

DISEÑO DE UN TÚNEL DE VIENTO PARA PRUEBA DE VENTILADORES Y
PERFILES AERODINÁMICOS

Felipe Acevedo Vélez

UNIVERSIDAD EAFIT
DEPARTAMENTO DE INGENIERÍA MECÁNICA
ÁREA DE MECÁNICA DE FLUIDOS
MEDELLÍN
2006

DISEÑO DE UN TÚNEL DE VIENTO PARA PRUEBA DE VENTILADORES Y
PERFILES AERODINÁMICOS

Felipe Acevedo Vélez

Proyecto de grado.

Asesor:

Luís Fernando Quirós Morales
Ingeniero Mecánico

UNIVERSIDAD EAFIT
DEPARTAMENTO DE INGENIERÍA MECÁNICA
ÁREA DE MECÁNICA DE FLUIDOS
MEDELLÍN
2006

CONTENIDO

	Pág.
1. INTRODUCCIÓN	14
2. DEFINICIÓN DEL PROBLEMA	17
3. JUSTIFICACIÓN	19
4. ANTECEDENTES	21
5. OBJETIVOS	23
5.1. OBJETIVO GENERAL	23
5.2. OBJETIVOS ESPECÍFICOS	24
6. DISEÑO DE SECCIONES	25
6.1. METODOLOGÍA DE DISEÑO	25
6.2. TEORÍA AERODINÁMICA Y NÚMEROS ADIMENSIONALES.	30
6.2.1. Teoría de capa límite	30
6.2.2. Números adimensionales.	32
6.3. DEFINICIÓN GENERAL: TÚNEL DE VIENTO	34
6.4. SECCIONES	37
6.4.1. Modelo	38
6.4.2. Sección de pruebas (F)	39
6.4.3. Difusor de salida (G)	44
6.4.4. Difusor de ángulo pronunciado (A)	46
6.4.5. Estabilizadores de flujo (mallas) (B)	49
6.4.6. Cámara de ajustes (C)	52
6.4.7. Direccionador de flujo (D)	53
6.4.8. Prediseño de la contracción (E)	55
6.4.9. Prediseño de las boquillas(H)	60
6.5. ECUACIÓN DE ENERGÍA Y DEFINICIÓN DE LAS PÉRDIDAS TOTALES DEL SISTEMA	62
6.6. RESULTADOS	64

6.7.	SELECCIÓN DE LA PROPULSIÓN	75
7.	DISEÑO DE LA BALANZA AERODINÁMICA	81
7.1.	DISEÑO	83
7.2.	SOPORTE DE MODELOS	88
7.3.	CELDA DE CARGA	94
7.4.	SISTEMAS ELECTRÓNICOS	102
7.5.	ACONDICIONAMIENTO	104
7.6.	TRANSMISIÓN	105
7.7.	CONTROL DE MOTOR	108
7.8.	CALIBRACIÓN	108
7.8.2.	Vector de tensión	112
7.8.3.	Análisis de errores	113
7.8.4.	Técnica de calibración	114
8.	SELECCIÓN DE LA INSTRUMENTACIÓN Y DEFINICIÓN DE PUNTOS DE MEDICIÓN.	116
8.1.	PRESIÓN	116
8.2.	VELOCIDAD	117
8.2.1.	Medición de flujo en conductos.	119
8.3.	CAUDAL	120
9.	PROCEDIMIENTO DE PRUEBA DE VENTILADORES.	121
10.	DOCUMENTACIÓN DE PRÁCTICAS Y PRUEBAS DE VENTILADORES	123
10.1.	EXPERIMENTACIÓN	123
10.2.	CONSEJOS PRÁCTICOS PARA REALIZAR EXPERIMENTOS EN EL TÚNEL DE VIENTO	125
10.3.	PLANTEAR UN EXPERIMENTO	126
10.4.	PUNTOS CLAVES A CONSIDERAR EN PRUEBAS AERODINÁMICAS	127
10.5.	EXPERIMENTOS EN UN TÚNEL DE VIENTO PEQUEÑO	128

10.6.	EXPERIMENTO 1: CALIBRACIÓN Y CALIDAD DE FLUJO DEL TÚNEL DE VIENTO.	130
10.7.	EXPERIMENTO 2: ALINEACIÓN DE LA BALANZA Y RELACIÓN DE ASPECTO.	131
10.8.	EXPERIMENTO 3: PERFIL DE ARRASTRE POR LA TEORÍA DE MOMENTUM.	132
10.9.	EXPERIMENTO 4: ESTABILIDAD DINÁMICA	134
10.10.	EXPERIMENTO 5: CAPA LÍMITE.	135
11.	MÉTODOS DE VISUALIZACIÓN	136
12.	COSTOS DE FABRICACIÓN DEL TÚNEL	140
13.	CONCLUSIONES	143
14.	RECOMENDACIONES	145
15.	BIBLIOGRAFÍA	146
15.1.	TOMADA DE LIBROS	146
15.2.	TOMADA DE INTERNET	148

LISTA DE FIGURAS

	Pág.
Figura 1. Metodología de diseño.	25
Figura 2. Comportamiento de la velocidad bajo el efecto de capa límite.	30
Figura 3. Capa límite laminar y turbulenta.	31
Figura 4. Túnel de viento de circuito cerrado.	35
Figura 5. Túneles de viento de circuito abierto, de succión y tipo soplador	36
Figura 6. Diagrama de flujo para el cálculo de secciones.	38
Figura 7. Dimensionamiento de la sección de pruebas	41
Figura 8. Geometría y notación del difusor.	44
Figura 9. Número de mallas en el difusor.	48
Figura 10. Verificación de operación exitosa de la configuración de las mallas en el difusor.	49
Figura 11. Geometría y nomenclatura de la malla	51
Figura 12. Coeficientes de pérdida para diferentes geometrías del direccionador de flujo.	54
Figura 13. Primera aproximación de acuerdo con la Ecuación 22.	58
Figura 14. Característica adimensional de forma.	58
Figura 15. Perfil de la pared de contracción para un α de 0.5.	58
Figura 16. Perfil de la pared de contracción para un α de 0.3.	58
Figura 17. Perfil de la pared de contracción para un α variable linealmente con respecto a ξ .	59
Figura 18. Perfil de la pared de contracción para un α variable cuadráticamente con respecto a ξ .	59
Figura 19. Perfil de la pared de contracción para un α variable con respecto al seno(ξ).	59

Figura 20. Perfil de la pared de contracción para un α variable polinomialmente con respecto a ξ , de quinto orden. Semejante a la descrita en la Ecuación 22.	59
Figura 21. Boquillas de obstrucción de flujo para modificación del caudal en el túnel	60
Figura 22. Generación de puntos del ventilador mediante boquillas de reducción de área.	61
Figura 23. Render del túnel de viento	69
Figura 24. Curva característica del sistema	70
Figura 25. Sistema para prueba de ventiladores.	71
Figura 26. Configuración propuesta para el túnel de viento.	73
Figura 27. Principales tipos de ventilaciones.	76
Figura 28. Tipos de ventiladores en explosión.	76
Figura 29. Rango de uniformidad del perfil de velocidades.	77
Figura 30. Cambios de presión a lo largo del túnel.	79
Figura 31. Características del ventilador centrífugo que cumple con las condiciones de operación del sistema	80
Figura 32. Curva característica del sistema con el ventilador centrífugo seleccionado.	80
Figura 33. Esquema de fuerzas aerodinámicas	85
Figura 34. Esquema de líneas aerodinámicas y ángulo de ataque,	85
Figura 35. Áreas de proyección para determinación de fuerzas aerodinámicas	87
Figura 36. Balanza aerodinámica tipo plataforma.	91
Figura 37. Grupo de celdas de la Balanza Aerodinámica	96
Figura 38. Caso de una viga biempotrada	97
Figura 39. Configuración del diseño para la celda de carga.	98
Figura 40. Configuración de la balanza aerodinámica.	101
Figura 41. Disposición de los straining gages para el puente de Wheatstone con 2 brazos activos.	103
Figura 42. Disposición de los straining gages para el puente de Wheatstone con 4 brazos activos	103

Figura 43. Basculación para la calibración de la balanza aerodinámica.	114
Figura 44. Anillo piezométrico de múltiples tubos.	117
Figura 45. Tubo Pitot estático estándar.	118
Figura 46. Puntos de medición en conductos rectangulares y circulares.	119
Figura 47. Procedimiento de calibración de ventiladores.	121
Figura 48. Interpretación de la experimentación.	123
Figura 49. Diagrama de procesos general para modelos de experimentación.	124
Figura 50. Rastrillo medidor de estela.	133

LISTA DE TABLAS

	Pág.
Tabla 1. Túneles de viento en el país.	21
Tabla 2. Lista de requerimientos que definen un túnel de viento.	26
Tabla 3. Ventajas y desventajas de los tipos de túneles de viento.	36
Tabla 4. Tabla calificativa para la selección de un túnel de viento de circuito abierto vs cerrado.	37
Tabla 5. Selección del tipo de sección de pruebas.	40
Tabla 6. Diámetros equivalentes para geometrías definidas	43
Tabla 7. Resultados de los coeficientes de pérdidas friccionales para los 3 tipos de sección de pruebas.	43
Tabla 8. Parámetros definidos para el cálculo del túnel modelado en MATLAB.	64
Tabla 9. Resultados de cálculo para las pérdidas de presión por secciones del túnel	66
Tabla 10. Análisis de recomendaciones y compromisos de diseño	73
Tabla 11. Criterios de evaluación de selección de un ventilador axial o centrífugo	78
Tabla 12. Rango de coeficientes recomendados para fuerzas aeronáuticas.	86
Tabla 13. Rango de fuerzas aerodinámicas	87
Tabla 14. Definición y parámetros iniciales de calculo para la geometría del sistema de galgas.	99
Tabla 15. Resultados de los cálculos de fuerzas y parámetros del sistema de galgas.	100
Tabla 16. Costos de fabricación del túnel de viento.	140

