

UNIVERSIDAD AUTÓNOMA DE BAJA CALIFORNIA



FCITEC

Facultad de Ciencias de la Ingeniería y Tecnología
Unidad Valle de las Palmas

INGENIERÍA AEROESPACIAL

CARACTERIZACIÓN DE TUNEL DE VIENTO SUBSÓNICO DE ECITEC

TESIS QUE PARA OBTENER EL GRADO DE

INGENIERO AEROESPACIAL

PRESENTA:

SERGIO DE JESUS SUFY SANTIAGO

Director de tesis:

Dr. Oscar Adrián Morales Contreras.

INDICE

Indice de figuras	1
indice de tablas	2
Introducción.....	3
Objetivo.	14
Objetivos particulares:.....	14
Estado de arte	16
TUNEL DE VIENTO DE VELOCIDAD BAJA DEL NIST	20
TUNEL DE VIENTO 4-WINDS DE LA UNIVERSITAT I VIRGILI	24
TUNEL DE VIENTO DE CIRCUITO CERRADO DE BAJA VELOCIDAD DE LA UNIVERSIDAD FEDERAL DE UBERLANDIA.....	29
Diseño de túnel de viento.....	35
Construcción de túnel de viento.....	46
Metodología Experimental.	51
Resultados y discusiones.....	57
Conclusiones.....	62
Referencias	63

Fig. 1: Instrumento de medición de Benjamin Robins	3
Fig. 2: Instrumento de medición de Sir George Cayley	3
Fig. 3: Gráfica de coeficiente de sustentación C_L	3
Fig. 4: Planeador de Cayley	3
Fig. 5: Modelo de ala de Potter	4
Fig. 6: Túnel de viento de Phillips	4
Fig. 7: Perfiles aerodinámicos de Phillips	5
Fig. 8: Instrumento de medición de Phillips	5
Fig. 9: Túnel de viento de los hermanos Wright	6
Fig. 10: Acuarela del túnel de viento de Eiffel	7
Fig. 11: Túnel de viento Eiffel	8
Fig. 12: Túnel de viento de LABINTHAP del IPN	12
Fig. 13: Túnel de viento de la UNAM	13
Fig. 1.1: Túnel de viento de la ESIME Zacatenco	18
Fig. 1.2: Perfil de velocidad de capa límite en $X = 3.60m$	18
Fig. 1.3: Valores de turbulencia en el eje Y al 5%	19
Fig. 1.4: Valores de turbulencia en el eje Z al 4.5%	19
Fig. 1.5: Túnel de viento de la Universidad de Colima	20
Fig. 1.6: Túnel de viento de la Universidad de Perú	20
Fig. 1.7: Túnel de viento del NIST de EU	21
Fig. 1.8: Túnel de viento del NIST	22
Fig. 1.9 Distribución de velocidad horizontal Y	23
Fig. 1.10: Distribución de velocidad vertical Z	23
Fig. 1.11: Zona de calibración en $X = 100cm$	23
Fig. 1.12: Zona de calibración en $X = 300cm$	23
Fig. 1.13: Zona de calibración en $X = 500cm$	24
Fig. 1.14: Ventiladores del túnel de viento	25
Fig. 1.15: Cámara de los ventiladores	26
Fig. 1.16: Honeycomb section	26
Fig. 1.17: Perfiles de velocidad con 4 ventiladores axiales a lo largo del eje Y	27
Fig. 1.18: Perfiles de velocidad con 4 ventiladores axiales a lo largo del eje Z	28
Fig. 1.19: Perfiles de velocidad con un ventilador axial a lo largo del eje Y	28
Fig. 1.20: Perfiles de velocidad con un ventilador axial a lo largo del eje Z	28
Fig. 1.21: Perfiles de velocidad normalizados a lo largo del eje Y	29
Fig. 1.22: Perfiles de velocidad normalizados a lo largo del eje Z	29
Fig. 1.22: Diseño de la zona de pruebas	30
Fig. 1.23: Diseño del difusor y grafica de curvas del difusor	30
Fig. 1.24: Perfiles de velocidad a lo largo del eje Z	31
Fig. 1.25: Perfiles de velocidad a lo largo del eje Y	31
Fig. 1.26: Perfil de velocidad para un flujo laminar	35
Fig. 1.27: Perfil de velocidad para un flujo turbulento	35
Fig. 2.1: Especificaciones de entrada acampanada bajo norma ANSI/AMCA STANDARD 210-85	38
Fig. 2.2: Dibujo en 3 vistas de la entrada acampanada	39
Fig. 2.3: Coordenadas de curvatura en la entrada acampanada	39
Fig. 2.4: Vista isométrica de la entrada acampanada	40
Fig. 2.5: Dibujo en 3 vistas de la cámara estabilizadora	41
Fig. 2.6: Vista isométrica de las uniones soldadas en la cámara estabilizadora	41
Fig. 2.7: Componentes del túnel de viento subsónico de ECITEC	42
Fig. 2.8: Dibujo en 3 vistas de la sección de contracción	44
Fig. 2.9: Coordenadas de curvatura en la sección de contracción	44
Fig. 2.10: Vista isométrica de la sección de contracción	45
Fig. 2.11: Sección de pruebas: a) caracterización y b) visualización de flujo con humo	45
Fig. 2.12: Dibujo en 3 vistas de la zona de pruebas	46
Fig. 2.13: Especificaciones para sección de transición bajo norma ANSI/AMCA STANDARD 210-85	46
Fig. 2.14: Dibujo en 3 vistas de la zona de transición	47

Fig. 2.15: Piezas construidas en el taller de maquinado	49
Fig. 2.16: Cámara estabilizadora	50
Fig. 2.17: Zona de pruebas ensamblada	51
Fig. 2.18: Base de túnel de viento	51
Fig. 2.19: Túnel de viento subsónico	52
Fig. 3.1: Distribución de puntos de medición en la sección transversal	54
Fig. 3.2: Distribución de perfiles de velocidad en la sección transversal	58
Fig. 4.1: Perfiles de velocidad a lo largo del eje "y" con velocidad de 11.98 m/s	62
Fig. 4.2: Perfiles de velocidad a lo largo del eje "y" con velocidad de 17.61 m/s	62
Fig. 4.3; Perfiles de velocidad a lo largo del eje "y" con velocidad de 22.67 m/s	63
Fig. 4.4: Perfiles de velocidad a lo largo del eje "y" con velocidad de 11.98 m/s	63
Fig. 4.5: Perfiles de velocidad a lo largo del eje "z" con velocidad de 17.61 m/s	64
Fig. 4.6: Perfiles de velocidad a lo largo del eje "z" con velocidad de 22.67 m/s	64

INDICE DE TABLAS

Tabla I.1 Túneles de viento en el mundo.	11
Tabla 3.1. Distribución de puntos de medición para obtener U_{med} .	55
Tabla 3.2: Distribución de puntos de medición para ejes A-J.	59
Tabla 4.1: Caracterización te túnel de viento de ECITEC.	61

INTRODUCCIÓN.

En 1742, Benjamin Robins determinó el arrastre de las esferas de un mosquete midiendo las velocidades de las mismas disparadas sobre diferentes rangos con una carga fija de pólvora. Cuatro años más tarde, en 1746, reportó sus experimentos con un aparato armado giratorio mostrado en la figura 1, en el que un peso giraba un tambor que llevaba el objeto de prueba sobre un brazo largo. El arrastre fue determinado por el peso mientras que la velocidad del objeto de prueba se midió sincronizando un número de revoluciones del brazo. Esto le dio datos de arrastre más precisos, para una gama de formas, pero sólo en flujo de baja velocidad [1].

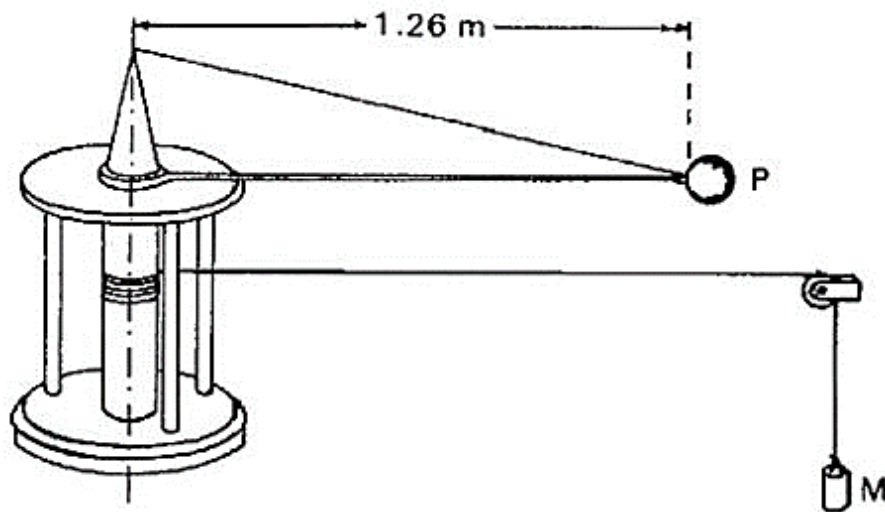


Figura 1. Instrumento de medición de Benjamin Robins.

El concepto de brazo giratorio fue retomado por Sir George Cayley, quien en 1804 lo utilizó para medir la fuerza de elevación sobre una placa cuadrada en ángulos de incidencia entre 3° y 18° , como se muestra en la figura 2, utilizando estos datos, diseñó, construyó y voló con éxito un modelo de planeador que se cree, ha sido el primer vehículo de vuelo en la historia [2].

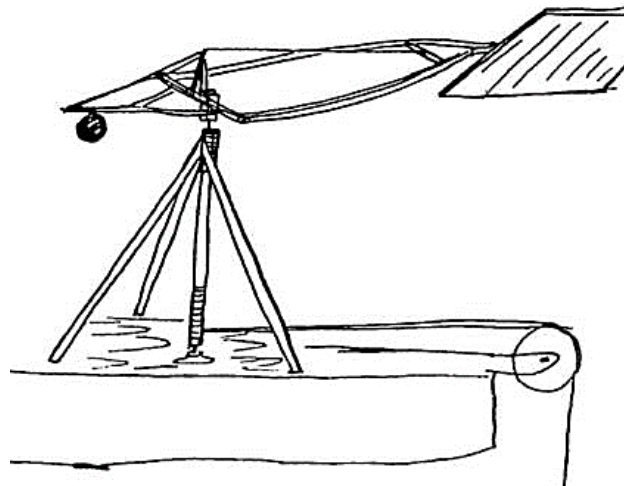


Figura 2. Instrumento de medición de Sir George Cayley.

Cayley asumió la validez de la regla de resistencia de la velocidad al cuadrado, dividió su placa en tiras acordes y luego estimó el centro de la ubicación de la presión por integración numérica. Los resultados se han reducido a la notación moderna del coeficiente de sustentación C_L de la figura 3. Utilizando estos datos, diseñó, construyó y voló con éxito un modelo de planeador mostrado en la figura 4.

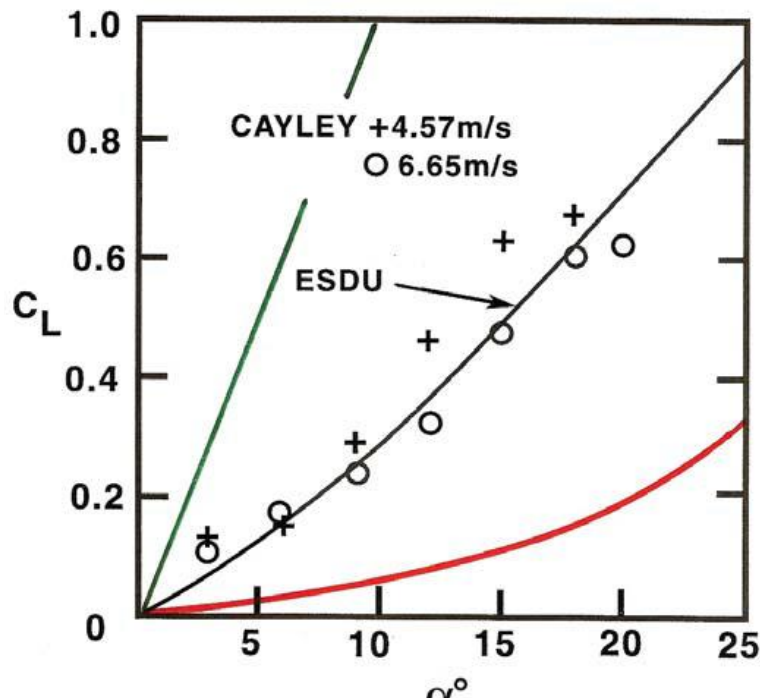


Figura 3. Grafica de coeficiente de sustentación C_L .



Figura 4. Planeador de Cayley.

Muchos años después, Graham Potter, estudiante de Ingeniería Aeronáutica de la Universidad de Manchester, confirmó el trabajo de Cayley en 2001. Realizó experimentos en un túnel de viento en un modelo de ala. Mediante el uso de métodos de visualización de humo y flujo de superficie, pudo construir una imagen del campo de flujo de superficie superior del ala, que se muestra en la Figura 5, que confirma la presencia y el efecto sospechoso de los vórtices del borde posterior en ángulo. También se realizaron mediciones de fuerza de elevación y arrastre, encontrándose que los valores de C_L se encuentran cerca de los de la placa cuadrada de Cayley.

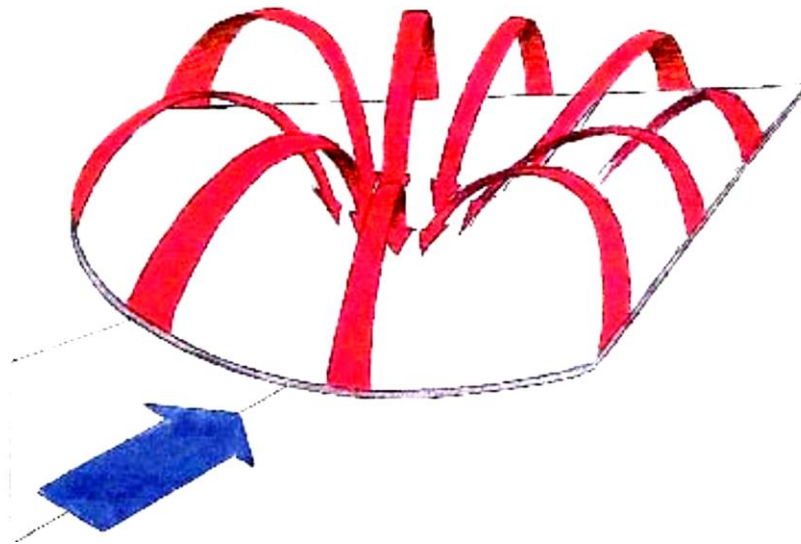


Figura 5. Modelo de ala de Potter.

En el siglo XIX otros investigadores utilizaron el brazo giratorio, uno de los más notables fue Otto Lilienthal, quien entre 1866 y 1889 construyó varios de ellos de diferentes tamaños y midió las características de la sustentación y el arrastre de una gran variedad de modelos aerodinámicos, Otto utilizó estos modelos en el diseño de los planeadores en los cuales realizó más de 2500 vuelos entre 1891 y su vuelo final, fatal en 1896. En 1895 publicó las tablas derivadas de sus mediciones y éstas fueron republicadas en los E.U.A. en 1897 [3].

A principios de la década de 1880, insatisfecho con la calidad de los datos experimentales del túnel de viento de Wenham y del brazo giratorio de Moy y Jay, Phillips diseñó y operó un segundo túnel de viento. Estaba muy preocupado por las imperfecciones del flujo en el túnel de Wenham; en un esfuerzo por evitar las fluctuaciones del flujo, Phillips eligió un inyector de vapor como medio para aspirar aire a través de la entrada del túnel de viento. El inyector estaba ubicado en el centro exacto del túnel de viento, y la dirección del flujo era de izquierda a derecha como se muestra en la figura 6. A la izquierda en el inyector había una caja rectangular de 6 pies de largo, con una sección transversal cuadrada de 17 pulgadas a cada lado.

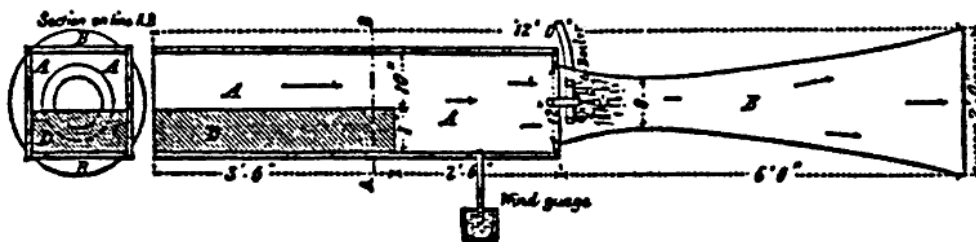


Figura 6. Túnel de viento de Phillips.

Insatisfecho con el uso de Wenham de las superficies elevadoras de placa plana, Phillips experimentó con perfiles aerodinámicos curvados. Siguiendo el ejemplo de las formas de las alas de los pájaros, diseñó una serie de perfiles aerodinámicos curvados mostrado en la figura 7. Midió el rendimiento aerodinámico de las aspas aerodinámicas en su túnel de viento y las comparó con las de una placa plana probada en el mismo túnel. Las mediciones se realizaron mediante un balance de elevación y arrastre como el de la figura 8.

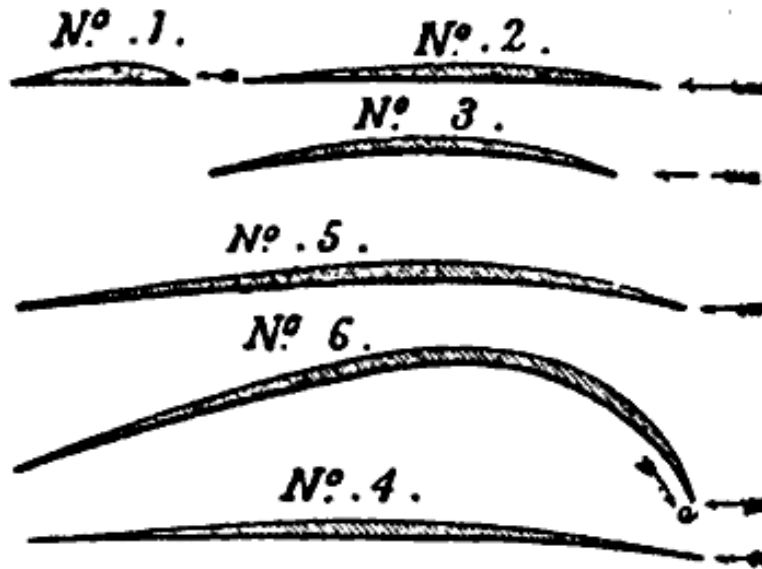


Figura 7. Perfiles aerodinámicos de Phillips.

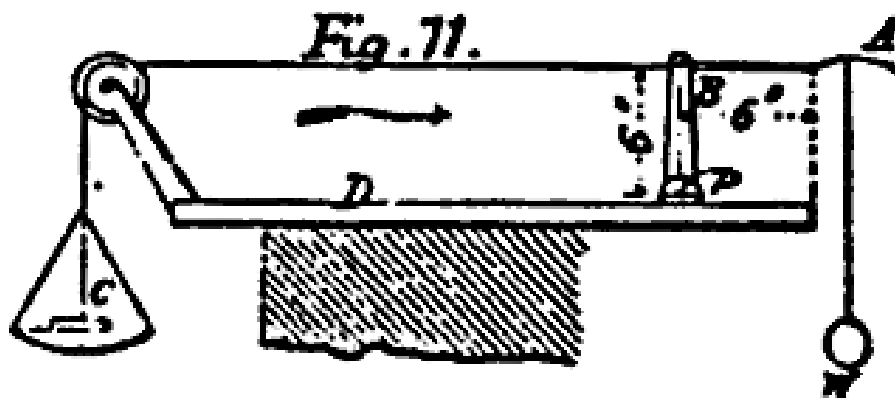


Figura 8. Instrumento de medición de Phillips.

Los hermanos Wright habían diseñado su primer planeador usando las tablas de Lilienthal de fuerza normal y axial. Cuando lo llevaron a Carolina del Norte en septiembre de 1900, tuvieron un éxito limitado, pero encontraron que la sustentación era más baja de lo que se esperaba, por lo que en el otoño de 1901 construyeron un túnel de viento similar al de Wenham, con una sección de prueba de 16 x16 pulgadas de sección transversal y un ventilador de dos paletas accionado por un motor de gasolina, mostrado en la siguiente figura.



Figura 9. Túnel de viento de los hermanos Wright.

Los hermanos Wright midieron el levantamiento y arrastre de 200 modelos diferentes de perfiles alares, utilizando una balanza simple de su propio diseño que dio resultados precisos y repetibles. Su planeador de 1902 diseñado sobre la base de sus resultados del túnel de viento, tenía casi dos veces la envergadura que el diseñado anteriormente y tenía controles de vuelo. Habían establecido una base sólida para los primeros vuelos controlados, logro que no hubiera sido posible sin las pruebas realizadas en su túnel de viento .

A comienzos del siglo XX, Gustav Eiffel inició una investigación midiendo las fuerzas aerodinámicas de los objetos que caían desde la segunda plataforma de la Torre Eiffel, a 377 pies sobre el nivel del suelo. Las pruebas de caída continuaron durante cuatro años e incluyeron una serie de experimentos con placas planas en varios ángulos de ataque. Eiffel midió la aceleración de un objeto durante una caída, restó su aceleración debido a la gravedad en el vacío y el conocimiento de la masa del objeto determinó la fuerza aerodinámica a través de la segunda ley de Newton.

Posteriormente en 1909 inicio la construcción de un túnel de viento a la sombra de la Torre Eiffel. El aire fue aspirado a través de una boquilla convergente por medio de un soplador. La sección de prueba estaba abierta, pero estaba dentro de un recinto más grande y herméticamente sellado que Eiffel llamó la cámara experimental. El diseño de chorro abierto permitió el acceso fácil a la corriente de prueba que venía de la boquilla. La corriente de prueba en sí tenía 1,5 m de diámetro. Un motor de 68 hp impulsó el soplador, lo que permitió una velocidad de flujo de prueba de hasta 20 m / s porque "para el rango de velocidades utilizado en este trabajo, se había demostrado que la reacción varía según el cuadrado de la velocidad" (figura 10).

