del ventilador.

Generalmente las unidades de poco número de aspas se usan en ventiladores de baja presión y los que cuentan con un número mayor de aspas se emplean en aquellas aplicaciones que requieren presión. El ancho de las aspas, su ángulo, su velocidad axial y número de etapas, son factores que intervienen en el diseño y la capacidad.

2.2.6. Ventilador axial de la serie W de MULTI-WING™.

MULTI-WING™ es una empresa internacional dedicada a la fabricación ventiladores axiales desde 1938. Es reconocido como la primera marca de ventiladores axiales a nivel mundial, por su fabricación de ventiladores axiales para la ventilación de zonas de trabajos hasta campos de cultivos y la refrigeración de una gran variedad de maquinarias y equipos industriales.

El ventilador axial de la serie W de MULTI-WING™, es una máquina la cual se emplea para satisfacer las demandas de los intercambiadores de calor más pequeños, tales como refrigeradores de aceite, condensadores refrigerados por aire y refrigeradores secos, este impulsor también se puede utilizar en aplicaciones de baja temperatura del evaporador. Proporciona la capacidad de alta presión a bajas velocidades, que por consecuencia genera bajos niveles de ruido en la mayoría de los intercambiadores de calor compactos.

Características de diseño.

Los ventiladores axiales de la serie W, presentan una serie de características de diseño, en la figura 2 se observa los valores de las dimensiones de la máquina, además en la figura 3 se muestra la representación de las dimensiones del álabe de la máquina según los valores que obtiene de la figura 3.

Max diameter

Blade type									Pos. in hub
1W	2W	3W	5W	6W	7W	8W	9W	TR11W	No.
905-911	-	-	-	1158	-	1226	-	-	3-5 (LP)
968-985	1240-1251	1785	1120	1232	1536	1300	1785	1250	6
-	-	-	1120	1250	-	-	1600	1250	6 HP
1065-1082	1335-1355	1878-1890	1226	1338	1642	1406	1891	1356	8
-	-	-	1226	1356	-	-	1706	1356	8 HP
673-676	805	785	904	1166	1160	935	1000	1080	12
-	-	880	999	1261	1255	1030	1095	1175	16

Figura 2. Dimensiones en mm del ventilador axial serie W de MULTI-WING™

Fuente: Catalogo de Ventiladores Axiales MULTI-WING™.

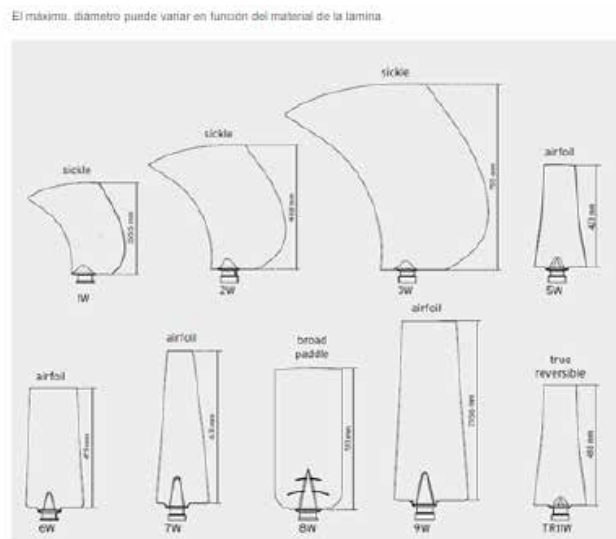


Figura 3. Representación de las dimensiones según tablas del álabe del ventilador axial serie W de MULTI-WING™

Fuente: Catalogo de Ventiladores Axiales MULTI-WING™.

Además, esta máquina presenta otras características de gran importancia para el diseño, las cuales son:

El impulsor posee cuatro álabes o aspas, las cuales están establecidas positivamente.

Los álabes de la máquina poseen tres ángulos de paso los cuales son de 30°, 35° y 45°.

El sentido de giro es horario al paso del fluido.

El impulsor de la máquina es de una sola pieza y está fabricado por inyección de materiales termoplásticos.

Los ejes están fabricados en una aleación de aluminio (AC-Al Si12Cu1 (Fe)).

Los álabes están fabricados con vidrio reforzado con poliamida de alta calidad, el cual puede trabajar en un rango de temperatura de -40°C hasta 110°C.

2.2.7. Turbocompresor.

Según Mataix, C. (1998), “Las turbomáquinas térmicas generadoras sirven para comprimir gas y se denominan en general turbocompresores. Se pueden dividir en dos grupos: soplantes y turbocompresores propiamente tales.” (p.8).

Los soplantes o turbosoplantes son máquinas para comprimir gases en la que la relación de compresión es mayor que 1,1 y menor que 2,5 a 3,0 y que no tienen refrigeración incorporada y son generalmente, no siempre, de un escalonamiento.

Los turbocompresores son máquinas para comprimir gases en la que la relación de compresión es mayor, y como consecuencia tienen incorporada refrigeración, a no ser que su destino aconseje lo contrario, como sucede en los turbocompresores de las turbinas de gas.

2.2.8. turbocompresor LM2500.

La turbina LM2500 está formada por un generador de gas y una turbina de potencia. Forman parte del equipo una bomba de aceite, sistema de suministro de combustible, las secciones de aire de entrada y gases de escape, y el sistema de control. La potencia total es de 25MW, la velocidad de giro es de 6500rpm y la eficiencia térmica es de 37% en condiciones ISO.

El generador de gas de la LM2500 consta de 16 etapas de compresión con una relación de 18:1. Dispone de siete etapas de geometría variable, una cámara de combustión anular con inyectores de combustible montados desde el exterior, y 2

etapas de turbina de alta, refrigeradas por aire de alta presión que impulsa el compresor. La turbina de potencia está formada por 6 etapas de baja presión que se impulsa por el generador de gas de alto caudal de gases de escape.

2.2.9. Turbina a gas.

El objeto de las turbinas es transformar parte de la energía global del fluido, en energía mecánica. En una turbina axial el flujo entra a una corona de álabes fijos (estator) que actúan como toberas que aumentan su velocidad y direccionan el flujo para pasar al Rotor. De esta forma se establece que la etapa de una turbina axial está conformada por una etapa de un Estator y una etapa de un Rotor.

Una turbina de gas, es una turbomáquina motora, cuyo fluido de trabajo es un gas. Como la compresibilidad de los gases no puede ser despreciada, las turbinas de gas son turbomáquinas térmicas.

2.2.10. Turbina SGT5-8000H.

El SGT5-8000H era la primera turbina de gas refrigerada de la clase-H en el mercado. Mas de 1 millón de horas de experiencia operativa la convierten en la tecnología de turbina de gas de clase-H más confiable y probada. Con una potencia de 450MW en ciclo simple y 655MW en ciclo combinado, y una eficiencia de ciclo combinado del 61%, se encuentra entre las turbinas de gas más eficientes y potentes en operación comercial, con bajos costos operativos y de ciclo de vida.

2.2.11. perfiles aerodinámicos.

Los perfiles aerodinámicos son formas geométricas específicas que se utilizan para generar fuerzas mecánicas debido al movimiento relativo del perfil dentro de un fluido.

El ancho y largo de un álabe están en función del rendimiento aerodinámico deseado, la potencia máxima deseada del rotor, las propiedades de la superficie de sustentación asumidos, y las consideraciones de fuerza.

La línea de curvatura media es el lugar geométrico que divide a la mitad el perfil aerodinámico. Los puntos que se encuentran más hacia delante y hacia atrás de la línea media de curvatura media son llamados bordes de ataques y salida, respectivamente.

La línea recta que une los bordes de ataque y salida es la línea de la cuerda del perfil aerodinámico, y la distancia desde el borde de ataque al borde de salida media a lo largo de la línea de la cuerda se designa como cuerda (c) del perfil aerodinámico.

La curvatura es la distancia entre la línea de curvatura media y la línea de la cuerda, media perpendicularmente a la línea de la cuerda. El espesor o grosor del perfil es la distancia entre las superficies superior e inferior, también medida perpendicularmente a la línea de la cuerda.

El ángulo de ataque (α) se define como el ángulo entre el viento relativo (U_{rel}) y la línea de la cuerda.

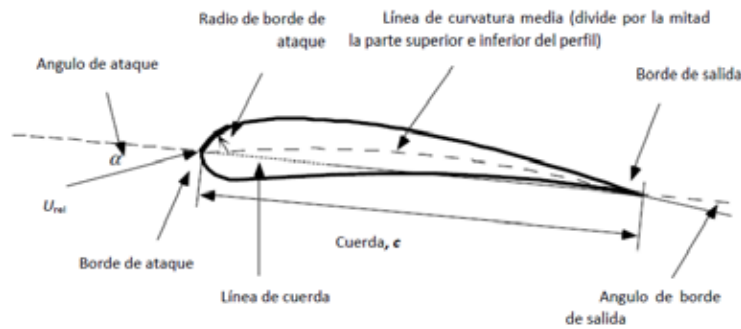


Figura 4. Partes de un perfil aerodinámico.

Fuente: Almazo D.

Los parámetros geométricos que tienen un efecto sobre el rendimiento aerodinámico de un perfil alar incluyen: el radio del borde de ataque, la línea de curvatura media, el espesor máximo y la distribución del espesor del perfil, y el ángulo de borde de salida.

Un flujo de aire sobre un perfil aerodinámico produce una distribución de fuerzas sobre la superficie del perfil. La velocidad de flujo a través de los perfiles aerodinámicos aumenta sobre la superficie convexa resultando en una presión media más baja en el lado de “succión” de la superficie aerodinámica en comparación con el lado cóncavo o de “presión” del perfil aerodinámico. Mientras que, la fricción viscosa

entre el aire y la superficie del perfil aerodinámico retarda el flujo de aire en cierta medida al lado de la superficie.

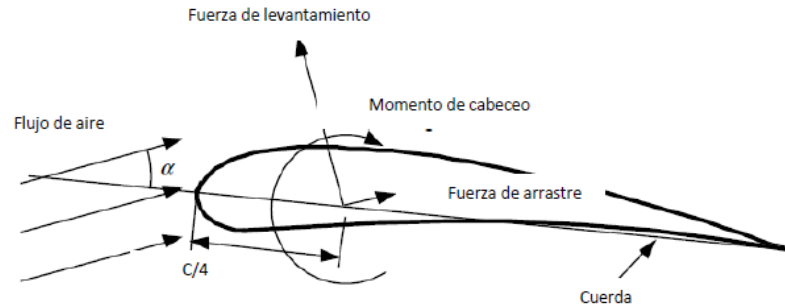


Figura 5. F

cuerda (c), la dirección de las fuerzas positivas y momentos se indica por el sentido de la flecha.

Fuente: Almazo, D.

Como se muestra en la figura 5, la resultante de todas estas fuerzas de presión y fricción es generalmente resuelta en dos fuerzas y un momento que actúan a lo largo de la cuerda a una distancia de $c/4$ desde el borde de ataque (a un cuarto de la cuerda):

Fuerza de levantamiento o sustentación: es perpendicular a la dirección del flujo de aire entrante. La fuerza de sustentación es una consecuencia de la presión desigual en las superficies superior e inferior del perfil aerodinámico.

Fuerza de arrastre: es paralela a la dirección del flujo de aire en sentido contrario. La fuerza de arrastre es debido tanto a las fuerzas de rozamiento viscoso en la superficie del perfil aerodinámico y a una presión desigual sobre las superficies del perfil orientada hacia y lejos de la corriente de aire entrante.

Momento de cabeceo: es alrededor de un eje perpendicular a la sección transversal del perfil aerodinámico.

2.2.12. Parámetro adimensional Número de Reynolds.

El parámetro adimensional más importante para definir las características de las condiciones de flujo de fluidos es el número de Reynolds. El número de Reynolds (Re), es definido por:

$$\frac{C_D}{C_L} = \frac{1}{\tan^2 \alpha} \quad (Ec.1)$$

o.

- viscosidad cinemática.

U y L son velocidad y duración que caracterizan a la escala del flujo. Estos pueden ser la velocidad de la corriente de entrada, U_{viento} y la longitud de la cuerda en un perfil aerodinámico.

Los perfiles aerodinámicos tridimensionales tienen envergadura finita y los coeficientes de fuerza y de momento se ven afectados por el flujo alrededor del extremo del perfil.

Datos de perfiles aerodinámicos de dos dimensiones, por otra parte, se supone que tienen envergadura infinita (sin efectos en los extremos de los perfiles). Los datos de perfiles de dos dimensiones se miden de tal manera que de hecho no hay flujo de aire alrededor del extremo del perfil aerodinámico en la sección de prueba.

Los coeficientes de fuerza y de momento para el flujo alrededor de objetos bidimensionales se designa por lo general con un subíndice en letra minúscula, como en C_d por sus siglas en inglés, para el coeficiente de arrastre de dos dimensiones. En ese caso, las fuerzas medidas son fuerzas por unidad de área o envergadura.

Coefficientes de sustentación y arrastre que se miden para el flujo alrededor de los objetos tridimensionales se designan generalmente con un subíndice de letras mayúsculas, como en C_D .

El diseño de un rotor utiliza generalmente coeficientes bidimensionales, determinados para una gama de ángulos de ataque y número de Reynolds, en las pruebas en túnel de viento. El coeficiente de sustentación de dos dimensiones se define como:

$$\frac{C_L}{C_D} = \frac{1}{\tan^2 \alpha} \quad (Ec.2)$$

El coeficiente de arrastre de dos dimensiones se define como:

$$\frac{C_D}{C_L} \quad (Ec.3)$$

Y el coeficiente de momento de cabeceo es:

$$\frac{C_m}{C_L} \quad (Ec.4)$$

U= velocidad del flujo no perturbado

A= área del perfil aerodinámico proyectada.

c= longitud de cuerda del perfil aerodinámico

l= envergadura del perfil aerodinámico

Los coeficientes de sustentación, arrastre y momento de cabeceo de un perfil aerodinámico se generan por la variación de la presión sobre la superficie del perfil aerodinámico y la fricción entre el fluido y el perfil.

Las variaciones de presión son causadas por los cambios en la velocidad del fluido que puede ser entendido utilizando el principio de Bernoulli, que establece que la suma de la presión estática y la presión dinámica (suponiendo flujo sin fricción) son constantes.

A medida que el flujo se acelera alrededor del borde de ataque redondeado, la presión cae, dando lugar a un gradiente de presión negativo. A medida que el flujo de aire se acerca al borde de salida, se desacelera y la aumenta la presión de la superficie, resultando en un gradiente de presión positiva.

Si, dado el diseño de perfil aerodinámico y el ángulo de ataque, el fluido se acelera más sobre la superficie superior que sobre la superficie inferior del perfil aerodinámico, entonces hay una fuerza de elevación neta.

Del mismo modo, el momento de cabeceo es una función de la integral de los momentos de las fuerzas de presión aproximadamente a un cuarto de la cuerda del perfil aerodinámico.

Las fuerzas de arrastre son el resultado tanto de la distribución de presión sobre el perfil aerodinámico y la fricción entre el flujo de aire y el perfil aerodinámico. La componente neta de la distribución de presiones en la dirección del flujo resulta en arrastre debido a la presión. El arrastre debido a la fricción está en función de la viscosidad del fluido y disipa la energía en el campo de flujo.

El arrastre también ocasiona el desarrollo de dos regiones diferentes de flujo, uno más lejos de la superficie del perfil aerodinámico, donde los efectos de fricción son despreciables y la capa límite, inmediatamente al lado de la superficie del perfil aerodinámico, donde dominan los efectos de fricción. En la capa límite, la velocidad aumenta desde cero en la superficie del perfil aerodinámico a la del flujo sin fricción fuera de la capa límite. La capa límite en un álabe de un rotor puede variar en espesor de un milímetro a decenas de centímetros.

El flujo en la capa límite puede ser laminar (suave y constante) o turbulento (irregular con vórtices tridimensionales). En el borde de ataque del perfil aerodinámico, el flujo es laminar. Por lo general, en algún punto corriente abajo, el flujo en la capa límite se vuelve turbulento debido a la interacción entre la viscosidad y fuerzas de inercia no lineales causa una “transición” al flujo caótico, flujo turbulento. Las capas límites laminares dan lugar a fuerzas de fricción mucho más bajas de lo que lo hacen las capas límite turbulentas. El gradiente de presión del flujo tiene un efecto significativo en la capa límite, como se observa en la figura 6.

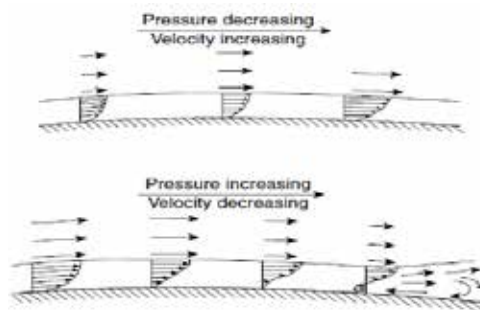


Figura 6. Efectos de los gradientes de presión favorables (decrecientes) y adversos (aumento) en la capa límite.

Fuente: Almazo, D.

2.2.13. Teoría del momento y teoría del elemento pala o álabe.

Un rotor se compone de perfiles aerodinámicos que generan sustentación en virtud de la diferencia de presión a través del mismo perfil, produciendo el mismo cambio de paso de la presión que se ve en el análisis de disco actuador.

La teoría del momento se refiere a un análisis del volumen de control de las fuerzas en el álabe basado en la conservación del momento lineal y angular. La teoría del elemento pala se refiere a un análisis de las fuerzas en una sección del álabe, como función de la geometría del álabe. Los resultados de estos enfoques se pueden combinar en lo que se conoce como el modelo combinado y en inglés como Strip Theory o Blade Element Momentum (BEM).

En la teoría del momento, las fuerzas sobre los álabes de un rotor y las condiciones de flujo en los álabes pueden ser derivadas considerando la conservación del momento ya que la fuerza es la velocidad de cambio de momento.

En la teoría del elemento pala, las fuerzas sobre los álabes de un rotor, se pueden expresar como función del ángulo de ataque y los coeficientes de sustentación y arrastre. Como se muestra en la figura 7, para este análisis, se supone que el álabe se divide en N secciones (o elementos). Se hacen las siguientes suposiciones:

No hay interacción aerodinámica entre los elementos (por lo tanto, no hay flujo radial).

Las fuerzas sobre los álabes están determinadas exclusivamente por las características de sustentación y arrastre de la forma del perfil aerodinámico de los álabes.

En el análisis de las fuerzas en la sección del álabe, se debe señalar que las fuerzas de sustentación y arrastre son perpendiculares y paralelas, respectivamente, para un efectivo, o relativo, fluido.

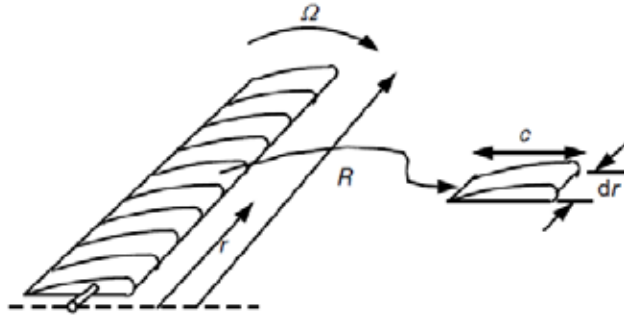


Figura 7. Esquema de elementos de pala o álabe, radio (r), radio rotor (R), velocidad

Fuente: Almazo, D.

2.2.14. Características del flujo en una turbomáquina axial.

El flujo a través de una turbomáquina axial es tridimensional por naturaleza; el flujo llega a los álabes con una componente predominantemente axial y circunferencial y es reflejado tangencialmente, apareciendo una variación de la velocidad entre la cara de la succión y la cara de presión de los álabes, distorsionándose la superficie de corriente por la componente radial inducida; además, la curvatura del cubo y de la carcasa pueden inducir componentes radiales.

Sobre las caras de los álabes se desarrolla la capa límite, dando lugar a la aparición de estelas en su parte posterior generándose un bloqueo del canal de paso entre dos álabes y de pérdidas de energía del fluido. Existe asimismo una interacción entre la capa límite sobre los álabes y la que se desarrolla sobre el cubo y sobre la carcasa. Estas últimas están sometidas a los vórtices y gradientes de presión existentes entre las caras de los álabes.

Como la velocidad disminuye en la capa límite, se genera un movimiento radial, acumulándose el fluido de la capa límite en el espacio formado por la cara de succión de los álabes y el cubo o la carcasa, formándose una turbulencia que puede inducir una separación extensiva de la capa límite de los álabes. Por tanto, un flujo secundario se superpone sobre el flujo principal, provocando la aparición de grandes zonas de flujo de baja energía y de importantes cambios locales de velocidad.

El desarrollo de la capa límite sobre los contornos sólidos en una turbomáquina juega un papel importante en su funcionamiento y, por tanto, en su diseño, en el que el efecto de la capa límite se puede tener en cuenta mediante la introducción de factores de corrección los cuales corrigen la suposición de un flujo enviciado. Estos factores de corrección están basados en datos experimentales y dan una estimación empírica del efecto de la capa límite. Sin embargo, con la tendencia hacia máquinas de mayor velocidad de rotación y mayor flujo másico, la influencia de la capa límite se convierte en crítica en la fase de diseño, y allí es donde entra la modelación mediante técnicas de aproximación numérica.

El cálculo bidimensional del flujo con capa límite a través de una turbomáquina no proporciona una mayor descripción del fenómeno. La razón es que el comportamiento de la capa límite en álabes de turbomáquinas es muy diferente al comportamiento predicho por la teoría bidimensional, dicha teoría predice las características de un flujo que no varía en dirección radial.

En los álabes de una turbomáquina, las variaciones radiales del flujo y de la capa límite no pueden ser ignoradas, esto da lugar a la aparición de flujos secundarios debido a que el flujo posee una componente normal a la dirección principal, y provoca el desplazamiento y acumulación de fluido de baja energía. Estos flujos provienen principalmente de la holgura existente entre los álabes y la carcasa, de vórtices y gradientes de presión, de efectos centrífugos y del movimiento relativos entre los álabes móviles y la carcasa.

Las pérdidas de energía que se producen en la punta de los álabes de un ventilador axial constituyen un porcentaje elevado de las pérdidas totales. Como estas pérdidas son el resultado del desplazamiento y acumulación de fluido proveniente de la capa límite, las mejoras en la eficiencia de la máquina dependerán del esfuerzo realizado en comprender la naturaleza y las causas de estos fenómenos y en la búsqueda de métodos para tenerlos en cuenta en el diseño.

La holgura entre partes móviles y partes fijas produce también un flujo secundario, y la deflexión de la capa límite existente sobre el cubo y la carcasa antes

de llegar a los álabes induce un vórtice que modifica la dirección principal del flujo. Un fluido secundario adicional se debe al efecto de la fuerza centrífuga sobre la capa límite de los álabes impulsando al fluido hacia la punta de los álabes.

Pueden existir otro tipo de fenómenos no estacionarios como el bombeo y el desprendimiento rotativo. Estos fenómenos tienen lugar si el caudal de funcionamiento disminuye de forma que el aumento del ángulo de ataque del flujo sobre los álabes hace que se separe la capa límite sobre la cara de succión. La fuerza centrífuga impulsa al fluido de la zona de separación hacia la punta del álabe; en esta zona aumenta la presión y provoca un aumento del flujo a través del espacio formado entre el álabe y la carcasa. Este proceso provoca un régimen inestable de funcionamiento y aparece una fuerza oscilante sobre el álabe que da lugar a una vibración sobre el rodete.

Aunque se han diseñado muchos tipos de turbomáquinas con métodos empíricos, alcanzado un funcionamiento plenamente satisfactorio, sin embargo, el uso de técnicas de aproximación numérica y la dinámica de fluidos computacional han contribuido a mejores diseños, más eficientes y menos costosos.

2.2.15 Modelación matemática

A continuación, se presentan los modelos matemáticos utilizados para realizar la simulación del campo de flujo, a través de la geometría, basados en las leyes de conservación.

Ecuación de la continuidad

En la ecuación 5 se expresa la ecuación de continuidad como:

$$\text{—} \quad (Ec.5)$$

Donde — y — es la divergencia de la velocidad y el término — en realidad expresa la derivada material D/Dt , esta forma de la ecuación de continuidad no hace referencia a ningún sistema de coordenadas en específico, es la forma para expresarla empleando diversos sistemas de coordenadas, en el caso de un flujo incompresible, en el que la densidad de una partícula de fluido no

cambia durante su trayecto $D/Dt=0$, se puede ver que la ecuación de continuidad se expresa en forma diferencial (Ec. 6) y vectorial (Ec. 7) respectivamente:

$$\text{---} \text{---} \text{---} \tag{Ec.6}$$

$$\tag{Ec.7}$$

Ecuación de momentum.

En la ecuación 8 se expresa la ecuación de momentum como:

$$\text{---} \tag{Ec.8}$$

Como se muestra en la ecuación 9 el esfuerzo cortante τ , está relacionado con la velocidad de deformación por:

$$\text{---} \tag{Ec.9}$$

Las ecuaciones diferenciales de momentum se pueden escribir para flujos incompresibles, utilizando la derivada material (Ec. 10, 11 y 12):

$$\text{---} \text{---} \tag{Ec.10}$$

$$\text{---} \text{---} \tag{Ec.11}$$

$$\text{---} \text{---} \tag{Ec.12}$$

Y en forma vectorial:

$$\text{---} \tag{Ec.13}$$

Se han añadido tres ecuaciones adicionales a la ecuación de continuidad para obtener cuatro ecuaciones y cuatro incógnitas, u, v, w y p. Con las condiciones de

velocidad-gradiente, conocidas como ecuaciones constitutivas, se presentan en las ecuaciones:

$$\tau_{xy} = \mu \left(\frac{\partial v}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial y} \right) \quad (\text{Ec.16})$$

$$\tau_{yz} = \mu \left(\frac{\partial w}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial z} \right) \quad (\text{Ec.17})$$

$$\tau_{zx} = \mu \left(\frac{\partial u}{\partial z} + \frac{\partial w}{\partial x} \right) \quad (\text{Ec.18})$$

Para la generalidad de los gases, y con exactitud para los gases monoatómicos, el segundo coeficiente de viscosidad está relacionado con la viscosidad como se muestra en la ecuación:

$$\mu_2 = \frac{2}{3} \mu \quad (\text{Ec.19})$$

Condición conocida como hipótesis de Stokes. Con esta relación el promedio negativo de los tres esfuerzos normales es igual a la presión, es decir:

$$-\frac{1}{3} (\sigma_{xx} + \sigma_{yy} + \sigma_{zz}) = p \quad (\text{Ec.20})$$

Utilizando las ecuaciones 16, 17 y 18, se puede demostrar que esto siempre se cumple para un líquido en el que $\mu_2 = \frac{2}{3} \mu$, y con la hipótesis de Stokes también se cumple para un gas.

Si sustituimos las ecuaciones constitutivas en las ecuaciones diferenciales de momentum, se obtiene, utilizando las hipótesis de Stokes:

$$\rho \left(\frac{\partial u}{\partial t} + u \frac{\partial u}{\partial x} + v \frac{\partial u}{\partial y} + w \frac{\partial u}{\partial z} \right) = -\frac{\partial p}{\partial x} + \mu \nabla^2 u \quad (\text{Ec. 21})$$

$$\rho \left(\frac{\partial v}{\partial t} + u \frac{\partial v}{\partial x} + v \frac{\partial v}{\partial y} + w \frac{\partial v}{\partial z} \right) = -\frac{\partial p}{\partial y} + \mu \nabla^2 v \quad (\text{Ec. 22})$$

(Ec. 33)

Donde ν_t , el número de turbulencia de Prandtl.

Las ecuaciones anteriores sólo pueden expresar los términos de las fluctuaciones de la turbulencia en función de la velocidad promedio si la viscosidad turbulenta ν_t se conoce, tomando en cuenta que tanto los modelos $k - \epsilon$ y $k - \omega$ proporcionan esta variable; sujeto a esta hipótesis, tanto la ecuación de momento promedio de Reynolds y la ecuación escalar de transporte se pueden expresar como:

_____ (Ec. 34)

Donde B es la suma de las fuerzas en el cuerpo y μ_{eff} es la viscosidad efectiva definida en la ecuación:

(Ec. 35)

Y p' es la presión modificada definida por:

- - (Ec. 36)

2.2.17. Modelo de turbulencia kappa- epsilon (k - ε)

El modelo de turbulencia empleado para el flujo multifásico es una generalización del modelo K - ε para una sola fase. Implementando el modelo K - ε sólo para la fase continua no teniendo en cuenta los efectos de la fase dispersa sobre la turbulencia de la fase continua. Mataix, C. (1998).

_____ (Ec. 37)

_____ (Ec. 38)

Donde:

k=energía cinética de turbulencia

= Disipación viscosa

El modelo $k - \epsilon$ tiene cinco constantes, que garantizan la homogeneidad dimensional. Las cuales son:

$$C_{\mu} = 0,09$$

$$C_1 = 1,44$$

$$C_2 = 1,92$$

$$\sigma_k = 1,0$$

$$\sigma_{\epsilon} = 1,3$$

Si bien los modelos estándar de dos ecuaciones, como el modelo $k - \epsilon$, dan una buena predicción para muchos problemas de fluidos en ingeniería, existen otras aplicaciones para las cuales estos modelos pueden no ser los más adecuados. Entre estos se encuentran: Flujos con separación de capa límite, corrientes con cambios bruscos en la tasa promedio de los esfuerzos, flujos rotativos, flujos sobre superficies curvas. Entre las principales ventajas e inconvenientes del modelo de turbulencia kappa - épsilon son las siguientes:

Ventajas:

Sólo se necesita fijar las condiciones iniciales y de contorno.

Resultados satisfactorios para una gran cantidad de flujos.

Es el modelo turbulento más ampliamente utilizado en la mayoría de flujos en aplicaciones industriales.

Se dispone de leyes de pared desarrolladas como condiciones de contorno para este tipo de modelos.

Desde el punto de vista de modelado computacional, presenta mejor rendimiento en flujo rotacional.

Inconvenientes:

Implementación más compleja que los modelos algebraicos debido a la introducción de dos ecuaciones diferenciales adicionales.

Pobres resultados en casos como: flujos no confinados, flujos con grandes

gradientes longitudinales, flujos turbulentos completamente desarrollados en conductos no circulares.

2.2.18. Modelo de turbulencia kappa-omega $k - \omega$.

Una de las ventajas de la formulación $k - \omega$ es el tratamiento para zonas cercanas a la pared para cálculos con bajo número de Reynolds. El modelo no requiere la resolución de ecuaciones no lineales complejas, como en el modelo $k - \epsilon$ y por lo tanto es más preciso y más robusto. El modelo $k - \omega$ asume que la viscosidad turbulenta está relacionada con la energía cinética de la turbulencia (C. Mataix, 1998), mediante la relación siguiente:

$$\nu_t = \frac{k}{\omega} \quad \text{(Ec. 39)}$$

Donde ω = Rata de disipación específica

El punto inicial de la presente formulación es que el modelo $k - \omega$ desarrollado por Wilcox resuelve dos ecuaciones de transporte, una para la energía cinética de la turbulencia, k y otra para la frecuencia de la turbulencia.

Ecuación k.

$$\frac{dk}{dt} + U \frac{dk}{dx} = P_k - \beta k \omega \quad \text{(Ec. 40)}$$

Ecuación ω .

$$\frac{d\omega}{dt} + U \frac{d\omega}{dx} = \gamma \frac{\omega}{k} P_k - \beta \omega \quad \text{(Ec. 41)}$$

Las variables independientes, la densidad, ρ , y el vector de velocidad, U , son tratadas como variables conocidas provenientes del método de Navier-Stokes. P_k es la tasa de producción de turbulencia, la cuales se calculan en el modelo $k - \omega$.

2.2.19. Modelo shear stress transport (SST)

Mataix, C. (1998) El modelo $k - \omega$ basado en el transporte de esfuerzos cortantes, brinda una alta precisión en la predicción de la aparición y cantidad de la separación de flujos bajo condiciones de gradientes de presión adversas; esta alta precisión se

obtiene limitando la formulación de “Eddy Viscosity” restringiendo el limitador de la capa límite de la pared. Su formulación se basa en la distancia más cercana a la superficie y en las variables de flujo.

2.2.20. Modelos de la capa límite

Mataix, C. (1998) La capa límite es la zona del campo fluido próxima a un contorno sólido en la que se manifiestan especialmente los efectos viscosos. Debido a la viscosidad y a la condición de no deslizamiento, cerca de cualquier contorno sólido aparece un gradiente de velocidades en la dirección normal a dicho contorno. Este gradiente de velocidades condiciona el intercambio energético entre las distintas partículas de fluido con velocidades diferentes, originando vorticidad y turbulencia.

El problema básico para la modelización numérica del intercambio energético en la capa límite sobre cualquier frontera sólida consiste en la definición correcta de las velocidades de las partículas en una zona muy próxima a dicha frontera. Esto implica una densidad de mallado muy elevada, necesaria para capturar los distintos fenómenos que se producen dentro de la capa límite.

Esta dificultad se ha abordado usando varias aproximaciones, que se pueden englobar en cuatro grupos: modelos de distribución de las pérdidas, modelos de capa de cortadura, modelos de capa límite y leyes de pared, que son brevemente explicados a continuación.

2.2.21. Niveles de aproximación numérica

El desarrollo de las técnicas numéricas y su aplicación a cualquier ciencia o tecnología han dado lugar al desarrollo y a la concienciación generalizada de uno de los conceptos básicos en ingeniería como es el de grado de aproximación. Esta idea es bastante clara si se considera que lo que se pretende con cualquier técnica numérica es conocer las variables físicas a partir de la resolución numérica de una serie de ecuaciones que gobiernan el fenómeno.

Se han de definir y establecer las distintas aproximaciones que introducen los métodos numéricos. En lo referente a la Mecánica de Fluidos, la primera

aproximación que aparece es el planteamiento del modelo físico-matemático que defina el comportamiento real de un determinado flujo. Dicho modelo matemático está habitualmente basado en la hipótesis del continuo, válida para la mayor parte de problemas industriales, pero que tiene sus limitaciones para casos extremos de flujos de gases. Una vez hecha esta salvedad, aplicando las leyes básicas de la física clásica se puede establecer una serie de ecuaciones diferenciales que gobiernan el comportamiento matemático de toda partícula fluida. La resolución exacta de dichas ecuaciones serviría para determinar completamente cualquier movimiento en el seno de un fluido. Se puede decir que un modelo matemático se define únicamente tras haber considerado el nivel de aproximación a la realidad requerido a la hora de obtener la exactitud deseada en el cálculo de una serie de variables dependientes. Desafortunadamente, debido a la complejidad de las ecuaciones diferenciales que aparecen, a la complejidad geométrica de los flujos, y a la complejidad de las condiciones de contorno iniciales, no resulta posible obtener soluciones analíticas de dichas ecuaciones de gobierno.

Establecidas las ecuaciones de gobierno resulta imprescindible introducir una segunda aproximación al problema. La forma clásica de abordarlo sería construir un modelo a escala reducida del flujo en cuestión y analizarlo experimentalmente en el laboratorio. La aproximación numérica implica introducir algunas hipótesis simplificadas que aproximen lo más posible los resultados finales a los que se obtendrían si se pudiera calcular la solución exacta. Dichas hipótesis se dirigen habitualmente hacia la simplificación tanto de la geometría a estudiar como de las ecuaciones a resolver. Obviamente, al no disponerse de la solución analítica exacta resulta bastante complicado establecer de antemano qué hipótesis sirven y cuales son descartables y, por tanto, en cualquier simulación aplicada a la Mecánica de Fluidos, es preciso dedicar mucho esfuerzo al análisis de los resultados obtenidos antes de aceptarlos como válidos.

Una vez definidas las ecuaciones diferenciales simplificadas, aparece otro problema relacionado con el posible tratamiento que se pueda hacer de dichas

ecuaciones usando técnicas computacionales. Por medio de los ordenadores resulta muy fácil resolver una ecuación o sistema de ecuaciones algebraico, sin embargo, las ecuaciones que estudian el movimiento de los fluidos son ecuaciones diferenciales no lineales. Resulta obligatorio realizar la transformación de las ecuaciones de forma que puedan ser resueltas por un ordenador. El paso de las ecuaciones diferenciales a sus equivalentes lineales constituye otro nivel de aproximación y normalmente recibe el nombre de discretización de las ecuaciones.

En cuanto a la geometría a estudiar, se debe señalar que la aproximación a la que debe someterse no sólo es de orden descriptivo respecto a su contorno, sino que además ha de establecerse la definición del espacio ocupado por el fluido. En este sentido, resulta imprescindible referir los puntos a un determinado sistema de coordenadas en los que se pretenderá resolver las ecuaciones para obtener soluciones de las variables deseadas. Aunque el campo fluido sea un continuo, no se puede pretender resolver las ecuaciones en todos los puntos de un determinado volumen, porque entonces se tendría un número enorme de ecuaciones a resolver. Por tanto, hay que elegir cierto conjunto de puntos en los que se resolverán las mencionadas ecuaciones y que serán los puntos dónde finalmente se conocerán los valores de las variables fluidas. La definición de estos puntos es lo que se denomina habitualmente discretización espacial del dominio (también se habla de generación del mallado). El proceso descrito no deja de ser otra aproximación que se introduce en el cálculo y que define el nivel de aproximación espacial.

En el caso de tener ecuaciones que dependan de la variable tiempo (flujo no estacionario) es esencial la definición de un nivel de aproximación temporal. No es posible tampoco estudiar la evolución de las variables en el tiempo de forma continua. El nivel indicará la forma de modelizar la evolución real introduciendo lo que se denomina discretización temporal del sistema de ecuaciones. A partir de la solución calculada se podrá realizar un promediado temporal oportuno para estudiar ciertas características medias de flujo que dependan de la evolución de

las variables con el tiempo.

Finalmente, se pueden manipular las ecuaciones eliminando ciertos términos cuya influencia en un determinado problema se considere despreciable. La conclusión de que algún término no afecta a la solución de un determinado flujo se debe alcanzar tras analizar detenidamente la sensibilidad del problema ante valores dispares de dicho término. Normalmente dicho estudio se hace tras dimensionalizar convenientemente las ecuaciones y realizar el correspondiente análisis de semejanza (técnicas asintóticas). Esta cuestión es de importancia capital en la Mecánica de Fluidos y está en el origen de cualquier estudio experimental. Desde el punto de vista numérico, la eliminación de algún término en las ecuaciones introduce lo que se denomina nivel de aproximación dinámico de las ecuaciones consideradas.

Resumiendo, desde el modelo matemático (ecuaciones diferenciales no lineales) que aproxima la realidad física en un medio continuo se llega a un número finito de ecuaciones algebraicas que eliminan algún término de las ecuaciones de partida y que aproximan la evolución temporal real que, tras resolver con técnicas apropiadas, proporcionan una aproximación al valor de las variables incógnita en los puntos elegidos como discretización espacial del dominio de cálculo. En definitiva, se establece un nivel de aproximación numérico límite por debajo del cual será imposible acercarse al valor real de las variables en los puntos elegidos. Sin embargo, desde un punto de vista ingenieril, el proceso descrito es perfectamente válido y ha significado a lo largo de la evolución de las técnicas numéricas, la posibilidad de mejorar diseños y ahorrar mucho esfuerzo que de otra manera supondría trabas insalvables a la evolución de muchos sectores industriales. En la figura 8 se muestra gráficamente la panorámica explicada en este apartado. (ANSYS CFX-SolverTheory Guide, 2017)



Figura 8. Técnicas de aproximación numérica en MF.

Fuente: ANSYS CFX-SolverTheory Guide.

2.2.22. Método de solución numérica.

(J. Anderson, 2002) Existen dos métodos fundamentales para el diseño y el análisis de sistemas en ingeniería relacionados con el flujo de fluidos: uno es la experimentación y otro es el cálculo. La experimentación, es basada mediante la construcción de modelos que son ensayados en instalaciones, mientras el segundo, el cálculo significa la resolución de ecuaciones diferenciales, estas ecuaciones se resuelven por métodos analíticos tradicionales o por métodos alternativos como se aplica a este trabajo, la cual es el método de volumen finito, en ambos métodos se puede hacer el uso de las herramientas computacionales para rapidez de cálculos.