LISTA DE ECUACIONES

	Pág.
Ecuación 1. Coeficiente de pérdidas generado por un obstáculo.	38
Ecuación 2. Relaciones geométricas para determinar la sección de pruebas	40
Ecuación 3. Fórmula de Darcy-Weisbach para cálculo de pérdidas, aplicable a tuberías y canales de sección transversal cualquiera.	42
Ecuación 4. Radio hidráulico para cualquier geometría	42
Ecuación 5. Función iterativa para determinar el factor de fricción derivada de la ecuación propuesta por Karman-Prandtl.	43
Ecuación 6. Número de Reynolds	43
Ecuación 7. Coeficiente de pérdida del difusor	45
Ecuación 8. Coeficiente de pérdida del factor de fricción.	45
Ecuación 9. Coeficiente de pérdida por expansión	45
Ecuación 10. Coeficiente de pérdidas de una sección rectangular.	46
Ecuación 11. Cálculo del ángulo de difusión.	46
Ecuación 12. Frontera de operación exitosa de las mallas en el difusor.	48
Ecuación 13. Coeficiente de pérdidas de la malla	50
Ecuación 14. Calculo de la porosidad de la malla.	51
Ecuación 15. Solidez de la malla	51
Ecuación 16. Factor del Número de Reynolds dado por Idel'chik	51
Ecuación 17. Número de Reynolds del alambre.	52
Ecuación 18. Relación recomendada de largo ancho para el direccionador de flujo	54
Ecuación 19. Caída de presión en la contracción	56
Ecuación 20. Coeficiente de pérdida de la sección de contracción	56
Ecuación 21. Coeficiente de pérdida de la sección de contracción simplificado	57
Ecuación 22. Forma de la contracción bajo una ecuación de quinto orden	57
Ecuación 23. Ecuación de energía.	62

Ecuación 24. Cabeza de presión del ventilador	63
Ecuación 25. Pérdidas del sistema	63
Ecuación 26. Cabeza de presión del ventilador en términos de las constantes de pérdidas en los tramos y accesorios	63
Ecuación 27. Fórmulas para cálculo de caudal y presión para la configuración de prueba de ventiladores.	72
Ecuación 28. Definición de sustentación	86
Ecuación 29. Definición de arrastre.	87
Ecuación 30. Definición de momento de cabeceo.	87
Ecuación 31. Deflexión de una viga biempotrada.	97
Ecuación 32. Deflexión de una viga empotrada	97
Ecuación 33. Puente Wheatstone con 2 brazos activos.	103
Ecuación 34. Puente Wheatstone con 4 brazos activos.	104
Ecuación 35. Definición del ancho de código para la balanza.	107
Ecuación 36. Función algebraica de las lecturas de las celdas de carga.	109
Ecuación 37. Función algebraica de las lecturas de las celdas de carga forma matricial.	109
Ecuación 38. Velocidad del aire por medio de la medición del tubo pitot.	118

1. INTRODUCCIÓN

Un túnel de viento es un sistema que genera una corriente de aire, limitado por un conducto de sección específica y/o variable a lo largo del mismo, para lograr condiciones especiales en el flujo y simular el movimiento de objetos con el fin de analizar fenómenos aerodinámicos, como fuerzas y líneas de corriente, entre otros. En el túnel también es posible analizar el rendimiento y funcionamiento de ventiladores generando sus curvas características.

Las clasificaciones básicas de un túnel de viento son: de acuerdo a su arquitectura básica (circuito abierto - circuito cerrado); de acuerdo a la velocidad (subsónico - transónico – supersónico - hipersónico); de acuerdo a la presión (atmosférico-densidad variable); de acuerdo al tamaño (ordinarios - escala real). Existen otros túneles que son únicos en su categoría (meteorológicos, túneles de choque, chorro plasmático, tiro caliente). (Filippone @, 2005)

Las posibilidades de uso de un túnel de viento pueden dividirse principalmente en 3 ramas que son:

Aerodinámica y teoría de fluidos: medición de caudal, distribución velocidad y presión, número de Reynolds, visualización de flujo, arrastre sobre cuerpos esféricos y perfiles especiales, gradiente de presiones sobre perfiles aerodinámicos, medición de fuerzas de arrastre y sustentación sobre perfiles aerodinámicos, investigación del desarrollo de la capa límite en objetos mediante la medición de la distribución de carga total, efecto de las corrientes de aire sobre automóviles, trenes, edificios, esculturas, corrientes de aire sobre líneas de transmisión, antenas, vallas publicitarias, avisos informativos, semáforos, evaluación de equipos para deportes, termodinámica y transferencia de calor

procesos químicos (balances de materia y energía, convección libre y forzada, manejo de carta sicométrica, procesos de secado de productos vegetales, dispersión de contaminantes.). (BARLOW, 1999, 19)

La segunda es calibración: generación de curvas de ventiladores, calibración de medidores de flujo y presión.

La tercera es el diseño de ventiladores, álabes y hélices: se logra mediante la combinación de las 2 primeras ramas, en donde es necesario implementar las técnicas de medición y adquisición de datos relevantes de la teoría aerodinámica y combinarlo con el rendimiento y eficiencia mostrada por el ventilador.

El túnel de viento es ahora indispensable para el desarrollo moderno aeronáutico. Es difícil contemplar la posibilidad de diseñar objetos aerodinámicos, sin primero medir las propiedades de sustentación y arrastre, estabilidad y controlabilidad en un túnel de viento. Hacer pruebas en el túnel, y luego pruebas reales, es el orden mas conveniente. (nasa1@, 2001).

El diseño de un túnel de viento como proyecto de grado tiene puntos positivos que lo hacen muy atractivo:

- Se presta como un estudio dirigido sistemáticamente que corresponde a una necesidad o problema concreto en el área de la mecánica de los fluidos. Este implica un proceso de observación, exploración, descripción, interpretación y explicación. Cumpliendo así los requisitos básicos definidos por la norma NTC 1486, para presentación de proyectos de grado.
- A nivel Nacional se cuenta con muy poca información sobre el tema, existen varios túneles de viento en universidades e industrias aisladas, pero es difícil encontrar datos concretos sobre cada uno de ellos. Por tal motivo es importante dar un aporte más sobre el tema, y brindar la posibilidad de abrir mucho más ésta información para el progreso y desarrollo del país. Un túnel

de viento es símbolo de tecnología, de estudio, análisis, diseño, lo cual permitiría que tanto la academia como la industria se nutran cada vez más de conocimiento.

- A nivel de docencia, en la universidad EAFIT, el proyecto, serviría en gran medida para realizar estudios aerodinámicos y análisis de ventiladores, generando y motivando el espíritu investigativo y de diseño en estudiantes y profesorado. Sería un primer paso, a un mundo que aún no ha sido explotado en la universidad y que sólo es cuestión de arriesgarse a desarrollar un tema realmente complejo, en donde se cruza la teoría y la experimentación.
- A nivel industrial en el medio sería un apoyo a un nuevo horizonte para dar soluciones a nuevos problemas de ingeniería, empleado las herramientas adecuadas.
- A nivel personal es un reto ambicioso, por la cantidad de conceptos y la complejidad que lleva el manejar un proyecto de tal magnitud. El objetivo es lograr un diseño que satisfaga las necesidades que se listarán posteriormente.

2. DEFINICIÓN DEL PROBLEMA

Diseñar y construir un túnel de viento para prueba de perfiles aerodinámicos y ventiladores.

Esta prueba de perfiles aerodinámicos es enfocada las pruebas que puedan realizar los estudiantes de la universidad EAFIT, es decir con fines inicialmente académicos. Consiste en montar modelos a escala de perfiles alares u objetos de geometrías simples (esferas, conos, cubos), para visualizar el campo de flujo, y medición de fuerzas aerodinámicas, entre otras pruebas que pueden ser realizadas, pero que habría que plantearlas y definir las concretamente, ya que en este proyecto no se definen todas.

Por tal motivo el tamaño de modelos debe adecuarse a las capacidades de los estudiantes, y se debe tener presente que el tamaño del mismo condicionará en forma directa el tamaño del túnel. Sin embargo el análisis dimensional permite realizar estudios a escala de modelos. El análisis dimensional para prueba de perfiles aerodinámicos no será objeto de estudio de este proyecto, pero es un tema que puede ser desarrollado usando ésta poderosa herramienta.

La prueba de ventiladores cumple básicamente el mismo enfoque, dando prioridad a las necesidades y capacidades de la universidad, además de un soporte sólido al desarrollo académico. El límite que definirá el tipo de ventiladores a probar, y su rango de caudal y presión, requiere de un estudio que será realizado en uno de los capítulos de este proyecto. Sin embargo se tiene como parámetros de partida, el hecho de que el rango debe ser comercial y debe acoplarse al sistema.

Lo que se busca con la prueba de ventiladores es que se pueda generar la curva de caudal presión total, y que quede abierta una la propuesta a nuevos

desarrollos, proyectos o investigaciones, el realizar las curvas de potencia y eficiencia de estos ventiladores.

Según el alcance del proyecto hay dos ramas principales ya descritas, prueba de ventiladores y perfiles aerodinámicos, y éstas tienen que acoplarse de tal forma que llegue a ser una sola, y concebir conjuntamente las principales características del túnel de viento, para esto se cuenta con los parámetros y lineamientos para el diseño de un túnel de viento, y con la norma ASHRAE 51, para prueba de ventiladores.

Es muy importante anotar que antes de realizar pruebas para la industria y análisis complejos con resultados confiables, es necesario realizar experimentaciones y adquirir cierta experiencia para en un momento dado obtener análisis que sirvan para el desarrollo industrial.

3. JUSTIFICACIÓN

La universidad EAFIT plantea como parte de sus estrategias de desarrollo el siguiente párrafo:

“La flexibilización curricular -centrada en el desarrollo de áreas de interés académico- obliga al fortalecimiento de las actividades investigativas. Sólo mediante la cristalización de grupos y proyectos de investigación será posible crear y consolidar áreas de interés académico que permitan la flexibilización y diferenciación de los programas de formación universitaria ofrecidos por EAFIT.

La Universidad estimulará, entonces, la formación de grupos de investigación que aborden el conocimiento de la realidad nacional desde diversos ángulos: científico, tecnológico, social, cultural, económico. En estos equipos se propiciará la participación de profesores y estudiantes de los distintos programas de pregrado y posgrado, privilegiando la interdisciplinariedad y la formación misma de investigadores” (EAFIT, 1998)

Con esta cita se pretende simplemente ilustrar que al tener en el Laboratorio de Hidráulica de la universidad, un túnel de viento que permita la realización de investigaciones, diseños, practicas de laboratorio para estudiantes, proyectos de grado, trabajos en conjunto con la industria y muchos mas, abre la posibilidad de generar un pequeño centro de investigación, y enriquecer las actividades académicas que allí se desarrollan.

La universidad cuenta con un laboratorio de Hidráulica muy completo (red de pérdidas en accesorios y tuberías, tanque elevado de 8000 litros, tanque para calibración de vertederos, canal de pendiente variable, almenara para prácticas de

Golpe de ariete). Es uno de los pocos laboratorios que cuenta con un sistema de adquisición de datos en los equipos utilizados para las prácticas que posibilita el control y captura en formato digital, las variables relevantes para la realización de los laboratorios.

