



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

design of a subsonic wind tunnel for propellers of maximum 30 inches.

MANUEL FERNANDO CARO RINCÓN

Ingeniero Aeronáutico.
Universidad San Buenaventura
Docente Investigación ESUFA

Email: manuelcarorincon@hotmail.com

Fecha de Recepción 24 de mayo de 2013.
Fecha de Aprobación: 24 de mayo de 2013

ABSTRACT

This article summarizes the detailed design of a subsonic wind tunnel for measurement of parameters and constants that are assumed in the detailed design of unmanned air vehicle or remotely manned. For the design of this wind tunnel was considered height correction factors because the location of this would be in the city of Bogota, thus obtaining some conclusions on the analysis of fluid along the tunnel and its behavior in the different sections.

Key words:

Wind Tunnel, CFD, UAV, Propeller, dynamic pressure, aerodynamic, ART

RESUMEN

Este artículo resume el diseño detallado de un túnel de viento subsónico para la medición de parámetros y constantes que son asumidas en el diseño detallado de aeronaves no tripuladas o remotamente tripuladas. Para el diseño de este túnel de viento se tuvo en cuenta factores de corrección por altura debido a que la ubicación de este sería en la ciudad de Bogotá, obteniendo así algunas conclusiones sobre el análisis de fluidos a lo largo del túnel y su comportamiento en las diferentes secciones.

Palabras clave:

Túnel de viento, CFD, UAV, hélice presión dinámica, aerodinámica, ART.

INTRODUCCIÓN

Durante los últimos años, el desarrollo de vehículos aéreos no tripulados (UAV o ART) y el interés actual por el micro-vehículo 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 ha estado convirtiendo 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. En la actualidad los UAV y MAV poseen hélices pequeñas que operan a bajo 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 y teniendo en cuenta los parámetros requeridos para las misiones y requerimiento a los cuales va a ser asignada, porque básicamente no se puede hacer una comparación con un modelo a escala de una hélice con la realidad.

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 óptimo diseño de una aeronave es un punto clave en rendimiento de la aeronave.

PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA

El desarrollo de métodos, máquinas o estudios de hélices en la industria aeronáutica; es una de las pocas aéreas que no se ha tratado, siendo este es 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 poder, 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 (0.75 metros) de diámetro?

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 industria aeronáutica no posee los equipos adecuados para realizar un estudio teórico-práctico. El poco desarrollo en el estudio de hélices y de instrumentos de medición a nivel mundial, ha llevado a la necesidad de diseñar un túnel de viento; en el cual se puedan mostrar y 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 donde los directos beneficiados serán los ingenieros e

investigadores debido a que 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.

OBJETIVOS

Objetivo general

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

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.

ALCANCES Y LIMITACIONES DEL PROYECTO

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.

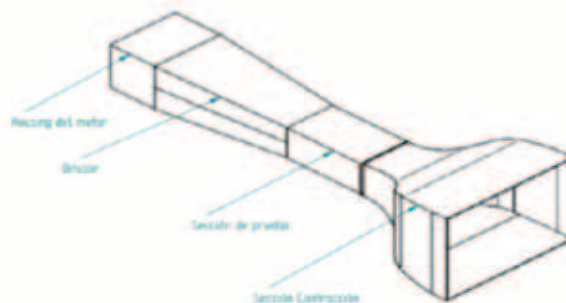
La simulación en software de CFD comprende el análisis de los componentes principales con simplificaciones en la sección del fan (para no modelar en detalle

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 simulara el comportamiento de una hélice dentro de la sección de prueba.

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 realizara una retroalimentación de los análisis de modelos matemáticos y simulaciones computacionales con la experimentación buscando la solución más practica a la necesidad de tener un túnel de viento para realizar pruebas de hélices de máximo 30 pulgadas que será de características de un túnel de viento abierto.

Figura 1. Partes del túnel de viento



Desarrollo del proyecto

Figura 2. Diagrama de flujo

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 en túneles de viento.