Ambos métodos se complementan entre sí, por ejemplo, los ingenieros podrían obtener propiedades globales, como sustentación, fuerza de arrastre, caída de presión o potencia, experimentalmente; pero emplean la CFD para obtener detalles acerca del campo de flujo, como los esfuerzos de corte, velocidad y perfiles de presión y líneas de corriente. Además, los datos experimentales se emplean con frecuencia para validar soluciones de CFD al comparar cantidades globales determinadas de manera computacional y experimental. La CFD se

emplea para reducir la cantidad necesaria de análisis experimental. Actualmente la dinámica de fluidos computacional puede manejar flujos laminares, pero los flujos turbulentos de interés práctico son difíciles de resolver sin tener que recurrir a los modelos de turbulencia. Por desgracia, ningún modelo de turbulencia es universal y una buena solución en CFD de flujo turbulento depende de que tan apropiado sea el modelo de turbulencia aplicado. A pesar de esta limitación, los modelos estándares producen resultados razonables para muchos problemas prácticos de ingeniería. Continuando con lo antes dicho, se tiene que el punto de partida de cualquier método numérico es el modelo matemático, la selección las ecuaciones diferenciales o integrales y las condiciones de borde. Se elige un modelo apropiado para la aplicación (flujos compresibles o incompresibles, turbulentos, de dos o tres dimensiones, etc.). Como ya dijimos, este modelo podría incluir simplificaciones de las leyes de conservación. Un método de solución es designando un modelo para una ecuación en particular seleccionada.

2.2.23. Método de discretización.

Después de seleccionar el modelo matemático, se tiene que elegir un método de discretización apropiado, un método de aproximación de las ecuaciones diferenciales por un sistema de ecuaciones algebraicas para las variables en estudio de localizaciones discontinuas en espacio y tiempo. Hay muchos enfoques, pero los más importante son: diferencia finita (FD), volumen finito (FV) y los métodos de elemento finito (FE). Cada método produce la misma solución si el mallado es muy refinado. Sin embargo, algunos métodos son más apropiados para alguna clase de problemas que otros. A menudo la preferencia es determinada por la actitud del desarrollador. (ANSYS CFX-SolverTheory Guide, 2017).

2.2.24. Mallado o discretización numérica.

La generación de la malla donde se definen las celdas que es el punto de partida para el cálculo de las variables de flujo (velocidad y presión, etc.), en todo el dominio computacional. Los modernos paquetes comerciales de CFD vienen

con sus propios generadores de malla y también están disponibles programas para generar mallas independientes.

Las ubicaciones discontinuas en las que las variables calculadas son definidas por la discretización numérica que es esencialmente una representación discontinua del dominio geométrico sobre el cual el problema será solucionado. Divide el dominio de solución en un número finito de subdominios (elementos, volúmenes de control, etc.). Algunas de las opciones disponibles son las siguientes:

Mallas regulares estructuradas

Consta por celdas planas con cuatro lados (2D) o celdas volumétricas con seis caras (3D). Aunque la forma rectangular de las celdas podría estar distorsionada, cada celda se enumera de acuerdo con los índices (i, j, k) que no necesariamente corresponden a las coordenadas “x”, “y” y “z”.

A continuación, en la figura 9 se muestra un ejemplo de malla estructurada bidimensional con nueve nodos y ocho intervalos en el lado superior e inferior, y cinco nodos y cuatro intervalos en los lados derecho e izquierdo. Se muestran los índices i y j. La celda sombreada está en (i=4, j=3).

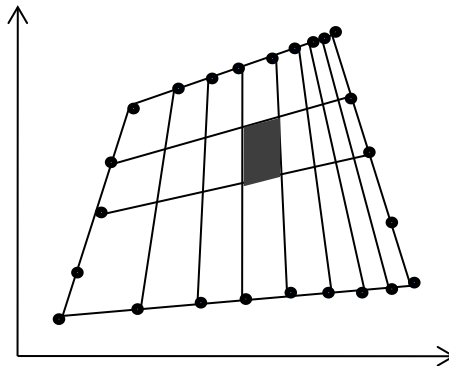


Figura 9. Malla estructurada.

Fuente: ANSYS CFX-SolverTheory Guide.

El mallado estructurado o regular está constituido por familias de cuadrículas lineales con la propiedad de que miembros de una familia no cruzan con otras y cada miembro cruza con otra familia sólo una vez. Esto permite que las líneas de una selección en particular sean enumeradas consecutivamente. La posición de cualquier punto de la cuadrícula (o el volumen de control) dentro del dominio es excepcionalmente identificado para la selección de dos o tres dimensiones. Esta es la estructura de cuadrícula más simple, ya que es de manera lógica equivalente a una cuadrícula cartesiana. Cada punto tiene cuatro vecinos cercanos en dos dimensiones y seis en tres dimensiones; uno de los índices de cada vecino del punto p (i, j, k) es diferente por ± 1 del índice correspondiente de p . Un ejemplo de una cuadrícula de 2D estructurada es indicado la figura 10.

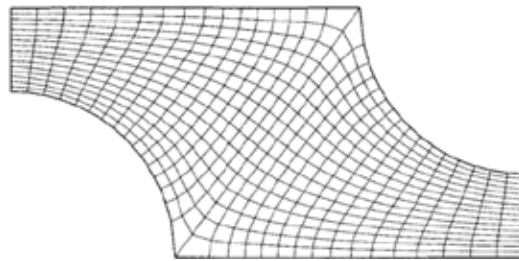


Figura 10. Cuadrícula estructurada en 2D.

Fuente: A. Pérez y C. Garre.

Efectivamente, hay muchos solvers eficientes aplicables solamente a cuadrículas estructuradas. La desventaja de cuadrículas estructuradas es que pueden ser usadas solamente para dominios de solución geométrica simple. Otra desventaja es que podría ser difícil controlar la distribución de los puntos de la cuadrícula: la concentración de puntos en una región para razones de exactitud produce pequeños espacios innecesarios en otras partes del dominio solución y un desperdicio de recursos. Este problema es exagerado en los casos de 3D. Las celdas largas también podrían afectar la convergencia adversamente.

Mallas estructurado en bloque

En las cuadrículas estructuradas en un bloque, hay dos (o más) niveles de

subdivisión del dominio solución. Sobre el nivel rugoso, hay bloques en el que son relativamente grandes los segmentos del dominio; su estructura podría ser irregular y pueden o no ser superpuestos. Sobre el nivel (dentro de cada bloque) es definida una cuadrícula estructurada. El trato especial es necesario en las interfaces. En la figura 11 un mallado estructurado de bloque con combinación en las interfaces, es designado para el cálculo de la circulación del flujo en 2D alrededor de un canal cilíndrico y contiene tres bloques.

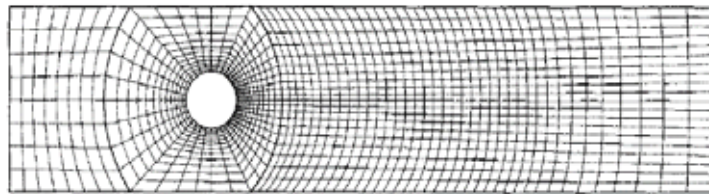


Figura 11. Mallado estructurado con interfaz ajustada.

Fuente: A. Pérez y C. Garre.

En la figura 12 se presenta un mallado estructurado en bloque sin ajuste en la interface; usado para calcular la circulación alrededor de un hidrodenslizador sumergido (hydrofoil). Consta de cinco bloques de cuadrículas de diferentes tamaños. Esta clase de cuadrícula es más flexible que los previos, cuando admite el uso de cuadrículas más finas en las regiones donde es requerida una gran resolución. El no ajuste en las interfaces puede ser tratado de una manera completamente conservadora. La programación es más difícil que para tipos de cuadrícula descritos antes. El Solver para mallas estructuradas puede ser aplicable como bloque, y los dominios de flujo complicados pueden ser tratados con estas cuadrículas. Es posible la refinación local del modo bloque (la cuadrícula puede ser refinada en algunos bloques).

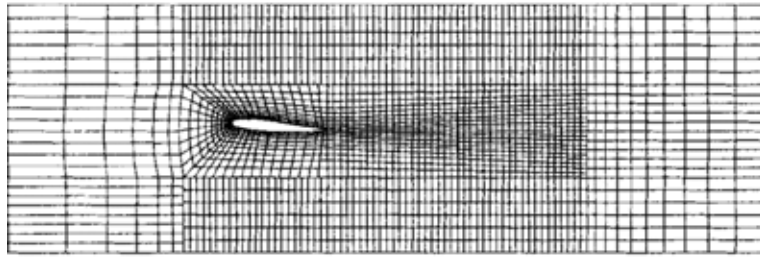


Figura 12. Mallado estructurado en bloque 2D sin interfaces ajustadas.

Fuente: A. Pérez y C. Garre.

Las cuadrículas estructuradas con bloques con superposición se muestran en la figura 13. En la región de superposición, las condiciones de bordes para un bloque son obtenidas interpolando la solución del otro bloque (en superposición). La desventaja de estas cuadrículas es que las leyes de conservación no se hacen cumplir fácilmente en los límites del bloque. La ventaja de este enfoque es que los dominios complicados son arreglados con más facilidad y puede ser usado en los siguientes cuerpos móviles: un bloque es fijado al cuerpo y se mueve con él, mientras que una cuadrícula inactiva cubre los entornos. Este tipo de cuadrícula no es usada a menudo, aunque tiene sus partidarios.

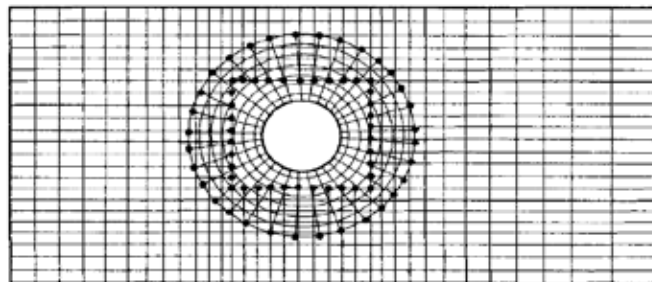


Figura 13. Mallado compuesto en 2D.

Fuente: A. Pérez y C. Garre.

Cuadrículas (mallado) poco estructuradas

Consta de celdas de varias formas, comúnmente se emplean triángulos o cuadriláteros (2D) o tetraedros o hexaedros (3D). Se generan dos mallas no estructuradas para el mismo dominio que el de la figura 9, con la misma

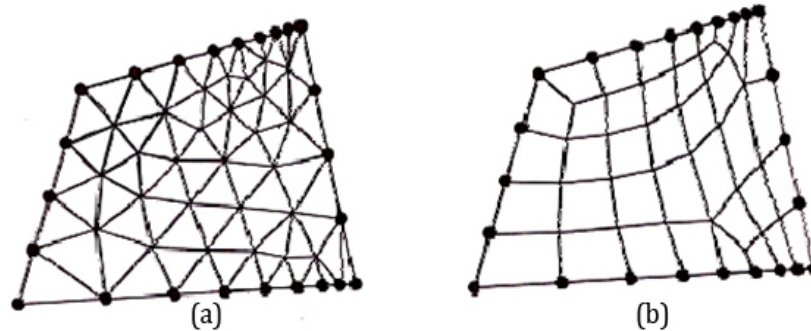
distribución de intervalo en los lados. A diferencia de la malla estructurada, en la no estructurada, no puede identificarse a las celdas de manera única mediante los índices i y j , en cambio, las celdas se numeran internamente de alguna otra manera por el paquete de la CFD.

Para configuraciones geométricas complejas, por lo general, es más fácil para el usuario del paquete de generación de malla crear una no estructurada. Por ejemplo, algunos paquetes de CFD (usualmente antiguos) están escritos de manera específicas para mallas estructuradas, estos convergen con mayor rapidez y con mayor exactitud, por utilizar la identificación celdas por índices como se hace en caso de mallas estructuradas; los modernos paquetes de CFD de aplicación general ya no presentan este problema ya que pueden manejar mallas estructuradas y no estructuradas. Por lo que se generan menos celdas con una malla estructuradas que con una no estructurada.

A continuación, se presenta un ejemplo de malla no estructurada bidimensional con 9 nodos y 8 intervalos en los lados superior e inferior, y 5 nodos y 4 intervalos en los lados izquierdo y derecho. También la misma distribución de nodos que en la figura 14 (a) malla triangular no estructurada y 14 (b) malla cuadrilátera no estructurada. La celda sombreada en (a) es levemente sesgada.

Útil para configuraciones muy complicadas, es el tipo de cuadrícula más flexible que puede ajustarse al límite de un dominio de solución arbitraria. En principio, tales cuadrículas podían ser usadas con cualquier plan de discretización, pero se adaptan mejor al volumen finito y aproximaciones a elemento finito. Los elementos o los volúmenes de control podrían tener cualquier forma; no hay una restricción sobre el número de elementos vecinos o nodos. En la práctica, las cuadrículas hechas de triángulos o cuadriláteros en 2D, y tetraedros o hexaedros en 3D son usados a menudo. Tales cuadrículas pueden ser generadas automáticamente por los algoritmos existentes. Si se desea, la cuadrícula puede ser hecha de forma ortogonal, el radio de aspecto es fácilmente controlado, y la cuadrícula puede ser refinada fácilmente a nivel local. La ventaja de la flexibilidad

es compensada por la desventaja de la irregularidad de la estructura de los datos. Las ubicaciones de los nodos y las conexiones vecinas necesitan ser especificadas explícitamente. Los “Solvers” para los sistemas de ecuaciones algebraicas son generalmente más lentos que para cuadrículas regulares.



Malla triangular no estructurada. Malla cuadrilátera no estructurada.

Figura 14. Malla no estructurada.

Fuente: A. Pérez y C. Garre.

Las mallas poco estructuradas son usadas con métodos de elemento finitos, y cada vez más, con los métodos de volumen finitos. Los códigos de computación para cuadrículas poco estructuradas son más flexibles. No necesitan ser cambiados cuando la cuadrícula es refinada a nivel local, o cuando son usados los elementos o volúmenes de control de formas diferentes. Sin embargo, la generación del mallado y el preprocesamiento son generalmente más difíciles. Un ejemplo de una cuadrícula poco estructurada, se muestra en la figura 15.

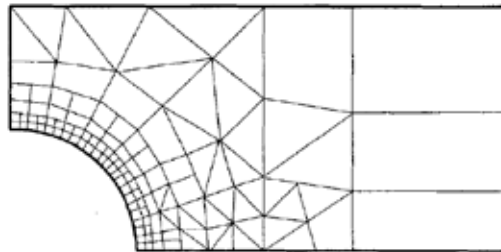


Figura 15. Ejemplo de mallado no estructurado en 2D.

Fuente: A. Pérez y C. Garre.

En las capas límite, donde las variables de flujo cambian con rapidez en la dirección normal de la pared y requieren de mallas de alta resolución en la cercanía de ésta, las mallas estructuradas permiten una resolución mucho más fina que las no estructuradas para el mismo número de celdas. Las celdas de mallas estructuradas son más delgadas y están muy compactadas cerca del lado derecho a diferencia que las celdas de mallas no estructuradas (ver figura 11)

Se debe enfatizar que sin importar el tipo de malla que se vaya a utilizar (estructurada o no estructurada, cuadrilátera o triangular, etc.), es la calidad de la malla lo que es más imprescindible para soluciones confiables de CFD. En particular, debe tenerse cuidado que cada una de las celdas no esté muy sesgada porque esto puede crear dificultades e inexactitudes en convergencia en la solución numérica. La celda de la figura 16 (a) es una celda con sesgo moderadamente alto, es la desviación respecto de la simetría. Existen varias clases de sesgo, tanto para celdas de dos como de tres dimensiones, el tipo de sesgo apropiado para celdas bidimensionales es el sesgo equilátero, definido en la ecuación:

$$\frac{\alpha - \beta}{\alpha + \beta} = \text{sesgo} \quad (\text{EC. 42})$$

Dónde: α y β son los ángulos mínimo y máximo (en grados) entre dos lados cualesquiera de la celda. α_0 es el ángulo entre dos lados de una celda equilátera ideal con el mismo número de lados.

En celdas triangulares el $\alpha_0 = 60^\circ$ y para celdas cuadriláteras $\alpha_0 = 90^\circ$. Se muestra mediante la ecuación 2.66 que $0 < \text{sesgo} < 1$ para cualquier celda de 2D. Por definición, un triángulo equilátero tiene sesgo cero. De la misma manera, un cuadrado o rectángulo también tienen sesgo cero. Un elemento triangular o cuadrilátero muy distorsionado podría tener un sesgo inaceptable alto (figura 16 (b)). Algunos paquetes de generación de malla emplean esquemas numéricos para emparejar la malla con el fin de reducir el sesgo.

Uno de los factores que afectan la calidad de la malla pueden ser los cambios abruptos en el tamaño de celda, esto conduce al programa de CFD a dificultades numéricas o de convergencia. También, las celdas con una razón de sus dimensiones muy grande a veces pueden causar problemas. Aunque es posible reducir la cantidad de celdas al usar una malla estructurada en vez de una no estructurada, depende de la forma del dominio computacional.

A continuación, se muestra el sesgo (a) para un triángulo equilátero, donde tiene sesgo cero, pero para un triángulo muy distorsionado tiene un sesgo alto. (b) de manera similar se muestra un rectángulo que tiene sesgo cero, pero una cuadrilátera muy distorsionada que tiene sesgo alto.

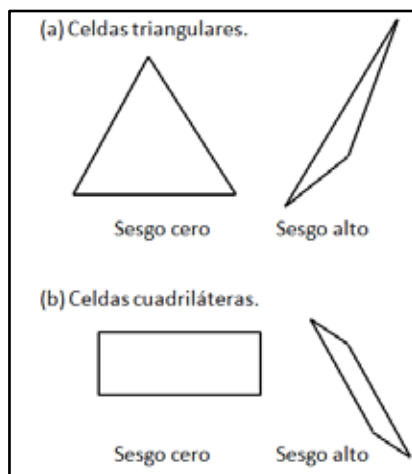


Figura 16. Sesgo en celdas.

Fuente: A. Pérez y C. Garre.

Mallas híbridas

Una malla híbrida es la que combina regiones o bloques de mallas estructuradas y no estructuradas. Por ejemplo, se puede juntar una malla estructurada cercana a una pared con un bloque de malla no estructurada fuera de la región de influencia de la capa límite. Con frecuencia se emplea una malla híbrida para permitir alta resolución cerca de una pared sin necesitar alta resolución lejos de la pared. Cuando se genera cualquier tipo de malla

estructurada, no estructurada e híbrida, debe tenerse cuidado siempre de que cada una de las celdas no esté muy sesgada. (A. Pérez y C. Garre, 2011)

2.2.25 Procedimiento para la solución en CFD

Para resolver de manera numérica las ecuaciones de gobierno del problema a estudiar en este trabajo se tienen los siguientes pasos:

Elegir un dominio computacional y se genera una malla (conocida también como red de nodos); este dominio se divide en muchos elementos pequeños llamados celdas. Para dominios de dos dimensiones (2D), las celdas son áreas, mientras que para dominios tridimensionales (3D) las celdas son volúmenes. Un dominio computacional es la región en el espacio en la cual las ecuaciones de movimiento se resuelven mediante la CFD. Una celda es un subconjunto pequeño del dominio computacional. Los límites de un dominio bidimensional se denomina lados, y los límites de un dominio tridimensional se llaman caras.

Especificar las condiciones de frontera en cada lado del dominio computacional (flujos 2D) o en cada cara del dominio (flujos 3D).

Seleccionar el tipo de fluido (agua, aceite, gasolina, entre otros), junto con las propiedades del fluido (temperatura, densidad, viscosidad, etc). La mayoría de los paquetes de CFD tienen integrada bases de datos de propiedades de algunos fluidos.

Los valores de la primera aproximación para las variables del campo de flujo se especifican para cada celda. Estas son condiciones iniciales, que podrían ser correctas o no, pero son necesarias como punto de partida, para que la iteración pueda seguir. Al comenzar con los valores de la primera aproximación, las formas discretizadas de las ecuaciones de gobierno se resuelven por iteración, en el centro de cada celda. Si se trasladan todos los términos de la ecuación 2.39 a un lado para obtener cero del otro lado de la ecuación, la solución numérica sería “exacta” cuando al sumar todos estos términos, el residuo, se volviera cero para cada celda

del dominio en una solución de CFD, esta suma nunca es cero, pero suele disminuir al hacer las iteraciones. Un residuo se considera como una medida de la desviación de una solución numérica para determinada ecuación de conservación o transporte respecto a la solución exacta, se debe monitorear el residuo promedio relacionado con cada ecuación de conservación o transporte para ayudar a determinar cuándo converge la solución. A veces se necesitan cientos, o hasta miles, de iteraciones para que converja la solución a una solución final. Cuando converge la solución, las variables del campo de flujo como la velocidad y la presión se trazan y analizan gráficamente, Los usuarios pueden definir a y analizar otras funciones particulares que se forman mediante combinaciones algebraicas de variables de campo de flujo. La mayoría de los paquetes de CFD tienen integrados post- procesadores, diseñados para analizar el campo de flujo de manera gráfica y rápida, también hay paquetes post-procesadores autónomo. Las propiedades globales del campo de flujo, como la caída de presión, las propiedades integrales, como las fuerzas (de sustentación y de arrastre), los torques que actúan sobre un cuerpo, se calculan a partir de la solución que se obtiene por convergencia. Con la mayoría de los paquetes de CFD esto puede hacerse “sobre la marcha” a medida que proceden las iteraciones, en numerosos casos, de hecho, es aconsejable monitorear estas cantidades junto con los residuos durante el proceso de iteración; cuando converge una solución, las propiedades globales e integrales deben establecerse en valores constantes también. (ANSYS CFX-SolverTheory Guide, 2017).

2.2.26. Verificación de la geometría

Para determinar si la convergencia de la solución numérica es fiable, existen algunos criterios computacionales basados en la calidad del mallado que permiten corroborar la veracidad de los resultados.

Verificación de ejes “silver edge checking”

Realiza una búsqueda de los ejes más pequeños en la geometría, los cuales

pueden producir una malla de baja calidad en regiones cercanas a estos; usando como criterio el valor de tolerancia de longitud mínima de un eje, $1,60 \times 10^{-1}$ [mm].

Verificación de caras “silver face checking”

Es un factor de verificación de geometría que relaciona el perímetro con el área para cada cara. Caras con un factor de “SliverFace” pueden resultar en mallas con una pobre calidad superficial. El Sliver Factor es calculado mediante la siguiente ecuación:

$$\text{Sliver Factor} = \frac{\text{Perímetro}^2}{\text{Área}} \quad (\text{Ec. 43})$$

El valor máximo permisible de “Sliver Factor” es 25.

Verificación de la distorsión “parametrization face checking”

Es un parámetro que mide la distorsión de las caras, la máxima distorsión aceptada normalmente es 10. (ANSYS CFX-SolverTheory Guide, 2017).

2.2.27 Calidad de la malla

Usar una malla con adecuada calidad es una parte importante para controlar los errores de discretización. La calidad de la malla puede ser medida mediante el cálculo de tres valores principalmente como lo son:

Ortogonalidad de mallado “mesh orthogonality”

El concepto de malla ortogonal se refiere al ángulo entre caras de elementos adyacentes o el ángulo entre ejes de elementos adyacentes, estén cerca de su ángulo óptimo (por ejemplo, 90° para cuadrilátero y los 60° para elementos de caras triangulares). La medida más relevante de la ortogonalidad de la malla, se ilustra a continuación en la figura 17. Se trata del ángulo entre el vector que une a dos (volumen de control) nodos (s) y el vector normal en cada punto de integración de superficie (n) asociados con el borde. El mínimo ángulo de ortogonalidad aceptable es de 20° . (A. Pérez y C. Garre, 2011)

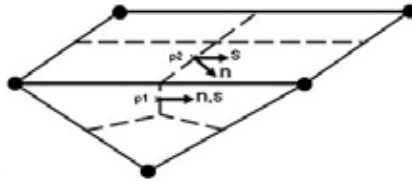


Figura 17. Ortogonalidad del mallado.

Fuente: A. Pérez y C. Garre.

Factor de expansión de la malla “mesh expansión factor”

Este factor se refiere a la mayor tasa de cambio de volumen entre volúmenes de control adyacentes y se calcula de manera aproximada relacionando el radio máximo con el radio mínimo de volúmenes de control adyacentes. El “Mesh expansión factor” recomendado para las aplicaciones es de 22. Un esquema de este factor se puede observar en la figura 18.

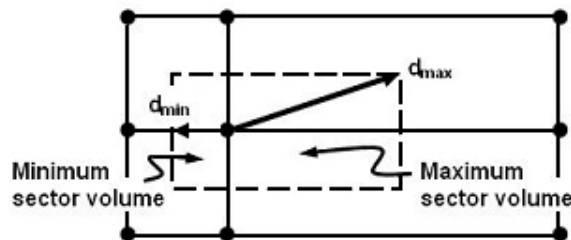


Figura 18. Factor de expansión de la malla.

Fuente: A. Pérez y C. Garre.

Aspecto de radio de la malla “mesh aspect ratio”

El concepto de “MeshAspect Ratio” estudia los elementos de la malla a medida que estos se van estrechando en mayor medida y envuelve la relación entre la máxima distancia y la mínima área adyacentes a cada nodo a través de todo el dominio. Como se ilustra en la figura 19, un rango aceptable de “MeshAspect Ratio” sería <100 .

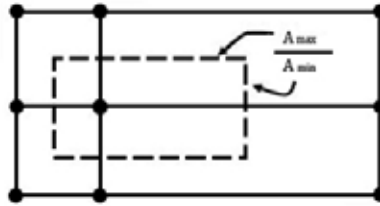


Figura 19. Aspecto del radio de la malla "MeshAspect Ratio".

Fuente: A. Pérez y C. Garre.

2.2.28 Criterio de convergencia (RMS).

El Residuo llamado “Raíz Cuadrada Media”, RMS por sus siglas en inglés “Root Mean Squar”, consiste en sumar todos los residuos del dominio, determinar la media de los residuos y por último calcular la raíz cuadrada de la media obtenida. Una medida de cuán bien converge la solución puede ser obtenida por el trazado de los residuos para cada ecuación al final de cada intervalo de tiempo de la simulación (iteración) o “TimeStep”. Para la determinación del valor de RMS razonable para evaluar la convergencia pueden tenerse en cuenta los siguientes lineamientos:

Valores por encima de 1×10^{-4} puedan ser suficientes para obtener una evaluación cualitativa del campo de flujo

1×10^{-4} es una convergencia relativamente precisa, pero puede ser suficiente para muchas aplicaciones de ingeniería

1×10^{-5} representa una buena convergencia y usualmente suficiente para la mayoría de aplicaciones de ingeniería.

1×10^{-6} ó menor representa una convergencia bastante alta y es ocasionalmente requerida para problemas sensibles a la geometría. En muchos casos no es posible obtener este nivel convergencia, particularmente utilizando un programa de solución de ecuaciones de precisión simple. (ANSYS CFX-SolverTheory Guide, 2017).

2.3 Definición de términos básicos

Aerodinámica: Es la rama de la mecánica de fluidos que estudia las acciones que

aparecen sobre los cuerpos sólidos cuando existe un movimiento relativo.

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

Densidad: Es la magnitud que expresa la relación entre la masa y el volumen de una sustancia. Su unidad en el Sistema Internacional es *kilogramo por metro cúbico* (kg/m^3), aunque frecuentemente también es expresada en g/cm^3 . La densidad es una magnitud intensiva.

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.

Ecuación de continuidad: Se usa para relacionar la densidad del fluido, el área del fluido y la velocidad de éste en dos secciones del sistema donde existe flujo estable. Es válido para todos los fluidos, ya sean gases o líquidos.

El número de Reynolds: Es una relación entre las fuerzas viscosas y las fuerzas inerciales que actúan sobre un fluido.

Fluido: Es una sustancia en la fase líquida o en la gaseosa, que se deforma de manera continua bajo la influencia de un esfuerzo cortante.

Flujo: El flujo de una cantidad por una superficie. Por ejemplo, el flujo de la energía siempre va desde algún lugar a otro lugar, es decir que la naturaleza del vector es importante.

Gradiente: El índice de mayor cambio por unidad de longitud de una variable en el espacio a partir de un punto de interés.

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.

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.

CAPÍTULO III

MARCO METODOLÓGICO

En esta sección del Proyecto de Grado se describen los métodos, técnicas y procedimientos que se utilizarán para alcanzar el objetivo general que se planteó al inicio de la investigación, el cual es, Caracterizar el flujo en perfiles de álabes en máquinas de flujo axial utilizando técnicas de aproximación numérica, a fin de obtener resultados precisos y aproximados a los conseguidos experimentalmente.

Según Balestrini, M. (2002), “el marco metodológico define el diseño de la investigación, establece la población y muestra bajo estudio, determina métodos y técnicas de recolección de datos y establece los pasos para el desarrollo de la investigación” (p. 5).

3.1. Tipo de investigación.

La investigación puede ser de varios tipos, y en tal sentido se puede clasificar de distintas maneras, sin embargo, es común hacerlo en función de su nivel, de acuerdo a esto podemos clasificarlas en: Investigación exploratoria, Arias, F. (2006). define como “aquella que se efectúa sobre un tema u objeto desconocido o poco estudiado y su resultado constituye una visión aproximada de dicho objeto, es decir, un nivel superficial del tema.” (p.23), Investigación descriptiva, Arias, F. (2006). define como aquella que “consiste en la caracterización de un hecho, fenómeno, individuo o grupo con el fin de establecer su estructura o comportamiento.” (p.24), y la Investigación explicativa, según Arias, F. (2006). establece que una investigación explicativa es aquella que “se encarga de buscar el porqué de los hechos mediante el establecimiento de relaciones causa y efecto.” (p.26).

Esta investigación será de tipo exploratoria, ya que se pretende Caracterizar el flujo en perfiles de álabes en máquinas de flujo axial utilizando técnicas de aproximación numérica, y adelantos de la Dinámica de Fluidos Computacional o CFD.

3.2. Diseño de investigación.

Según Arias, F. (2006), define el diseño de la investigación como “la estrategia

general que adopta el investigador para responder al problema planteado.” (p.26), lo que da fundamento al objetivo de la investigación.

En base al objetivo general, se concibe que el nivel de la actual investigación será de tipo documental ya que en este se busca obtener y analizar datos provenientes de materiales impresos u otro tipo de documentos para realizar la simulación del campo de flujo a través del dominio fluidizado que rodea a los distintos perfiles de álabes de máquinas de flujo axial, en este caso con ayuda de una herramienta computacional CFD. Por lo tanto, el estudio se encuentra alineado en este nivel documental.

Según el Manual de trabajos de grado, de especialización, maestría y tesis doctorales de la UPEL (2006), la investigación documental es:

el estudio de problemas con el propósito de ampliar y profundizar el conocimiento de su naturaleza, con apoyo, principalmente, en trabajos previos, información y datos divulgados por medios impresos, audiovisuales o electrónicos. La originalidad del estudio se refleja en el enfoque, criterios, conceptualizaciones, reflexiones, conclusiones, recomendaciones y, en general, en el pensamiento del autor. (p.6)

3.3. Nivel de investigación.

El nivel de investigación se refiere a la profundidad con la que se aborda el estudio, el cual se clasifica como descriptivo para la presente investigación, ya que se tomarán las características del fluido (aire), los álabes, las máquinas de flujo axial, las cuales serán descritas en detalle para con ello obtener los requerimientos fundamentales que necesita la simulación generando así resultados confiables.

Según Tamayo y Tamayo, M. (2004), establece que la investigación descriptiva “comprende la descripción, registro, análisis e interpretación de la naturaleza actual, y la composición o proceso de los fenómenos. El enfoque se hace sobre conclusiones dominantes o sobre grupo de personas, grupo o cosas, se conduce o funciona en presente.”, (p.35). En este orden de ideas, para Sabino, C (2002), la investigación de tipo descriptiva:

Trabaja sobre realidades de hechos, y su característica fundamental es la de presentar una interpretación correcta. Para la investigación descriptiva, su

preocupación primordial radica en descubrir algunas características fundamentales de conjuntos homogéneos de fenómenos, utilizando criterios sistemáticos que permitan poner de manifiesto su estructura o comportamiento. De esta forma se pueden obtener las notas que caracterizan a la realidad estudiada. (p.62)

3.4. Población y muestra.

3.4.1. Población.

Tamayo y Tamayo, M. (2004), “La población se define como la totalidad del fenómeno a estudiar donde las unidades de población poseen una característica común la cual se estudia y da origen a los datos de la investigación.”, (p.114). En este sentido, la población que se utilizara para la presente investigación está formada por todo tipo de fluido que pasa a través de los álabes de cualquier máquina de flujo axial.

3.4.2. Muestra.

Balestrini, (2002), establece que “La muestra es una parte de la población, o sea, el número de individuos u objetos señalados científicamente cada uno de los cuales es un elemento del universo.”, (p.141). En este caso la muestra seleccionada que será usada para la investigación será no probabilística o intencional, la cual para Rodríguez (2010) “Se toman para el estudio los elementos al alcance del investigador” (p.29), de allí que el fluido a utilizar será el aire y las máquinas de flujo axial serán: Ventilador axial de la serie W de la marca MULTI-WINGTM, un turbocompresor LM2500 de la marca GENERAL ELECTRIC y una turbina a gas SGT5-8000H de la marca SIEMENS.

3.5. Técnicas e instrumentos de recolección de datos.

3.5.1. Técnicas de Recolección de Datos.

Las técnicas de recolección de datos proporcionan al investigador la información necesaria, oportuna y verdadera sobre el problema planteado. A través de la recolección, no sólo se observa la realidad, sino que se fijan los lineamientos con los cuales se puede dar soluciones a los objetivos de la investigación.

En consideración a este punto, Arias (2006), plantea que “Las técnicas de recolección de datos son las distintas formas de obtener información.”, (p.53). Las

técnicas de recolección de datos que se utilizarán en la presente investigación serán la observación directa, la revisión documental:

Observación directa.

Según Tamayo y Tamayo, M. (2004), la observación directa puede describirse como “Aquella en la cual el investigador puede observar y recoger datos mediante su propia observación” (p.18). Esta técnica es muy útil para el investigador ya que, con ella, identifica y analiza la ejecución de un proceso en específico, permite establecer que se está haciendo, como se está ejecutando, quien lo realiza, en qué momento y cuánto tiempo se toma, donde se hace y porque se realiza.

La observación tiende a obtener mayor sentido al nivel técnico del procesamiento de datos, donde las tareas se cuantifican y describen más fácilmente. Los requisitos que se deben cumplir al realizar la observación son los siguientes:

Tener propósitos claros y bien definidos.

Preciar el tiempo necesario de la observación.

Controlar los resultados sistemáticamente o por escrito.

En la presente investigación, se aplicará para describir cada uno de los elementos que integran la muestra bajo estudio (fluido, máquina de flujo axial). Se observará cada elemento en acción, para con ello obtener la información necesaria que requiere la simulación y lograr así el objetivo buscado.

Revisión documental

Es una técnica de observación complementaria, que se utiliza en caso de que exista algún registro de acciones, programas y data histórica. La revisión documental permite hacerse una idea del desarrollo y las características de los procesos y también de disponer de información que confirme o haga dudar de lo que el grupo entrevistado ha mencionado.

Para Hurtado, J (2006), “Es una técnica en la cual se recurre a información escrita, ya sea bajo la toma de datos que pueden haber sido producto de mediciones hechas por otros o como texto que en sí mismo constituyen los eventos de estudio”

(p.53). En esta investigación se aplicará la técnica de revisión documental, consultando textos asociados a los sistemas de información digital en forma de presentaciones y manuales; y de forma física mediante la clasificación de documentos involucrados con los elementos bajo estudio.

3.5.2. Instrumentos de Recolección de Datos.

En cuanto a los instrumentos, Arias (2006), establece que los instrumentos de recolección de datos pueden definirse como “cualquier recurso, dispositivo o formato (en papel o digital), que se utiliza para obtener, registrar o almacenar información”. (p.68). Los instrumentos de recolección de datos que se emplearán en esta investigación son los siguientes:

Ficha de Observación

Para la observación directa, se hará uso de la ficha como material de recolección de datos para la observación, dado que es un instrumento de la investigación de campo. Este instrumento se utilizará para conocer y documentar los elementos bajo estudio y para registrar, mediante un orden cronológico, práctico y concreto; datos importantes que deberán ser analizados y verificados para el logro del objetivo propuesto.

Ficha bibliográfica

Será utilizará para registrar las características técnicas y operativas de las máquinas bajo estudio, basados en los manuales técnicos de las mismas, así como las características físico químicas del fluido utilizado en la investigación.

3.5.3. Técnicas de análisis de datos

En esta investigación se va a realizar la caracterización del flujo en perfiles de álabes en máquinas de flujo axial utilizando técnicas de aproximación numérica, a fin de establecer condiciones que permitan obtener resultados precisos y aproximados a los obtenidos experimentalmente.

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 ausencia de un banco experimental 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. La metodología a utilizar es mediante cálculo por métodos numéricos bajo una herramienta de dinámica de fluidos computacional (CFD).

3.6. Fases metodológicas.

Según Sabino, C. (2002), “toda labor de investigación requiere una metodología para desarrollarla, de manera tal que se pueda apreciar todas y cada una de los elementos que componen la acción investigativa” (p.56) El presente trabajo de investigación las fases metodológicas se desarrollan de la siguiente manera:

Fase I: Establecimiento de las variables que intervienen en el comportamiento del campo de flujo que pasa a través de los distintos perfiles de álabes de máquinas de flujo axial.

En esta fase se desarrollará una caracterización de los elementos involucrados en la investigación. Primero se revisarán y documentarán las características físico químicas del flujo (aire). Después se determinarán las características técnicas y operativas de las máquinas de flujo axial seleccionadas. Luego se registrarán los procesos y comportamiento de las máquinas cuando el flujo de aire pase a través de ellas, con esta información se establecerán las variables que caracterizan el comportamiento del campo de flujo.

En este punto, como ya se mencionó anteriormente, será necesaria la aplicación de las siguientes técnicas de recolección de datos:

Revisión documental.

Observación directa

Fase II: Modelado digital de los principales perfiles de álabes para máquinas de flujo axial utilizando herramientas de dibujo asistido por computadora CAD.

Para la ejecución de esta fase se utilizará la información obtenida en la fase anterior. Se tomarán los perfiles de los álabes de las máquinas seleccionadas, las cuales fueron caracterizadas en la fase anterior y con ello se digitalizarán a fin de modelarlas,

utilizando herramientas de dibujo asistido por computadora (CAD).

Esta información permitirá establecer una relación entre las características reales de los perfiles de los álabes y la simulación que se llevará a cabo para lograr el objetivo de la investigación.

Fase III: Configuración del dominio fluidizado, las condiciones de borde del modelo y las ecuaciones de gobierno para el campo de flujo.

Dadas las variables y los datos cuantificados, que se obtuvieron en las fases 1 y 2, se procederán a buscar las ecuaciones que permitan regir el campo de flujo tomando las condiciones de borde del modelo y las características técnicas y operativas de las máquinas seleccionadas, para con ello poder establecer el dominio fluidizado, que es necesario para simular el campo de flujo.

Fase IV: Simulación del campo de flujo mediante una herramienta de dinámica de fluidos computacional (CFD)

Una vez modelado los perfiles, caracterizado el flujo y establecido el dominio del campo, se procederá a utilizar la herramienta dinámica de fluidos computacional (CDF) para simular el campo de flujo y obtener datos de su comportamiento cuando ocurren diversos problemas como la generación de vórtices, capa límite y torbellino. Esta simulación permitirá caracterizar el flujo en perfiles de álabes en máquinas de flujo axial a través de resultados precisos.

Fase V: Evaluación de los resultados en forma de datos, gráficos y videos mediante una herramienta computacional de procedimiento matemático

Realizada la simulación se tabularán los datos y se representarán a través de gráficos y videos, a fin de compararlos con situaciones reales. Esta información será de gran relevancia a la hora de diseñar los perfiles de álabes ya que se podrá predecir su comportamiento cuando enfrenta situaciones reales que afectan su buen funcionamiento.