Al implementar el túnel de viento, el laboratorio un gran paso para ampliar su rango de servicios. El túnel de viento servirá como herramienta en la enseñanza y la experimentación de modelos aerodinámicos y ventiladores.

En la universidad es necesario desarrollar este proyecto del túnel de viento ya que en el medio se encuentran muy pocas posibilidades de realizar pruebas y mediciones aerodinámicas, y de ventilación. La universidad cuenta con la infraestructura y respaldo para sostener e impulsar este servicio, que estaría a disposición de estudiantes, profesores e industria.

El tema de la aeronáutica está creciendo cada vez más en el medio, y esto se ve reflejado con el inicio de la nueva carrera de aeronáutica brindada por la Universidad Pontificia Bolivariana de Medellín. Esto ha abierto una gran perspectiva y se espera un gran desarrollo.

4. ANTECEDENTES

Se encontró un registro, sobre túneles de viento existentes en las universidades del país, estos presentan diferentes características y capacidades como se describe en la

Tabla 1. Túneles de viento en el país. Posiblemente esta información no refleje fielmente la realidad colombiana respecto a totalidad de túneles de viento, sin embargo se aproxima y es un buen punto de partida.

Tabla 1. Túneles de viento en el país.

Descripción	Finalidad	Información adicional	Propietario	Localidad
Túnel de viento	calibración de ventiladores para secadoras	-	Industrias Metalúrgicas La Macarena Ltda.	Risaralda
Túnel de viento aerodinámico	Para simulaciones en AAACad (Programa de CAD) y Aerocad (programa de CAD)	-	Laboratorio de Aeronáutica Universidad de San Buenaventura	Bogota
Túnel de viento	Módulo de simulación ergonómica	Longitud 6m Sección circular 0.3048m diámetro. Velocidad máx. 7m/s	Universidad Nacional	Medellín
Túnel de viento	-	Longitud 3.2m Sección transversal Octogonal 0.65 diámetro. Velocidad máx. 12m/s	Universidad Nacional	Bogota

Tabla 1. Túneles de viento en el país. (continuación).

Descripción	Finalidad	Información adicional	Propietario	Localidad
Túnel de viento	Zona de pruebas con ventanas y todas sus paredes son removibles	Longitud 1.2m Sección transversal Rectangular 0.41x0.43m Velocidad máx. 27m/s	Universidad de los Andes	Bogota
Túnel de viento	Equipo acondicionado para todo tipo de evaluaciones de campanas extractoras	Longitud 3.5m Sección transversal circular :0.3m diámetro Velocidad máx. 5.6m/s	U.I.S. Bucaramanga	Bucaramanga
Túnel de viento	Prácticas de acondicionamiento de aire, la velocidad recomendada para el aire en los evaporadores es de 2-3 m/s.	Longitud 2.27m Sección transversal rectangular: 0.26x0.26m Velocidad máx. 2.6m/s	U. Tecnología de Pereira	Pereira
Túnel de viento	Prácticas de fluidos y térmicas.	Longitud 5.120m Sección transversal circular: 0.5 diámetro Velocidad máx. 10m/s	UPB	-

5. OBJETIVOS

5.1. OBJETIVO GENERAL

Diseñar un túnel de viento en el que se puedan realizar tareas: académicas con el fin de enriquecer conceptos importantes, y demostrar fenómenos que ocurren en la mecánica de fluidos; e industriales con el fin de elaborar y analizar las condiciones de operación de ventiladores.

5.2. OBJETIVOS ESPECÍFICOS

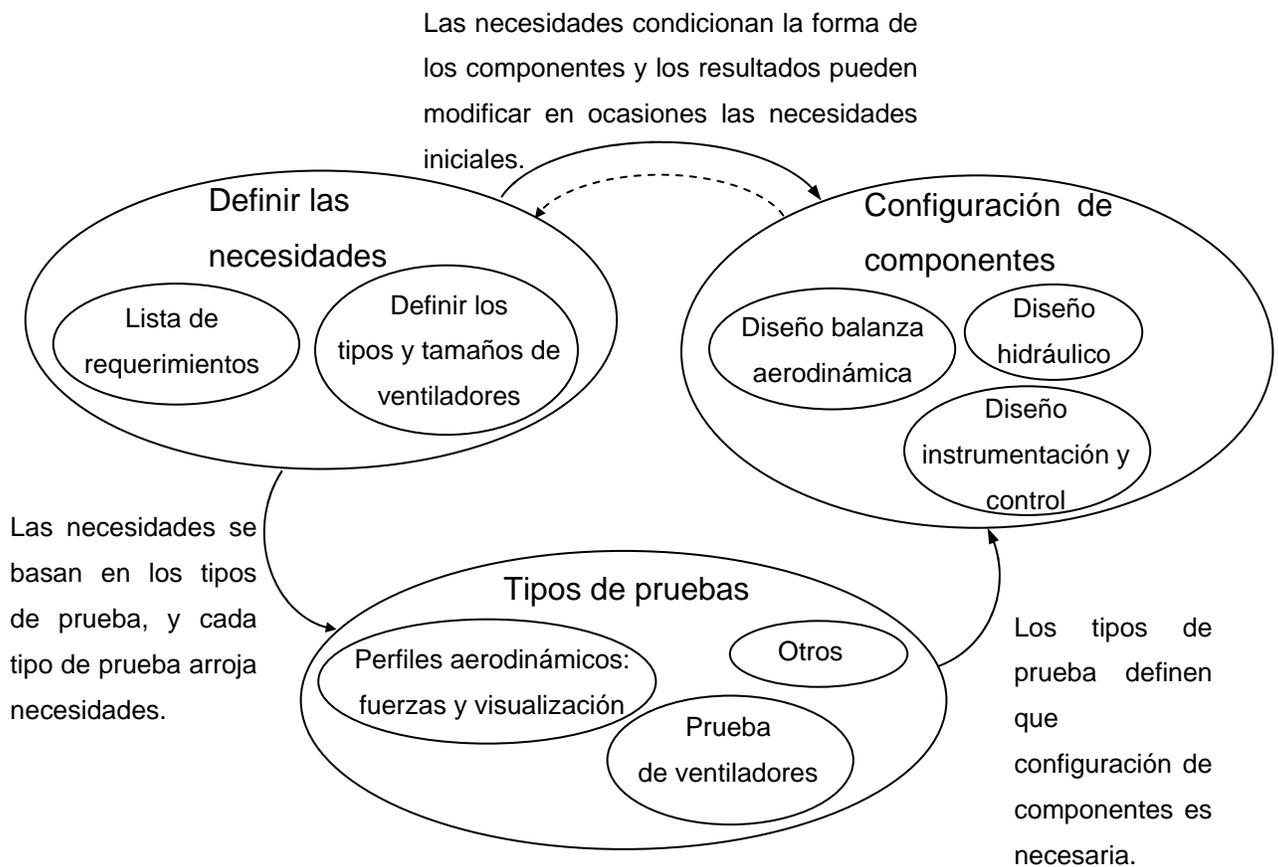
- Prediseñar las secciones del túnel de viento, realizando bosquejos iniciales, cálculos previos y soluciones a problemas de integración de cada una de las partes principales del túnel.
- Integrar la solución para cumplir condiciones para el diseño de un túnel de viento y para asegurar ensayos y pruebas de ventiladores al nivel propuesto.
- Realizar la selección de la propulsión óptima para el trabajo del túnel de viento en pruebas aerodinámicas.
- Dar dimensiones finales a las partes del túnel de acuerdo a los resultados obtenidos.
- Realizar el diseño de la balanza aerodinámica para la medición de fuerzas y momentos involucrados en los fenómenos aerodinámicos.
- Seleccionar la instrumentación y puntos de medición.
- Documentar 5 prácticas de laboratorio que se pueden realizar con el túnel de viento.
- Presentar una tabla de costos para la fabricación del túnel.
- Concluir los principales desarrollos del proyecto.
- Redactar un documento donde se resuma el trabajo realizado durante el semestre.

6. DISEÑO DE SECCIONES

6.1. METODOLOGÍA DE DISEÑO

El esquema que se presenta en la es la metodología que se espera sea la más conveniente para el diseño del túnel de viento.

Figura 1. Metodología de diseño.



El problema está definido en la sección 0, sin embargo se debe completar la definición del problema mediante la definición de requerimientos y características más importantes para diseñar un túnel de viento.

Tabla 2. Lista de requerimientos que definen un túnel de viento.

Característica	Descripción	Justificación
Tipo de túnel	Circuito abierto	Sección 6.2
Velocidad en la sección de pruebas	30 m/s	Sección 6.4.2
Velocidad variable	Si, mediante un variador de frecuencia	Sección 6.7
Número Mach	M=0.088	Sección 6.2.
Envergadura de modelos a evaluar	0.42 m	Sección 6.4.1
Dimensiones de la sección de pruebas	0.6 x 0.4 x 1.5 m (base x alto x largo)	Sección 6.4.2.
Tipo de propulsión (ventilador axial, centrífugo).	Centrífugo	Sección 6.7
Tamaño de la propulsión	1.6x1.63x1.68 metros	Sección 6.7
Potencia de la propulsión	10 HP	Sección 6.7
Voltaje de la propulsión	220 voltios	Sección 6.7
Direccionadores de flujo	Si presenta mallas metálicas en el difusor de ángulo pronunciado, y en la cámara de ajuste, el número y posición de la misma será evaluado en la sección correspondiente a su diseño.	Sección 6.4.4.1 y 6.4.5.
Panales de direccionamiento de flujo	Si, presenta un direccionador de flujo localizado en la cámara de ajustes, con características especiales y de material acorde a las capacidades y a los resultados que se espera lograr.	Sección 6.4.7.

Tabla 2. Lista de requerimientos que definen un túnel de viento. (Continuación)

Característica	Descripción	Justificación
Estabilización de temperatura	No. Se establece una temperatura ambiente para la definición de los parámetros físicos del fluido. Los incrementos o decrementos de temperatura que se puedan presentar no será objeto de estudio de este proyecto. Queda abierta la posibilidad para realizar dichos estudios.	-
Tomas de presión estática.	Para la calibración de la sección de pruebas se debe adecuar puntos en la cámara de ajustes y al inicio de la sección de pruebas. Se debe especificar técnicamente los puntos de medición para la calibración de ventiladores a la entrada y salida del mismo.	Sección 0.
Dispositivos de medición e instrumentación.	La instrumentación del túnel será definida en un capítulo posterior, se presentarán instrumentos de medición como: Tubo Pitot. Manómetros Anillos para la medición estática de presiones	Sección 0.
Fácil visualización del flujo (ventanas o transparencia)	Las paredes de la sección de pruebas serán en acrílico transparente para facilitar la visualización.	Sección 0.