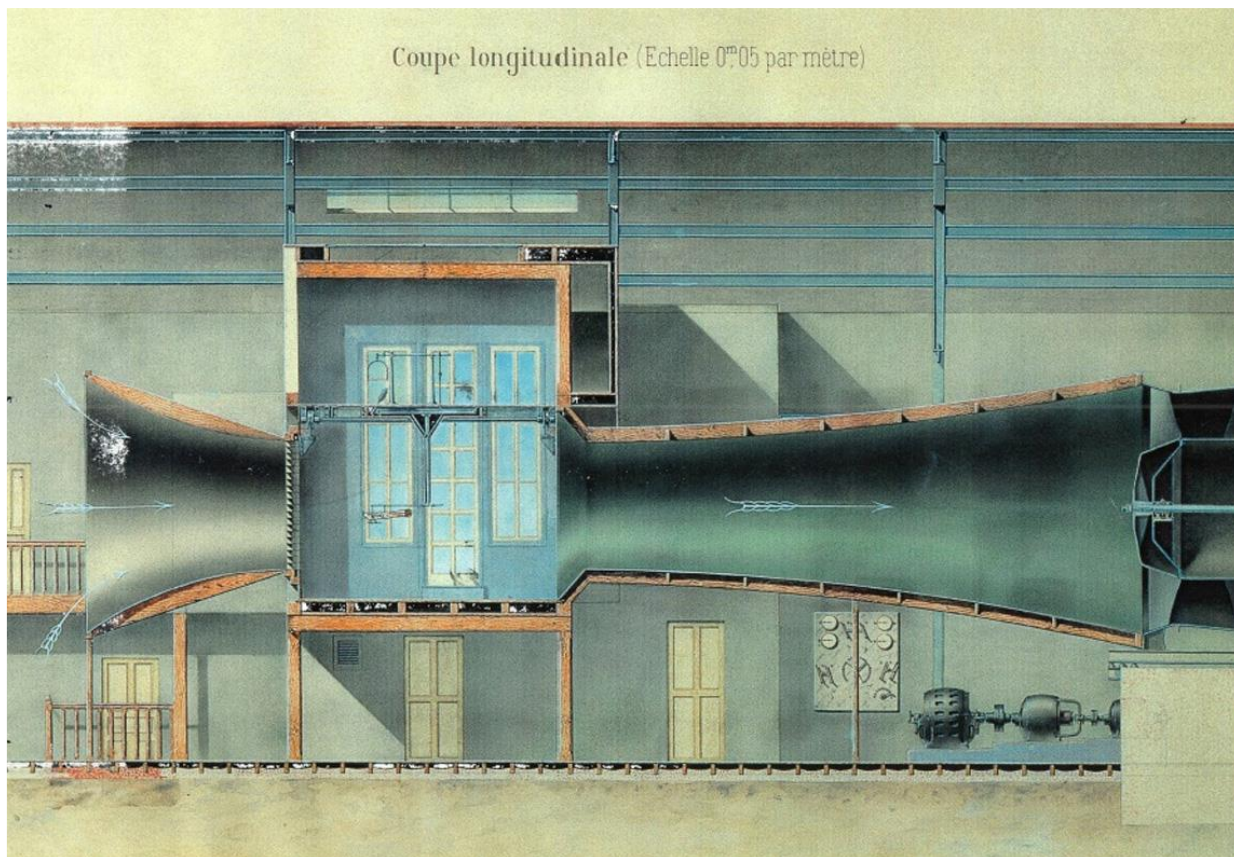
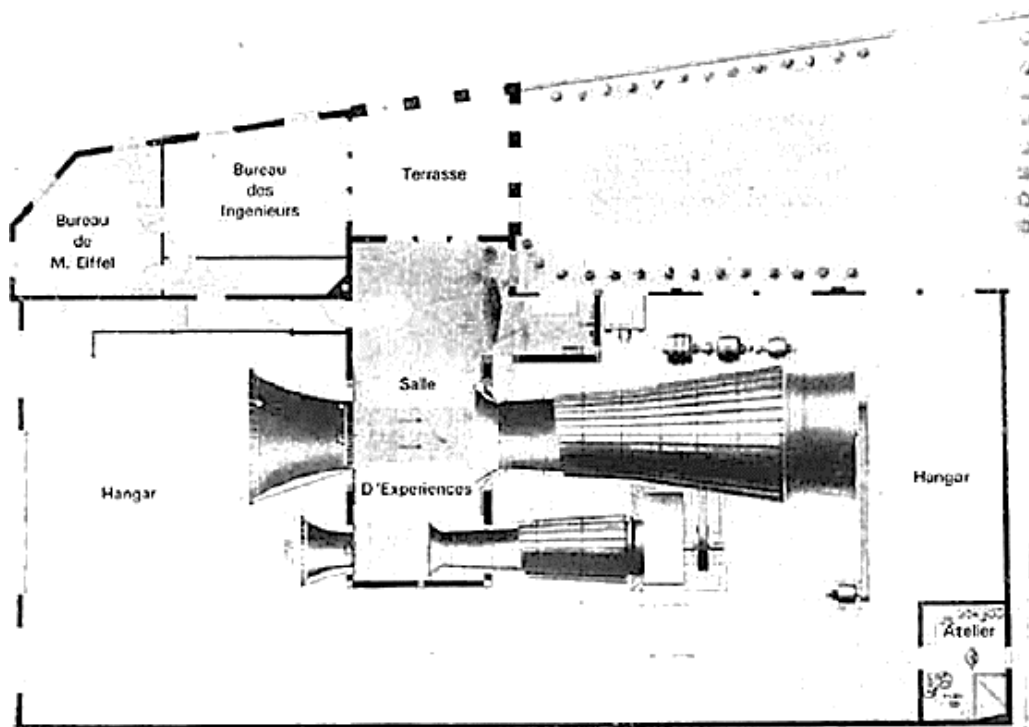


Figura 10. Acuarela del tune del viento de Eiffel.

En 1912 construyó un túnel de viento más grande que se muestra en la figura 11, en el cual diseñó y patentó la entrada acampanada y el difusor, lo que permitió que la presión en la sección de prueba fuera inferior a la presión en el hangar. Los experimentos de Eiffel llevaron a una serie de avances significativos, pues fue pionero en realizar pruebas con modelos de aviones completos y demostró por primera vez la fuerte caída en el coeficiente de arrastre de una esfera con por encima de 300000 [4].



Eiffel fue el primer investigador que concluyó de manera satisfactoria una cierta duda sobre las pruebas en el túnel de viento que habían molestado a los experimentadores anteriores, una duda que tiene que ver con el principio básico del túnel de viento. Demostró científicamente la validez del principio del túnel de viento: comparó la fuerza aerodinámica en una placa plana medida durante su prueba de caída con la fuerza medida en su túnel de viento y encontró que eran iguales: "la concordancia entre los resultados obtenidos por los dos métodos demuestra que una superficie que se mueve a través del aire en reposo ofrece la misma resistencia que una superficie similar mantenida estacionaria sobre viento". Realizó las primeras pruebas en el túnel de viento que utilizaron modelos de aviones completos y demostró de manera concluyente la correspondencia entre dichas pruebas y el rendimiento de los aviones en vuelo real.

En 1907 Ludwig Prandtl solicitó a la Sociedad alemana para el estudio del dirigible que financiara la construcción de un túnel de viento con un costo de 20000 marcos. El diseño consistía de un circuito cerrado de forma rectangular, el cual contaba con enderezadores de flujo y un panel aguas abajo del

ventilador, además de cascadas de alabes giratorios en cada esquina. Sin embargo, debido a que casi todo el circuito tenía la misma sección transversal la velocidad de flujo era la misma y por lo tanto la calidad del flujo no era buena. El túnel fue construido en 1908 y en 1909 comenzó el trabajo práctico en la aerodinámica de los dirigibles. El túnel de viento encarnó por primera vez muchas características que se han convertido en estándar en la mayoría de los túneles construidos desde entonces, de hecho, en los años que siguieron, los túneles de viento tendieron a clasificarse como el diseño de Eiffel o de Götting [5].

Munk propuso un túnel de viento en el que las condiciones del número de Reynolds en el túnel eran directamente comparables a las de los de vuelo. La clave de su notable concepto fue la densidad del aire. Al aumentar la presión en la sección de prueba del túnel de viento (y, por lo tanto, la densidad del aire), las condiciones de vuelo podrían replicarse. Aunque este concepto era conocido antes de la propuesta de Munk, nadie en el mundo lo había usado. La idea de Munk se convirtió en el Túnel de Densidad Variable de Langley (VDT), esencialmente un túnel de viento en un tanque de acero que podría presurizarse. Cuando el VDT entró en funcionamiento en 1922 y produjo resultados notables, fue considerado como revolucionario; y aunque otras naciones rápidamente comenzaron a construir túneles presurizados, la NACA lideraría el mundo en esta área durante más de una década.

Después de revisar los inicios y motivaciones de la construcción de los primeros túneles de viento, a continuación se muestra una lista realizada por Googrich [6] , donde se mencionan los túneles de viento desarrollados durante el siglo XX en el mundo, destacando que entre los Estados Unidos de Norte América y Rusia concentran cerca del 40% del total, de los cuales, U.S.A. cuenta con 12 y Rusia con 21 túneles de viento hipersónicos.

Tabla I.1. Túneles de viento en el mundo.

País	Cantidad	País	Cantidad
Australia	20	Suecia	2
China	39	Ucrania	1
Indonesia	1	Reino Unido	21
Japón	14	India	20
Malasia	1	Irán	7
Singapur	1	Israel	7
Corea del Sur	21	Pakistán	3
Bélgica	8	Sudáfrica	9
Francia	14	Turquía	1
Alemania	14	Argentina	1
Italia	4	Brasil	7
Holanda	10	Canadá	8
Rumania	3	U.S.A.	89
Rusia	58	Total	381

De esta lista sobresalen 3 que son los más sofisticados en la actualidad, el primero a mencionar fue construido en 1995 y es el túnel de viento europeo transónico [7], ubicado en la ciudad Alemana de Colonia, y puede alcanzar un Mach de 1.35 y soportar presiones de hasta 400000Pa, cuenta con una zona de pruebas de 2m de altura, 2.4m de ancho y 9m de largo y se presenta en la figura 6. El segundo es el túnel nacional transónico (NTF por sus siglas en inglés) [8], construido por la NASA a finales de la segunda guerra mundial en Virginia, Estados Unidos de Norte América, sin embargo, no fue sino hasta 1983 cuando tuvo la capacidad de realizar estudios con flujo a Mach de 1.2 y soportar presiones de

hasta 900000Pa, cuenta con una sección de pruebas cuadrada de 2.5m por lado y 7.6m de largo, tal como se muestra en la figura 7. Finalmente, el túnel de viento transónico T-128 es uno de los 10 localizados en el Instituto Central de Aero hidrodinámica (TSAGI) [9], ubicado en la ciudad rusa de Moscú. En el túnel pueden realizarse análisis con flujo a Mach de 1.7 y soportar presiones de 400000Pa, la zona de pruebas tiene una sección transversal de 2.5m x 2.5m y una longitud total de 12m, como se observa en la figura 8.

Debe notarse que en la tabla 1 no se enumeran túneles de viento desarrollados en México, esto se debe a que solo hasta años recientes se construyen túneles de viento para fines de investigación y desarrollo tecnológico. Los más importantes son diseñados y construidos por las instituciones educativas más reconocidas del país y se mencionan a continuación:

TÚNEL DE VIENTO SUBSÓNICO DEL IPN

En el año 2010 la ESIME puso en operación el túnel de viento ubicado en el Laboratorio de Ingeniería Térmica e Hidráulica Aplicada (LABINTHAP) [10], el cual es de circuito abierto y tiene 5 m de largo y una sección transversal de 0.8m x 0.6m como se muestra en la figura 12. El ventilador centrífugo de 74.6kW permite tener una velocidad máxima de 270km/h, y gracias a los dispositivos que lo componen en la zona de pruebas se tiene una intensidad de turbulencia menor al 4% lo que lo ubica a los niveles de los más importantes del mundo. Este túnel tiene por objetivo principal servir como un patrón nacional secundario de calibración en instrumentos de medición de velocidad tales como tubos de Pitot tipo L y S, anemómetros tipo turbina, ultrasónicos, térmicos, de copas y de propela, así como instrumentos de gran aplicación en los procesos industriales de combustión, ventilación y aire acondicionado, energía eólica, fuentes fijas en generación eléctrica, e industria del vidrio, entre otros [11].



Figura 12. Túnel de viento de LABINTHAP del IPN.

TÚNEL DE VIENTO DE LA UNAM

El 3 de febrero de 2015 entro en operaciones el túnel de viento del Laboratorio de Estructuras y Materiales de Alta Tecnología (LemAT), el cual es de circuito cerrado y tiene 37.75m de largo, cuenta con dos secciones de pruebas: la primera incluye dos áreas de pruebas de 3 m de ancho por 2 m de alto cada una —separadas por una distancia de 14 m, y la segunda es de 4.3 m de ancho por 4 m de altura y una longitud de 5 m, como se muestra en la figura 13. El ventilador puede generar una velocidad máxima de 100 km/h, suficiente para simular los efectos turbulentos del viento bajo diferentes condiciones de flujo. Durante una simulación o estudio se pueden analizar, en modelos a escala, los efectos de vientos equivalentes a un huracán de categoría 4, lo que indica la línea de investigación de este dispositivo, el desarrollo de la infraestructura en México, como son: puentes, edificios, túneles, vivienda, plantas industriales, presas, vialidades, carreteras y estructuras marinas, entre otras [12].



Figura 13: Túnel de viento de la UNAM.

OBJETIVO.

Caracterizar la zona de pruebas del tunel de viento subsónico de ECITEC, determinando los perfiles de velocidad en la zona de pruebas.

OBJETIVOS PARTICULARES:

- Diseñar y construir la zona de pruebas basado en la norma de la ASHRAE.
- Determinar la densidad del aire basado en metodología del CENAM.
- Diseñar y construir soporte para instrumento de medición.
- Obtener el número de Reynolds y Mach para tres diferentes velocidades.
- Determinar los perfiles de velocidad para 3 regímenes de flujo turbulento.
- Desarrollar una práctica de laboratorio para la materia de dinámica de fluidos.

CAPÍTULO I

Estado del Arte

ESTADO DEL ARTE

El ingeniero aeroespacial se encarga de calcular, diseñar, proyectar, optimizar y modificar equipos y sistemas mecánicos utilizados por la industria aeronáutica y espacial, incluidos sus procesos de producción o manufactura, además de evaluar, planificar, dirigir, optimizar y ejecutar proyectos de ingeniería en un contexto multidisciplinario .

Uno de los elementos que le competen a esta carrera es el área de Aerodinámica, la cual se define como el estudio del movimiento de fluidos alrededor de alas u otros objetos, a través de túneles de viento .

Los primeros túneles de viento se utilizaron en la industria de la aviación y a partir de los años 30 se comienzan a usar para el estudio del comportamiento del flujo sobre automóviles de carreras, estos estudios permitieron alcanzar velocidades más altas y mayor adherencia al suelo, especialmente los de Fórmula 1, hoy las grandes escuderías como Ferrari o McLaren han desarrollado sus propios túneles de viento .

En la actualidad existen básicamente dos tipos de túneles de viento (circuito abierto y cerrado) y dos configuraciones para la selección de la zona de pruebas (sección abierta o cerrada).

Estos dos tipos de túnel presentan básicamente las mismas partes, las cuales se describen a continuación :

- Sección de pruebas.
- Difusor.
- Direccionadores de flujo.
- Malla de seguridad de ventilador.
- Transición de sección rectangular a circular.
- Ventilador.
- Intercambiador de calor.
- Mallas direccionadoras de flujo.
- Entrada acampanada.

Un ejemplo de un túnel de viento abierto es el diseñado y construido en el laboratorio de Ingeniería Térmica e Hidráulica Aplicada (LABINTHAP) [10], mostrado en la figura 1.1, ubicado en la Escuela Superior de Ingeniería Mecánica y Eléctrica, Unidad Zacatenco del Instituto Politécnico Nacional (IPN) en México.

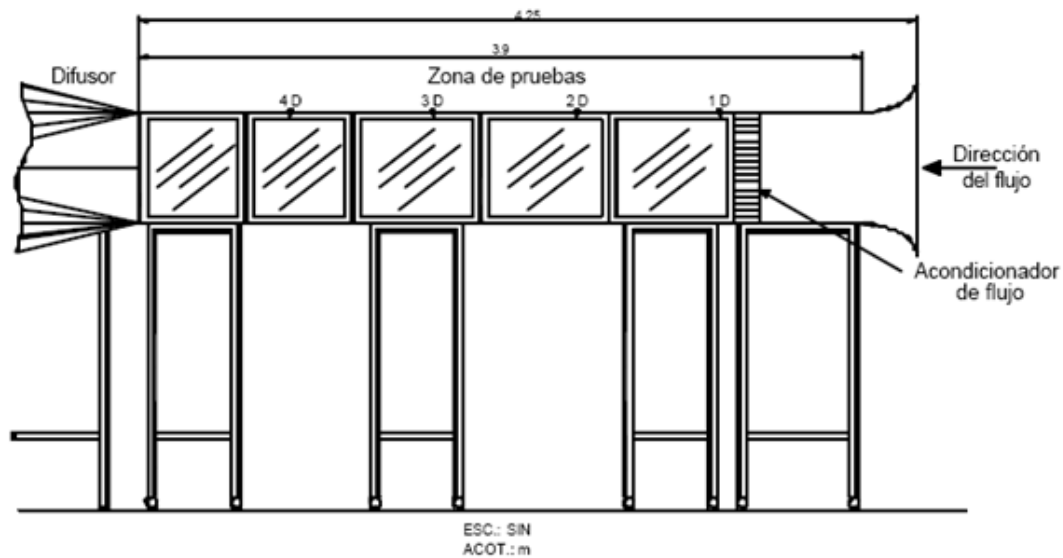


Figura 1.1: Túnel de viento de la ESIME-Zacatenco.

Este túnel se compone de una entrada acampanada, un ducto rectangular y un difusor. La zona de pruebas es de sección transversal rectangular de 0.60m por 0.80m, de longitud variable hasta 4m. Para calibrar la zona de pruebas se midieron los perfiles de velocidad con un tubo Pitot tipo L de nariz elipsoidal, y posteriormente con un anemómetro de hilo caliente. La velocidad máxima que se alcanza en la sección de pruebas de succión del túnel es de 65m/s, .

Los perfiles de velocidad se obtuvieron en los ejes Y y Z. en la siguiente figura se representan los perfiles de velocidad en X=3.60m en los ejes Y y Z.

En las siguientes figuras se presentan los perfiles de velocidad de capa limite en X=3.60m en los ejes Y y Z. Se obtuvieron valores de turbulencia alrededor del 5% en el eje Y y 4.5% en el eje Z.

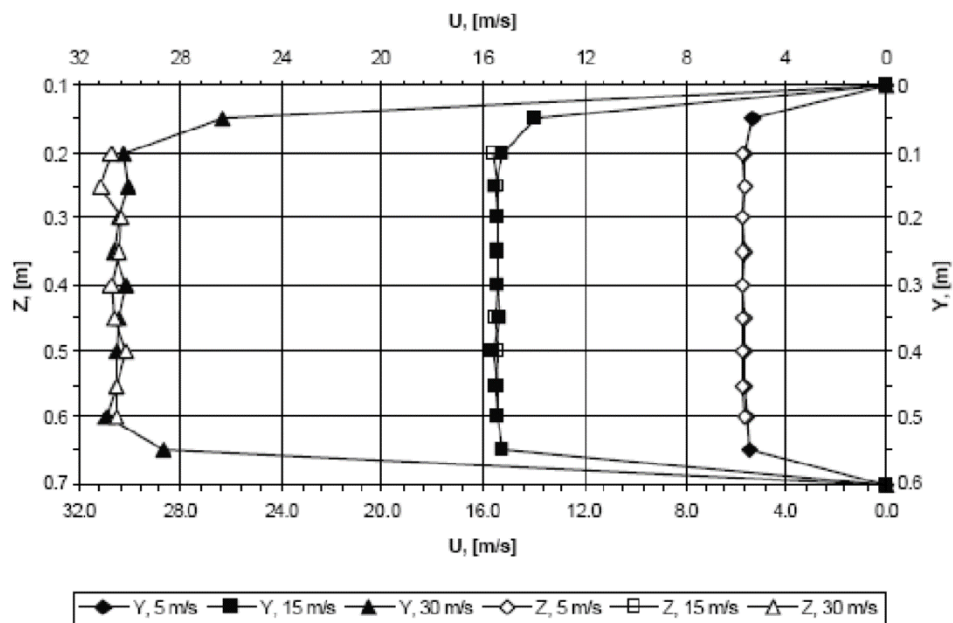


Figura 1.2: Perfil de velocidad de capa límite en X = 3.60m

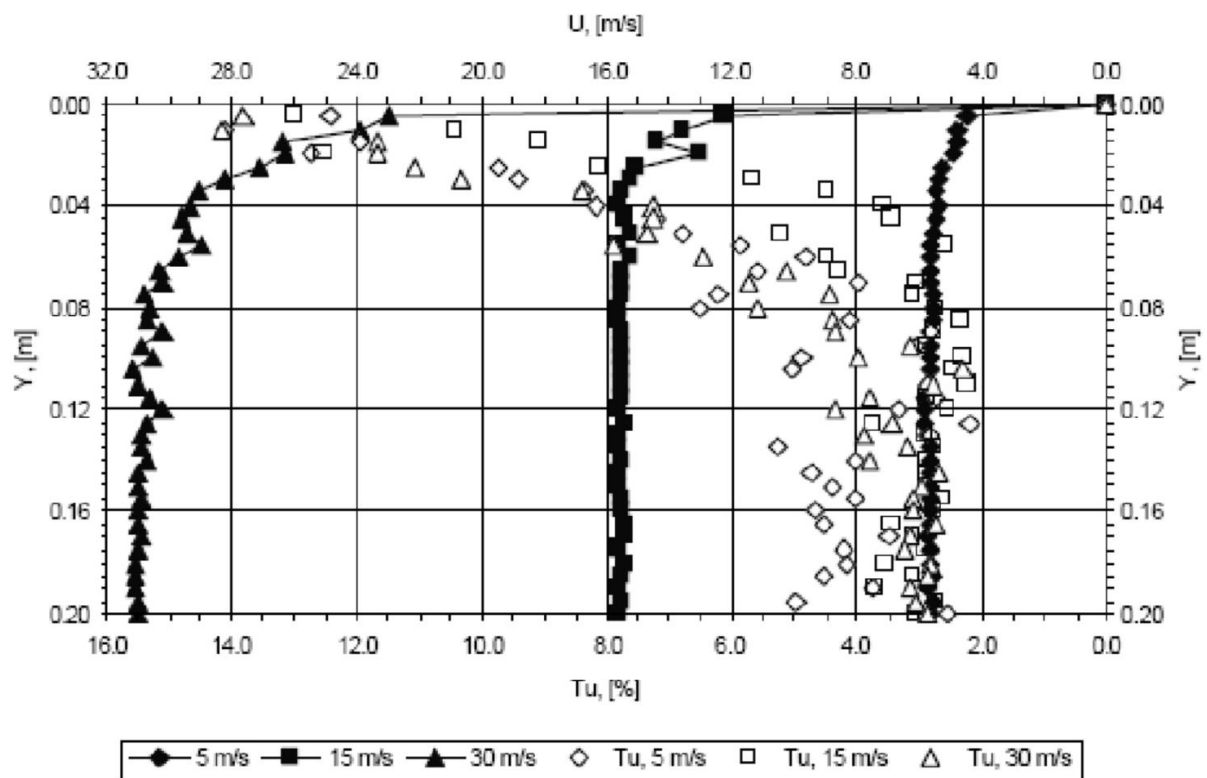


Figura 1.3: Valores de turbulencia en el eje Y al 5%.