CAPÍTULO IV

RESULTADOS

En este capítulo se presenta el resultado de cada una de las fases metodológicas a fin de cumplir con los objetivos, el cual es, Caracterizar el flujo en perfiles de álabes en máquinas de flujo axial utilizando técnicas de aproximación numérica, 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 Establecimiento de las variables que intervienen en el comportamiento del campo de flujo que pasa a través de los distintos perfiles de álabes de máquinas de flujo axial.

El campo de flujo que se encuentra alrededor de los distintos perfiles de álabes de máquinas de flujo axial ya mencionados, no se explica detalladamente en las investigaciones existentes, o como los diferentes fenómenos se presentan dentro de la misma, por otro lado, existe apoyo en el área de la dinámica de fluidos computacional y del uso de técnicas de aproximación numérica para lograr obtener resultados deseados, pero no existen tantos en donde se detallen los diferentes comportamientos que intervienen dentro de la misma, sin embargo, se hizo una investigación bibliográfica en artículos (papers) y tesis de grado, donde se logró obtener algunas variables que suministraron mucha información para guiar esta investigación, como sería el comportamiento del fluido de (aire) cuando fluye a través de la geometría de los álabes, de este modo se puede determinar las distintas variables que influyen en el estudio de los fenómenos hidrodinámicos, tales como la capa límite, generación de vórtice y turbulencia, dichas variables para el caso de la capa límite es la diferencia de velocidades, en el caso de la generación de vórtices la viscosidad dinámica y para la turbulencia la tasa de disipación de la energía cinética turbulenta ().

4.2 Modelado digital de los principales perfiles de álabes para máquinas de flujo axial utilizando herramientas de dibujo asistido por computadora CAD.

A continuación, se mostrará el modelado digital de los principales perfiles de álabes para las máquinas de flujo axial ya mencionados, para ello se emplea una herramienta de dibujo asistido por computadora llamado SOLIDWORKS , el cual nos dará el diseño de los álabes para posteriormente realizarle las simulaciones.

4.2.1 Modelado digital del perfil del álabes del Ventilador axial de la serie W de MULTI-WING™.

Se diseñó el álabes del Ventilador axial de la serie W de MULTI-WING™ con las dimensiones descritas anteriormente por medio de SOLIDWORKS .

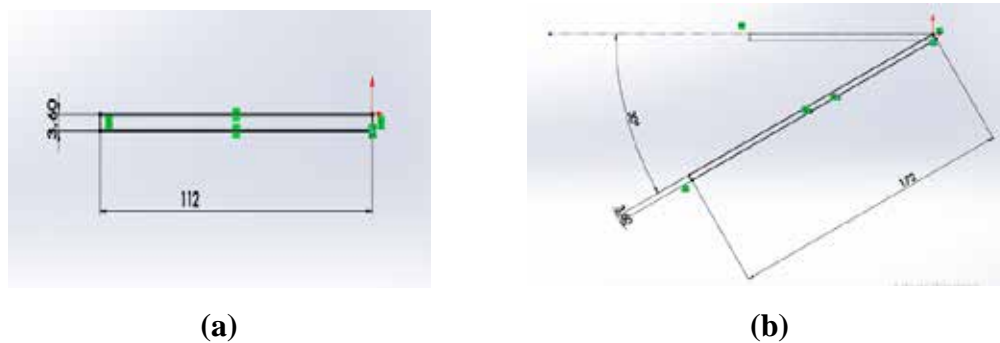


Figura 20. Vista del diseño del croquis del álabes.

Fuente: Ledezma y Ramírez (2019)

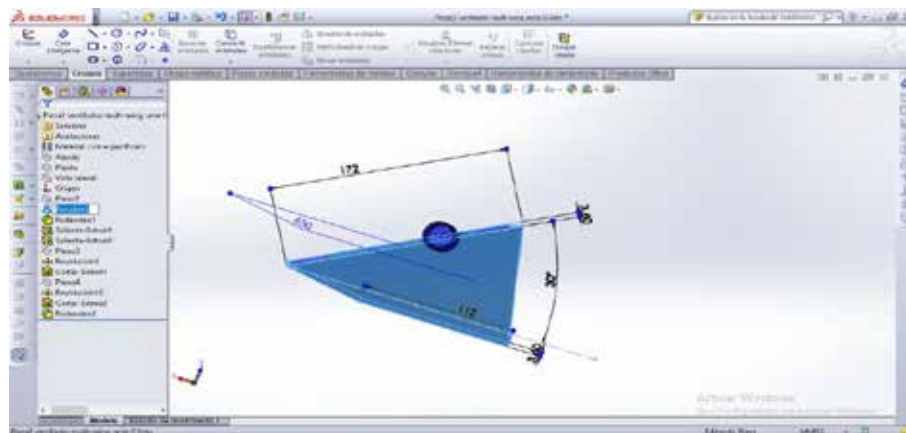


Figura 21. Recubrimiento del croquis del álabes.

Fuente: Ledezma y Ramírez (2019)

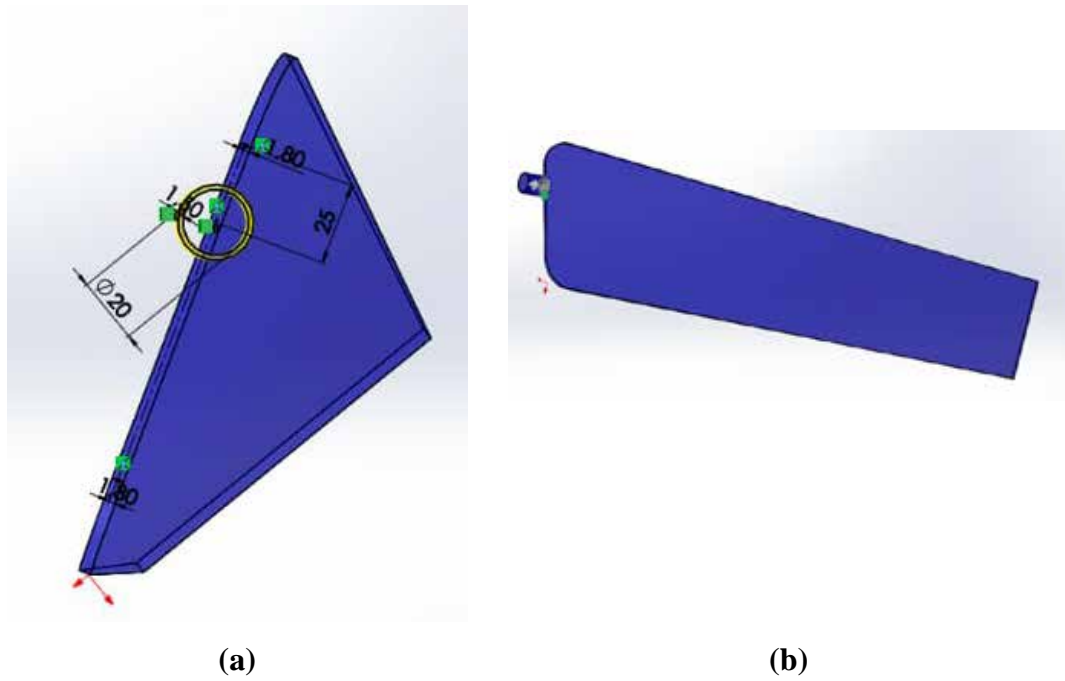


Figura 22. Vista del diseño del croquis (a) y extrusión del acople del álabe a 30mm (b).

Fuente: Ledezma y Ramírez (2019)

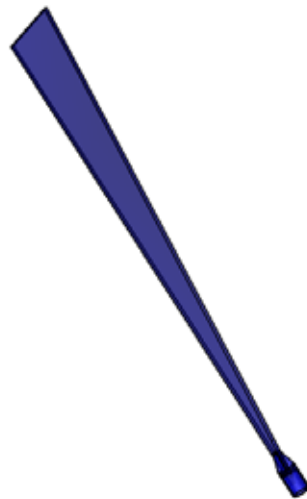


Figura 23. Diseño final del álabe del Ventilador axial de la serie W de MULTI-WING™.

Fuente: Ledezma y Ramírez (2019)

4.2.2 Modelado digital del perfil de álabe de un Turbocompresor axial LM2500.

Ya que por falta de dimensiones en catálogos que permitan el modelado digital de un Turbocompresor axial LM2500, se tomó para el diseño el álabe de un Turbocompresor del trabajo de grado de Bernal y Salazar (2019) titulado “ESTUDIO DEL FLUJO DE AIRE A TRAVÉS DE UN TURBOCOMPRESOR AXIAL MEDIANTE EL USO DE TÉCNICAS DE APROXIMACIÓN NUMÉRICAS”, el cual se realizó por medio de SOLIDWORKS . Pero para efecto de la simulación si se contarán con los parámetros de un Turbocompresor axial LM2500.

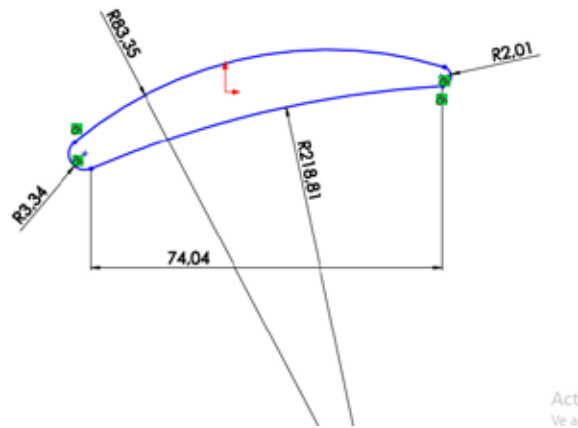


Figura 24. Vista del diseño del croquis del álabe.

Fuente: Ledezma y Ramírez (2019)

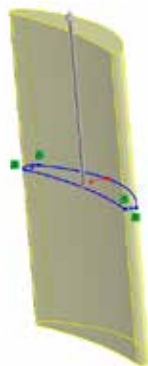


Figura 25. Vista de la extracción del croquis del álabe a 110mm.

Fuente: Ledezma y Ramírez (2019)

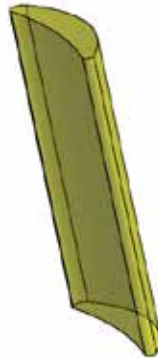


Figura 26. Diseño final del álabe del Turbocompresor.

Fuente: Ledezma y Ramírez (2019)

4.2.3 Modelado digital del álabe de la Turbina axial SGT5-8000H.

Al igual que en el caso del Turbocompresor axial LM2500, que por falta de dimensiones en catálogos que permitan el modelado digital de una Turbina axial SGT5-8000H, se tomó para el diseño el álabe de una Turbina axial del trabajo de grado de Alvarado (2009) titulado “UNA METODOLOGÍA DE DISEÑO PARA TURBINAS DE GAS DE FLUJO AXIAL”, el cual se realizó por medio de SOLIDWORKS . Pero para efecto de la simulación si se contaran con los parámetros de una Turbina axial SGT5-8000H.

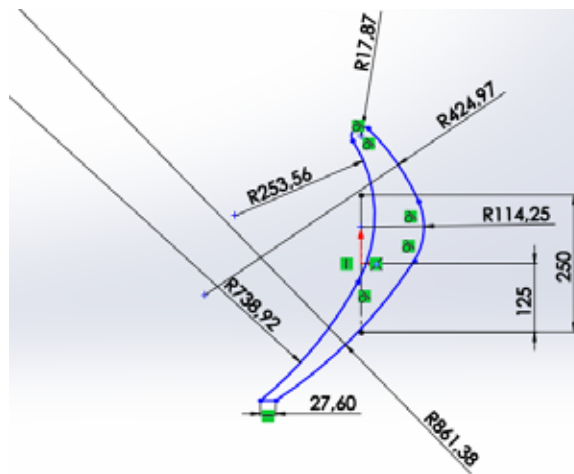
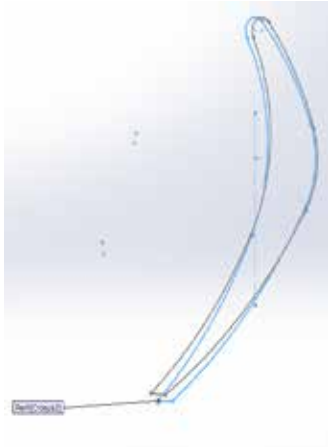
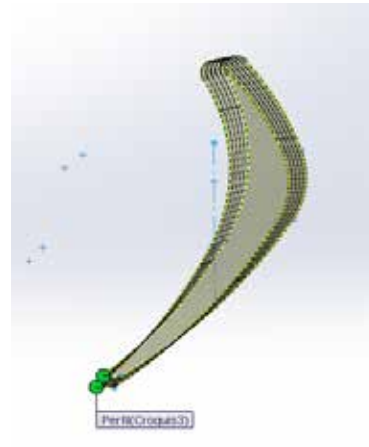


Figura 27. Vista del croquis del álabe de la Turbina axial.

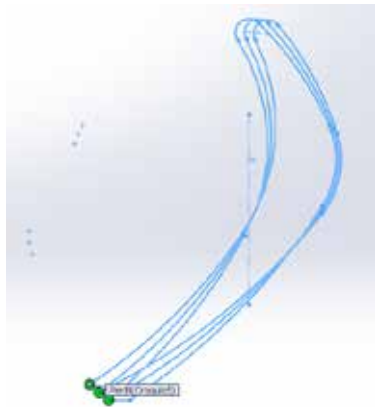
Fuente: Ledezma y Ramírez (2019)



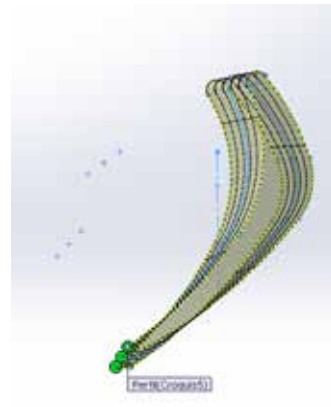
(a)



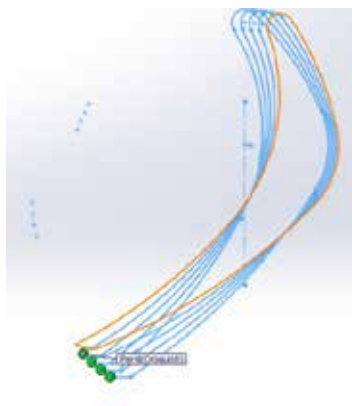
(b)



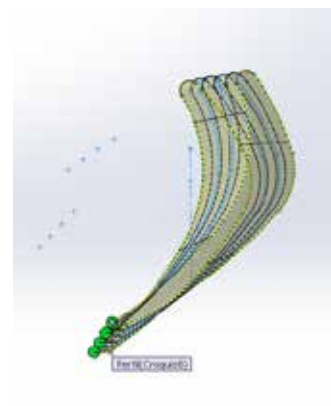
(c)



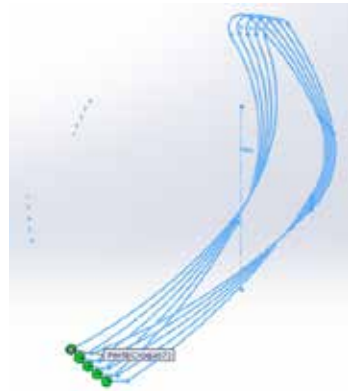
(d)



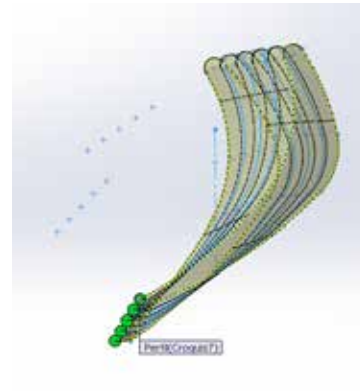
(e)



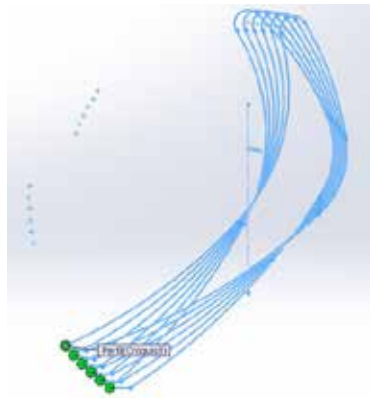
(f)



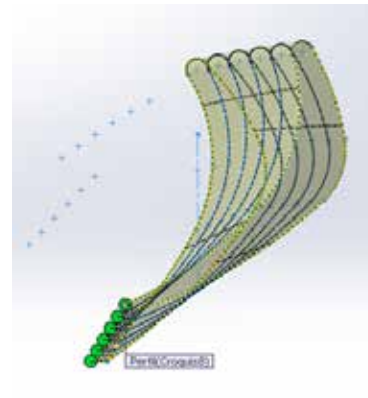
(g)



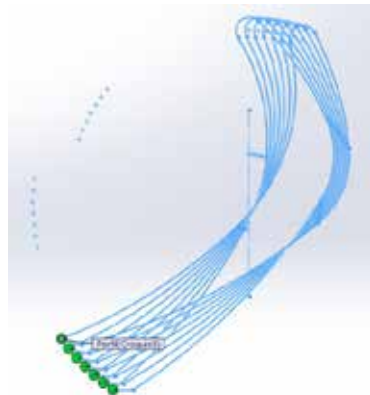
(h)



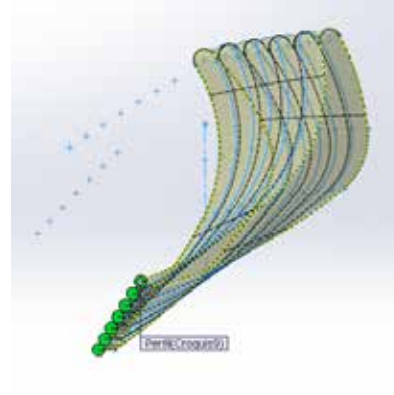
(i)



(j)



(k)



(l)

Figura 28. Vistas en secuencia de los croquis y el recubrimiento del perfil del álabe de la turbina axial.

Fuente: Ledezma y Ramírez (2019)

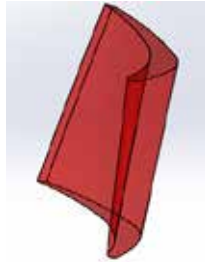


Figura 29. Diseño final del álabe de la Turbina axial.

Fuente: Ledezma y Ramírez (2019)

4.3 Configuración del dominio fluidizado, las condiciones de borde del modelo y las ecuaciones de gobierno para el campo de flujo.

Para analizar los fenómenos ya mencionados en los perfiles de álabes de máquinas de flujo axial, las cuales son el ventilador, el turbocompresor y la turbina, se tienen que tener en cuenta el flujo másico, las revoluciones, las temperaturas y el ángulo de ataque con que estos álabes operan.

4.3.1 Configuración del dominio fluidizado del Ventilador axial de la serie W de MULTI-WING™.

Se importó el dominio al Software ANSYS por medio de DesignModeler y se le asigna el ángulo de ataque.

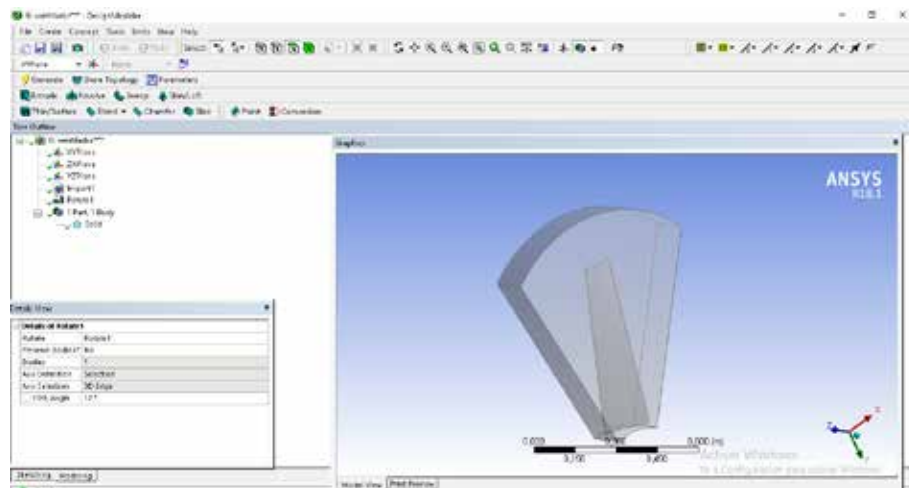


Figura 30. Importación del dominio en DM con ángulo de ataque de 12°.

Fuente: Ledezma y Ramírez (2019)

4.3.1.1 Mallado del dominio fluidizado.

Se necesitó mallar el dominio de modo que se refina los resultados de la simulación, por ello se introduce a Meshing para configurar el mallado.

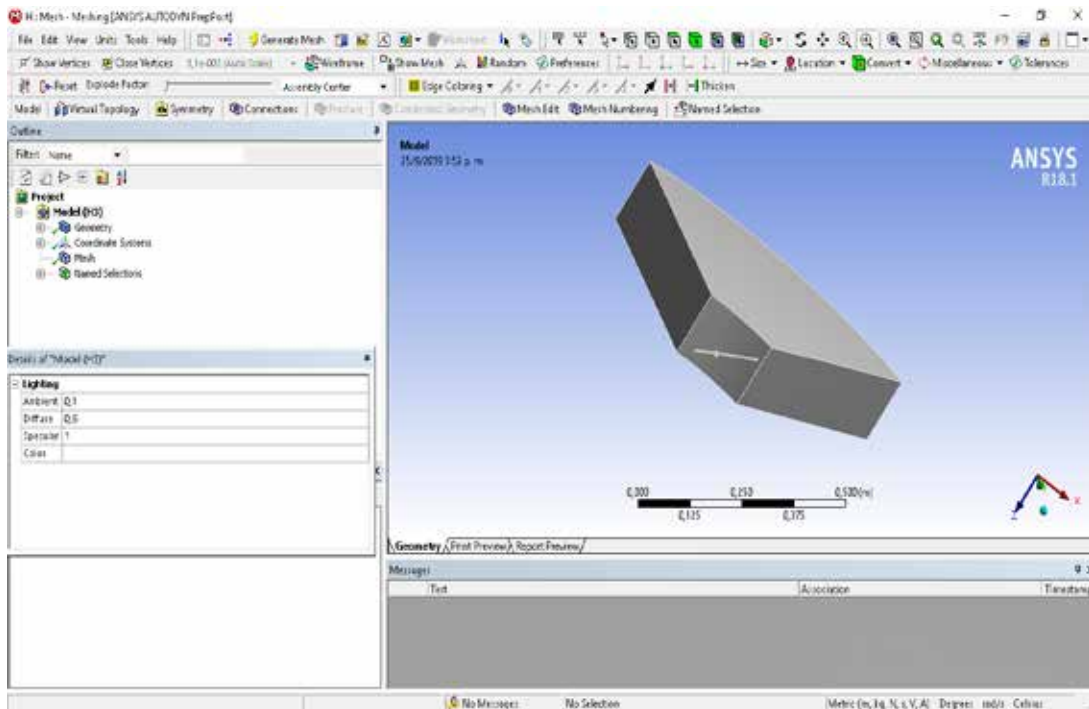
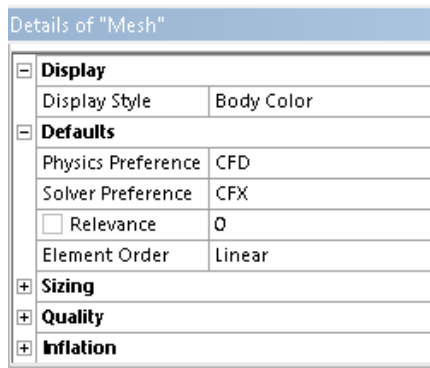


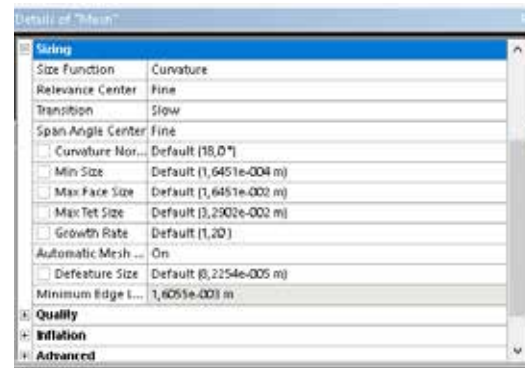
Figura 31. Vista del Dominio en Meshing.

Fuente: Ledezma y Ramírez (2019)

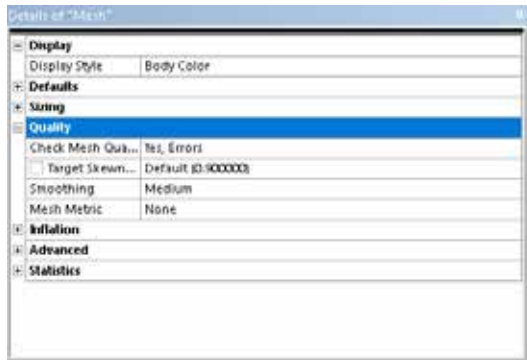
Se procede a configurar el dominio para realizar el mallado



(a)



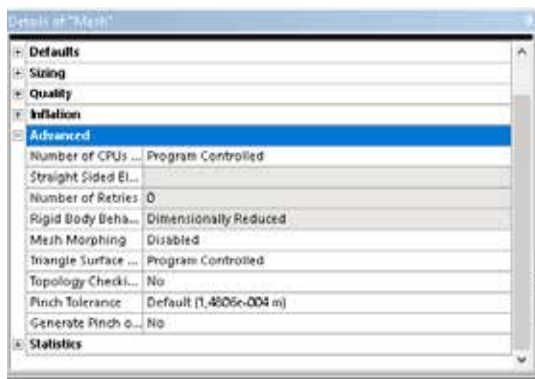
(b)



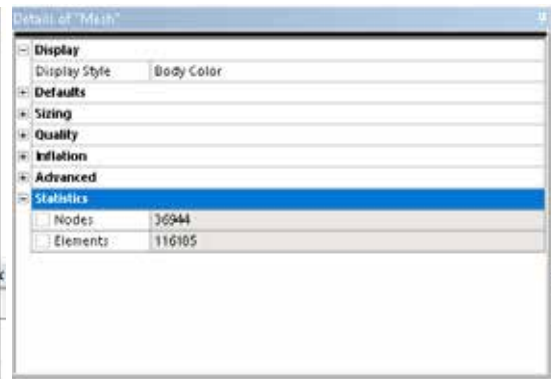
(c)



(d)



(e)



(f)

Figura 32. Parámetros de la configuración del mallado.

Fuente: Ledezma y Ramírez (2019)

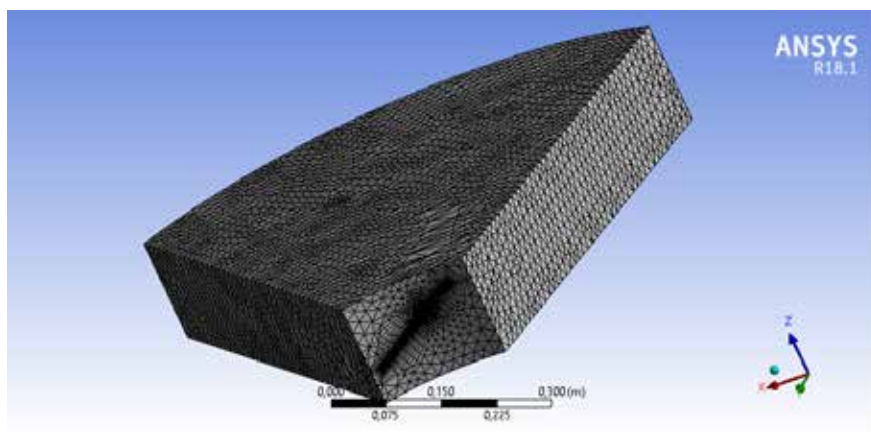


Figura 33. Resultado del mallado.

Fuente: Ledezma y Ramírez (2019)

4.3.1.2 Configuración del dominio, condiciones de borde e interfaces.

Primeramente, se importó el mallado previamente realizado, al software de análisis numérico incorporado a la herramienta CFD.

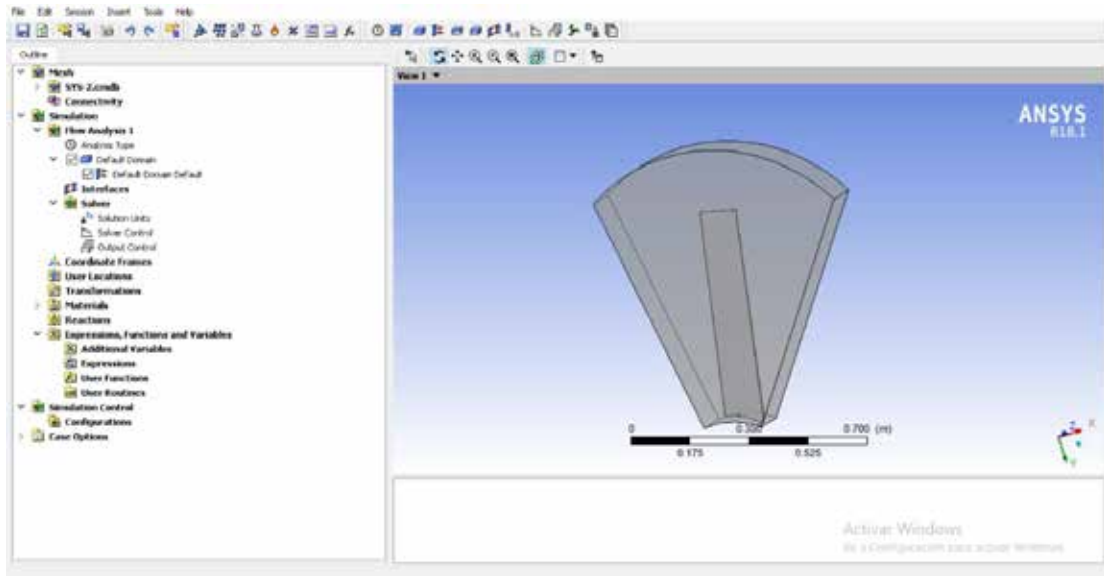


Figura 34. Vista del dominio para realizar su configuración.

Fuente: Ledezma y Ramírez (2019)

Ajustes básicos (Basic Settings).

En un principio, se configura los parámetros que rigen el dominio, para seleccionar todo dominio se ubica por medio del comando location, una vez encontrado, se selecciona “Fluid Domain” como tipo de dominio, posteriormente se inserta el tipo de fluido necesario, el cual sería “Air at 25°C” el cual es representado como aire, después se terminan de configurar las opciones como lo son; la presión de referencia a 1 atm y la rotación a (1200rpm).

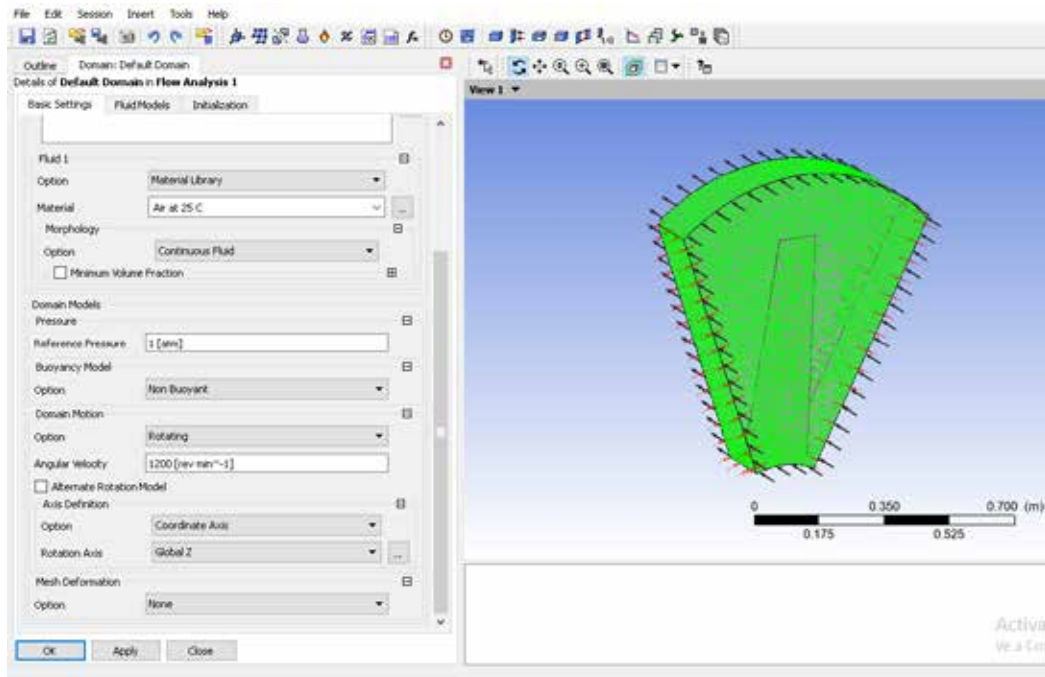


Figura 35. Ajustes básicos del Aire del dominio.

Fuente: Ledezma y Ramírez (2019)

Modelos de fluidos (Fluid Models).

Se configura el modelo homogéneo y de transferencia de calor más recomendable para realizar la simulación numérica. Para este trabajo se utilizó como modelo de turbulencia, el modelo Kappa-Epsilon (k- ϵ) para analizar los fenómenos. Se considera que el fluido se comporta como una sustancia pura, para facilitar los cálculos. Como modelo energético de transferencia de calor, se selecciona el modelo isotérmico, ya que establece que el fluido no varía su temperatura a lo largo de su recorrido por todo el dominio, por lo que se establece 288°K como la temperatura del aire.

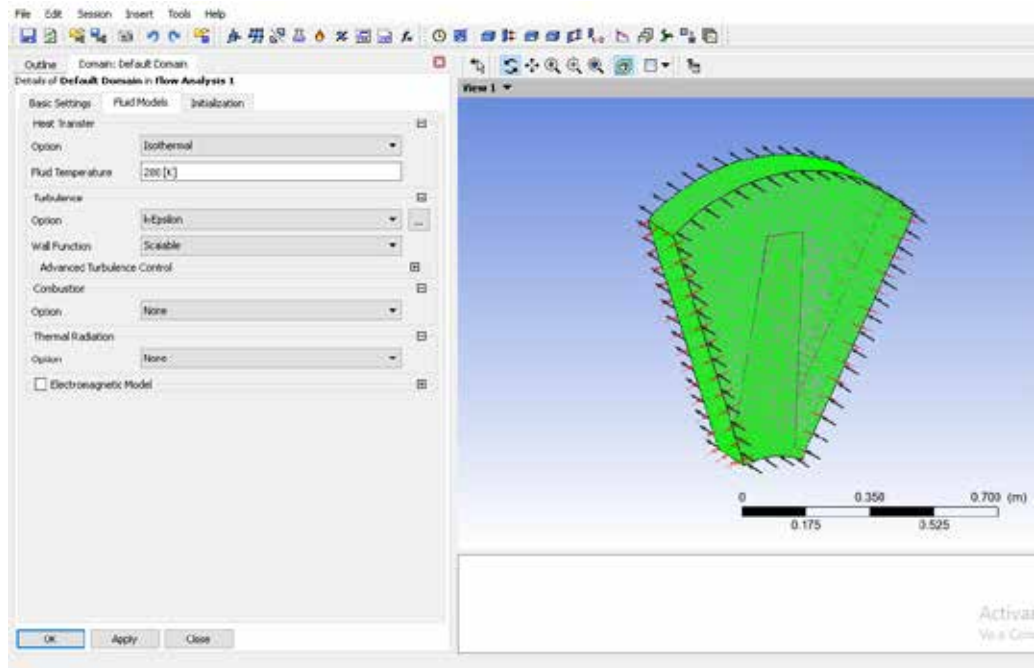


Figura 36. Configuración con transferencia de calor isotérmica a 288°K con turbulencia k-

Fuente: Ledezma y Ramírez (2019)

Establecimiento de las condiciones de borde.

Se asigna sobre las superficies de todo el dominio, las propiedades físicas y características conocidas de estas superficies, a partir del cual las ecuaciones de gobierno se resolverán.

Se asignan cuatro condiciones de borde, la primera es la entrada del álabe correspondiente al rotor, ubicada en la superficie de entrada del impulsor llamada “Inlet”, la segunda condición es la salida del rotor, llamada “Outlet” ubicada a la salida del dominio, la tercera es la condición de borde de pared llamada “Wall” ubicada en el exterior del cilindro, la cuarta es la condición de borde de pared llamada “Wall” ubicada en el interior del cilindro

Se procede a configurar la condición de borde “Entrada” como condición de borde de tipo inlet: en la ubicación de la misma sobre la superficie de entrada al impulsor es asignada automáticamente por el programa de análisis numérico, debido a

que previamente en el proceso de mallado se le asignó a esta superficie el nombre de “inlet”; posteriormente se establece esta condición de borde como estacionaria.

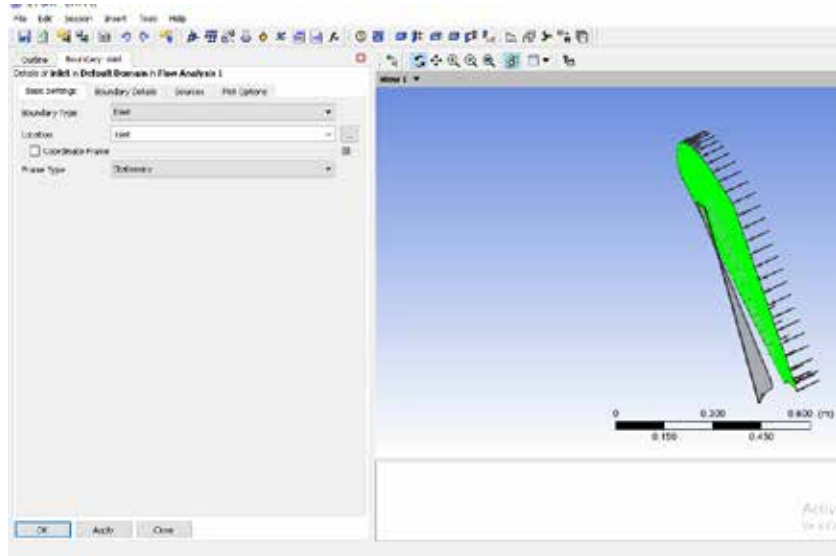


Figura 37. Configuración de la entrada “Inlet”.

Fuente: Ledezma y Ramírez (2019)

Además, se establecen las condiciones que aplicara el Inlet.

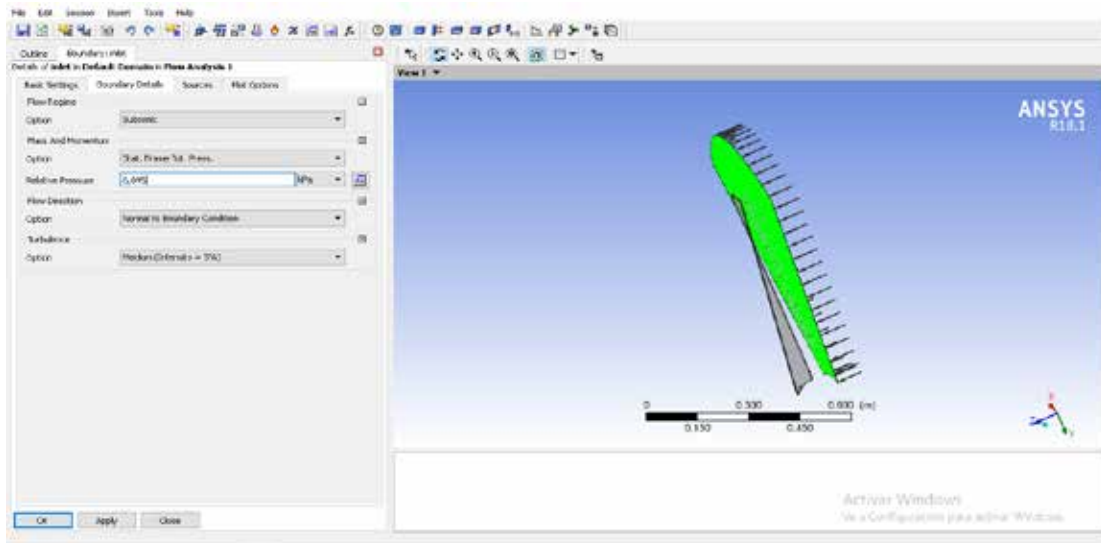


Figura 38. Establecimiento de las condiciones del Inlet.