Tabla 2. Lista de requerimientos que definen un túnel de viento. (Continuación)

Característica	Descripción	Justificación												
Generación de humo para visualización.	Se esbozará algunos métodos tradicionales de visualización de flujo al igual que consejos prácticos pero no se implementará un diseño específico.	Sección 0.												
Métodos alternos para la visualización de flujo.	Al igual que el método de visualización de humo, se planteara la teoría para los métodos mas reconocidos, y se dejará abierta la posibilidad para desarrollar estudios y desarrollos en el tema.	Sección 0.												
Medición de fuerzas aerodinámicas	Se realizará el diseño de una balanza aerodinámica de tipo plataforma, la cual constará de galgas extensiométricas para determinar las fuerzas aerodinámicas involucradas.	Sección 0.												
Magnitud de fuerzas aerodinámicas	<p>Las fuerzas aerodinámicas se determinan de acuerdo a la velocidad y al tamaño del modelo y al coeficiente de sustentación y arrastre. En la siguiente tabla se muestran los rangos aconsejados para la prueba de perfiles aerodinámicos de dichos coeficientes.</p> <table border="1" data-bbox="808 1476 1084 1665"> <thead> <tr> <th></th> <th>Max.</th> <th>Min.</th> </tr> </thead> <tbody> <tr> <td>C_L</td> <td>+4.0</td> <td>-2.0</td> </tr> <tr> <td>C_D</td> <td>+1.0</td> <td>-1.0</td> </tr> <tr> <td>C_m</td> <td>-1.0</td> <td>+1.0</td> </tr> </tbody> </table> <p>(Barlow, 1999, 246).</p>		Max.	Min.	C_L	+4.0	-2.0	C_D	+1.0	-1.0	C_m	-1.0	+1.0	Sección 0
	Max.	Min.												
C_L	+4.0	-2.0												
C_D	+1.0	-1.0												
C_m	-1.0	+1.0												

Tabla 2. Lista de requerimientos que definen un túnel de viento. (Continuación)

Característica	Descripción	Justificación
Nivel de ruido	Se estima de un máximo de 80dB, estipulado por las normas de seguridad en plantas e industria, considerando que debe tenerse en cuenta la debida protección auditiva, para la realización de practicas y ensayos.	Sección 6.7.
Sistema de adquisición de datos.	El sistema que se plantea inicialmente para el control, es muy pobre. Tanto la adquisición de datos como la controlabilidad de variables, por medio del computador es baja, motivando a que en futuros proyectos se desarrolle el tema.	-
Relación de contracción.	La relación de contracción es un parámetro importantísimo para asegurar uniformidad de flujo. Es recomendado emplear valores entre 6 y 10.	Sección 6.4.8.
Propiedades físicas y químicas y constantes importantes	Propiedades del aire condiciones atmosféricas estándar. Densidad = 1.225 kg/m^3 . Viscosidad dinámica = $1.7894 \times 10^{-5} \text{ kg/m-s}$ Peso específico = $12.01 \text{ kg/m}^2\text{-s}^2$. Velocidad del sonido = 340.2 m/s Aceleración de la gravedad = 9.8066 m/s^2 .	Barlow, 1999, 701

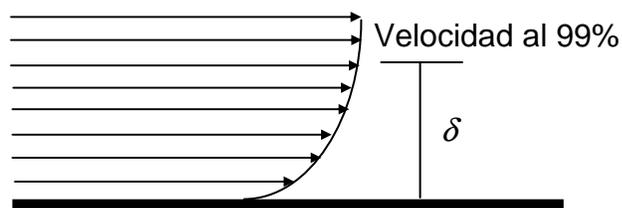
6.2. TEORÍA AERODINÁMICA Y NÚMEROS ADIMENSIONALES.

6.2.1. Teoría de capa límite

La capa molecular de aire en íntimo contacto con la superficie permanece adherida a ésta, después existe un desplazamiento entre las diferentes capas, que conforme están a más distancia de la superficie, tienen una velocidad mayor hasta un punto en el que la velocidad de la capa de aire correspondiente es el de la corriente libre. La distancia que existe entre la superficie del perfil y el punto donde la velocidad es la de corriente libre, se denomina capa límite.

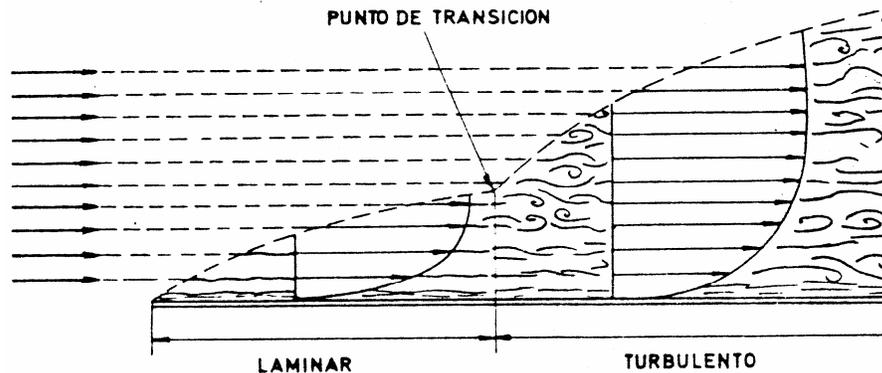
El espesor de la capa límite es la distancia del punto de velocidad cero, a otro donde la velocidad es el 99% de la corriente libre.

Figura 2. Comportamiento de la velocidad bajo el efecto de capa límite.



En los puntos próximos al borde de ataque, la capa límite es laminar, conforme el aire se va moviendo alejándose del borde de ataque, las fuerzas de rozamiento disipan cada vez mas la energía de la corriente de aire como se observa en la Figura 3, haciendo que el espesor de la capa límite aumente paulatinamente, hasta que a una cierta distancia del borde de ataque, la capa límite empieza a sufrir unas perturbaciones de tipo ondulatorio, que acarrearán un aumento de espesor de la capa límite, y una destrucción de la corriente laminar que existía, pasando a ser turbulenta.

Figura 3. Capa límite laminar y turbulenta.



Carmona, 1983, 54

La capa límite tiene una propiedad fundamental y muy útil, es que a través de ella se transmite la presión que existe en la corriente libre de aire hasta la pared, esto permite entre otras cosas la medida de la velocidad, ya que se puede medir la presión estática.

Dentro de la capa límite no se puede aplicar la ecuación de Bernoulli, porque debido a los rozamientos tiene lugar una pérdida de energía, que no se computa en dicho teorema.

Una forma didáctica de ilustrar el concepto de capa límite es por ejemplo cuando se observan las gotas de agua en la ventanilla de un avión, ya que estas no son barridas por el aire, sino que se desplazan lentamente. (Carmona, 1983, 53)

La turbulencia se define como un movimiento en tres dimensiones dependiente del tiempo, en donde el vortice de estiramiento genera fluctuaciones en la velocidad esparcidas por todas las longitudes de onda entre un mínimo determinado por las fuerzas viscosas y un máximo determinado por las condiciones de capa límite del flujo. Es el estado usual del movimiento de un fluido excepto a bajos números de Reynolds. (Bradshaw@, 2003)

Se entiende por vortice de estiramiento al proceso en el cual un elemento de fluido con verticidad alrededor de un eje, es estirado en la dirección de este eje por un

taza de esfuerzo local siendo comprimido en la dirección normal al eje. La conservación del momento angular durante la compresión resulta de la transmisión de energía cinética de un movimiento turbulento a gran escala, a movimiento de turbulencia menor en el plano de compresión (Bradshaw@, 2003).

6.2.2. Números adimensionales.

Las fuerzas presentes en un fenómeno en el cual un cuerpo se mueve a través de un fluido, se pueden distinguir como debidas a la viscosidad del medio, a su elasticidad, a su inercia y a la fuerza de gravedad. Se puede decir que son proporcionales a determinadas variables, así:

$$\text{Fuerza de inercia} \sim \rho l^2 V^2$$

$$\text{Fuerza viscosa} \sim \mu V l$$

$$\text{Fuerza de gravedad} \sim \rho l^3 g$$

$$\text{Fuerza elástica} \sim \rho a^2 l^2$$

Donde ρ es la densidad, l es una dimensión característica del fenómeno, V es la velocidad, g es la aceleración de la gravedad y a es la velocidad de las ondas mecánicas en el fluido que está intrínsecamente relacionado con la elasticidad de este.

Se puede relacionar dichas fuerzas para determinar en este caso particular condiciones aerodinámicas, y dichas relaciones se le atribuyen a quienes inicialmente tomaron la iniciativa de definir las:

$$\text{Número de Reynolds} = \frac{F_{\text{inercia}}}{F_{\text{viscosa}}}$$

$$\text{Número de Mach} = \frac{F_{\text{inercia}}}{F_{\text{elastica}}}$$

$$\text{Número de Froude} = \frac{F_{\text{inercia}}}{F_{\text{elastica}}}$$

El número de Reynolds es el que llega a tener mas importancia en los fenómenos aerodinámicos de bajas velocidades, cuando las fuerzas de inercia llegan a cierto nivel mas altas que las fuerzas viscosas, el flujo se inestabiliza y se presentan los fenómenos de turbulencia, además el número de Reynolds está implicado en las fuerzas de fricción interna del fluido y por eso es importante la descripción de perdidas. (Ramirez, 2000, 12)

6.3. DEFINICIÓN GENERAL: TÚNEL DE VIENTO

Existen básicamente dos tipos de túneles de viento (circuito abierto y cerrado) y dos configuraciones para la sección de pruebas (sección abierta y cerrada). En general, el tipo de túnel de viento que se decida depende de las bases disponibles y del propósito al cual va a ser empleado.

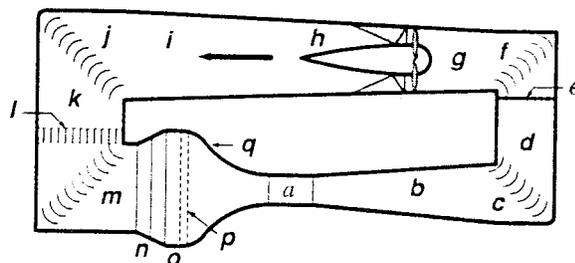
Estos tipos de túnel presentan básicamente las mismas partes, descritas a continuación (Barlow, 1999, 68):

- a. Sección de pruebas.
- b. Difusor
- c. Primera esquina, presenta direccionadores de flujo.
- d. Sección de área constante
- e. Malla de seguridad del ventilador.
- f. Segunda esquina, presenta direccionadores iguales al de la primera esquina.
- g. Transición de sección rectangular a circular.
- h. Ventilador (sistema de propulsión).
- i. Retorno o segundo difusor.
- j. Tercera esquina, con direccionadores de flujo.
- k. Sección de área constante
- l. Intercambiador de calor.
- m. Cuarta esquina, con direccionador de flujo igual a la tercera esquina.
- n. Difusor de ángulo pronunciado.
- o. Cámara de ajustes.
- p. Mallas direccionadoras de flujo.
- q. Contracción.