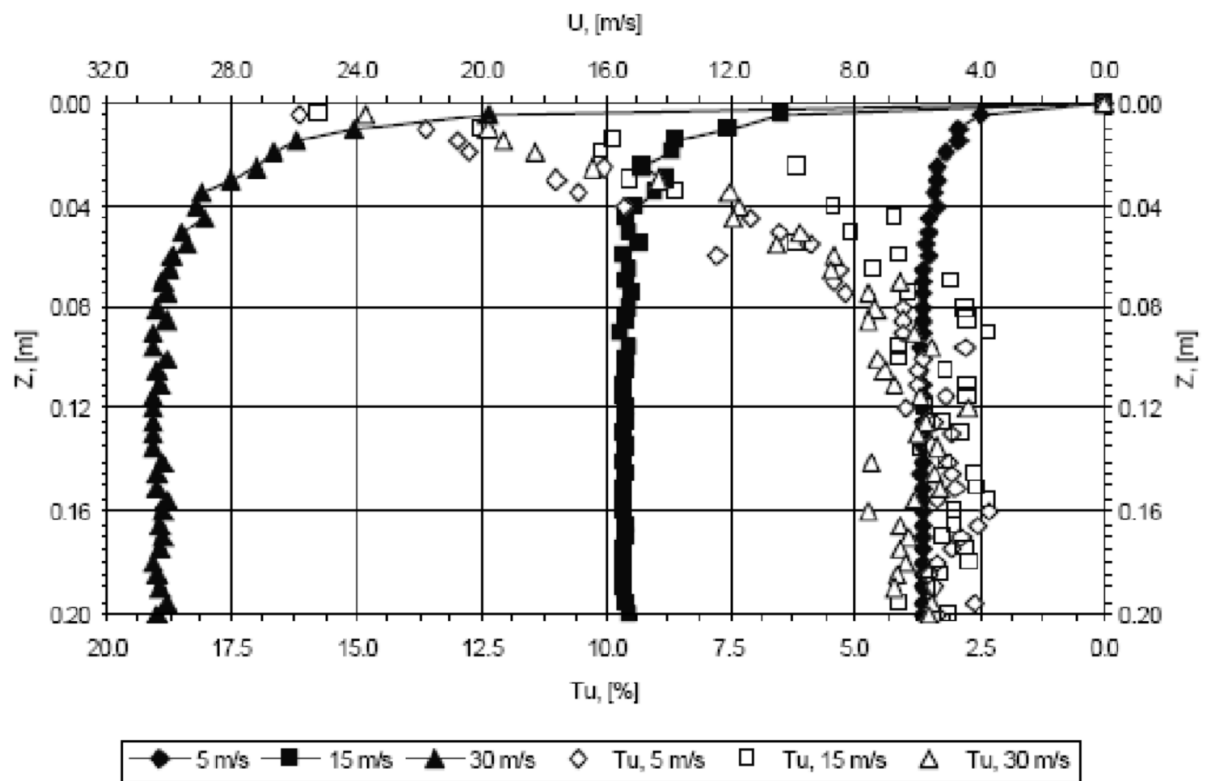


Figura 1.4: Valores de turbulencia en el eje Z al 4.5%.

Otro ejemplo de túnel de viento es el que se diseñó y construyó en la Facultad de Arquitectura y Diseño de la Universidad de Colima [13], que se muestra en la figura 1.5. El diseño se enfoca en las cinco partes básicas identificadas, ventilador, difusor de gran ángulo, cámara de contracción, cámara de pruebas y difusor de salida. Las velocidades en la cámara de pruebas van de los 6.20m/s a los 11.28m/s, .

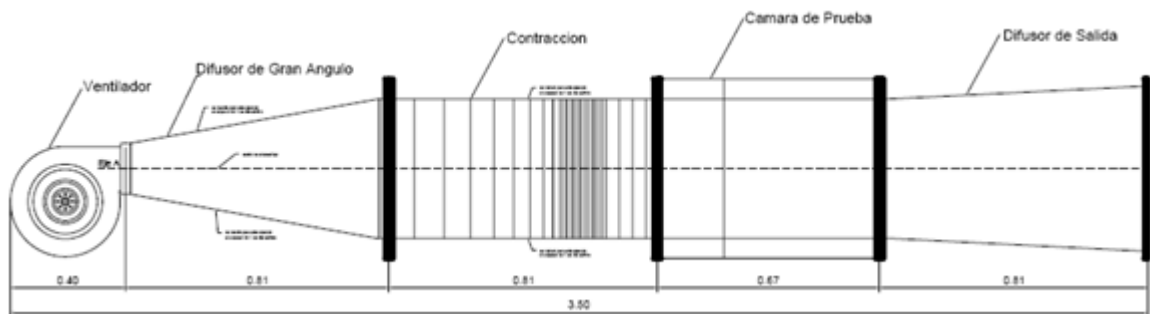


Figura 1.5: Túnel de viento de la Universidad de Colima.

Un ejemplo más, es el túnel de viento diseñado y construido en el Laboratorio de Energía de la Facultad de Ingeniería Mecánica de la Universidad Nacional de Ingeniería en Perú [14], tal como se indica en la figura 1.6. El sistema consta principalmente de tres subsistemas: el colector o cono de contracción, la cámara de estancamiento o cámara de pruebas y, el difusor; como elemento simulador de viento se diseñó un ventilador axial con potencia de motor de 30 HP y variador de velocidad en el rango de 1 m/s a 15 m/s, .

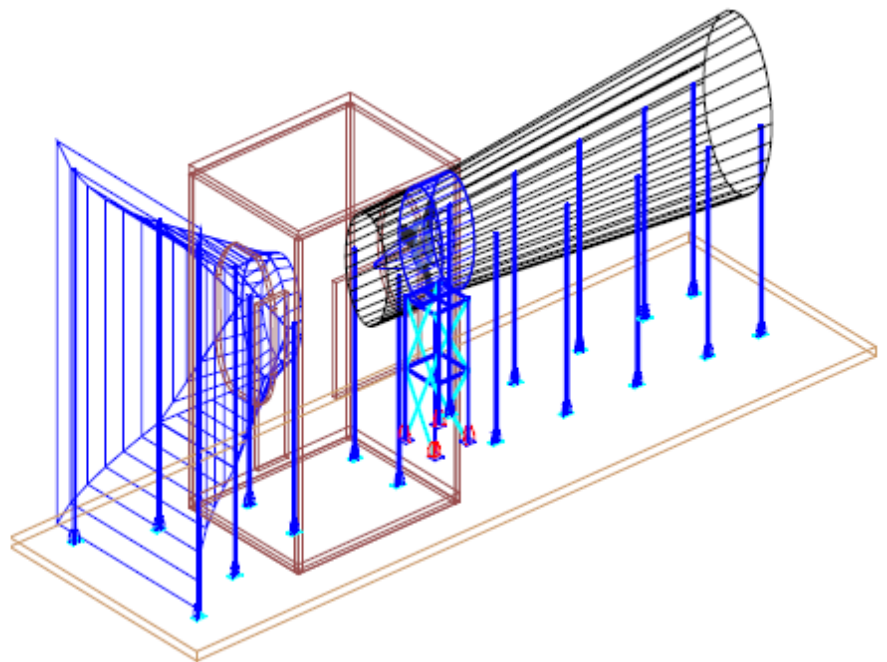


Figura 1.6: Túnel de viento de la Universidad de Perú.

Finalmente se describe el túnel de viento abierto diseñado por Purtell y Klebanoff , en el Instituto Nacional de Normas y Tecnología de Estados Unidos (National Institute of Standards and Technology, NIST) como se muestra en la figura 1.7. El objetivo principal que se persiguió en la construcción de este equipo fue que permitiera calibrar instrumentos de medición de velocidad de aire, para realizar la

calibración de instrumentos a velocidades bajas, optaron por emplear un anemómetro láser Doppler como patrón de referencia. Esta instalación experimental está dividida en tres secciones:

- 1) sección acondicionadora de flujo.
- 2) sección de pruebas.
- 3) sección ventilador-difusor.

Para caracterizar el comportamiento del flujo en la sección de pruebas emplearon un anemómetro de hilo caliente, un tubo estático de Pitot y el anemómetro láser Doppler.

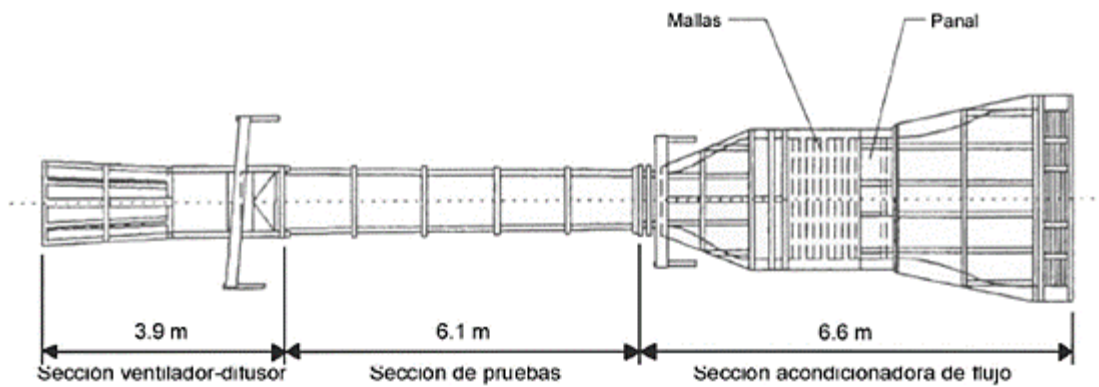


Figura 1.7: Túnel de viento del NIST de EU.

Todas las instalaciones de Túnel de viento descritas en la parte anterior demuestran la importancia que adquirió en los últimos años el desarrollo de técnicas y validación de teorías con estos equipos.

TUNEL DE VIENTO DE VELOCIDAD BAJA DEL NIST

En el Instituto Nacional de Normas y Tecnología (NIST) [15] se diseñó y construyó un túnel de viento de baja velocidad adecuada para la calibración de instrumentos de medición de la velocidad del viento y la investigación en aerodinámica. La instalación de flujo es del tipo de retorno abierto con una sección de prueba de 20 pies (6.1 metros) de largo, y nominalmente 3x3 pies (0.91 x 0.91 m) en sección transversal. Tiene un excelente control de velocidad en el rango de 10 a 3300 pies (3 a 1000 metros) por minuto. Para establecer un estándar primario para la medición de velocidades muy bajas, se emplean métodos ópticos láser con procesamiento electrónico de señales. Se utiliza un sistema láser óptico de dispersión dual de haz cruzado o en un modo de bloque de divisor de haz óptico sin desplazamiento de frecuencia.

En la siguiente figura se muestra un diseño de túnel de viento para un flujo de baja velocidad, es decir, en el rango de velocidad de 3 metros por minuto a 1000 metros por minuto. El extremo superior del rango de velocidad se seleccionó para superponer una capacidad existente para la calibración de anemómetros y tubos estáticos de Pitot. Se puede considerar que la facilidad de flujo consta de tres

secciones: 1) una sección de flujo ascendente o de acondicionamiento de flujo, 2) una sección de prueba, y 3) una sección de flujo descendente o de difusor de ventilador.

Sección acondicionadora de flujo. Consta de tres subsecciones: 1) un cono de entrada, 2) una cámara de sedimentación con pantallas de nido de abeja y de amortiguación, y 3) una sección de contracción. Las tres subsecciones están hechas de armazón de madera con un revestimiento de masonite, y son cuadradas en sección transversal.

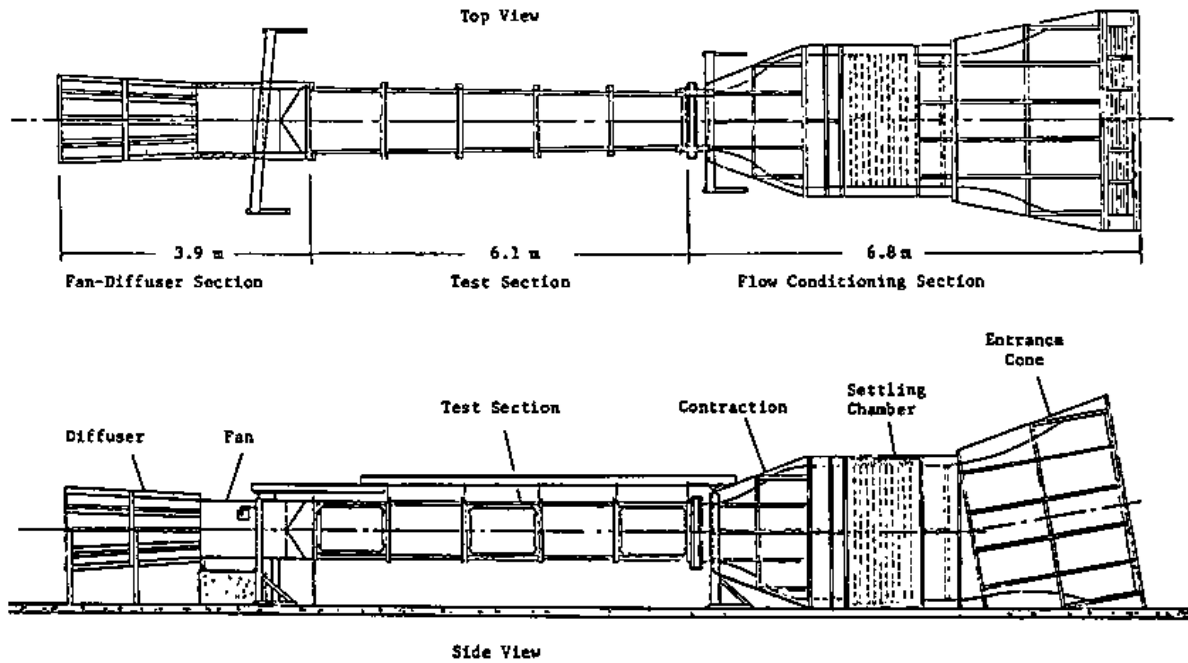


Figura 1.8: Túnel de viento del NIST [15].

Sección de pruebas. La sección de prueba es nominalmente de 3 pies por 3 pies en sección transversal, 20 pies de largo, y está apoyada desde arriba por dos cerchas de acero, una a cada lado, que se extiende a lo largo de su longitud. Está construida con paneles de plexiglás, de 3/8 pulgadas de espesor, montados en un marco de acero. Las paredes laterales divergen de una separación de 36 pulgadas en la entrada a 39 pulgadas en la salida con las paredes superior e inferior paralelas. Permite el acceso a rejillas generadoras de turbulencias.

Las mediciones de las distribuciones de la velocidad media U , en la dirección horizontal Y , y la dirección vertical Z , sobre la línea central del conducto se muestran en las figuras 6 y 7, respectivamente. Las distribuciones mostradas son para velocidades de la línea central U_c de 322 m/min y 567 m/min , y a diferentes distancias aguas abajo, X , desde el comienzo de la sección de prueba de 100 cm, 300 cm y 500 cm. La disminución de la velocidad que se produce cerca de la pared refleja la presencia de la capa límite a través de la cual la velocidad media disminuye a cero en la superficie.

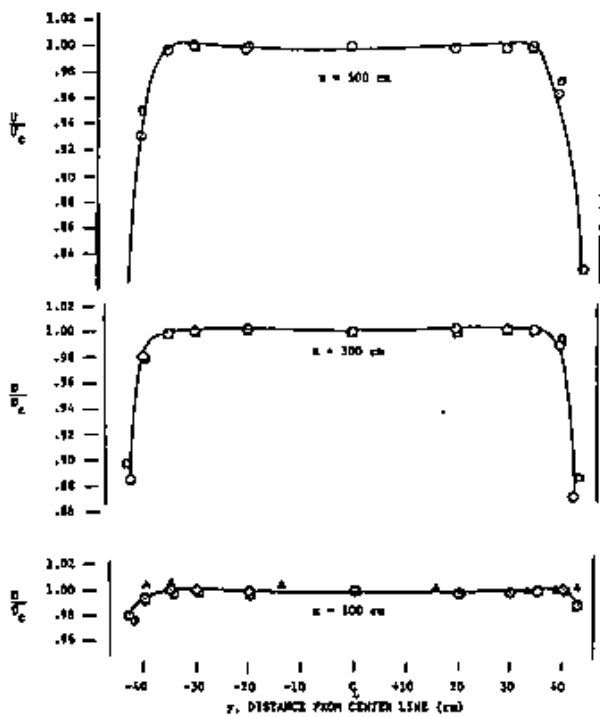


Figura 1.9: Distribución de velocidad horizontal Y.

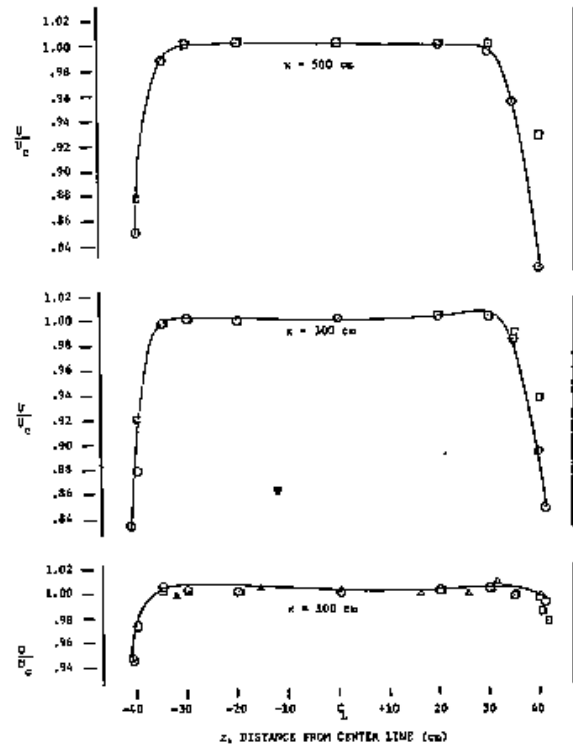


Figura 1.10: Distribución de velocidad vertical Z.

Las características del flujo medio se registraron en $x = 100, 300$ y 500 cm, para una velocidad de línea central de 322 m/min . Los resultados de las mediciones se dan en las figuras 1.11, 1.12 y 1.13, que muestran una estimación del contorno de la "ventana" de prueba, es decir, la región sobre la cual el flujo es uniforme. Los resultados ilustran que existe una "ventana" satisfactoria sobre el rango de velocidad de la instalación y la longitud de la sección de prueba.

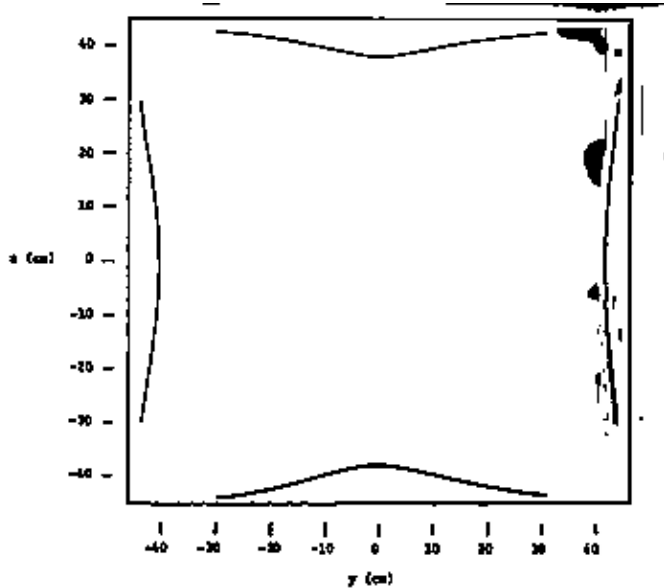


Figura 1.11: Zona de calibración en X=100cm.

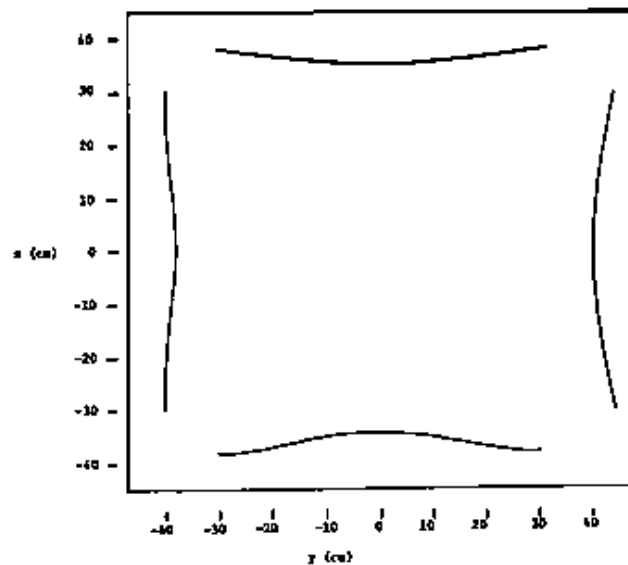


Figura 1.12: Zona de calibración en X=300cm.

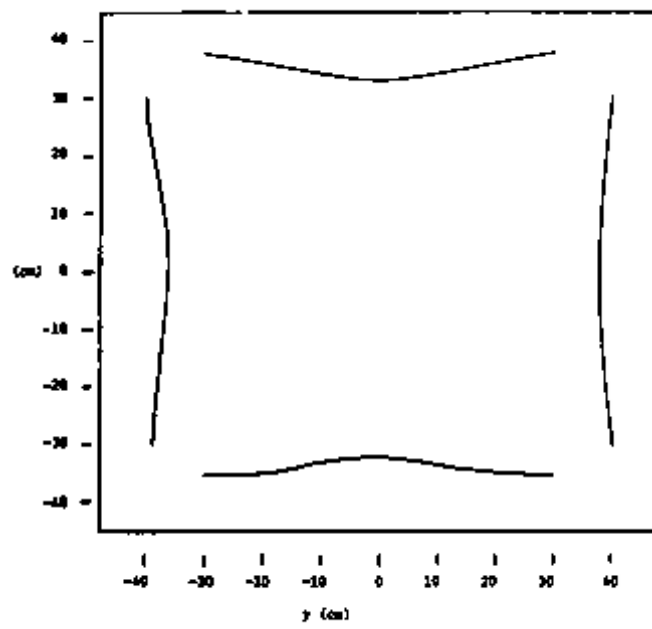


Figura 1.13: Zona de calibración en X=500cm.