TÚNEL DE VIENTO	VELOCIDAD EN LA SECCIÓN DE PRUEBA	DIMENSIONES DE LA SECCIÓN DE PRUEBA	DIÁMETRO DE LAS HÉLICES	SECCIÓN DE CONTRACCIÓN	REYNOLDS
University of Illinois at Urbana-Champaign (2011)	24,38 m/s (1000-1900 rpm)	0,93m x 1,21m y 2,30m de largo	0,23-0,26 m	7,5	5000-100000
Wichita state university (2004)	54 m/s (1000-8000 rpm)	(0,91 x 1,22) m	Máximo: 0,8 m	7	10000-300000
24 ft wind tunnel test on a propeller (1954)	105 m/s	1,32 m	0,38 m	7,5	
Wind tunnel of propeller strength studies the FUA experience at (1999)	Mach 0,8 (8000 rpm)		0,514 m		

Tabla 2. Relación de áreas.

Túnel de viento	Área de la sección de prueba	Área del disco	Relación de área y porcentaje
University of Illinois at Urbana-Champaign (2011)	1,04 m ²	0,06 m ²	5,9%
Wichita state university (2004)	1,11 m ²	0,29 m ²	20,3%
24 ft wind tunnel test on a propeller (1954)	53,58 m ²	8,82 m ²	16,4%

Corrección de valores por altura

Tomando en cuenta las correcciones de valores para presión, temperatura, densidad, viscosidad dinámica y cinemática mediante ISA (International Estándar Atmosphere) y se obtienen los siguientes valores para Bogotá:

Tabla 3. Datos atmosféricos para Bogotá (SI)

Datos iniciales (SI)		
Factor	Valor	Unidad
P	73835,527	Pa
P	0,947	Kg/m ³
u	1,707E-05	Kg/m/s
N	1,799E-05	m ² /s

Diseño de los componentes y arreglos geométricos del túnel de viento.

El diseño del túnel empieza en la sección ms importante y en la cual se concentra el análisis de este proyecto; la sección de prueba; para empezar el diseño de esta sección se tiene como parámetros de entrada los siguientes datos:

Tabla 4. Parámetros de entrada

Datos sección de prueba (SI)		
Factor	Valor	Unidad
Velocidad	55	m/s
Diámetro de palas	0,762	M
Radio de palas	0,381	M
Area del disco	0,456	m ²

Con estos datos se puede obtener una relación del área que forma el disco de la hélice en relación con el área transversal de la sección de pruebas del túnel de viento; tomando como referencia los valores de la tabla 2.

A partir de esta sección del túnel de viento, se desprende el diseño de los demás componentes del túnel como son la sección frontal o contracción y la posterior o difusor, donde se realizan los cálculos pertinentes para encontrar su geometría y valores de presión y velocidad basándose en la ecuación de Bernoulli como se muestra en la tabla 5.

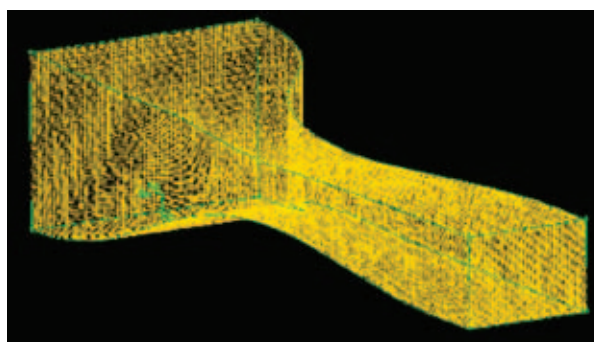
Tabla 5. Valores área, presión y velocidad para a las secciones del túnel de viento

Sección	Nombre	Area	Velocidad	Presión
1	Settling chamber	21,07 (m ²)	7.333 (m/s)	73835,52
2	Sección de contratación	21,07 (m ²)	7.333 (m/s)	73835,52
3	Sección de prueba	2,80 (m ²)	55 (m/s)	71379,97
4	Sección del difusor	5,61 (m ²)	27,5 (m/s)	71652,52

Simulación en CFD

Para la simulación en CFD (Computational Fluid Dynamics) se realizó un volumen de control y enmallado en un preprocesador (GAMBIT) para ubicar las características de la malla como son la calidad de la malla, las condiciones de frontera entre otras. Para realizar el volumen de control se tuvo en cuenta puntos en la geometría para obtener sus coordenadas y realizar el dibujo correspondiente.

Figura 3. Enmallado del volumen de control.



