RAE

1. **TIPO DE DOCUMENTO:** Trabajo de grado para optar por el título de INGENIERO AERONÁUTICO.
2. **TÍTULO:** Diseño de un túnel de viento subsónico para hélices de máximo 30 pulgadas.
3. **AUTORES:** Manuel Fernando Caro Rincón, Sergio Alejandro Fernández López, Didier Alfredo Lora Ibarra, Julián Esteban Ruiz Sánchez.
4. **LUGAR:** Bogotá, D.C.
5. **FECHA:** Junio de 2012.
6. **PALABRAS CLAVE:** área del disco de hélice, área ratio, aerodinámica, diámetro hidráulico, empuje, espesor de capa límite por desplazamiento, intensidad de turbulencia, jet power, número Reynolds, pérdidas de flujo, pressure jump, torque, vorticidad.
7. **DESCRIPCIÓN DEL TRABAJO:** El objetivo principal de este proyecto es realizar el diseño de un túnel de viento para hélices de 30 pulgadas de diámetro usadas principalmente en vehículos aéreos no tripulados. El túnel de viento debe permitir la obtención de parámetros tales como coeficiente de empuje y coeficiente de torque para distintos ángulos de incidencia y coeficientes de avance.
8. **LÍNEAS DE INVESTIGACIÓN:** Línea de Investigación de la USB: Tecnologías e innovación. Sub línea de Facultad de Ingeniería: Energía y vehículos. Campo Temático del Programa: Diseño de vehículos.
9. **FUENTES CONSULTADAS:** GARZÓN ORTIZ, J., HIDALGO CARVAJAL, D. A., & PÁEZ TORRES, C. A. DISEÑO DE UN TÚNEL DE VIENTO SUBSÓNICO DE MACH 0.5, COMPROBACION POR MEDIO DE FLUENT, COMPARACIÓN ENTRE MACH 0.5 Y MACH 0.3 Y CONSTRUCCIÓN DE MODELO ESCALA 1:2. Selig, J. B. Propeller Performance Data at Low Reynolds Numbers. Orlando, FL. 2011: AIAA. Barlow, j., Rae, w., & Pope, a. low speed wind tunnel testing. Speed wind tunnel testing. Toronto: Jhon Wiley and Sons, 1999.
10. **CONTENIDOS:** Durante los últimos años, el desarrollo de vehículos aéreos no tripulados (UAV) y el interés actual por los micro-vehículos no tripulados (MAV's) ha estado en constante crecimiento. Los aviones de radio control (R/C), así como los diseñadores de los mismos han estado ligados de la mano en este crecimiento. El hobby de pilotar un avión R/C se han convertido en un deporte profesional con un crecimiento de competencias oficiales; paralelamente el interés de los estudiantes de ingeniería y las universidades sobre este tema han llevado el hobby a una práctica neta de ingeniería; las competencias pasaron de simple hecho de volar a cumplir misiones y requerimientos, que a futuro estos diseños pueden ser considerados verdaderas obras de ingeniería. Desde el nacimiento de la aviación, las hélices han sido parte fundamental en el diseño de las aeronaves, cabe recordar que para los ingenieros de esa época no existía el motor a reacción, y la medición de rendimiento y comportamiento de las hélices era una gran ayuda para culminar el diseño de la aeronave.
11. **METODOLOGÍA:** El enfoque investigativo de este proyecto es empírico-analítico, pues está orientado a la solución de un problema mediante un interés técnico y no enfocado a la transformación de un mundo social, ya que se realizará una retroalimentación de los análisis de modelos matemáticos y simulaciones computacionales, buscando la solución más práctica a la necesidad de la Facultad de ingeniería de tener un túnel de viento para realizar pruebas de hélices de máximo 30 pulgadas.
12. **CONCLUSIONES:** La sección de prueba permite observar con nitidez la prueba que se está realizando en el túnel de viento, por lo tanto, se desarrolló un análisis de la resistencia del material a usarse en la misma, llegando a la conclusión que esta es la más propensa a sufrir daños estructurales. Se concluye que no se puede realizar una comparación de valores económicos debido a que en el trabajo de grado de Garzón, Hidalgo y Páez no especifican algunos costos de operación ni los costos de los materiales. Se logró comprobar que la diferencia entre los valores de CFD y los teóricos radica básicamente en los datos suministrados al software y con esto se demuestra que los resultados obtenidos en CFD son más precisos que los teóricos.

DISEÑO DE UN TÚNEL DE VIENTO SUBSÓNICO PARA HÉLICES DE MÁXIMO 30 PULGADAS

MANUEL FERNANDO CARO RINCÓN
SERGIO ALEJANDRO FERNÁNDEZ LÓPEZ
DIDIER ALFREDO LORA IBARRA
JULIÁN ESTEBAN RUIZ SÁNCHEZ

UNIVERSIDAD DE SAN BUENAVENTURA
FACULTAD DE INGENIERÍA
DEPARTAMENTO DE INGENIERÍA AERONÁUTICA
BOGOTÁ D.C.
2012

DISEÑO DE UN TÚNEL DE VIENTO SUBSÓNICO PARA HÉLICES DE MÁXIMO 30 PULGADAS

MANUEL FERNANDO CARO RINCÓN
SERGIO ALEJANDRO FERNÁNDEZ LÓPEZ
DIDIER ALFREDO LORA IBARRA
JULIÁN ESTEBAN RUIZ SÁNCHEZ

Proyecto de grado para optar el título de
Ingeniero Aeronáutico

Asesor
SANTIAGO RAMÍREZ
Ingeniero Aeronáutico

UNIVERSIDAD DE SAN BUENAVENTURA
FACULTAD DE INGENIERÍA
DEPARTAMENTO DE INGENIERÍA AERONÁUTICA
BOGOTÁ D.C.
2012

Nota de aceptación:

_____
_____
_____
_____
_____
_____

_____
Firma del presidente del jurado

_____
Firma del jurado

_____
Firma del jurado

BOGOTÁ, 2012

CONTENIDO

1. Planteamiento del problema. 18

1.1 Antecedentes. 18

1.2 Descripción del problema de investigación y Formulación de la pregunta de investigación. 20

1.3 Justificación. 20

1.4.1 Objetivo general. 21

1.4.2 Objetivos específicos. 21

2. Marco de referencia 23

2.1Marco conceptual y Marco teórico. 23

3.1 Enfoque de la investigación. 27

3.2 Línea de investigación de USB / sub-línea de facultad / campo temático del programa. 27

3.3 Técnicas de recolección de información. 27

3.4 Población y muestra. 28

3.5 Hipótesis. 28

3.6 Variables. 28

3.6.1 Variables independientes. 28

3.6.2 Variables dependientes. 29

4. DESARROLLO INGENIERIL 30

4.1 Línea base de la sección de prueba. 32

4.2 valores iníciales. 33

4.3 Diseño del túnel de viento. 34

4.3.1 Sección de pruebas. 35

4.3.2 Sección de contracción. 37

4.3.3 Sección settling chamber. 39

4.3.4 Sección difusor. 41

4.4 Presiones de salida. 43

4.4.1 Características generales del túnel de viento. 43

4.5 Pérdidas. 44
4.5.1 Sección de prueba. 45
4.5.2 Settling chamber. 46
4.5.3 Sección de contracción. 46
4.5.4 Sección difusor. 46
4.6 Energy ratio 48
4.7Jet Power 48
4.8Perdidas de flujo. 49
4.9 Diferencial de presión. 50
4.10Potencia del motor. 50
4.11 Simulación en CFD. 50
4.11.1 Importar el volumen de control en 3D. 51
4.11.2 Enmallado del volumen de control, condiciones de frontera y exportar malla. 51
4.11.3 Simulación en Fluent. 54
4.11.3.1 Proceso iterativo. 60
4.11.4 Análisis de resultados. 65
4.12 Selección del material. 65
4.12.1 Sección de prueba. 65
4.12.2 Secciones de contracción y difusor. 70
4.13 Construcción y pruebas de las probetas. 74
4.14 Pruebas en la máquina universal de ensayos. 77
4.15 Análisis por elementos finitos (FEA). 82
5. ANÁLISIS DE COSTOS. 89
CONCLUSIONES. 94
BIBLIOGRAFIA 94
ANEXOS 97

LISTA DE TABLAS

Tabla 1. Valores de referencia de los túneles de viento. 32
Tabla 2. Relación de áreas y porcentaje.....33
Tabla 3. Datos a nivel del mar (SI).....33
Tabla 4. Corrección de datos por altura. 34
Tabla 5. Datos para Bogotá 34
Tabla 6.Datos de entrada para la sección de prueba. 35
Tabla 7. Honey combs. 40
Tabla 8. Datos por sección 44
Tabla 9. Proceso iterativo de la sección de prueba. 45
Tabla10.JET POWER.. 49
Tabla 11. Datos para la calidad de la malla. 53
Tabla 12. Porcentaje de error. 65
Tabla 13. Geometría y cálculos para la sección de prueba. 70
Tabla 14. Costos por sección.....90

LISTA DE FIGURAS

Figura 1.Sistema de medición. 26
Figura 2. Tipos de honeycomb. 40
Figura 3. Desprendimiento de la capa limite. 42
Figura 4. Túnel de viento en diferentes vistas. GAMBIT 6.1 51
Figura 5. Enmallado del túnel de viento diferentes vistas. GAMBIT 6.1 52
Figura 6. Calidad de la malla del túnel. 54
Figura 7. Check de la malla. ANSYS-FLUENT. 55
Figura 8. Calidad de la malla. Ansys-fluent. 56
Figura 9. Datos para la condición de frontera VelocityInlet. Ansys-Fluent. 57
Figura 10. Valores para la condición de frontera Intake-Fan. Ansys-Fluent. 58
Figura11. Operating condition.Ansys-Fluent. 59
Figura 12. Monitor del punto de control para presión. 62
Figura 13. Presión estática. Ansys-fluent 63
Figura 14**.** Vectores de velocidad. Ansys-Fluent 63
Figura 15. Presión dinámica. Ansys-Fluent. 64
Figura 16. Vista frontal de la sección de prueba. 66
Figura 17. Corte longitudinal de la sección de prueba. 67
Figura 18. Calibres comerciales para acrílicos en Bogotá. 69
Figura 19. Propiedades mecánicas del Coremat impregnada con resina. 71
Figura 20. Dimensiones del material compuesto 73
Figura 21.Ubicación de apoyos y fuerza para prueba de flexión. 75
Figura 22. Probetas con la válvula de vacío. 76
Figura 23.Probetas después de dos días de curado. 77
Figura 24. Probeta en la máquina d universal de ensayos. 78
Figura 25. Probeta posterior a la prueba. 79
Figura 26.Grafica esfuerzo versus deformación probeta 1. 80
Figura 27.Gráfica esfuerzo versus deformación probeta 2. 81
Figura 28. Datos para el modelo de material 84
Figura 29. Deformación en la sección de contracción. 86
Figura 30. Deformación en la sección difusor 87
Figura 31. Deformación en la sección de prueba 88

Anexo 1. Plano general del túnel de viento 99
Anexo 2. Plano detallado del túnel de viento 100
Anexo 3. Sección de contracción. 101
Anexo 4. Sección de prueba 102
Anexo 5. Sección difusor. 103
Anexo 6. Túnel vista trasera. 104
Anexo 7. Vista del túnel de viento superior ..... **¡Error! Marcador no definido.**107
Anexo 8. Mek y resina. 106
Anexo 9. Probetas al vacío. 107
Anexo 10. Pruebas de flexión en la maquina universal de ensayos. 108
Anexo 11. Probetas después del la prueba de tensión. ..... **¡Error! Marcador no definido.**111

AGRADECIMIENTOS.

Los autores agradecemos sinceramente a:

El **Ing. Santiago Ramírez** por ser nuestro tutor y gran apoyo para el desarrollo del proyecto.

El **Ing. Jaime Escobar** por resolver y atender nuestras inquietudes surgidas a lo largo de este proceso y ser la persona que propuso y apoyo este tema de investigación.

El **Ing. Luis León** por permitirnos realizar las pruebas de materiales compuestos y estar atento a nuestras solicitudes. Además hacemos llegar un extenso saludo a los operarios del hangar Nelson y Oscar.

El **Dr. Salvador Vargas** por resolvernos dudas acerca de Fluent.

El **Ing. Jorge Gaitán** por colaborarnos con la construcción y prueba estructurales, y ser un guía en varios temas.

El **Ing. Alejandro García** por ser una excelente persona y un amigo para nosotros.

El **Ing. Ricardo Ríos** por su ayuda con la solución de las ecuaciones y ser una persona que nos ayudó con el desarrollo como ingenieros

En general a todos los profesores que a lo largo de la carrera nos brindaron lo mejor de ellos en pro de nuestra formación.

A los señores Andrés Zuluaga, Daniel Jiménez, Nicolás Jiménez y Luis Alberto Roa por guiarnos en el proceso de análisis estructural.

Albert Ávila, Carlos Cabrales, Jairo Niño, Felipe Silva, Alejandro Sánchez, Harvey Vera, Juan David Rodríguez, Mayerly Tarquino, Juan Sebastián Ayala.

A Dios por sobre todas las cosas, por permitirme llegar a este punto en mi vida y permitirme realizar los sueños.

A mis padres Fernando Caro Castillo y Eduvina Rincón, por su gran amor, por siempre creer en mí y por su apoyo incondicional en todos los momentos de mi vida, responsables y merecedores de este momento.

A mis tías Clara, Margarita y Bertha por apoyarme desde el principio, no solo económicamente sino moralmente, porque me permitieron realizarme como persona.

A mi abuelo que desde el infinito sé que también me apoya y cree en mí. A todos los integrantes de la Familia Caro Castillo, a mis tíos y primos, que siempre son mi modelo a seguir.

A los integrantes de la Familia Rincón Osma, a mi abuela, mis tíos y primos por ser parte de mí vida y que siempre serán ante todo mi familia.

Al Señor Teniente Coronel Jairzinho Cortes por ser una gran persona y permitirme realizar mis prácticas profesionales. Al señor Mayor Fabián Hernández, al señor Mayor Rodrigo Bastidas, al señor Teniente Alexander Carreño, al señor Sargento Primero Eliecer Gamboa, al señor Sargento Primero Edilman Motivar, al señor Sargento Segundo Jaime Gualdron integrantes de la sección de operaciones logísticas.

Al Ing. Santiago Ramírez por ser nuestro tutor y una gran persona que nos colaboró durante todo el proceso, a los profesores que durante toda la carrera nos enseñaron los mejores conocimientos. Al Ing. Aurelio Méndez por ser un gran amigo y una persona que siempre confió en mí y que siempre ha estado pendiente de mi formación como ingeniero aeronáutico. A mis compañeros de tesis Sergio Fernández, Didier Lora y Julián Ruiz.

En si a todos mis amigos de infancia, compañeros y personas que me han ayudado para formarme como persona y ayudarme en varios momentos difíciles.

MANUEL FERNANDO CARO RINCÓN

En primera instancia agradezco a Dios por estar siempre acompañándome en los momentos buenos y malos y por estar siempre a mi lado para guiarme por el camino del bien.

Agradezco a mi padre Fernando Fernández Pardo que durante todo mi proceso de aprendizaje tuvo que hacer muchos sacrificios desde el exterior para que estos logros se pudiesen hacer realidad, gracias por ser una gran persona y un modelo a seguir.

Agradezco a mi madre Carmen Emilia López que siempre estuvo a mi lado para apoyarme, gracias por aconsejarme en los momentos difíciles y siempre estar a mi lado para apoyarme en los momentos más difíciles.

Agradezco a mis padres Fernando Fernández Pardo y Carmen Emilia López que desde la infancia siempre me han inculcado buenos valores que han hecho mi una buena persona.

Agradezco a mi Colegio Militar Antonio Ricaurte que durante los 11 años que estuve en la institución pase muy buenos momentos y me enseñaron a respetar a mis superiores.

Agradezco a mi hermano Andrés Fernando Fernández que junto a él he vivido experiencias muy enriquecedoras y por estar en los momentos buenos y malos.

Agradezco a mi hermana Laura Daniela Fernández López por ser un motivo para día a día ser mejor y salir adelante junto a ella.

Agradezco a mis tías Beatriz, Sandra y Stella por apoyarme económicamente y pasar muy buenos momentos durante el transcurso de mi vida.

Agradezco a mis compañeros de tesis Manuel Caro, Didier Lora y Julián Ruiz porque aunque hubo momentos difíciles gracias a ellos esta tesis pudo salir adelante.

Agradezco en general a todos los profesores, compañeros y amigos que en el transcurso de mi vida me han acompañado y apoyado, gracias por todas sus enseñanzas y consejos cuando más los necesitaba.

SERGIO ALEJANDRO FERNÁNDEZ LÓPEZ

Agradezco a mis padres Jesús Alfredo Lora Luz y Yolanda del Pilar Ibarra Insuasti, por apoyarme desde el principio de manera incondicional, por siempre desear lo mejor para mí y por su lucha interminable en todos los momentos de mi vida, por su apoyo no solo económico sino moral, por su compromiso y entrega, son ellos los encargados que este momento sea una realidad.

A mi hermana Cruz Andrea Lora Ibarra, por ser un ejemplo a seguir por su carácter y templanza, por ser una guía en mi vida, por ayudarme a realizar como persona, por ser una persona que siempre confió en mí, por ser una compañera y amiga, por su apoyo económico cuando se requirió y por ser el pilar de mi Familia en los momentos más difíciles.

En general, a toda la Familia Lora por su apoyo cada vez que se los necesito, y que siempre serán ante todo mi familia, en especial a mi tío Hernán Lora, por pasarme todos sus conocimientos y todo su amor sobre y hacia la aviación de manera sincera, convirtiéndose en mí modelo a seguir, porque siempre ha estado pendiente de mi formación como ingeniero aeronáutico.

En general, a toda la Familia Ibarra por su apoyo cada vez que se los necesito, y que siempre serán ante todo mi familia, en especial a mi abuela Rosa María Insuasti, por estar siempre pendiente de sí necesitaba algo desde mi crianza, por ser parte una parte fundamental de mí vida.

A mí amiga Milena Patricia Aria egresada de la Universidad de San Buenaventura, por ser una gran persona y amiga, por ayudarme conseguir mis prácticas profesionales.

Al Ing. Santiago Ramírez por su guía y entrega con nosotros y con el proyecto durante todo el proceso.

En general, a todos los profesores que durante toda la carrera entregaron lo mejor de cada una para formarnos de forma correcta.

DIDIER ALFREDO LORA IBARRA

Agradezco a mis padres Claudia Amparo Sánchez y Germán Ruiz Lugo por su apoyo incondicional en toda mi vida y a lo largo de mi carrera, porque son el pilar más importante de mi vida y es por ellos que hoy en día soy el hombre que soy y por enseñarme a perseverar en todo lo que me propongo.

A mi abuela Dora Saavedra por ser una persona que siempre creyó en mí a pesar de las adversidades, por estar apoyándome siempre, por ser una guía en la mayor parte de los aspectos de mi vida.

A mis hermanos Juan Manuel Reyes y Salome Reyes Sánchez que son una de las razones por las que hoy en día soy alguien en la vida y son ellos quienes me dan fuerza para seguir adelante.

A mi familia materna en general, mi padrastro que es como un segundo padre para mí, a mis tíos, a mis tías, a mis primos, a mi abuelo ya que por ellos es que estoy donde estoy y sin su apoyo jamás podría ser la persona que soy hoy en día.

A mi familia paterna, mis abuelos, mis tíos, mis tías, mis primos que también son una parte importante de mi vida y que nunca dejaron de creer en mí y siempre me apoyaron con todas mis metas.

A mis compañeros de tesis Manuel Caro, Didier Lora y Sergio Fernández por su apoyo a lo largo de la carrera y su dedicación a este proyecto ya que gracias a eso podemos salir adelante con este proyecto.

A los profesores de la universidad que siempre me dieron un apoyo incondicional para poder salir adelante con la carrera, y por ser un ejemplo de superación y de perseverancia en alcanzar las metas que me proponga.

Al Ing. Santiago Ramírez por ser nuestro tutor de tesis y estar incondicionalmente a lo largo de nuestro proyecto de grado.

A todos mis amigos que siempre están para apoyarme y que nunca han dejado de creer en mí, y que me demostraron lo que es verdaderamente la amistad.

JULIÁN ESTEBAN RUIZ SÁNCHEZ

LISTA DE CONVENCIONES

A: área.

AR: Relación de áreas

a: Alto.

b: Base

D: Diámetro.

D_h: Diámetro hidráulico.

FASS: Factor de fricción.

L: Longitud.

P: Presión

Q: Caudal

Re: Número Reynolds.

μ: Viscosidad dinámica

δ^*: Espesor de capa límite por desplazamiento.

V:

v: Viscosidad cinemática

ρ: Densidad

sc: Sección contracción.

sp: Sección de prueba.

sch: Sección settling chamber.

sd: Sección difusor.

CFD: Dinámica computacional de fluidos.

GLOSARIO

ÁREA DEL DISCO DE HÉLICE: Es el área barrida por la rotación de las palas

ÁREA RATIO: relación de áreas de entrada y salida.

AERODINÁMICA: La aerodinámica es la rama de la mecánica de fluidos que se encarga del movimiento del aire y otros fluidos gaseosos, y de las fuerzas que actúan sobre los cuerpos que se mueven en dichos fluidos.

DIÁMETRO HIDRÁULICO: Es la relación de cuatro veces el área dividido en el perímetro de la sección transversal.

EMPUJE: Fuerza que lleva un cuerpo hacia una dirección determinada.

ESPESOR DE CAPA LÍMITE POR DESPLAZAMIENTO: Es la capa límite generada por el desplazamiento del fluido sobre una superficie.

INTENSIDAD DE TURBULENCIA: porcentaje de flujo que posee características de flujo turbulento, siendo determinado por la razón entre la magnitud de las fluctuaciones turbulentas y la velocidad de referencia.

JET POWER: Potencia necesaria para mover cierto caudal a una velocidad determinada.

NÚMERO REYNOLDS: Es la relación de las fuerzas inerciales y las fuerzas viscosas de un cuerpo. Número adimensional que indica el grado de turbulencia de un fluido.

PÉRDIDAS DE FLUJO: Es la medida que representa la eficiencia energética de un túnel de viento.

PRESSURE JUMP: Es el diferencial de presiones.

TORQUE: Fuerza que producen los cuerpos en rotación.

VORTICIDAD: es un término usado en mecánica de fluidos y también usado en el mundo meteorológico que sirve para cuantificar la rotación o flujo cortante de un fluido.

INTRODUCCIÓN

Durante los últimos años, el desarrollo de vehículos aéreos no tripulados (UAV) y el interés actual por los micro-vehículos no tripulados (MAV's) ha estado en constante crecimiento. Los aviones de radio control (R/C), así como los diseñadores de los mismos han estado ligados de la mano en este crecimiento. El hobby de pilotar un avión R/C se han convertido en un deporte profesional con un crecimiento de competencias oficiales; paralelamente el interés de los estudiantes de ingeniería y las universidades sobre este tema han llevado el hobby a una práctica neta de ingeniera; las competencias pasaron de simple hecho de volar a cumplir misiones y requerimientos, que a futuro estos diseños pueden ser considerados verdaderas obras de ingeniería. Desde el nacimiento de la aviación, las hélices han sido parte fundamental en el diseño de las aeronaves, cabe recordar que para los ingenieros de esa época no existía el motor a reacción, y la medición de rendimiento y comportamiento de las hélices era una gran ayuda para culminar el diseño de la aeronave. En la actualidad los UAV y MAV poseen hélices pequeñas que operan a cierto número de Reynolds; es decir en un rango entre 30000 y 400000; además se debe tener en cuenta que las hélices no deben exceder el número Mach en la punta por cuestiones de vibraciones y pérdida del fluido.

Las mediciones de los comportamientos dinámicos de un elemento pasando a través de un fluido se realizan mediante un túnel de viento los cuales pueden ser clasificados según su configuración, por lo cual la medición de rendimiento de una hélice se debe realizar con su modelo a escala teniendo en cuenta los parámetros necesarios para las misiones y el requerimiento a los cuales va a ser asignada, ya que, no se puede hacer una comparación entre un modelo a escala de una hélice con uno de tamaño real.

Un túnel de viento para la medición de parámetros de rendimiento de hélices debe tener un sistema de medición preciso y una calidad de flujo casi perfecta, la necesidad de estas mediciones para un diseño óptimo de una aeronave es un punto clave en rendimiento de la aeronave.