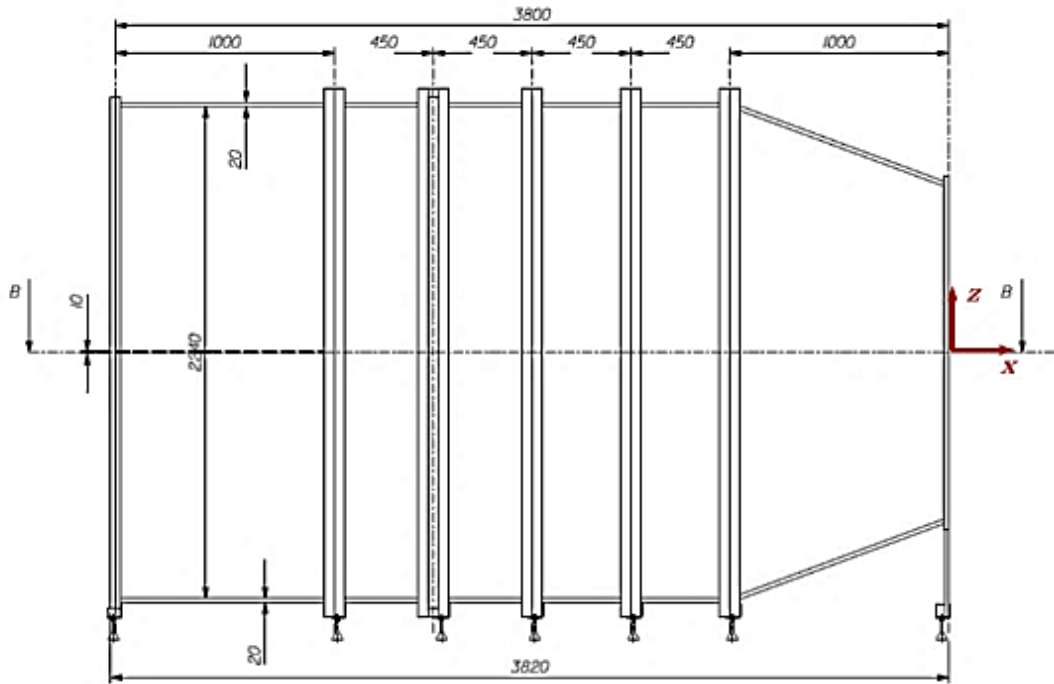


Figura 1.15: Cámara de los ventiladores.

El tamaño de la salida de la boquilla es de 1.5m x 1.5m. La cámara de sedimentación tiene una longitud total de 2,8 m.. Las cámaras plenum son cajas cuadradas de 1.12 m x 1.12 m, con paredes externas de 20 mm de ancho y paredes internas de 10 mm de ancho. Los pasajes individuales en el panel tienen un diámetro D_h de 5 mm y un panel en la dirección de flujo L_h de 50 mm (figura 1.16).

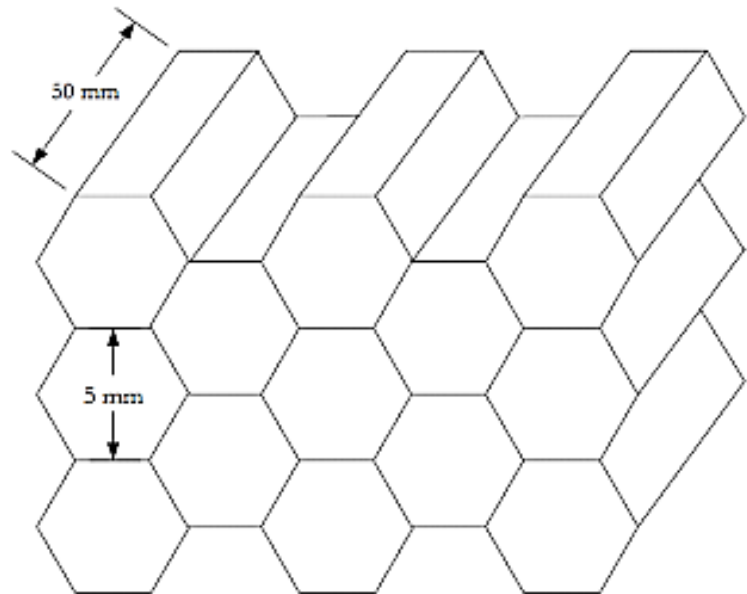


Figura 1.16: Honeycomb Section.

La sección de prueba tiene aproximadamente 1.5 m de altura por 1.15 m de ancho por 3 m de longitud. La velocidad máxima del flujo en la sección de prueba se establece en 17 m / s. Se analizan los perfiles de velocidad numérica en los planos vertical y horizontal. Las siguientes figuras muestran la componente X de la velocidad a lo largo del eje Y y el eje Z en tres posiciones diferentes desde la salida de la boquilla para 4 ventiladores axiales y 1 ventilador axial.

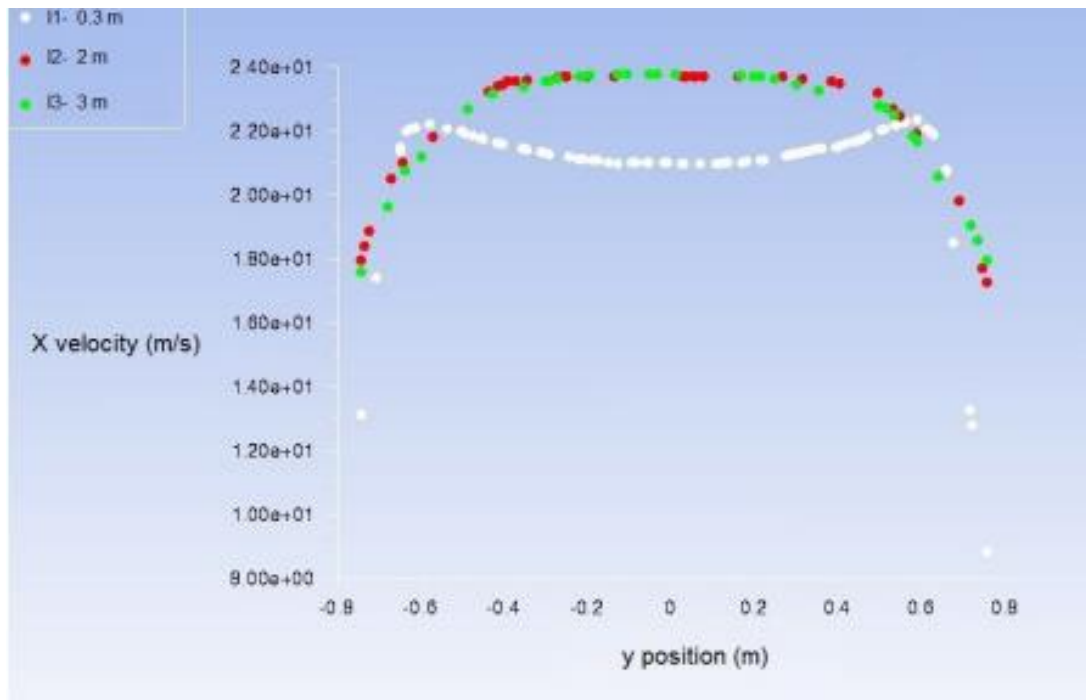


Figura 1.17: Perfiles de velocidad con 4 ventiladores axiales a lo largo del eje Y.

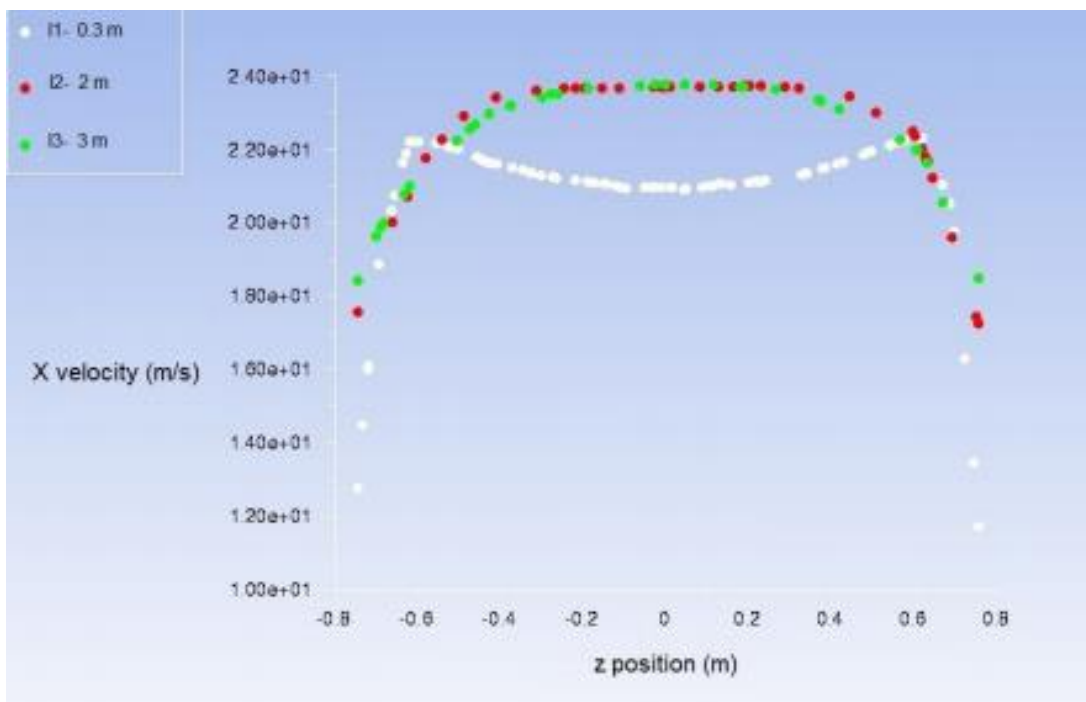


Figura 1.18: Perfiles de velocidad con 4 ventiladores axiales a lo largo del eje Z.

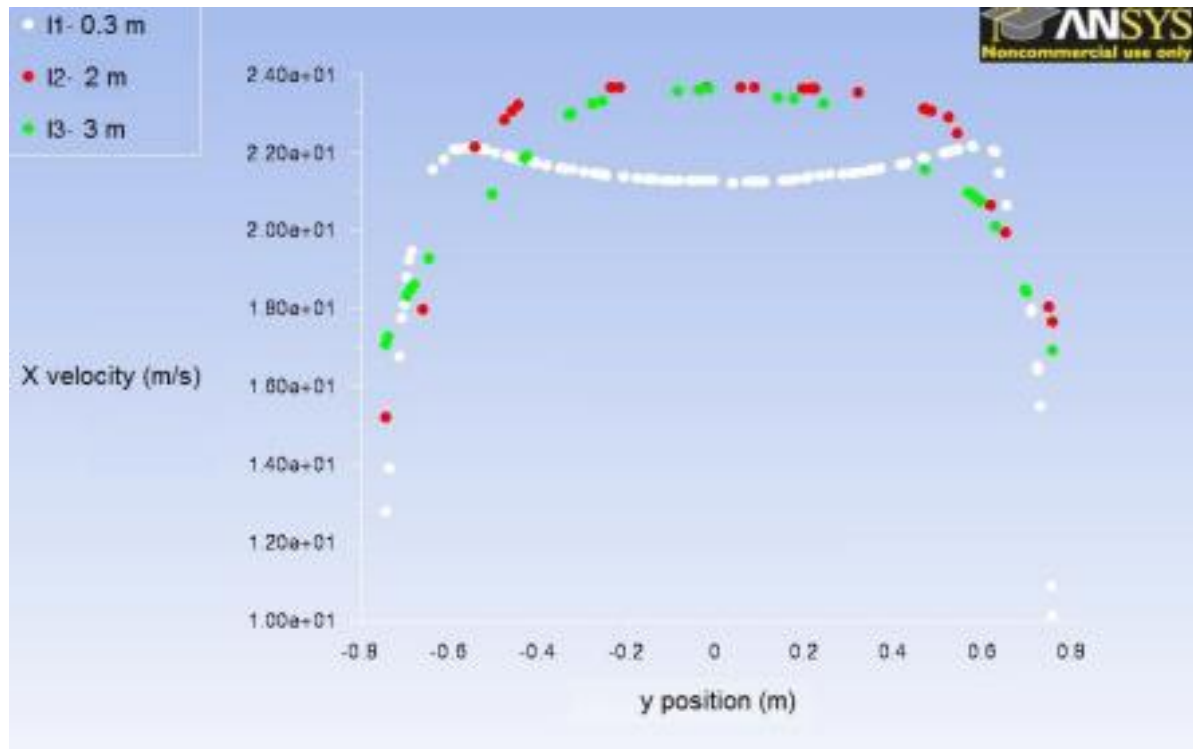


Figura 1.19: Perfiles de velocidad con un ventilador axial a lo largo del eje Y.

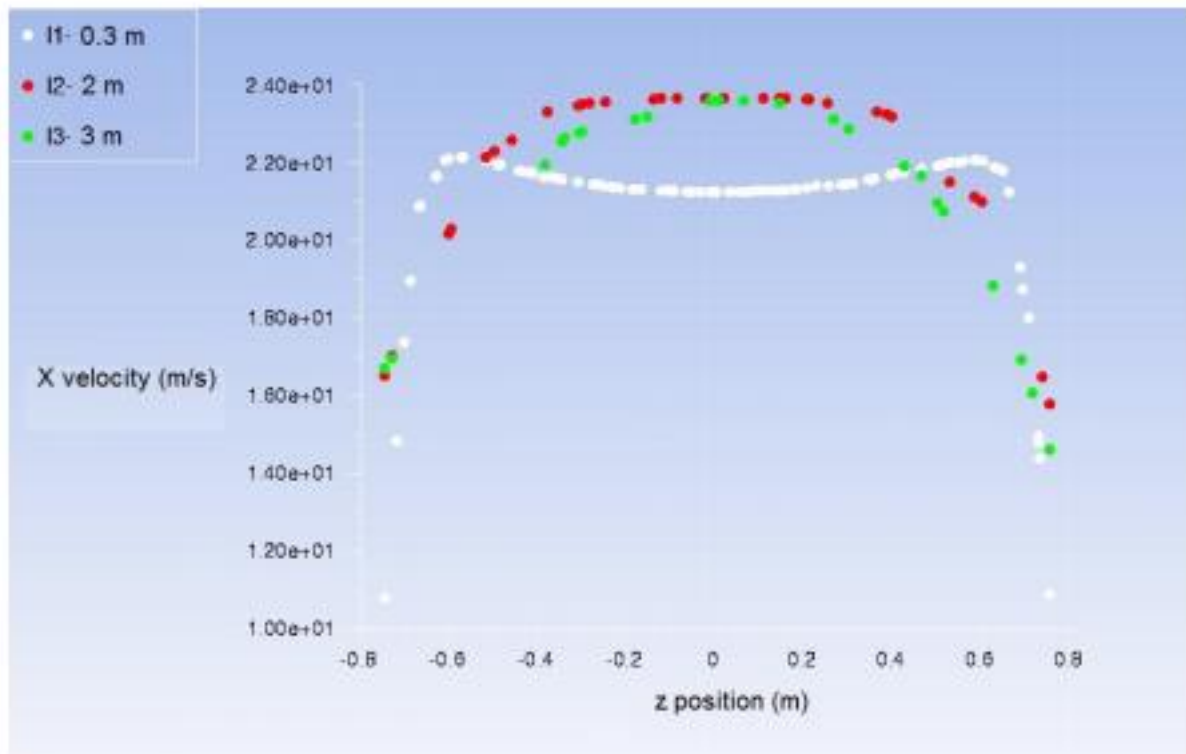


Figura 1.20: Perfiles de velocidad con un ventilador axial a lo largo del eje Z.

Todas las figuras presentan velocidades mayores y perfiles de velocidad relativamente uniformes a 2 m y 3 m desde la salida de la boquilla. Los perfiles de velocidad uniforme se presentaron desde -0.4 m a 0.4 m a lo largo de los ejes Y y Z. Los ensayos con 4 ventiladores axiales muestran perfiles de velocidad más uniformes que con 1 ventilador axial a 2 m y 3 m de la salida de la boquilla.

La Figura 1.21 y 1.22 se ilustra una comparación entre los resultados numéricos de los perfiles de velocidad media normalizados del componente x a lo largo de la dirección Y y Z respectivamente.

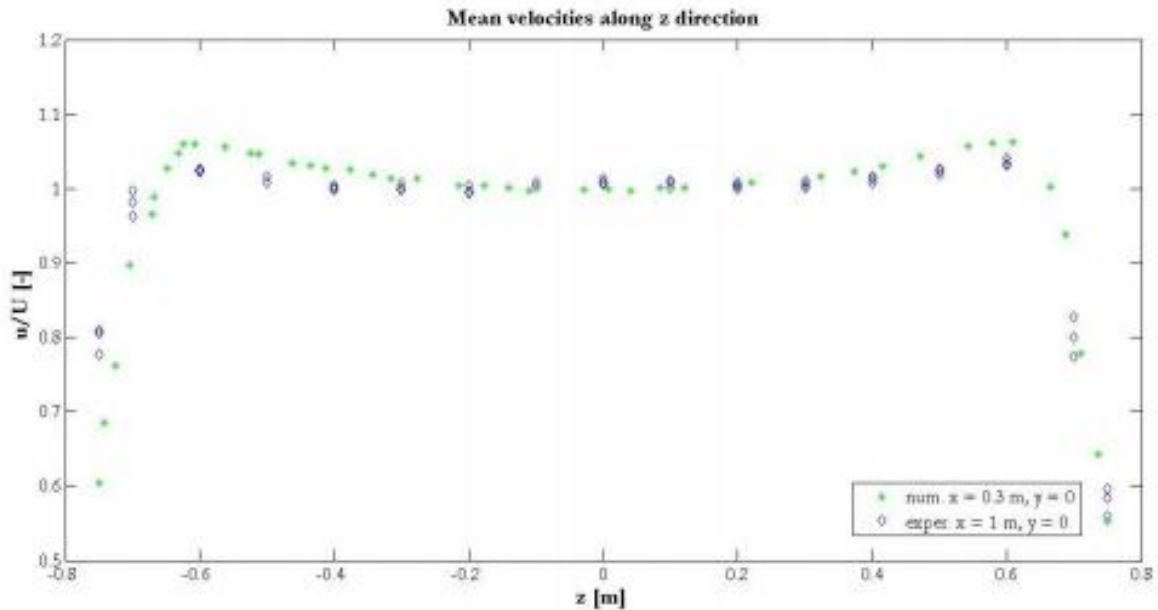


Figura 1.21: Perfiles de velocidad normalizados a lo largo del eje Y.

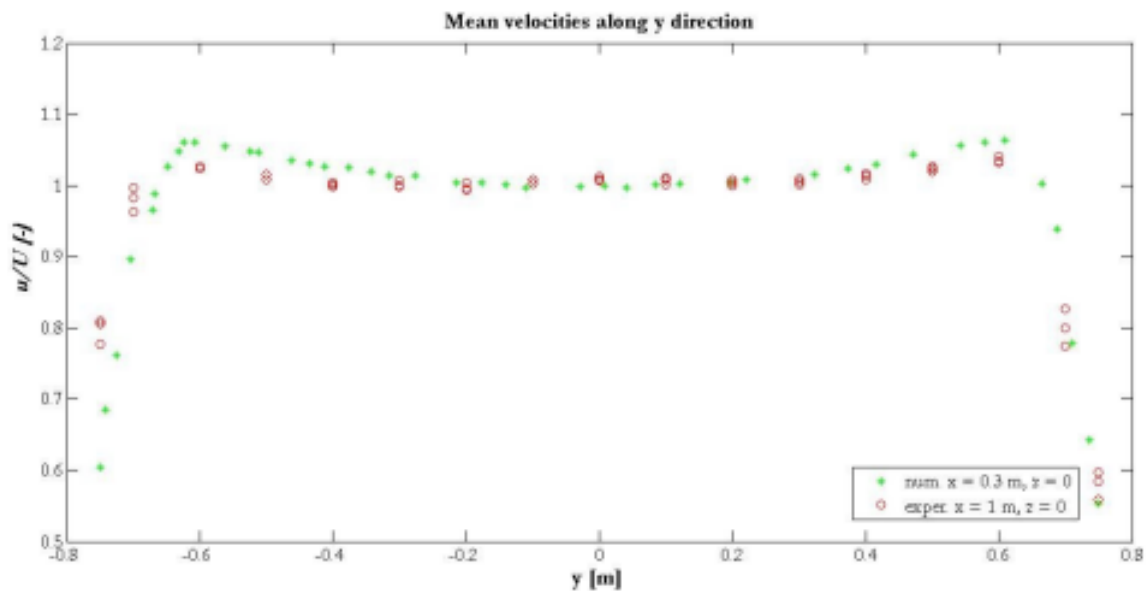


Figura 1.22: Perfiles de velocidad normalizados a lo largo del eje Z.

TUNEL DE VIENTO DE CIRCUITO CERRADO DE BAJA VELOCIDAD DE LA UNIVERSIDAD FEDERAL DE UBERLANDIA

En la Universidad Federal de Uberlandia en Brasil se construyó un túnel de viento de baja velocidad para fines de investigación y educación, con una sección de flujo cerrado con control de flujo pasivo. Los criterios de diseño (figura 1.23 y 1.24) se establecieron para permitir mediciones precisas de flujo constante o inestable con baja intensidad de turbulencia facilitando el estudio de los fenómenos físicos de interés. Además, las disposiciones se consideraron en el diseño del túnel de viento para experimentos adicionales de transiciones de capa límite y análisis de aeroacústica.



Figura 1.23: Diseño de la zona de pruebas.