Fuente: Ledezma y Ramírez (2019)

A continuación, se configura de igual modo la condición de borde “Salida” de tipo Outlet ubicada en la parte baja del dominio.

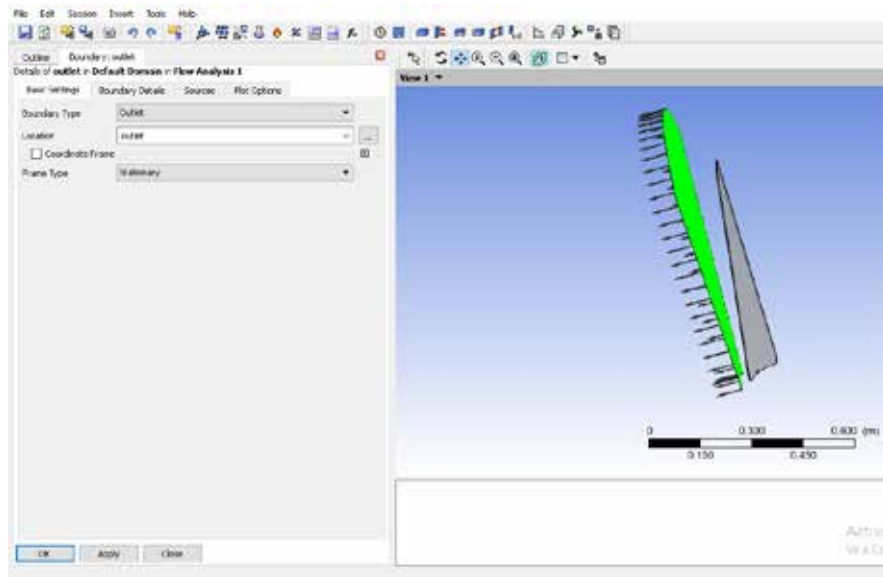


Figura 39. Configuración de la salida “Outlet”.

Fuente: Ledezma y Ramírez (2019)

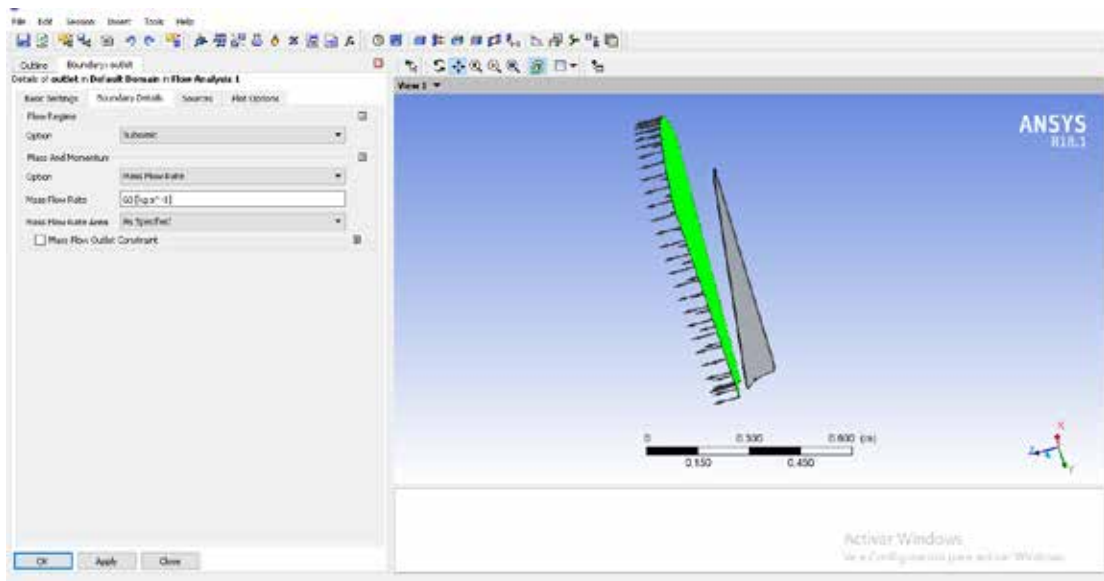


Figura 40. Establecimiento de las condiciones del Outlet.

Fuente: Ledezma y Ramírez (2019)

Seguidamente se configura la condición de borde “Pared Externa” de tipo Wall, ubicada en la parte externa del cilindro correspondiente al dominio.

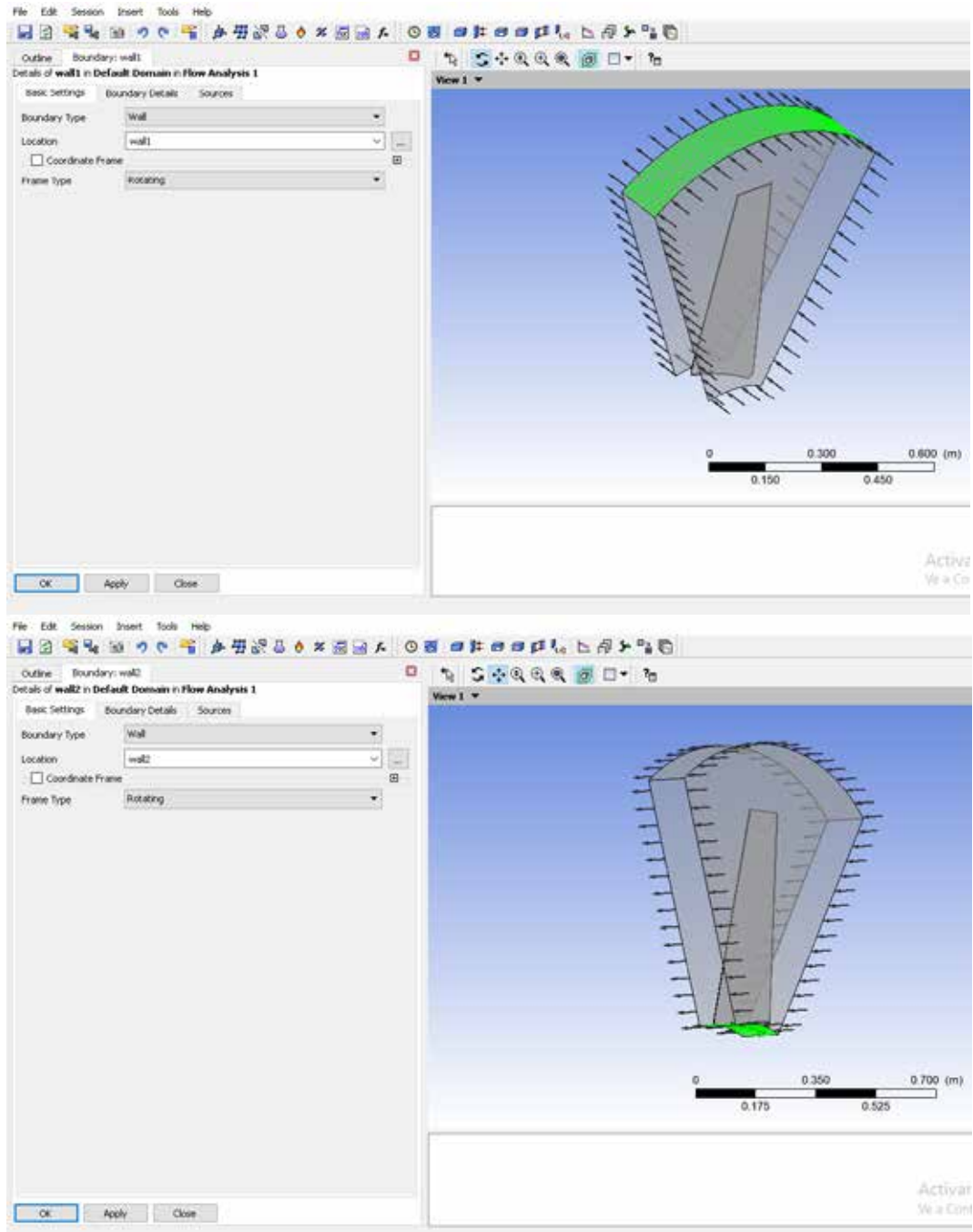


Figura 41. Configuración de la pared externa “Wall”

Fuente: Ledezma y Ramírez (2019)

De igual modo, se configura la condición de borde “Pared Interna” de tipo Wall, ubicada en la parte interna del cilindro correspondiente al dominio.

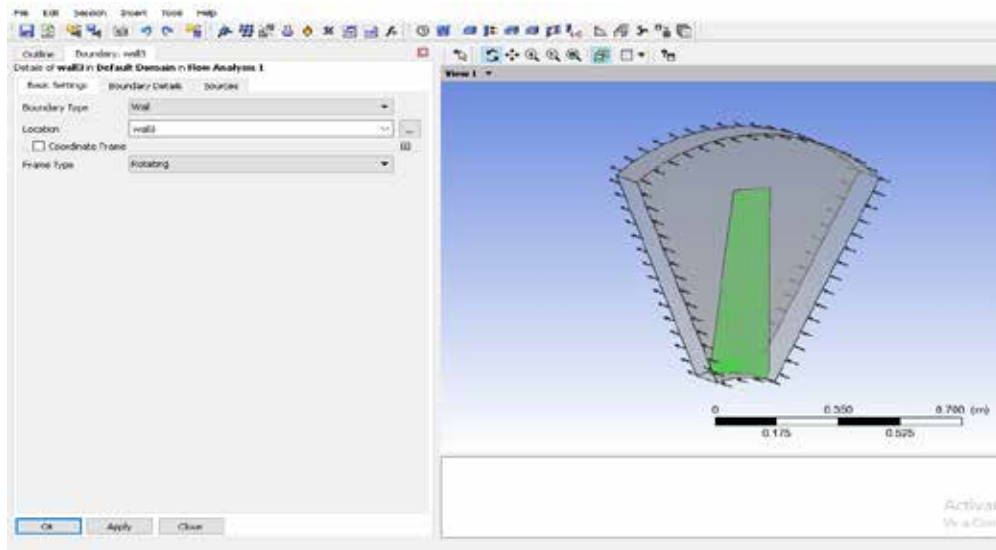


Figura 42. Configuración de la pared interna “Wall”.

Fuente: Ledezma y Ramírez (2019)

A continuación, se introduce la configuración de Symmetry (Simetría) en las condiciones de borde del dominio correspondiente a las caras restantes.

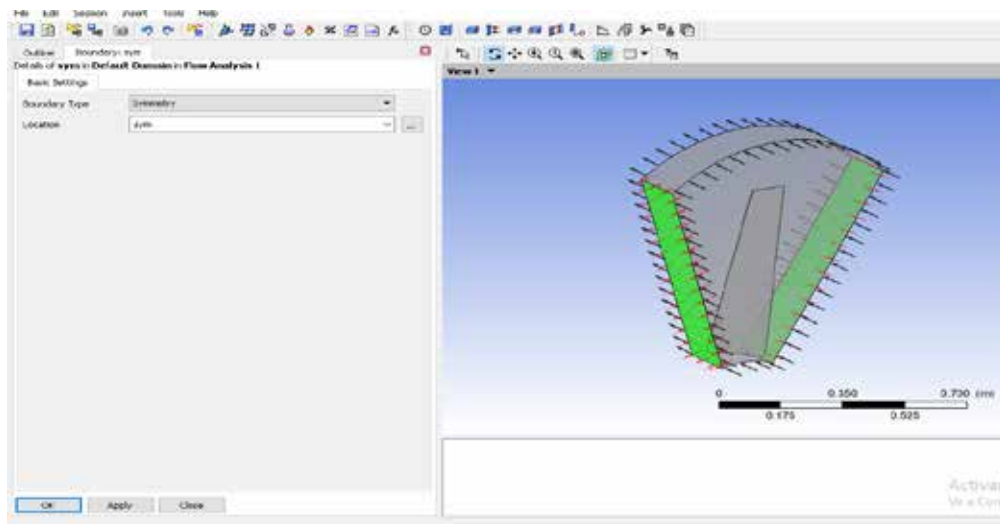


Figura 43. Configuración de la Symmetry.

Fuente: Ledezma y Ramírez (2019)

Configuración de Solver.

La configuración del Solver, se refiere a los criterios de convergencia que tendrá el software a la hora de realizar los cálculos, para esto se ingresa al panel de configuración Solver control. Es acá donde se especifica el número máximo de iteraciones o pasos a realizar para la convergencia, así como el valor objetivo del criterio de convergencia ya sea MAX o RMS.

Para el criterio de convergencia residual se coloca $1.E-4$, este valor se selecciona de acuerdo a las recomendaciones del manual de teoría del procesador de ecuaciones. Para garantizar la convergencia de la solución se colocan 500 iteraciones como límite, valor que se toma luego de realizar varias pruebas a diferentes iteraciones.

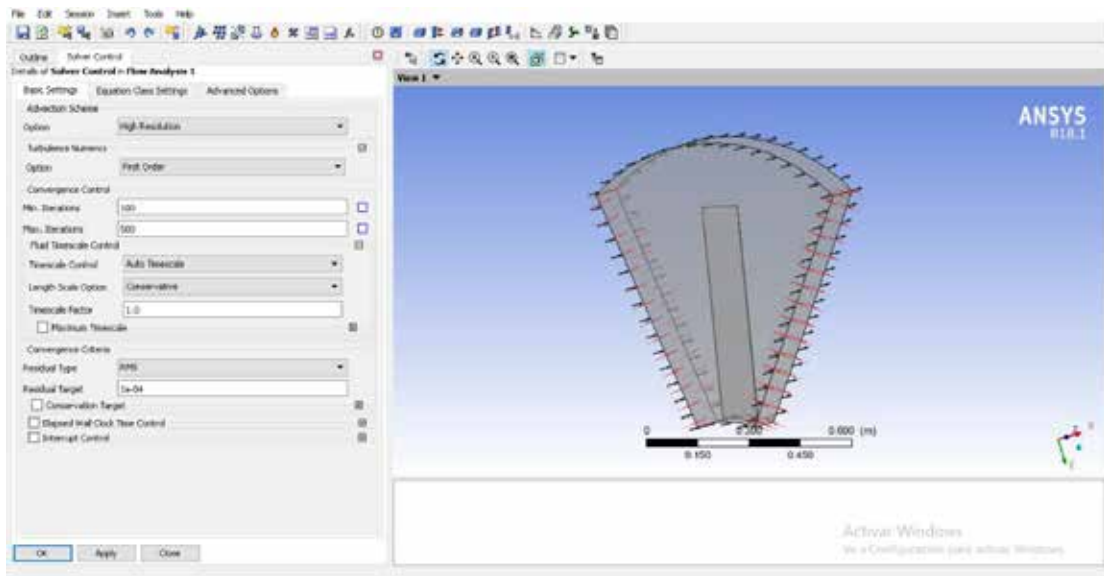


Figura 44. Configuración básica de Solver.

Fuente: Ledezma y Ramírez (2019)

4.3.2 Configuración del dominio fluidizado de un Turbocompresor axial LM2500.

Se importó el dominio al Software ANSYS por medio de DesignModeler y al cual se le asigna el ángulo de ataque.

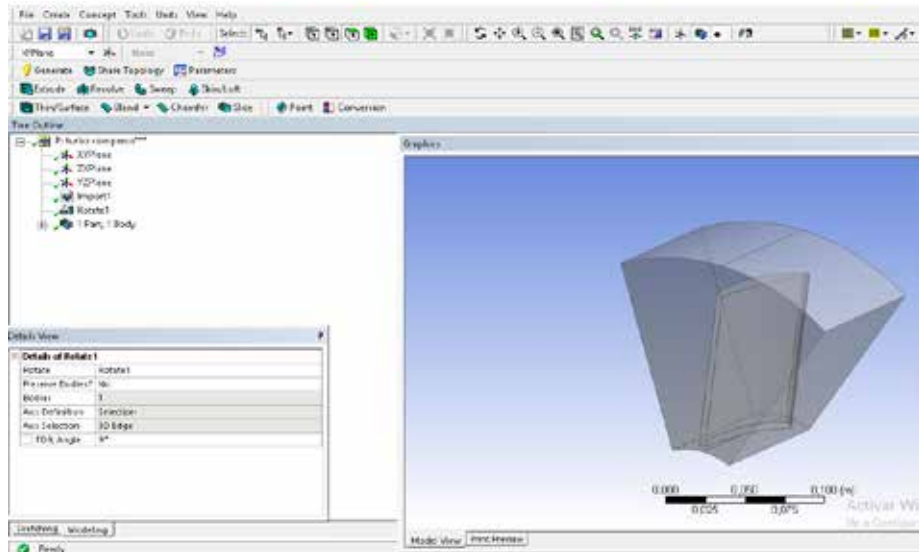


Figura 45. Importación del dominio en DM con ángulo de ataque de 9° .

Fuente: Ledezma y Ramírez (2019)

4.3.2.1 Mallado del dominio fluidizado.

Se necesitó mallar el dominio de modo que refina los resultados de la simulación, por ello se introduce a Meshing para configurar el mallado.

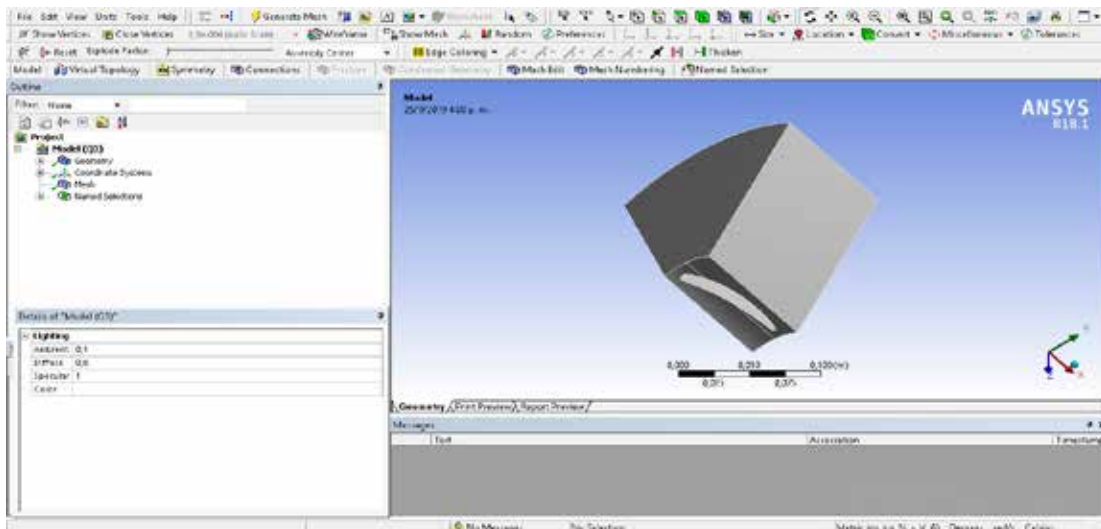


Figura 46. Vista del Dominio en Meshing.

Fuente: Ledezma y Ramírez (2019)

Se procede a configurar el dominio para realizar el mallado

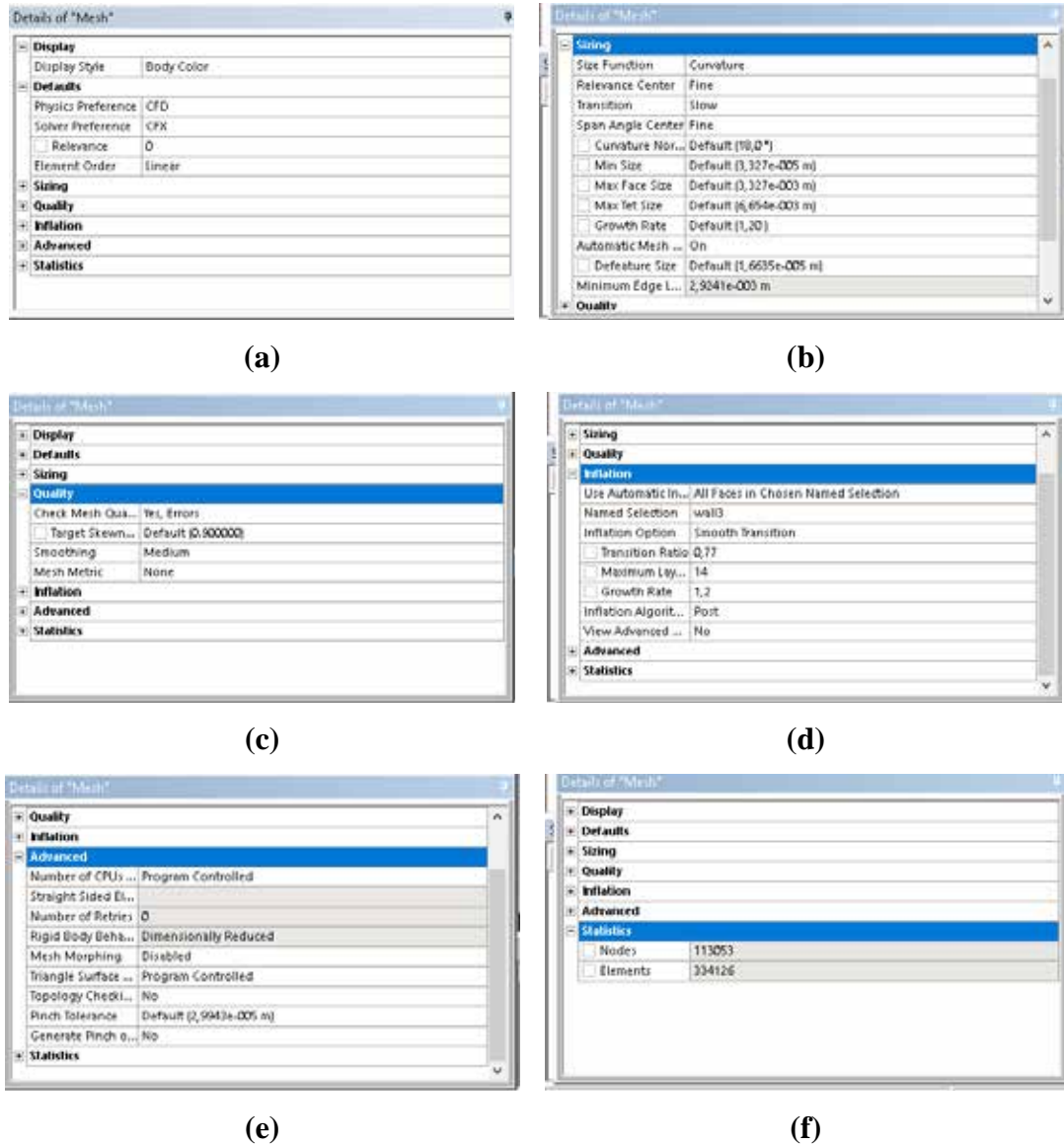


Figura 47. Parámetros de la configuración del mallado.

Fuente: Ledezma y Ramírez (2019)

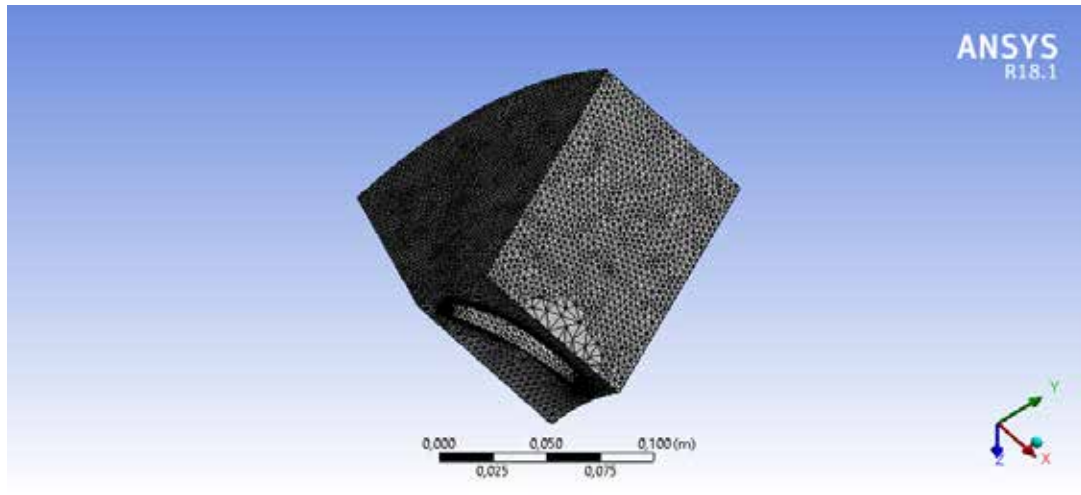


Figura 48. Resultado del mallado.

Fuente: Ledezma y Ramírez (2019)

4.3.2.2 Configuración del dominio, condiciones de borde e interfaces.

Primeramente, se importó el mallado previamente realizado, al software de análisis numérico incorporado a la herramienta CFD.

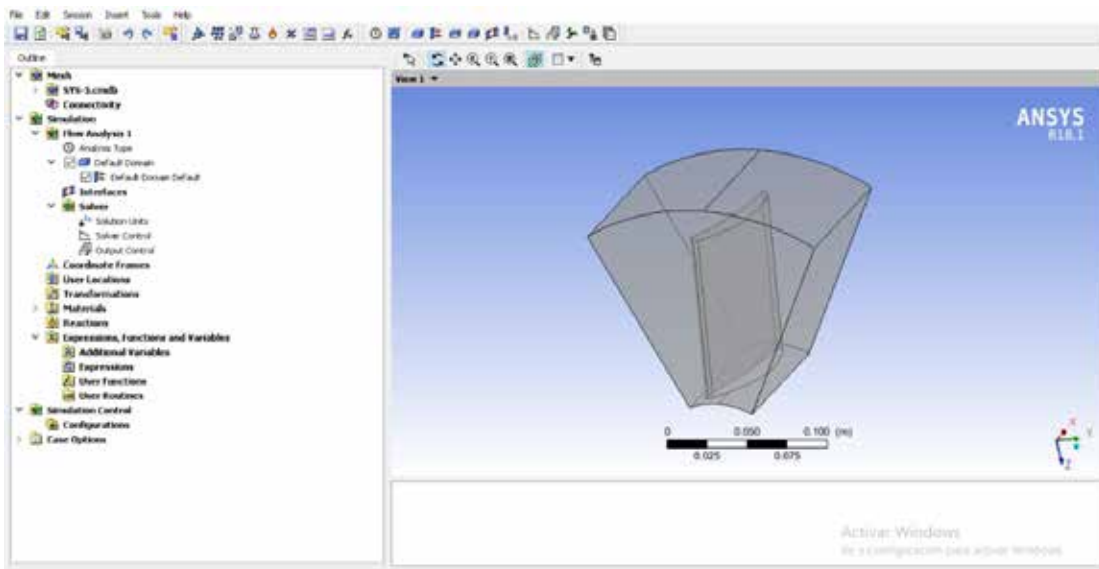


Figura 49. Vista del dominio para realizar su configuración.

Fuente: Ledezma y Ramírez (2019)

Ajustes básicos (Basic Settings).

En un principio, se configura los parámetros que rigen el dominio, para seleccionar todo dominio se ubica por medio del comando location, una vez encontrado, se selecciona “Fluid Domain” como tipo de dominio, posteriormente se inserta el tipo de fluido necesario, el cual sería “Air at 25°C” el cual es representado como aire, después se terminan de configurar las opciones como lo son; la presión de referencia a 1 atm y la rotación a (6000rpm).

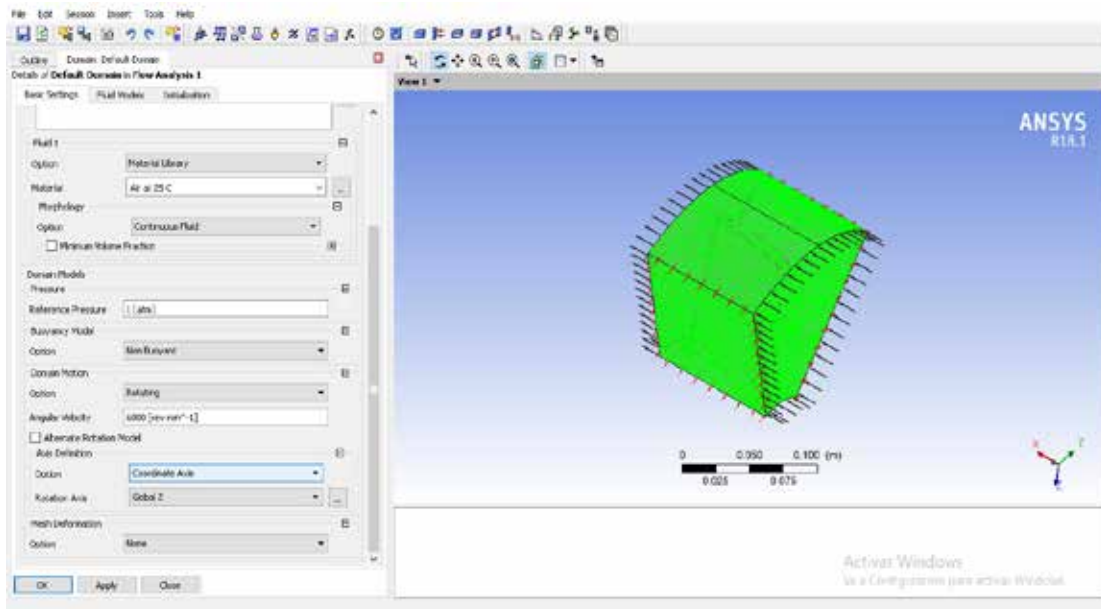


Figura 50. Ajustes básicos del Aire del dominio.

Fuente: Ledezma y Ramírez (2019)

Modelos de fluidos (Fluid Models).

Se configura el modelo homogéneo y de transferencia de calor más recomendable para realizar la simulación numérica. Para este trabajo se utilizó como modelo de turbulencia, el modelo Kappa-Epsilon (k- analizar los fenómenos. Se considera que el fluido se comporta como una sustancia pura, para facilitar los cálculos. Como modelo energético de transferencia de calor, se selecciona el modelo isotérmico, ya que establece que el fluido no varía su temperatura

a lo largo de su recorrido por todo el dominio, por lo que se establece 288°K como la temperatura del aire.

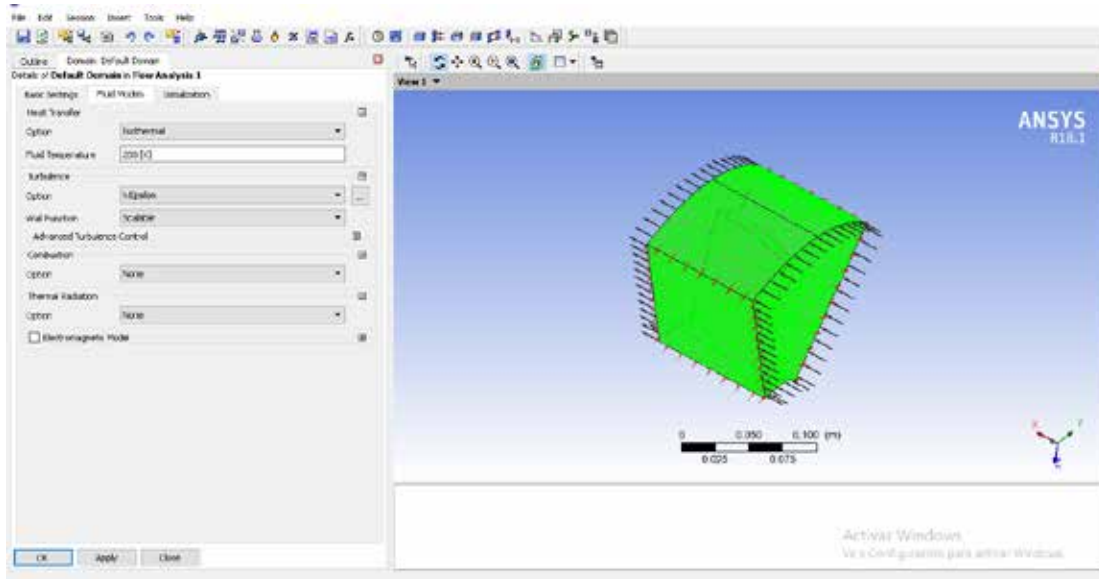


Figura 51. Configuración con transferencia de calor isotérmica a 288°K con turbulencia k-

Fuente: Ledezma y Ramírez (2019)

Establecimiento de las condiciones de borde.

Se asigna sobre las superficies de todo el dominio, las propiedades físicas y características conocidas de estas superficies, a partir del cual las ecuaciones de gobierno se resolverán.

Se asignan cuatro condiciones de borde, la primera es la entrada del álabe correspondiente al rotor, ubicada en la superficie de entrada del impulsor llamada “Inlet”, la segunda condición es la salida del rotor, llamada “Outlet” ubicada a la salida del dominio, la tercera es la condición de borde de pared llamada “Wall” ubicada en el exterior del cilindro, la cuarta es la condición de borde de pared llamada “Wall” ubicada en el interior del cilindro

Se procede a configurar la condición de borde “Entrada” como condición de borde de tipo inlet: en la ubicación de la misma sobre la superficie de entrada al

impulsor es asignada automáticamente por el programa de análisis numérico, debido a que previamente en el proceso de mallado se le asignó a esta superficie el nombre de “inlet”; posteriormente se establece esta condición de borde como estacionaria.

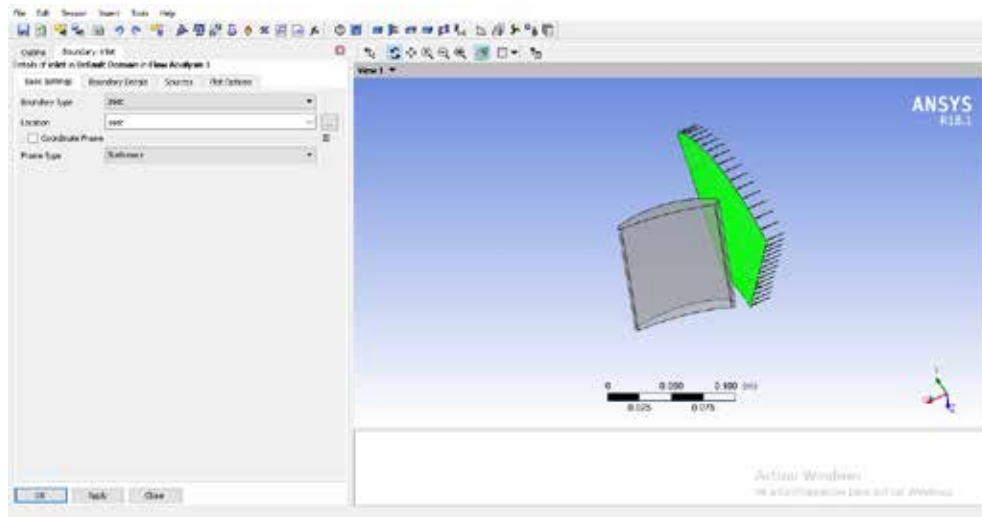


Figura 52. Configuración de la entrada “Inlet”.

Fuente: Ledezma y Ramírez (2019)

Además, se establecen las condiciones que aplicara el Inlet.

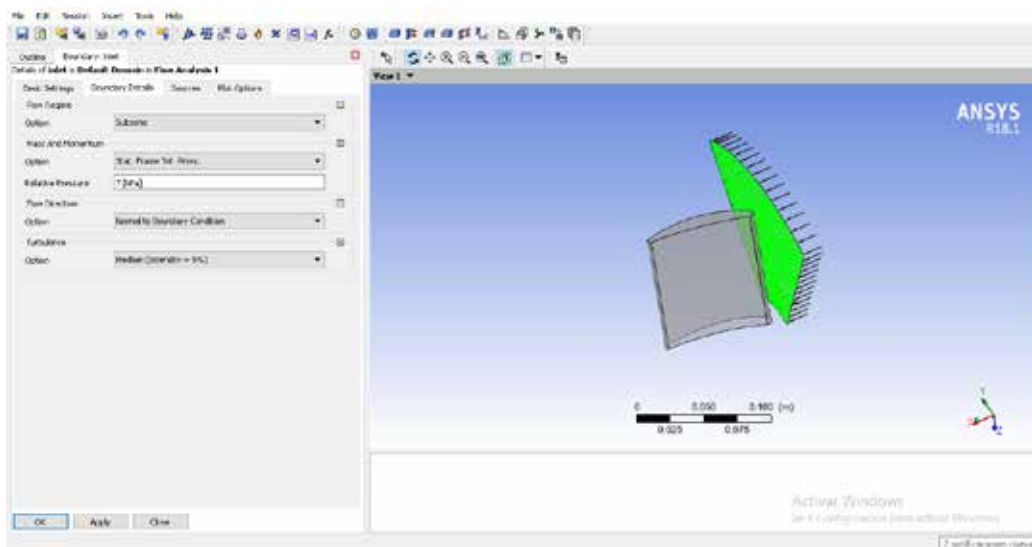


Figura 53. Establecimiento de las condiciones del Inlet.

Fuente: Ledezma y Ramírez (2019)

A continuación, se configura de igual modo la condición de borde “Salida” de tipo Outlet ubicada en la parte baja del dominio.

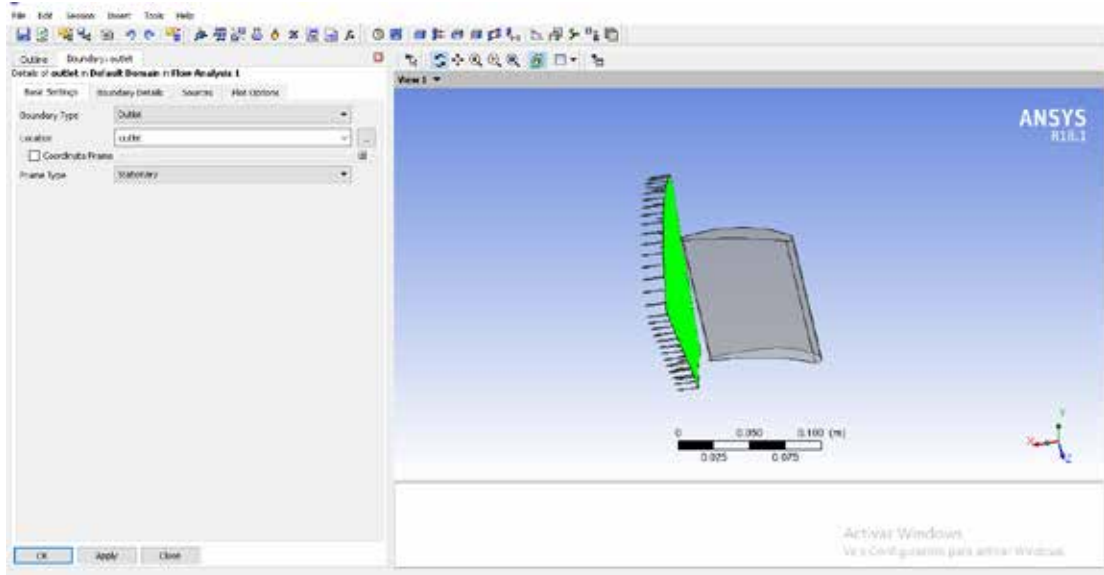


Figura 54. Configuración de la salida “Outlet”.