1. Planteamiento del problema.

1.1 Antecedentes.

El antecedente inmediato del cual se tiene una referencia es la tesis desarrollada en la Universidad San Buenaventura por parte de los estudiantes JONATHAN GARZÓN ORTIZ, DAVID ANDRÉS HIDALGO CARVAJAL y CRISTHIAN ANDRÉS PÁEZ TORRES; donde se desarrollaron cálculos para el diseño de un túnel de viento con un área transversal de 4,3 m2[1]. También se analizaron los costos y se realizaron pruebas de materiales para la construcción del mismo. Las pruebas para comprobar los datos de entrada se desarrollaron mediante dos software; aclarando que la simulación se debe hacer en 3D con el objeto de obtener resultados más precisos. Se llega a la conclusión de usar un túnel de viento de circuito cerrado para reducir las pérdidas por el movimiento del fluido dentro del túnel; pero de igual manera se concluye que el desarrollo de un túnel de viento a partir de una base de datos es impráctico, debido a que, este debe ser diseñado para las especificaciones asignadas.

En la Universidad de Wichita, en el programa de maestría del departamento de ingeniería aeroespacial, se realizó una tesis en la cual se hacían las mediciones de rendimiento de hélices a bajo número de Reynolds con aplicación a vehículos aéreos. La sección transversal de la sección de prueba es cerrada de 3x4 pies con una velocidad de 180 m/s[2]. Las hélices a las cuales se le realizó el estudio están en un rango entre 6 y 22 pulgadas de diámetro. Por último, la Universidad hace una recomendación acerca de construir un adaptador universal para ubicar el motor en un área pequeña y tener menor área frontal respecto al fluido.

La UIUC (University of Illinois at Urbana-Champaing) realizó un proyecto en un túnel de viento abierto con una sección de prueba rectangular con una velocidad máxima de 72 m/s. El objeto del mismo consistía en la medición de algunos

---

[1]GARZÓN ORTIZ, J., HIDALGO CARVAJAL, D. A., & PÁEZ TORRES, C. A.. *DISEÑO DE UN TUNEL DE VIENTO SUBSÓNICO DE MACH 0.5, COMPROBACION POR MEDIO DE FLUENT, COMPARACION ENTRE MACH 0.5 Y MACH 0.3 Y CONSTRUCCIÓN DE MODELO ESCALA 1:2*: Universidad de San Buenaventura.2008. p.15.

[2]Pankaj Mechant, M.. *PROPELLER PERFORMANCE MEASUREMENT FOR LOW REYNOLDS NUMBER UNMANED AEREAL VEHICLE APPLICATIONS*.WICHITA.2005: WICHITA STATE UNIVERSITY.p.9.

parámetros en las hélices de los UAV's. Para tal efecto, en dicha prueba se utilizó una velocidad máxima de 24,38 m/s[3]. Además explicaron los métodos mediante los cuales se puede hacer mediciones de la velocidad rotacional con foto reflector para contar el número de revoluciones. Incluyen las mediciones realizadas y los datos con las gráficas obtenidas. Igualmente cuenta con una adición a esta investigación en la cual indica la posición de los instrumentos de medición dentro de la sección de prueba. Las hélices materia de investigación estaban en el rango de 0.23 a 0.28 metros de diámetro y con una velocidad angular determinada para cada una. El objetivo de este estudio fue lograr una base de datos amplia y que pueda ser escogida para mejorar las capacidades de diseño.

[3]Selig, J. B.. *Propeller Performance Data at Low Reynolds Numbers.*Orlando,FL.2011: AIAA.

1.2 Descripción del problema de investigación y Formulación de la pregunta de investigación.

El desarrollo de métodos, máquinas o estudios de hélices en la Universidad de San Buenaventura; es una de las pocas áreas que no se ha tratado, siendo este un componente fundamental para el análisis y diseño de aeronaves, debido a esto, nace la necesidad de desarrollar un medio de estudio a este componente como lo es un túnel de viento enfocado principalmente a hélices, en el cual se puedan analizar factores relevantes como velocidad de viento, ángulo de las palas, resistencia al avance, empuje, relación de avance, coeficientes de empuje y potencia, y eficiencia de la hélice, todo estos enfocados a un análisis completo.

¿Cómo debe ser un túnel de viento para la prueba de hélices de máximo 30 pulgadas (0.76 metros) de diámetro?

1.3 Justificación.

El proyecto de investigación tiene como propósito el diseño de un túnel de viento para realizar estudios de rendimiento de hélices, debido a que la Universidad no posee los equipos adecuados para realizar un estudio teórico-práctico. El poco desarrollo en el estudio de hélices y de instrumentos de medición, ha llevado a la necesidad de diseñar un túnel de viento; en el cual se puedan analizar diferentes tipos de hélices. Con este proyecto se podrán ver beneficiadas todas las personas interesadas en realizar un estudio de rendimiento para hélices y complementar los cálculos realizados en el diseño de una aeronave, la directa beneficiada será la Universidad; porque se podrá mejorar algunas investigaciones ingenieriles así mismo relacionar estudios realizados en diversos programas de simulación y comparar resultados de rendimiento mediante una base de datos, teniendo en cuenta que existen factores que nos pueden ayudar a determinar características relevantes de estudio como lo son el rendimiento de la hélice, el empuje dinámico, y otras que serán de gran ayuda a la hora de establecer referencias de lo teórico con lo real.

1.4 Objetivos

1.4.1 Objetivo general.

Diseñar un túnel de viento subsónico para pruebas de hélices no mayores a 30 pulgadas de diámetro.

1.4.2 Objetivos específicos.

- Diseñar componentes y arreglos geométricos del túnel de viento a partir de un procedimiento analítico con base en los requerimientos de operación y medición de parámetros.
- Corroborar los datos previamente calculados por medio de simulaciones en software de CFD.
- Realizar un análisis estructural de los componentes principales del túnel de viento.
- Desarrollar un estudio de costos para evaluar la factibilidad de la construcción del túnel de viento.

1.5 Alcances y limitaciones.

El proyecto está centrado en obtener un diseño detallado de un túnel de viento para probar hélices hasta de 30 pulgadas de diámetro, usadas principalmente en vehículos aéreos no tripulados. El túnel de viento debe permitir la obtención de parámetros tales como coeficiente de empuje y coeficiente de torque para distintos ángulos de incidencia y coeficientes de avance.

La simulación en software de CFD comprende el análisis de los componentes principales con simplificaciones en la sección del fan (para no modelar en detalle el ventilador) y no se tendrán en cuenta detalles en la geometría con unas dimensiones reducidas comparadas con las del túnel en general. Las simulaciones pretenden verificar las presiones y velocidades obtenidas con los cálculos analíticos y estimar la calidad del flujo de aire en la sección de prueba mediante

número de Reynolds; no se simulará el comportamiento de una hélice dentro de la sección de prueba.

El análisis estructural es preliminar y pretende obtener cargas sobre componentes principales de túnel de viento para proponer una estructura general. No se realizarán análisis detallados sobre elementos de acople como flanches, pernos pasadores, soldaduras, etc. Del análisis estructural preliminar se propondrán materiales para la construcción del túnel de viento. El proyecto pretende diseñar los componentes principales del túnel de viento y su geometría general; aunque no es alcance de este proyecto diseñar los equipos de medición y sistemas de balance, si propondrá sugerir los grados de libertad del soporte de la hélice y parámetro de la sección de prueba.

Con este proyecto se presentará un estudio de los costos de construcción y operación del túnel de viento y se comparará con los costos presentados en el trabajo de grado de JONATHAN GARZÓN ORTIZ, DAVID ANDRÉS HIDALGO CARVAJAL y CRISTHIAN ANDRÉS PÁEZ TORRES; también se propondrá una ubicación adecuada para el túnel de viento en caso de que la Universidad y el Programa Ingeniería Aeronáutica decidan construirlo.

2. Marco de referencia

2.1Marco conceptual y Marco teórico.

El túnel de viento; independiente de su configuración (abierto o cerrado, sección de prueba abierta o cerrada), está compuesto por cinco partes principales que se mencionaran a continuación y cada una con diferentes componentes.

- Admisión
- Zona de estabilización
- Contracción
- Sección de prueba
- Difusor

Es muy importante que cada una de las partes del túnel de viento cumpla con las funciones y características asignadas para tener siempre el rendimiento deseado.

Las funciones y características de cada una de las partes se mencionan a continuación.

Admisión. Es la primera parte del túnel de viento que tiene contacto con el flujo, su función es organizar el flujo de tal manera que ingrese al sistema de forma adecuada, va estar ubicada en la parte frontal del túnel y direcciona el mismo hacia la zona de estabilización, se encarga de cambiarle el ángulo de ingreso al fluido pero sin controlar la turbulencia generada por este cambio de dirección del fluido.

Zona de estabilización. Como su nombre lo dice se encarga de estabilizar el flujo, para que el mismo pase por la zona de estabilización y adquiera características de estabilidad y de buena calidad al momento de ser acelerado y enviado a la sección de prueba, todo esto se logra mediante unas ventanas de turbulencia en honeycomb que dependiendo de la elección pueden tener celdas de diferentes formas y espaciamientos.

Contracción. Esta sección toma el aire proveniente de la zona de estabilización y su única función es acelerar el flujo para pasarlo a la sección de prueba con la velocidad pertinente para efectuar la prueba. El flujo se acelera debido a la geometría convergente de esta zona. El cambio geométrico de la sección debe ser cuidadosamente estudiado para poder tener un estudio de las pérdidas reales.

Sección de prueba. Esta sección es la más importante del túnel de viento debido a que en esta parte se realizan las pruebas a las hélices e igualmente es de donde extraemos los resultados de las pruebas que se realizan, además es el lugar donde estarán ubicados el artículo y los sensores de la prueba. Como se había mencionado anteriormente en esta parte del túnel de viento el flujo es estable, constante y la velocidad es la adecuada para no alterar los resultados. Su sección transversal puede variar; pueden usarse geometrías redondas, elípticas, cuadradas, hexagonales, así como la sección puede ser abierta, es decir que no exista un lugar en cual se ubique el elemento a analizar sino este al aire libre. El tamaño de la sección es dependiente del tamaño del modelo a analizar; pues se debe tener en cuenta la separación entre las paredes y elemento; para que no se induzca una vibración y esto genere algunos daños estructurales y varié los resultados obtenidos[4].

También se deben tener en cuenta los elementos dentro de la sección y que sean ubicados en lugares donde sea mínima la alteración de mediciones. Además se debe tratar que esta sección sea trasparente y se pueda realizar un estudio visual.

Difusor. Comúnmente conocido como zona de escape, se encarga de reducir la velocidad con la que el flujo sale de la zona de prueba, esta reducción de velocidad es muy importante porque de ahí depende la velocidad con la que el sistema comienza de nuevo en caso que sea de sistema de retorno cerrado, pero para sistemas de retornos abiertos tiene implicaciones principalmente en el desempeño del fan ubicado en la parte trasera; por el desprendimiento de fluido al tener un ángulo muy alto de conicidad.

Sistema de retorno: El sistema de retorno de un túnel de viento también conocido como circuito es una de las consideraciones de diseño importantes, debido principalmente a los costos de construcción. El sistema de retorno cerrado es muy usado debido a que la calidad del fluido mejora y poseen en la esquinas alabes que direccionan el flujo atreves de todo el sistema. Los sistemas de doble-retorno que son actualmente usados; debido a que el motor no necesita realizar trabajo excesivo para mantener constante el flujo en el sistema.

El sistema de retorno abierto se usa principalmente por su fácil ubicación debido al poco espacio que ocupa y para reducir los costos de construcción; pero se debe tener en cuenta que la sección de admisión esté a una distancia considerable de

[4]BARLOW, J., RAE, W., & POPE, A. *LOW SPEED WIND TUNNEL TESTING.*

cualquier objeto ubicado en frente de él, así como elementos ubicados en la salida del mismo.

Sistemas de medición: Después de tener el diseño geométrico del túnel se debe contar con sistemas mediante los cuales se obtendrá la información requerida.

La información básica que se debe obtener es:

- Presión
- Velocidad
- Revoluciones de la hélice
- Empuje de la hélice
- Torque.

Para la medición de presión el sistema más común es el tubo pitot-estático, por el cual se realizan mediciones de presión estática y total. Todo esto se puede sensar mediante un manómetro o un transductor de presión, donde se obtenga una presión diferencial que puede ser de aproximadamente ($\frac{1}{2}\rho v^2$), en el cual se calcula la velocidad teniendo la densidad total.

Para medir las revoluciones de la hélice; se puede ubicar un foto reflector detrás de la hélice para que luego de un intervalo de tiempo envíe una señal que genere una conversión a rpm.[5]

Para la medición de torque y empuje; se usa un transductor de torque ubicado en la parte trasera del motor; el motor debe estar ubicado en una carcasa protectora. El sistema para medir el empuje, puede ser mediante balanzas, como lo muestra la Figura 1.

[5]Brandt, J.B.; Selig, M.S. Propeller Performance Data at Low Reynolds Numbers. En 49th AIAA Aerospace Sciences Meeting, Orlando, FL, 2011 AIAA 2011-1255.

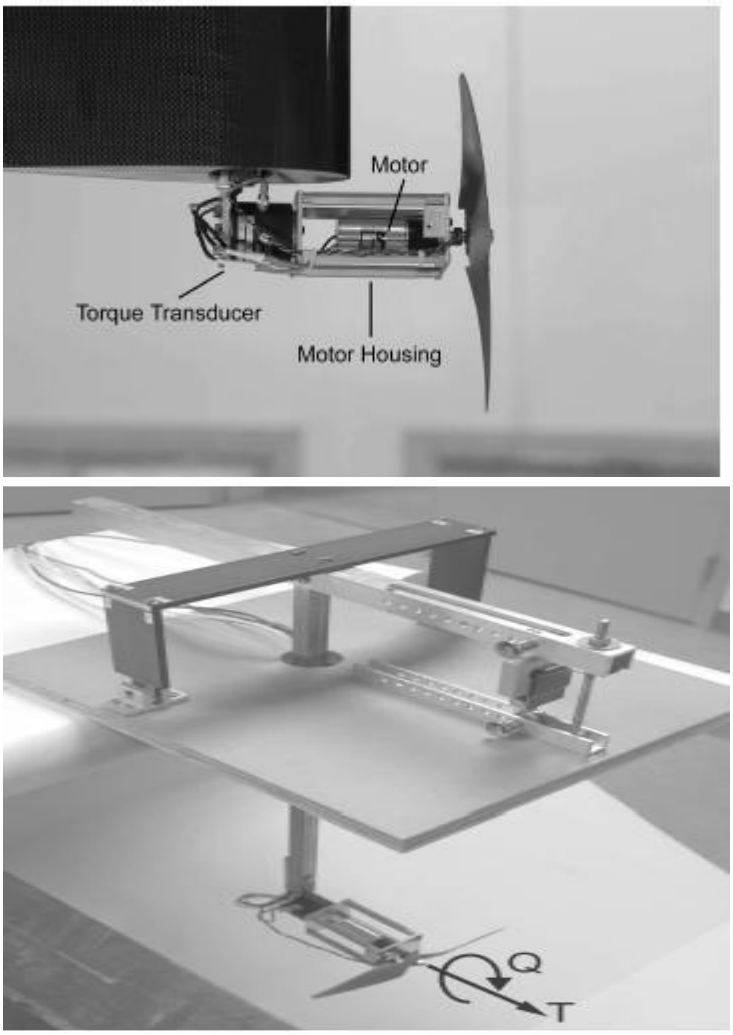


Figura 1.Sistema de medición. Fuente: Brandt, J.B.; Selig, M.S. Propeller Performance Data at Low Reynolds Numbers. En 49th AIAA Aerospace Sciences Meeting, Orlando, FL, 2011 AIAA 2011-1255.

3. Metodología

3.1 Enfoque de la investigación.

El enfoque investigativo de este proyecto es empírico-analítico, pues está orientado a la solución de un problema mediante un interés técnico y no enfocado a la transformación de un mundo social, ya que se realizará una retroalimentación de los análisis de modelos matemáticos y simulaciones computacionales, buscando la solución más práctica a la necesidad de la Facultad de ingeniería de tener un túnel de viento para realizar pruebas de hélices de máximo 30 pulgadas.

3.2 Línea de investigación de USB / sub-línea de facultad / campo temático del programa.

Tecnologías e innovación/ Energía y vehículos/ Diseño de vehículos

3.3 Técnicas de recolección de información.

En primera instancia se utilizarán tesis ya realizadas como punto de partida en el diseño y construcción de túneles de viento, de universidades como San Buenaventura y la Universidad de Illinois, entre otras.

Se consultarán bibliografías de materias relacionadas con nuestro proyecto como aerodinámica, resistencia de materiales entre otras para hacer un estudio ingenieril a fondo.

Por último se compararán los cálculos ingenieriles con un software como Ansys para el desarrollo estructural y Fluent para el estudio aerodinámico y así dar unas conclusiones y datos más confiables.

3.4 Población y muestra.

No aplica en nuestro proyecto ya que no se requiere de un diseño estadístico.

3.5 Hipótesis.

El túnel de viento podrá constituirse en 3 secciones: sección de prueba, difusor y contracción, ésta última comprende la admisión y la zona de estabilización; cada una con su respectivo diseño. Como principal parámetro se tendrá que las palas a analizar medirán un máximo de 30 pulgadas de diámetro. Luego de haber hecho un análisis ingenieril para cada sección del túnel de viento se podría utilizar el programa Fluent para así hacer una comparación.

Para el túnel de viento sería factible utilizar una configuración cerrada con la posibilidad de mejorar el rendimiento del motor. El motor del túnel de viento eventualmente estará ubicado detrás de la sección de prueba, esto hará que el flujo que recibe la pala a analizar sea más laminar y limpio. La sección de prueba es una de las zonas más importante en el túnel de viento, en esta sección irán colocados los instrumentos de medición como tubos pitot, manómetros, entre otros. El túnel de viento tendrá unas dimensiones bastante grandes por lo cual se asignará un espacio recomendado dentro de la Universidad para la ubicación. Se llegaría a establecer los materiales comparando costos, resistencia y rendimiento, obteniendo la mejor opción en materiales.

3.6 Variables.

3.6.1 Variables independientes.

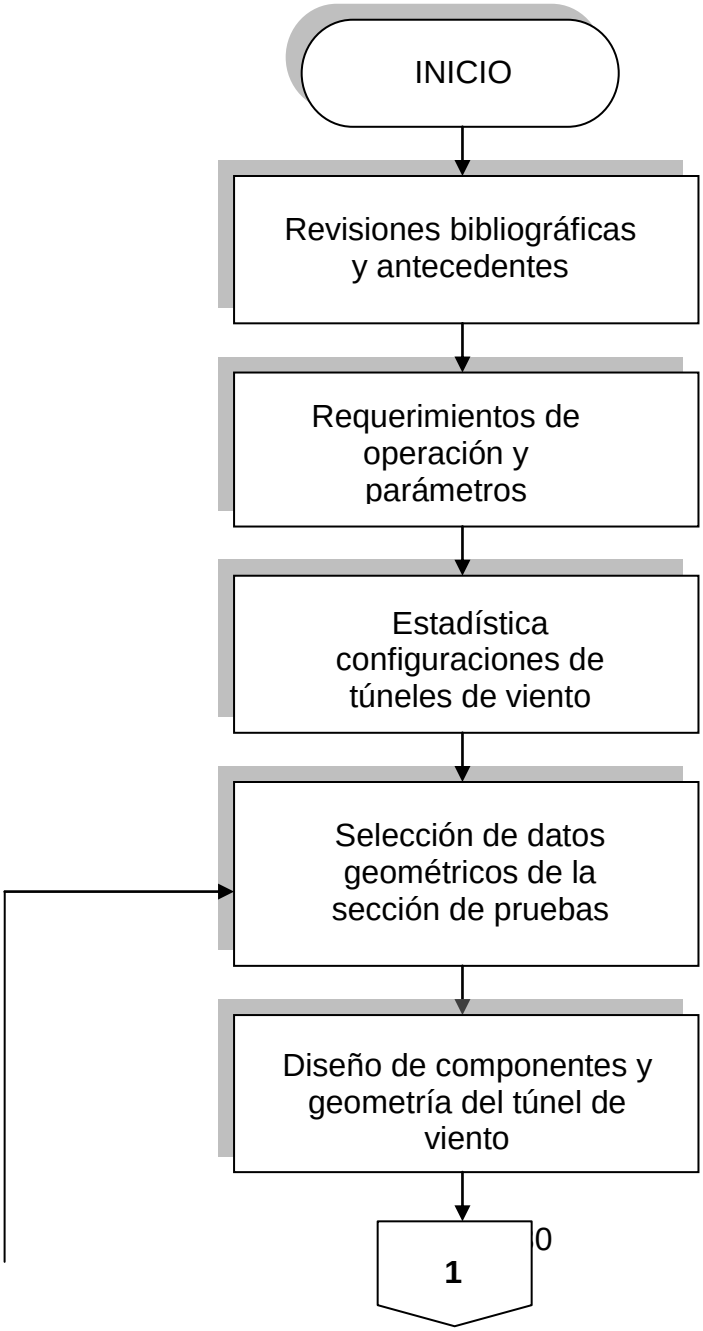
- Disponibilidad de software y elementos de análisis computacional.
- Acompañamiento y disponibilidad de tiempo de los docentes.
- Disponibilidad del material relacionado al tema.

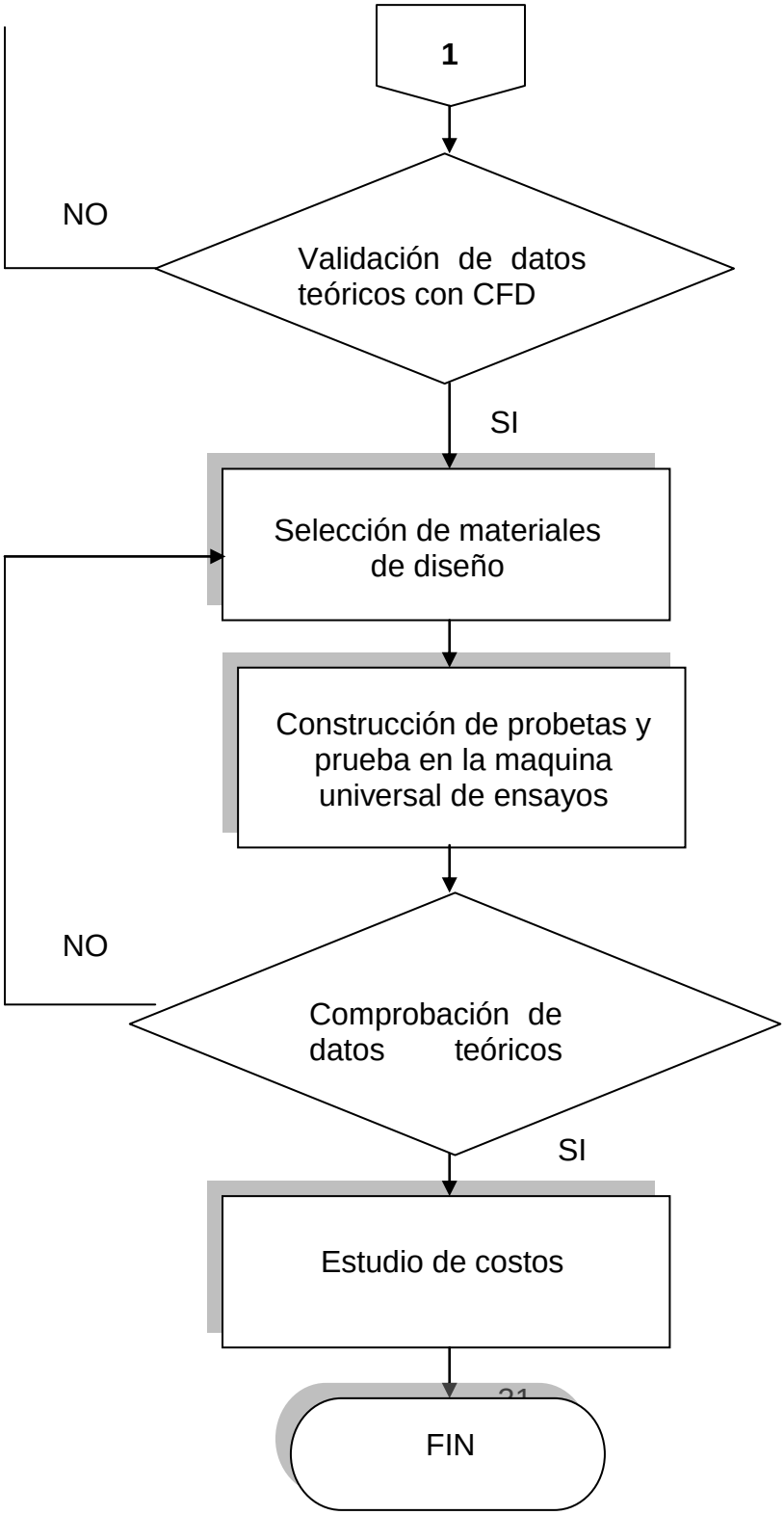
3.6.2 Variables dependientes.