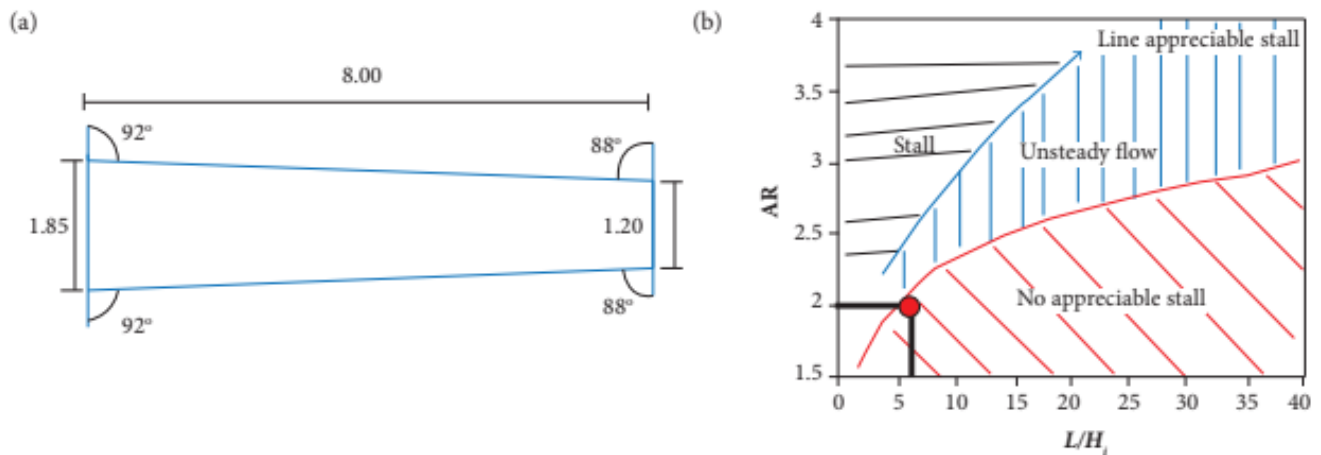


Figura 1.24: a) Diseño del difusor y b) gráfica de curvas del difusor.

Los perfiles de velocidad obtenidos de las simulaciones en 3-D del túnel de viento con y sin aspas de esquina se muestran en la figura 1.25 y 1.26, respectivamente para X (ancho) y Y (altura). Al comparar los perfiles de velocidad, es posible observar que las paletas de esquina hicieron una diferencia muy pequeña en la calidad del flujo en la sección de prueba.

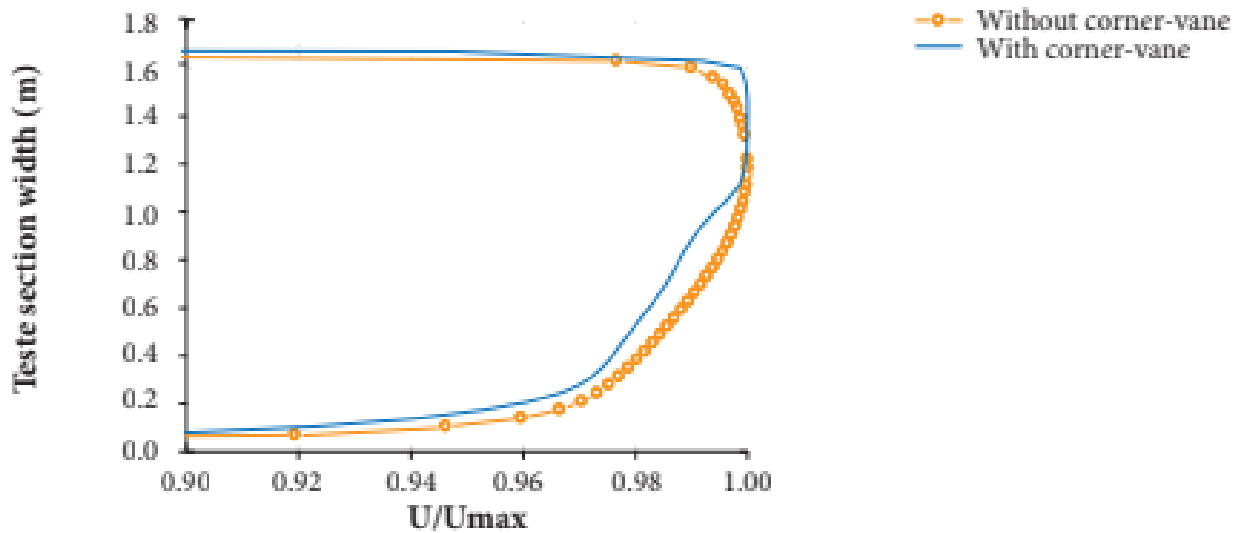


Figura 1.25: Perfiles de velocidad a lo largo del eje X.

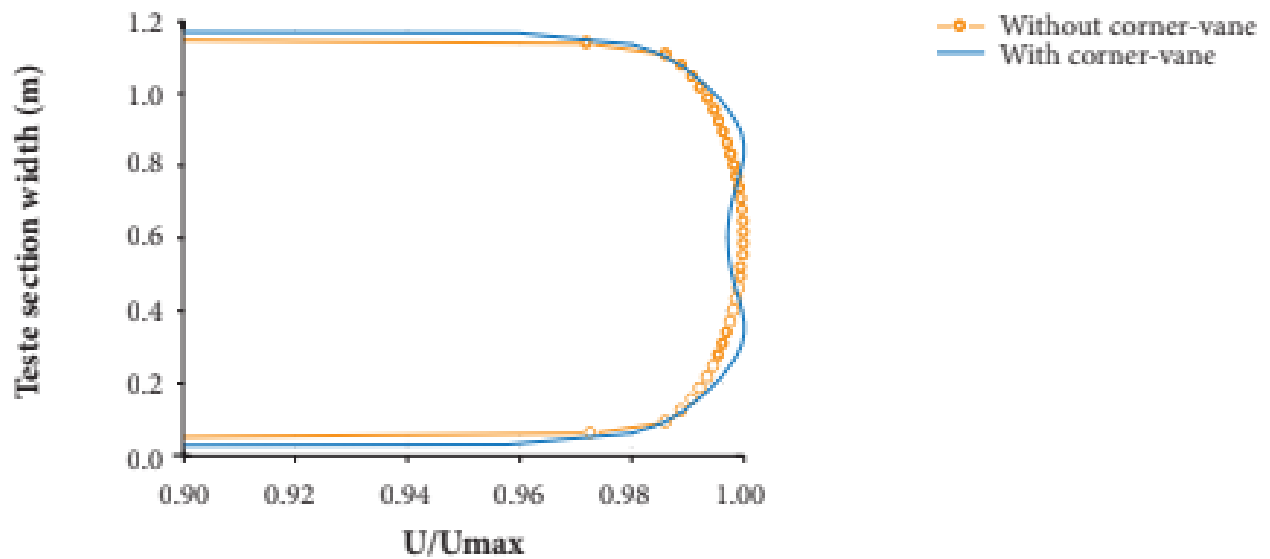


Figura 1.26: Perfiles de velocidad a lo largo del eje Y.

Conceptos fundamentales

Viscosidad dinamica. Mientras un fluido permanece en movimiento se desarrolla un esfuerzo cortante dentro, donde la magnitud de este depende de la viscosidad del fluido. En fluidos como liquidos comunes, el esfuerzo cortante es directamente proporcional al cambio de velocidad entre las posiciones diferentes del fluido. Una condicion fundamental es que el fluido tenga la misma velocidad que la superficie que esta en contacto. Si la distancia entre las dos superficies es pequeña, entonces la tasa de cambio de la velocidad con posicion y es lineal. Varía de forma lineal. El gradiente de velocidad es una medida del cambio de velocidad, y se define como $\Delta v/\Delta y$. La siguiente ecuacion representa que el esfuerzo cortante en un fluido es directamente proporcional al gradiente de velocidad:

$$\tau = \eta(\Delta v/\Delta y) \quad (1.1)$$

donde a la constante de proporcionalidad η se le denomina viscosidad dinamica del fluido.

Viscosidad cinematica. La viscosidad cinematica ν se define como:

$$\nu = \eta/\rho \quad (1.2)$$

Debido a que η y ρ son propiedades del fluido, ν tambien es una propiedad.

Fluidos newtonianos y no newtonianos. Se denominan fluidos newtonianos a aquellos en los que la viscosidad es inherente a la naturaleza fisicoquimica de los mismos, por lo tanto, es independiente del esfuerzo cortante aplicado. La viscosidad es una constante en la ley de Newton de la viscosidad. La viscosidad en los fluidos newtonianos variará en funcion de la presion y temperatura.

Son fluidos no newtonianos aquellos que no cumplen con la ley de Newton de la viscosidad. La viscosidad no existe como tal, ya que esta depende del valor que tenga el esfuerzo cortante y por lo tanto no es una constante.

Flujo incompresible. La densidad permanece aproximadamente constante a lo largo de todo el flujo. Por lo tanto, el volumen de todas las porciones del fluido permanece inalterado sobre el curso de su movimiento cuando el flujo es incompresible.

Flujo compresible. Se rige por la primera ley de la termodinamica en los balances de energia y con la segunda ley de la termodinamica. Se clasifica en funcion del numero de Mach.

Capa limite. Para un fluido en movimiento, todas las perdidas por friccion tienen lugar en una delgada capa adyacente al contorno del solido (llamada capa limite), y que el flujo exterior a dicha capa puede considerarse como carente de viscosidad.

La capa limite posee las siguientes características:

- Es delgada ($\delta \ll x$)
- El espesor de la capa limite aumenta en direccion corriente abajo y siempre el cociente δ/x sigue siendo pequeño.
- El perfil de velocidad en la capa limite satisface la condicion de no deslizamiento en la pared, y emerge suavemente hasta la velocidad de corriente libre en el borde de la capa.

- Existe un esfuerzo cortante en la pared.
- Las líneas de corriente de flujo en la capa límite son aproximadamente paralelas en la superficie; quiere decir que la velocidad paralela a la superficie es mucho mayor a la normal.

Perfil de velocidad para un flujo laminar. El flujo laminar puede verse como una serie de capas concéntricas del fluido que se deslizan una junto a otra. Este flujo suave da como resultado una forma parabólica para el perfil de velocidad.

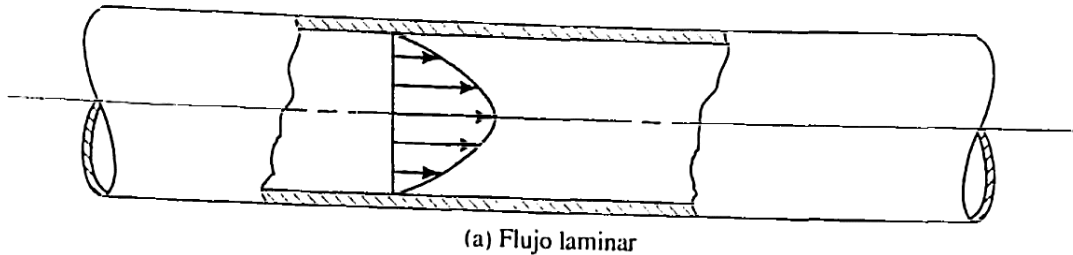


Figura 1.27: Perfil de velocidad para un flujo laminar.

Perfil de velocidad para un flujo turbulento. El flujo turbulento se muestra con cantidades significativas de partículas del fluido que se entremezclan con la consecuente transferencia de cantidad de movimiento entre ellas. El resultado es una velocidad más cerca de la uniforme a través de una gran parte de la sección transversal. La velocidad local se incrementa con rapidez en una distancia corta a partir de la pared.

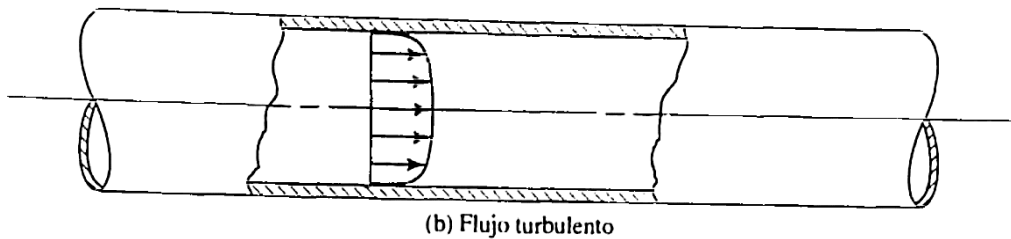


Figura 1.28: Perfil de velocidad para un flujo turbulento.

Espesor de capa límite. Mediante análisis dimensional se obtiene que el cociente del espesor de capa límite entre el desplazamiento sobre la capa (x) es proporcional al inverso de la raíz cuadrada del número de Reynolds:

$$\frac{\delta}{x} \propto \frac{1}{\sqrt{R_x}} \quad (1.3)$$

Turbulencia. Movimiento de un fluido que se da de forma caótica, aquel flujo en que las partículas del fluido se mueven desordenadamente y las trayectorias de las partículas se encuentran formando pequeños remolinos aperiódicos. Debido a esto, la trayectoria de una partícula se puede predecir hasta una cierta escala, a partir de la cual la trayectoria de la misma es impredecible.

CAPÍTULO II

Proceso de Manufactura

DISEÑO DE TÚNEL DE VIENTO.

El túnel de viento que se instala en el Laboratorio de Aeroespacial consta de 6 piezas mostradas en la figura 2.1, las cuales se describen a continuación:

a) ENTRADA ACAMPANADA: Para que se tenga una perturbación mínima en el flujo antes de llegar a la zona de pruebas se diseñó una entrada acampanada con base en las especificaciones de la ANSI/AMCA STANDARD 210-85 [16]. El diseño consiste en que el nozzle debe tener una sección transversal que consiste en porciones elípticas y cilíndricas. La porción cilíndrica se define como la garganta del nozzle. La sección transversal de la parte elíptica es un cuarto de una elipse, con el eje grande D y el eje pequeño $0.667 D$. Se utilizará el 1.5% de la forma elíptica. Los arcos adyacentes, así como los últimos, se juntarán con la garganta del nozzle. La forma del nozzle se muestra en la siguiente figura.

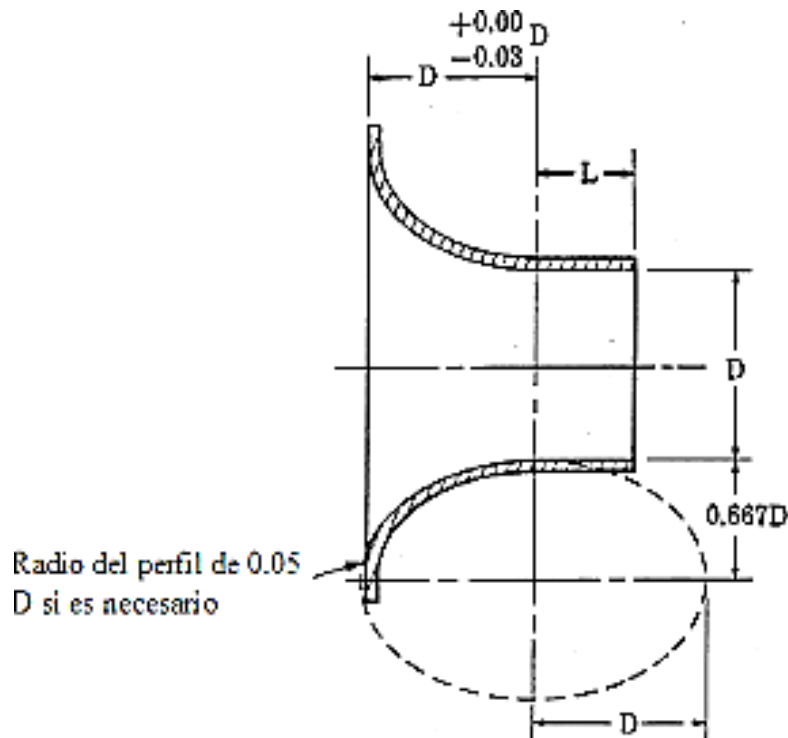


Figura 2.1: Especificaciones de entrada acampanada bajo norma ANSI/AMCA STANDARD 210-85. [16]

La dimensión L de la garganta de la boquilla debe ser $0.6D \pm 0.005D$ (recomendado), o $0.5D \pm 0.005D$. La dimensión D de la garganta de la boquilla se medirá in situ con una precisión de $0.001D$ en la entrada de la garganta. En cada una de las cuatro ubicaciones 45° con una separación de $\pm 2^\circ$, el diámetro medido de la garganta debe ser hasta $0.002D$ mayor pero no menor que el diámetro medio en la salida de la boquilla.

En las siguientes imágenes se muestra el diseño de la entrada acampanada

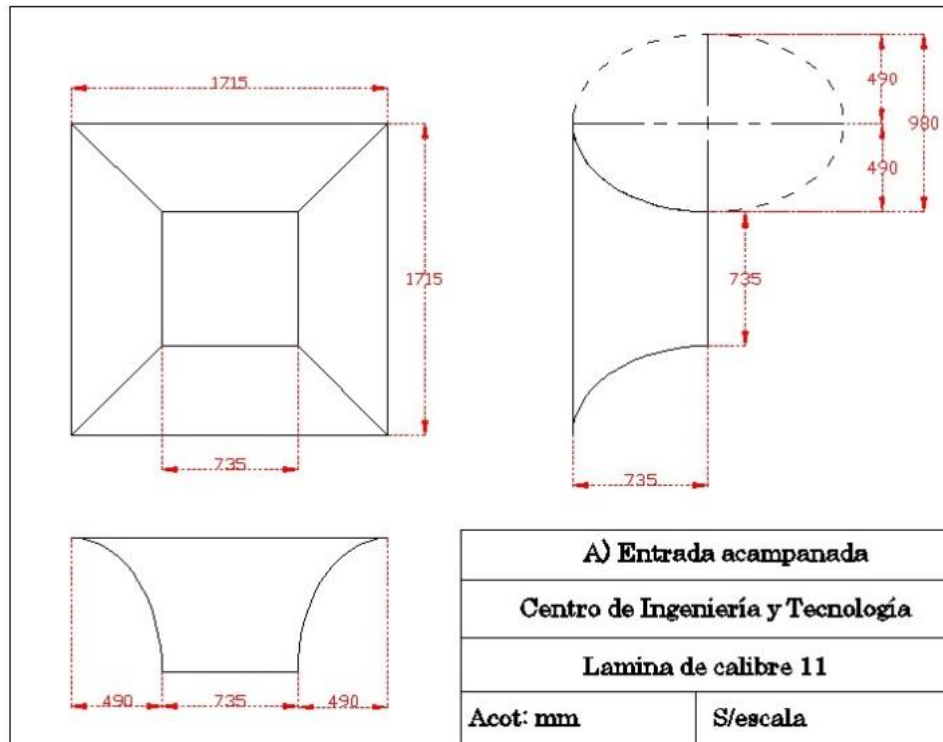


Figura 2.2: Dibujo en 3 vistas de la entrada acampanada.

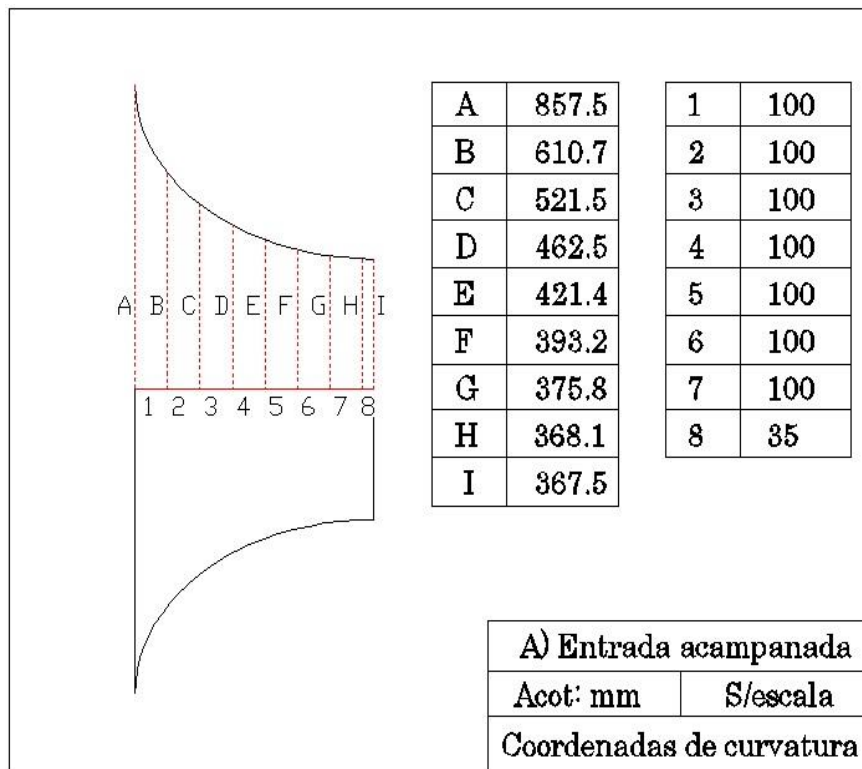


Figura 2.3: Coordenadas de curvatura en la entrada acampanada.

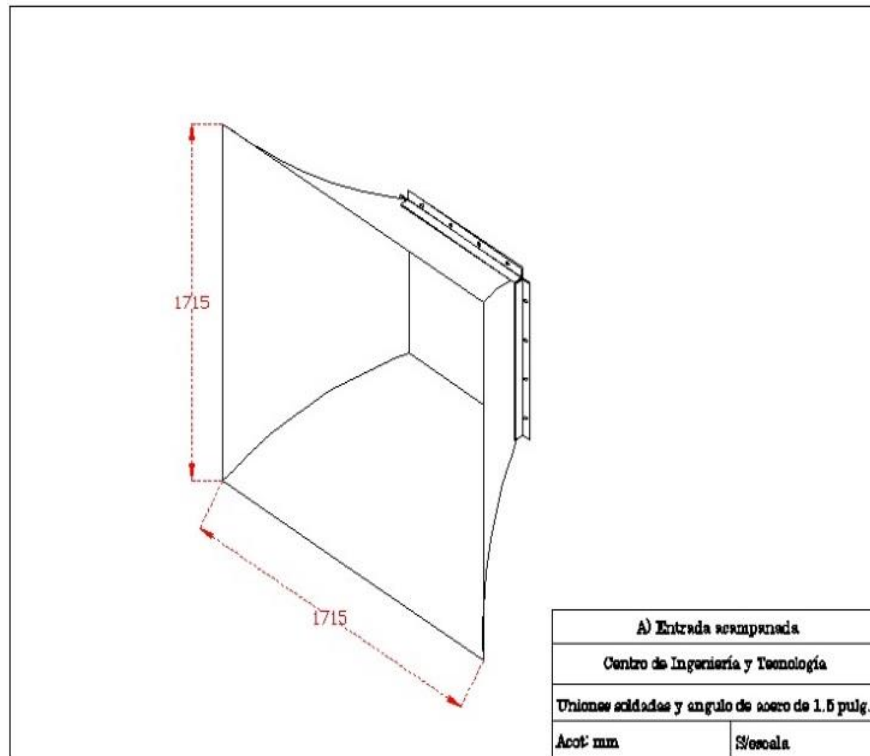


Figura 2.4: Vista isométrica de la entrada acampanada.

b) CÁMARA ESTABILIZADORA: esta pieza almacena las mallas que permiten estabilidad en el flujo antes de la sección de contracción. Las características de esta malla es el coeficiente de caída de presión (K) que depende de la porosidad β y el número de Reynolds [4] . La porosidad es función del diámetro del alambre (d_w) y la abertura (M) de la malla tal como se especifica en la ecuación siguiente:

$$\beta = 1 - \frac{d_w}{M} \quad (2.1)$$

El diseño de la cámara estabilizadora se muestra a continuación.