Fuente: Ledezma y Ramírez (2019)

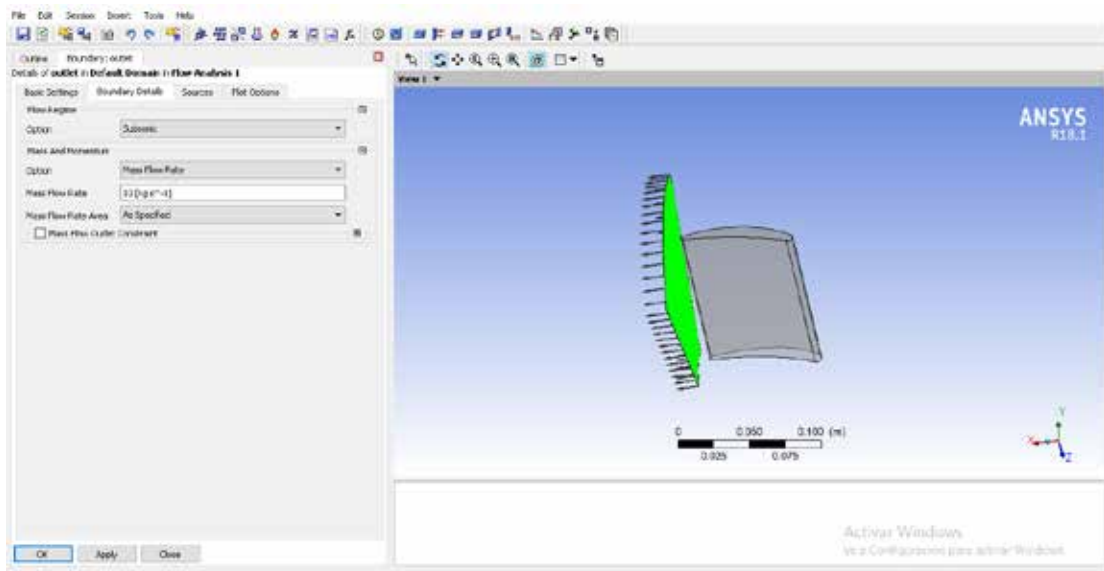


Figura 55. Establecimiento de las condiciones del Outlet.

Fuente: Ledezma y Ramírez (2019)

Seguidamente se configura la condición de borde “Pared Externa” de tipo Wall, ubicada en la parte externa del cilindro correspondiente al dominio.

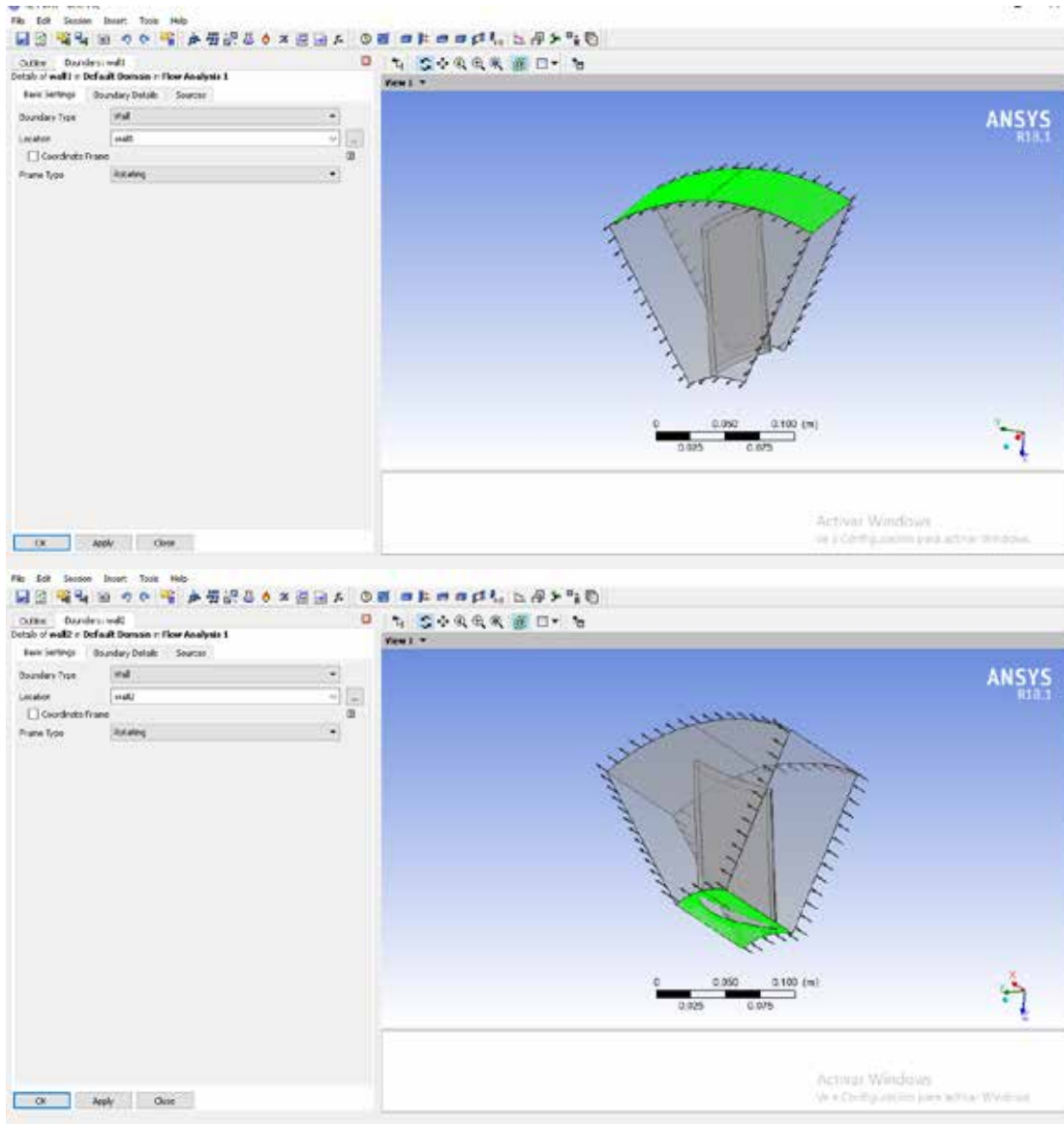


Figura 56. Configuración de la pared externa “Wall”

Fuente: Ledezma y Ramírez (2019)

De igual modo, se configura la condición de borde “Pared Interna” de tipo Wall, ubicada en la parte interna del cilindro correspondiente al dominio.

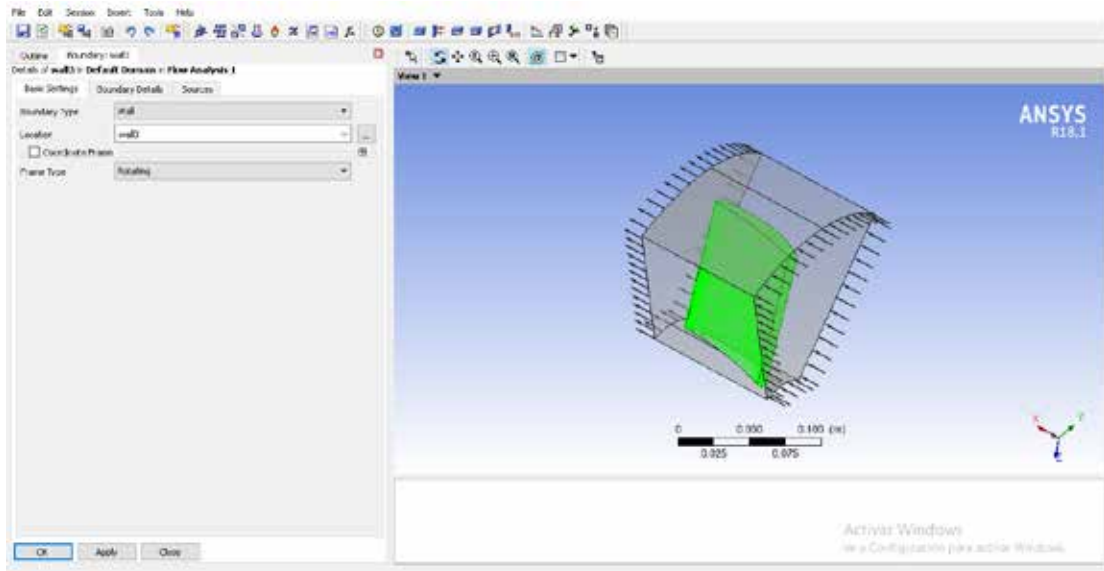


Figura 57. Configuración de la pared interna “Wall”.

Fuente: Ledezma y Ramírez (2019)

A continuación, se introduce la configuración de Symmetry (Simetría) en las condiciones de borde del dominio correspondiente a las caras restantes.

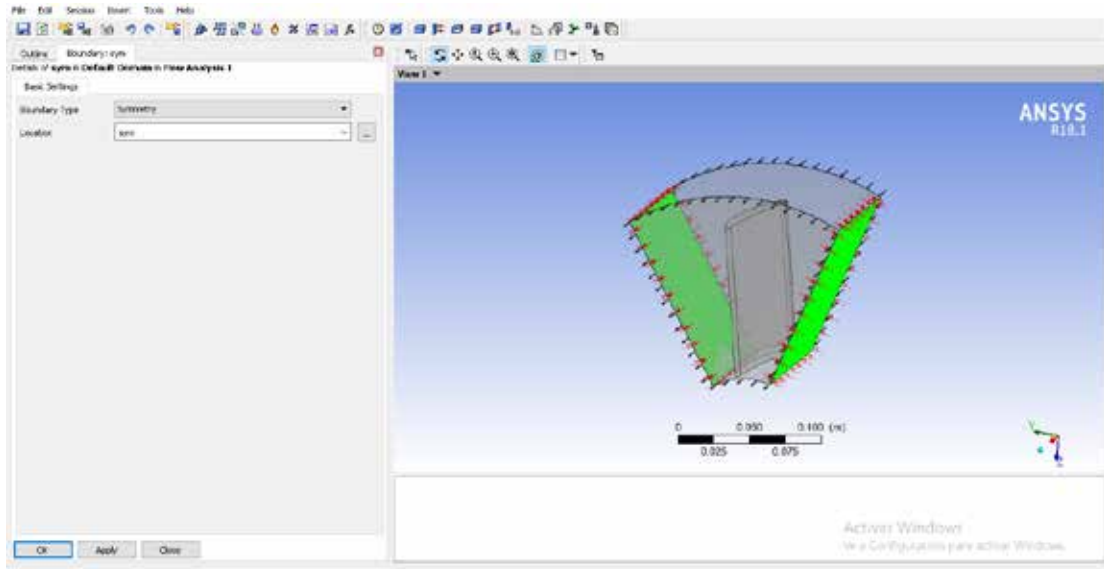


Figura 58. Configuración de la Symmetry.

Fuente: Ledezma y Ramírez (2019)

Configuración de Solver.

La configuración del Solver, se refiere a los criterios de convergencia que tendrá el software a la hora de realizar los cálculos, para esto se ingresa al panel de configuración Solver control. Es acá donde se especifica el número máximo de iteraciones o pasos a realizar para la convergencia, así como el valor objetivo del criterio de convergencia ya sea MAX o RMS.

Para el criterio de convergencia residual se coloca 1.E-4, este valor se selecciona de acuerdo a las recomendaciones del manual de teoría del procesador de ecuaciones. Para garantizar la convergencia de la solución se colocan 500 iteraciones como límite, valor que se toma luego de realizar varias pruebas a diferentes iteraciones.

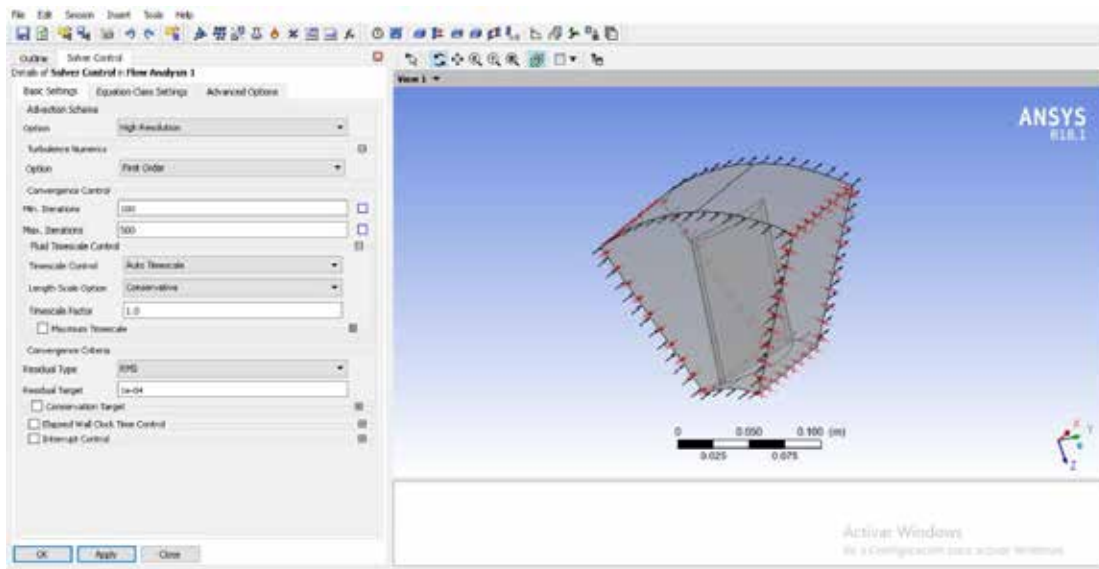


Figura 59. Configuración básica de Solver.

Fuente: Ledezma y Ramírez (2019)

4.3.3 Configuración del dominio fluidizado de una Turbina axial SGT5-8000H.

Al igual que el ventilador y el turbocompresor se importó el dominio al Software ANSYS por medio de DesignModeler y al cual se le asigna el ángulo de ataque.

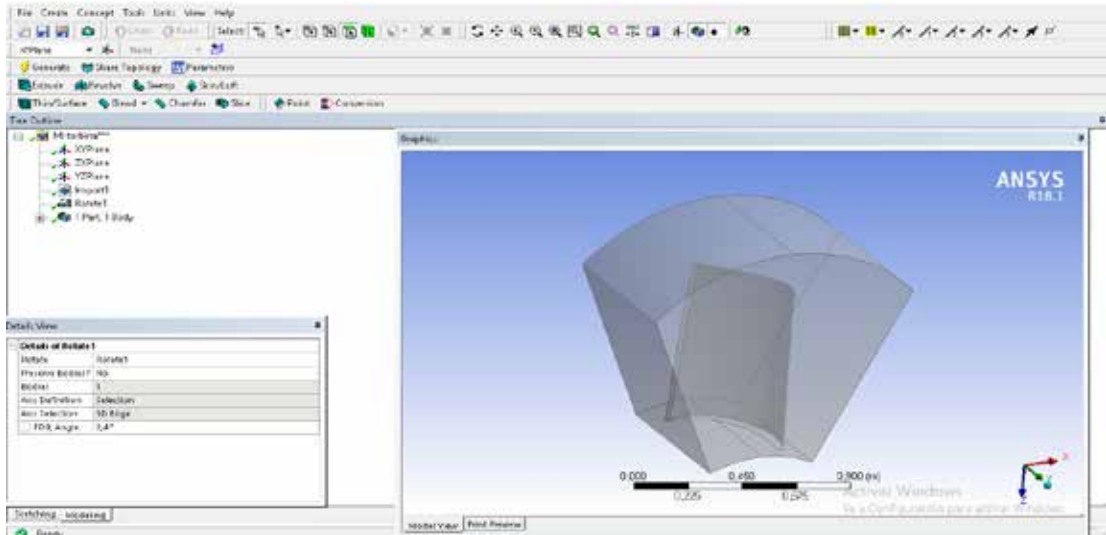


Figura 60. Importación del dominio en DM con ángulo de ataque de 2.4°.

Fuente: Ledezma y Ramírez (2019)

4.3.2.1 Mallado del dominio fluidizado.

Se necesitó mallar el dominio de modo que refina los resultados de la simulación, por ello se introduce a Meshing para configurar el mallado.

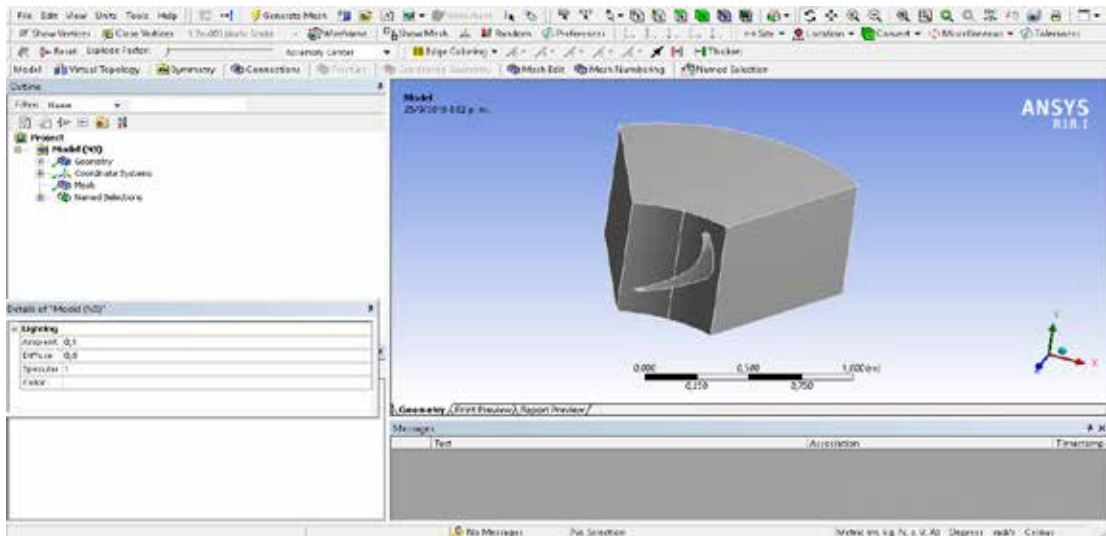
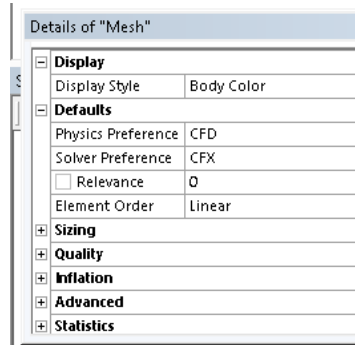


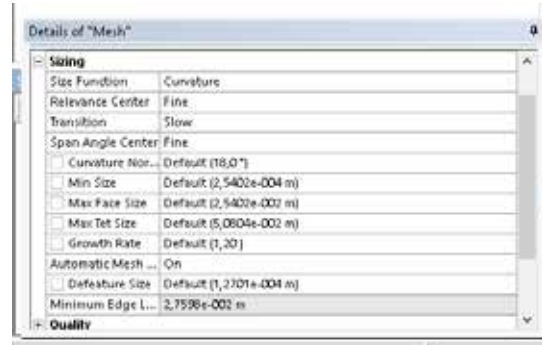
Figura 61. Vista del Dominio en Meshing.

Fuente: Ledezma y Ramírez (2019)

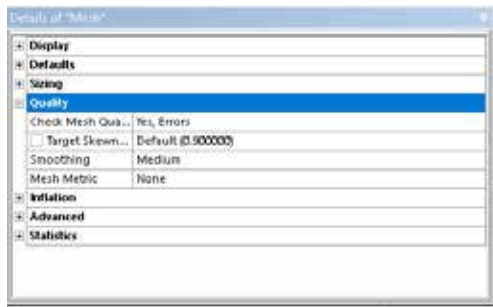
Se procede a configurar el dominio para realizar el mallado.



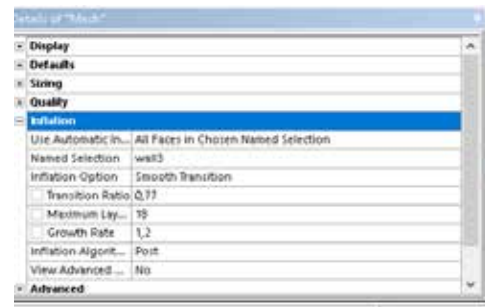
(a)



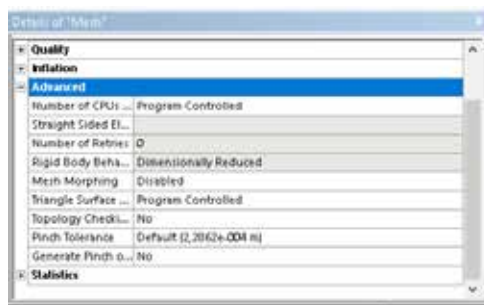
(b)



(c)



(d)



(e)



(f)

Figura 62. Parámetros de la configuración del mallado.

Fuente: Ledezma y Ramírez (2019)

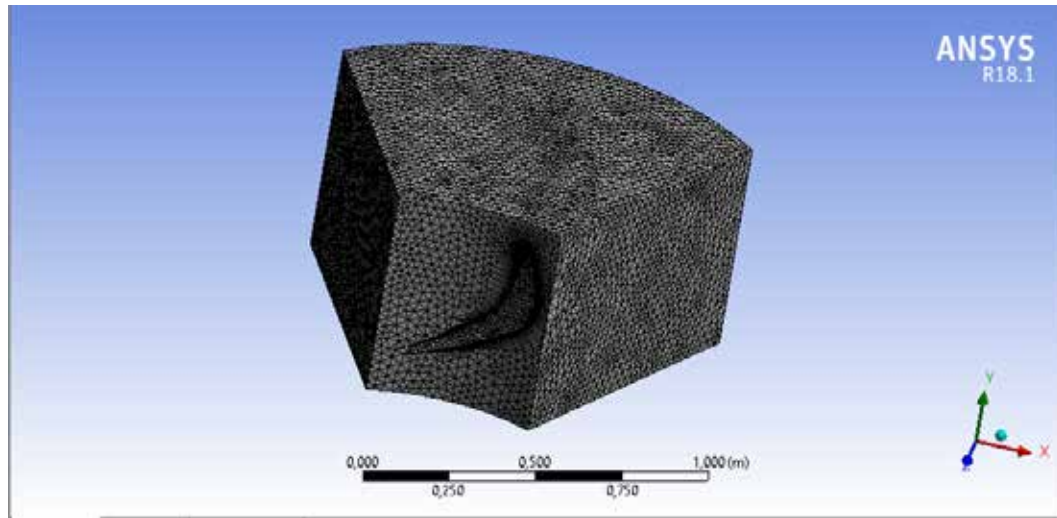


Figura 63. Resultado del mallado.

Fuente: Ledezma y Ramírez (2019)

4.3.2.2 Configuración del dominio, condiciones de borde e interfaces.

Primeramente, se importó el mallado previamente realizado, al software de análisis numérico incorporado a la herramienta CFD.

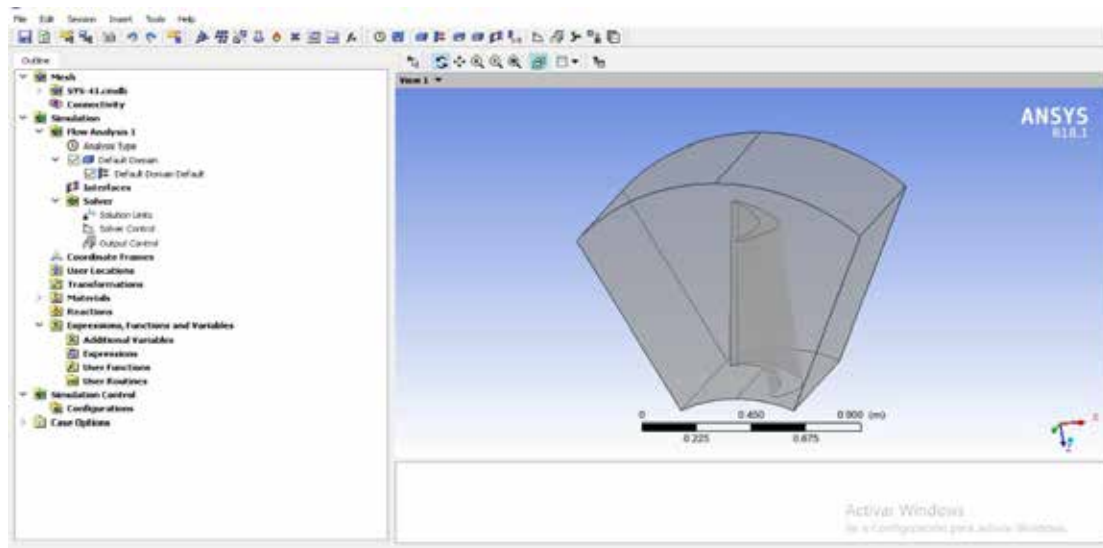


Figura 64. Vista del dominio para realizar su configuración.

Fuente: Ledezma y Ramírez (2019)

Ajustes básicos (Basic Settings).

En un principio, se configura los parámetros que rigen el dominio, para seleccionar todo dominio se ubica por medio del comando location, una vez encontrado, se selecciona “Fluid Domain” como tipo de dominio, posteriormente se inserta el tipo de fluido necesario, el cual sería “Air at 25°C” el cual es representado como aire, después se terminan de configurar las opciones como lo son; la presión de referencia a 1 atm, la rotación a (10300rpm).

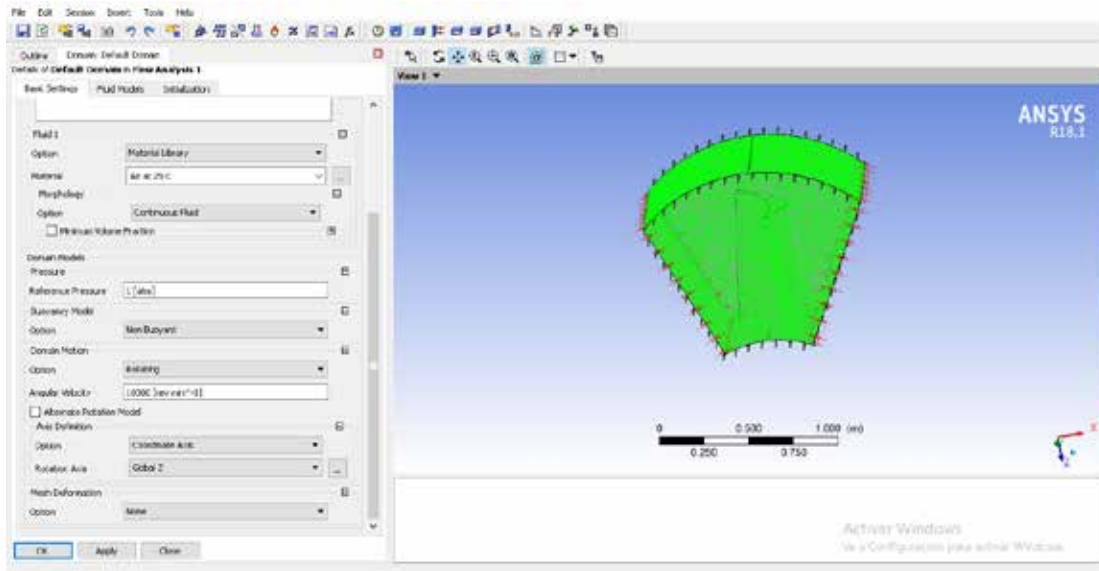


Figura 65. Ajustes básicos del Aire del dominio.

Fuente: Ledezma y Ramírez (2019)

Modelos de fluidos (Fluid Models).

Se configura el modelo homogéneo y de transferencia de calor más recomendable para realizar la simulación numérica. Para este trabajo se utilizó como modelo de turbulencia, el modelo Kappa-Epsilon (k- analizar los fenómenos. Se considera que el fluido se comporta como una sustancia pura, para facilitar los cálculos. Como modelo energético de transferencia de calor, se selecciona el modelo isotérmico, ya que establece que el fluido no varía su temperatura

a lo largo de su recorrido por todo el dominio, por lo que se establece 288°K como la temperatura del aire.

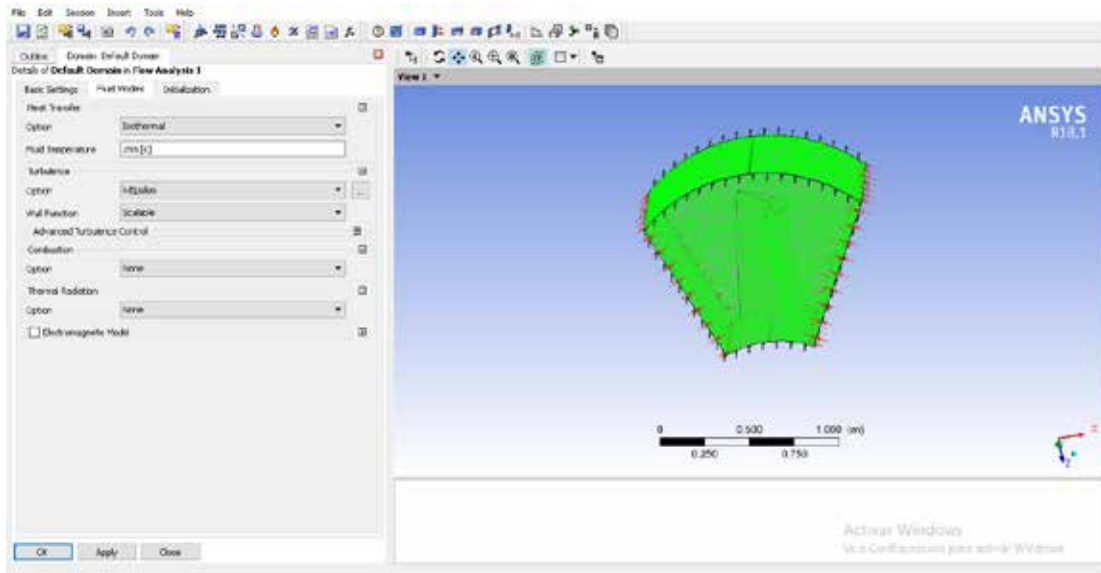


Figura 66. Configuración con transferencia de calor isotérmica a 288°K con turbulencia k-

Fuente: Ledezma y Ramírez (2019)

Establecimiento de las condiciones de borde.

Se asigna sobre las superficies de todo el dominio, las propiedades físicas y características conocidas de estas superficies, a partir del cual las ecuaciones de gobierno se resolverán.

Se asignan cuatro condiciones de borde, la primera es la entrada del álabe correspondiente al rotor, ubicada en la superficie de entrada del impulsor llamada “Inlet”, la segunda condición es la salida del rotor, llamada “Outlet” ubicada a la salida del dominio, la tercera es la condición de borde de pared llamada “Wall” ubicada en el exterior del cilindro, la cuarta es la condición de borde de pared llamada “Wall” ubicada en el interior del cilindro

Se procede a configurar la condición de borde “Entrada” como condición de borde de tipo inlet: en la ubicación de la misma sobre la superficie de entrada al

impulsor es asignada automáticamente por el programa de análisis numérico, debido a que previamente en el proceso de mallado se le asignó a esta superficie el nombre de “inlet”; posteriormente se establece esta condición de borde como estacionaria.

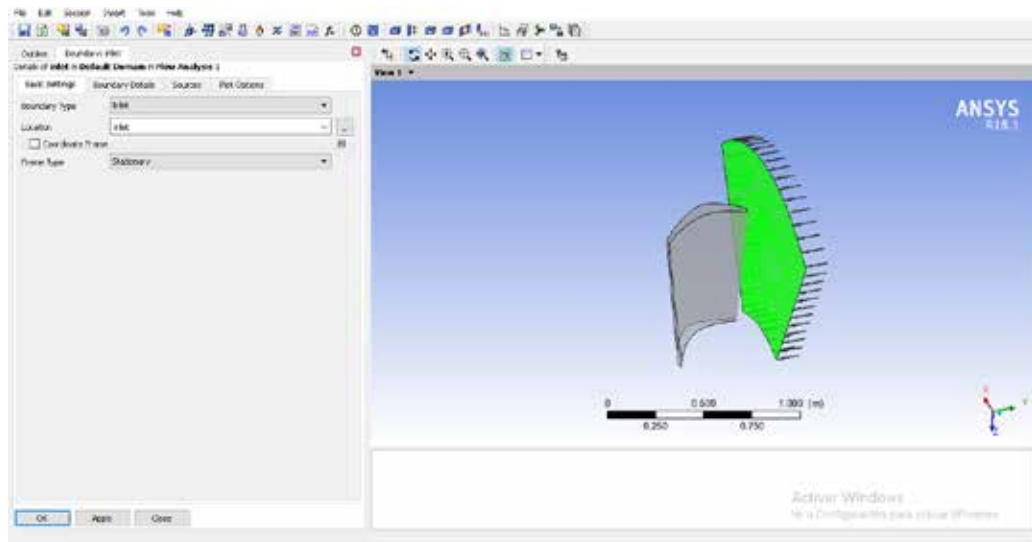


Figura 67. Configuración de la entrada “Inlet”.

Fuente: Ledezma y Ramírez (2019)

Además, se establecen las condiciones que aplicara el Inlet.

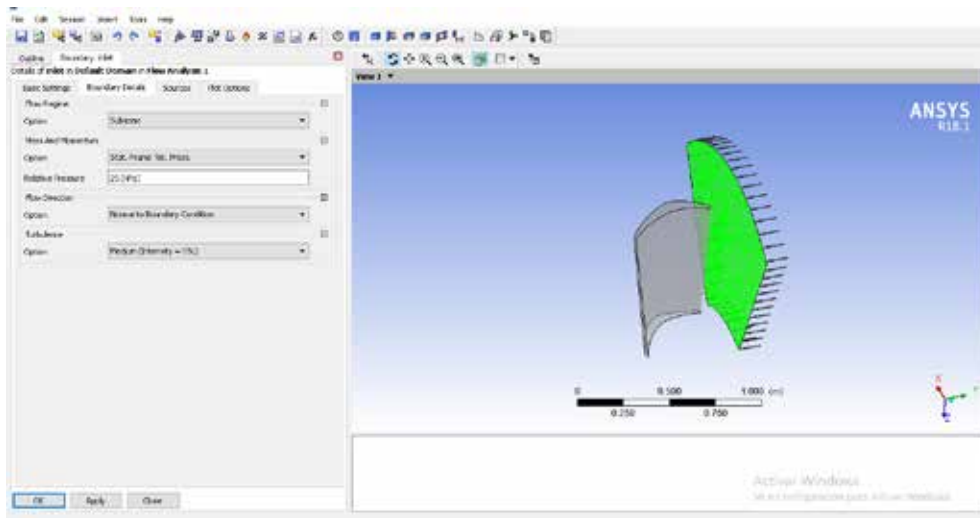


Figura 68. Establecimiento de las condiciones del Inlet.

Fuente: Ledezma y Ramírez (2019)

A continuación, se configura de igual modo la condición de borde “Salida” de tipo Outlet ubicada en la parte baja del dominio.

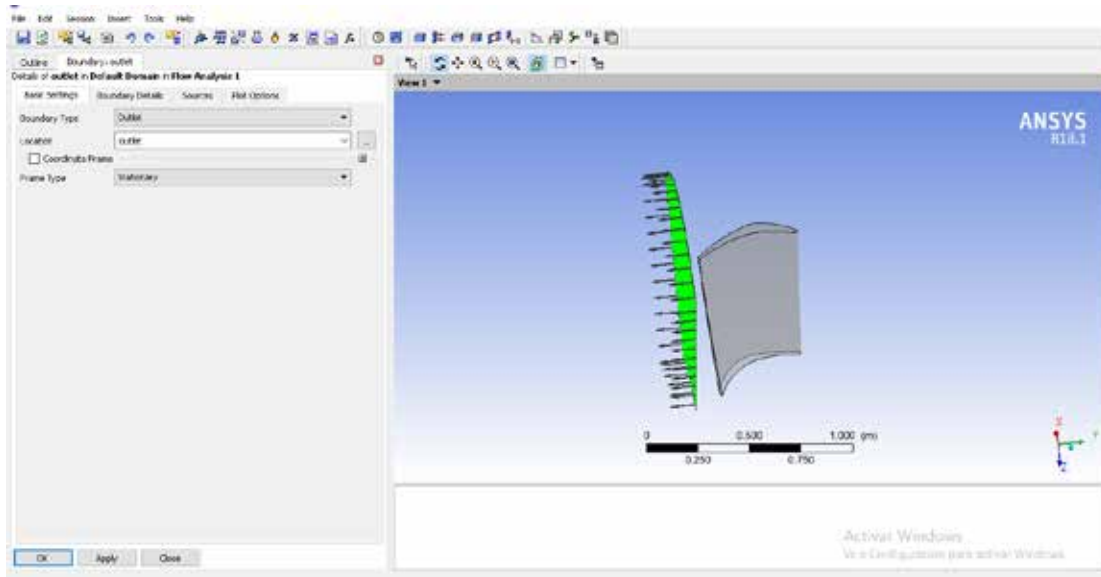


Figura 69. Configuración de la salida “Outlet”.

Fuente: Ledezma y Ramírez (2019)

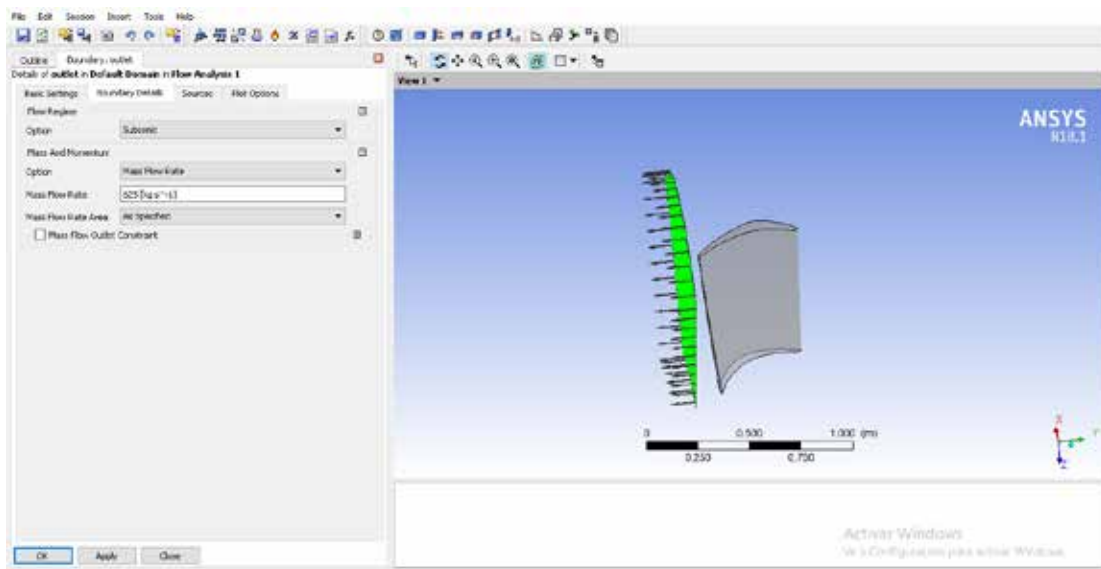


Figura 70. Establecimiento de las condiciones del Outlet.

Fuente: Ledezma y Ramírez (2019)

Seguidamente se configura la condición de borde “Pared Externa” de tipo Wall, ubicada en la parte externa del cilindro correspondiente al dominio.