- Cálculos para el diseño.
- Ubicación del túnel.
- Análisis estructural.

4. DESARROLLO INGENIERIL

Para el desarrollo ingenieril del proyecto se deben tener en cuenta varias fases durante el proceso de diseño, además se puede volver a realizar algún proceso si los resultados no son acordes a parámetros establecidos; todo esto se logra mediante un diagrama de flujo representado en un algoritmo.




1
NO
Validación de datos teóricos con CFD
SI
Selección de materiales de diseño
Construcción de probetas y prueba en la maquina universal de ensayos
NO
Comprobación de datos teóricos
SI
Estudio de costos
FIN

4.1 Línea base de la sección de prueba.

Lo primero que se realizó, fue una estadística, la cual fue desarrollada con el fin de hacer una relación de áreas entre la sección de prueba y el diámetro de las hélices. Al obtener una estadística de la relación de áreas se puede determinar un estimado para el porcentaje del área total que el disco de la hélice ocupara dentro de la sección de prueba del túnel de viento. Esto se puede observar en las TABLAS 1 y 2.

Tabla 1. Valores de referencia de los túneles de viento.

TÚNEL DE VIENTO	VELOCIDAD EN LA SECCIÓN DE PRUEBA	DIMENSIONES DE LA SECCIÓN DE PRUEBA	DIÁMETRO DE LAS HÉLICES	RELACIÓN DE CONTRACCIÓN	REYNOLDS
University of Illinois at Urbana-champaing (2011).	24,38 m/s (1500-7500 rpm)	0,853mx1,219m y 2,38m de largo	0,23-0,28 m	7,5	50000-100000
Wichita stateuniversity (2004)	54 m/s (1000-8000 rpm)	(0,91 x 1,22) m	máximo 0,61m	7	30000-300000
24 ft wind tunnel test on a propeller (1954)	236 m/s	7,32 m	3,35 m	7,5	
Wind tunnel testing of propeller driven aircraft models. the FLA experience at onera (1999)	Mach 0,8 (8300 rpm)		0,514 m		

Tabla 2. Relación de áreas y porcentaje

TUNEL DE VIENTO	ÁREA DE LA SECCIÓN DE PRUEBA	ÁREA DEL DISCO	RELACIÓN DE ÁREA Y PORCENTAJE
University of Illinois at Urbana-champaing (2011).	1,04 m2	0,06 m2	5,9%
Wichita stateuniversity (2004)	1,11 m2	0,29 m2	26,3%
24 ft wind tunnel test on a propeller (1954)	53,58 m2	8,82 m2	16,4%

Teniendo en cuenta los valores del porcentaje de la tabla anterior, el valor promedio es del 16,2%, a partir de este valor se realizaran diferentes cálculos que se mencionan a continuación.

4.2 Valores iniciales.

Los valores iníciales en esta sección se colocarán en sistema de unidades SI como se muestra en la TABLA 3.

Tabla 3. Datos a nivel del mar (SI)

CONDICIONES A NIVEL DEL MAR (SI)		
FACTOR	VALOR	UNIDAD
PRESIÓN	1,01E+05	Pa
DENSIDAD	1,225	Kg/m3
TEMPERATURA	288,1	K
μ	1,79E-05	Kg/m/s
v	0,0000146	m2/s

Para la temperatura se tomó el valor promedio que tiene la ciudad de Bogotá, de aproximadamente 14 grados centígrados[6]. Para realizar un cálculo más detallado y teniendo en cuenta que el túnel de viento va a ser ubicado en la ciudad de

[6]Instituto de Hidrología, Meteorología y Estudios Ambientales de Colombia IDEAM.

Bogotá; se debe realizar una corrección de datos mediante la variación de los mismos debido a la altura teniendo en cuenta la TABLA 4:

Tabla 4. Corrección de datos por altura. FUENTE: www.aerodynamics4students.com

ALTITUD		TEMPERATURA	p/p_0	ρ/ρ_0	μ/μ_0	ν/ν_0	VELOCIDAD DEL SONIDO
2590(m)	8500(ft)	-1,6(°C)	0,279	0,774	0,954	1,233	330,2(m/s)

Mediante la tabla anterior se realiza la corrección de datos para Bogotá.

Con estos factores iníciales p/p_0,ρ/ρ_0,μ/μ_0 y ν/ν_0, se empiezan a realizar las operaciones para obtener los datos de entrada de la programación referenciados en la TABLA 5.

Tabla 5. Datos para Bogotá

DATOS INICIALES		
FACTOR	VALOR	UNIDAD
P	73835,527	Pa
ρ	0,948	Kg/m3
μ	1,707E-05	Kg/m/s
v	1,799E-05	m^2/s

4.3 Diseño del túnel de viento.

Como punto de partida se calculan los datos de la sección de prueba de donde se desprenderán los diseños de los demás componentes. Según Barlow, RAE y POPE[7]; los túneles de viento para hélices deben caracterizarse porque su sección de prueba sea abierta y las secciones deben tener un corte transversal circular, teniendo como referencia algunos túneles de viento construidos entre 1925 y

[7]BARLOW, J., RAE, W., & POPE, A. *LOW SPEED WIND TUNNEL TESTING.*

1930[8].Sin embargo, con los documentos consultados, de épocas más recientes; las secciones de prueba son cerradas y la sección transversal del túnel es rectangular excepto la sección donde va ubicado el fan ya que su geometría no es cuadrada. Se divide en 4 secciones como se muestra en el ANEXO 1.

4.3.1 Sección de pruebas.

El diseño de un túnel de viento inicia en la sección de prueba, pues en ésta sección se van a realizar las mediciones. Para iniciar con los cálculos se deben tener en cuenta unos datos de entrada básicos, que se muestran en la TABLA 6.

Tabla 6.Datos de entrada para la sección de prueba.

DATOS SECCION DE PRUEBA(SI)		
FACTOR	VALOR	UNIDAD
VELOCIDAD	55	m/s
DIÁMETRO DE PALAS	0,762	M
RADIO DE PALAS	0,381	M
ÁREA DEL DISCO	0,456	m2

La velocidad de referencia en la TABLA 6; es tomada en relación a la velocidad máxima del proyecto de la Universidad de San Buenaventura denominado Navigator X-2; en razón a que el túnel de viento está basado en los parámetros de ésta aeronave la cual dispone de una velocidad máxima calculada de 50 m/s (180 km/h)[9]. Para realizar los cálculos se sobredimensionó esta velocidad en un 10%, teniendo presente que el túnel está diseñado para hélices de máximo 30 pulgadas (0,762 m) como condición propuesta por el grupo AEROTECH.

Mediante la estadística obtenida en la TABLA 2; se hace una aproximación del área total del disco de la hélice, la cual ocupara el 16,23%; se puede deducir el área de la sección de prueba mediante la Ecuación 1:

[8]BARLOW, J., RAE, W., & POPE, A. (s.f.). *LOW SPEED WIND TUNNEL TESTING.p75*

[9]Dousdebes, C., Galindo, D., Giraldo, A., Jimenez, P., Negrete, E., Ramirez, N., y otros. (2008). *Diseño y construcción de un vehículo Aéreo no tripulado (UAV) Navigator X-2.*Bogota: Universidad San Buenaventura.

$$Área\ total\ sección\ de\ prueba = \frac{Área\ total\ del\ disco}{0{,}162} \quad (1)$$

$$\text{Área total de la sección de prueba} = 2{,}8\ m^2$$

Sabiendo que la base de la sección de pruebas es 1.5 veces la altura[10]; se puede calcular la base y la altura a partir del área obtenida.

$$Área\ sección\ de\ prueba = b * a \quad (2)$$

Y sabiendo que la base es igual a la Ecuación 3.

$$b = a * 1{,}5 \quad (3)$$

Remplazando 3 en 2 podemos obtener la altura (a) de la sección.

$$2{,}809\ m^2 = a^2 * 1{,}5$$

$$a_{sp} = 1{,}369\ m$$

Conociendo ya la altura se puede encontrar la base (b) de la sección basándose en la Ecuación 3.

$$b_{sp} = 1{,}369\ m * 1{,}5 = 2{,}053\ m$$

La longitud de la sección de prueba va a estar en relación al diámetro hidráulico con valores típicos de 2 o mayores[11].El diámetro hidráulico se calcula mediante la Ecuación 4.

$$Dh = \frac{4 * A}{perímetro} \quad (4)$$

[10]Barlow, j., Rae, W., & Pope, A. *Low-speed wind tunnel testing.*John Wiley and sons.1999.p 65.

[11]Barlow, j., Rae, W., & Pope, A. *Low-speed wind tunnel testing.*John Wiley and sons.1999. p.68.

Así pues el diámetro hidráulico de la sección de prueba que es un ducto rectangular es:

$$Dh = \frac{2 * a * b}{(a + b)} = 1{,}642 \text{ m} \quad (5)$$

Como la relación para la longitud puede ser 2 o más respecto al diámetro hidráulico; se va a tomar el valor más bajo posible; esto por razones económicas y de posible ubicación del túnel. Los planos y medidas se pueden observar en el anexo 4.

$$L_{sp} = 2 * Dh = 3{,}285 \text{ m} \quad (6)$$

Por último se calcula el número de Reynolds en la sección de prueba para obtener un punto de partida y una referencia de los cálculos realizados.

$$Re_{sp} = \frac{\rho * v * L}{\mu} = 10034793{,}28 \quad (7)$$

En esta sección se debe tener en cuenta que el flujo que pasa sobre las paredes del túnel de viento, generara un fenómeno llamado espesor de desplazamiento, el cual consiste en el engrosamiento de la capa límite a lo largo de la sección. Este espesor está definido por la ecuación 8[12].

$$\delta^* = \frac{0.046x}{Re_x^{1/5}} = 0.006 \text{ m} \quad (8)$$

Esto se llama espesor de la capa límite turbulento sobre una placa plana. Donde x es la longitud de la sección y Re es el número de Reynolds basado en la distancia x desde el borde delantero de la pared.

4.3.2 Sección de contracción.

Para la sección de contracción se debe tener en cuenta una relación de áreas de entrada y salida, que está en un rango de 7-12[13]. Para el diseño se va a tomar un valor de 7,5, porque en los túneles referenciados en la TABLA 1 toman en promedio este valor.

[12]Beltran, R. (1990). *Introduccion a la mecanica de fluidos.*Bogotá: Ediciones Uniandes. p.214.

[13]Barlow, j., Rae, W., & Pope, A. *Low-speed wind tunnel testing.*John Wiley and sons.1999.p 68.

Para generar la contracción se necesita que el cambio de volumen de una sección a otra no sea brusco, sino por lo contrario el cambio tiene que ser poco notable para evitar desprendimiento de la capa límite. Como no existe un método por el cual se pueda obtener en que porcentaje se debe disminuir el volumen entre secciones, se debe idear un método o forman mediante la cual permita calcular dicho porcentaje. Con los siguientes datos se puede caracterizar la sección de contracción.

$$\frac{A_{sc}}{A_{sp}} = 7{,}5 \tag{9}$$

$$A_{sc} = 7{,}5 * 2{,}8095 = 21{,}0715\ m^2$$

Conociendo los valores del área de entrada y salida, ancho y alto de la salida, se debe calcular el ancho y alto de la entrada mediante la ecuación 10

$$b_{sc} = b_{sp} * \sqrt{\frac{A_{sc}}{A_{sp}}} \tag{10}$$

$$b_{sc} = 2{,}053m * \sqrt{7{,}5} = 5{,}622$$

$$a = \frac{b}{1{,}5} = 3{,}748\ m$$

Ahora se calcula el valor de la longitud de la sección, según Garzón, Carvajal y Páez[14]; la longitud de la sección debe ser proporcional a la relación de áreas de entrada y salida de la sección, así mismo la reducción en longitud de esta sección reduce las pérdidas; debido a que están en función de la longitud. Según Chmielewski[15]se debe tomar la relación de longitud con respecto a la altura y debe ser entre 0,5 y 1,5. Por lo tanto vamos a tomar un valor de 1.5 para que la base sea de la misma medida de longitud, esto para tener una longitud que no afecte la aceleración del flujo.

[14]GARZÓN ORTIZ, J., HIDALGO CARVAJAL, D. A., & PÁEZ TORRES, C. A. (2008). *DISEÑO DE UN TUNEL DE VIENTO SUBSÓNICO DE MACH 0.5, COMPROBACION POR MEDIO DE FLUENT, COMPARACION ENTRE MACH 0.5 Y MACH 0.3 Y CONSTRUCCIÓN DE MODELO ESCALA 1:20.*BOGOTA: Universidad de San Buenaventura.p.17.

[15]Chmielewski, G. Boundary layer considerations in the design of aerodynamicconstractions. -- : J Aircraft . 1974. p. 435-438. Citadopor: BARLOW, Jewel., RAE, Williams y POPE, Alan. Low-Speed wind tunnel testing. Toronto :Jhon Wiley and Sons, 1999. p. 97.

$$L_{sc} = b_{sc} = a * 1{,}5 = 5{,}622\ m$$

Mediante la ecuación de continuidad se obtiene la velocidad de entrada a la sección de contracción. En la ecuación 11 se cancela la densidad debido a que es un flujo incompresible. Los planos de esta sección se encuentran en el anexo 3.

$$A_{sc} * V_{sc} = A_{sp} * V_{sp} \tag{11}$$

$$V_{sc} = \frac{A_{sp} * V_{sp}}{A_{sc}} = 7{,}333\ \frac{m}{s}$$

Además se calcula el valor del diámetro hidráulico con la ecuación 4:

$$Dh = \frac{4 * 21{,}0715 m^2}{(5{,}622\ m + 5{,}622\ m + 3{,}748\ m + 3{,}748\ m)} = 4.5\ m$$

4.3.3 Sección settling chamber.

La sección settling chamber es la sección que recibe el fluido y se encarga de dirigir el flujo de forma correcta, está ubicado en la parte frontal del túnel[16].Para la longitud de la sección es necesario tener en cuenta que las pantallas de turbulencia son necesarias para reducir la turbulencia generada a la entrada. Los autores Barlow, Rae y Pope[17] indican que alrededor de 150 celdas de honeycomb por el diámetro del settling chamber o alrededor de 25000 celdas totales son adecuadas para esta sección, también se debe tener en cuenta los tipos de honeycomb que se pueden utilizar, los cuales pueden ser circular, cuadrado o panal como lo muestra la Figura 2.

[16]ORTIZ, J., HIDALGO CARVAJAL, D. A., & PÁEZ TORRES, C. A.BOGOTA: Universidad de San Buenaventura.p.29.

[17]Mehta and Bradshaw Citadopor: BARLOW, Jewel., RAE, Williams y POPE, Alan. Low-Speed wind tunnel testing. Toronto :Jhon Wiley and Sons, 1999. P.91.

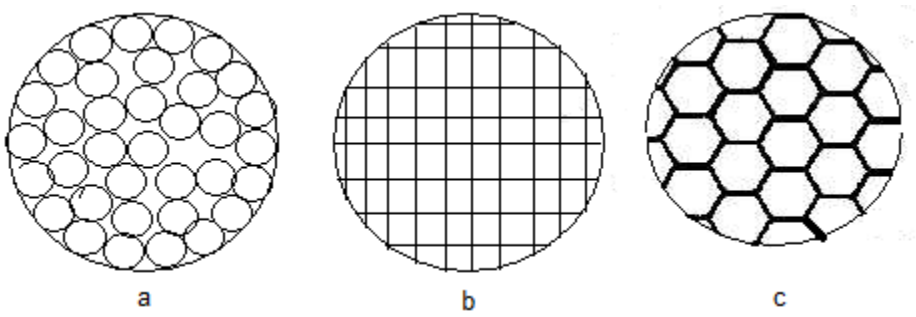


Figura 2. Tipos de honeycomb.Fuente: Low speed wind tunnel testing.

La TABLA 7 muestra las dimensiones para las pantallas de turbulencia más utilizadas para la construcción de túneles de viento subsónicos, según las investigaciones referenciadas por ORTIZ, HIDALGO Y PAEZ. Un valor normalmente usado para la longitud del honey comb es 0,5 veces el valor de diámetro hidráulico de entrada[18].

Tabla 7. Honey combs. Fuente: Garzon, Hidalgo y Paez

Honeycomb

Symbol	Cell size, cm (in.)	Cell length, cm (in.)	Material thickness, mm (in.)
1/16 HC	0.159 (1/16)	1.27 (0.50)	0.0254 (0.001)
1/8 HC	.318 (1/8)	1.90 (.75)	.0254 (.001)
1/4 HC'	.635 (1/4)	3.81 (1.50)	.0254 (.001)
1/4 HC	.635 (1/4)	3.81 (1.50)	.0762 (.003)
3/8 HC	.952 (3/8)	7.62 (3.00)	.0762 (.003)

$$L_{sch} = 0{,}5 * D_h \qquad (12)$$

[18](BARLOW, RAE, & POPE)

$$\mathbf{L_{sch} = 2,249\ m}$$

4.3.4 Sección difusor.

Para el diseño del difusor se debe tratar que su longitud no sea grande ya que esto elevaría los costos y afectaría la ubicación.Los autores Garzón, Carvajal y Páez[19] plantean las principales consideraciones que se deben tener en cuenta para obtener el ángulo de conicidad:

- Lograr la mejor distribución de velocidades a lo largo del difusor.
- Disminuir al máximo el desprendimiento de capa límite en algún sector del difusor.
- No producir sobre expansión a la salida del difusor.

En la Figura 3 se muestra el desprendimiento del flujo a la entrada del difusor que se visualiza por el cambio de coloración en el contorno para un ángulo de 5°, pero para este diseño este ángulo solo tiene implicaciones en el desempeño del FAN. La relación de áreas descrita por Brand Shaw y Pankhurts[20] es de 2-4 y los ángulos del difusor deben estar entre 2º-3,5º.

[19]GARZÓN ORTIZ, J., HIDALGO CARVAJAL, D. A., & PÁEZ TORRES, C. A. .BOGOTA: Universidad de San Buenaventura.p.17.

[20]Brandshaw y Pankhurts. The design of low-speed wind tunnel.REFERENCIADO POR: BARLOW, J., RAE, W., & POPE, A. (s.f.). *LOW SPEED WIND TUNNEL TESTING.p.68*

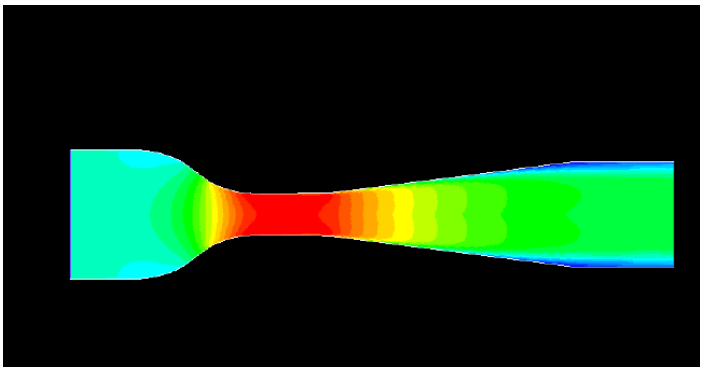


Figura 3. Desprendimiento de la capa límite. FUENTE: GARZÓN ORTIZ, J., HIDALGO CARVAJAL, D. A., & PÁEZ TORRES, C.

Con los datos de los ángulos y la relación de áreas, se empieza a realizar los cálculos del diseño de esta sección.

$$\frac{A_{sd}}{A_{sp}} = 2 \tag{13}$$

$$A_{sd} = A_{sp} * 2$$

$$A_{sd} = 5{,}619\ m^2$$

Posterior a esto se calcula la base y altura.

$$a_{sd} = \sqrt{\frac{A_{sd}}{\frac{b_{sp}}{a_{sp}}}} \tag{14}$$

$$a_{sd} = 1{,}941\ m$$

$$b_{sd} = a * 1{,}5 \tag{15}$$

$$b_{sd} = 2{,}916\ m$$

Para la longitud se toman los parámetros de entrada y salida de la sección, así como el ángulo de divergencia, con estos datos se calcula la longitud.

$$Tan\ \alpha = \frac{(b_{sd} - b_{sp)}/2}{L_{sd}} \quad (16)$$

$$L_{sd} = \frac{(b_{sd} - b_{sp)}/2}{Tan\ \alpha}$$

$$L_{sd} = 5{,}459\ m$$

Con los datos ya se tiene definida la geometría del túnel de viento en su totalidad, ahora se calcula velocidad a la salida de esta sección teniendo en cuenta la Ecuación 11. Los planos de estas secciones se pueden observar en el Anexo 5.

$$V_{sd} = 27{,}5\ \frac{m}{s}$$

4.4 Presiones de salida.

Conociendo los datos de entrada y salida del túnel se puede calcular la presión en la sección de prueba mediante la ecuación de Bernoulli, ya que ésta expresa el régimen de circulación de un fluido por un conducto cerrado y las pérdidas por fricción son despreciables.

$$P_{sc} + \frac{1}{2}\rho * v_{sc}^2 = P_{sp} + \frac{1}{2}\rho * v_{sp}^2 \quad (17)$$

$$P_{sp} = 70864{,}305\ Pa$$

Ahora se calcula la presión de salida en el difusor con la ecuación 17.

$$P_{sd} = 71196{,}707\ \ Pa$$

4.4.1 Características generales del túnel de viento.

Tabla 8. Datos por sección

SECCIÓN	NOMBRE	ÁREA(m^2)	VELOCIDAD($^m/_s$)	PRESIÓN(pa)
1	Settlingchamber	21,07	7,333	73835,520
2	Sección de contracción	21,07	7,333	73835,520
3	Sección de prueba	2,80	55,000	71379,970
4	Sección del difusor	5,61	27,500	71652,520

En la TABLA 8 se describen cada uno de los datos en cada en sección, para la sección del settling chamber y de contracción se toman los mismos valores debido a que no existe una caída de presión. Estos datos deben ser tenidos en cuenta para asignar algunos valores de entrada en la simulación.

4.5 Pérdidas.

Las pérdidas están en función de la viscosidad del fluido, del régimen de funcionamiento (flujo laminar o flujo turbulento) y del caudal circulante, es decir de la velocidad.

Para secciones constantes; el coeficiente de pérdida primaria está dado por la ecuación 18[21].

$$K_l = f\frac{L}{D_h} \tag{18}$$

Donde f es el coeficiente de fricción, L es la longitud de la sección y D_h es el diámetro hidráulico. Según Prandtl[22] para poder obtener un valor cercano del factor de pérdida mediante la Ecuación 19, donde se puede realizar un proceso iterativo hasta lograr que la diferencia sea igual a 0.

[21]BARLOW, J., RAE, W., & POPE, A. (s.f.). *LOW SPEED WIND TUNNEL TESTING.p75*

[22]Referenciado por: BARLOW, J., RAE, W., & POPE, A. (s.f.). *LOW SPEED WIND TUNNEL TESTING.*

$$f = \left[2log_{10}\left(R_e\sqrt{f}\right) - 0{,}8\right]^{-2} \quad (19)$$

Pero también se calcula las pérdidas en la sección mediante la Ecuación 20[23] que va a estar en función de la longitud (L), velocidad (V) factor de pérdida (K) y diámetro hidráulico (Dh).

$$H_l = K\frac{L}{D}\frac{V^2}{2g} \quad (20)$$

4.5.1 Sección de prueba.

Para la sección de prueba mediante la ecuación 19 se puede realizar un proceso iterativo, donde se obtendrá f. La iteración tendrá un valor inicial para f de 0,008 y se continúa calculando según la TABLA 9

Tabla 9. Proceso iterativo de la sección de prueba.