Túnel de viento de circuito cerrado: en la Figura 4 se muestra su configuración típica. En la sección de pruebas, se genera una corriente de aire de velocidad controlada, el sistema de propulsión (ventilador y el equipo regulador), se encarga

de hacer circular el aire. Consta asimismo de difusores cuya función es uniformizar la corriente de aire. La contracción disminuye la sección de forma suave hasta la sección de pruebas, acelerando la corriente hasta la velocidad que ha de tener en ella, y cumpliendo funciones importantes desde el punto de vista de la calidad de la corriente, como son el disminuir el nivel de turbulencia y el mejorar la uniformidad del perfil de velocidades y la dirección de la corriente. Al ser un túnel de circuito cerrado, es necesario forzar a la corriente a realizar giros, pero de manera ordenada, sin elevar más allá de lo razonable la pérdida de carga ni introducir perturbaciones en la corriente. (Giraldo@, 2005).

Figura 4. Túnel de viento de circuito cerrado.

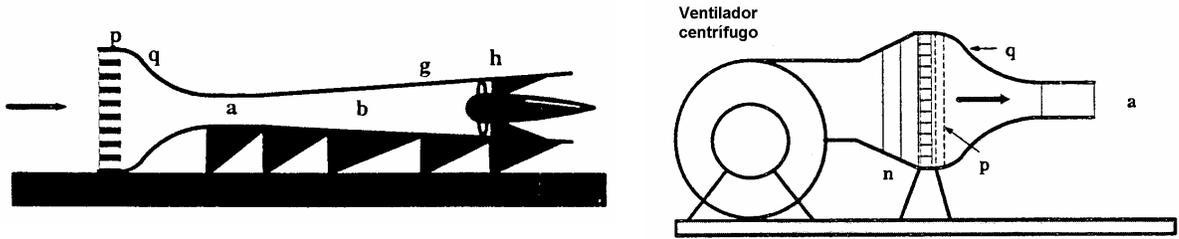


(Barlow, 1999, 69)

Túnel de viento de circuito abierto: En este caso el flujo que sale no recircula directamente por el túnel. Generalmente presenta las mismas partes que en el túnel de circuito cerrado. Se definen en túneles tipo soplador, donde son impulsados por un ventilador centrífugo, y tipo succión donde se emplea un ventilador axial, según se observa en la figura 5. (Barlow, 1999, 69)

En la Tabla 3 se muestra las principales características de las principales clases de túneles de viento.

Figura 5. Túneles de viento de circuito abierto, de succión y tipo soplador



(Barlow, 1999, 69)

Tabla 3. Ventajas y desventajas de los tipos de túneles de viento.

Tipo de túnel	Circuito abierto	Circuito cerrado
Ventajas	<ul style="list-style-type: none"> - Costo de construcción es menor. (Barlow, 1999, 27) 	<ul style="list-style-type: none"> - A través del uso de esquinas y mallas, la calidad del flujo se puede controlar y es independiente de otras actividades dentro del edificio y condiciones climáticas. (Barlow, 1999, 27) - Requiere de menos energía para un tamaño definido de la sección de pruebas y velocidad. (esto es significativo si el tiempo de operación es elevado). (Barlow, 1999, 27) - Menor ruido cuando se encuentra en operación. (Barlow, 1999, 27)
Desventajas	<ul style="list-style-type: none"> - Para un tamaño dado y una velocidad definida el túnel requiere de mayor energía para funcionar. (Barlow, 1999, 27) - En general los túneles de viento de circuito abierto tienden a ser ruidosos. (Barlow, 1999, 27). 	<ul style="list-style-type: none"> - El costo de construcción es mayor debido a los ductos de retorno y a los direccionadores en las esquinas. (Barlow, 1999, 27) - Si se usa continuamente para visualización de flujo, se debe implementar un sistema de purgado para evacuar la recirculación de humos. (Barlow, 1999, 27) - Si se trabaja por tiempos prolongados es necesario adecuar un sistema de refrigeración. (Barlow, 1999, 27)

La selección del tipo de túnel se basa en los lineamientos descritos en la Tabla 4:

Tabla 4. Tabla calificativa para la selección de un túnel de viento de circuito abierto vs cerrado.

Característica	Grado de aceptación	
	Circuito abierto	Circuito cerrado
Adaptabilidad para hacer prueba de ventiladores	2	1
Líneas de flujo uniformes en la sección de pruebas	2	2
Bajo costo de construcción	2	0
Bajo costo de mantenibilidad	1	1
Visualización de flujo	2	1
Bajo costo de operación	0	2
Bajo nivel de ruido	1	2
Espacio requerido	1	0
<i>Resultado¹</i>	11	9

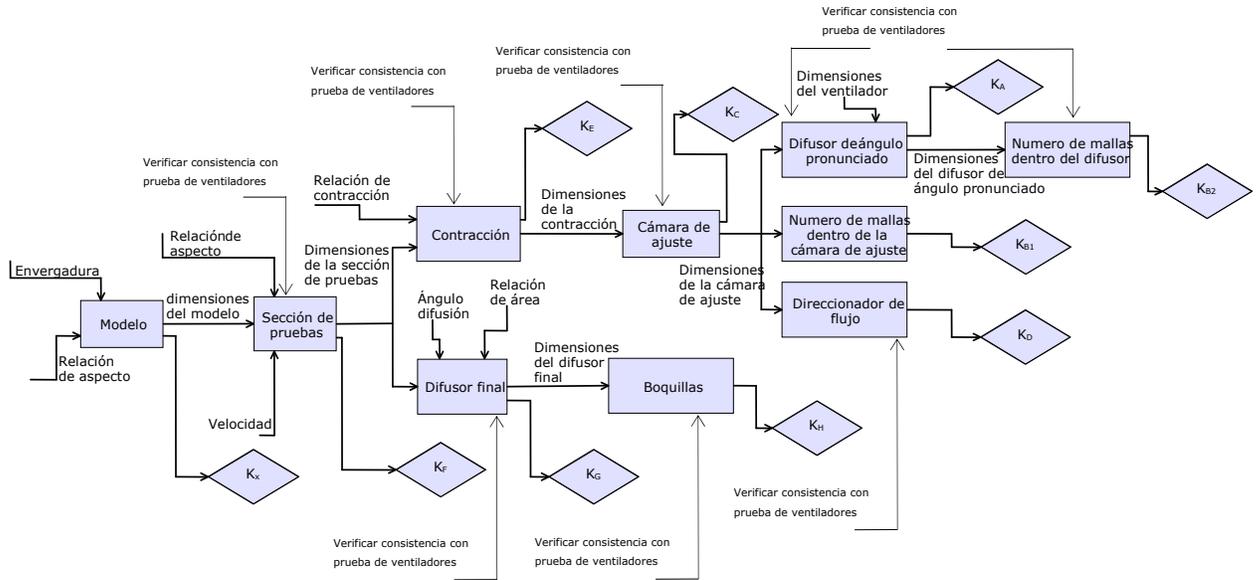
Como resultado se escoge el túnel de viento de circuito abierto. La sección de pruebas será cerrada, debido a que el túnel debe acoplarse a las necesidades para la realización de prueba de ventiladores, y con una sección de pruebas abierta sus condiciones no son viables.

6.4. SECCIONES

La secuencia de cálculo para definir las secciones se ilustra en la figura 6. El procedimiento es definir las funciones principales de cada sección y algunas recomendaciones para los valores de ciertos parámetros definidos por autores expertos en el tema, tanto para cumplir lineamientos de túnel de viento, como para prueba de ventiladores.

¹ La calificación de 2 es buena, 1 media y 0 mala. Criterios basados en la Tabla 3.

Figura 6. Diagrama de flujo para el cálculo de secciones.



6.4.1. Modelo

6.4.1.1. Parámetros y cálculo de pérdidas

En la Figura 7 se definieron las dimensiones óptimas del modelo. Éste Al ser insertado en la sección de pruebas genera una obstrucción al flujo y su coeficiente de pérdidas puede ser evaluado bajo el siguiente modelo definido por (Wallis, 1961).

Ecuación 1. Coeficiente de pérdidas generado por un obstáculo.

$$K_{modelo} = \frac{D}{\frac{1}{2} \rho \cdot V_F^2 \cdot A_F}$$

D : Fuerza de arrastre (N)
 V_F : Velocidad del fluido en la sección de pruebas (m/s)
 A_F : área transversal del conducto en sección de pruebas (m).

Ramírez, 2000, 33

6.4.2. Sección de pruebas (F)

6.4.2.1. Definición y función

Lo primero en determinarse es la sección de pruebas ya que es el núcleo y el objetivo aerodinámico del proyecto. En este se busca que el flujo de aire sea paralelo y de velocidad constante. (White, 1998, 62)

En la sección de pruebas es donde se instala el modelo u objeto, y se determina visualmente los cambios en el flujo, y físicamente las fuerzas aerodinámicas. Por tal motivo debe presentar ciertas características, debe ser transparente, para visualizar el flujo y debe ser dimensionado para evitar el desprendimiento de capa límite.

6.4.2.2. Parámetros y cálculo de pérdidas

Se puede diseñar y calcular secciones circulares, rectangulares y octogonales, entre otras. Para cada una se tienen consideraciones especiales.

Circular: conveniente para una configuración circular de todo el sistema, uniformidad de flujo, medición de velocidades y presiones bajo estándares definidos. Desventajas, al momento de quitar y poner el modelo, ya que hacer una puerta en un conducto circular presenta dificultades, al menos mayores que en una sección de caras planas. La sección de tipo octogonal, presenta caras planas, facilitando el montaje y desmontaje del modelo. La sección rectangular, es la mas empleada en los diseños, por su facilidad de manufactura sobre todo cuando es a gran escala. Existen muchas relaciones y consideraciones geométricas para dimensionar dichas secciones. La tabla 5 evalúa de manera crítica cada una de estas secciones.

Tabla 5. Selección del tipo de sección de pruebas.

Característica	Tipo de sección		
	Circular	Rectangular	Octogonal
Es modular	0	2	2
Accesibilidad para montaje y desmontaje del modelo	0	2	2
Transparencia, para la visualización	2	2	2
Facilidad de manufactura	2	2	1
Bajo costo producción	2	1	1
Recomendado por autores	0	2	1
Bajo coeficiente de pérdidas	2	2	2
Sumatoria de puntuación	8	13	11

Se opta por seleccionar una sección rectangular.