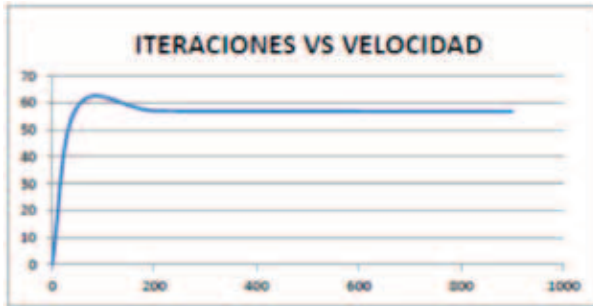
Al tener este volumen de control en el preprocesador se procede a realizar la simulación el procesador (Fluent) en el cual se le dan los siguientes valores de referencia para empezar la simulación:

- 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: 5,61 m².

Para evitar errores en la simulación y que esta sea más precisa y a su vez no se tenga un gasto computacional elevado e innecesario se realiza un monitoreo de un punto ubicado en la sección de prueba donde se analiza la velocidad a lo largo de las iteraciones como se muestra a continuación (Ver tabla 6).

Tabla 6. Datos de velocidad a lo largo de las iteraciones

Iteración	Velocidad	Unidad
0	0	m/s
50	58,6	m/s
200	57,05	m/s
400	56,9	m/s
600	56,8	m/s
900	56,8	m/s



Con la certeza de que la solución ha convergido se procede a obtener las gráficas con sus valores para realizar la comparación de datos.

Figura 4. Contornos de presión estática.

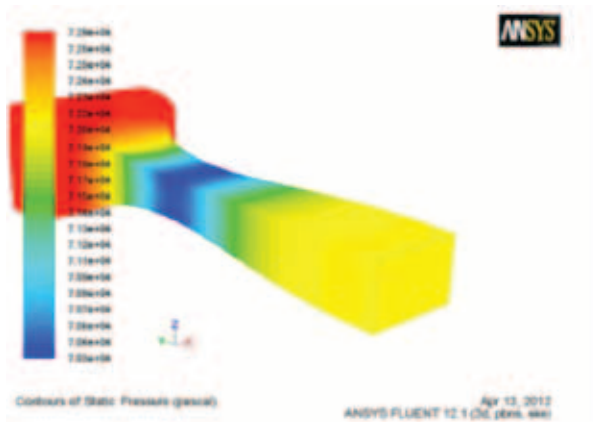


Figura 5. Vectores de velocidad.

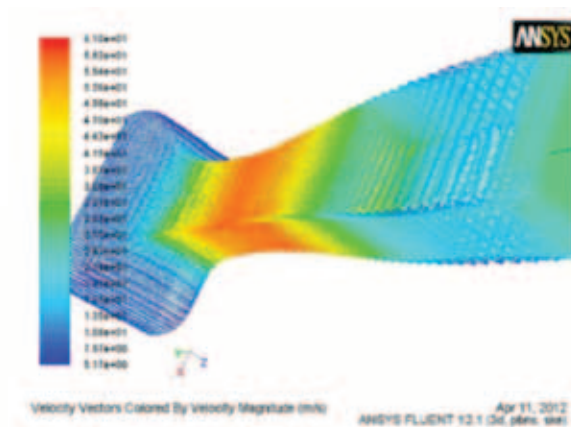


Figura 6. Contornos de presión dinámica

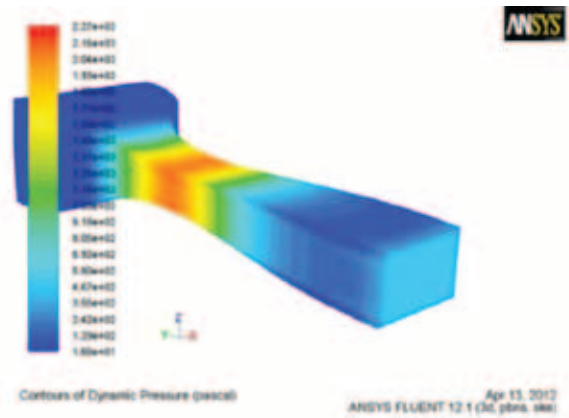


Tabla 7. Comparación de datos..

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 (Pa)	Prueba	70864,353	70650	0,30
	Contracción	73835,527	72800	1,42
	Difusor	71196,7	71900	0,98

Comparación de datos manuales con los computacionales

Para el análisis de resultados se tomó como referencia los valores calculados y los valores obtenidos en Fluent, a partir de la simulación mencionada anteriormente. Para el cálculo del porcentaje de error se tomó un valor que no fuera mayor al 5%, de lo contrario la diferencia en el margen de error sería muy grande.