FASS	Re	FASS calc	DIFERENCIA (FASS-FASS calc)
0,008	$1{,}003*10^7$	0,009	1E-3
0,009	$1{,}003*10^7$	0,008	-1E-3
0,0089	$1{,}003*10^7$	0,009	1E-4
0,0089	$1{,}003*10^7$	0,009	1E-4
0,0089	$1{,}003*10^7$	0,009	0

Al obtener el valor del coeficiente de fricción se procederá a realizar el cálculo del factor de pérdida (K_l) de la sección de prueba.

$$K_l = 0{,}017$$

Con el K_l calculado se pueden hallar las pérdidas primarias, mediante la Ecuación 20:

[23]Beltran, R. (1990). Introduccion a la mecanica de fluidos.Bogotá: Ediciones Uniandes.

$$H_l = 5{,}542m$$

4.5.2 Settling chamber.

Para obtener el factor de pérdida (K_l), de acuerdo a la Ecuación 18 el resultado es.

$$K_l = 0{,}005$$

Pero para esta sección se debe tener en cuenta un coeficiente de pérdida en función de las presiones dinámicas de la secciones de contracción y settling chamber, que se calcula mediante la Ecuación 21.

$$K_{lt} = K_l \frac{qsh}{qsc} \tag{21}$$

$$K_{lt} = 9 * 10^{-5}$$

Además las pérdidas son:

$$H_l = K \frac{L}{D} \frac{V^2}{2g} = 7 * 10^{-3} m$$

4.5.3 Sección de contracción.

Para realizar los cálculos, es necesario dividir en varias secciones para realizar una suma detallada. Los autores Garzón, Carvajal y Páez, definieron que en el análisis se debe tomar una variación de velocidad igual a 0.09 m/s[24], además para cada tramo se tomó un valor de coeficiente de fricción de $8 * 10^{-3}$, donde se obtuvieron los siguientes datos:

$$K_l = 0{,}014$$

$$H_l = 0{,}484\, m$$

4.5.4 Sección difusor.

[24]GARZÓN ORTIZ, J., HIDALGO CARVAJAL, D. A., & PÁEZ TORRES, C. A. .BOGOTA: Universidad de San Buenaventura.

Para el difusor se procede a hacer lo mismo que en la sección de contracción, teniendo los siguientes valores.

$$K_l = 0{,}021$$

$$H_l = 0{,}483\ m$$

Los autores Barlow, Rae y Pope indican que la forma más práctica de calcular los coeficientes de pérdida es descomponer las pérdidas en: factores de expansión y fricción[25].

$$K_d = K_f + K_{ex} \tag{22}$$

En el factor K_f se asume que el coeficiente de fricción constante debido a que no existe un cambio de material, al igual que la densidad debido a que es un flujo incompresible. Donde AR es la relación de áreas de entrada y salida de la sección de difusor y θ es el ángulo de divergencia de la sección.

$$K_f = \left(1 - \frac{1}{AR^2}\right)\frac{f}{8\sin\theta} = 0{,}013 \tag{23}$$

El factor K_{ex} es la representación de dos factores, el primero es el factor de ángulo $K_e(\theta)$ que es la relación geométrica, respecto al ángulo del difusor y su sección transversal. El segundo es una función de la relación de áreas y se representa en la Ecuación 24.

$$K_{ex} = K_e(\theta)\left(\frac{AR - 1}{AR}\right)^2 \tag{24}$$

Debido a que, el factor de ángulo ($K_e(\theta)$) depende de la forma geométrica de la sección. Ya que la forma geométrica de este túnel de viento es cuadrada, el factor de ángulo se debe hallar mediante la Ecuación 25[26].

$$K_e(\theta) = 0{,}12 - 0{,}046\theta + 0{,}02203\theta^2 + 0{,}003\theta^3 - 0{,}0006\theta^4 - 0{,}00003\theta^5 + 0{,}000023\theta^6 \tag{25}$$

$$K_e(\theta) = 0{,}0736.$$

[25]BARLOW, J., RAE, W., & POPE, A. (s.f.). *LOW SPEED WIND TUNNEL TESTING.p.82*

[26]BARLOW, J., RAE, W., & POPE, A. (s.f.).*LOW SPEED WIND TUNNEL TESTING.p.82*

Conociendo estos dos valores se calcula el valor para la Ecuación 22.

$$K_d = 0{,}086$$

$$K_{lt} = 0{,}022$$

A la salida del difusor se debe tener en cuenta la intensidad de la turbulencia, que es el porcentaje de caudal que posee características de flujo turbulento, siendo determinado a razón del número de Reynolds.

$$I = \frac{0{,}16}{Re^{1/8}} \tag{26}$$

$$I = 0{,}026$$

4.6 Energy ratio

Es la forma de medir la eficiencia energética del túnel en función de las pérdidas, están definidos entre valores de 3 a 9[27] tanto para túneles abiertos como cerrados y está definido mediante la Ecuación 27.

$$Er = \frac{1}{\sum k_{lt}} \tag{27}$$

$$Er = 4{,}32$$

El resultado de la Ecuación 27 está dentro de los parámetros definidos anteriormente. Además este resultado sirve para tener una visión a la hora de escoger un motor eléctrico o una potencia entregada al eje.

4.7Jet Power

Este valor indica la potencia necesaria para mover cierto caudal a una velocidad determinada. Se puede conocer mediante la ecuación 28.

[27]BARLOW, J., RAE, W., & POPE, A. (s.f.). *LOW SPEED WIND TUNNEL TESTING.p.72.*

$$Pt = 0{,}5 * \rho * A_{sp} * v^3 \quad (28)$$

$$Pt = 221571{,}973\ watt = 221{,}571\ \text{kW}$$

Tabla10. JET POWER. Fuente: LOW-SPEED WIND TUNNEL TESTING, capitulo 3, tabla 3.1.

V (mph)	V (m/s)	Mach Number	hp/ft^2	kW/m^2
20	8,94	0,026	0,055	0,44
50	22,35	0,066	0,85	6,88
100	44,7	0,131	6,82	54,72
200	89,4	0,263	54,56	437,3

Comparando los datos con la TABLA 10[28], se puede tener una idea general que los datos realizas son acordes a los datos calculados. Conociendo el área de la sección de prueba podemos determinar la potencia por cada metro cuadrado, este valor es igual a 79 $\frac{Kw}{m^2}$.

4.8 Pérdidas de flujo.

Es una medida estimada del consumo de energía del total de los componentes considerando varios elementos del túnel de viento. Considerando el Jet Power (Pt) y la relación de energía. Las pérdidas están definidas mediante la Ecuación 29.

$$Pc = \frac{Pt}{Er} \quad (29)$$

$$Pc = 511{,}51$$

[28]BARLOW, J., RAE, W., & POPE, A. (s.f.). *LOW SPEED WIND TUNNEL TESTING.p.82*

4.9 Diferencial de presión.

El diferencial de presión muestra la caída en la presión ocasionada por las pérdidas del flujo y está definido en la Ecuación 30[29].

$$\Delta p = \left(\sum Hm\right) * g * \rho \tag{30}$$

$$\Delta p = 69{,}8\ Pa$$

$$p_2 = \Delta p - p_1 = 73765{,}64\ \text{Pa}$$

4.10Potencia del motor.

La potencia del motor se define como el producto entre el caudal requerido y la caída de presión, como lo muestra la Ecuación 31:

$$Pot = \Delta P * Q \tag{31}$$

$$Pot = 10797{,}445\ \frac{w}{m^2} = 297{,}13\ \text{HP}$$

Para darle un margen mayor de potencia al motor, se excederá en un 10% al resultado de la ecuación 30. Con esto se puede realizar un análisis de costos y posibles motores que se puedan usar teniendo en cuenta la oferta en el mercado.

4.11 Simulación en CFD.

La simulación en Fluent tiene muchos factores que influyen en el desarrollo de la simulación, para realizar este proceso se puede seguir un proceso y se dividió en los siguientes pasos:

- Importar el volumen de control en 3D.
- Enmallado del volumen de control y condiciones de frontera.
- Exportar malla en 3D.
- Importar malla en Fluent.
- Verificación de la malla.
- Desarrollo de la simulación.

[29]BARLOW, J., RAE, W., & POPE, A. (s.f.).*LOW SPEED WIND TUNNEL TESTING.*

- Proceso iterativo.
- Gráficas finales y comparación de datos.

4.11.1 Importar el volumen de control en 3D.

Al tener los datos de la geometría, este volumen de control se diseñó en un software de tipo CAD (Solid Edge); en el cual se construye el volumen completo y sin el espesor en las secciones. Para poder exportar este elemento debe ser guardado como tipo .IGES, aunque puede ser importado mediante algún otro formato, los cuales el software reconoce para enmallar. Posterior a esto se realiza una limpieza de puntos que sobran y algunas líneas que no están conectadas y que pueden generar error a la hora de enmallar. En la Figura 4 se muestra el volumen de control en 3D y con algunas vistas.

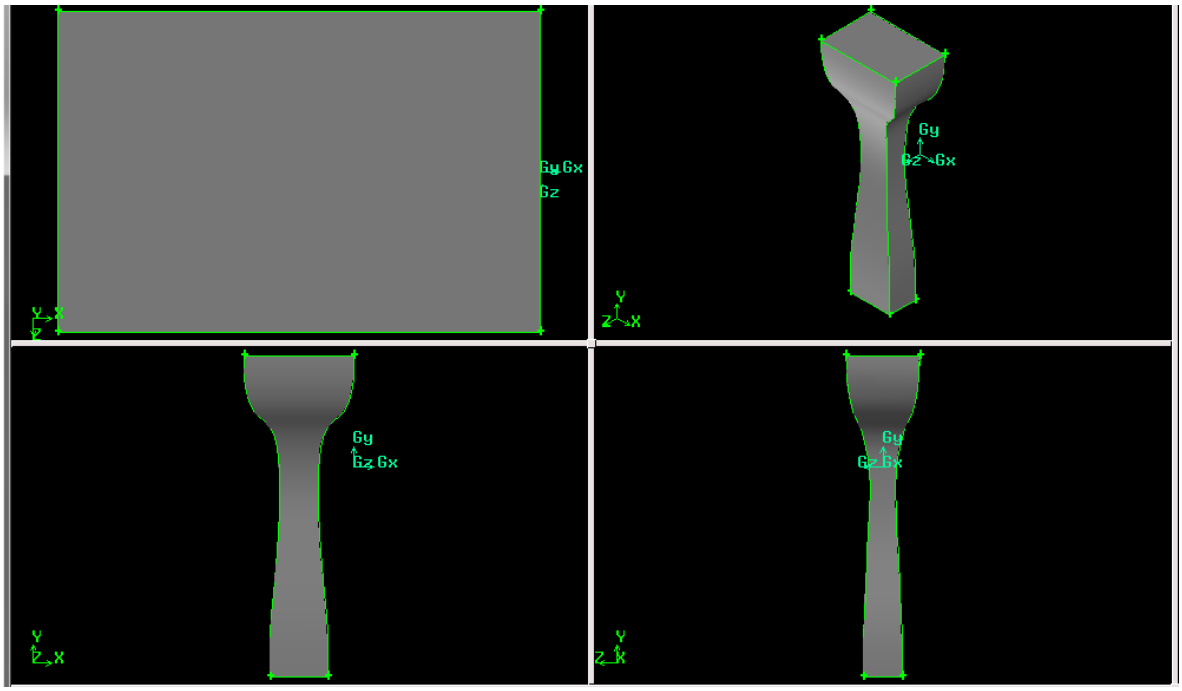


Figura 4. Túnel de viento en diferentes vistas. GAMBIT 6.1

4.11.2 Enmallado del volumen de control, condiciones de frontera y exportar malla.

Para realizar el enmallado por cuestiones de conocimiento y experiencia se utilizó el software GAMBIT, en el cual se enmalló un solo volumen con “interval count” de 50 y la malla es estructurada como se muestra en la Figura 6.

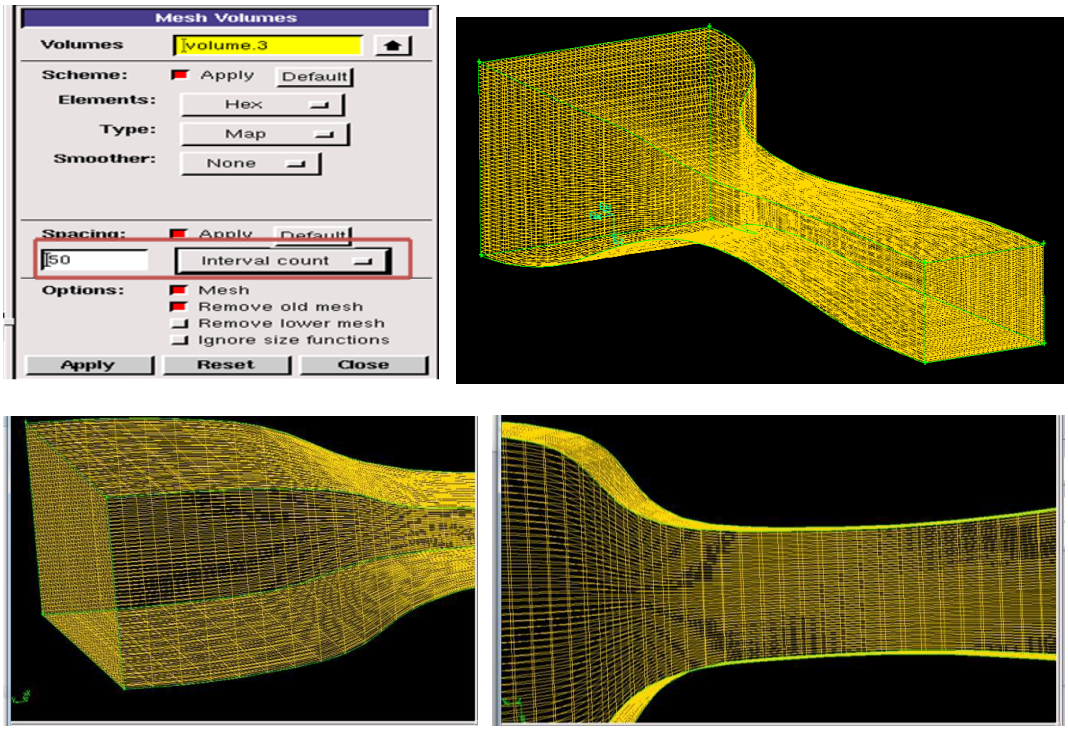


Figura 5. Enmallado del túnel de viento diferentes vistas. GAMBIT 6.1

La malla se hizo con elementos hex y tipo map debido a que este tipo de malla da una mejor solución de las ecuaciones en Fluent; aunque para las superficies curvas es preferible usar tetraedros se obtuvo un interval count en el cual la malla no generará error y algunas discrepancias en la simulación.

Para comprobar la calidad de la malla, se debe examinar la misma teniendo en cuenta los valores para el "Equi-angle skew" (Q_{EAS}), para mallas en 3D un valor promedio de alta calidad es de 0.4 según el manual de usuario de Fluent y que se representan en la TABLA 11[30].

Tabla 11. Datos para la calidad de la malla. Fuente: Manual de usuario de Fluent

Q_{EAS}	CALIDAD
0	EQUILATERAL (PERFECTO)
0 <Q_{EAS}< 0.25	EXCELENTE
0.25<Q_{EAS}<0.5	BUENO
0.5<Q_{EAS}<0.75	REGULAR
0.75<Q_{EAS}<0.9	POBRE
0.9<Q_{EAS}<1	MUY POBRE
1	INSUFICIENTE

[30]People rit education (s.f.). *People rit education.* Recuperado el mayo de 2012, de http://people.rit.edu/pnveme/emem831/.../tiut_mesh_quality.html

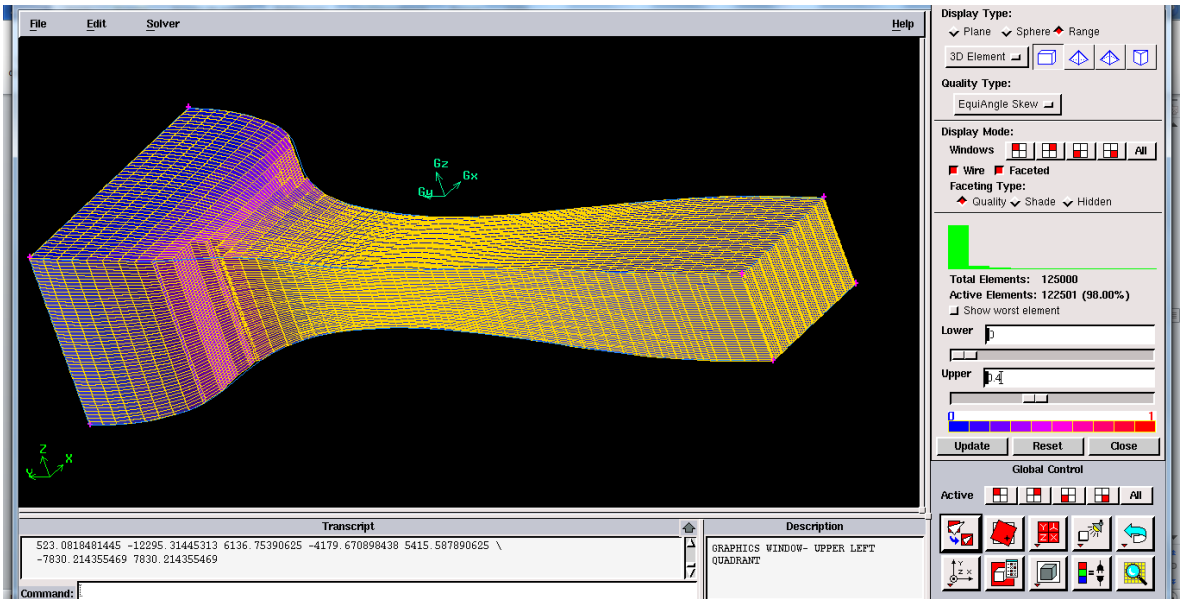


Figura 6. Calidad de la malla del túnel.

En la Figura 6 se realiza el análisis a la calidad de la malla, como se mencionó anteriormente un valor promedio para una malla de alta calidad es de 0.4 para 3D, se utilizó este valor para comprobar que porcentaje de la malla tiene este valor, el resultado obtenido fue de 98%, ubicando el valor de calidad en la herramienta de calidad de malla, comprobando que la malla tiene una alta calidad.

Para las condiciones de frontera, tomando en cuenta el análisis realizado por Garzón, Hidalgo y Páez[31], donde tomaron simplemente las condiciones de Wall y Fan, para la simulación; se adicionó a la entrada una condición de velocidad de entrada y cambió FAN por “INTAKE-FAN”, esto debido a que se tiene simplemente la entrada del fan y no el elemento en su totalidad. Y el volumen de control es clasificado como fluido; con lo cual se puede exportar la malla.

4.11.3 Simulación en Fluent.

Después de tener la malla en archivo .msh, se importa a Fluent y se realiza una revisión de la misma para comprobar que no existan errores como se muestra en la Figura 7.

[31]GARZÓN ORTIZ, J., HIDALGO CARVAJAL, D. A., & PÁEZ TORRES, C. A. .BOGOTÁ: Universidad de San Buenaventura.

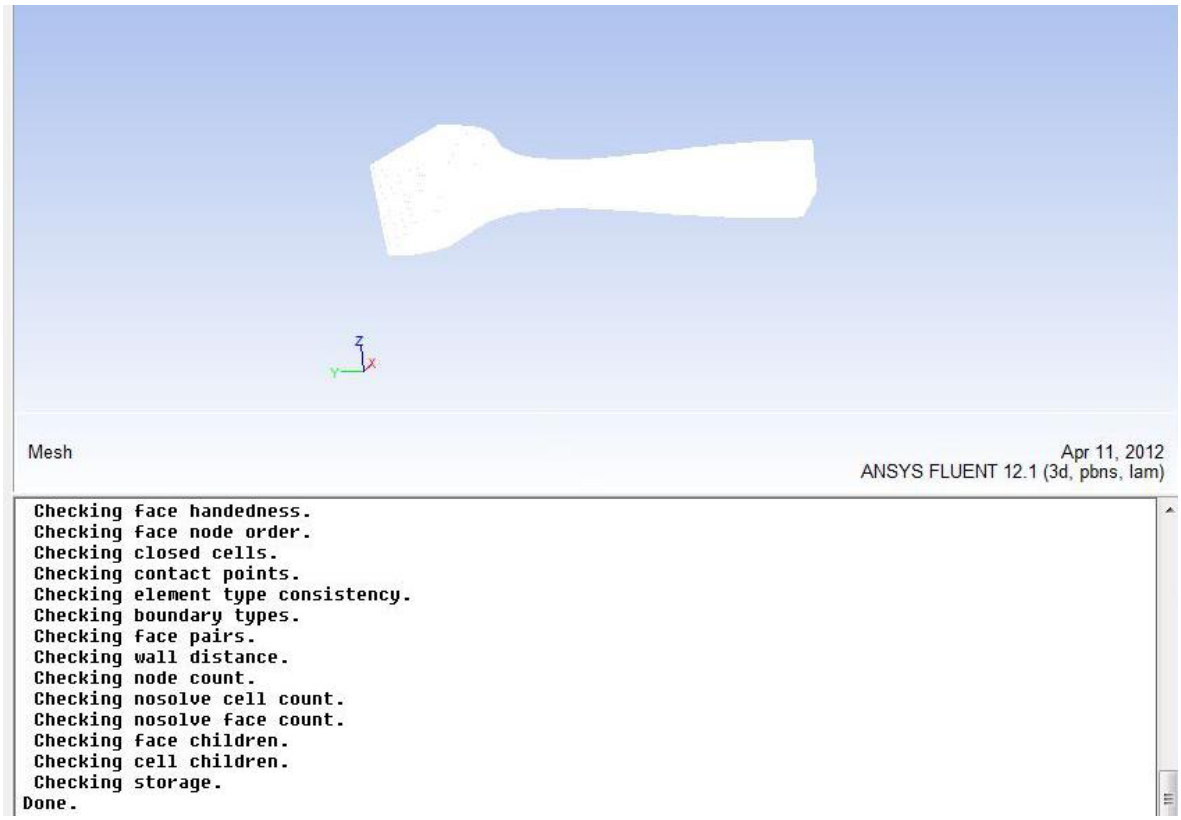


Figura 7. Revisión de la malla. ANSYS-FLUENT.

```
Done.

>> Reordering domain using Reverse Cuthill-McKee method:
      zones, cells, faces, done.
   Bandwidth reduction = 2500/1900 = 1.32
   Done.

Mesh Quality:
 Orthogonal Quality ranges from 0 to 1, where values close to 0 correspond to low quality.
Minimum Orthogonal Quality =  6.22038e-01
Maximum Aspect Ratio =  1.32570e+01

Mesh Size

Level    Cells    Faces    Nodes   Partitions
    0   125000   382500   132651            1

 1 cell zone, 4 face zones.
```

Figura 8. Calidad de la malla. Ansys-fluent.

Después de la revisión de la malla se realiza un análisis de la calidad de la malla como se muestra en la Figura 8, para este caso tiene una calidad 0.6 en un rango de 0 a 1, donde lo cercano a 0 corresponde a una baja calidad, se debe tener en cuenta que los criterios de calidad de malla en Fluent y Gambit son distintos.

Al saber que la malla no tiene discrepancias, se puede continuar con la simulación.

Se debe tener en cuenta algunos valores para suministrar a las condiciones de frontera y condiciones iníciales, siendo estos los siguientes:

- Presión a nivel de Bogotá: 73835,527 Pa
- Presión de entrada: Presión de Bogotá.
- Velocidad de entrada : 7,333 m/s
- ΔP: 69.8 Pa
- Presión a la salida de la sección difusor: 71652,52 Pa.
- Área de entrada: 21,07 m2.
- Área de salida: 5,61m^2.

Para la condición de velocidad de entrada se dan los valores según la Figura 9.