La sección de pruebas depende directamente de la aplicación y del tamaño del modelo. Se confirma el propósito y la aplicación del túnel es institucional, siendo un túnel de viento pequeño de baja velocidad. Y según (Barlow 1979, 66) las relaciones geométricas de la sección de pruebas son: relación de aspecto, y relación ancho alto definidas así:

Ecuación 2. Relaciones geométricas para determinar la sección de pruebas

$$R_a = \frac{\varepsilon}{b_F} = 0.8 \quad R_a : \text{Relación de aspecto}$$

$$R_{wh} = 1.5 \quad R_{wh} : \text{Relación ancho alto}$$

$$\varepsilon : \text{Envergadura del modelo (m)}$$

$$b_F : \text{Base de la sección de pruebas (m)}$$

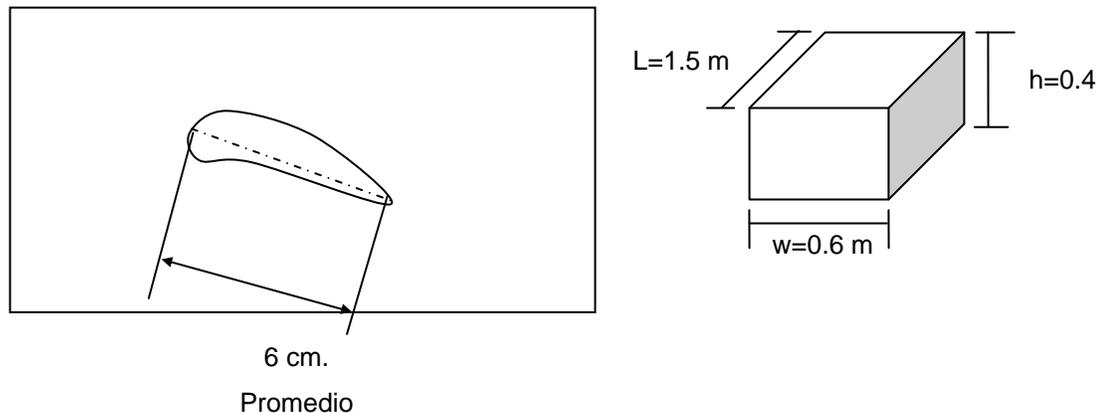
(Barlow, 199, 66).

La relación ancho alto es de 1.5 ya que es la que define un menor factor de corrección de las paredes. (Barlow, 199, 66). Para mayor información sobre el tema referirse a (Barlow, 1999, 369).

El modelo a emplear presenta una cuerda promedio de de 6cm. La relación descrita por Barlow para dimensionar la envergadura del modelo es de 8, con respecto a la cuerda, por lo tanto envergadura es 8x6cm, es decir 0.48m. Según la Ecuación 2, se tiene que el ancho de la sección de pruebas es de 0.60m. Con la relación ancho alto, se tienen que el alto de la sección es de 0.40m.

La longitud de la sección de pruebas es de 2.5 veces la mayor dimensión que en este caso es el ancho (Barlow, 1999, 66), por tanto la longitud de la sección es de 1.5m

Figura 7. Dimensionamiento de la sección de pruebas



Cálculo de pérdidas

Existen diversas fórmulas para evaluar las pérdidas friccionales de un sistema:

- La ecuación de Darcy-Weisbach
- La ecuación de Hazen-Williams
- Ecuación de Hagen-Poiseuille

Entre otras

El modelo a seguir es el de Darcy-Weisbach, el cual se puede utilizar para calcular la pérdida de energía en secciones largas y rectas de conductos, tanto para flujo laminar como turbulento.

Ecuación 3. Fórmula de Darcy-Weisbach para cálculo de pérdidas, aplicable a tuberías y canales de sección transversal cualquiera.

$$hf = f \frac{L}{4R_h} \frac{V^2}{2g}$$

hf : pérdidas de energía debido a la fricción (m)
 f : Factor de fricción
 L : Longitud (m)
 V : Velocidad media (m/s)
 R_h : Radio hidráulico (m)

Mataix, 1982, 230

El radio hidráulico se define en la Ecuación 4.

Ecuación 4. Radio hidráulico para cualquier geometría

$$R_h = \frac{A}{P} = \frac{\pi D_h^2}{4\pi D_h} = \frac{D_h}{4}$$

A : Área mojada (m²)
 P : Perímetro mojado (m)
 $D_h = 4R_h$: Diámetro hidráulico (m)

Mataix, 1982, 229

Estas son las fórmulas particulares de las tres geometrías a evaluar.

El factor de fricción luego de aproximadamente 6 iteraciones converge a una solución confiable, según la Ecuación 5. Se asume esta fórmula ya que se esperan valores para el Número de Reynolds mayores a 100.000 (Mataix, 1982, 213)

Tabla 6. Diámetros equivalentes para geometrías definidas

Sección	Definición
Circular	$D_h = D$
Rectangular	$D_h = 2bh/(b+h)$ b: base (m) h: altura (m)
Octogonal	$D_h = \frac{1}{16} D \frac{\text{sen}(45)}{\text{sen}\left(\frac{45}{2}\right)}$ D: diámetro círculo inscrito en el octágono (m)

Ecuación 5. Función iterativa para determinar el factor de fricción derivada de la ecuación propuesta por Karman-Prandtl.

$$f = \left[2 \log_{10} \left(R_e \sqrt{f} \right) - 0.8 \right]^{-2} \quad R_e : \text{Número de Reynolds}$$

Barlow, 1999, 75

Ecuación 6. Número de Reynolds

$$Re = \frac{\rho V D_h}{\mu} \quad \mu : \text{viscosidad dinámica (kg/m-s)}$$

Barlow, 1999, 21

Como resultado se obtiene que los valores de pérdidas son similares, teniendo en cuenta dimensiones semejantes.

Tabla 7. Resultados de los coeficientes de pérdidas fricciones para los 3 tipos de sección de pruebas.

Sección	D_e (m)	k (m)
Circular	0.5	0.0348
Rectangular	0.48	0.0365
Octogonal	0.462	0.0382

Según se observa en la Tabla 7, los valores de los coeficientes de pérdidas, son muy semejantes a dimensiones relativamente semejantes, por lo tanto las pérdidas no son un criterio de alto peso en la selección de la sección de pruebas.

No existe un método de diseño capaz de asegurar el desarrollo de una presión estática constante a lo largo de la sección de pruebas, sin embargo como una primera aproximación está el ajustar las paredes con un ángulo de divergencia de $1/2^\circ$ cada una. Ajustes mas detallados serán necesarios luego de la construcción del túnel

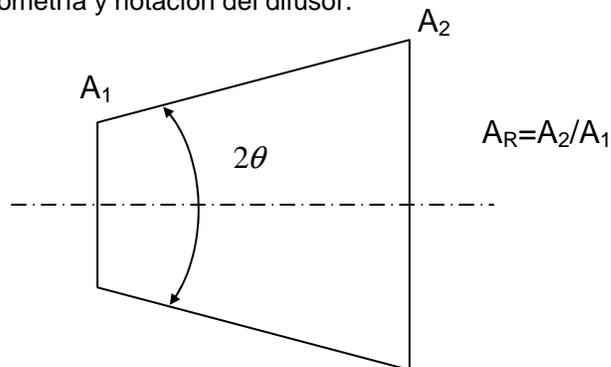
6.4.3. Difusor de salida (G)

6.4.3.1. Definición y función

El flujo a través de un difusor depende de su geometría, definida por su relación de áreas y el ángulo de difusión (2θ).

Difusores de salida: en este caso el valor de 2θ no excede 5° , teniendo que un valor de 10° daría como resultado una mejor recuperación de presión. La relación de áreas (A_R) no es mayor a 2.5. (ver Figura 8).

Figura 8. Geometría y notación del difusor.



Es importante conservar la estabilidad del flujo en este difusor de salida, de lo contrario esta recuperación de presión fluctuará con el tiempo al igual que la velocidad a pesar de mantener una entrada de potencia constante. (Mehta, 1979, 445).

Las dimensiones las da prácticamente la sección de pruebas y las recomendaciones dadas por Mehta para este tipo de difusores, por lo tanto se obtiene una configuración de $A_R=1.2$, y $2\theta=10^\circ$ aproximadamente.

6.4.3.2. Parámetros y cálculo de pérdidas

Para determinar el coeficiente de pérdidas del difusor, es necesario hacer ciertas suposiciones, y una de ellas es que el coeficiente de pérdidas puede ser descompuesto por la suma del coeficiente de pérdidas del factor de fricción, y el coeficiente de pérdidas de expansión., indicado por la Ecuación 7.

Ecuación 7. Coeficiente de pérdida del difusor

$$K_d = K_f + K_{ex}$$

K_f : coeficiente de pérdidas del factor de fricción
 K_{ex} : coeficiente de pérdidas de expansión

Barlow, 1999, 82

Ecuación 8. Coeficiente de pérdida del factor de fricción.

$$K_f = \left(1 - \frac{1}{A_R^2}\right) \frac{f}{8 \sin \theta}$$

Barlow, 1999, 82

Ecuación 9. Coeficiente de pérdida por expansión

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

Barlow, 1999, 82

Como se optó por una sección rectangular el coeficiente de pérdidas debido a la geometría esta dado por la Ecuación 10.

Ecuación 10. Coeficiente de pérdidas de una sección rectangular.

$$K_{e(\text{cuadrado})} = \begin{cases} 0.09623 - 0.004152\theta & \text{para } 0 < \theta < 1.5^\circ \\ 0.1222 - 0.04590\theta + 0.02203\theta^2 + 0.003269\theta^3 \\ -0.0006145\theta^4 - 0.000028\theta^5 + 0.00002337\theta^6 \\ \text{para } 1.5^\circ \leq \theta \leq 5^\circ \\ -0.01322 + 0.05866\theta & \text{para } 5^\circ < \theta \end{cases}$$

Barlow, 1999, 82

Ecuación 11. Cálculo del ángulo de difusión.

$$\theta = \arctan\left(\frac{R_2 - R_1}{L}\right) = \arctan\left(\frac{1}{2} \frac{\sqrt{A_R} - 1}{L/D_1}\right)$$

R_2 : Radio hidráulico de la sección final (m)

R_1 : Radio hidráulico de la sección inicial (m)

A_R : Relación de áreas A_2/A_1

L: Longitud de la sección. (m)

D_1 : Diámetro hidráulico

Barlow, 1999, 81

6.4.4. Difusor de ángulo pronunciado (A)

Es definido como el difusor en el cual su sección transversal se incrementa muy rápido, y la separación del flujo puede ser evitada solo mediante el control de la capa límite.