Bradshaw y Pankhurst [17] sugieren el empleo de mallas con $\beta > 0.57$, debido a que un valor menor produce inestabilidades del flujo que se conservan hasta la sección de pruebas. Metha y Bradshaw [18] , recomiendan instalar cuatro mallas separadas por una distancia de $500 d_w$. La distancia entre la última malla y la contracción debe ser de 0.2 diámetros de la cámara estabilizadora

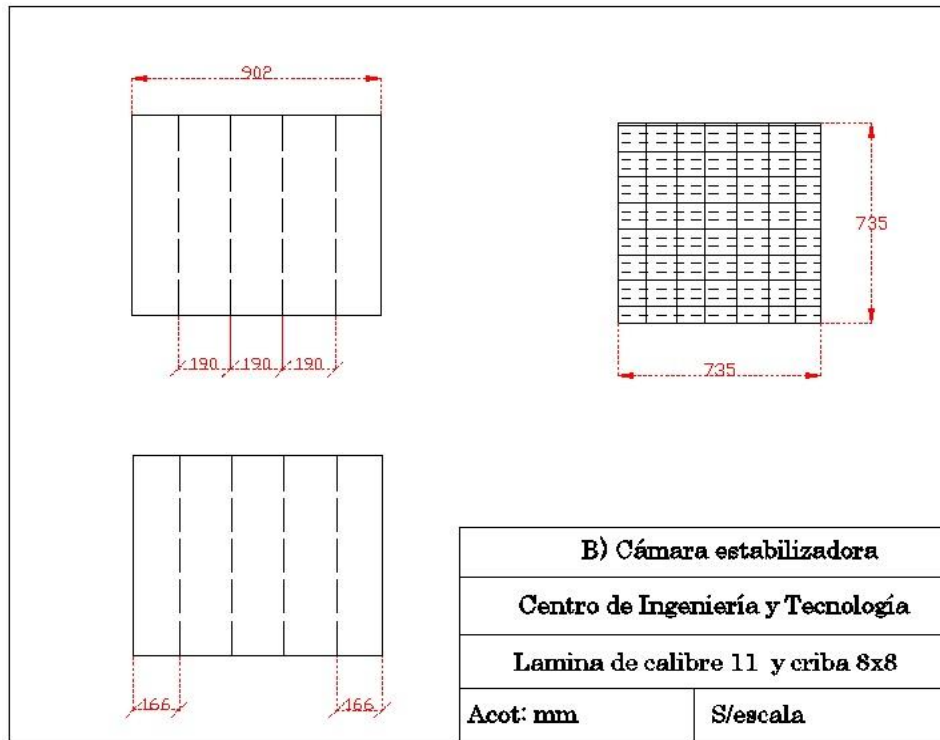


Figura 2.5: Dibujo en 3 vistas de la cámara estabilizadora.

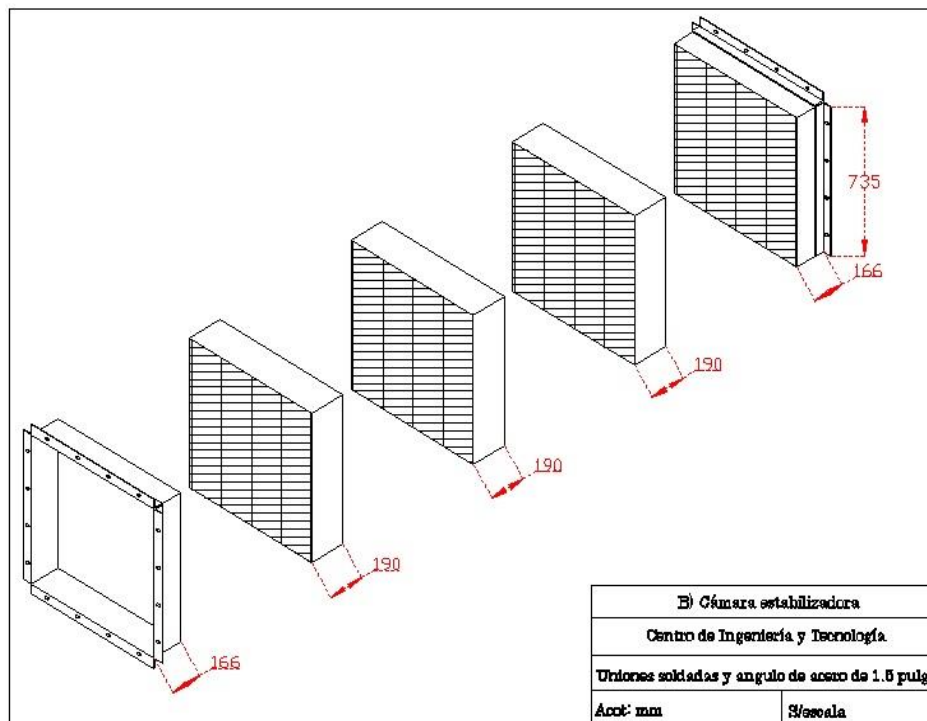


Figura 2.6: Vista isométrica de las uniones soldadas en la cámara estabilizadora.

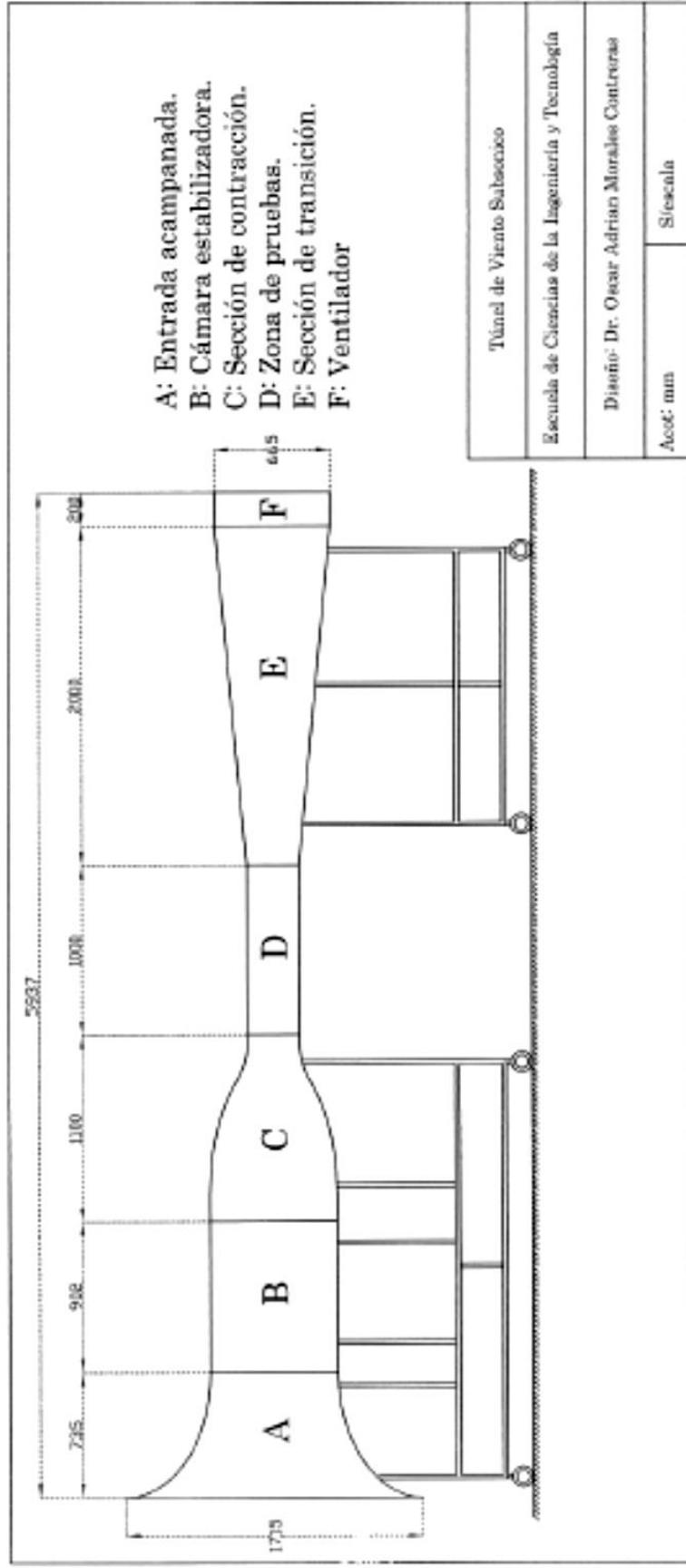


Figura 2.7: Componentes de túnel de viento subsónico de ECITEC.

c) SECCIÓN DE CONTRACCIÓN: Este elemento une las zonas donde se presentan las velocidades más bajas (sección estabilizadora) y las velocidades más altas (sección de pruebas). La contracción tiene como finalidad:

- a) incrementar la velocidad promedio del flujo de aire, lo que permite colocar las mallas y el panel en una región de velocidad baja, reduciendo las pérdidas de presión
- b) reduce tanto las variaciones de la velocidad promedio como las fluctuaciones de velocidad.

El parámetro único más importante para determinar los efectos de la contracción es c , la relación de contracción. Los factores de reducción, según lo derivado por Batchelor (1970) para $c > 1$, son:

- Velocidad media del componente U: $1/c$
- Velocidad media del componente V o W:
- Intensidad rms de u-componente:
- v o w componente rms intensidad:

El diseño de una contracción se centra en la producción de una corriente uniforme y constante en su salida, y requiere evitar la separación del flujo. Dos criterios más deseables incluyen el espesor mínimo de la capa límite de salida y la longitud mínima de contracción.

Metha y Bradshaw [18], proponen que la relación de áreas de la contracción debe estar entre 6 y 9, para obtener un buen comportamiento del flujo en la sección de pruebas.

El método empleado para diseñar el cono de contracción es el sugerido por Morel , considerando en su análisis un flujo incompresible y sin viscosidad. En este método, el contorno de la contracción se obtiene mediante dos curvas cúbicas con sus vértices en ambos lados de la contracción unidas en un punto X_m . Estas ecuaciones son:

$$y, z = \begin{cases} (H_1 - H_2) \left[1 - \frac{1}{X_m^2} \left(\frac{x}{L} \right)^3 \right] + H_2 \\ \frac{(H_1 - H_2)}{(1 - X_m)^2} \left(1 - \frac{x}{L} \right)^3 + H_2 \end{cases} \quad (2.2)$$

En donde: H_1 y H_2 son las alturas de entrada y salida de la contracción, X_m es el punto de unión de las curvas, y y z es la altura de la contracción a una distancia x desde la entrada de la contracción y L es la longitud del cono.

En las siguientes imágenes se aprecia el diseño de la sección de contracción del túnel de viento.

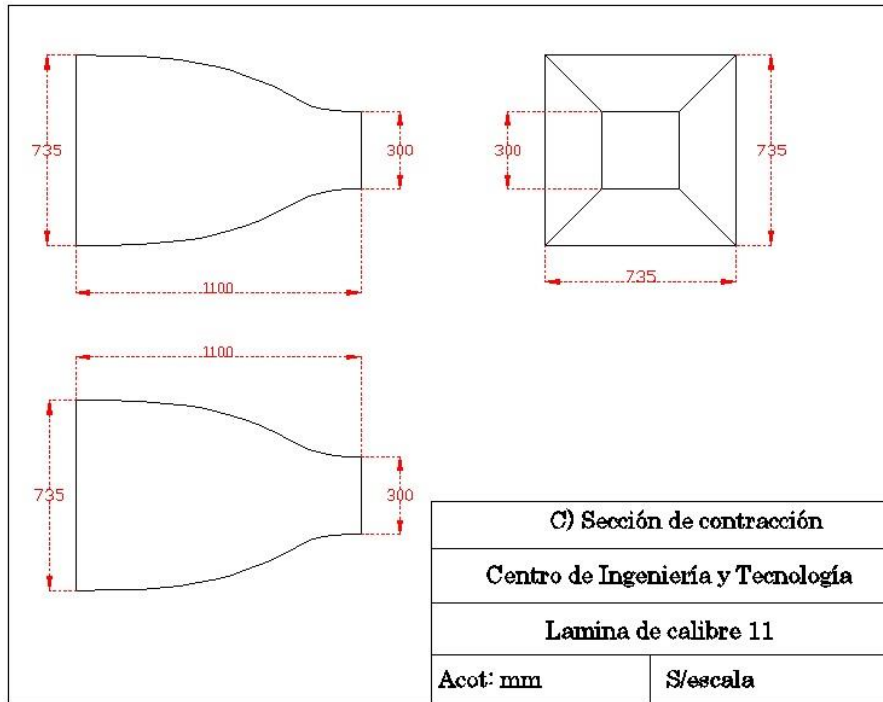


Figura 2.8: Dibujo en 3 vistas de la sección de contracción.

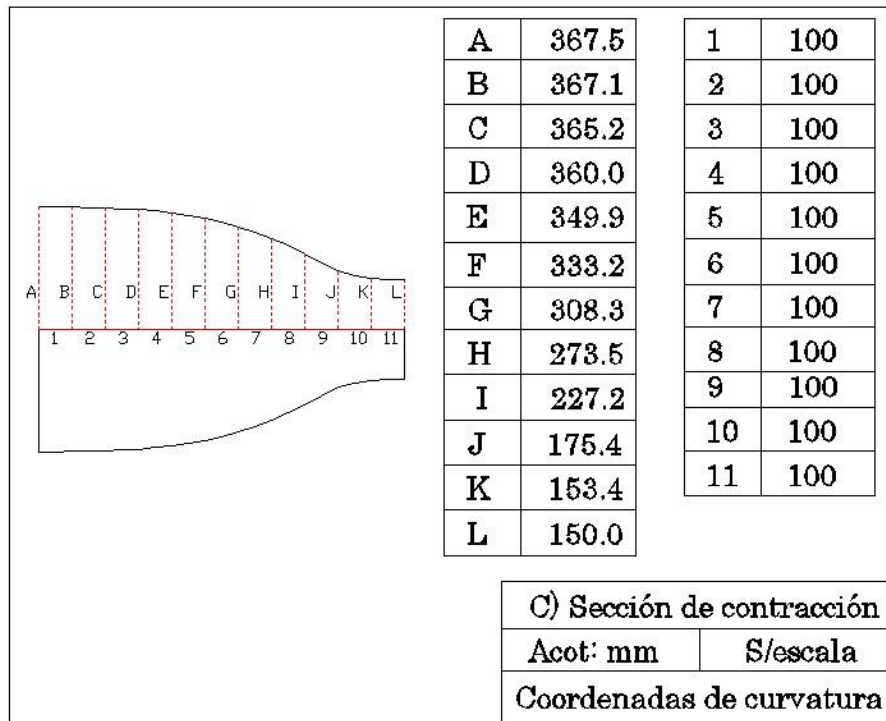


Figura 2.9: Coordenadas de curvatura en la sección de contracción.

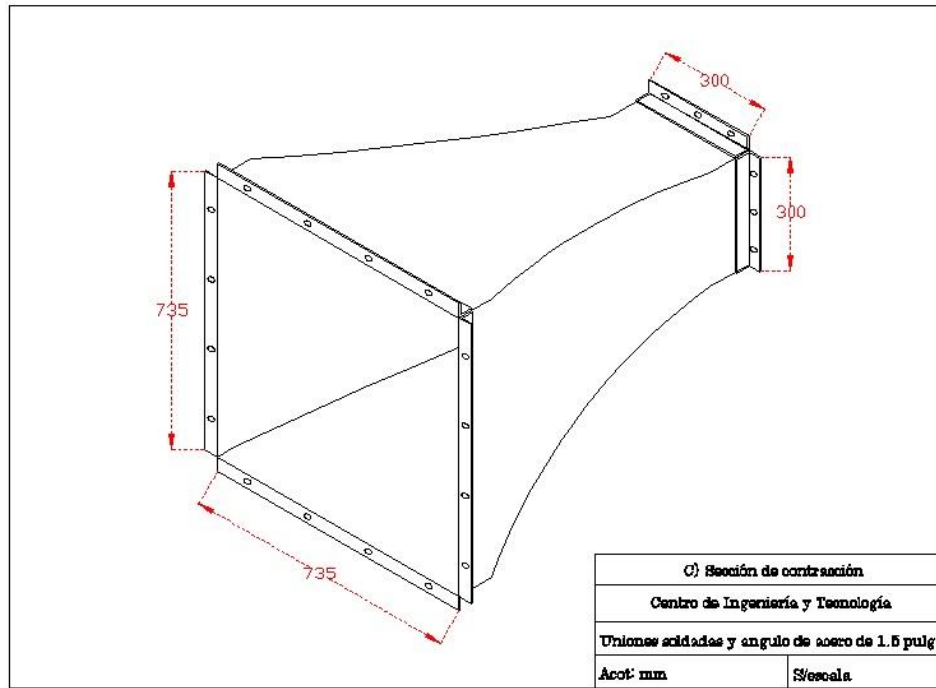


Figura 2.10: Vista isométrica de la sección de contracción.

d) ZONA DE PRUEBAS: se tienen dos zonas, una para caracterizar la misma y la otra para realizar pruebas de visualización de flujo mediante diferentes técnicas, tal como se muestra en la figura 2.11. En la primera se tiene 5 puntos para medir los perfiles de velocidad a lo largo del eje “y” y 5 para medir los perfiles a lo largo del eje “z”. Para la visualización de flujo con humo se tiene una sección donde se introduce la sonda de generación de humo y en la parte interior se colocan diferentes objetos aerodinámicos.

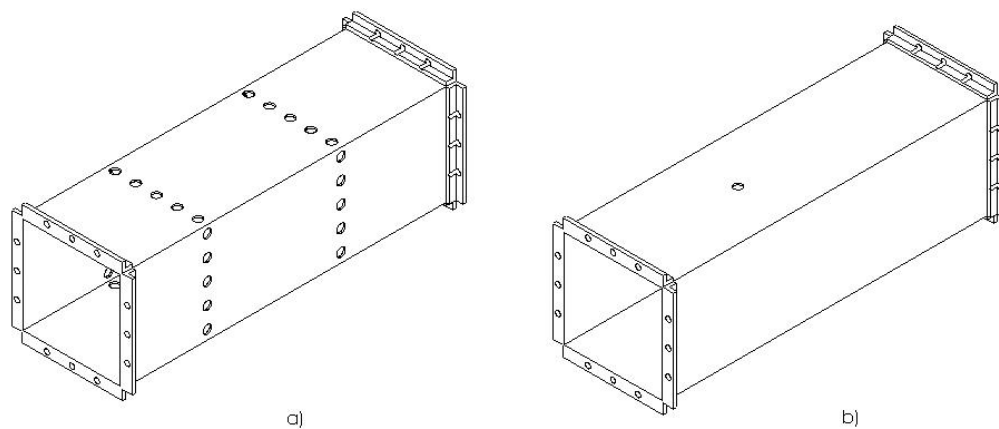


Figura 2.11: Sección de pruebas: a) caracterización y b) visualización de flujo con humo.

La figura 2.12 muestra el diseño de la zona de pruebas.

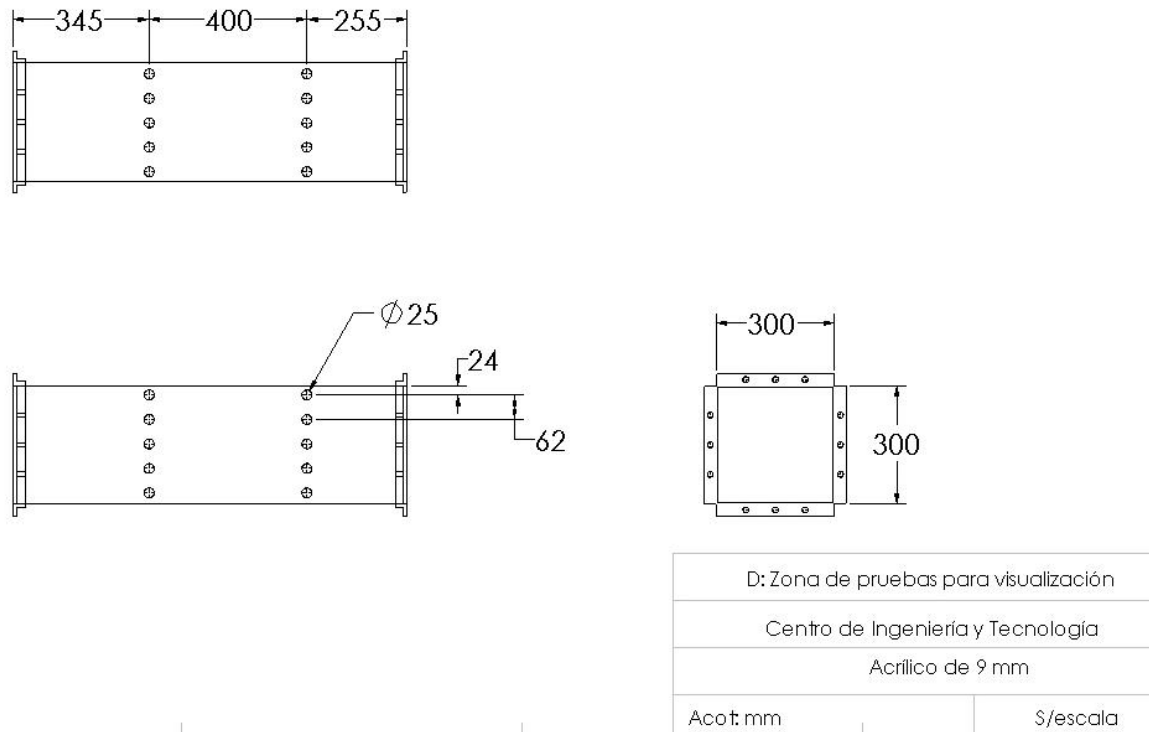


Figura 2.12: Dibujo en 3 vistas de la zona de pruebas.

e) SECCIÓN DE TRANSICIÓN: Se utiliza para conectar el túnel con el ventilador y disminuir las pérdidas de energía, su diseño se realiza bajo la indicación de ANSI/AMCA STANDARD 210-85 [16] , mostrada en la figura siguiente:

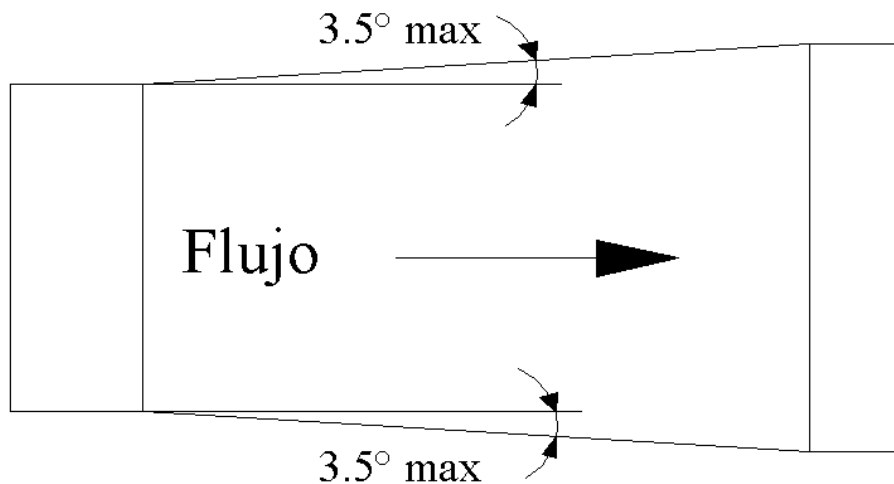


Figura 2.13: Especificaciones para sección de transición bajo norma ANSI/AMCA STANDARD 210-85 [16].