Pese al gran número de iteraciones el porcentaje de error en la sección de prueba fue de 3,30, con esto se comprueba que es un valor crítico dentro de la simulación.

Análisis estructural y selección del material

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. Donde se tendrán dos esfuerzos, el

tangencial (1) y el longitudinal (2). Se realizará el desarrollo, a continuación.

$$(1) F_p = P_i * A_i$$

$$(2) A_\mu = 2Lt$$

Teniendo en cuenta que la sección de prueba debe ser diseñada en acrílico para poder observar el comportamiento al interior de la misma se realizan los cálculos determinando el factor de seguridad correspondiente a cada esfuerzo.

Tabla 8. Datos de esfuerzo en la sección de prueba

Esfuerzo longitudinal		
Presión interna	70864,353	Pa
Base	2,053	m
Altura	1,36	m
Espesor	0,003	m
Esfuerzo longitudinal	12006828,09	Pa
Esfuerzo acrílico	48000000	Pa
Factor de seguridad	3,997	
Margen de seguridad	2,997	
Esfuerzo tangencial		
Presión interna	73835,52	Pa
Altura	1,36	m
Espesor	0,0025	m
Esfuerzo tangencial	20009425,92	Pa
Factor de seguridad	2,398	
Margen de seguridad	1,398	

Para la sección de contracción y difusor se diseñó en fibra de vidrio para soporte impactos en caso de un desprendimiento de la pala o ingesta de elementos ajenos al estudio, además se va a reforzar con un núcleo de Coremat que proporciona propiedades de resistencia a la flexión debido al gran tamaño del túnel.

Se realizaron pruebas acorde a las normas ASTM para materiales compuestos en cuanto a flexión para comprobar las propiedades mecánicas del material. Se utilizaron dos probetas.

Figura 7. Probeta en la máquina universal de ensayos.



La probeta fue ubicada en la máquina con los dos instrumentos que se observan en la figura 7, 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, obteniendo los resultados de las figura 8 y 9 en una gráfica de esfuerzo vs deformación.

Figura 8. Resultados primera probeta.

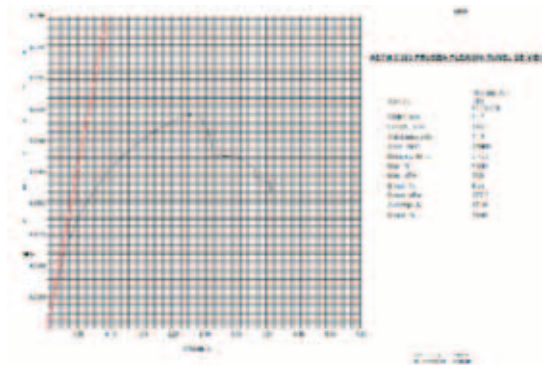
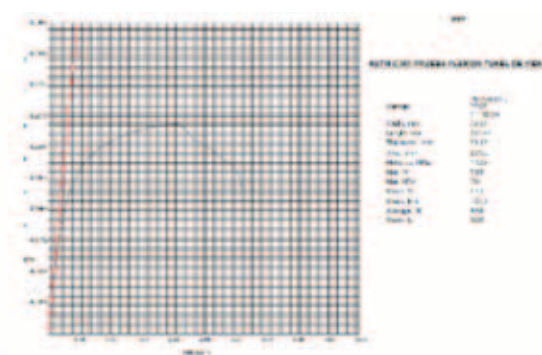


Figura 9. Resultados segunda probeta.



Simulación FEA

Para comparar el resultado de los esfuerzos de las probetas con el análisis computacional se realiza un estudio por elementos finitos.

Figura 10. Deformación de la sección difusor.