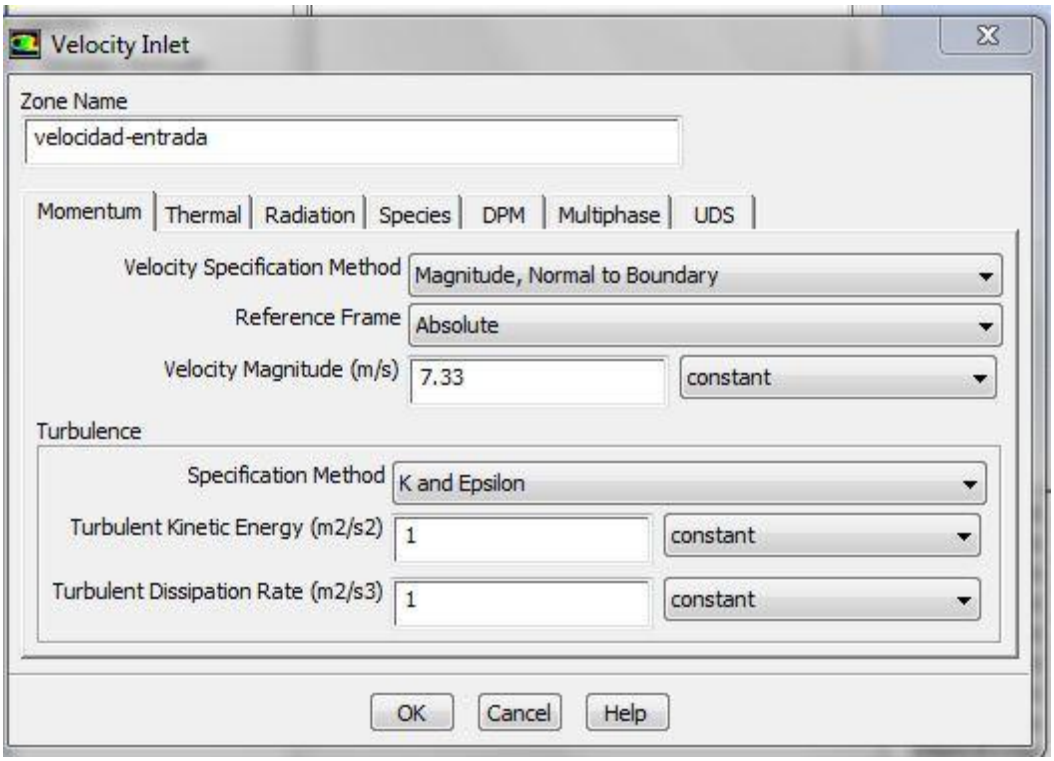


Figura 9. Datos para la condición de frontera VelocityInlet. Ansys-Fluent.

Para la condición de "INTAKE-FAN" se debe tener en cuenta el ΔP que nos muestra la Figura 11 es el salto de presión.

El salto de presión se debe a que en la condición de frontera "INTAKE-FAN": se considera un fan que es infinitamente delgado, y el aumento de presión discontinua a través de ella se especifica como una función de la velocidad a través del FAN[32]. Los datos ingresados son el mostrado en la Figura 10

[32]ANSYS INC, A. (s.f.). *Fluent User´s Manual*. Recuperado el abril de 2012

.

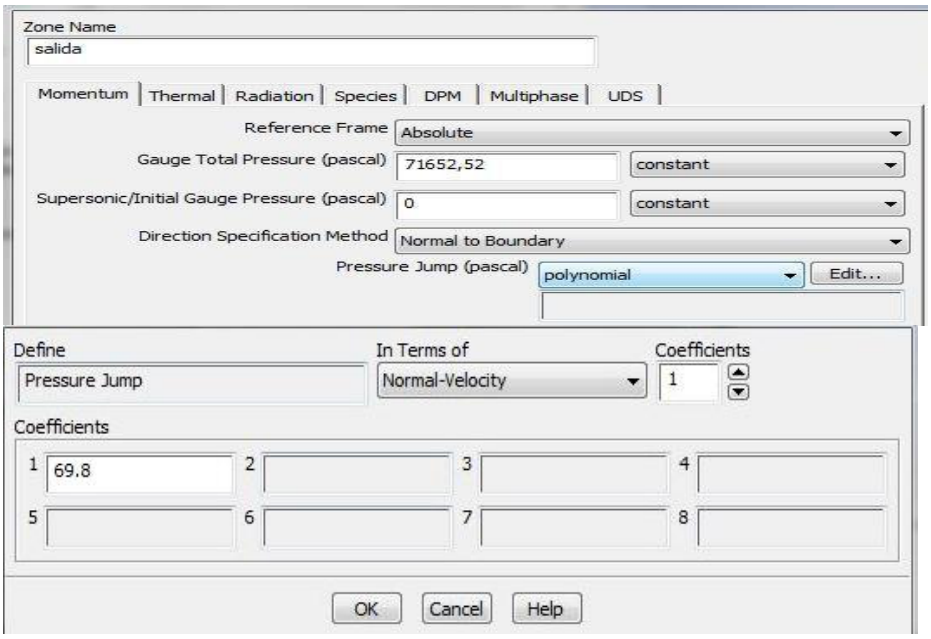
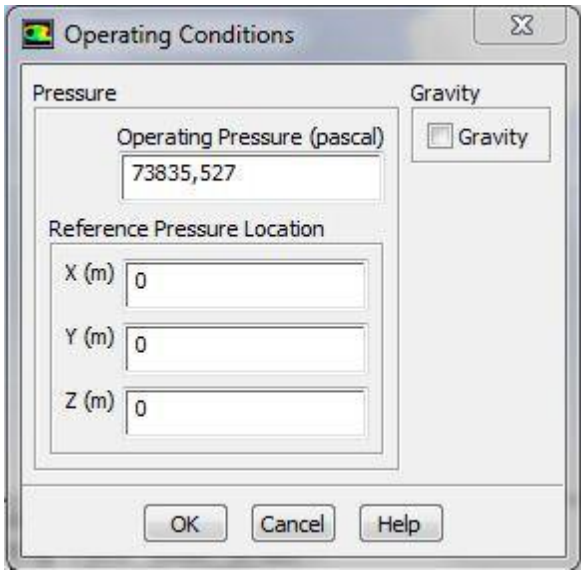


Figura 10. Valores para la condición de frontera Intake-Fan. Ansys-Fluent.

El modelo de viscosidad utilizado para este caso es k-épsilon; donde k es la energía cinética y épsilon la tasa de disipación. Este modelo fue tomado debido a que existe un alto paso de flujo sobre las paredes y el número de Reynolds es elevado, además porque el tratamiento sobre la pared y número local de Reynolds tienen influencia en la turbulencia generada[33], el modelo "spalart-allmaras" es un modelo creado específicamente para aviación según el manual de usuario de fluent, pero es un modelo efectivo para un bajo número de Reynolds, por eso este modelo mejora el tratamiento en la pared, además se debe tener en cuenta la turbulencia generada por el FAN.

La presión de operación cambia, debido a que los cálculos realizados fueron hechos para una posible ubicación en Bogotá, por esta razón la presión de operación es 73835,53 Pa, ubicada en cualquier punto fuera del túnel como se observa en la Figura 11.

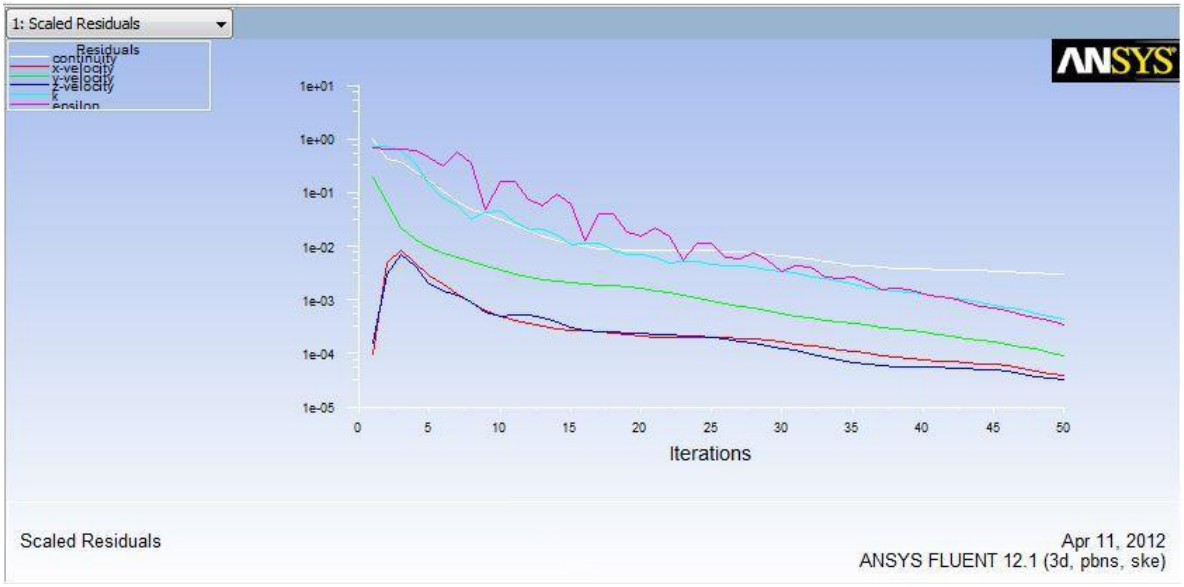
Figura11. Operating condition.Ansys-Fluent.



[33]ANSYS INC, A. (s.f.). *Fluent User´s Manual*. Recuperado el abril de 2012

4.11.3.1 Proceso iterativo.

Para el proceso iterativo se deben tener en cuenta los criterios de convergencia que se van a utilizar, según el manual de usuario de fluent; no existen criterios universales para juzgar la convergencia, pero para estos criterios se tendrá en cuenta los residuos y su escala (criterio de convergencia)[34]. Para poder observar si la iteración está convergiendo, se realizará una iteración de por ejemplo 50, para determinar sí los residuos están disminuyendo; esto va a ser lo primero que se tendrá que realizar como lo muestra la Figura 12.



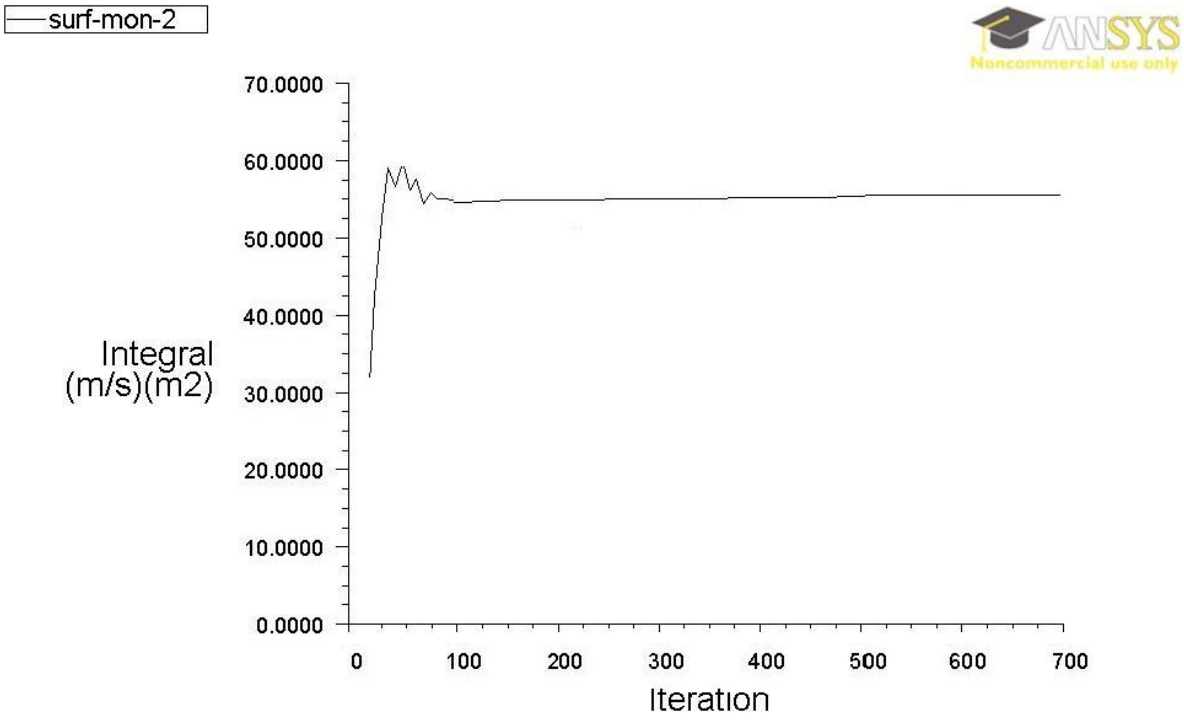
Para modelos de viscosidad k-épsilon, no es posible obtener una estimación inicial[35]. Si la solución no converge se puede realizar una reducción en la escala de los residuos.

Para este caso se puede realizar dos formas de juzgar la convergencia, la primera es observar el comportamiento de la gráfica de residuos la cual debe ser constante a partir de algún punto y permanecer así constantemente. A partir de esta condición, el otro criterio de convergencia es el del monitoreo de algún

[34]INC, A. (s.f.). *Fluent User´s Manual 25.22*. Recuperado el abril de 2012

[35]INC, A. (s.f.). *Fluent User´s Manua 25.18l*. Recuperado el abril de 2012

parámetro critico en la simulación, como lo es para este caso la velocidad en la sección de prueba; este monitoreo se hace realizando iteraciones y comprando si esta velocidad tiene cambios significativos hasta lograr que permanezca constante y se realiza mediante un punto de control el cual va a ser ubicado en la sección de prueba para monitorear las variaciones en la velocidad, como se observa en las figuras 12 y 13.



Convergence history of Velocity Magnitude on point-4

Jun 14, 2012
ANSYS FLUENT 13.0 (3d, pbns, ske)

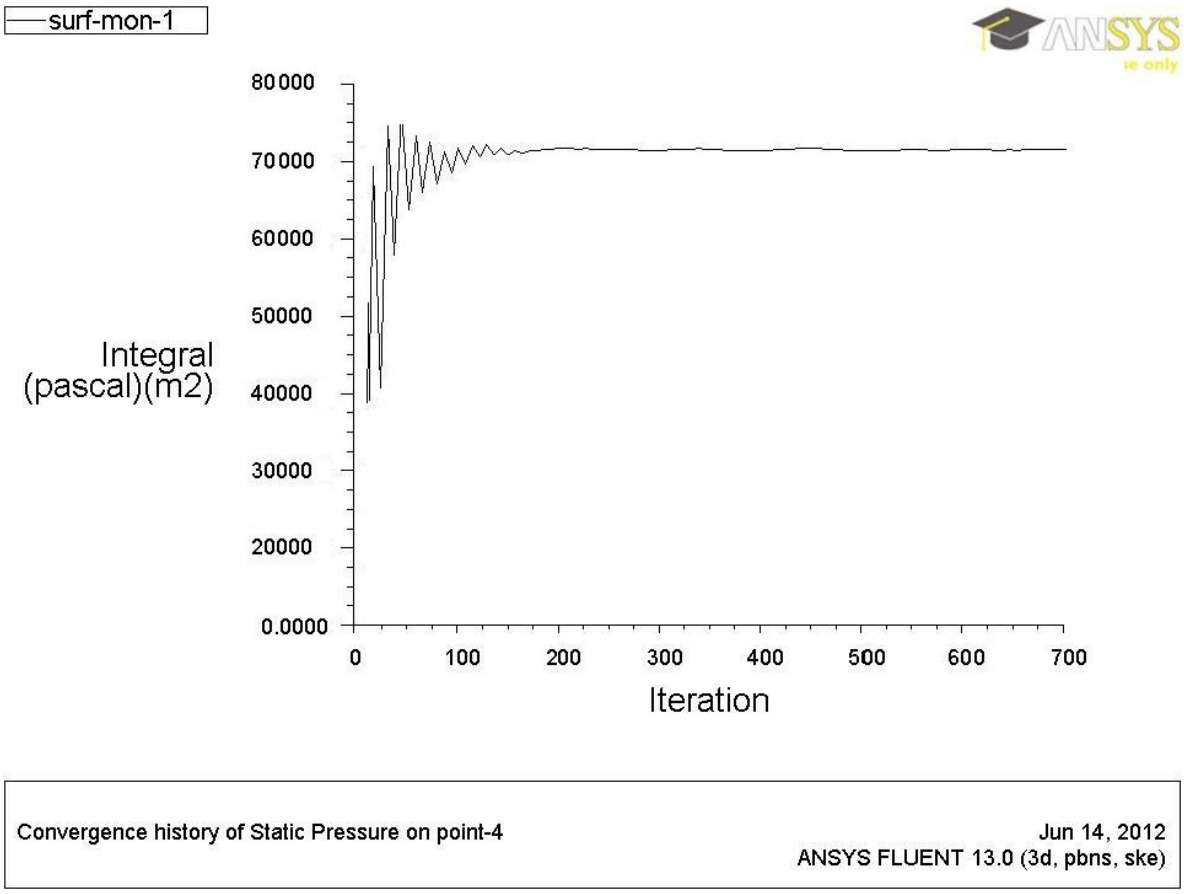


Figura 12. Monitor del punto de control para presión.

Para el punto de control de la presión se observa que esta permanece constante en un valor muy cercano a 70000 Pa, para la velocidad esta permanece constante para una velocidad cercana a 55 m/s.

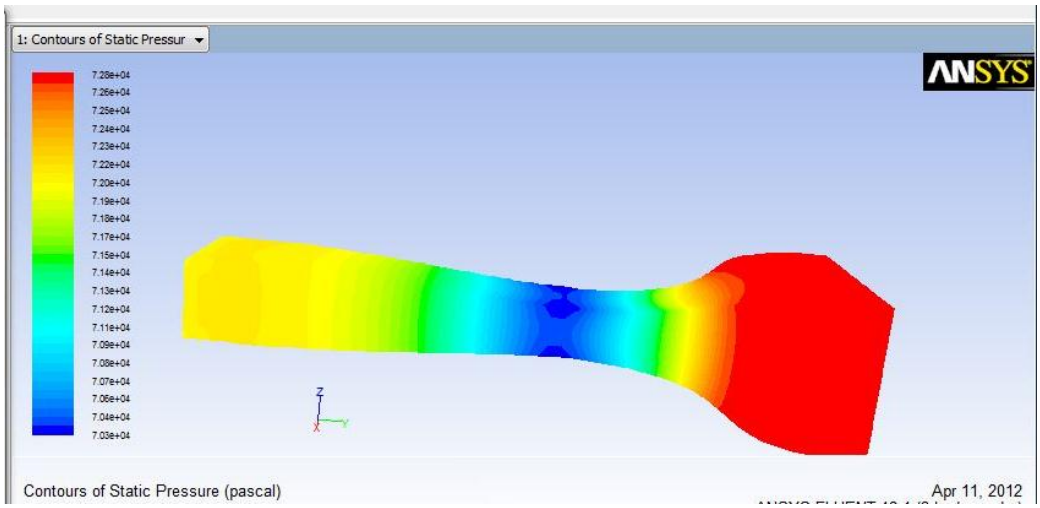


Figura 13. Presión estática. Ansys-fluent

Para los datos de presión estática, como muestra la Figura 14, la presión de entrada tiene el mayor valor; debido a que la velocidad en esta sección es las más baja; en la parte de contracción existe una caída en la presión como consecuencia de la velocidad que adquiere el fluido hasta llegar a una presión estática menor ubicada en la sección de prueba, la sección de salida (difusor) presenta de nuevo un aumento de presión estática, debido a la reducción en la velocidad.

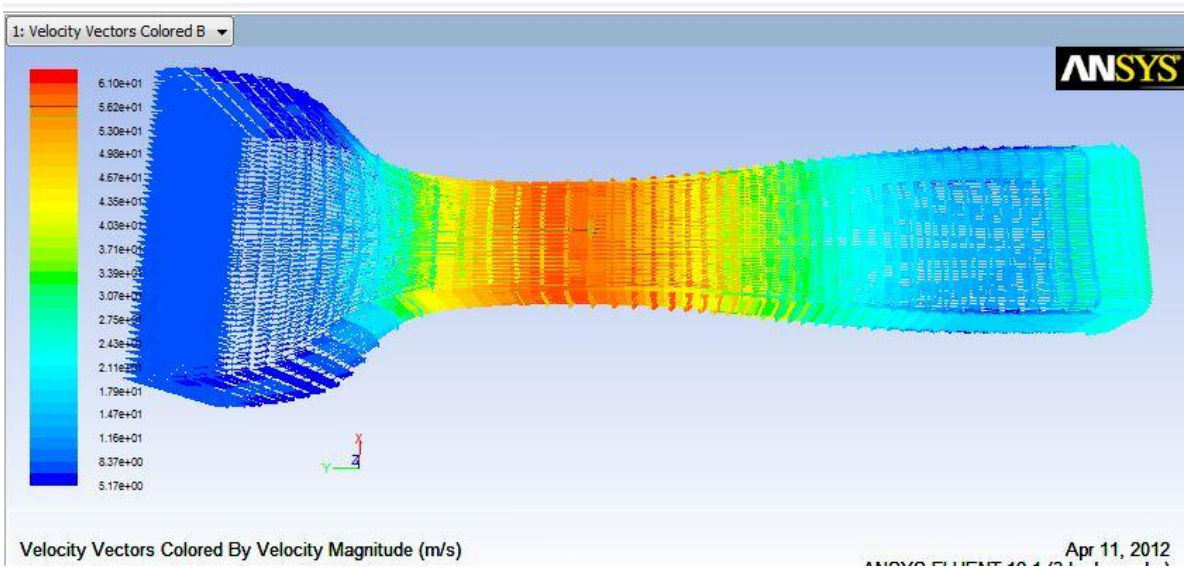


Figura 14**. Vectores de velocidad. Ansys-Fluent**

La velocidad a lo largo de túnel de viento; como se muestra en la Figura 15, está relacionada con el cambio de presión generado en las diferentes secciones, se puede decir que la velocidad es inversamente proporcional a la presión debido a que a mayor velocidad, mayor presión dinámica y con esto disminuye la presión estática cuando en la sección de prueba se tiene una velocidad alta. La presión estática como se vio en la figura 14 es baja; a diferencia de la presión dinámica donde ésta relacionada con la velocidad y aumenta con el cuadrado de la misma, como se muestra en la Figura 16.

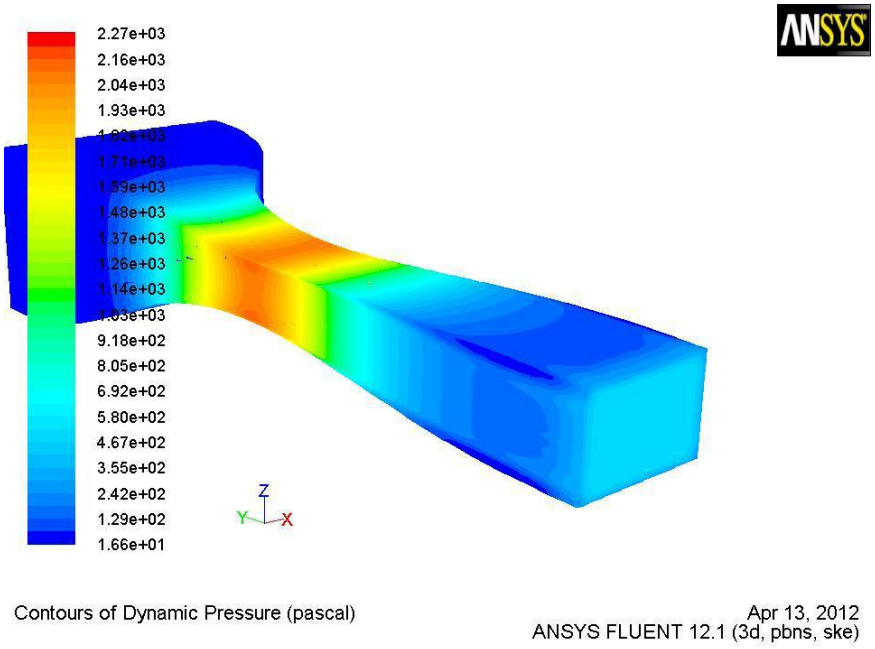


Figura 15. Presión dinámica. Ansys-Fluent.

La presión dinámica es la relación que existe entre la densidad del fluido y el cuadrado de la velocidad por esto la mayor presión dinámica se ubica en la sección de prueba donde se tiene la mayor velocidad.

4.11.4 Análisis de resultados.

Tabla 12. Porcentaje de error.

Variable	Sección	Valor teórico	Valor en Fluent	% de error
Velocidad (m/s)	Prueba	55	56,82	3,30
	Contracción	7,33	7,4	0,95
	Difusor	25,5	24,7	3,14
Presión Estática (Pa)	Prueba	70864,353	70650	0,30
	Contracción	73835,527	72800	1,42
	Difusor	71196,7	71900	0,98

Para el análisis de resultados se tomó como referencia los valores calculados y los valores obtenidos con Fluent, a partir de la simulación mencionada anteriormente. Para el cálculo del porcentaje de error observa que ningún valor es mayor al 5%, con esto podemos validar el análisis.