El diseño se muestra a continuación.

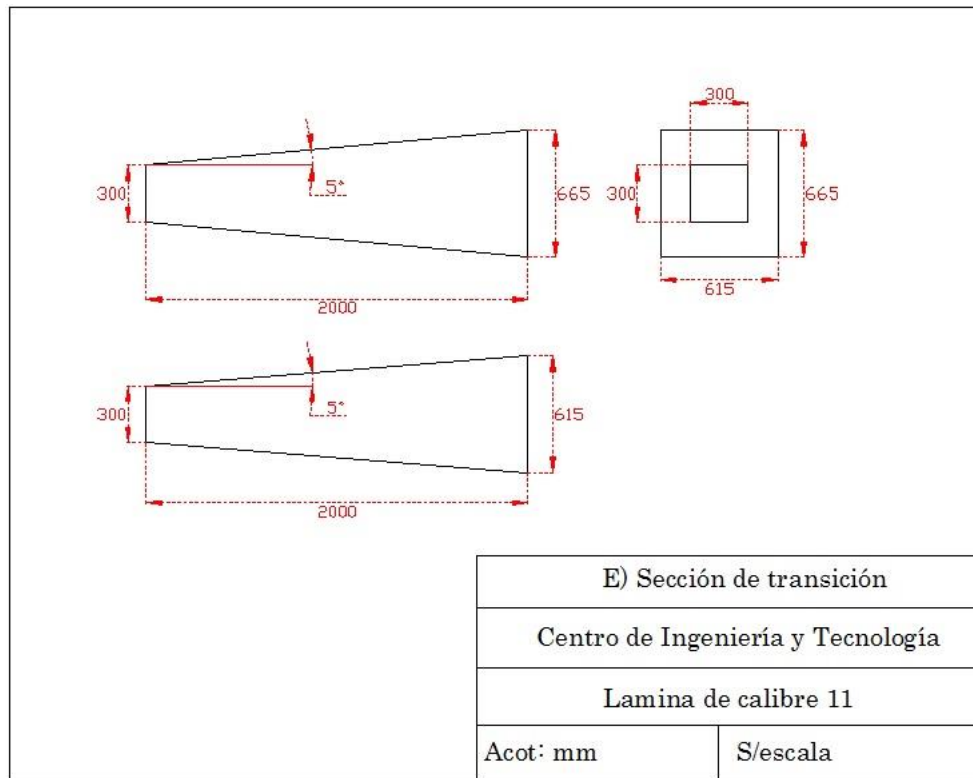


Figura 2.14: Dibujo en 3 vistas de la zona de transición.

f) VENTILADOR: es el dispositivo que se utiliza para movilizar el flujo de aire a lo largo del túnel de viento. Las especificaciones del mismo son las siguientes:

- Gasto volumétrico: en un rango de 190 a 7600 pie³/min.
- Pieza de contracción: cuadrado de 0.984pie * 0.984pie.
- Corriente suministrada: 220-444v/trifásico/60HZ.
- Temperatura: Rango de 0 50°C.
- Especificación especial: variador de velocidad.

Para el cálculo del número de Reynolds [4] en el interior de la zona de pruebas se utiliza la ecuación:

$$Re = \frac{\rho u 4R}{\mu} \quad (2.3)$$

Donde:

u = componente de la velocidad, m/s;

ρ = densidad del aire, kg/m³;

μ = viscosidad dinámica, Pa-s

R = radio hidráulico, m.

Los resultados obtenidos en la medición de velocidad son tratados estadísticamente. Para expresar el resultado de una medición Figliola [19] indica que se debe calcular el valor promedio de la muestra (N) mediante la relación:

$$\bar{x} = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N x_i \quad (2.4)$$

Este valor a su vez se usa para calcular la desviación estándar de la muestra:

$$S_x = \left(\sqrt{\frac{1}{N-1} \sum_{i=1}^N (x_i - \bar{x})^2} \right) \quad (2.5)$$

Donde:

x_i son las mediciones individuales.

N es el número de mediciones individuales (muestra).

\bar{x} es el valor promedio.

El valor medio verdadero (x') representa el valor más probable de \bar{x} y se expresa como:

$$x' = \bar{x} \pm t_v S_x, (P\%) \quad (2.6)$$

Donde: $t_v S_x$ representa un intervalo de precisión, que es una medida cuantificada del error de precisión en el estimado del valor verdadero de la variable, y $P\%$ es la probabilidad asignada, es decir, la probabilidad dentro de la cual se esperaría que cualquier valor caiga [20]. La probabilidad utilizada en este trabajo es del 95.45%. La variable t_v se llama estimador, la cual es función de $P\%$ y de N , y tiene un valor de 2.01, tomado de la distribución T de Student. Finalmente el valor de N es de 51.

CONSTRUCCION DE TÚNEL DE VIENTO.

La construcción de la sección de contracción y la entrada acampanada se llevó a cabo en el taller de maquinado de la Facultad. A continuación se muestran estas piezas instaladas en el taller de maquinado:



Figura 2.15: Piezas construidas en el taller de máquinas-herramientas.

La cámara estabilizadora construida en el taller de máquinas-herramientas de la Universidad y se muestra en la figura 2.16.

Las piezas del túnel de viento fueron construidas en lámina de acero de calibre 11 y se pintaron en color Verde mediante la técnica de pintura de polvo horneada. Primeramente, se desengrasó la pieza y se aplicó una capa fosfato mediante inmersión, posteriormente se aplica la pintura en polvo y se adhiere al metal electroestáticamente ya que la pieza se conecta a tierra y conductoras. Finalmente se hornea a 180 grados centígrados para que la pintura polimerice y adquiera el acabado final.



Figura 2.16: Cámara estabilizadora.

Las zonas de pruebas se construyeron con acrílico de espesor de 9mm y cada una de las secciones se unieron mediante un pegamento especial, posteriormente se colocaron soportes contruidos con ángulo de 1.5 pulgadas tal como se muestra en la figura 2.17, para asegurarlas al túnel.

La base del túnel está contruida con PTR de 1 pulgada de espesor colocada sobre ruedas para permitir el trasporte del mismos, además cuenta con bases para estabilizar el túnel y nivelarlo en caso necesario (figura 2.18).

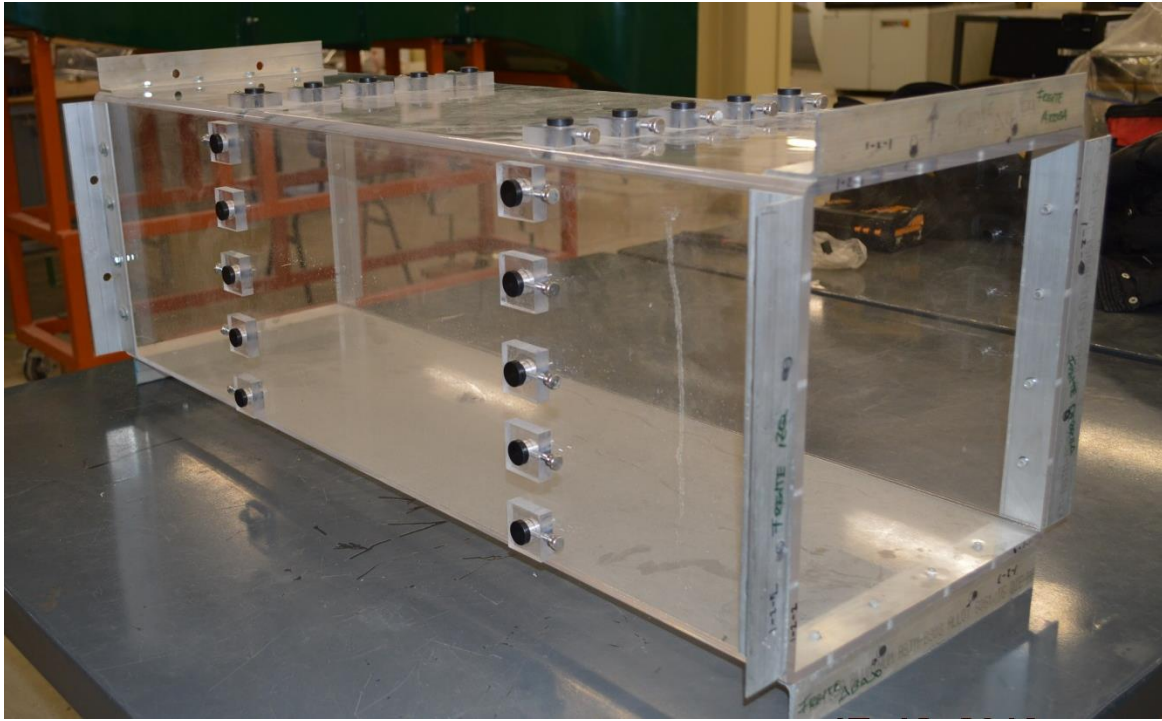


Figura 2.17: Zona de pruebas ensambladas.



Figura 2.18: Base de túnel de viento.

El túnel de viento se instaló en los nuevos laboratorios de la Facultad tal y como se muestra en la figura 2.19. En esta imagen se aprecia la zona de pruebas para visualización de flujo instalada en el túnel.



Figura 2.19: Túnel de viento subsónico

CAPÍTULO III

Metodología experimental

METODOLOGÍA EXPERIMENTAL.

Para calcular la velocidad promedio en la zona de pruebas se determina la presión dinámica en diferentes puntos distribuidos en la sección transversal (0.3m x 0.3m), la cantidad de puntos de medición se determinan basados en lo indicado por Wang [21], en este trabajo se utilizan 5 puntos por cada eje, completando un total de 25 puntos distribuidos a lo largo de la sección transversal, tal como se indica en la figura 3.1 y tabla 2.

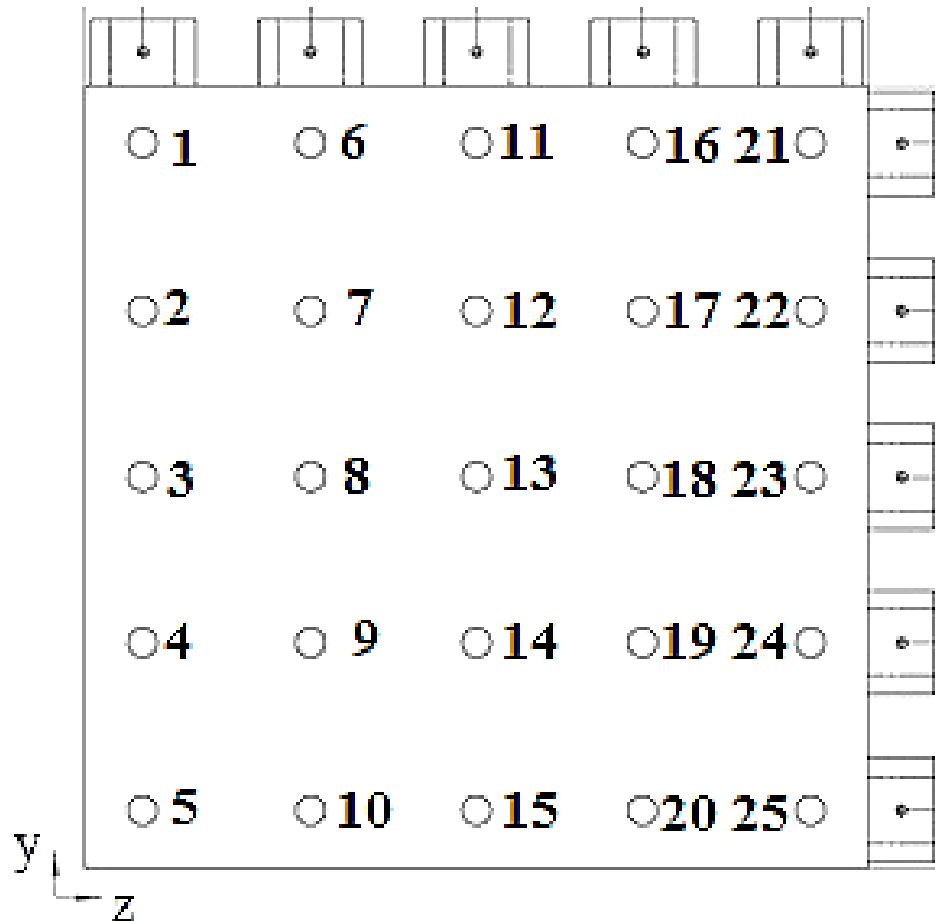


Figura 3.1: Distribución de puntos de medición en la sección transversal.

Tabla 3.1. Distribución de puntos de medición para obtener U_{med} .

Punto	Coordenadas (z, y)	Punto	Coordenadas (z, y)	Punto	Coordenadas (z, y)
1	(0.024,0.276)	9	(0.086,0.086)	17	(0.214,0.214)
2	(0.024,0.214)	10	(0.086,0.024)	18	(0.214,0.150)
3	(0.024,0.150)	11	(0.150,0.276)	19	(0.214,0.086)
4	(0.024,0.086)	12	(0.150,0.214)	20	(0.214,0.024)
5	(0.024,0.024)	13	(0.150,0.150)	21	(0.276,0.276)
6	(0.086,0.276)	14	(0.150,0.086)	22	(0.276,0.214)
7	(0.086,0.214)	15	(0.150,0.024)	23	(0.276,0.150)
8	(0.086,0.150)	16	(0.214,0.276)	24	(0.276,0.086)
				25	(0.276,0.024)

*Unidades en metros.

La velocidad en cada punto (u_i) se determinará utilizando la ecuación siguiente:

$$u_i = \sqrt{\frac{2\Delta P}{\rho}} \quad (3.1)$$

Dónde: u_i = velocidad puntual (m/s), ΔP = presión dinámica (Pa) y ρ = densidad del aire (kg/m³).

La velocidad promedio se obtiene utilizando la ecuación recomendada por Figliola : [19]

$$u_{media} = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N u_i \quad (3.2)$$

Dónde: u_{media} = velocidad promedio (m/s) y N = cantidad total de la muestra.

La velocidad media se usa para calcular la desviación estándar (S_x) de la muestra:

$$S_x = \sqrt{\frac{1}{N-1} \sum_{i=1}^N (u_i - u_{media})^2} \quad (3.3)$$

El valor verdadero u^* representa el valor más probable de la velocidad y se expresa como:

$$u^* = u_{media} \pm S_x \text{ (P\%)} \quad (3.4)$$

La probabilidad asignada (P%) es del 95.45% como lo indica Figliola [19].

El cálculo de la densidad del aire (ρ) en el interior del túnel de viento se realiza utilizando la ecuación de gas ideal como lo indican Becerra y Guardado [22], la cual es:

$$\rho = \frac{PMa}{ZRT} \left[1 - X_v \left(1 - \frac{Mv}{Ma} \right) \right] \quad (3.5)$$

Dónde: Ma = masa molar de aire húmedo (kg/mol), Mv = masa molar de agua (kg/mol), P = presión absoluta (Pa), R = constante de gas (8.314510 J / K * mol), T = temperatura absoluta (K), Xv = fracción molar de vapor de agua y Z = factor de compresibilidad.

La incertidumbre en la medición de la densidad se determina utilizando la metodología de Becerra y Guardado. Por otro lado, para analizar la intensidad de la turbulencia en el túnel de viento se retoma lo indicado White [23], quien menciona que un flujo turbulento se caracteriza por las fluctuaciones de las tres componentes de la velocidad, así como en la presión y temperatura; por lo tanto, para el análisis de un flujo turbulento se separan las fluctuaciones de la propiedad de su valor promedio en el tiempo. Por lo tanto, la turbulencia (TU) en la componente a lo largo de la dirección del flujo se define como:

$$TU = \frac{u_{rms}}{u_{media}} \quad (3.6)$$

Donde la velocidad promedio temporal se define con la ecuación:

$$u_{rms} = \sqrt{\frac{1}{N-1} \sum_{i=1}^N [u_i - u_{media}]^2} \quad (3.7)$$

Finalmente para obtener los números adimensionales que caracterizan el flujo se tiene:

Para el número de Mach se utiliza la ecuación indica por White [23] :

$$Ma = \frac{u_{media}}{C} \quad (3.8)$$

La velocidad del sonido (C) en el aire a la temperatura a la cual se realiza el experimento se determina por la ecuación:

$$C = \sqrt{kRT} \quad (3.9)$$

Dónde: k = relación de calores específicos (1.4).

El régimen de flujo se determina utilizando la ecuación de Reynolds, indicada por White, la cual es:

$$Re = \frac{\rho 4R u_{media}}{\mu} \quad (3.10)$$

4R = radio hidráulico (m).

μ = viscosidad dinámica del aire (Pa-s).

Los perfiles de velocidad en la zona de pruebas se obtienen aprovechando los puntos empleados en la medición de la velocidad promedio, por lo que se tienen 5 perfiles en el eje “z” y 5 en el eje “y”, tal como se indica en la figura 3.2. En cada uno de los ejes se realizan mediciones de velocidad en 22 puntos distribuidos como se indica en la tabla 3.

Las condiciones atmosféricas son monitoreadas con la estación meteorológica Vantage pro2 instalada en ECITEC, en este instrumento la presión atmosférica tiene una resolución de 0.1mb y precisión nominal de 1 mb, para la temperatura una resolución de 0.1°C y precisión nominal de 0.5°C, y para la humedad resolución de 1% y precisión nominal de 5% . Para medir la velocidad (u_i) en el interior del túnel de viento se utiliza un tubo pitot colocado en los puntos indicados a continuación para los ejes “y” y “z”, pero en la parte central de la zona de pruebas a lo largo del eje axial ($x=0.5m$). Las mediciones se obtienen con un anemómetro digital de la marca Extech con una resolución de 1Pa, y una precisión de $\pm 0.3\%$ de la escala total.

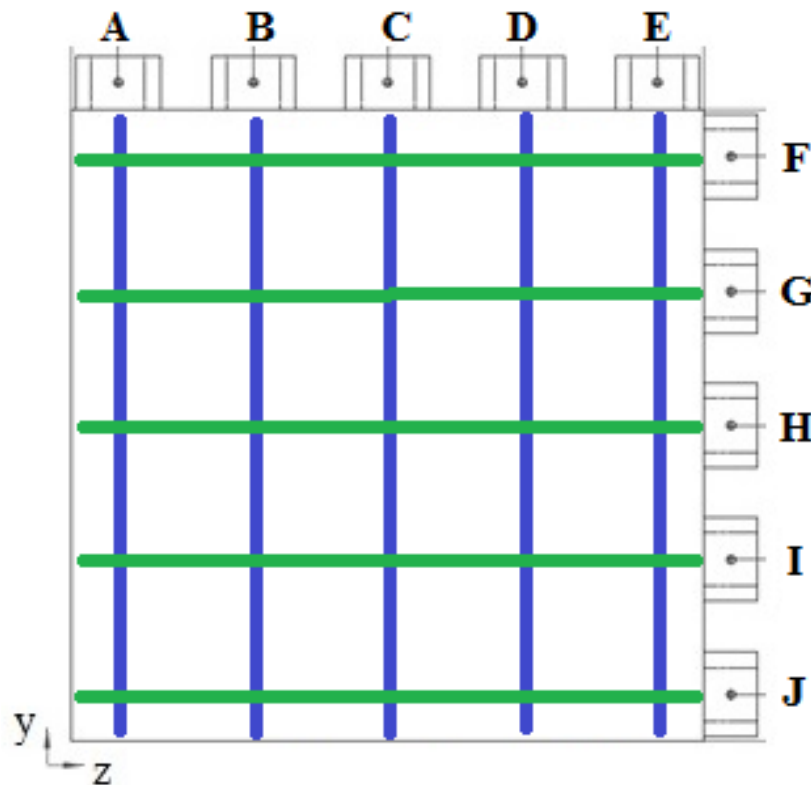


Figura 3.2: Distribución de perfiles de velocidad en la sección transversal.

Tabla 3.2- Distribución de puntos de medición para ejes A-J.

<i>Punto</i>	<i>Distancia</i>		<i>Punto</i>	<i>Distancia</i>	
0	0	m	12	0.157	m
1	0.017	m	13	0.170	m
2	0.030	m	14	0.183	m
3	0.043	m	15	0.195	m
4	0.056	m	16	0.208	m
5	0.068	m	17	0.221	m
6	0.081	m	18	0.233	m
7	0.094	m	19	0.246	m
8	0.106	m	20	0.259	m
9	0.119	m	21	0.271	m
10	0.132	m	22	0.284	m
11	0.144	m	23	0.300	m

CAPÍTULO IV

Resultados experimentales

RESULTADOS Y DISCUSIONES.

El valor de velocidad se calculó para tres diferentes rangos de frecuencia del ventilador, 32, 45 y 64hz, lo que representa el 50, 75 y 100% de potencia del mismo, en la tabla siguiente se muestran los resultados obtenidos:

Tabla 4.1: Caracterización te túnel de viento de ECITEC.

<i>Potencia de ventilador (%)</i>	<i>Velocidad</i>				<i>Reynolds</i>	<i>Ma</i>	
50	11.98	m/s	±	0.93	m/s	234053	0.03
75	17.61	m/s	±	1.12	m/s	344204	0.05
100	22.67	m/s	±	1.74	m/s	442981	0.07

El valor determinado para la densidad del aire, utilizando la metodología mencionada es: $1.1790266 \text{ kg/m}^3 \pm 0.0074348 \text{ kg/m}^3$.