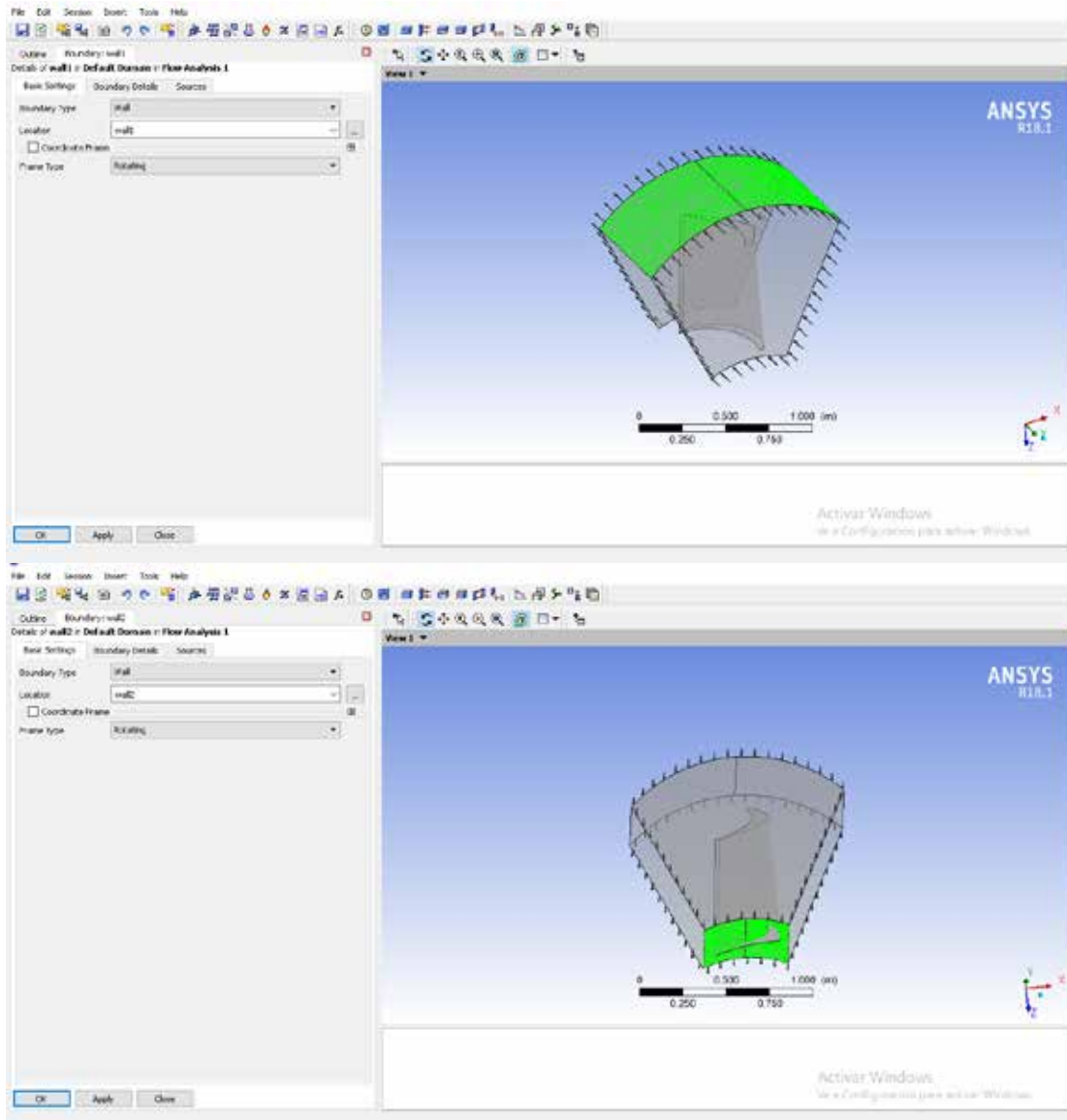


Figura 71. Configuración de la pared externa “Wall”

Fuente: Ledezma y Ramírez (2019)

De igual modo, se configura la condición de borde “Pared Interna” de tipo Wall, ubicada en la parte interna del cilindro correspondiente al dominio.

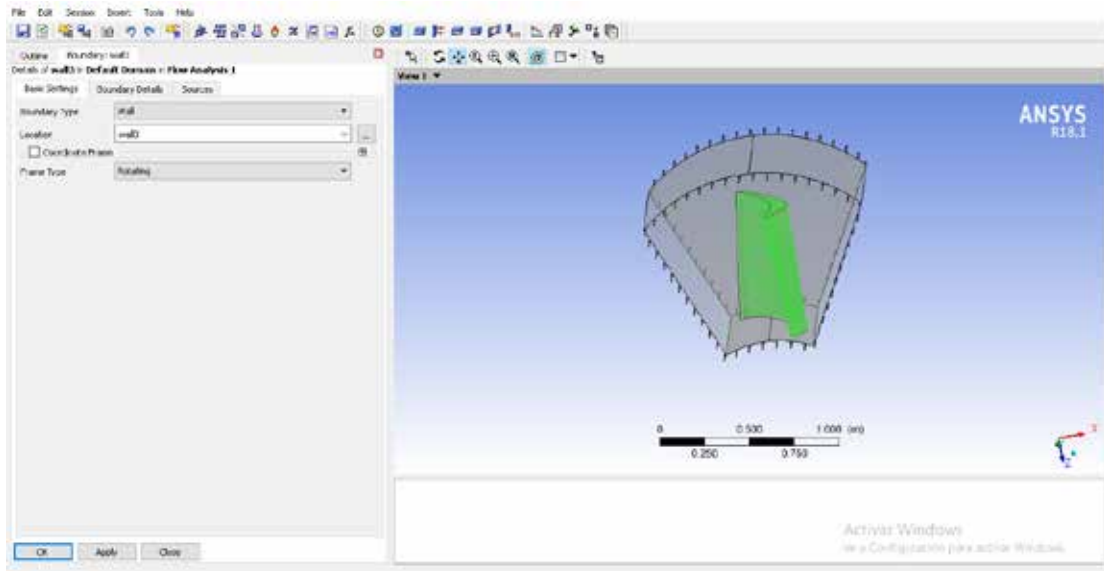


Figura 72. Configuración de la pared interna “Wall”.

Fuente: Ledezma y Ramírez (2019)

A continuación, se introduce la configuración de Symmetry (Simetría) en las condiciones de borde del dominio correspondiente a las caras restantes.

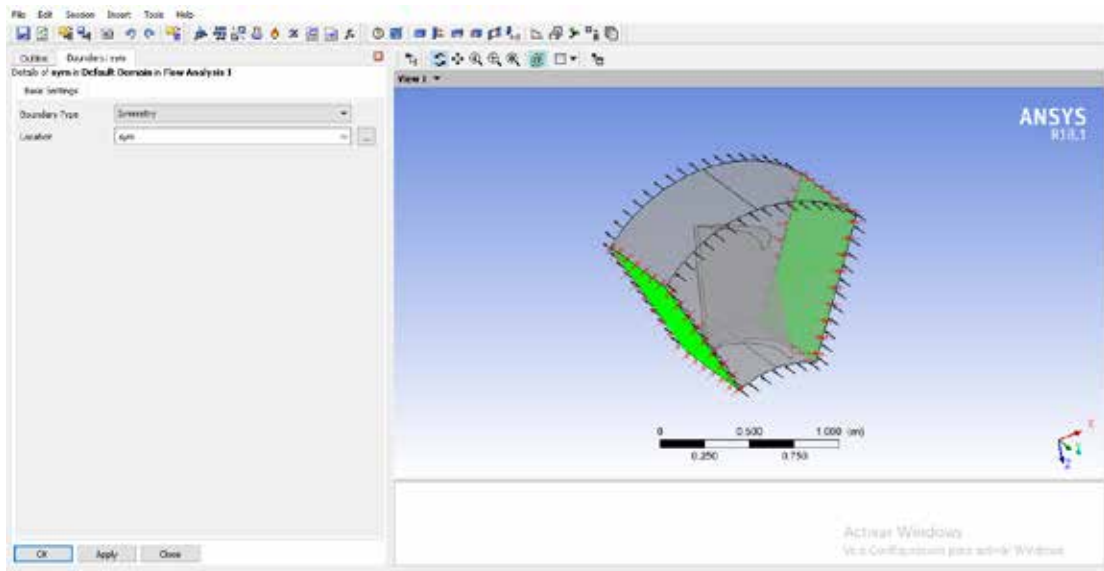


Figura 73. Configuración de la Symmetry.

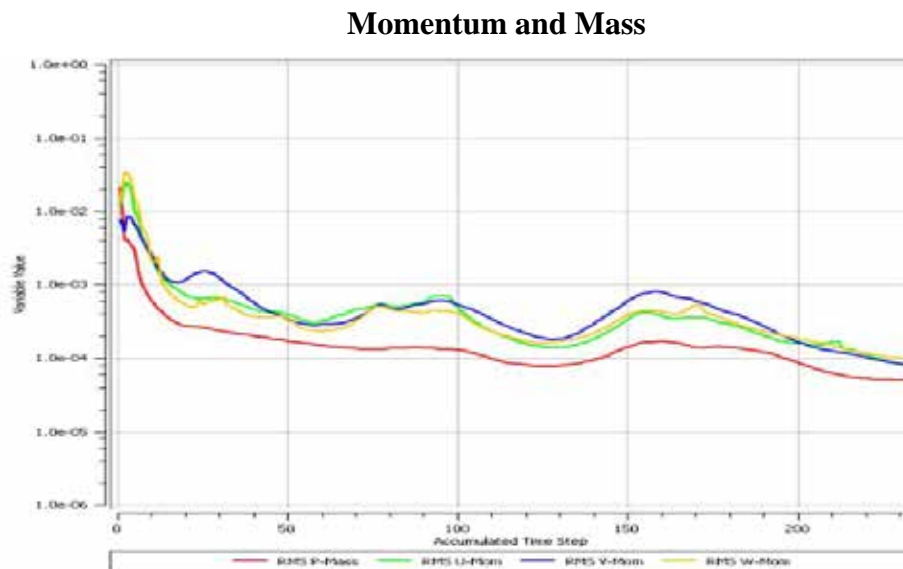
Fuente: Ledezma y Ramírez (2019)

(1×10^{-4}) como criterio de convergencia, el cual es un valor conservador para las recomendaciones del fabricante del software de CFD las cuales para problemas relacionados de ingeniería lo sugiere. De igual modo se selecciona un número máximo de 500 iteraciones, esto con la finalidad de buscar que el objetivo residual sea el criterio principal de convergencia.

La finalidad del análisis CFD es resolver ecuaciones de conservación (conservación de la masa, cantidad de movimiento, modelo de turbulencia, ecuación de la energía, modelos adicionales para cerrar el sistema de ecuaciones, Rayleigh – Plesset, entre otras). Por lo tanto, el análisis de las curvas de conservación para todos los estados de la simulación es vital para asegurar una correcta simulación.

Este análisis es análogo para todos los estados de estudio, debido a que la simulación se comporta de manera similar, obteniendo curvas de convergencia con resultados equivalentes.

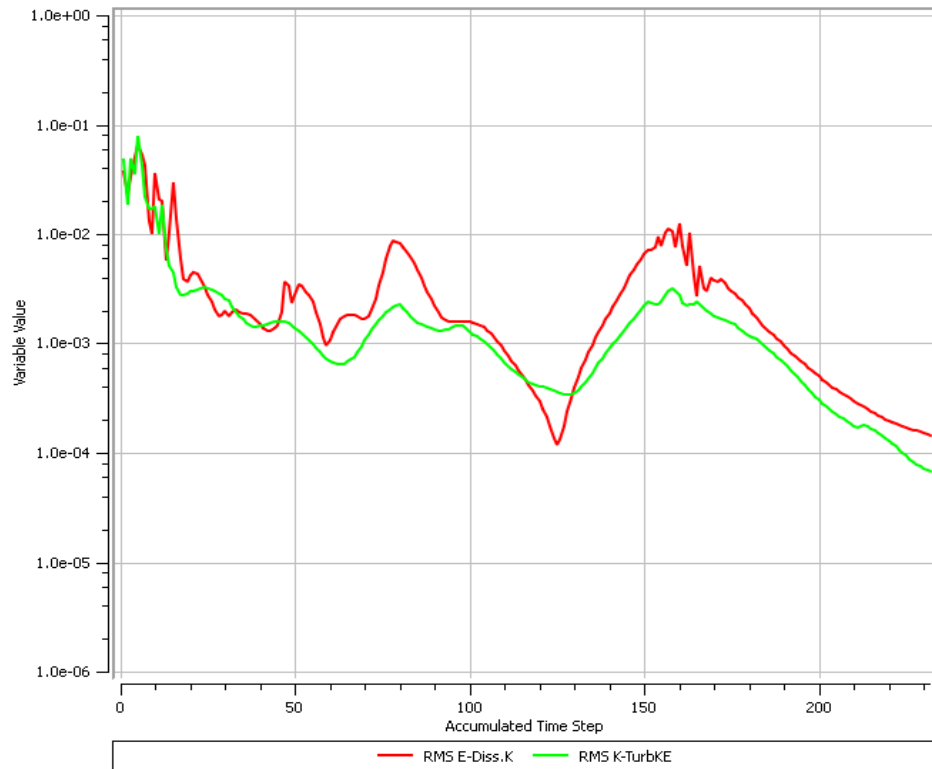
4.4.1.1 Convergencia del campo de flujo en el perfil del álabe del ventilador axial de la serie W de MULTI-WING™.



Gráfica 1. Representación gráfica de convergencia de Masa y Momento con ángulo de ataque de 12° .

Fuente: Ledezma y Ramírez (2019)

Turbulence (KE)



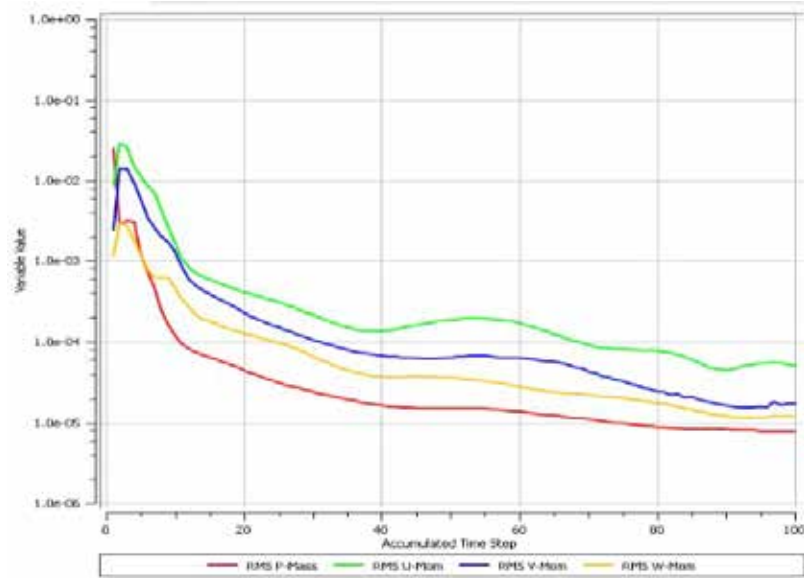
Gráfica 2. Representación gráfica de convergencia de Turbulencia con ángulo de ataque de 12°.

Fuente: Ledezma y Ramírez (2019)

En grafico 1 y 2 representa la convergencia del campo de flujo en el perfil del álabe del ventilador axial de la serie W de MULTI-WING™ con un ángulo de ataque de 12°, además se le implemento una presión de entrada de 6,895 Kpa, un flujo másico de 60 — y una velocidad de rotación de 1200 RPM.

4.4.1.2 Convergencia del campo de flujo en el perfil del álabe de un Turbocompresor axial LM2500.

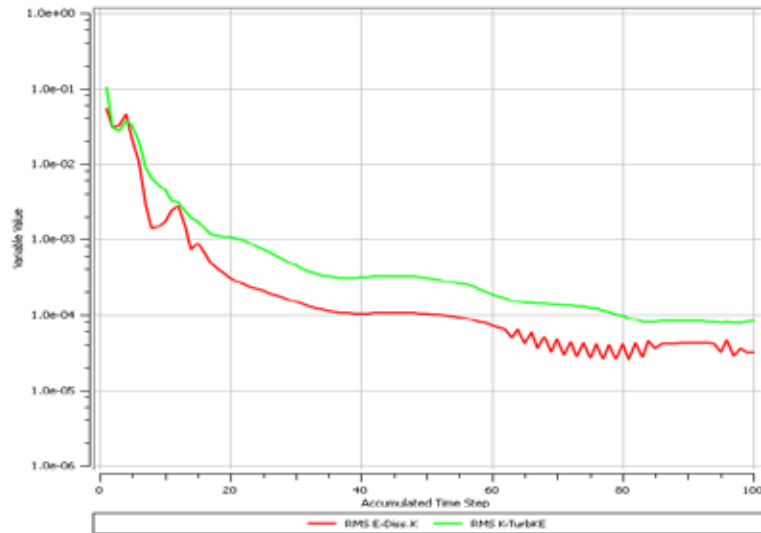
Momentum and Mass



Gráfica 3. Representación gráfica de convergencia de Masa y Momento con ángulo de ataque de 9°.

Fuente: Ledezma y Ramírez (2019)

Turbulence (KE)



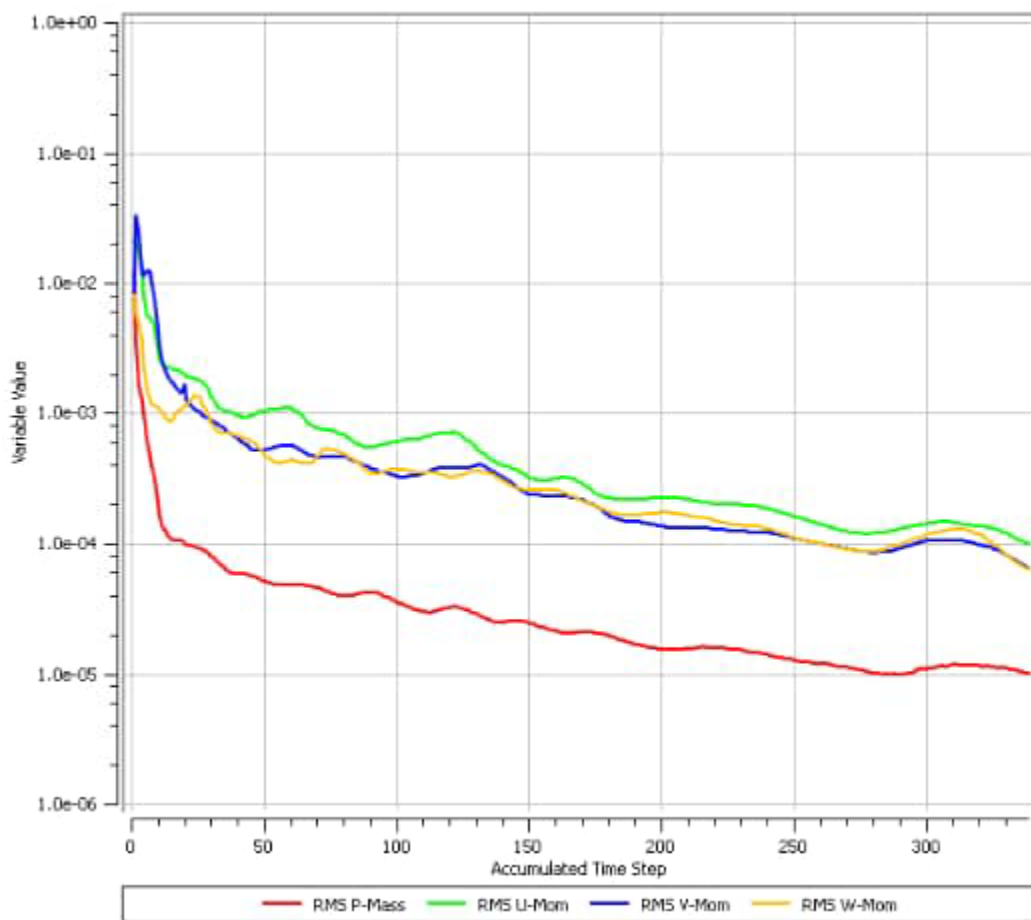
Gráfica 4. Representación gráfica de convergencia de Turbulencia con ángulo de ataque de 9°.

Fuente: Ledezma y Ramírez (2019)

En grafico 3 y 4 representa la convergencia del campo de flujo en el perfil del álabe de un Turbocompresor axial LM2500 con un ángulo de ataque de 9° , además se le implemento una presión de entrada de 7 Kpa, un flujo másico de 10 — y una velocidad de rotación de 6000 RPM.

4.4.1.3 Convergencia del campo de flujo en el perfil del álabe de una Turbina axial SGT5-8000H.

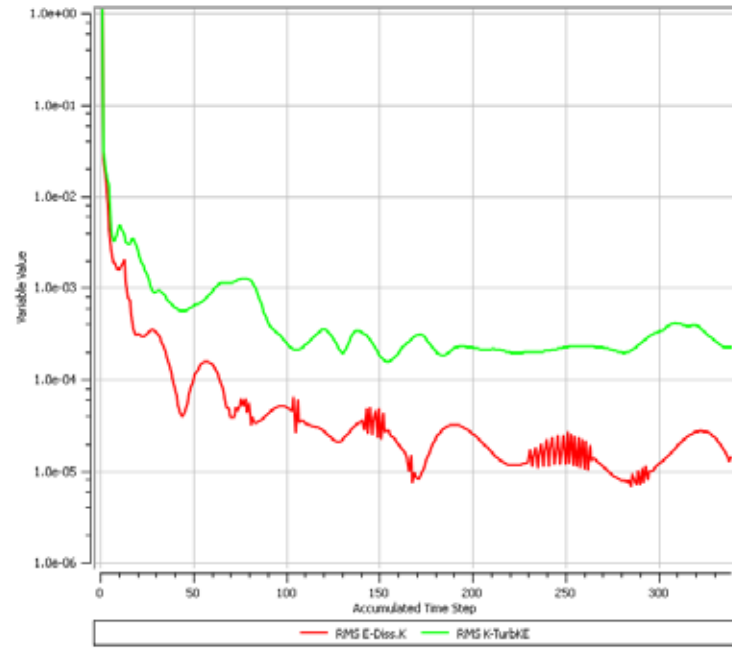
Momentum and Mass



Gráfica 5. Representación gráfica de convergencia de Masa y Momento con ángulo de ataque de 2.4° .

Fuente: Ledezma y Ramírez (2019)

Turbulence (KE)



Gráfica 6. Representación gráfica de convergencia de Turbulencia con ángulo de ataque de 2.4°.

Fuente: Ledezma y Ramírez (2019)

En grafico 5 y 6 representa la convergencia del campo de flujo en el perfil del álabe de una Turbina axial SGT5-8000H con un ángulo de ataque de 2.4°, además se le implemento una presión de entrada de 25 Kpa, un flujo másico de 625 — y una velocidad de rotación de 10300 RPM.

4.5 Evaluación de los resultados en forma de datos, gráficos y videos mediante una herramienta computacional de procedimiento matemático.

4.5.1 Estudio del campo de flujo en el perfil de un álabe de ventilador axial de la serie W de MULTI-WING™.

A continuación, se presentan los resultados obtenidos de las simulaciones de los distintos fenómenos ya mencionados, al que fue sometido el álabe del ventilador axial de la serie W de MULTI-WING™.

4.5.1.1 Evaluación del resultado de la simulación del fenómeno de la capa límite en el campo de flujo en el perfil del álabe de un ventilador axial de la serie W de MULTI-WING™.

Para el estudio y la apreciación de los resultados de la simulación de la capa límite, se tomaron por medio de planos ubicados a distintos niveles del perfil del álabe, el cual permite detallar el comportamiento del aire en todo el campo de flujo.

De la Figura 75 a la 78, se observa en forma secuencial los distintos niveles que se encuentra en el perfil del álabe para realizar el estudio del comportamiento del fluido en cada uno de ellos, cada nivel que recorre el perfil del álabe va desde la zona más baja del perfil hasta la parte superior del mismo. Además, como se observa entre más cerca pasa el flujo de la raíz del perfil del álabe se aprecia un incremento de velocidad y de desprendimiento de capa límite, en cambio entre más se acerca a la punta del álabe la velocidad disminuye y el desprendimiento de capa límite decrece.

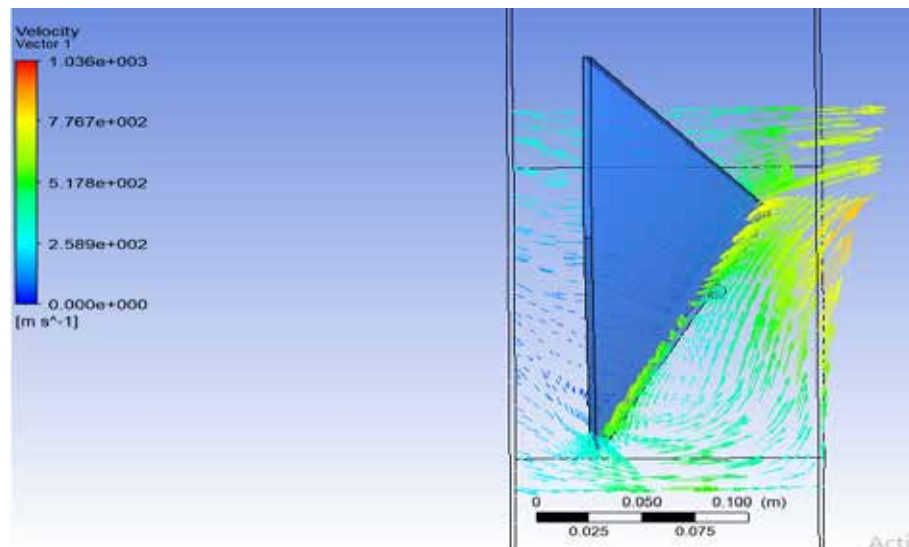


Figura 75. Vista del fenómeno de la capa límite en la raíz o base del perfil del álabe del ventilador axial serie W MULTI-WING™.

Fuente: Ledezma y Ramírez (2019)

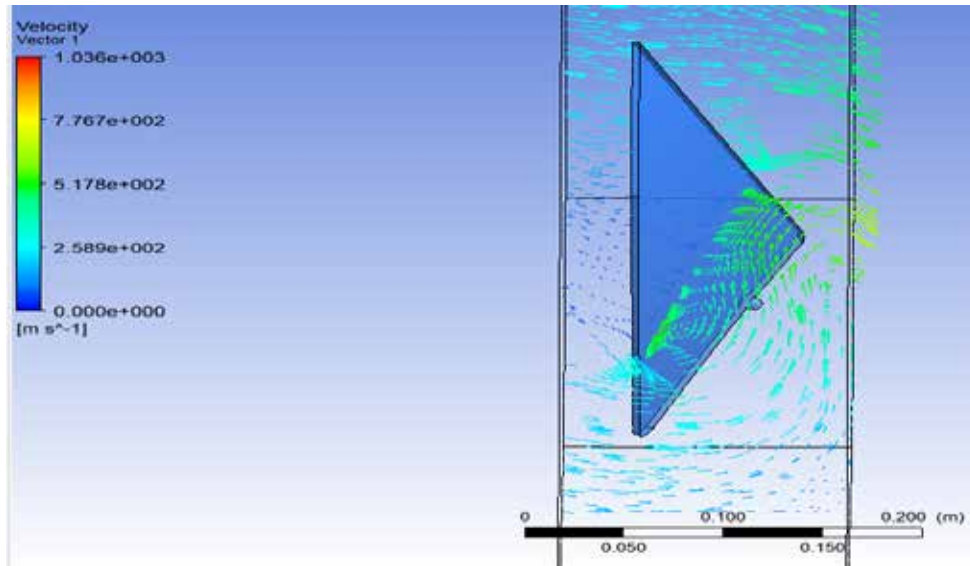


Figura 76. Vista del fenómeno de la capa límite a un cuarto de la base del perfil del álabe del ventilador axial serie W MULTI-WING™.

Fuente: Ledezma y Ramírez (2019)

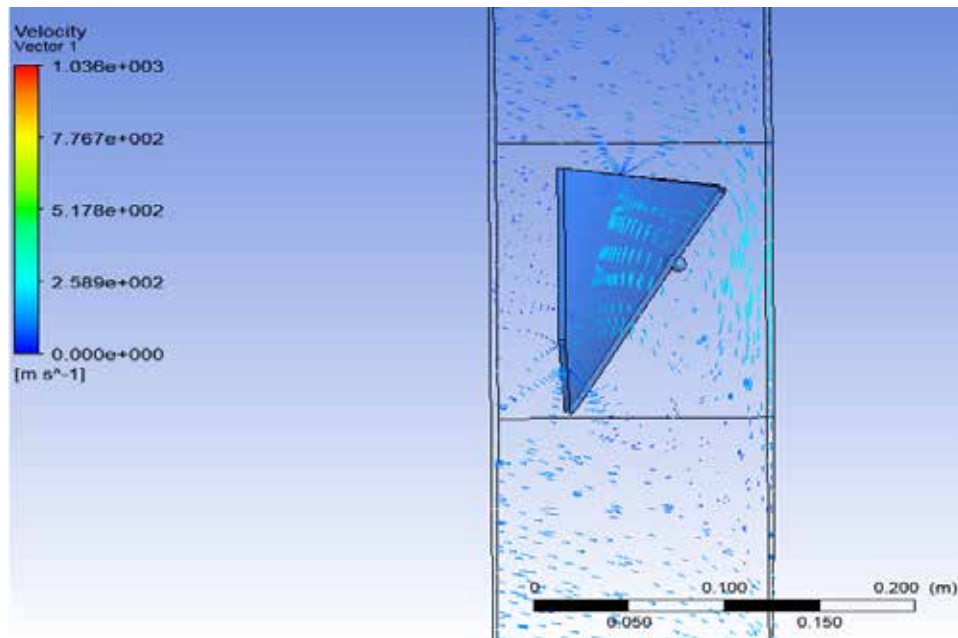


Figura 77. Vista del fenómeno de la capa límite a tres cuartos de la base del perfil del álabe del ventilador axial serie W MULTI-WING™.

Fuente: Ledezma y Ramírez (2019)

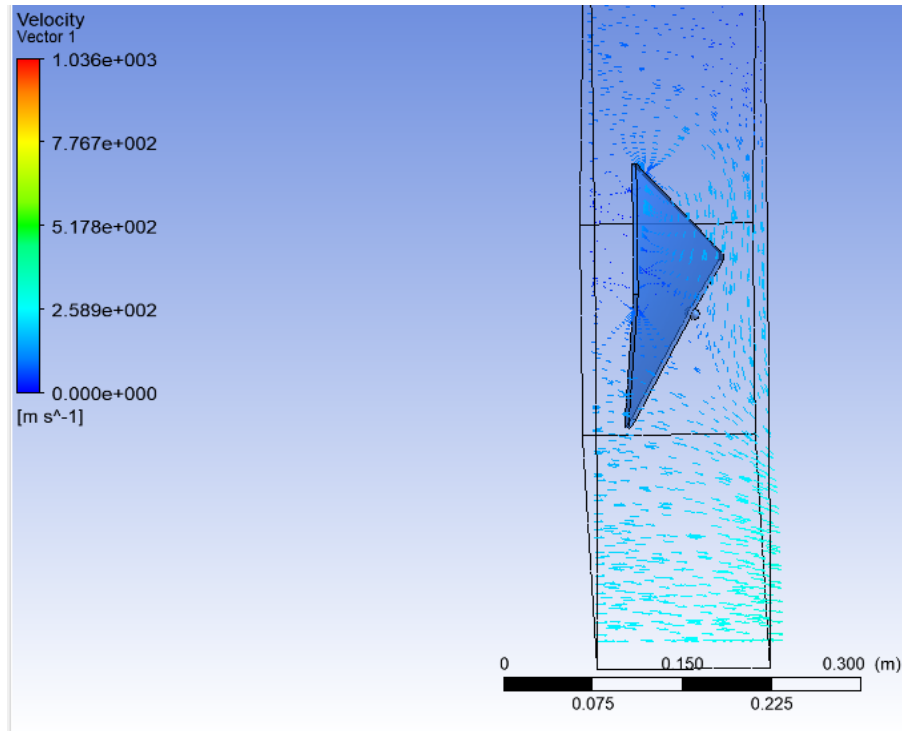


Figura 78. Vista del fenómeno de la capa límite en parte superior del perfil del álabe del ventilador axial serie W MULTI-WING™.

Fuente: Ledezma y Ramírez (2019)

Al detallar las figuras 75 y 76 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 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 figura 75 y 76 es posible comprender el comportamiento del flujo al encontrarse con el perfil del álabe, en la base del mismo se observa como el flujo al enfrentar el cuerpo se acumula en su superficie de la cara frontal 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, además se genera una zona cercana a la cara frontal donde el fluido no posee la misma velocidad que el que se encuentra a los bordes del perfil y por ello que se estanca hasta que este logra alcanzar la velocidad necesaria para salir de esa zona. También se visualizan en la parte superior del sólido, que 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. Además, en parte inferior del perfil del alabe se detalla una zona donde el flujo posee una velocidad menor generando que el mismo tienda a retraerse en forma de un remolino hasta que logra salir de aquella zona por la acumulación del flujo.

En la figura 77 se muestra el comportamiento del flujo a tres cuartos del álabe, y es claramente visible que en el medio ha habido una disminución de velocidad a la salida del perfil. Además, se aprecia varias zonas tanto a la entrada del fluido como en la salida donde la falta de continuidad y la poca acumulación del mismo genere espacio donde el fluido se retorne en forma de remolinos.

En la figura 78 se proporciona el comportamiento del flujo en la parte superior del perfil del álabe, siendo este un lugar donde se encuentran las magnitudes de menor valor dentro del dominio fluidizado, a pesar de ser la sección más pequeña del sólido este continua con el comportamiento visualizado anteriormente, en donde los focos para el aumento de la magnitud son los bordes de ataque y salida. También se aprecian pequeñas zonas casi imperceptibles donde el fluido se retorne en forma de remolinos producto de la falta de acumulación del mismo y su poca continuidad en forma constante.

En la figura 79 se evidencia los cuatro cortes realizados en el álabe para llevar acabo el efecto de la capa límite en la geometría del perfil del álabe.

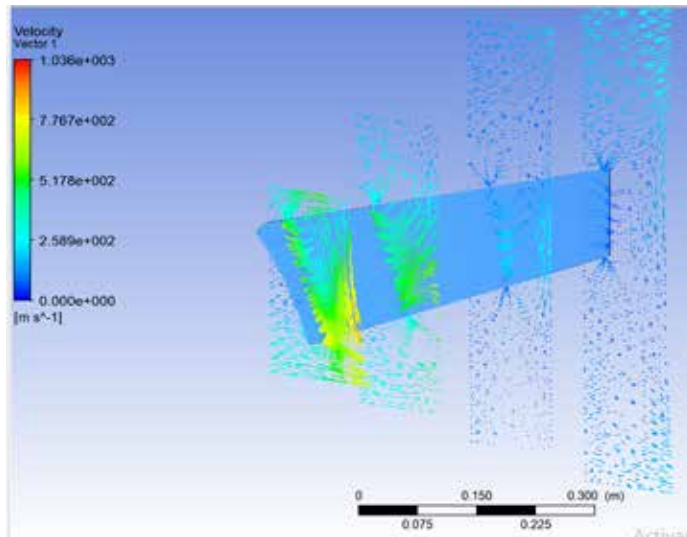


Figura 79. Vista del fenómeno de la capa límite en forma secuencial del perfil del álabe del ventilador axial serie W MULTI-WING™.

Fuente: Ledezma y Ramírez (2019).

4.5.1.2 Evaluación del resultado de la simulación del fenómeno de la turbulencia en el campo de flujo en el perfil del álabe de un ventilador axial de la serie W de MULTI-WING™.

Para el estudio y la apreciación de los resultados de la simulación de la turbulencia, se aplicaron por medio de imágenes con distintos valores de la tasa de disipación de la energía cinética turbulenta (TDECT) donde se detallan el efecto del fenómeno en el perfil del álabe, y permite detallar dicho comportamiento en todo el campo de flujo.

De la Figura 80 a la 82, se aprecia en forma ascendentes el valor de la tasa de la disipación de la energía cinética turbulenta con respecto al fenómeno de la turbulencia en el campo de flujo en el perfil del álabe. A cada incremento del valor de TDECT se observa una disminución del efecto del fenómeno de la turbulencia en el campo de flujo que rodea el perfil del álabe.

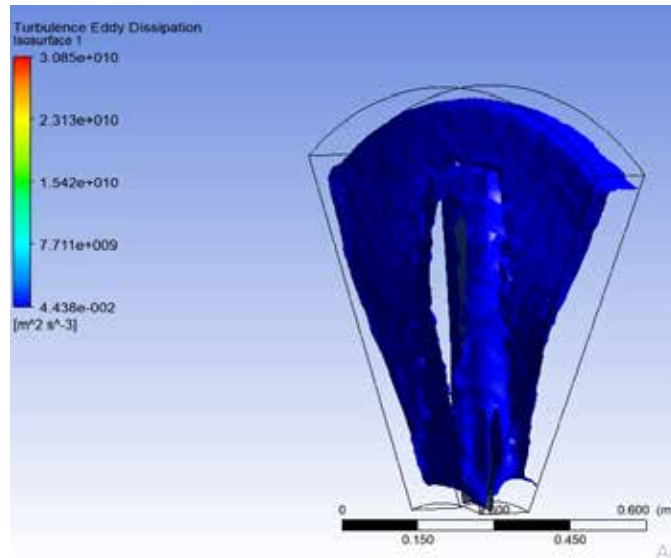


Figura 80. Vista del fenómeno de la turbulencia a una taza de la disipación de la energía cinética turbulenta de 3×10^4 — en el perfil del álabe de un ventilador axial serie W MULTI-WING™.

Fuente: Ledezma y Ramírez (2019)

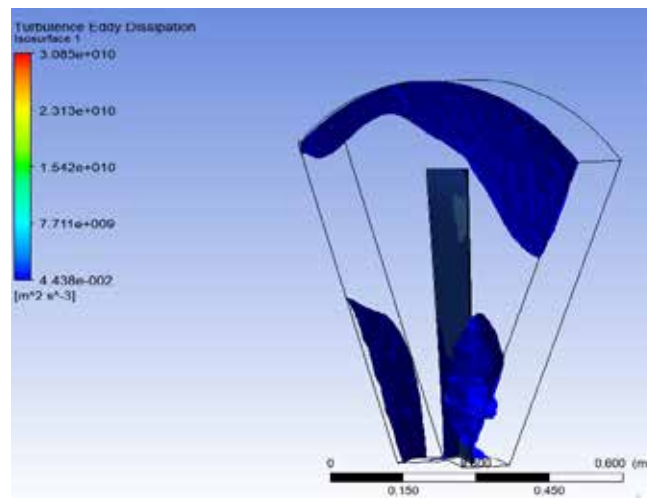


Figura 81. Vista del fenómeno de la turbulencia a una taza de la disipación de la energía cinética turbulenta de 3×10^6 — en el perfil del álabe de un ventilador axial serie W MULTI-WING™.

Fuente: Ledezma y Ramírez (2019)

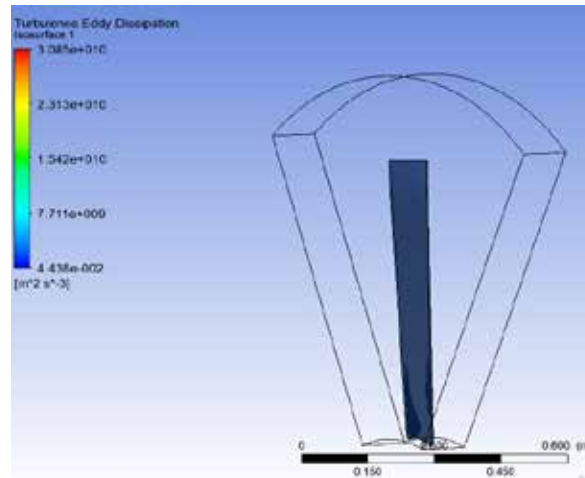


Figura 82. Vista del fenómeno de la turbulencia a una tasa de la disipación de la energía cinética turbulenta de 3×10^8 — en el perfil del álabe de un ventilador axial serie W MULTI-WING™.

Fuente: Ledezma y Ramírez (2019)

En la figura 80, se detallan que el fenómeno de la turbulencia abarca la mayor parte del campo de flujo que rodea el perfil del álabe, sin embargo, la turbulencia presentada, aunque de un área notoria es de baja magnitud, además el valor de la tasa de la disipación de la energía cinética turbulenta es el más bajo con respecto al de las figuras 81 y 82, lo que influye en que la densidad del flujo sea menor y por ello es que se obtiene que el fenómeno de la turbulencia abarca la gran parte del campo del flujo.

En las figuras 81 y 82 se aprecian una disminución del fenómeno de la turbulencia en el campo de flujo que rodea el perfil del álabe con valores de la tasa de disipación de la energía cinética turbulenta mayores, esto se produce como ya se mencionó anteriormente, porque a menor valor de TDECT la densidad del flujo es menor y el efecto de la turbulencia ocupa mayor porcentaje del campo de flujo, efecto contrario ocurre en este caso ya que al tener mayor valor de TDECT se aumenta la densidad del flujo y el efecto de la turbulencia ocupa menos espacio.