La función principal de un difusor de ángulo pronunciado es el reducir la velocidad de flujo en la cámara de ajustes tanto como sea posible. Este decremento en la velocidad va acompañado de un incremento de la presión estática del flujo.

Este incremento de presión estática tiende a generar separación de flujo en las paredes. El uso de mallas como medio de disminución de la presión es el método

más estándar para prevenir dicha separación en el difusor de ángulo pronunciado. Dichas mallas tienen dos funciones, una es el reducir la presión del flujo. Si las mallas se seleccionan correctamente y son bien posicionadas se puede cancelar el incremento de presión asociado al cambio de área de la sección. La otra función es que actúan de manera refractaria, muy parecido a como el vidrio refracta la luz. Esto reduce la tendencia de que el flujo se separe cuando pasa a través del difusor. (McLeod, 2000, 4).

Las pérdidas en cualquier punto del túnel se estima que varía de acuerdo con el cuadrado de la velocidad, por lo tanto si se disminuye la velocidad las pérdidas disminuyen. Estas pérdidas están en este caso relacionadas con elementos necesarios para uniformizar el flujo y evitar el desprendimiento de la capa límite. Estos elementos (mallas y direccionadores de flujo) serán descritos posteriormente. Es importante disminuir la velocidad ya que al instalar estos elementos, las pérdidas generadas serían muy altas, . Generalmente se desea reducir la velocidad en la menor distancia posible, sin incurrir en la separación del flujo. (Bradshaw@, 2003)

Para obtener una grande relación de áreas, con el fin de disminuir en mayor proporción la velocidad, se debe instalar un difusor de ángulo pronunciado, un poco antes de la sección o cámara de ajustes. Se está hablando de relaciones del orden de 2-4 y ángulos del cono de 22.5°. Cuando se tienen estas condiciones geométricas se presenta desprendimiento de la capa límite debido al cambio brusco de sección transversal y para evitar esto se deben emplear mallas, para suavizar la variación de velocidad y mantener un flujo satisfactorio. (Barlow, 1999, 80). Para entender el fenómeno descrito se puede remitir a los experimentos realizados por (Mehta, 1985).

Los parámetros que definen el difusor de ángulo pronunciado se definen a partir de la relación de contracción que es de 9 (ver sección 6.4.8) , de las dimensiones

de la sección de pruebas, ancho 0.4m y alto 0.6m (ver sección 6.4.2), y del área de salida del ventilador, ancho 0.6318m y alto 0.9366 (ver sección 6.7). Como resultado se tiene un área de de entrada 0.592m², un área de salida de 2.16m², una relación de áreas de 3.65 y un ángulo de difusión de 19.25°.

6.4.4.1. Número de mallas en el difusor de ángulo pronunciado (A)

Los términos relevantes son la relación de áreas A_R , ángulo de difusión 2θ , el número de mallas n , y el coeficiente de pérdida total K_{sum} .

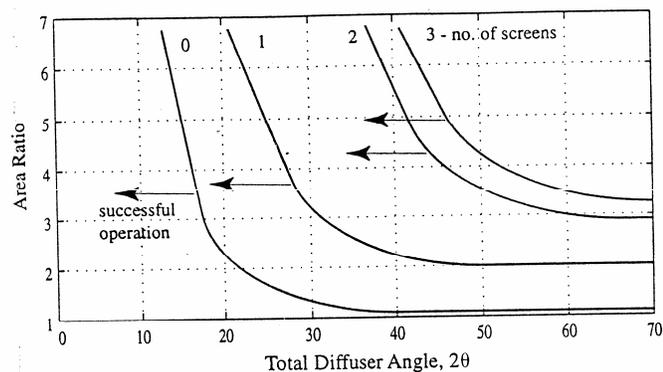
Primero se estima el número de mallas que se requieren para la configuración elegida, mediante la Figura 9. Luego se debe cumplir con un parámetro condicional, dependiente de las pérdidas de la(s) malla(s), y A_R , según la Ecuación 12.

Ecuación 12. Frontera de operación exitosa de las mallas en el difusor.

$$K_{sum} > \frac{A_R - 1}{1.14}$$

Barlow, 1999, 89

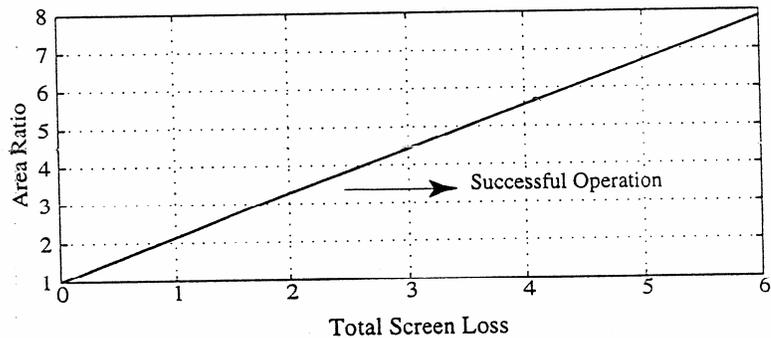
Figura 9. Número de mallas en el difusor.



Barlow, 1999, 89

Ésta se ve representada bajo la curva descrita en la Figura 10.

Figura 10. Verificación de operación exitosa de la configuración de las mallas en el difusor.



Barlow, 1999, 89

Si esta condición es aceptada se establece una buena configuración para la operación del sistema. Debe tenerse en cuenta que las pérdidas son: las del difusor, y por aparte las generadas por las mallas en su interior. Para determinar el valor de K_{sum} debe referirse a la sección 6.4.5. y establecer si está o no dentro de los parámetros experimentales válidos.

Cuando múltiples mallas son utilizadas, el factor de turbulencia es el producto de de las mallas individuales. La caída de presión es la suma de las caídas de presión individuales de las mallas.

En este caso el número de mallas necesarias para evitar el desprendimiento de capa límite en el difusor de ángulo pronunciado es de 2 mallas.

6.4.5. Estabilizadores de flujo (mallas) (B)

6.4.5.1. Definición y función

Una malla en principio reduce la velocidad del flujo. Las mallas que no sean montadas firmemente, pueden pandearse notablemente, molestando la capa limite. (Bradshaw@, 2003).

Las mallas hacen los perfiles de velocidad más uniformes mediante la caída de presión estática, la cual es proporcional a la velocidad al cuadrado, y por lo tanto

reduce el espesor de la capa límite. Una malla también refracta el flujo incidente hacia la normal local y reduce la intensidad de turbulencia en todo el campo de flujo. (Mehta, 1979, 445)

6.4.5.2. Parámetros y cálculo de pérdidas

Para determinar el coeficiente de pérdidas que genera una malla, se establece la Ecuación 13.

La porosidad de una malla está en función del diámetro y densidad de la malla como indica la Ecuación 14. La porosidad es cero cuando es completamente sólida y 1 cuando está en el límite de desvanecimiento. Los valores típicos para la malla de un túnel de viento son de 0.5 a 0.8.

Ecuación 13. Coeficiente de pérdidas de la malla

K_{mesh} : Factor de mado

=1 Alambre metálico nuevo.

=1.3 Promedio de alambres metálicos circulares.

=2.1 Hilo de seda

$$K_m = K_{mesh} K_{Rn} \sigma_s + \frac{\sigma_s}{\beta_s^2}$$

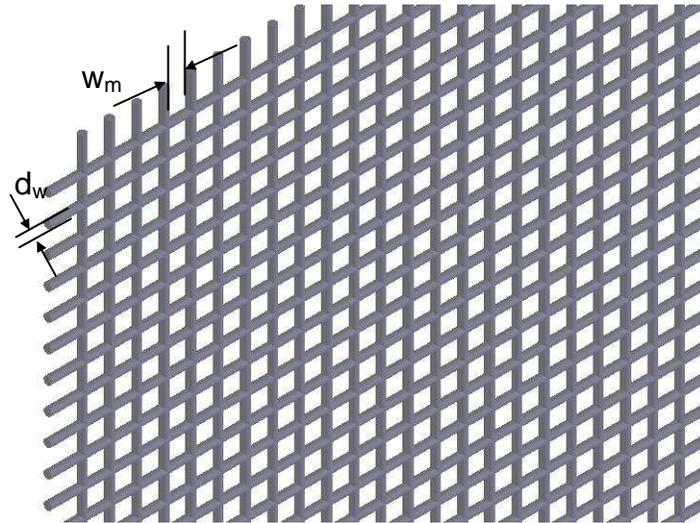
K_{Rn} : factor de Número de Reynolds del alambre.

σ_s : Solidez

β_s : Porosidad (rangos usuales para un túnel de viento de 0,5 - 0,8)

Barlow, 1999, 86

Figura 11. Geometría y nomenclatura de la malla



Ecuación 14. Cálculo de la porosidad de la malla.

d_w : Diámetro del alambre

$$\beta_s = (1 - d_w \rho_m)^2 \quad \rho_m : \text{Densidad de mayado} \quad \rho_m = \frac{1}{w_m}$$

w_m : Ancho de una celda de mayado

Barlow, 1999, 86

Donde, la solidez se define como,

Ecuación 15. Solidez de la malla

$$\sigma_s = 1 - \beta_s$$

Barlow, 1999, 86

El factor K_{Rn} toma dos valores dependiendo del número de Reynolds

Si $0 \leq Re_w \leq 400$

Ecuación 16. Factor del Número de Reynolds dado por Idel'chik

$$K_{Rn} = 0.785 \left(\frac{Re_w}{241} + 1 \right)^{-4} + 1.01$$

Re_w : Número de Reynolds del alambre

Barlow, 1999, 87

Ecuación 17 Número de Reynolds del alambre.

$$R_{ew} = \frac{\rho V d_w}{\mu}$$

Barlow, 1999, 86

Si $R_{ew} \geq 400$

$$K_{Rn} = 1$$

El valor de las pérdidas de las mallas es de 3.6 a 3.7 Pa aproximadamente (para cada malla existe un valor de K_m diferente), con un valor de w_m de 0.6528mm y de d_w de 0.254mm.

Para definir el número de mallas que serán instaladas en la cámara de ajustes es necesario referirse a (Reshotko 1997), con un número recomendado de 3 a 7 mallas. Tres mallas son suficientes para el nivel de reducción de turbulencia deseada, con una solidez de malla del 62.68%. Además está dentro de los parámetros nuevamente definidos por (Reshotko 1997), de que el tamaño de las mallas debe ser de 5-15 veces más pequeño que el del direccionador de flujo, siendo aproximadamente 15 veces más pequeño.