Con las mediciones de velocidad realizadas se encuentra que en la zona de pruebas se tiene flujo turbulento e incompresible, debido a que el $Re > 4000$ y el $Ma < 0.3$. Las velocidades determinadas van desde los 43 hasta los 80km/h, valores que permiten realizar experimentos en el área de la ingeniería aeronáutica y aeroespacial al utilizar las leyes de escalamiento. En el túnel de viento subsónico de ECITEC se pueden realizar experimentos para determinar el coeficiente de arrastre y sustentación de modelos aerodinámicos como perfiles alares, aviones, cohetes, satélites, etc. Además, se pueden desarrollar estudios de visualización de flujo con técnicas como la de humo, aceite e hilo en modelos de perfiles NACA. Finalmente, también es posible analizar la transferencia de calor para sistemas de enfriamiento clásicos como aletas y tubos de calor. Estos estudios son realizados por estudiantes de licenciatura de la carrera de Aeroespacial.

Los perfiles de velocidad obtenidos a lo largo del eje "y" se presentan en las figuras 4.1 a la 4.3, y para los perfiles obtenidos en el eje "z" se muestran de las figuras 4.4 a la 4.6. Los resultados se ordenan de acuerdo al incremento de velocidad analizado.

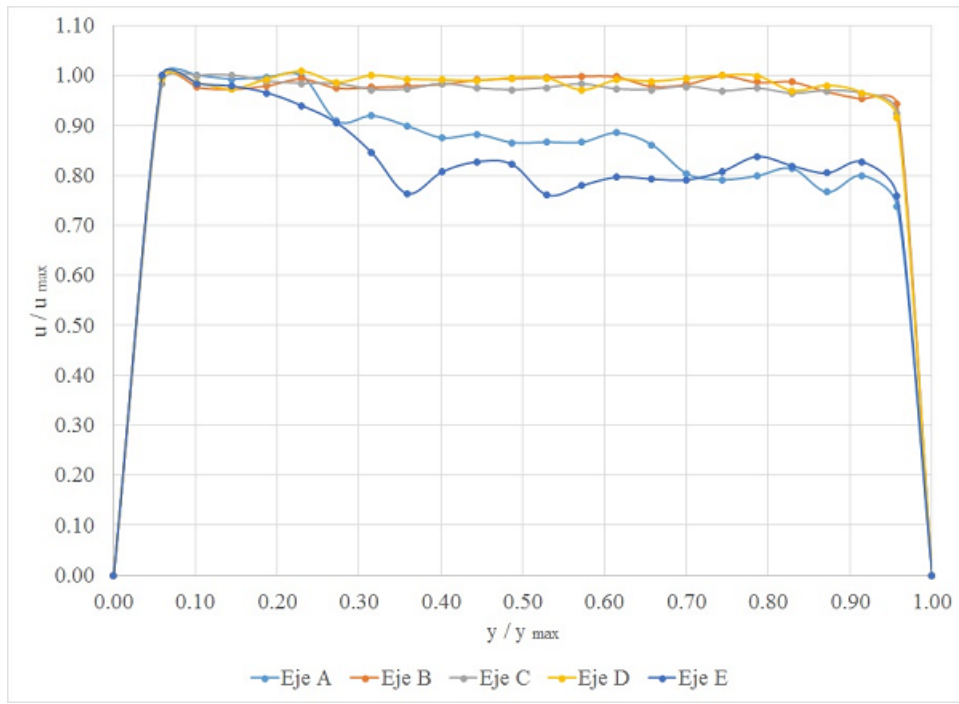


Figura 4.1: Perfiles de velocidad a lo largo del eje "y" con velocidad de 11.98 m/s.

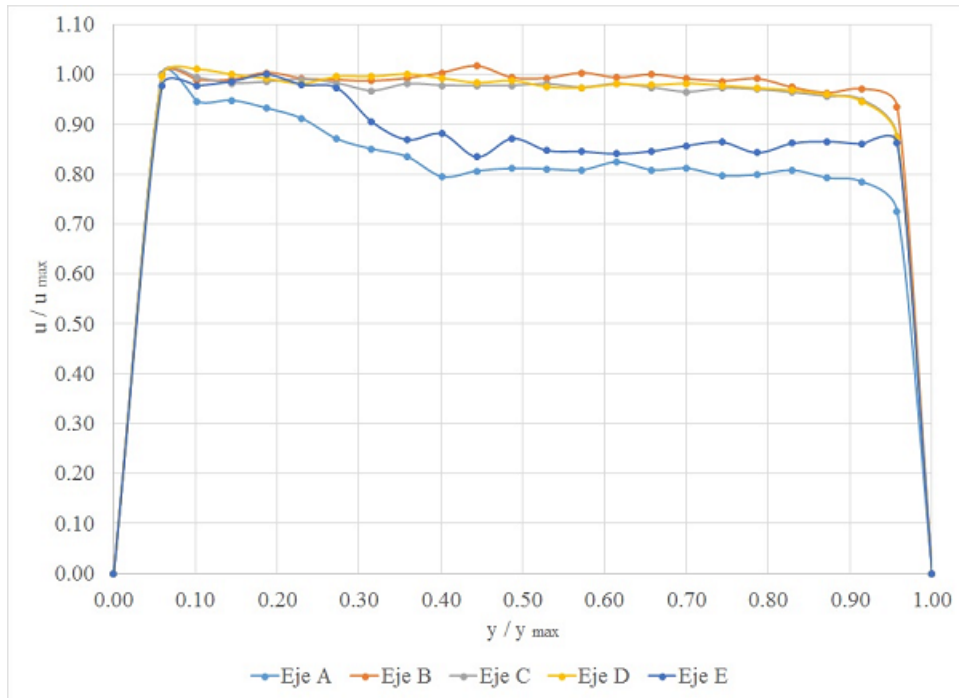


Figura 4.2: Perfiles de velocidad a lo largo del eje "y" con velocidad de 17.61 m/s.

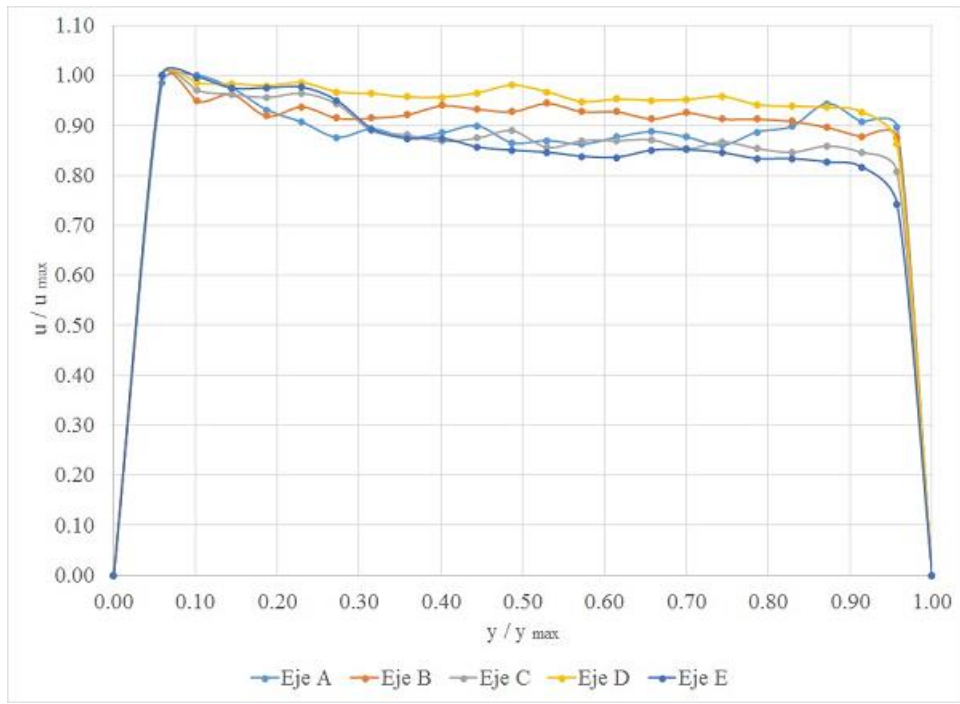


Figura 4.3: Perfiles de velocidad a lo largo del eje "y" con velocidad de 22.67 m/s.

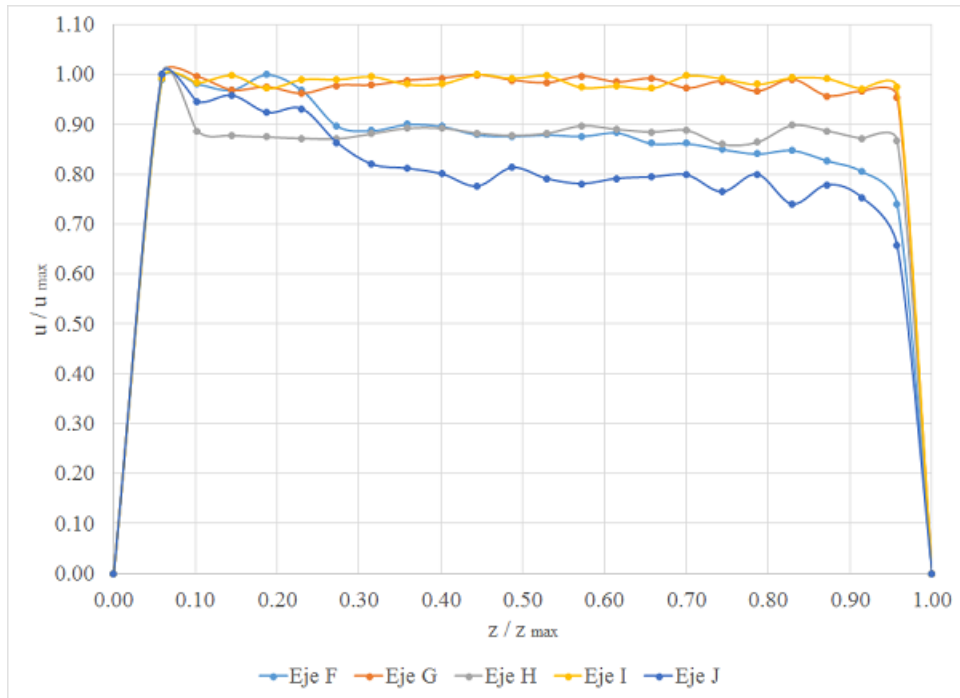


Figura 4.4: Perfiles de velocidad a lo largo del eje "z" con velocidad de 11.98 m/s.

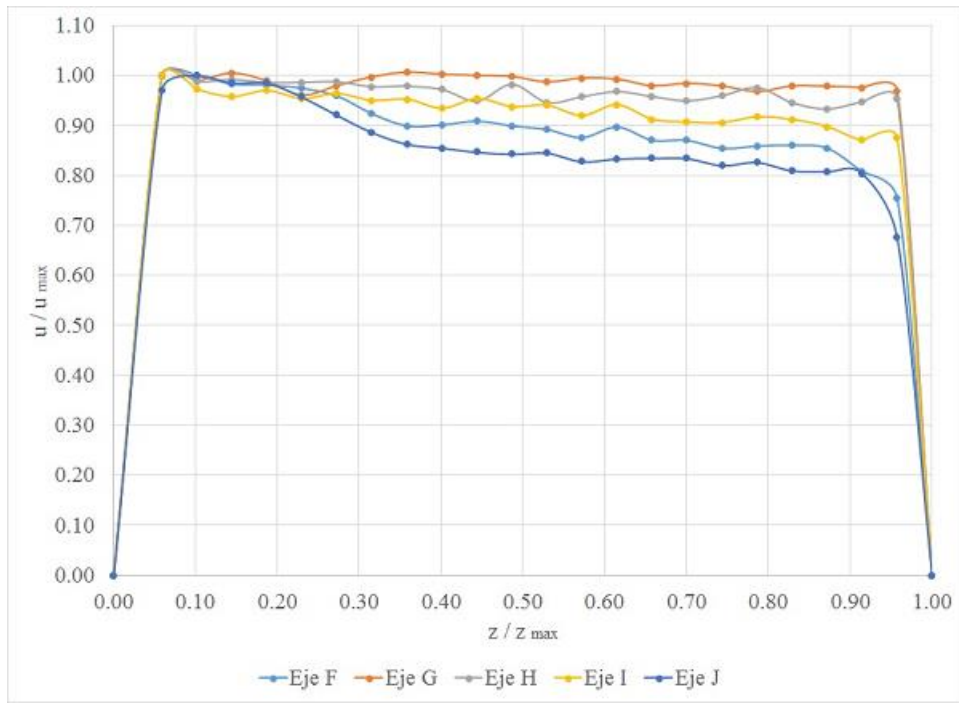


Figura 4.5: Perfiles de velocidad a lo largo del eje "z" con velocidad de 17.61 m/s.

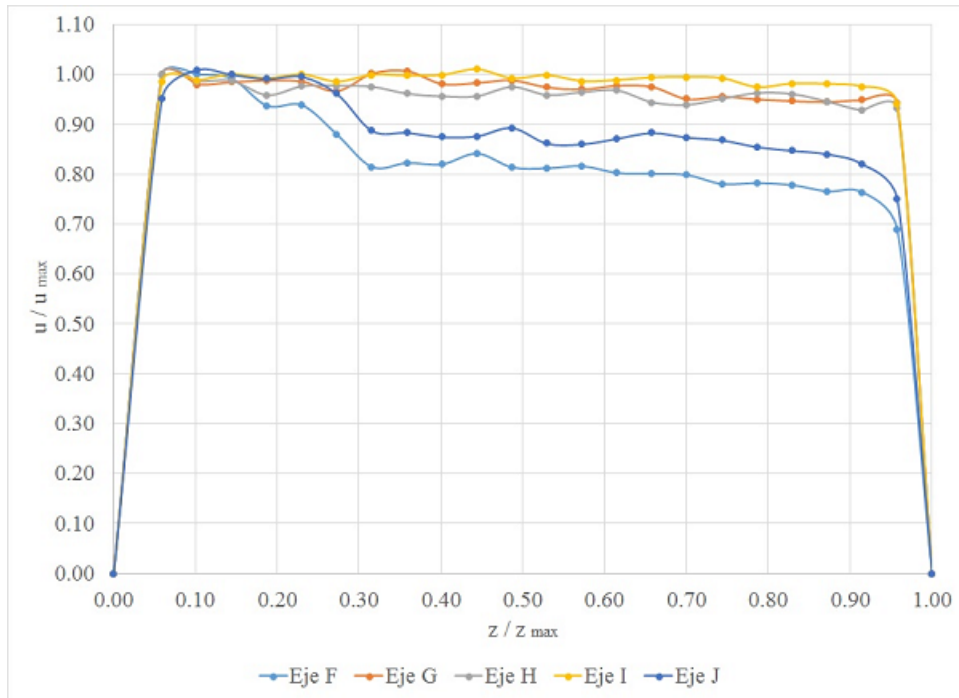


Figura 4.6: Perfiles de velocidad a lo largo del eje "z" con velocidad de 22.67 m/s.

Los perfiles de velocidad presentan una forma correspondiente a un perfil turbulento para todos los casos, tal como se indicó anteriormente, sin embargo, los perfiles no son simétricos, y se observa que en la parte superior derecha en todos los casos existe una variación de velocidad de hasta un 20%. Esto se observa principalmente en los perfiles medidos en los ejes A, E, F y J, los cuales se localizan muy cerca de las paredes donde se tiene el crecimiento de la capa límite, la cual se ve afectada por las mallas colocadas en la cámara estabilizadora, ya que éstas se fijaron por la parte interior del túnel generando una obstrucción en lugar de una estabilización del flujo, además que en esta sección en específico ya se tiene un deterioro en las mismas, lo que sugiere que deberán sustituirse inmediatamente, fijándolas ahora por la parte exterior del túnel de viento. Sin embargo, aun con estas condiciones cercanas a la pared, los perfiles en la zona central presentan un comportamiento uniforme en la mayoría de los casos lo que permite realizar experimentos con modelos aerodinámicos, pues el perfil casi es simétrico y las diferencias de velocidad máximas son de apenas el 6% para los casos de los ejes C y H. Por otro lado, el incremento de la velocidad provoca que los perfiles en la parte central del túnel de viento sean más estables.

Finalmente, la intensidad de turbulencia calculada para el túnel de viento de ECITEC es del 4.76% [24], para los perfiles de velocidad en el centro de la zona de pruebas, y deberá disminuir a partir de la modificación propuesta en la cámara estabilizadora, además de la necesaria inserción de un panel hexagonal en la sección de la entrada del túnel de viento, el cual será diseñado y fabricado en el taller de máquinas-herramientas de ECITEC. Con las mejoras a realizar en el túnel de viento se podrá realizar investigación en la línea de Aeroespacial – Aeronáutica de nuestro país, enfocándose principalmente a la visualización de flujo en modelos aerodinámicos y determinación de la velocidad con niveles bajos de incertidumbre en las mediciones.

CONCLUSIONES.

Se presenta la metodología completa para la caracterización de la zona de pruebas de un túnel de viento subsónico.

Se encontró que el flujo en la zona de pruebas es turbulento con $23000 < Re < 440000$.

Se tiene flujo incompresible debido a que el Mach calculado tiene un valor máximo de 0.07.

La intensidad de la turbulencia es cercana al 5% en el la sección central de la zona de pruebas.

Los perfiles de velocidad presentan comportamiento de flujo turbulento, sin embargo, los perfiles cerca de las paredes no son simétricos.

RECOMENDACIONES

Modificar los enderezadores de flujo, ya que el diseño de soporte al interior del tunel de viento provoca variaciones en el desprendimiento de la capa limite y perfiles de velocidad cerca de las paredes con alta intensidad de turbulencia. Colocar una seccion de honeycomb.

Desarrollar una siumulacion numerica para comprpobar que las secciones colocadas en el diseño permitirn el regimen de flujo estable en la zona de pruebas.

REFERENCIAS

- [1] B. Robins, *New Principles of Gunnery: Containing the Determination of the Force of Gunpowder, and Investigation of the Difference in the Resisting Power of the Air to Swift and Slow Motions*, London: F. Wingrave, 1805.
- [2] J. A. D. Ackroyd, «Sir George Cayley: The Invention of the Aeroplane near Scarborough at the Time of Trafalgar,» *Journal of Aeronautical History*, nº 2011/ 6, pp. 130-181, 2011.
- [3] J. D. J. Anderson, *A history of aerodynamics: and its impact on flying machines*, Cambridge University Press, 1999.
- [4] A. Pope, J. H. Barlow y W. J. H. Rae, *Low-Speed Wind Tunnel Testing*, John Wiley & Sons, 1999.
- [5] L. Prandtl, *Göttingen Wind Tunnel for Testing Aircraft Models*, NACA, 1920.
- [6] M. Goodrich y J. Gorham, «WIND TUNNELS OF THE WESTERN HEMISPHERE,» NASA, Washington D.C., 2008.
- [7] European Transonic Windtunnel, «etw.de,» 2004. [En línea]. Available: <https://www.etw.de/>. [Último acceso: 29 06 2019].
- [8] NASA, «NASA Langley's 30- by 60-Foot Tunnel,» NASA, 01 October 1995. [En línea]. Available: <https://www.nasa.gov/centers/langley/news/factsheets/30X60.html>. [Último acceso: 02 05 2019].
- [9] TsAGI, «Central Aerohydrodynamic Institute,» 2008. [En línea]. Available: <http://www.tsagi.ru/en/institute/>. [Último acceso: 12 09 2019].
- [10] R. Tolentino E., M. Toledo V., G. Tolentino E. y F. Sánchez S., «Modificaciones al túnel de viento del labinthap para mediciones de velocidad de aire desde 5 m/s hasta 30 m/s,» *Simpósio de Metrología*, pp. 1-6, 2004.
- [11] P. Rosas Quintero, M. Toledo Velazquez, G. Tolentino Eslava, R. Tolentino Eslava, F. Sanchez Silva y J. Abugaber Francis , «Wind Tunnel at LABINTHAP,» *Energy and Power Engineering*, nº 3, pp. 565-573, 2011.
- [12] Alianza FiiDEM, «La Alianza FiiDEM inaugura el Túnel de Viento, un laboratorio abierto a la innovación y al fortalecimiento de la infraestructura en México,» 03 02 2015. [En línea]. Available: <http://www.alianzafiidem.org/noticia31.html>. [Último acceso: 02 06 2019].
- [13] C. J. Silva Treviño, «Diseño y Construcción de un Túnel de Viento Bidimensional Subsónico de Circuito Abierto por Inyección”,» 2005.
- [14] S. Gonzales Chavéz, J. Chiroque Valdera y W. Urcuhuaranga Jesús, «Cálculo, diseño y construcción de un túnel de viento para estudios experimentales de aerogeneradores y sus componentes,» *Ciencia y Tecnología para el Desarrollo de Lima Perú*, 2011.
- [15] P. L. .P. y P. S. Klebanoff, «A Low-Velocity Airflow Calibration and Research Facility,» *NBS Technical Notes*, vol. NBS Technical Note 989.
- [16] Air Movement and Control Association International, inc., « Laboratory methods of testing fang for rating,» vol. ANSI/AMCA 210/99, nº ANSI/ASHARE 51-199, 1999.
- [17] P. Bradshaw y R. C. Pankhurst, *The design of low-speed wind tunnels*, Elsevier Ltd., 1964.

- [18] R. D. Metha y P. Bradshaw , Design rules for small low speed wind tunnels, Cambridge University Press, 2016.
- [19] T. Morel, Comprehensive Design of Axisymmetric Wind Tunnel Contractions, ASME, 1975.
- [20] R. S. Figliola y D. E. . Beasley, Theory and design for mechanical measurements, New York: John Wiley & Sons, 1991.
- [21] R. a. A.-C. E. I. American Society of Heating, «2017 ASHRAE,» *Handbook - Fundamentals*, 2017.
- [22] CENTRO NACIONAL DE METROLOGÍA MEXICANO, «ESTIMACIÓN DE LA INCERTIDUMBRE EN LA DETERMINACIÓN DE LA DENSIDAD DEL AIRE,» CENAM, El Marques,Qro, 2001.
- [23] F. M. White, «WHITE, Frank M.; CORFIELD, Isla. Viscous fluid flow,» McGraw-Hill, New York, 2006.
- [24] O. A. Morales Contreras, A. Gomez Roa, M. L. Paz Gonzalez, J. A. Juan Gonzalez y L. N. Ortega Moran, «Diseño y construcción de túnel de viento subsónico para laboratorio de Aeroespacial de ECITEC-UABC,» *MEMORIAS DEL XXI CONGRESO INTERNACIONAL ANUAL DE LA SOMIM*, 2015.