4.5.1.3 Evaluación del resultado de la simulación del fenómeno de generación de vórtice en el campo de flujo en el perfil del álabe de un ventilador axial de la serie W de MULTI-WING™.

Para el estudio y la apreciación de los resultados de la simulación de la generación de vórtices, se emplearon por medio de imágenes con distintos valores de la frecuencia con que se generan los vórtices, donde se detallan el efecto del fenómeno en el perfil del álabe.

De la Figura 83 a la 85, se aprecia en forma ascendentes el valor de la frecuencia de los vórtices (nivel de frecuencia) con respecto al fenómeno de la generación de vórtices en el campo de flujo en el perfil del álabe. A cada incremento del valor de la frecuencia se observa una disminución del efecto del fenómeno de la generación de vórtices en el campo de flujo que rodea el perfil del álabe.

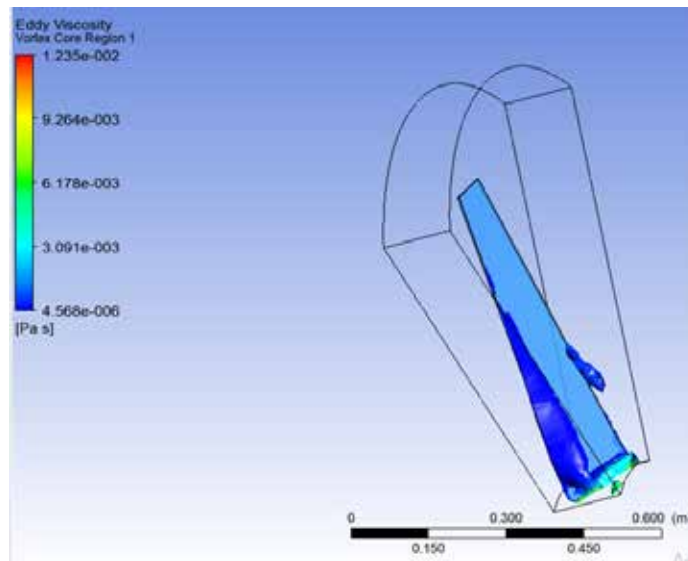


Figura 83. Vista del fenómeno de la generación de vórtices a un nivel de 0,01 en el perfil del álabe de un ventilador axial serie W MULTI-WING™.

Fuente: Ledezma y Ramírez (2019)

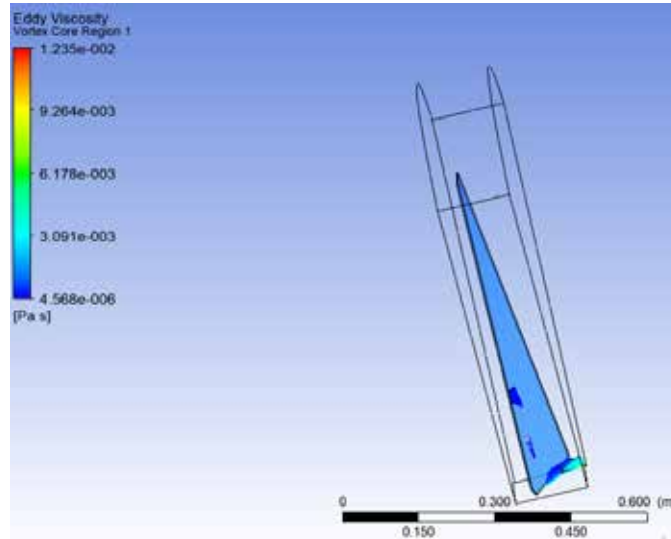


Figura 84. Vista del fenómeno de la generación de vórtices a un nivel de 0,02 en el perfil del álabe de un ventilador axial serie W MULTI-WING™.

Fuente: Ledezma y Ramírez (2019)

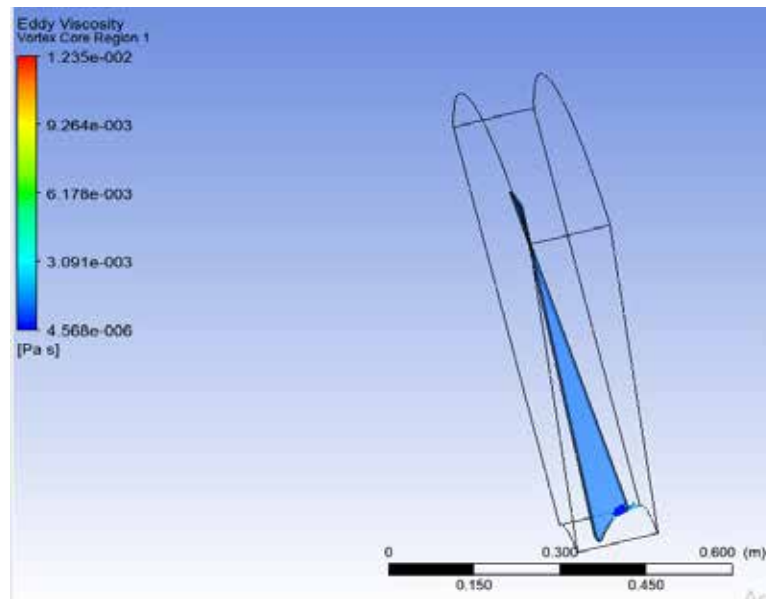


Figura 85. Vista del fenómeno de la generación de vórtices a un nivel de 0,03 en el perfil del álabe de un ventilador axial serie W MULTI-WING™.

Fuente: Ledezma y Ramírez (2019)

En la figura 83, se observa que alrededor del perfil del álabe se generan varios vórtices en proceso, sin embargo, la generación de vórtices presentada, aunque de un área notoria es de baja magnitud, solo existe un foco de mayor incremento de presión la cual se aprecia en la base o raíz del alabe.

En las figuras 84 y 85, se detallan un decrecimiento en la generación de vórtices alrededor del del álabe, sin embargo, la generación de vórtices presente sigue siendo en su mayoría de baja magnitud, aunque todavía se mantiene el foco de mayor incremento de presión en la misma ubicación. El decrecimiento de este fenómeno a mayor frecuencia se presenta porque, al tener una frecuencia de vórtices mayor o lo que es lo mismo, el nivel del vórtice es mayor, el tiempo con que ocurre este fenómeno también aumenta es por ello que se aprecian menos vórtices en proceso alrededor del perfil del álabe, pero con el mismo foco de mayor incremento de presión en la misma ubicación del mismo.

4.5.2 Estudio del campo de flujo en el perfil de un álabe del Turbocompresor axial LM2500.

A continuación, se presentan los resultados obtenidos de las simulaciones de los distintos fenómenos ya mencionados, al que fue sometido el álabe del Turbocompresor axial LM2500.

4.5.2.1 Evaluación del resultado de la simulación del fenómeno de la capa límite en el campo de flujo en el perfil del alabe de un Turbocompresor axial LM2500.

Para el estudio y la apreciación de los resultados de la simulación de la capa límite, se tomaron por medio de planos ubicados a distintos niveles del perfil del álabe, el cual permite detallar el comportamiento del aire en todo el campo de flujo.

De la Figura 86 a la 88, se observa en forma secuencial los distintos niveles que se encuentra en el perfil del álabe para realizar el estudio del comportamiento del fluido en cada uno de ellos, cada nivel que recorre el perfil del álabe va desde la zona más baja del perfil hasta la parte superior del mismo. Además, se aprecia que ay un aumento de velocidad desde la base del perfil hasta la punta del mismo, ocasionando que las

zonas de baja magnitud a medida que se sube por el perfil del alabe estas disminuyan y el flujo de aire sea más continuo.

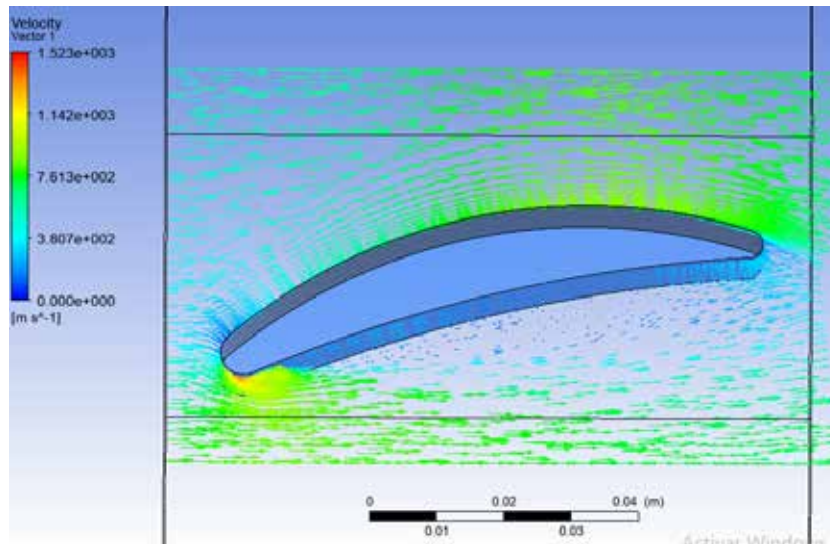


Figura 86. Vista del fenómeno de la capa límite en la raíz o base del perfil del álabe del Turbocompresor axial LM2500.

Fuente: Ledezma y Ramírez (2019)

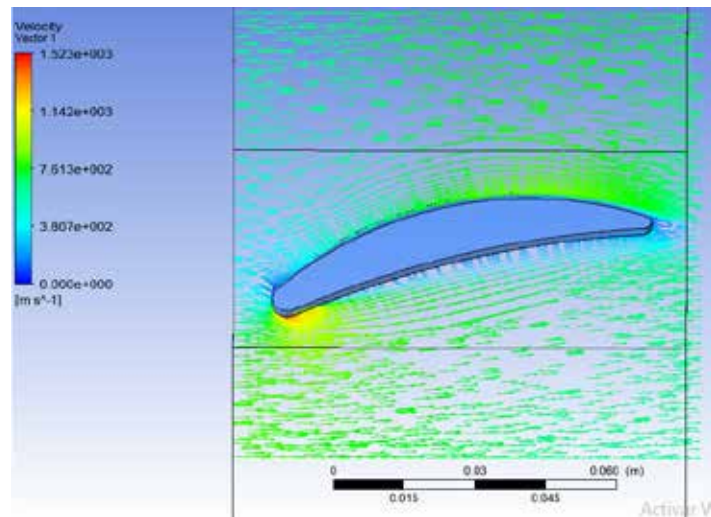


Figura 87. Vista del fenómeno de la capa límite a la mitad del perfil del álabe del Turbocompresor axial LM2500.

Fuente: Ledezma y Ramírez (2019)

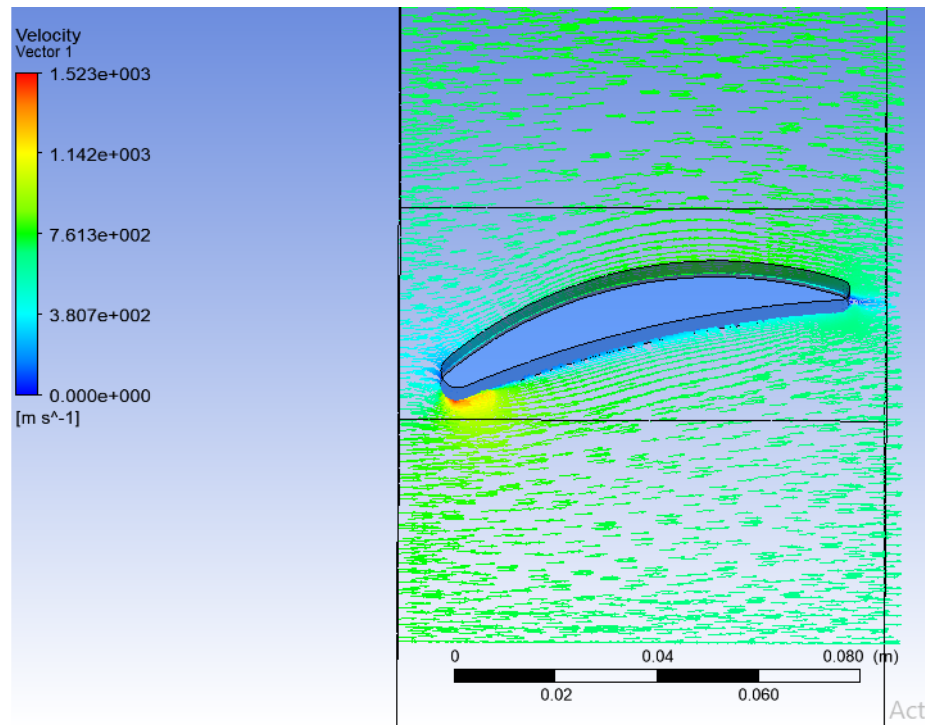


Figura 88. Vista del fenómeno de la capa límite en la parte superior del perfil del álabe del Turbocompresor axial LM2500.

Fuente: Ledezma y Ramírez (2019)

Al detallar la figura 86 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 figura se observa que la velocidad circundante al perfil es algo 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 mayor velocidad en este y una menor prolongación de la misma.

En la figura 86 es posible comprender el comportamiento del flujo al encontrarse con perfil del álabe, en la base del mismo se observa como el flujo al enfrentarse con el cuerpo se acumula en la superficie de la cara frontal 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, además se genera una zona cercana a la cara posterior donde el fluido no posee la misma velocidad que el que se encuentra a los bordes del perfil y por ello que se estanca hasta que este logra alcanzar la velocidad necesaria para salir de esa zona. Además, en la parte superior del sólido, en dicha zona existe la acumulación del flujo de forma contante, es por esto que se crea un espacio en la parte inferior del perfil que tiende que el flujo retorne en forma de remolinos, al existir poca entrada de flujo las velocidades presentes son de baja magnitud en comparación a las encontradas en los límites del sólido.

En la figura 87 se muestra el comportamiento del flujo a la mitad de la geometría del álabe, y es visible que en el medio ha habido un aumento de velocidad a la salida del perfil. Además, se aprecia que el espacio generado en la parte posterior de la base del perfil se ha disminuido en gran medida, esto producto del aumento en forma continua de flujo, donde la diferencia de velocidad no difiere de gran medida, pero a un así se sigue generando un pequeño espacio en la cara de la parte inferior del perfil del álabe.

En la figura 88 se proporciona el comportamiento del flujo en la parte superior en el perfil del álabe, siendo este un lugar donde se encuentran las magnitudes de mayor valor dentro del dominio fluidizado, en donde los focos para el aumento de la magnitud son los bordes de ataque y salida. También se aprecian pequeñas zonas casi imperceptibles donde el fluido se retorne en forma de remolinos producto de la falta de acumulación del mismo y su poca continuidad en forma constante.

En la figura 89 se evidencia los tres cortes realizados en el álabe para llevar a cabo el efecto de la capa límite en la geometría del perfil del álabe.

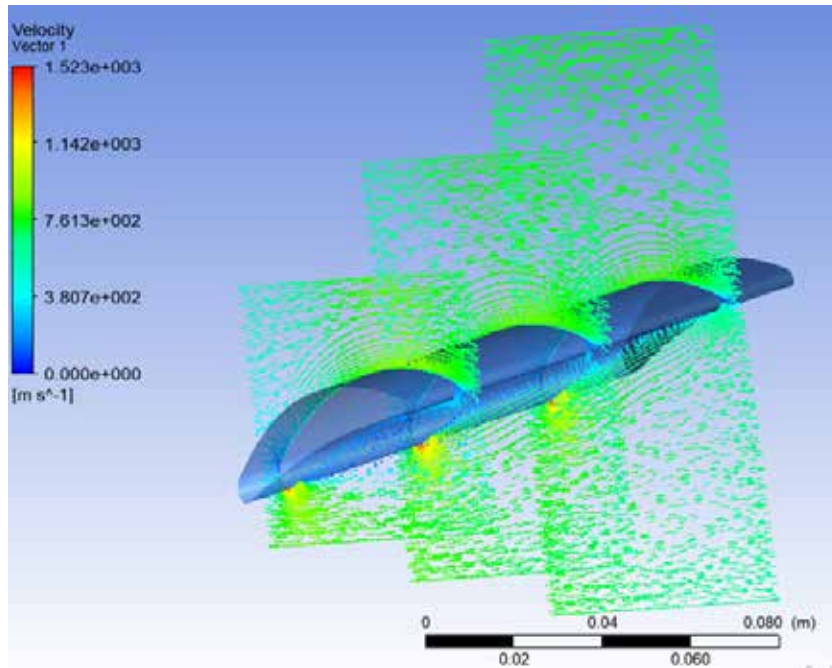


Figura 89. Vista del fenómeno de la capa límite en forma secuencial del perfil del álabe del Turbocompresor axial LM2500.

Fuente: Ledezma y Ramírez (2019).

4.5.2.2 Evaluación del resultado de la simulación del fenómeno de la turbulencia en el campo de flujo en el perfil del álabe de un Turbocompresor axial LM2500.

Para el estudio y la apreciación de los resultados de la simulación de la turbulencia, se aplicaron por medio de imágenes con distintos valores de la tasa de disipación de la energía cinética turbulenta (TDECT) donde se detallan el efecto del fenómeno en el perfil del álabe, y permite detallar dicho comportamiento en todo el campo de flujo.

De la Figura 90 a la 92, se aprecia en forma ascendentes el valor de la tasa de la disipación de la energía cinética turbulenta con respecto al fenómeno de la turbulencia en el campo de flujo en el perfil del álabe. A cada incremento del valor de TDECT se observa una variación del efecto del fenómeno de la turbulencia en el campo de flujo que rodea el perfil del álabe.

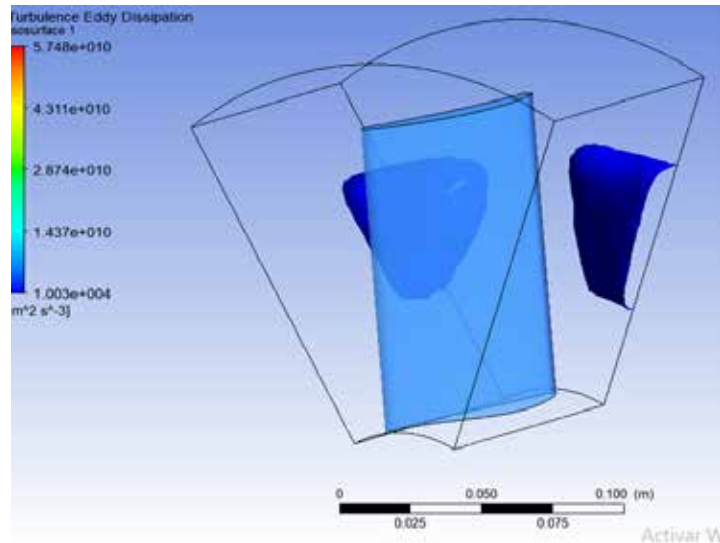


Figura 90. Vista del fenómeno de la turbulencia a una taza de la disipación de la energía cinética turbulenta de 3×10^4 — en el perfil del álabe de un Turbocompresor axial LM2500.

Fuente: Ledezma y Ramírez (2019)

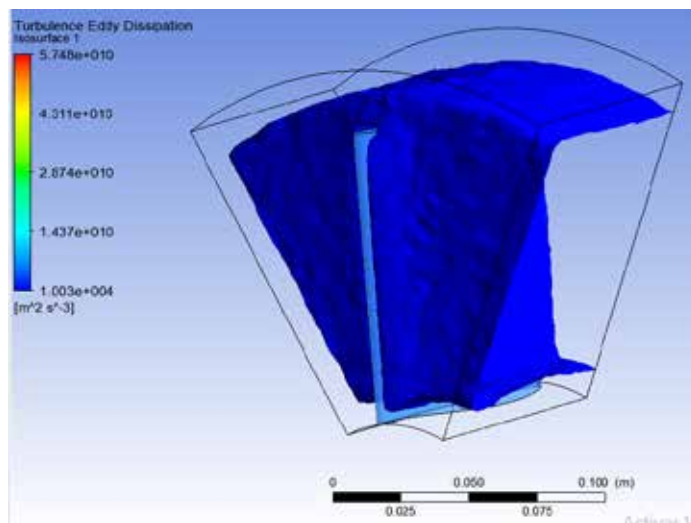


Figura 91. Vista del fenómeno de la turbulencia a una taza de la disipación de la energía cinética turbulenta de 3×10^6 — en el perfil del álabe de un Turbocompresor axial LM2500.

Fuente: Ledezma y Ramírez (2019)

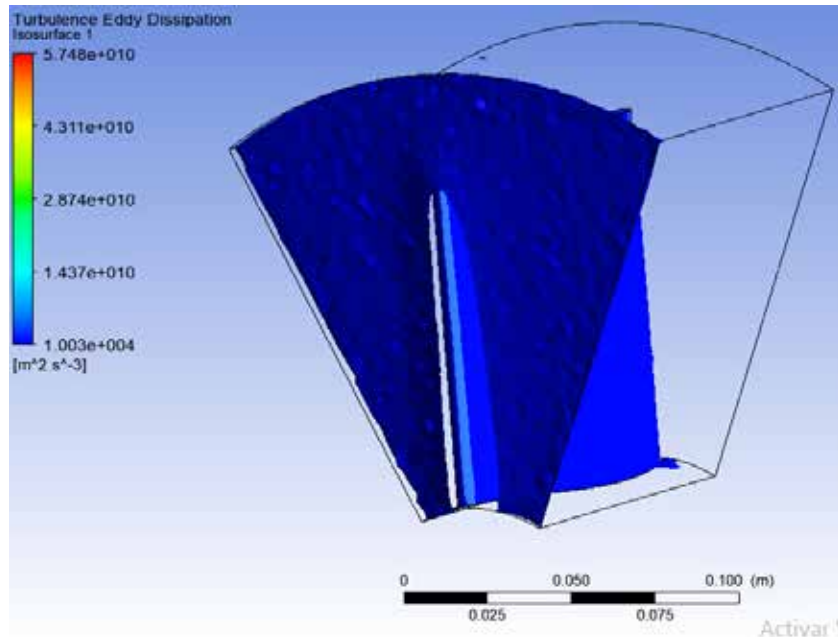


Figura 92. Vista del fenómeno de la turbulencia a una taza de la disipación de la energía cinética turbulenta de 3×10^8 — en el perfil del álabe de un Turbocompresor axial LM2500.

Fuente: Ledezma y Ramírez (2019)

En la figura 90, se detallan que el fenómeno de la turbulencia abarca dos pequeñas partes del campo de flujo que rodea el perfil del álabe, sin embargo, la turbulencia presentada, es de baja magnitud, además el valor de la taza de la disipación de la energía cinética turbulenta es el más bajo con respecto al de las figuras 91 y 92.

En las figuras 91 y 92 se aprecian un aumento del fenómeno de la turbulencia en el campo de flujo que rodea el perfil del álabe con valores de la taza de disipación de la energía cinética turbulenta mayores, pero con la misma baja magnitud.

4.5.2.3 Evaluación del resultado de la simulación del fenómeno de generación de vórtice en el campo de flujo en el perfil del álabe de un Turbocompresor axial LM2500.

Para el estudio y la apreciación de los resultados de la simulación de la generación de vórtices, se emplearon por medio de imágenes con distintos valores de

la frecuencia con que se generan los vórtices, donde se detallan el efecto del fenómeno en el perfil del álabe.

De la Figura 93 a la 95, se aprecia en forma ascendentes el valor de la frecuencia de los vórtices (nivel de la frecuencia) con respecto al fenómeno de la generación de vórtices en el campo de flujo en el perfil del álabe. A cada incremento del valor de la frecuencia se observa una disminución del efecto del fenómeno de la generación de vórtices en el campo de flujo que rodea el perfil del álabe.

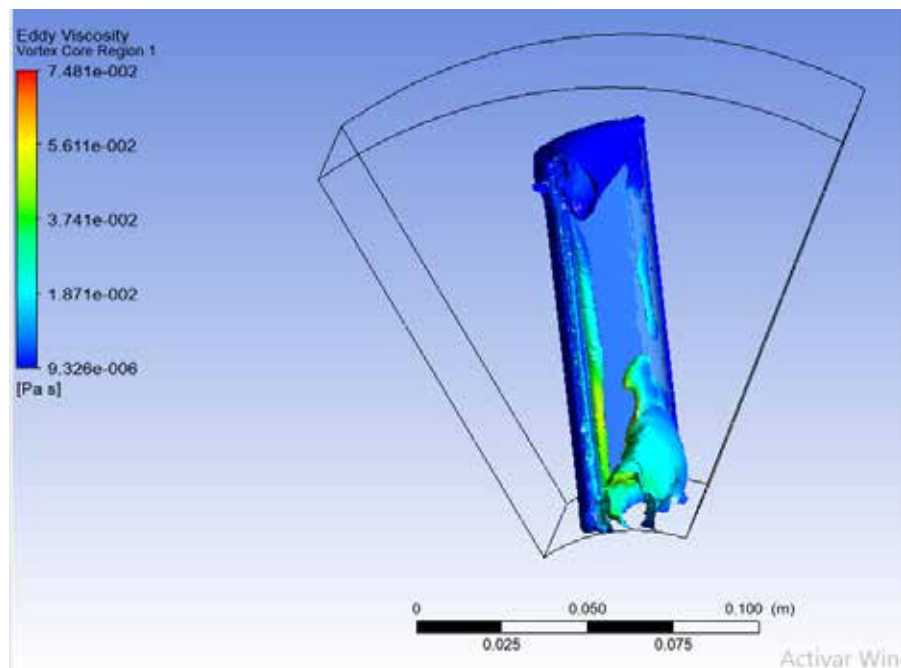


Figura 93. Vista del fenómeno de la generación de vórtices a un nivel de 0,01 en el perfil del álabe de un Turbocompresor axial LM2500.

Fuente: Ledezma y Ramírez (2019)

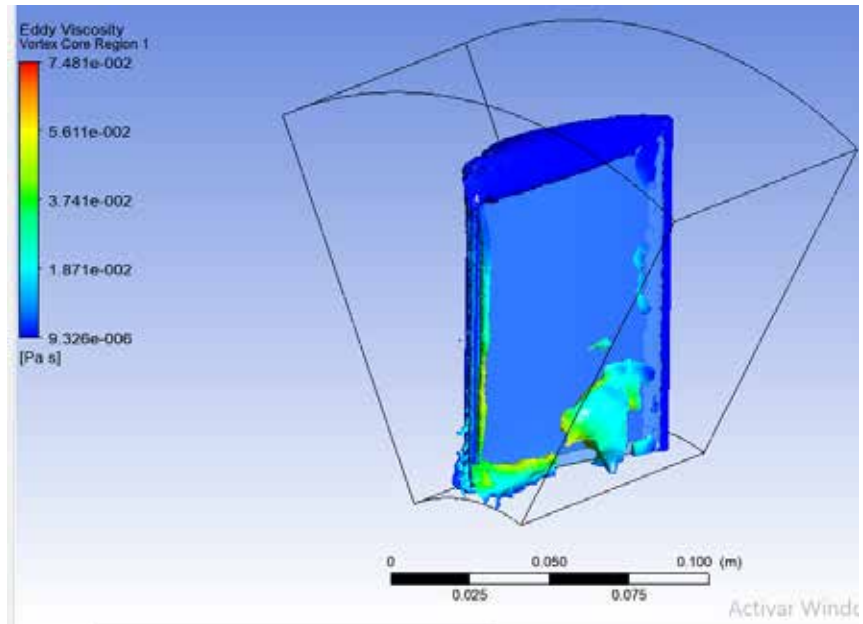


Figura 94. Vista del fenómeno de la generación de vórtices a un nivel de 0,02 en el perfil del álabe de un Turbocompresor axial LM2500.

Fuente: Ledezma y Ramírez (2019)

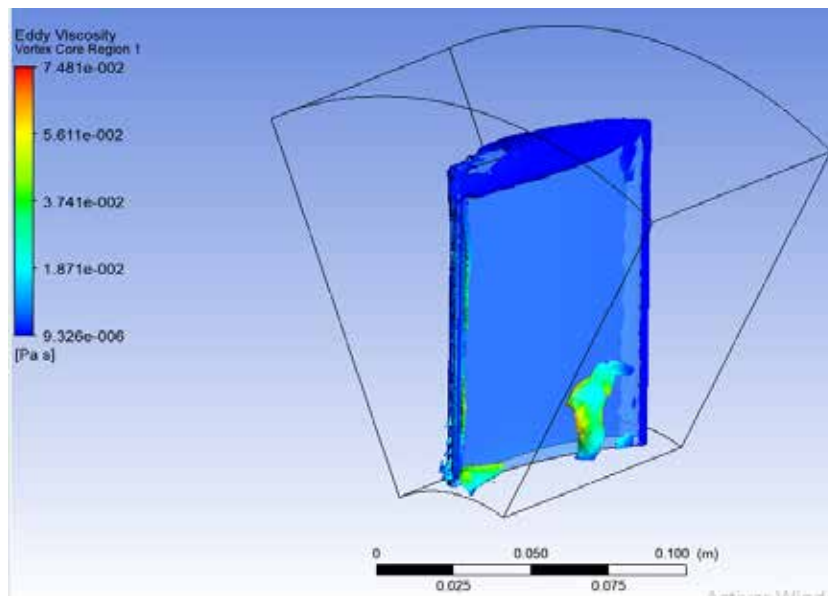


Figura 95. Vista del fenómeno de la generación de vórtices a un nivel de 0,03 en el perfil del álabe de un Turbocompresor axial LM2500.

Fuente: Ledezma y Ramírez (2019)

En la figura 93, se observa que alrededor del perfil del álabe se generan varios vórtices en proceso y dos vórtices de gran tamaño en la parte superior e inferior del perfil del álabe, sin embargo, la generación de vórtices presentada, aunque de un área notoria es de baja magnitud solo en la parte superior del álabe, pero en el medio y en la base del mismo se detallan magnitudes mayores sobre todo en el vórtice de la base del perfil del álabe.

En las figuras 94 y 95, se detallan un decrecimiento en la generación de vórtices alrededor del del álabe, sin embargo, la generación de vórtices presente condiciones similares, además se mantiene el foco de mayor incremento de presión en la misma ubicación. El decrecimiento de este fenómeno a mayor frecuencia se presenta porque, al tener una frecuencia de vórtices mayor o lo que es lo mismo, el nivel del vórtice es mayor, el tiempo con que ocurre este fenómeno también aumenta es por ello que se aprecian menos vórtices en proceso alrededor del perfil del álabe, pero con el mismo foco de mayor incremento de presión en la misma ubicación del mismo.

4.5.3 Estudio del campo de flujo en el perfil de un álabe de una Turbina axial SGT5-8000H.

A continuación, se presentan los resultados obtenidos de las simulaciones de los distintos fenómenos ya mencionados, al que fue sometido el álabe de una Turbina axial SGT5-8000H.

4.5.3.1 Evaluación del resultado de la simulación del fenómeno de la capa límite en el campo de flujo en el perfil del álabe de una Turbina axial SGT5-8000H.

Para el estudio y la apreciación de los resultados de la simulación de la capa límite, se tomaron por medio de planos ubicados a distintos niveles del perfil del álabe, el cual permite detallar el comportamiento del aire en todo el campo de flujo.

De la Figura 96 a la 99, se observa en forma secuencial los distintos niveles que se encuentra en el perfil del álabe para realizar el estudio del comportamiento del fluido en cada uno de ellos, cada nivel que recorre el perfil del álabe va desde la zona más baja del perfil hasta la parte superior del mismo. Además, se aprecia que ay un crecimiento de velocidad desde la base del perfil hasta la punta del mismo, ocasionando

que las zonas de baja magnitud a medida que se sube por el perfil del alabe estas aumenten y el flujo de aire sea más continuo.

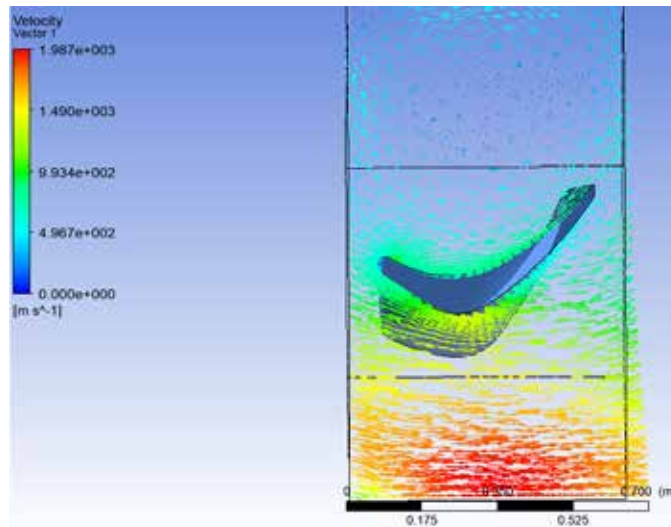


Figura 96. Vista del fenómeno de la capa límite en la raíz o base del perfil del álabe de una Turbina axial SGT5-8000H.

Fuente: Ledezma y Ramírez (2019)

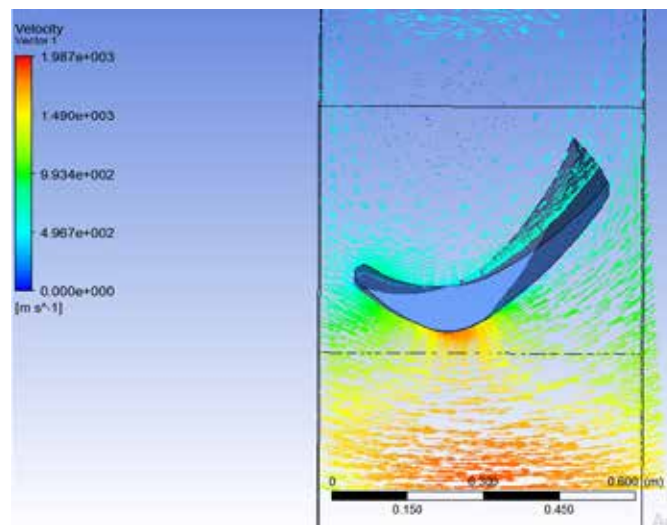


Figura 97. Vista del fenómeno de la capa límite a 230 mm de la base del perfil del álabe de una Turbina axial SGT5-8000H.

Fuente: Ledezma y Ramírez (2019)

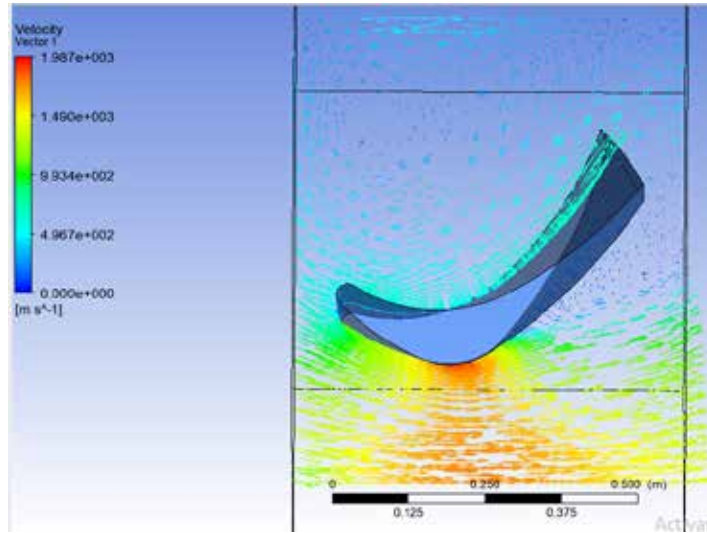


Figura 98. Vista del fenómeno de la capa límite a 460 mm de la base del perfil del álabe de una Turbina axial SGT5-8000H.

Fuente: Ledezma y Ramírez (2019)

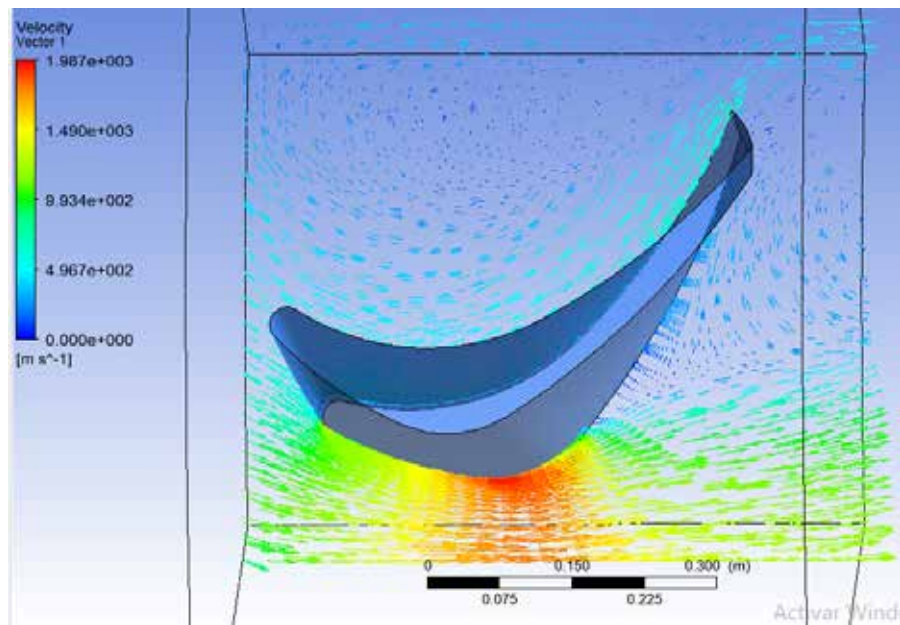


Figura 99. Vista del fenómeno de la capa límite a 670 mm de la base del perfil del álabe de una Turbina axial SGT5-8000H.

Fuente: Ledezma y Ramírez (2019)

Al detallar la figura 96 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 figura se observa que la velocidad circundante al perfil 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 figura 96 es posible comprender el comportamiento del flujo al encontrarse con perfil del álabe, en la base del mismo se observa como el flujo al enfrentar con el cuerpo se acumula en la superficie de la cara frontal y posterior del perfil del álabe, 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, además se genera un espacio no tan cercana a la cara frontal del álabe donde el fluido no posee la misma velocidad que el que se encuentra a los bordes del perfil y por ello ocasiona que aire retorne hacia el espacio de baja magnitud en forma de remolino.

En la figura 97 se muestra el comportamiento del flujo a 230 mm de la base de la geometría del álabe, y es visible que en el medio ha habido un aumento de velocidad a la salida del perfil. Además, se aprecia que el espacio generado en la parte superior del perfil se ha incrementado, esto producto del aumento en forma continua de flujo, donde la diferencia de velocidad no difiere de gran medida, pero aun así se sigue generando un espacio mayor en la parte no tan alejada de la cara de la parte superior del perfil del álabe, esto se debe a que se presenta una acumulación de flujo en la parte inferior del perfil y que no se tiene un flujo continuo en la parte superior del perfil.

En las figuras 98 y 99 se proporciona el comportamiento del flujo en la parte superior en el perfil del álabe, siendo este un lugar donde se encuentran las magnitudes de mayor valor dentro del dominio fluidizado, en donde los focos para el aumento de la magnitud son los bordes de ataque y salida. También se aprecian grandes zonas

donde el fluido se retorne en forma de remolinos producto de la falta de acumulación del mismo y su poca continuidad en forma constante.

En la figura 100 se evidencia los tres cortes realizados en el álabe para llevar acabo el efecto de la capa límite en la geometría del perfil del álabe.