4.12 Selección del material.

Se debe tener en cuenta que las secciones de contracción y difusor van a ser en un material distinto al de la sección de prueba. Para las secciones de contracción y difusor, se requiere un material que soporte todos los esfuerzos, pero que no interfiera con el resultado del análisis y para la sección de prueba, se necesita un material trasparente que permita observar el elemento que se está analizando, y que al mismo tiempo, proporcione un factor de seguridad adecuado, para la prevención de algún incidente. Por estas razones, los materiales seleccionados fueron, fibra de vidrio para las secciones de contracción y difusor, y acrílico para la sección de prueba.

4.12.1 Sección de prueba.

A partir de las ecuaciones de elementos con presión interna, se logró analizar la sección de prueba para poder determinar el factor de seguridad en función del espesor, el cual está dado por los calibres encontrados a nivel comercial teniendo en cuenta los esfuerzos tangencial y longitudinal.

Fuerza tangencial.

$$F_p = P_i * A_i \tag{31}$$

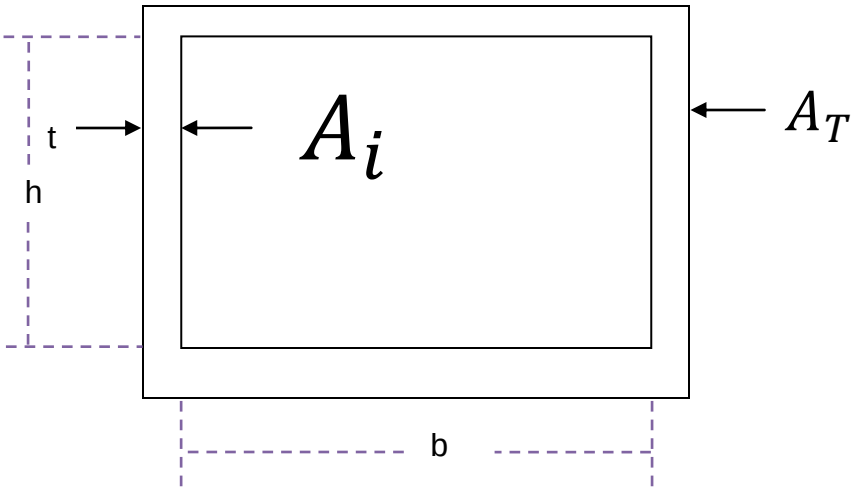


Figura 16. Vista frontal de la sección de prueba.

Según la Figura 17, teniendo el corte de la sección transversal se puede obtener área denominada A_i mediante la Ecuación 32.

$$A_i = (b)(h) \tag{32}$$

Si se asume que la fuerza en el material es igual a la fuerza generada por la presión, como está en la Ecuación 33 y se puede deducir la fuerza generada por el material según la Ecuación 34.

$$F_P = F_\mu \tag{33}$$

$$F_\mu = \sigma_L * A_T \tag{34}$$

dónde:

$$A_T = 2(b * h) + 2t^2$$

Remplazando en la Ecuación 33 los valores se tiene la Ecuación 35.

$$P_i(b)(h) = \sigma_L * 2((b * h) + 2t^2) \quad (35)$$

A partir de esta Ecuación se despeja el σ_L:

$$\sigma_L = \frac{P_i}{2} \left(\frac{b * h}{(b * h) + 4t^2}\right)$$

Para el esfuerzo longitudinal

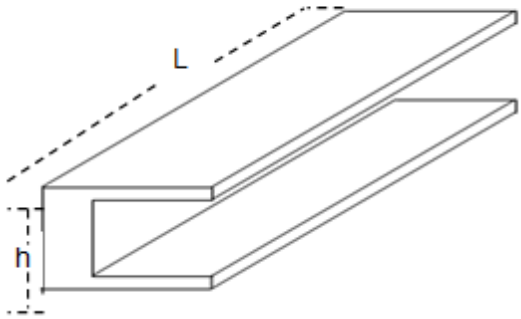


Figura 17. Corte longitudinal de la sección de prueba.

Realizando un corte por la mitad de sección a lo largo del túnel, se puede empezar a deducir las ecuaciones, donde se tiene la longitud, el alto y el espesor de pared del túnel.

El área A_μ, es el área en función de la longitud y el espesor de pared está dada por la Ecuación 36

$$A_\mu = 2Lt \tag{36}$$

El área A_i es aquella área que está en contacto con el fluido, es decir el área interna de la sección y está definida por la Ecuación 37.

$$A_i = (h) * L \tag{37}$$

Se vuelve a asumir que la fuerza del material es igual a la fuerza producida por la presión:

$$F_i = F_\mu$$

Se tiene:

$$P_i(h) * L = \sigma_t(2Lt) \tag{38}$$

$$\sigma_t = \frac{P_i(h)}{2t}$$

$$\sigma_t = \frac{P_i(b)}{2t}$$

Teniendo en cuenta el calibre de los acrílicos comerciales, con el fin de realizar los cálculos y determinar un factor de seguridad adecuado, se debe tener en cuenta que la función del túnel es realizar pruebas a hélices. Por el tipo de pruebas que se realizarán, se puede romper alguna pala y salir hacia las paredes del túnel, generando fracturas o daño total de la sección.

Figura 18. Calibres comerciales para acrílicos en Bogotá. FUENTE: http://www.famadacrilicos.com.ar/concepto.htm

En la Figura 19 se pueden observar los espesores comerciales, con lo cual, se puede realizar el cálculo correspondiente a las ecuaciones mencionadas anteriormente y los resultados se ilustrarán en la Tabla 13.

Tabla 13. Geometría y cálculos para la sección de prueba.

ESFUERZO LONGITUDINAL		
PRESION INTERNA	70864	Pa
PRESION EXTERNA	73835	Pa
DIFERENCIAL DE PRESION	2971	Pa
BASE	2	m
ALTURA	1.36	m
ESPESOR	0.003	m
ESFUERZO LONGITUDINAL	1485.490423	Pa
ESFUERZO ACRÍLICO	48000000	Pa
FACTOR DE SEGURIDAD	32312.56105	
MARGEN DE SEGURIDAD	32311.56105	
ESFUERZO TANGENCIAL		
ALTURA	1.36	m
ESPESOR	0.0025	m
ESFUERZO TANGENCIAL	673427	Pa
FACTOR DE SEGURIDAD	71	
MARGEN DE SEGURIDAD	70	

Al empezar a realizar los cálculos, el espesor adecuado tiene un valor de 3 mm, aunque el margen de seguridad es muy alto debido a que el diferencial de presión es muy bajo; por esta razón el túnel de viento tiene una posibilidad muy baja de fallar debido a la presión, pero se debe tener en cuenta que esta sección debe soportar el impacto producido por el desprendimiento de una pala en caso de falla de la hélice.

Además se debe tener en cuenta que la sección debe ser rígida para soportar las vibraciones generadas por el movimiento de la hélice. Pero que para este proyecto no es de un tema relevante, debido a la complejidad de dicho estudio

4.12.2 Secciones de contracción y difusor.

Lo primero que se debe tener en cuenta es las propiedades mecánicas del Coremat debido a que este material va a ser el núcleo del compuesto, pero

principalmente el esfuerzo cortante que soporta este material, que se puede obtener en la Figura 20[36].

Small cells		XM2	XM3	XM4	XM10
Normal Thickness	mm	2	3	4	10
Roll length	m	80	50	40	15
Roll width	m	1	1	1	1
Resin uptake	kg/m^2	1	1.5	2	6,5
Dry weight	g/m^2	96	128	163	335
Density impregnated	kg/m^3	540	540	540	680

Mechanical properties			Test method
Flexural strength	MPa	8.5	ASTM D790
Flexural modulus	MPa	1250	ASTM D790
Tensile strength across layers	MPa	4	ASTM C297-94
Compression strength (10% strain)	MPa	10	ISO 844
Shear strength	MPa	3	ASTM C273-61
Shear modulus	MPa	25	ASTM C273-61

Figura 19. Propiedades mecánicas del Coremat impregnada con resina.

También se tienen en cuenta las propiedades mecánicas de la fibra de vidrio y algunos datos relevantes que son de utilidad para el cálculo de la probeta de prueba. Se utilizó la densidad del núcleo, asumiendo que está impregnado con la resina, esto debido a que la complejidad de la geometría de la sección de contracción dificulta los cálculos. En la Tabla 13 se muestran los datos para la obtención del espesor total de la probeta

[36]Technical data Coremat.LantorCoremat.Fuente: www.lantorcoremat.nl. Netherlands.

Tabla 13. Datos de densidad y esfuerzos de la fibra y el núcleo.

ρ1 (fibra de vidrio)	2550	Kg/m3
ESFUERZO A TENSIÓN (σ)	2,00E+09	Pa
ρ2 (Coremat)	540	Kg/m3
Esfuerzo cortante núcleo	3,00E+6	Pa
Longitud	5,622	m
P (fuerza)	318567,69	N
Base	1,94	m

Teniendo en cuenta que la diferencia de presiones entre la externa y la interna, genera que las paredes sufran un pandeo, esto conlleva a que se produzca un momento sobre la placa, este momento es calculado usando una fuerza puntual (P) sobre la placa y usando la Ecuación 39[37]. Con esta fuerza puntual se logra obtener el momento (M) que se muestra en la Figura 27.

$$M = \frac{P * L}{8} \tag{39}$$

$$M = 223873{,}44\ N * m$$

También se puede calcular la fuerza cortante (V) con la ecuación 40[38].

$$V = \frac{P}{2} \tag{40}$$

$$V = 153283{,}845\ N$$

Teniendo estos datos, se pueden realizar los cálculos de las dimensiones de la sección[39].

[37]HOLLMANN, M. (1983). *COMPOSITE AIRCRAFT DESING.*CALIFORNIA: AIRCRAFT DESIGNS.
[38]HOLLMANN, M. (1983). *COMPOSITE AIRCRAFT DESING.*CALIFORNIA: AIRCRAFT DESIGNS.

[39]HOLLMANN, M. (1983). *COMPOSITE AIRCRAFT DESING.*CALIFORNIA: AIRCRAFT DESIGNS.

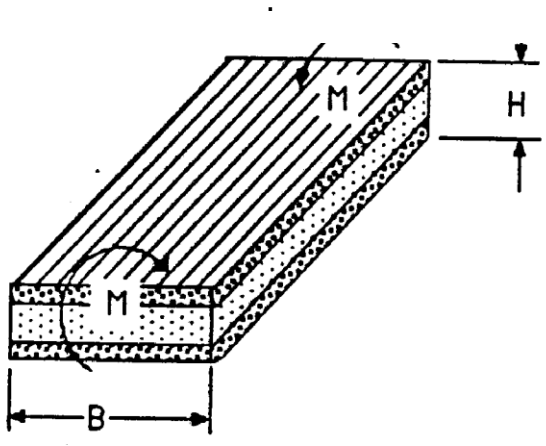


Figura 20. Dimensiones del material compuesto

Para empezar a realizar el cálculo, lo primero que se debe encontrar es el alto (H) del material; y resulta mediante la ecuación 41[40].

$$H = \sqrt{\frac{4 * M * \rho 1}{(\sigma_{fibra} * \mathrm{B} * \rho 2)}} \tag{40}$$

$$H = 0.033\ m$$

Posterior a esto se calcula la altura de las caras.

$$T = \frac{2 * M}{(\sigma * \mathrm{B} * \mathrm{H})} \tag{41}$$

$$T = 0.0033\ m$$

Al tener las dimensiones del material, lo siguiente es calcular el factor de seguridad para el material y comprobar que cumple con los requerimientos.

$$\tau_{(material)} = \frac{V}{H * B} = 1243515.98\ \mathrm{Pa} \tag{42}$$

[40]HOLLMANN, M. (1983). *COMPOSITE AIRCRAFT DESING.*CALIFORNIA: AIRCRAFT DESIGNS.

Por último se calcula el margen de seguridad.

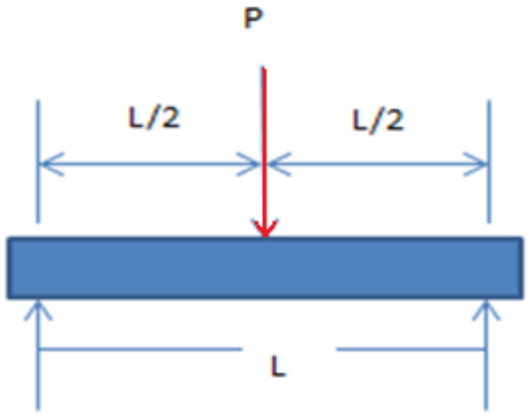
$$M.S = 1 - \frac{\tau_{(núcleo)}}{\tau_{(compuesto)}} = 0.206 \quad (43)$$

Al tener un valor positivo del M.S, se deduce que el material va a soportar los requerimientos puestos para su funcionamiento.

Para obtener un estimado de las capas necesarias para construir esta probeta, primero se midió la fibra de vidrio[41], la cual tiene un espesor de 0.33 mm como se observa en el resultado de la Ecuación 41 y teniendo en cuenta, que el espesor de cada una de las caras es de 3,49 mm el total de capas es de 11. Luego para el Coremat[42] se tiene un total de 6 capas en el núcleo.

4.13 Construcción y pruebas de las probetas.

Para la construcción de las probetas teniendo en cuenta los datos del número de capas de las caras y del núcleo, se construyeron dos probetas similares acorde a la norma ASTM-c393 (Standard Test MethodforFlexuralProperties of SandwichConstructions), debido a que las paredes del túnel van a soportar una flexión a consecuencia de que tiene dos soportes y una carga puntual, como se observa en la Figura 22.



[41] Fibra de vidrio clase E 0.2mm 300 g/m2 *50". Proveedor: QuadCarbon.
[42] Coremat T1 de 4 mm de espesor. Proveedor: La Tejada S.A.S

Figura 21. Ubicación de apoyos y fuerza para prueba de flexión.

Para realizar la construcción de la probeta se debe tener en cuenta las dimensiones de la misma acorde a la norma, por eso se tomaron las siguientes dimensiones para la construcción.

- Alto: 30 mm
- Ancho: 25 mm
- Largo: 250 mm

Con los datos anteriores se realizaron los cortes de las probetas guardando una distancia de un 1 cm por cada uno de sus lados para así realizar el corte de la misma y poder retirar algún material sobrante que pueda quedar.

Se realizaron los siguientes pasos para la construcción:

1. A una lámina de aluminio se le aplicó alcohol polimérico para que la fibra no se pegue a esta.

2. Después se realizó la mezcla de la resina y catalizador Mek (anexo 8); este último para acelerar el proceso de curado; para la primera cara de la fibra de vidrio, luego se empezó la mezcla entre la fibra y la resina, mientras se alistaba la mezcla para el Coremat.

3. Una vez se termina la mezcla entre la fibra y la resina de la primera cara se aplica la resina y las capas del Coremat teniendo en cuenta los cálculos realizados, mientras se aplica el Coremat se hace la mezcla de la resina para la segunda cara de fibra.

4. Después de aplicar el Coremat y su resina se empieza a aplicar la segunda capa de fibra como se hizo con la primera cara.

5. Después de terminar el “sándwich” de fibra de vidrio con núcleo de Coremat se procede a poner el “RFilm” encima de la probeta, una vez puesto el “RFilm” encima se pone una capa de guata teniendo en cuenta que para la válvula de vacío se necesitan al menos tres capas de guata.

6. Después de tener la capa de guata se procede a pegar en el “chicle” el “VBag” de forma cuidadosa para no tener pérdida de vacío, una vez

instalado el VBag se hace un pequeño orificio en este para instalar la válvula de vacío.

Figura 22. Probetas con la válvula de vacío.

Debido al gran tamaño de la probeta y la cantidad de resina-catalizador que se usó, se dejaron dos días en curado las probetas con la bomba de vacío como lo muestra la Figura 23.

Después de dos días se retiró la válvula de vacío y se realizó el corte de las probetas acorde a los datos ya establecidos como se puede apreciar en la Figura 24.

Figura 23.Probetas después de dos días de curado.

4.14 Pruebas en la máquina universal de ensayos.

Según la norma, se deben tomar algunas condiciones atmosféricas para realizar la prueba como son:

- Temperatura entre 20 y 26 grados Celsius.
- Humedad relativa entre 45 y 55 porciento.

Para el día que se realizó la prueba las condiciones fueron las siguientes:

- Temperatura de 13 grados Celsius.
- Humedad relativa de 85%.

A consecuencia de la altura de Bogotá y las condiciones atmosféricas por las que gran parte del año atraviesa la ciudad las pruebas no son de total certeza, para una prueba de total confiabilidad se debería realizar a nivel del mar con las condiciones previstas ya que según la norma las condiciones deben ser de 23° C de temperatura y una humedad del 50%.

Figura 24. Probeta en la máquina d universal de ensayos.

La probeta fue ubicada en la máquina con los dos instrumentos que se observan en la Figura 25, para empezar la prueba se tomó un dato de la distancia donde estaban ubicados los puntos de apoyo, la tasa de velocidad de la prueba y los datos geométricos de la probeta como lo muestra la Tabla 14.

Tabla 14. Datos para ubicación de las probetas y tasa de velocidad

TASA DE VELOCIDAD	5 mm/min
DISTANCIA ENTRE LOS PUNTOS DE APOYO	210 mm

Figura 25. Probeta posterior a la prueba.

Al terminar la prueba las dos probetas evidenciaron primero un corte en la parte del núcleo como se esperaba, esto debido a que el núcleo se lleva todo el esfuerzo cortante y posterior a esto la cara en contacto con la carga mostro rotura como lo muestra la Figura 26.

Al terminar las dos pruebas el resultado obtenido se puede observar en las Figuras 27 y 28 y en el Anexo 10.

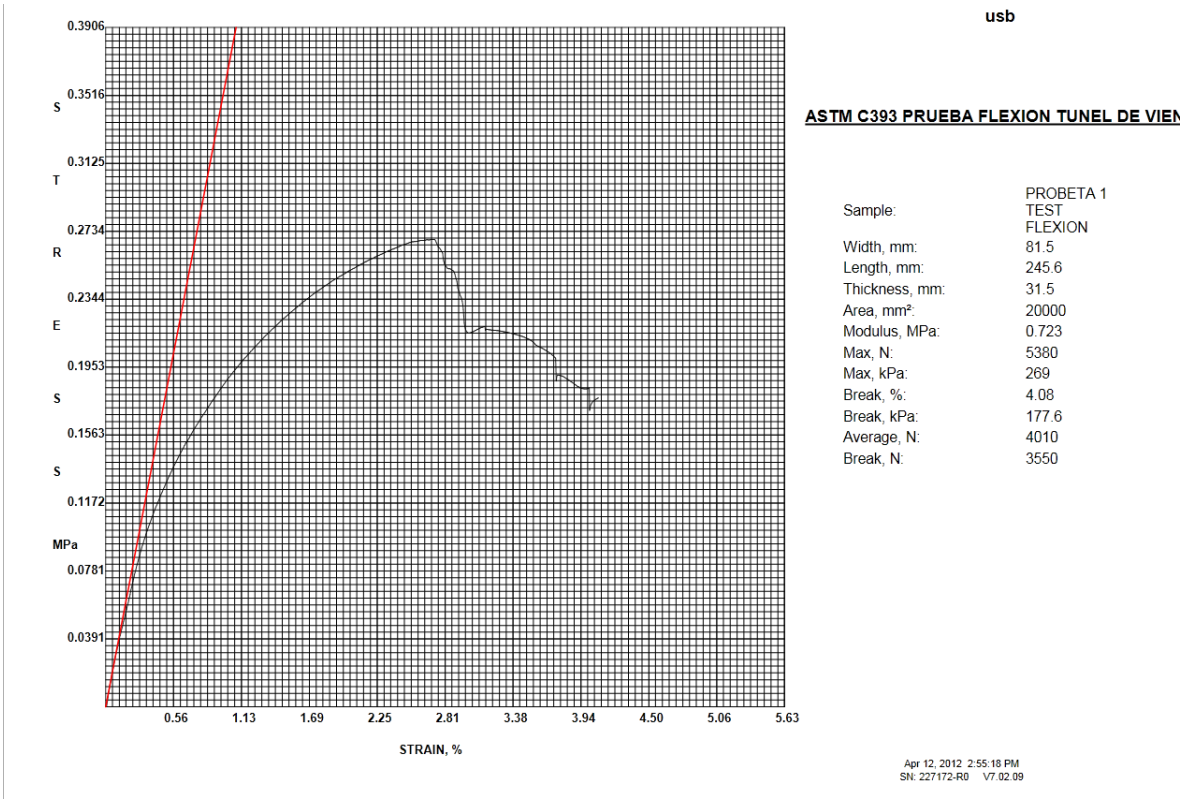


Figura 26.Grafica esfuerzo versus deformación probeta 1.

Como se muestra en la Figura 35, se llega a un esfuerzo máximo cuando la presión alcanza los 269 KPa donde falla el núcleo, sin embargo, la probeta sigue resistiendo hasta que existe una falla a los 177 KPa después de pasar por el esfuerzo máximo.

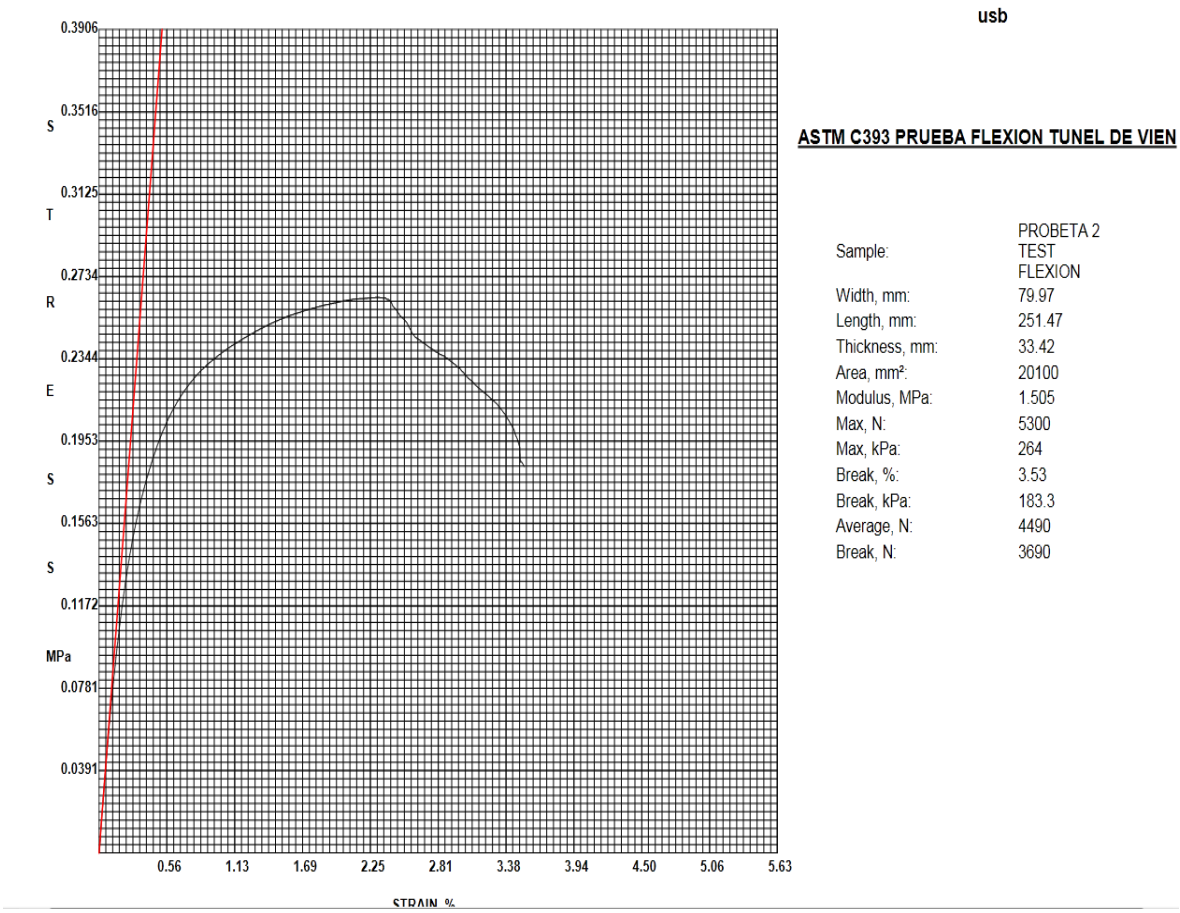


Figura 27.Gráfica esfuerzo versus deformación probeta 2.