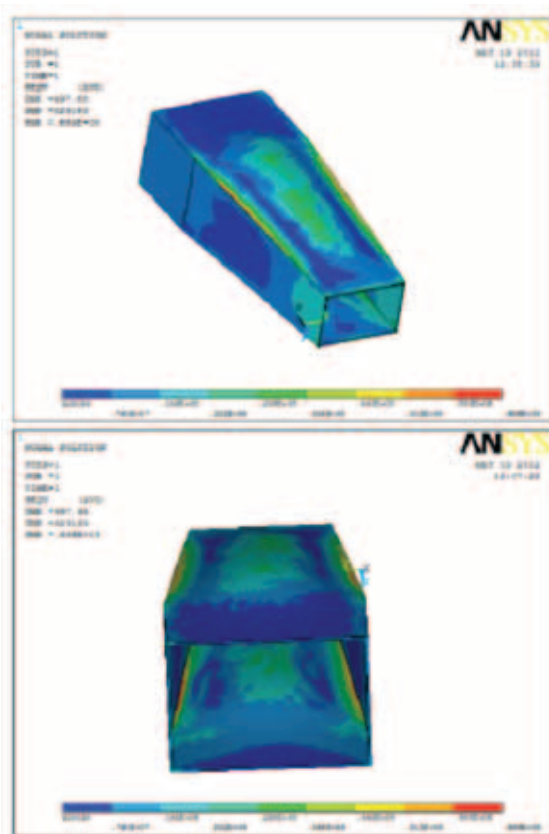
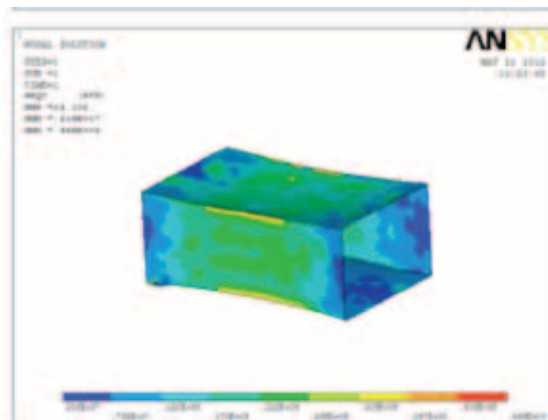
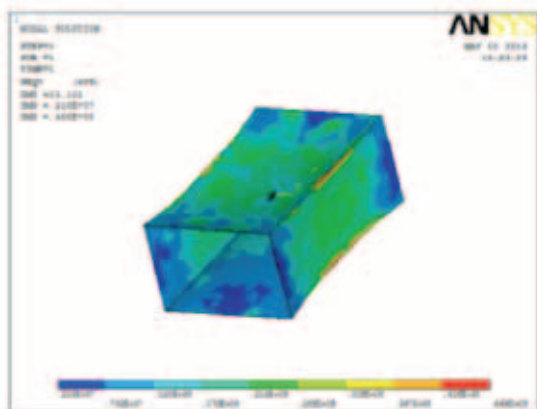


Figura 11. Deformación sección de prueba.



La sección de difusor sufre el mayor esfuerzo en las esquinas como se muestra en la figura 10. La sección tiene un esfuerzo máximo $.63e8$ Pa ubicado en las esquinas. La deformación en la sección de prueba y sus esfuerzos equivalentes se observan en la figura 11. El esfuerzo máximo se observa en las esquinas con un valor de con un valor de $.46e8$ Pa.

CONCLUSIONES

- En la simulación se logró comprobar que la longitud del difusor no es factor que afecte el desprendimiento de la capa límite, debido a que este fenómeno se genera muy cerca de la sección de prueba y es constante.
- Se logró demostrar en las pruebas de flexión, que el esfuerzo cortante es el más crítico, siendo el núcleo el material que soporta este esfuerzo y es por donde sucede la falla.
- El material compuesto de fibra de vidrio y Coremat proveen la resistencia y capacidad para soportar las presiones ejercidas, además de su costo bajo en comparación con otras fibras y núcleos.
- La sección de prueba tiene sus puntos de falla en las esquina; debido a la fabricación del acrílico como una lámina. El túnel al ser diseñado para hélices que van a estar en rotación, se debe tener en cuenta factor de seguridad alto para prevenir un posible desprendimiento de alguna pala y daño.

RECONOCIMIENTOS

Se expresa un sincero agradecimiento a:

PhD. Salvador Vargas.

Msc. Ing. Santiago Ramírez

Msc. Ing. Rubén Salazar

Capitán Erwin Alfonso Sierra. Msc

Teniente Gina Paola Garzón

Msc. Ing. Jaime Escobar.

REFERENCIAS

[1], <http://www.aerodynamics4students.com>

[2], ASTM C393, Pruebas de flexión materiales compuestos.

[3], Pankaj Mechant, M. Thesis. PROPELLER Performance measurement for low Reynolds number unmanned aerial vehicle applications.wichita.2005: Wichita state university

[4], BARLOW, J., RAE, W., & POPE, A. low speed wind tunnel testing.



imagen tomada de: <http://praktikum2011etsii.blogs.upv.es/2011/06/28/page/2/>