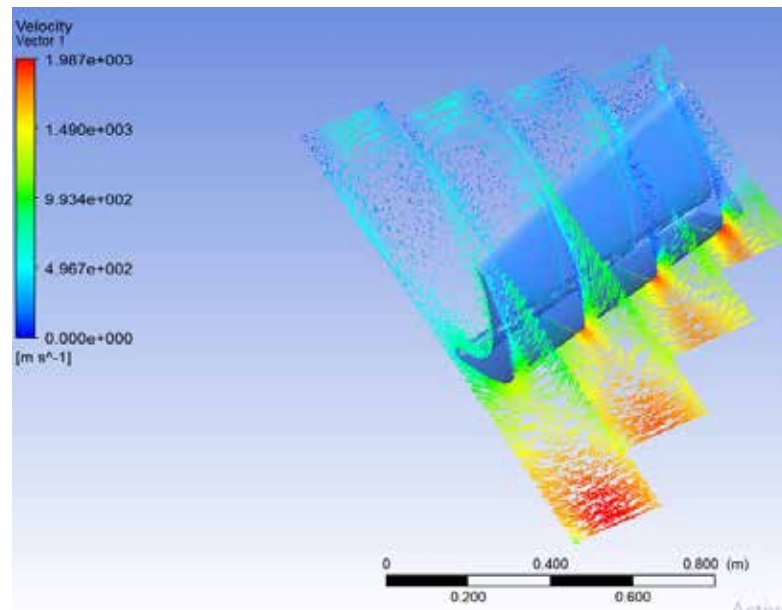


Figura 100. Vista del fenómeno de la capa límite en forma secuencial del perfil del álabe de una Turbina axial SGT5-8000H.

Fuente: Ledezma y Ramírez (2019).

4.5.3.2 Evaluación del resultado de la simulación del fenómeno de la turbulencia en el campo de flujo en el perfil del álabe de una Turbina axial SGT5-8000H.

Para el estudio y la apreciación de los resultados de la simulación de la turbulencia, se aplicaron por medio de imágenes con distintos valores de la tasa de disipación de la energía cinética turbulenta (TDECT) donde se detallan el efecto del fenómeno en el perfil del álabe, y permite detallar dicho comportamiento en todo el campo de flujo.

De la Figura 101 a la 103, se aprecia en forma ascendentes el valor de la tasa de la disipación de la energía cinética turbulenta con respecto al fenómeno de la turbulencia en el campo de flujo en el perfil del álabe. A cada incremento del valor de

TDECT se observa una variación del efecto del fenómeno de la turbulencia en el campo de flujo que rodea el perfil del álabe.

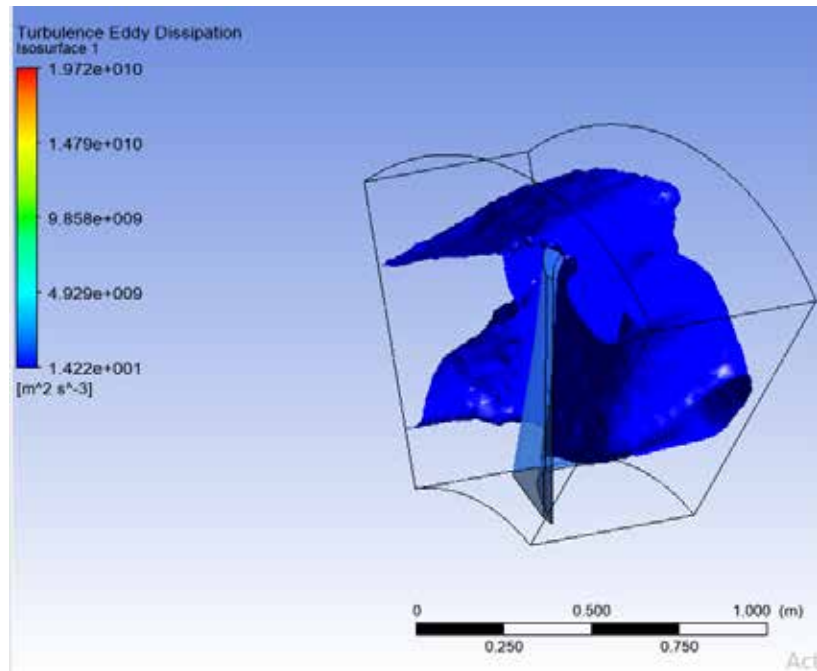


Figura 101. Vista del fenómeno de la turbulencia a una taza de la disipación de la energía cinética turbulenta de 3×10^4 — en el perfil del álabe de una Turbina axial SGT5-8000H.

Fuente: Ledezma y Ramírez (2019)

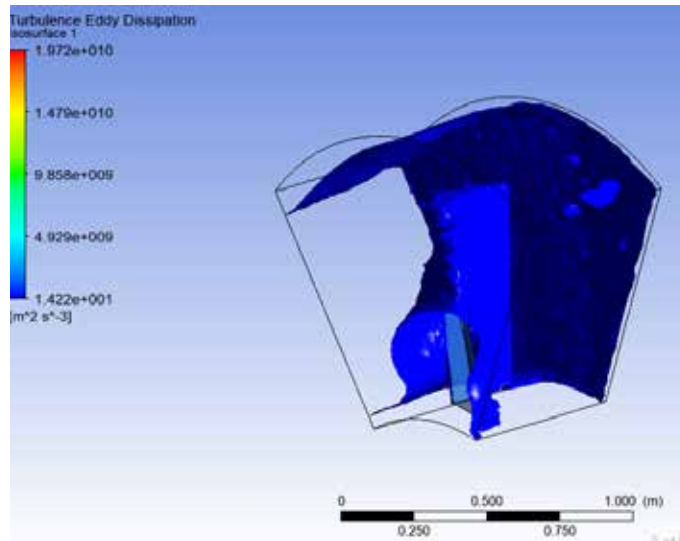


Figura 102. Vista del fenómeno de la turbulencia a una taza de la disipación de la energía cinética turbulenta de 3×10^6 — en el perfil del álabe de una Turbina axial SGT5-8000H.

Fuente: Ledezma y Ramírez (2019)

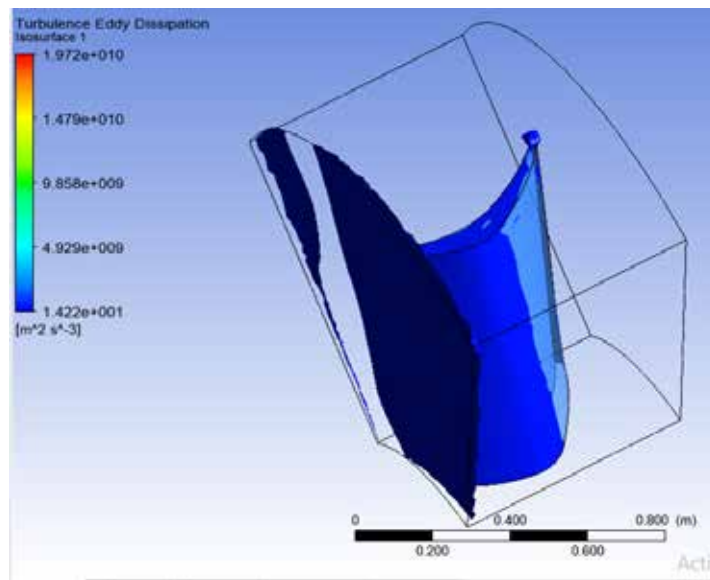


Figura 103. Vista del fenómeno de la turbulencia a una taza de la disipación de la energía cinética turbulenta de 3×10^8 — de una Turbina axial SGT5-8000H.

Fuente: Ledezma y Ramírez (2019)

En la figura 101, se detallan que el fenómeno de la turbulencia abarca la mayor del campo de flujo y además de cubrir casi en su totalidad el perfil del álabe, sin embargo, la turbulencia presentada, es de baja magnitud, además el valor de la tasa de la disipación de la energía cinética turbulenta es el más bajo con respecto al de las figuras 102 y 103.

En las figuras 101 y 103 se aprecian un decrecimiento del fenómeno de la turbulencia en el campo de flujo que rodea el perfil del álabe con valores de la tasa de disipación de la energía cinética turbulenta mayores, pero con la misma baja magnitud.

4.5.3.3 Evaluación del resultado de la simulación del fenómeno de generación de vórtice en el campo de flujo en el perfil del álabe de una Turbina axial SGT5-8000H.

Para el estudio y la apreciación de los resultados de la simulación de la generación de vórtices, se emplearon por medio de imágenes con distintos valores de la frecuencia con que se generan los vórtices, donde se detallan el efecto del fenómeno en el perfil del álabe.

De la Figura 104 a la 106, se aprecia en forma ascendentes el valor de la frecuencia de los vórtices con respecto al fenómeno de la generación de vórtices en el campo de flujo en el perfil del álabe. A cada incremento del valor de la frecuencia se observa una disminución del efecto del fenómeno de la generación de vórtices en el campo de flujo que rodea el perfil del álabe.

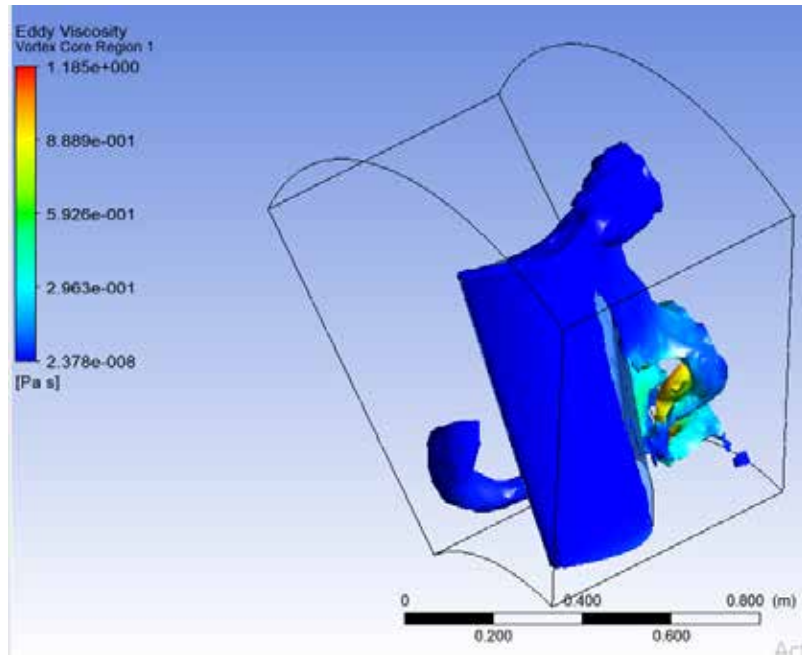


Figura 104. Vista del fenómeno de la generación de vórtices a un nivel de 0,01 de una Turbina axial SGT5-8000H.

Fuente: Ledezma y Ramírez (2019)

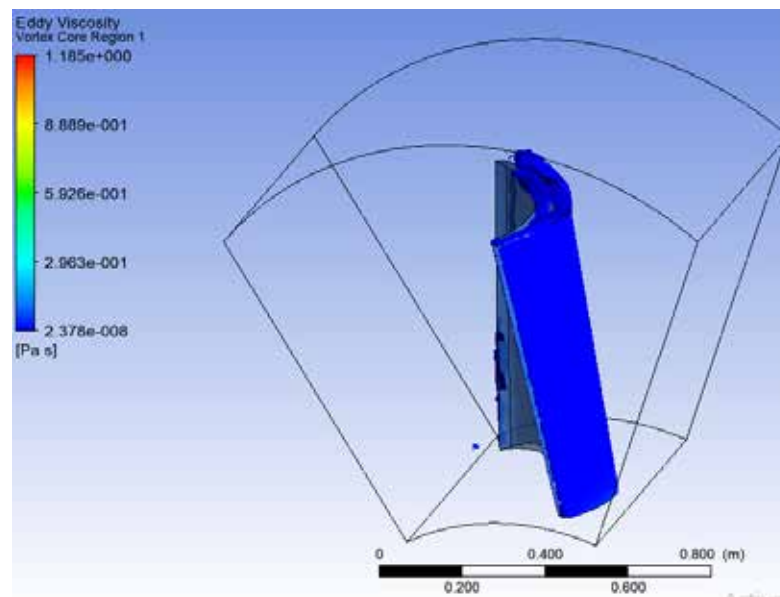


Figura 105. Vista del fenómeno de la generación de vórtices a un nivel de 0,02 de una Turbina axial SGT5-8000H.

Fuente: Ledezma y Ramírez (2019)

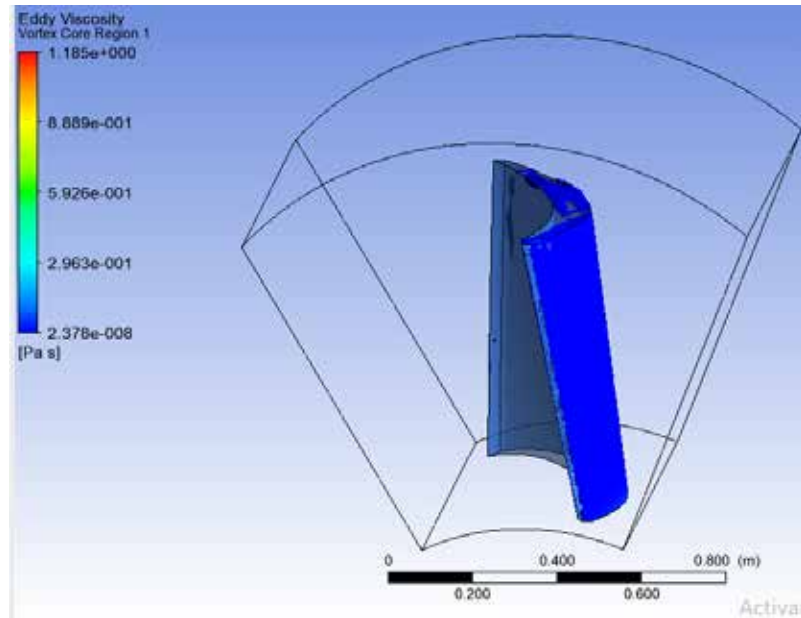


Figura 106. Vista del fenómeno de la generación de vórtices a un nivel de 0,03 de una Turbina axial SGT5-8000H.

Fuente: Ledezma y Ramírez (2019)

En la figura 104, se observa que alrededor del perfil del álabe se generan varios vórtices de gran tamaño en el perfil del álabe, sin embargo, la generación de vórtices presentada, aunque de un área notoria es de baja magnitud solo en la parte media del perfil del del álabe se detalla magnitudes mucho más grandes.

En las figuras 105 y 106, se detallan un decrecimiento en la generación de vórtices alrededor del del álabe, además, la generación de vórtices presente condiciones similares entre ellos, sin embargo, no presenta semejanza con los vórtices generados en la figura 104. El decrecimiento de este fenómeno a mayor frecuencia se presenta porque, al tener una frecuencia de vórtices mayor o lo que es lo mismo, el nivel del vórtice es mayor, el tiempo con que ocurre este fenómeno también aumenta es por ello que se aprecian menos vórtices en proceso alrededor del perfil del álabe, pero con el mismo foco de mayor incremento de presión en la misma ubicación del mismo.

4.5.4 Comparación de los fenómenos estudiados en los perfiles de álabes de máquinas axiales.

A continuación, se comparan los distintos fenómenos estudiados entre los distintos perfiles de álabes, para evaluar cómo se comportan estos fenómenos al interactuar con la geometría del perfil.

4.5.4.1 Comparación del fenómeno de la capa límite en los tres perfiles de álabes de máquinas de flujo axial.

Para la comparación del fenómeno en los perfiles de los álabes se tomarán como referencia las zonas superior e inferior del álabes. Con la finalidad de obtener comparaciones con condiciones más semejantes.

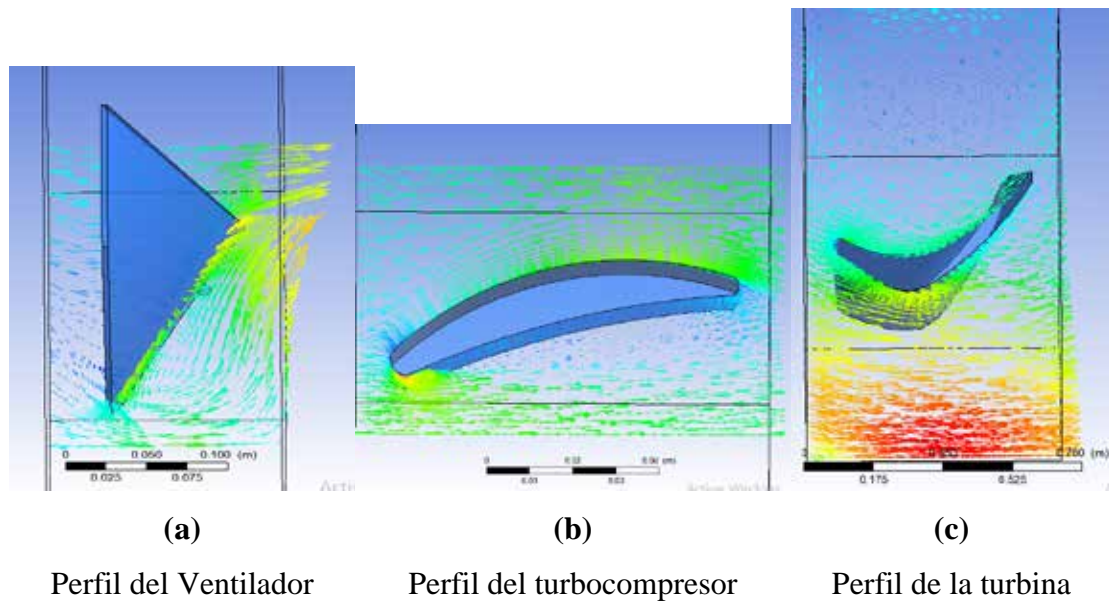


Figura 107. Comparación del fenómeno de la capa límite en la base de los perfiles de los álabes.

Fuente: Ledezma y Ramírez (2019)

En la figura 107, al comparar en la base del perfil las condiciones del flujo al interactuar con la geometría del álabes, se detalla que al tener un borde de salida más pronunciado como en el caso del turbocompresor y la turbina se obtiene un incremento en la velocidad del aire y a su vez se aprecia una acumulación de flujo en su superficie.

Además, se aprecia que al tener una geometría con torsión en ella como en el caso del ventilador y la turbina, se obtienen espacios cercanos a la cara frontal del perfil del álabe, donde el aire tiende a retornarse en forma de remolinos por la falta de continuidad del flujo.

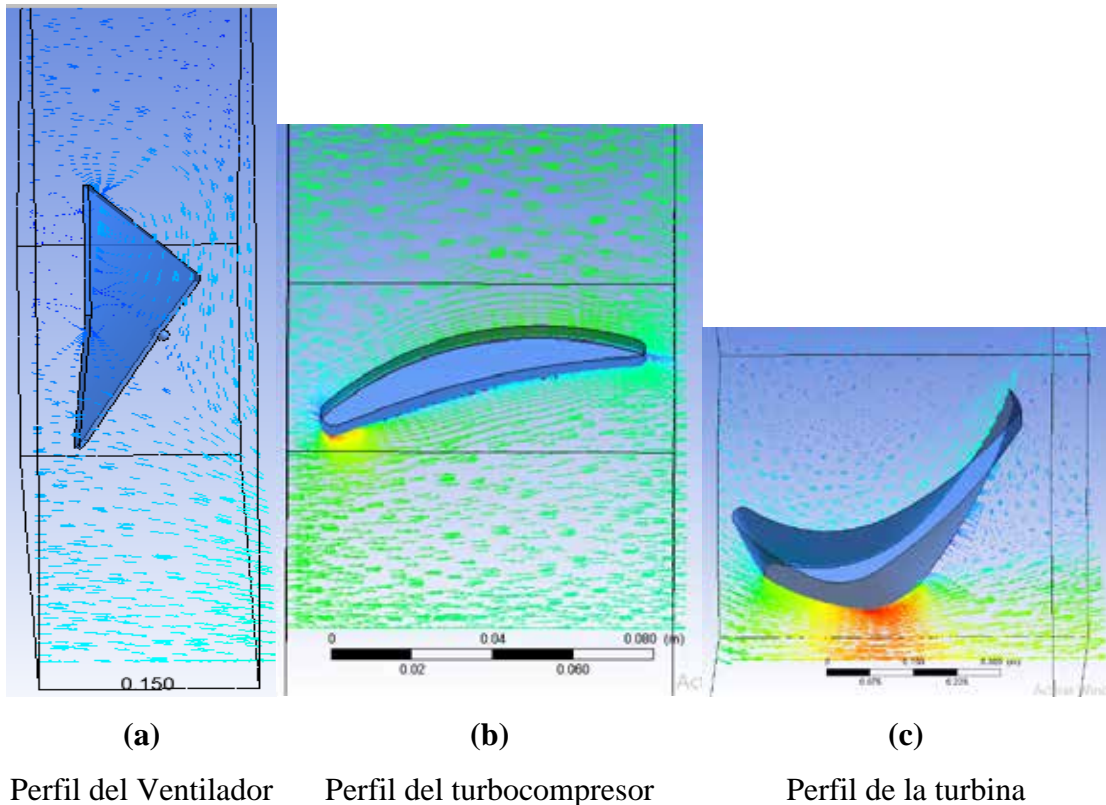


Figura 108. Comparación del fenómeno de la capa límite en la parte superior de los perfiles de los álabes.

Fuente: Ledezma y Ramírez (2019)

En la figura 108, se detalla al comparar el efecto del fenómeno en los perfiles de los álabes que presentan una geometría torsionada como es caso del ventilador y la turbina se aprecia un incremento de zonas de baja magnitud o espacios donde el aire tiende a retornarse en forma de remolinos. Además, los perfiles con bordes de salida pronunciados como el turbocompresor y la turbina presentan un incremento en la

velocidad del flujo al momento de interactuar con la geometría del álabe, denotándose como foco principal del aumento de velocidad es el borde de salida.

4.5.4.2 Comparación del fenómeno de la turbulencia en los tres perfiles de álabes de máquinas de flujo axial.

Para la comparación del fenómeno en los perfiles de los álabes se tomarán como referencia los valores de la tasa de disipación de la energía cinética turbulenta de 3×10^4 — y 3×10^8 —. Con la finalidad de obtener comparaciones con condiciones más semejantes.

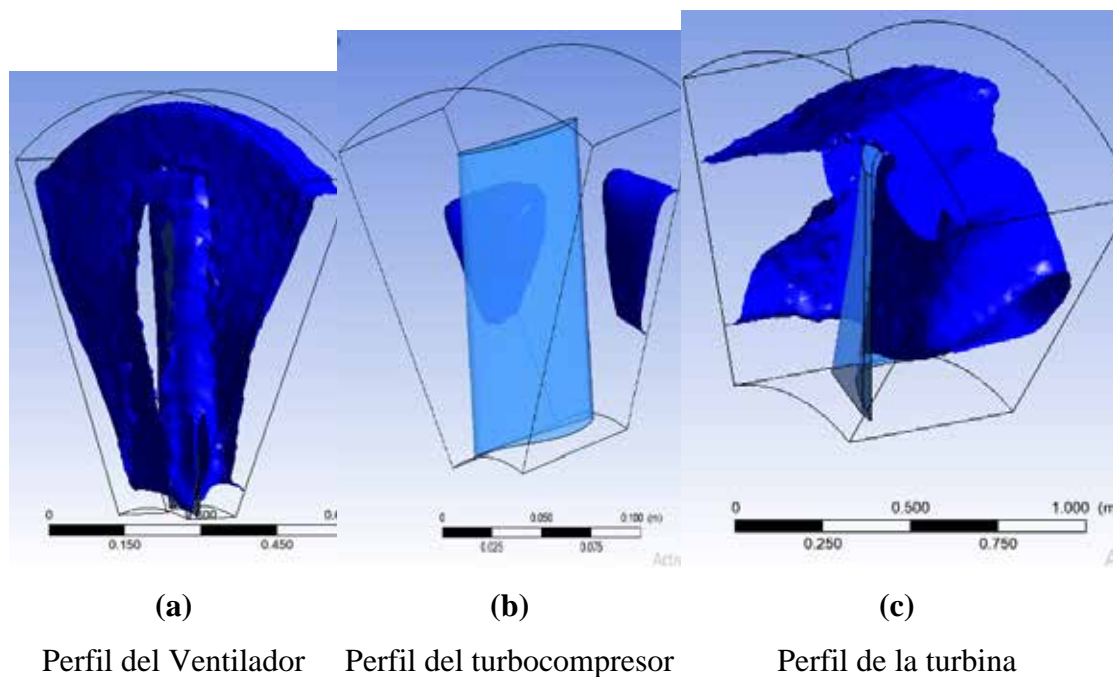


Figura 109. Comparación del fenómeno de la turbulencia con tasa de disipación de la energía cinética turbulenta de 3×10^4 — en los perfiles de los álabes.

Fuente: Ledezma y Ramírez (2019)

En la figura 109, se observa al comparar el efecto del fenómeno en los perfiles de los álabes que presentan geometría torsionada como el caso de la turbina y el ventilador que el efecto de la turbulencia abarca la mayor parte del campo de flujo.

Caso contrario con alabes sin esta particularidad donde el efecto de la turbulencia solo abarca una pequeña parte del campo de flujo.

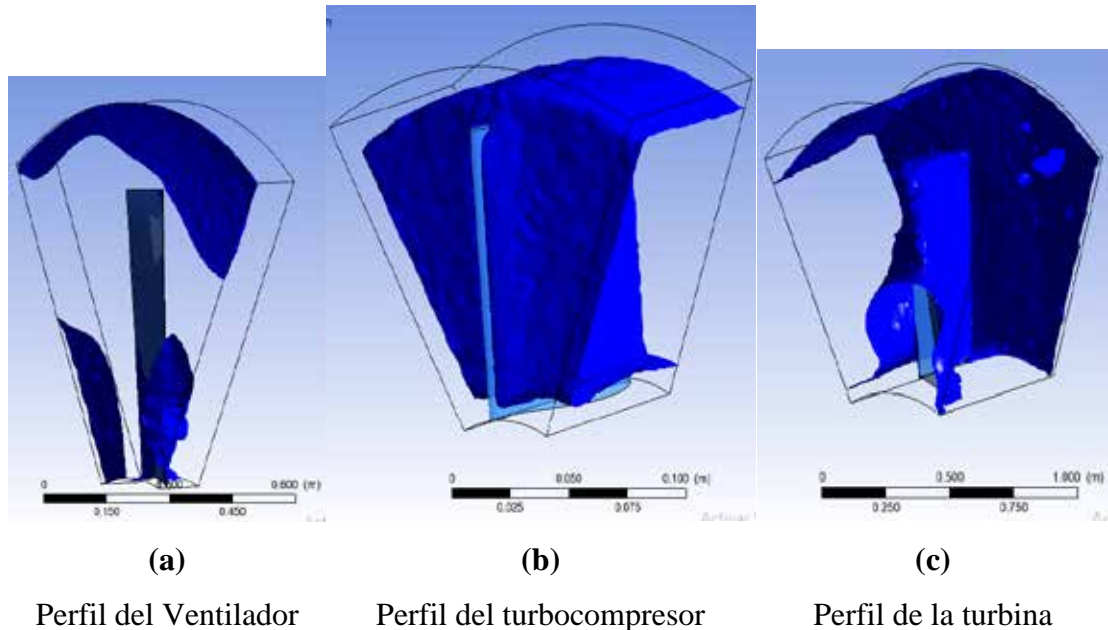


Figura 110. Comparación del fenómeno de la turbulencia con tasa de disipación de la energía cinética turbulenta de 3×10^8 — en los perfiles de los álabes.

Fuente: Ledezma y Ramírez (2019)

En la figura 110, se aprecia al comparar el efecto del fenómeno en los perfiles de los álabes que presentan geometría torsionada como el caso de la turbina y el ventilador que el efecto de la turbulencia va disminuyendo. Caso contrario con alabes sin esta particularidad donde el efecto de la turbulencia aumenta.

4.5.4.3 Comparación del fenómeno de la generación de vórtice en los tres perfiles de álabes de máquinas de flujo axial.

Para la comparación del fenómeno en los perfiles de los álabes se tomarán como referencia los niveles de generación de vórtices a 0,01 y 0,03. Con la finalidad de obtener comparaciones con condiciones más semejantes.

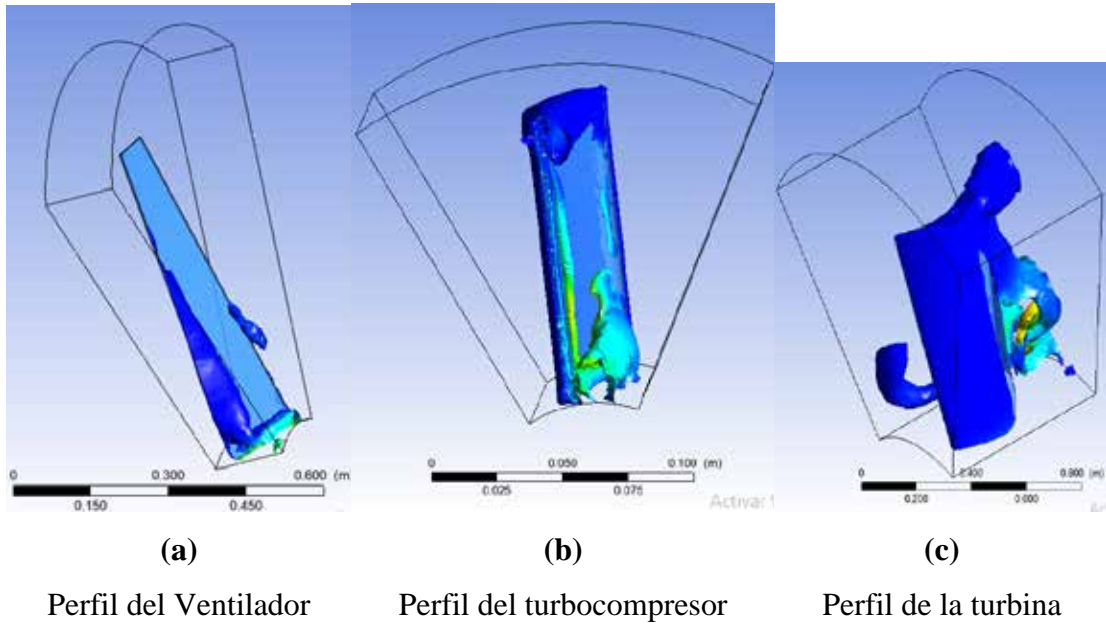
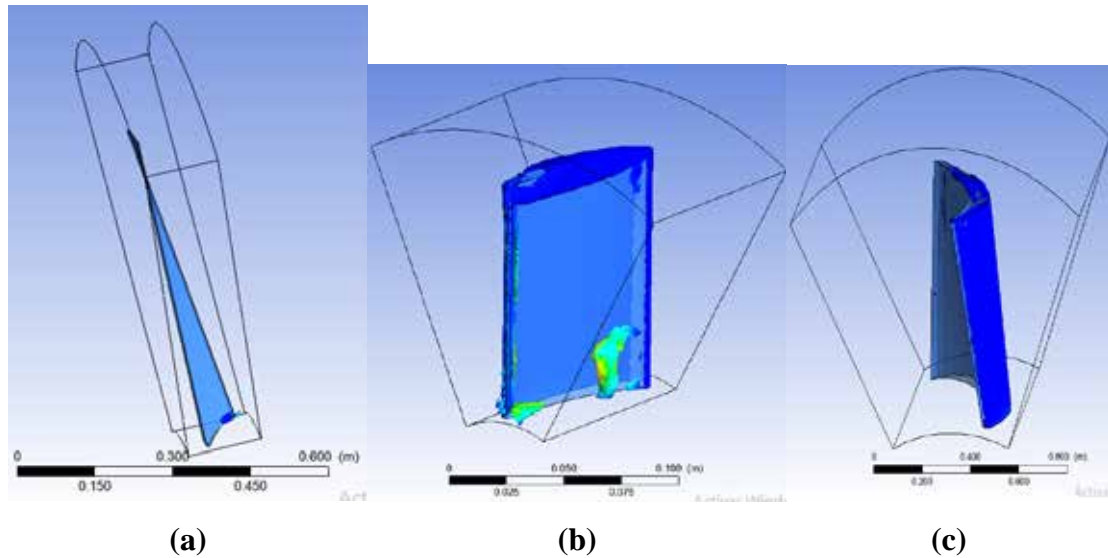


Figura 111. Comparación del fenómeno de la generación de vórtices con nivel de vórtice de 0,01 en los perfiles de los álabes.

Fuente: Ledezma y Ramírez (2019)

En la figura 111, se aprecia al comparar el efecto del fenómeno en los perfiles de los álabes que presentan un borde de salida pronunciado como el caso de la turbina y el turbocompresor que la generación de vórtices es mucho mayor en comparación con bordes de salida no tan pronunciado. Además, se observa que los vórtices de mayor magnitud del turbocompresor y la turbina presentes en la raíz del perfil del álabes tienen mayor viscosidad dinámica en comparación al vórtice del ventilador presente en la raíz del perfil del álabes.



(a) Perfil del Ventilador

(b) Perfil del turbocompresor

(c) Perfil de la turbina

Figura 112. Comparación del fenómeno de la generación de vórtices con nivel de vórtice de 0,03 en los perfiles de los álabes.

Fuente: Ledezma y Ramírez (2019)

En la figura 112, se aprecia al comparar el efecto del fenómeno en los perfiles de los álabes que presentan un borde de salida pronunciado como el caso de la turbina y el turbocompresor que la generación de vórtices es sigue siendo mayor con respecto a los no tan pronunciado, pero se observan menos vórtices que en la figura 111, porque el nivel del vórtice es mayor lo que indica que la formación del vórtice tomara más tiempo.

CONCLUSIÓN.

Con la herramienta SolidWorks® se logró el modelado tridimensional de los cuerpos de los álabes de flujo axial, poseyendo este en su sección transversal la geometría característica del perfil, la cual esta geometría es adquirida de los archivos del fabricante y tesis de grado encontradas, de igual forma se procuró que la relación geométrica de los perfiles 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.

En el presente trabajo se logró obtener numéricamente el campo de flujo a través del dominio fluidizado en los perfiles de los álabes de las máquinas de flujo axial, las cuales fueron un turbocompresor, turbina y ventilador, para poder estudiar el comportamiento de los fenómenos que se presentaron en el campo de flujo, los fenómenos estudiados fueron la turbulencia, vórtice y capa límite, a través de una herramienta de dinámica de los fluidos ANSYS® Workbench CFX®.

Cabe resaltar que al momento de simular los distintos perfiles álabes de máquinas de flujo axial, en condiciones iguales entre ellas, se obtuvieron que no todos los perfiles lograron converger en la simulación, ocasionando que no se lograra simular los perfiles de álabes de máquinas de flujo axial en las mismas condiciones, para ello se le aplicaron condiciones de trabajo provista por catalogo a los distintos perfiles de álabes de máquinas de flujo axial. Además, se realizó la comparación de los distintos perfiles de álabes en condiciones similares entre ellos, para obtener resultados deseados en la comparación.

Ya obtenido el comportamiento de los fenómenos en el campo flujo, se realizó una comparación del comportamiento de cada fenómeno en los perfiles de los álabes. A los que se concluyó para el caso de la capa límite en el perfil del álabe, es que, si la geometría del perfil del álabe presenta bordes de salida pronunciados y áreas cóncavas o convexas se generan espacios o zonas de baja magnitud donde el flujo tiende a retornar en forma de remolinos, además presentara un aumento de velocidad mayor en

los bordes de salida pronunciado en comparación de los no tan pronunciados, pero cuando la geometría del álabe es torsionado tiende a generar espacios cercanos a la cara frontal del perfil álabe.

Para el caso de la turbulencia en el perfil del álabe, es que si el perfil del álabe es torsionado a menor tasa de disipación de la energía cinética turbulenta presenta mayor efecto de turbulencia con magnitudes bajas, caso contrario para alabes que no presenten torsión en su geometría y además posean bordes de salida pronunciados. Pero si la tasa de disipación de la energía cinética turbulenta es mayor los perfiles torsionados presentan disminución del efecto de la turbulencia, para el álabe que no presente torcimiento en su geometría, pero borde de salida pronunciado se genera un aumento del efecto de la turbulencia en campo de flujo.

Finalmente, para el caso de la generación de vórtices en los perfiles de álabes se concluyó que en los perfiles de álabes que presentan bordes de salida más pronunciados la generación de vórtices es mucho mayor en comparación con bordes de salida no tan pronunciado. Además, se observa que los vórtices de mayor magnitud del turbocompresor y la turbina presentes en la raíz del perfil del álabe tienen mayor viscosidad dinámica en comparación al vórtice del ventilador presente en la raíz del perfil del álabe.

RECOMENDACIONES

Luego de culminado este trabajo especial de grado, surgen algunas interrogantes que se presentan interesantes de desarrollar en trabajos futuros. Algunas de ellas son las siguientes:

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 estudios de los distintos fenómenos en otros perfiles de álabes para ventiladores de flujo axial.

Realizar estudios de los distintos fenómenos en la familia de turbinas y turbocompresores axial LM2500+.

Realizar estudios de los distintos fenómenos en la familia de turbinas y turbocompresores axial SGT+.

REFERENCIAS BIBLIOGRÁFICAS.

- Almazo, D. (2016). **Simulación de un Ventilador de Flujo Axial para Encontrar el Ángulo de Paso Óptimo**. México. Institutopolitécnico Nacional Escuela Superior de Ingeniería Mecánica y Eléctrica Unidad Adolfo López Mateos.
- Alvarado, Y. (2009). **Una Metodología de Diseño para Turbinas de Gas de Flujo Axial**. Perú. Universidad de Piura.
- Anderson John. (2002). **Modern Compressible Flow**. 2ª Edición. New York. McGraw Hill Education.
- Animek. (2019). **Catálogo de Ventiladores Multi-Wing™**. [en línea] Disponible en: www.MultiWing.com.
- ANSYS-CFX. **Release 17 ANSYS CFX-Solver Theory Guide**. (2016).
- Arias, F. (2006). **El proyecto de Investigación. Introducción a la metodología científica**. 5º edición. Caracas. Episteme C. A.
- Balestrini, M. (2002). **Como se elabora el proyecto de Investigación**. 6º edición. Caracas. BL Consultores Asociados. Servicio Editorial
- Bernal y Salazar. (2019). **Estudio Del Flujo de Aire a Través de un Turbocompresor Axial Mediante el uso de Técnicas de Aproximación Numéricas**. Valencia, Carabobo. Universidad de Carabobo.
- Briceño, L. y Faro, C. (2012). **Análisis del Campo de Flujo de un Ventilador Axial Mediante Técnicas de Aproximación Numérica**. Valencia, Carabobo. Universidad de Carabobo.
- Cengel, Y. (2007): **Mecánica de Fluidos Fundamentos y Aplicaciones**. 2ª edición. Mexico D.F. McGraw Hill Education.
- Dixon, S. L. (1981). **Mecánica de Fluidos Termodinámica de las Turbomáquinas**. 2ª edición. Madrid. EDITORIAL DOSSAT, S.A.
- Energiza. (2011). **Especial Turbinas a Gas**. [en línea] Disponible en: www.energiza.org

- García, A. y Lara, W. (2019). **Estudio del Campo de Flujo Alrededor de un Perfil Aerodinámico de Aerogeneradores de Baja Potencia Usando Técnicas de CFD**. San diego, Carabobo. Universidad José Antonio Páez.
- Hurtado, J. (2006). **El proyecto de Investigación**. Bogotá. Sypal.
- Mataix, C. (1986). **Mecánica de Fluidos y Maquinas Hidráulicas**. 2ª edición. Madrid. Ediciones del Castillo, S.A.
- Mataix, C. (1998). **Turbomáquinas térmicas**. (3ª ed.). Madrid. Ediciones del Castillo, S.A.
- Rodríguez, (2010). **Metodología de la Investigación**. México. Universidad Juárez Autónoma de Tabasco.
- Sabino, C. (2002). **El proceso de Investigación**. Caracas. Editorial Panapo De Venezuela.
- Tamayo y Tamayo, M. (2004), **El Proceso de Investigación Científica**. México. Limusa
- Universidad Pedagógica Experimental Libertador UPEL (2006) **Manual de trabajos de grado, de especialización, maestría y tesis doctorales**. 4º edición. Caracas. Fedeupel
- Universidad José Antonio Páez. (2007). **Normas para Elaboración y Presentación de los Anteproyectos, Proyectos y Trabajos de Grado**. San Diego, Carabobo, Venezuela.
- Vázquez, I. (2017). **Análisis de una Cascada de Álabes de Compresor Axial de la Serie Naca-65 Mediante CFD y Comparación con la Correlación de Lieblein**. Sevilla, España. Universidad de Sevilla.