Según la Figura 36 se obtuvieron datos similares a los de la anterior, teniendo así una variación de los dos resultados. Además, se observa el mismo comportamiento al momento de la fractura del núcleo.

Tabla 15. Tabla datos de comparación de resultados.

ASTM C393 PRUEBA FLEXION TUNEL DE VIENTO

Sample ID	Width mm	Length mm	Thickness mm	Area mm²	Modulus MPa	Max Load N	Max Stress kPa	Break %	Break Stress kPa	Average Force N	Break Load N
PROBETA 1 TEST FLEXION	81.5	245.6	31.5	20000	0.723	5380	269	4.08	177.6	4010	3550
PROBETA 2 TEST FLEXION	79.97	251.47	33.42	20100	1.505	5300	264	3.53	183.3	4490	3690
Average	80.735	248.535	32.46	20100	1.114	5340	266	3.81	180.4	4250	3620
SD	1.0819	4.1507	1.3576	66.2	0.553	56.4	3.69	0.394	4.02	338	92.7

Al observar el esfuerzo máximo al cual la probeta está sometida, se puede ver que ésta tiene un promedio de 180 KPa, como lo muestra la TABLA 15, asumiendo que el túnel será operado a nivel del mar el factor de seguridad va a ser 1,7; esto significa que para la ciudad de Bogotá aumentara el factor de seguridad. Al caracterizar este material y tener definidas las propiedades se puede realizar un análisis mediante elementos finitos teniendo en cuenta factores como el módulo, que son entradas que el programa necesita.

4.15 Análisis por elementos finitos (FEA).

Este análisis se debe basar en los tipos de elementos que son utilizados para este programa, debido a que se tienen dos materiales distintos; un material compuesto y acrílico, se debe tener en cuenta que cada uno posee características de comportamiento mecánico diferente. Para las tres simulaciones se utilizó el tipo de elemento “Brick 8 node 185”; debido a que este es un tipo de elemento para volúmenes y brinda una ayuda a la solución de materiales compuestos. El modelo de elemento que se usó fue linear ortotrópico porque se asume como un material el cual todas sus propiedades son iguales en todas las direcciones, esto ayuda a caracterizar el material (fibra de vidrio bidireccional y acrílico) en X e Y.

Para obtener los valores de módulo de elasticidad se realizó una caracterización mediante las probetas según la norma ASTM 3039, anexo 11 y se obtuvieron los siguientes datos.

Tabla 16. Resultado pruebas a tensión, acrílico y fibra de vidrio.

PRUEBA TENSION ACRILICO

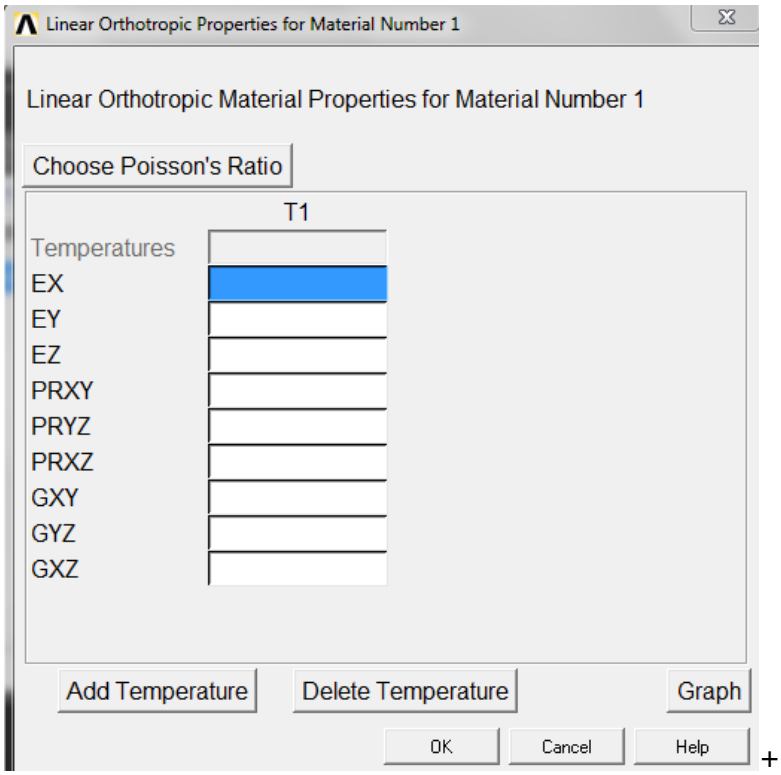
Sample ID	Width mm	Thickness mm	Area mm²	Max Load N	Max Stress kPa	TE Manual %	Average Force N	Break Load N	Modulus MPa	Break %	Ultimate Elong %	Break Stress kPa
PRUEBA 1 TENSION FIBRA DE VIDRIO	24.8	2.52	62.5	16770	268000	6.09	7490	16770	1646	6.19	6.19	268000
PRUEBA 2 TENSION FIBRA DE VIDRIO (TRANSVERSAL)	25.69	2.55	65.5	13800	211000	5.16	7290	13800	1140	5.12	5.12	211000
PRUEBA 1 ACRILICO	25.42	2.52	64.1	4330	67600	4.03	2100	4330	1865	3.76	3.76	67600
PRUEBA 2 ACRILICO	25.72	2.5	64.3	4900	76200	3.7	2490	4900	2190	3.62	3.62	76200
PRUEBA 2 ACRILICO	25.176	2.3	57.9	3660	63300	3.14	1737	3660	2100	3	3	63300
PRUEBA 2 ACRILICO	25.48	2.3	58.6	1998	34100	3.68	1878	1921	1502	3.72	2.15	32800
Average	25.381	2.4483	62.1	7580	120000	4.3	3830	7560	1742	4.23	3.97	119800
SD	0.3468	0.116	3.17	6120	95300	1.105	2770	6130	395	1.182	1.46	95600

En la TABLA 16 se observan los valores obtenidos para los módulos de elasticidad (E) y conociendo las relaciones de “Poisson” se puede calcular G (Módulo de rigidez) mediante la ecuación 44.

$$G = \frac{E}{2 * (1 + v)} \tag{44}$$

Estos son los datos que se van a ingresar en Ansys en la ventana de la Figura 29, donde E es el módulo de elasticidad, PR es la relación “Poisson” y G el módulo de rigidez. Ex es el modulo para las fibras longitudinales y Ey es para las fibras transversales.

Figura 28. Datos para el modelo de material



Para las secciones de prueba y difusor los resultados se muestran en la TABLA 17. Asumiendo que la fibra de vidrio es bidireccional la relación de "Poisson" es la misma en ambas direcciones[43].

Tabla 17. Módulos G y E, y relación de Poisson

Fibras	E (Pa)	Relación de Poisson	G (Pa)
Longitudinales	1,646e9	0.22	0.672e9
Transversales	1,114e9	0.22	0,454e9

Para el acrílico se ingresaron los siguientes valores asumiendo una relación Poisson de 0,36 para las longitudinales y de 0,34 para las transversales[44].

[43]AGYcompany.High Strength Glass Fibers. Technical paper..Pag 3.

Tabla 18. Módulos E y G; y relación de Poisson.

Acrílico	E (Pa)	Poisson ratio	G (Pa)
Longitudinales	2,19e9	0.36	0.805e9
Transversales	1,865e9	0.34	0,694e9

[44] Acrylic material data form. http://es.scribd.com/doc/8637812/Acrylic-Material-Data-from-PARSGLASS. Recuperado: abril de 2012.

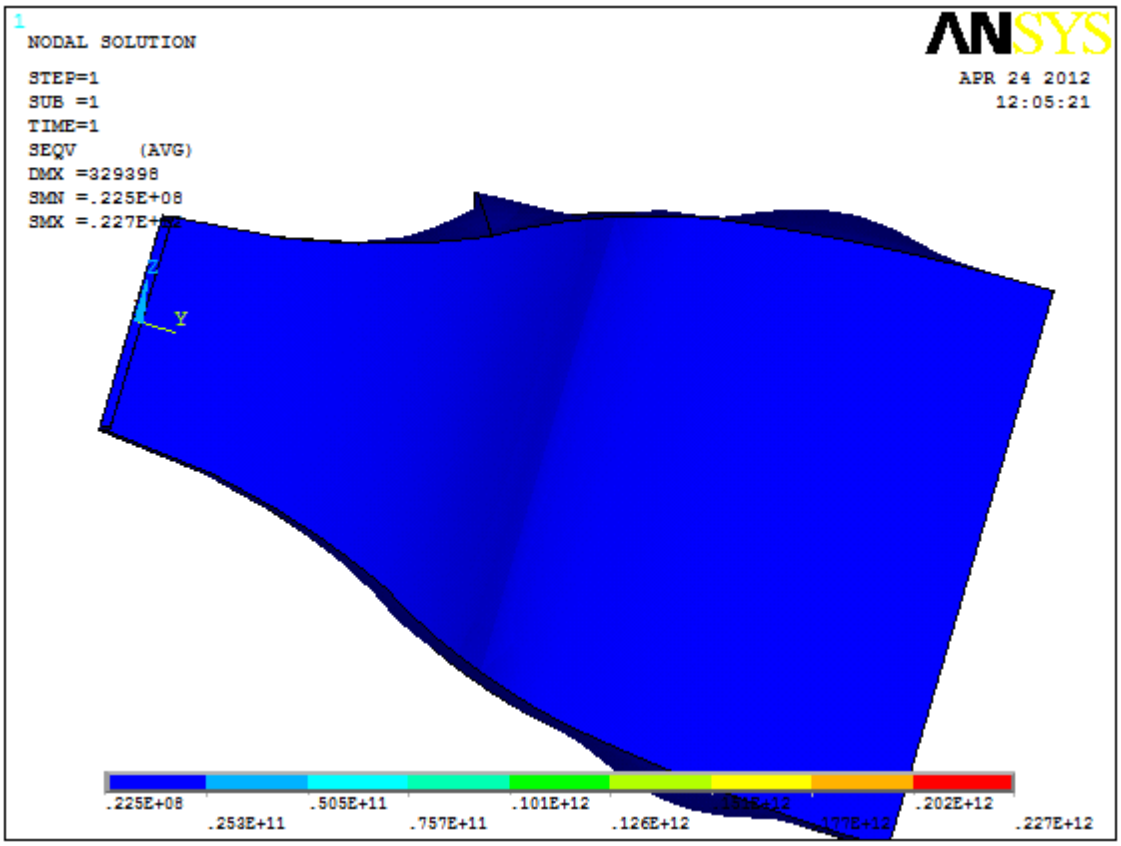


Figura 29. Deformación en la sección de contracción.

La sección de contracción muestra una deformación considerable en las partes superiores, como lo muestra la Figura 29. El esfuerzo máximo generado en estas partes es de 0.227e8 y está ubicado en las partes donde empieza la curvatura. Por esta razón se debe tener en cuenta un refuerzo en esta sección. El único apoyo es la salida a la sección de prueba; y la presión a la entrada fue de 73835,52 Pa y después de la curvatura fue utilizada una presión de 71379,97 Pa.

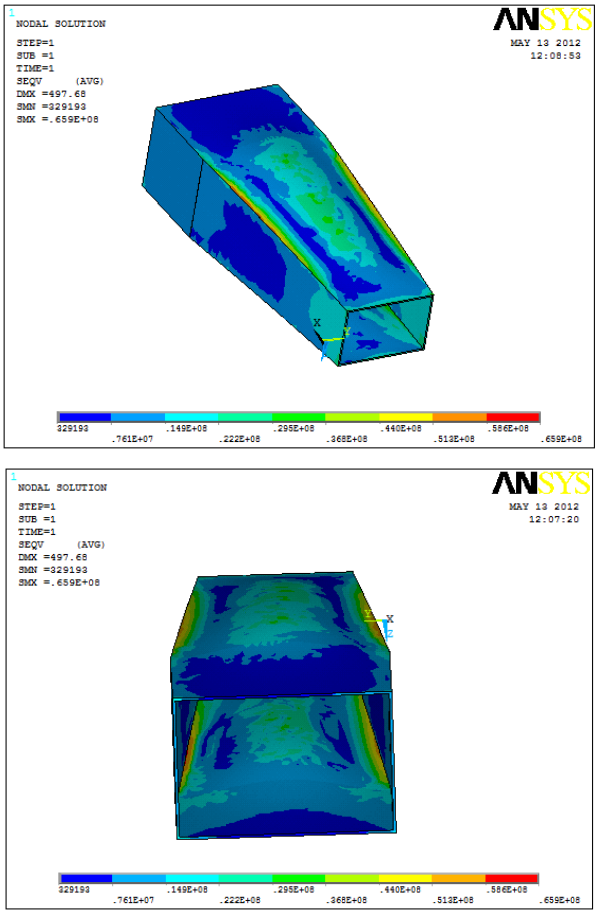


Figura 30. Deformación en la sección difusor

La sección de difusor sufre el mayor esfuerzo en las esquinas como se muestra en la Figura 30. La sección tiene un esfuerzo máximo de 0.63e8 Pa ubicado en las esquinas.

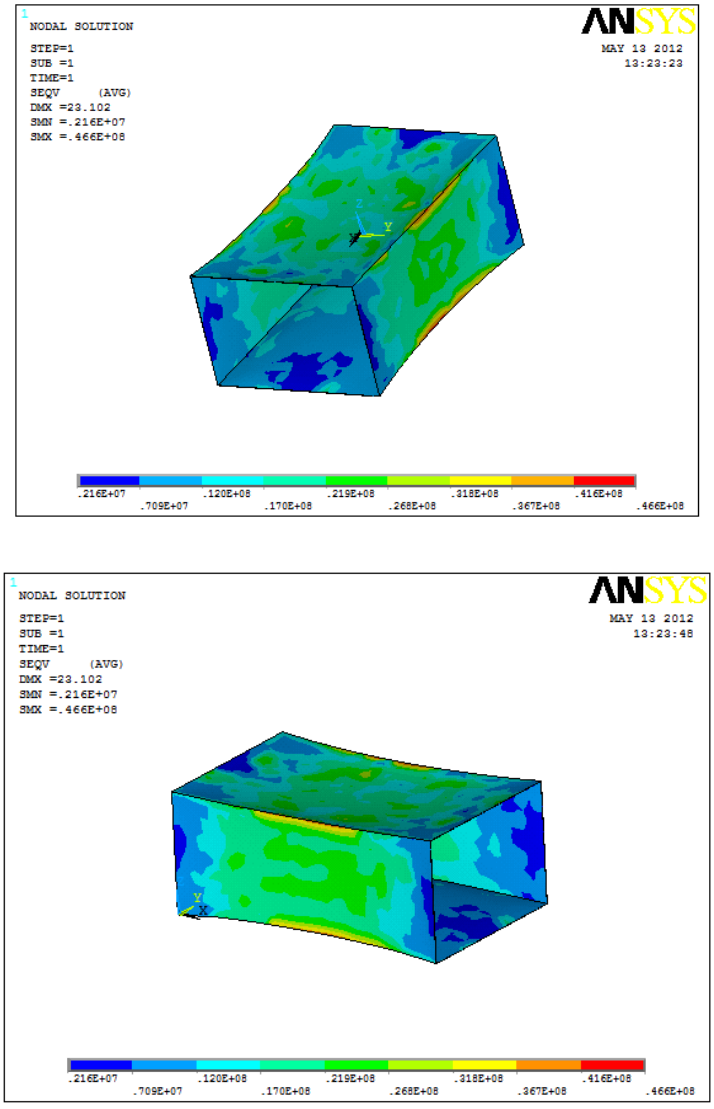


Figura 31. Deformación en la sección de prueba

La deformación en la sección de prueba y sus esfuerzos equivalentes se observan en la Figura 39. El esfuerzo máximo se observa en las esquinas con un valor de con un valor de 0.46e8 Pa.

5. ANÁLISIS DE COSTOS.

Mediante una tabla de datos se referencian todos los costos que genero el análisis de este trabajo de grado.

Tabla 19. Costos del túnel de viento.

ANÁLISIS DE COSTOS DEL TÚNEL VIENTO				
ARTÍCULO	**DESCRIPCIÓN**	**VALOR UNITARIO ($)**	**CANTIDAD**	**VALOR TOTAL ($)**
Fibra de vidrio	Vidrio clase 0,2 mm 300g/m2 *50"	28.900	2 yardas	57.800
Coremat	Núcleo pruebas probetas 4mm T1	16.240	2 m2	32.480
Resina	Palatal A-430 para reforzar la fabricación de las piezas	17.000	2 kg	34.000
Costo probeta (flexión)	Construcción probeta con todos los materiales	22.333	2	44.666
Acrílico	Acrílico 1m^2. 4mm de espesor.	120000	1	120000
Prueba máquina universal de ensayos	Máquina necesaria para determinar características requeridas de las probetas	140.000	-	140.000
Consumo de energía	Luz de la máquina Tinius Olsen	110.000	-	110.000
Mano de obra ingenieríl	Costo por hora de un ingeniero aeronáutico con un salario promedio de $ 3.000.000	45000	12 horas	540.000
Costo por pruebas	Pruebas de tensión y flexión	150000	10	1500000
Total				2.578.946

Al obtener un motor se realizó un análisis de las posibles opciones que se podrían comprar. Los motores fueron analizados para un rango de potencia de 300 a 350 HP con un promedio de valores de 50000 dólares su valor.

Cotización Motores						
Motor por número de catálogo	**Fase**	**HP**	**RPM**	**Voltage**	**Marco**	**Costo (USD)**
ECP44302T-4	3	300	3600	460	449TS	47,117
ECP50306LR-2340	3	300	1200	2300/4000	G5010	81,347
CR44306TR-4	3	300	1200	460	L449T	42,361
M44306T-4	3	300	1200	460	449T	41,263
CR44304TR-4	3	300	1800	460	449T	31,13
ECP44304T-4	3	300	1800	460	449T	37,101
M44352T-4	3	350	3600	460	449TS	49,606
ECP44352T-4	3	350	3600	460	449TS	56,554
ECP50354L-2340	3	350	1800	2300/4000	G5008	74,622
M25352T-4	3	350	3600	460	449TS	23,915
IDDRPM363504	3	350	1800	460	L3614	36,767

Nota: *Esta cotización se puede corroborar en cualquier momento en la pagina http://www.baldor.com*

Teniendo en cuenta el costo de construir una probeta y el volumen total de cada sección se realiza un estimado de la construcción. Para el acrílico se tiene en cuenta también el costo de una lámina.

Tabla 14. Costos por sección.

DATOS POR SECCIÓN		
SECCIÓN	**VOLUMEN (m^3)**	**VALOR TOTAL ($)**
CONTRACCIÓN	2,6	$ 96.778.933,33
DIFUSOR	2,1	$ 78.167.600,00
PRUEBA	0,06	2´880.000
total	4,76	$ 174.946.533,33

Mediante una cotización realizada por el Ing. Jorge Linares de un edificio para las necesidades.

Tabla 20. Tabla de construcción del edificio

Construcción del edificio		
Artículo	**Descripción**	**Costo ($)**
Materiales	Componentes necesarios para la edificación	148.000.000
Mano de obra	Trabajo realizado por personal especializado	70.000.000
Maquinaria	Implementos de edificación del túnel	35.000.000
Extras	Valores agregados en la construcción	15.000.000
Total		268.000.000

Nota: *Dichos valores estan sujetos a cotización de personal especialista en construccion, Jorge Linares ,Constructor.*

Tabla 21. Tabla de costos totales.

Instalación del motor		
Artículo	**Descripción**	**Costo ($)**
Motor	Sistema propulsor del tunel	78.075.000
Trabajo ingenieril	Dia promedio del ingeniero	45.000
Edificio	Sitio de ubicación del túnel	268.000.000
Balanzas de fuerzas	Instrumentos de medicion	200.000.000
Tunel	Costo total del tunel	$ 174.946.533,33
Energía eléctrica	Sistema de energia de la instalación	60.000
Total		721.126.533

Nota: Valores aproximados según, diseño, construcción y empresa de energía electrica

CONCLUSIONES.

- La sección de prueba permite observar con nitidez la prueba que se está realizando en el túnel de viento, por lo tanto, se desarrollo un análisis de la resistencia del material a usarse en la misma, llegando a la conclusión que esta es la más propensa a sufrir daños estructurales.

- Al efectuar un estudio de la capacidad de resistencia para soportar las presiones ejercidas, además del bajo costo de los materiales compuestos, fibra de vidrio y coremat, se encontró que estos son los materiales más adecuados para construir el túnel de viento.

- Tras las simulaciones de esfuerzos hechas en Ansys se observo que la sección de prueba tiene sus puntos críticos de falla en las esquinas, lo que permite concluir que esto se debe a la fabricación del acrílico como una lámina.

- Se concluye que no se puede realizar una comparación de valores económicos debido a que en el trabajo de grado de Garzón, Hidalgo y Páez no especifican algunos costos de operación ni los costos de los materiales.

- Se logró comprobar que la diferencia entre los valores de CFD y los teóricos radica básicamente en los datos suministrados al software y con esto se demuestra que los resultados obtenidos en CFD son más precisos que los teóricos.

- Se observa que mediante los puntos de control la velocidad y la presión permanecen no varían en la sección de prueba a partir de la iteración 200, con lo cual se concluye que la solución a convergido según los criterios convergencia de Fluent.

- Ya que en los puntos de control se demuestra que la velocidad y presión permanecen constantes en la sección de prueba, se hace evidente que el diseño de la sección de prueba es el adecuado para el túnel de viento.

BIBLIOGRAFIA

GARZÓN ORTIZ, J., HIDALGO CARVAJAL, D. A., & PÁEZ TORRES, C. A.. DISEÑO DE UN TUNEL DE VIENTO SUBSÓNICO DE MACH 0.5, COMPROBACION POR MEDIO DE FLUENT, COMPARACION ENTRE MACH 0.5 Y MACH 0.3 Y CONSTRUCCIÓN DE MODELO ESCALA 1:2: Universidad de San Buenaventura.2008.

Pankaj Mechant, M. Thesis.PROPELLER PERFORMANCE MEASUREMENT FOR LOW REYNOLDS NUMBER UNMANED AEREAL VEHICLE APPLICATIONS.WICHITA.2005: WICHITA STATE UNIVERSITY

Selig, J. B.. Propeller Performance Data at Low Reynolds Numbers. Orlando,FL.2011: AIAA.

Macdougall. (1594). 24-FT wind tunnel test on a propeller whit NACA 16 series section.London: Grown.

Chavez, M., Bodhisatta, H., Stathopoulos, T., & Bahlou, A. (2011). *Near-field pollutant dispersion in the built environment by CFD and windtunnel simulations 2011.* Quebec, Canada: Department of Building, Civil and Environmental Engineering, Concordia University.

BARLOW, J., RAE, W., & POPE, A. LOW SPEED WIND TUNNEL TESTING.

Brandt, J.B.; Selig, M.S. Propeller Performance Data at Low Reynolds Numbers. En 49th AIAA Aerospace Sciences Meeting, Orlando, FL, 2011 AIAA 2011-1255.

Instituto de Hidrología, Meteorología y Estudios Ambientales de Colombia IDEAM.

Dousdebes, C., Galindo, D., Giraldo, A., Jimenez, P., Negrete, E., Ramirez, N., y otros. (2008). Diseño y construcción de un vehículo Aéreo no tripulado (UAV) Navigator X-2. Bogota: Universidad San Buenaventura.

Beltran, R. (1990). Introduccion a la mecanica de fluidos.Bogotá: Ediciones Uniandes.

Chmielewski, G. Boundary layer considerations in the design of aerodynamic constracctions. -- :J Aircraft . 1974.

Speed wind tunnel testing. Toronto :Jhon Wiley and Sons, 1999.

Technical data Coremat.Lantor Coremat. Fuernte: www.lantorcoremat.nl. Netherlands.

BOUDREAU, HAROLD. Desing, construction and and testing of an open atmospheric boundary layer wind tunnel.

AERODYNAMICS FOR STUDENTS.Technical paper. Variation of atmosphere with altitud.

JARAMILLO, SANDRA. Manual de configuracion de las normas ICONTEC en word 2007 y 2010, para la presentacion de tesis y trabajos de grado. Universidad ICESI. CALI. 2011.

DURAN,W AND LESLEY, E. Report N° 141 Experimental research on air propellers. California.

SELIG, M AND MCGRANAHAN, B. Wind tunnel aerodunamic test of six airfoilfor use on small wind turbines. UIUC.Illinois.2003.

JERACKI, B AND BLAHA, B. Wind tunnel performance of four energy eficient propellers designed for mach 0.8 cruis.Cleveland. 1979.

SELIG, M AND ANANDA, G. LOW REYNODLS NUMBER PROPELLER PERFORMANCE DATA: WIND TUNNEL CORRECTIONS FOR MOTOR FIXTURE DRAG.

PREIUR,JF; SECHAUD, G AND FRANCOIS, G. Wind tunnel testing of propeller driven aircraft models. Technical report.1999.

GARCIA, N AND PALENCIA, J. Aerodynamic study of propellers-engine performance for micro air vehicle design.SAE technical paper series. 2007.

WEICK,F AND WOOD,D. The twenty-foot propeller research tunnel of the national advisory committee for aeronatics. NACA report N° 300.1925.

Hexweb honeycomb sandwich design technology.

INC, A. (s.f.). Fluent User´s Manual. Recuperado el abril de 2012

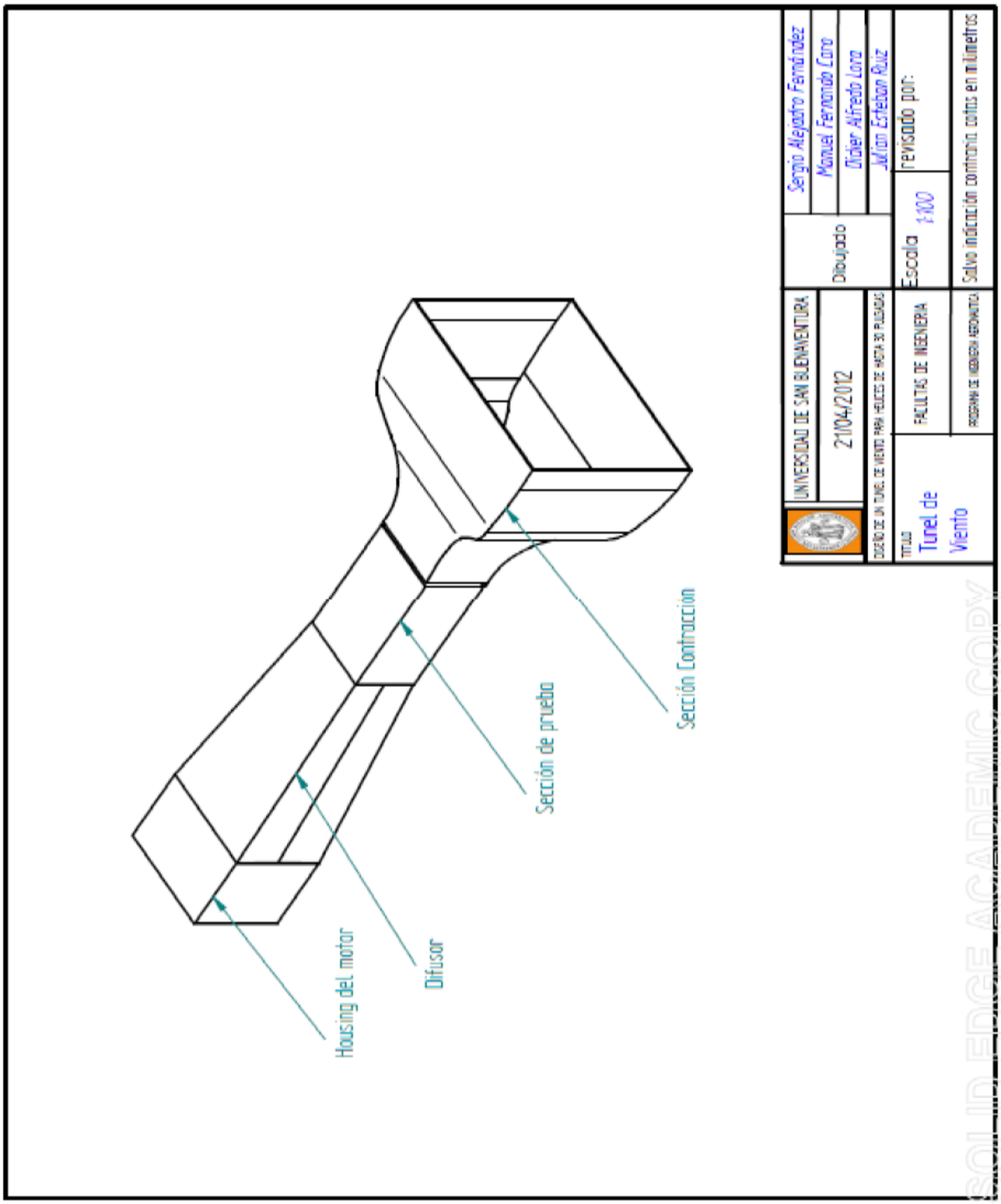
ENCYCLOPEDIA OF COMPOSITES. www.americanspecialmetals.com. Iconels alloys, fast Quote.

ANEXOS

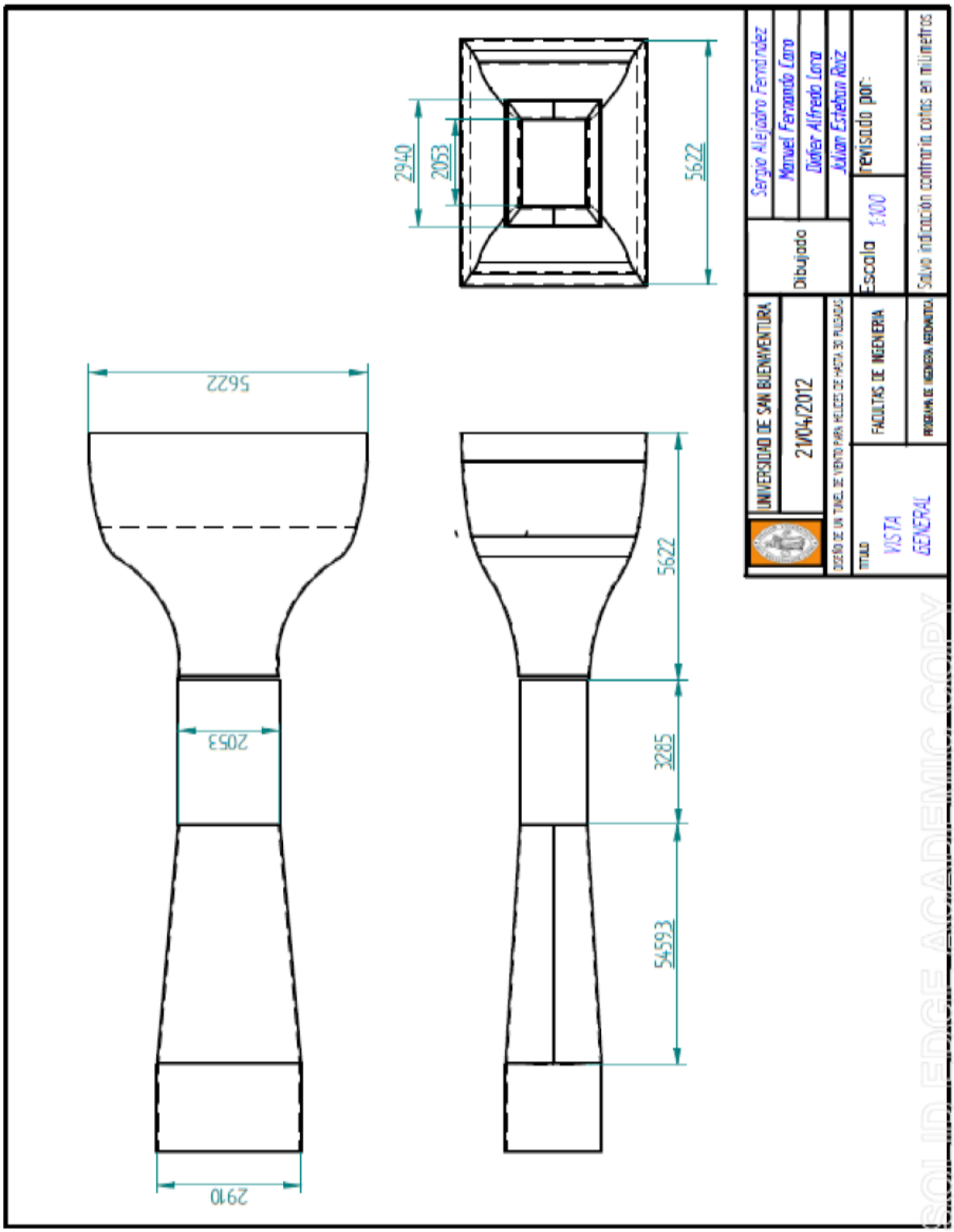
ANEXO 1

PLANOS

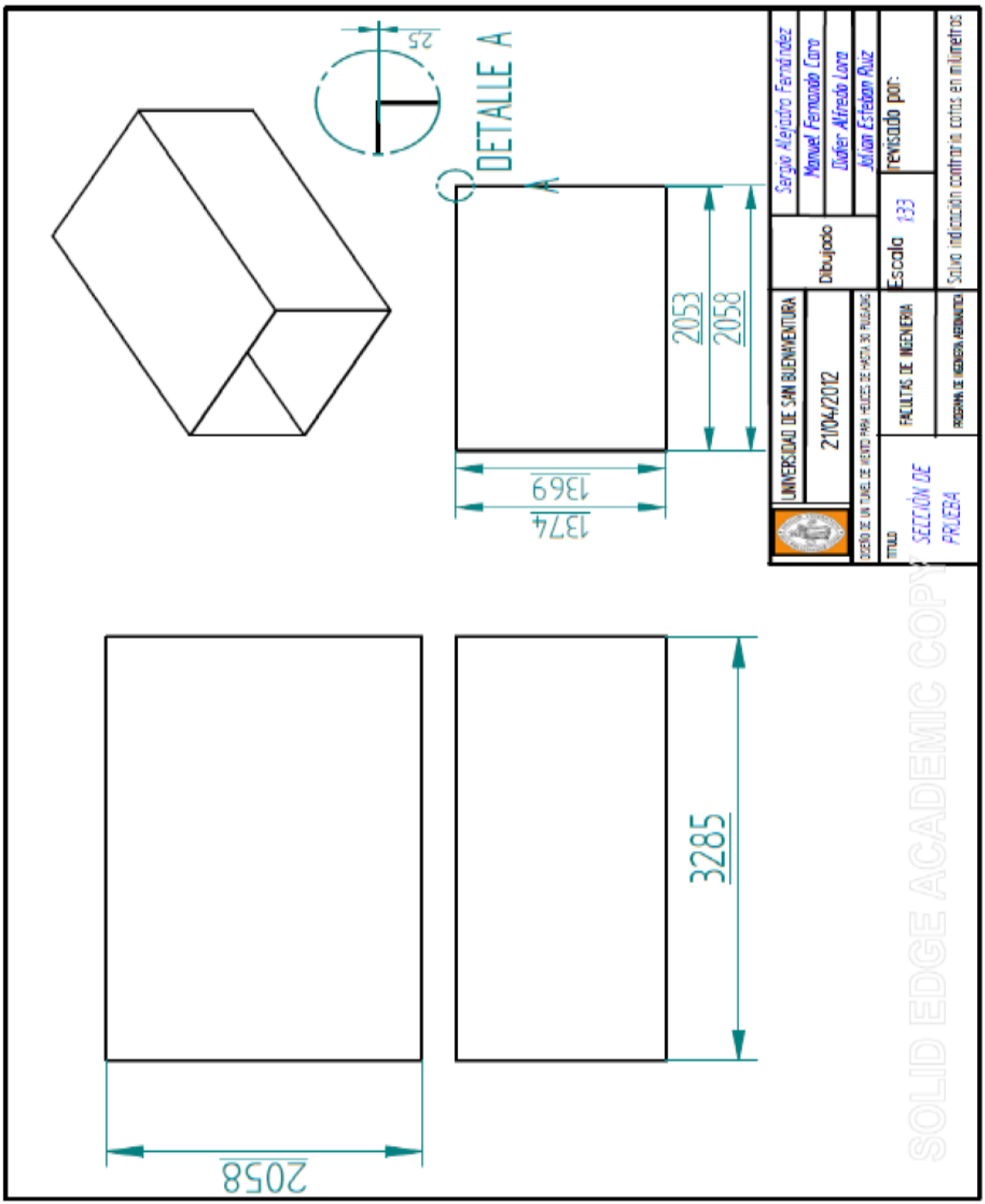
Anexo 1. Plano general del túnel de viento



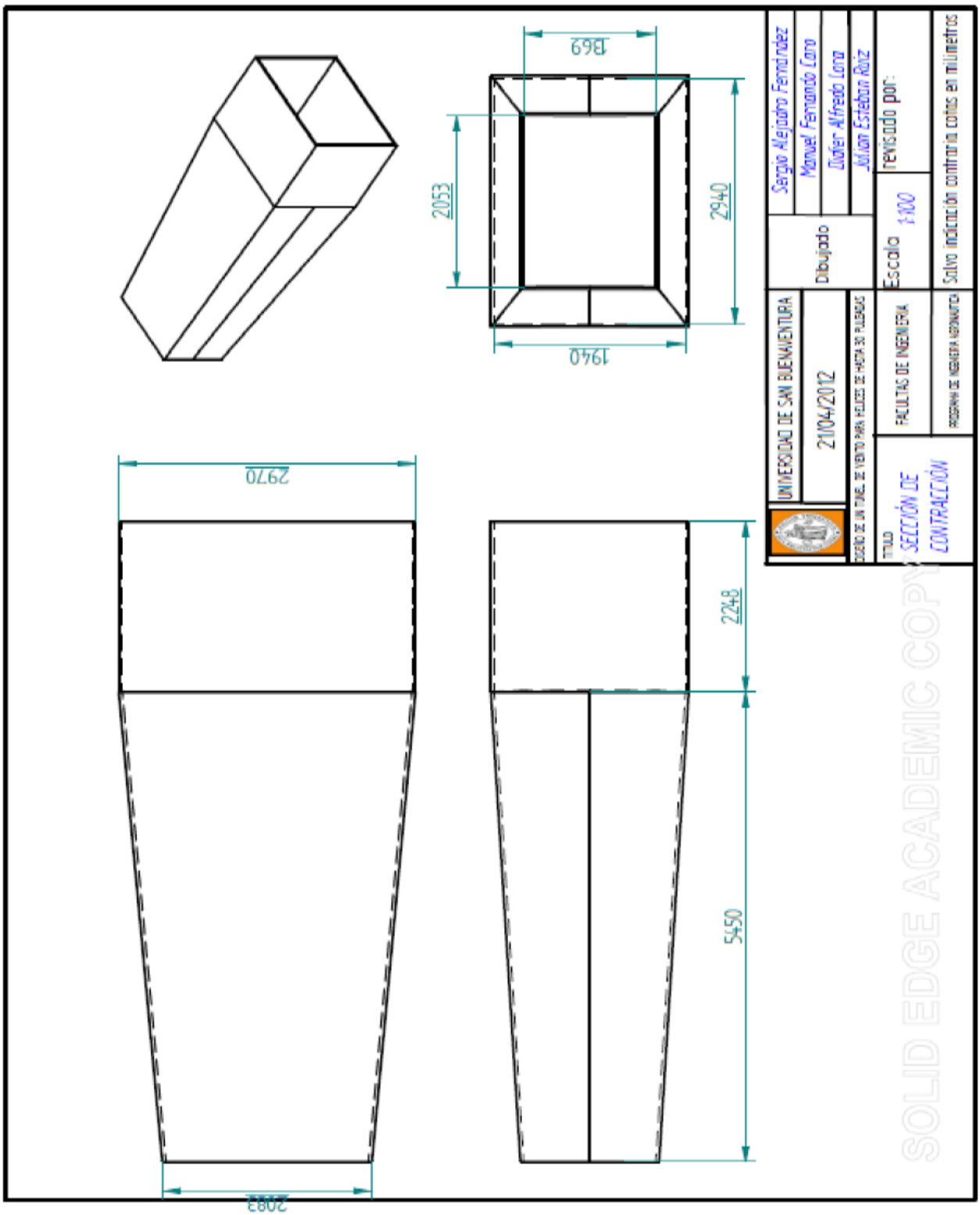
Anexo 2. Plano detallado del túnel de viento



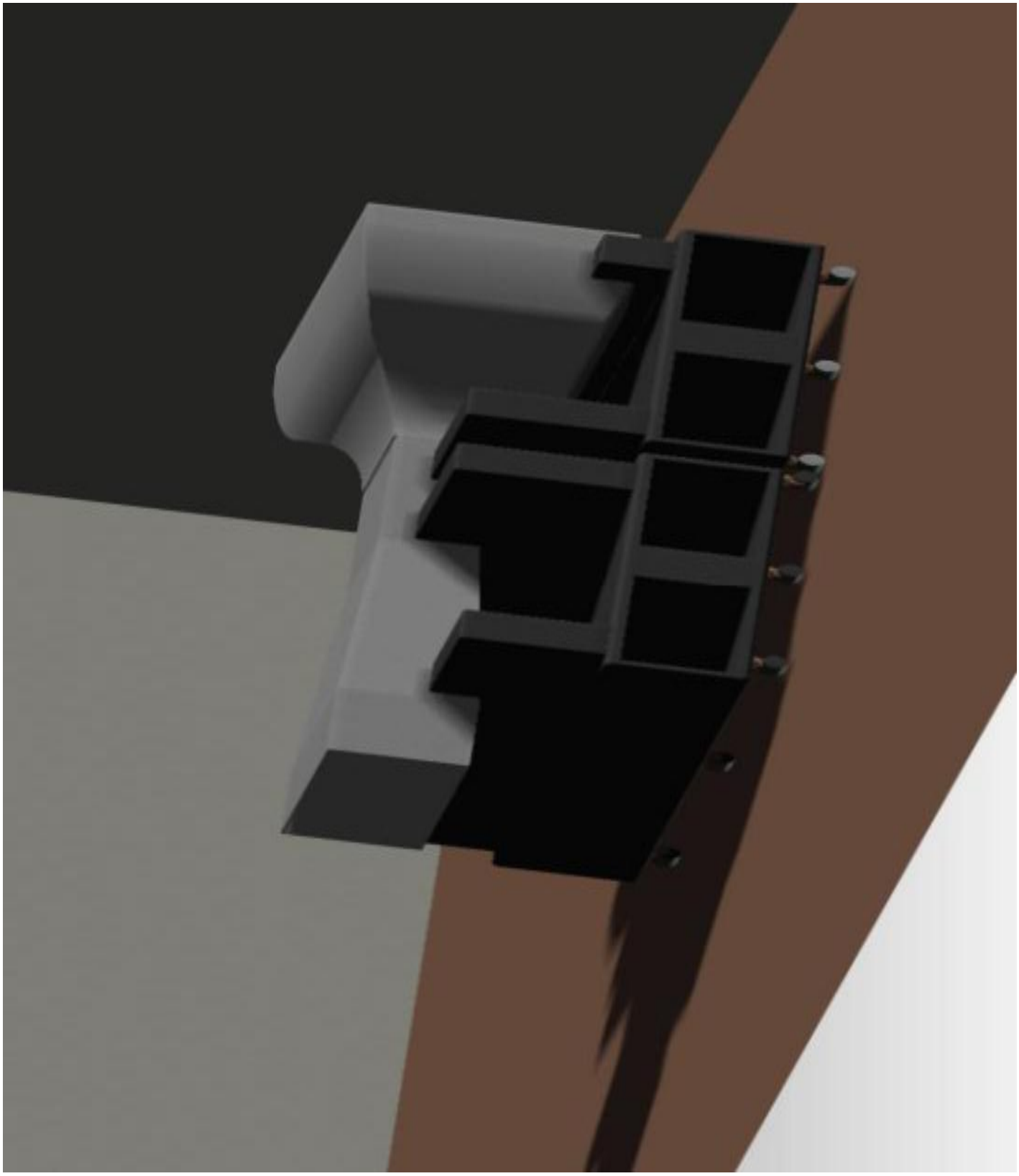
Anexo 3. Sección de contracción.



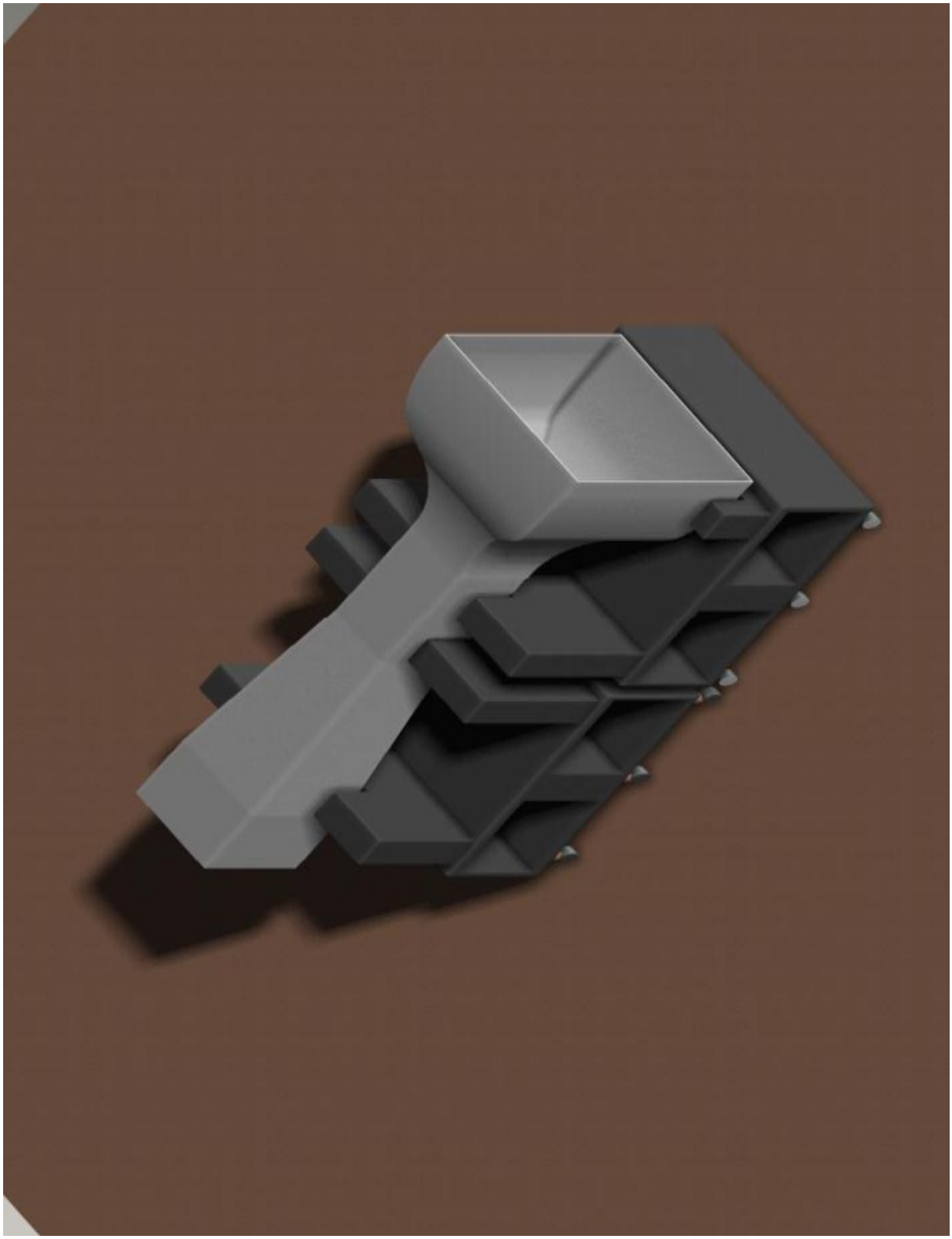
Anexo 4. Sección de prueba



Anexo 5. Sección difusor.



Anexo 6. Túnel vista trasera.



ANEXO 2

FOTOS DE CONSTRUCCIÒN DE PROBETAS Y PRUEBAS EN LA MÁQUINA UNIVERSAL

Anexo 7. Mek y resina.

Anexo 8. Probetas al vacío.

Anexo 9. Pruebas de flexión en la maquina universal de ensayos.

Anexo 11. Probetas después del la prueba de tensión.