La recomendación de las distancias que debe manejar es de aproximadamente 250 veces el tamaño de la malla. Por lo tanto la separación debe ser de al menos de 16.32cm.

6.4.6. Cámara de ajustes (C)

6.4.6.1. Definición y función

Esta cámara, es la requerida para estabilizar el flujo, y es donde se albergan las mallas y el direccionador de flujo. Su longitud recomendada es de 0.5 veces su

diámetro. El direccionador de flujo reduce principalmente las variaciones de velocidad en la dirección del flujo, y presenta muy baja influencia en la variación de la velocidad de las líneas aerodinámicas debido a que la caída de presión a través del direccionador de flujo es baja.

Si el difusor de ángulo pronunciado presenta mallas, es recomendable instalar una malla en la entrada de la cámara de ajustes para reducir los efectos de turbulencia debido al cambio de ángulo, y además si es un túnel de circuito abierto, se recomienda instalar una malla luego del direccionador de flujo. (Bradshaw@, 2003)

Las mallas deben ser montadas en marcos para facilitar su montaje y desmontaje en caso de realizar mantenimiento de limpieza o simplemente quitarlas. Puede emplearse marcos de madera o cauchos especiales. (Bradshaw@, 2003).

6.4.6.2. Parámetros y cálculo de pérdidas

La forma de calcular sus pérdidas es igual que la de la sección de pruebas definida en la sección 6.4.2, considerándose simplemente pérdidas friccionales en un conducto no circular.

6.4.7. Direccionador de flujo (D)

6.4.7.1. Definición y función

Su objetivo es proporcionar un flujo espaciado, relativamente uniforme y estable de aire en la sección de pruebas del túnel de viento, como ya se había mencionado anteriormente. Este debe ser instalado chorro arriba de las mallas, según recomendado por Barlow, 1999, 94.

6.4.7.2. Parámetros y cálculo de pérdidas

Existen valores recomendados para algunos de los parámetros que definen el direccionador de flujo. La teoría descrita por Barlow, 1999, 90, es válida, sin embargo (Scheiman, 1981) recomienda valores de K_h , para geometrías definidas y asumiendo ciertos parámetros así:

Ecuación 18. Relación recomendada de largo ancho para el direccionador de flujo

$$\frac{L_h}{D_h} = 6$$

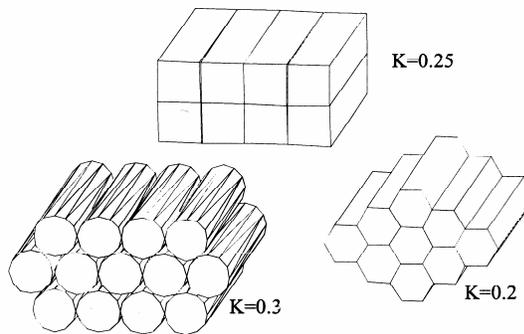
L_h : Espesor del direccionador de flujo
 D_h : Diámetro hidráulico de una celda del direccionador de flujo

Barlow, 1999, 91

En la

Figura 12 se definen las constantes de pérdida generadas por el direccionador de flujo.

Figura 12. Coeficientes de pérdida para diferentes geometrías del direccionador de flujo.



Ramírez, 2000, 31

Con estos valores de la constante de pérdidas se tiene que el seleccionado es el circular, ya que una propuesta de diseño es simplemente con pitillos plásticos. Esta propuesta es válida, ya que las velocidades esperadas no son grandes.

Mehta y Bradshau sugieren un total de 25000 celdas en el direccionador de flujo son necesarias. (Barlow, 1999, 91)

Teniendo las dimensiones de la cámara de ajustes (1.4697x1.4697 m), las 25000 celdas, y las relaciones descritas en la Ecuación 18

Ecuación 18, se tiene una configuración de direccionador con un espesor de paredes de 1 mm y un ancho de celda de 9 mm.

Para llegar a dicha solución se pretende seguir un parámetro experimental definido por Loehrke y Nagib, que asegura que con pitillos convencionales se puede lograr resultados aceptables siempre y cuando el tamaño del túnel no sea muy grande, ya que modificaría la resistencia mecánica y por ende la estabilidad del flujo (Barlow, 1999, 91).

6.4.8. Prediseño de la contracción (E)

6.4.8.1. Definición y función

Tiene básicamente dos funciones: 1) incrementar la velocidad, lo cual permite que la instalación del direccionador de flujo y mallas sea en una zona de baja velocidad, reduciendo así las pérdidas, ya que éstas dependen directamente de la velocidad al cuadrado; y 2) reduce la variación de velocidad.

El diseño de la contracción se centra en el logro de la uniformidad y estabilidad del flujo al momento de salir, evitando la separación de flujo (espesor de capa límite mínimo) y una longitud de contracción no muy larga. (Mehta, 1979, 448).

El diseño de la contracción esta limitada por dos restricciones opuestas. La primera restricción establece que la longitud de la contracción debe ser lo suficientemente larga para no generar disturbios en la uniformidad del flujo a medida de la sección transversal cambia. En contraposición está el requerimiento que establece que la contracción debe ser lo mas corta posible para minimizar el crecimiento de la capa limite antes de llegar a la sección de pruebas. Por tal motivo el diseño de la contracción requiere de un compromiso. Reshotko sugiere una relacion largo ancho para el diseño de la contracción de 1.25. (McLEOD, 2000, 11). Teniendo un diámetro hidráulico de 1469.7mm y dicha relación se tiene que la longitud aproximada es de 1837.1 mm.

6.4.8.2. Parámetros y cálculo de pérdidas

El diseño de la contracción es realizado tradicionalmente a ojo, y en algunos casos bajo adaptaciones a métodos de aproximación (ajustándose a formas experimentalmente exitosas). La experiencia ha demostrado que el radio de curvatura debe ser menor a la salida que a la entrada. La mayoría de los trabajos en contracciones para túneles de viento se han desarrollado bajo la teoría potencial.

Aquí se presenta una rudimentaria forma de calcular el coeficiente de pérdidas, considerando únicamente las pérdidas por fricción según la Ecuación 19.

Ecuación 19. Caída de presión en la contracción

$$\Delta p_f = \int_0^{L_n} f \frac{\rho}{2} \frac{V_n^2}{D_n} dx$$

L_n : Longitud de la contracción
 D_n : Diámetro hidráulico local de la contracción $D_n(x)$
 V_n : Velocidad media local

Barlow, 1999, 98

El coeficiente de pérdidas estaría definido por la Ecuación 20.

Ecuación 20. Coeficiente de pérdida de la sección de contracción

$$K_{nt} = f_{av} \left(\frac{L_n}{D_{ts}} \right) \int_0^1 \frac{D_{ts}^5}{D_n^5} d \left(\frac{x}{L_n} \right)$$

f_{av} : Factor de fricción promedio entre la sección de pruebas y la cámara de ajustes.
 D_{ts} : Diámetro hidráulico de la sección de pruebas.

Barlow, 1999, 98

Como la integral de la Ecuación 20 es siempre menor a 1, el coeficiente de pérdidas de la contracción basado en la presión dinámica de la sección de pruebas, es menor que el coeficiente de pérdida de la sección de pruebas para una

relación de longitud-radio hidráulico. Un valor típico para esta integral es de 0.32.
La ecuación queda así,

Ecuación 21. Coeficiente de pérdida de la sección de contracción simplificado

$$K_{nt} = 0.32 f_{av} \left(\frac{L_n}{D_{ts}} \right)$$

Barlow, 1999, 98

Para definir la geometría de la contracción se emplea una ecuación de quinto orden, asegurando la condición de que la primera y segunda derivada son cero a la entrada y salida de la sección. El siguiente modelo (BRASSARD, 2003, 1) esta definido por la Ecuación 22.

Ecuación 22. Forma de la contracción bajo una ecuación de quinto orden

$$\xi = \frac{X}{L}$$

$$h = \left[-10(\xi)^3 + 15(\xi)^4 - 6(\xi)^5 \right] (Hi - Ho) + Hi$$

ξ : Razón de longitud.
 X : Longitud de la contracción parcializada en pequeños tramos. (m)
 L : Longitud de la contracción. (m)
 Hi : Altura de la contracción en la entrada de aire a partir del eje de simetría. (m)
 Ho : Altura de la contracción en la salida de aire a partir del eje de simetría. (m)

(BRASSARD, 2003, 1)

El resto de configuraciones están descritas en por Brassard (para mayor información remitirse a BRASSARD, 2000). Se realizó un programa en MATLAB para el diseño de la contracción.

En las siguientes figuras se observan los resultados de las diferentes configuraciones de diseño obtenidas.

Figura 13. Primera aproximación de acuerdo con la Ecuación 22.

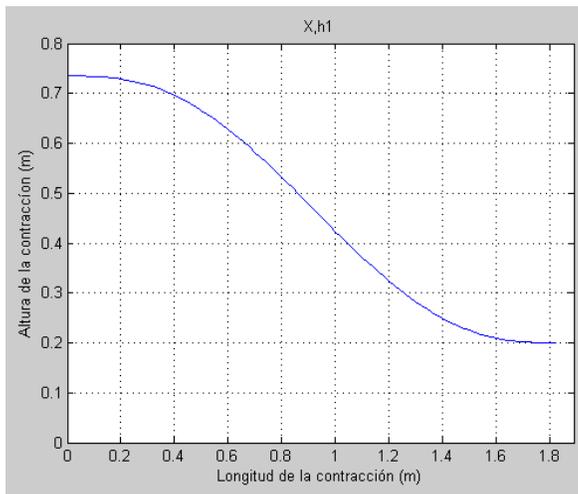


Figura 14. Característica adimensional de forma.

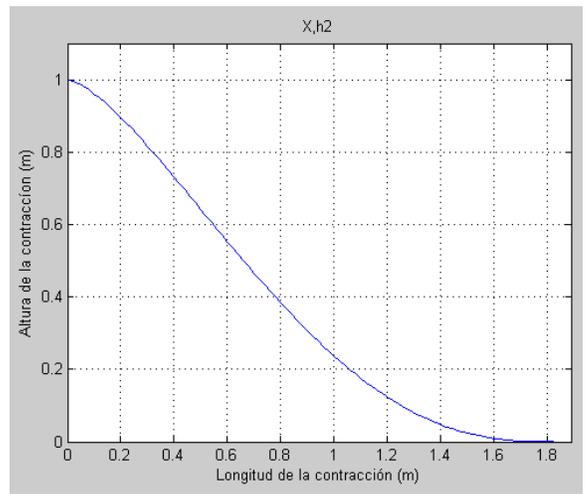


Figura 15. Perfil de la pared de contracción para un α de 0.5.

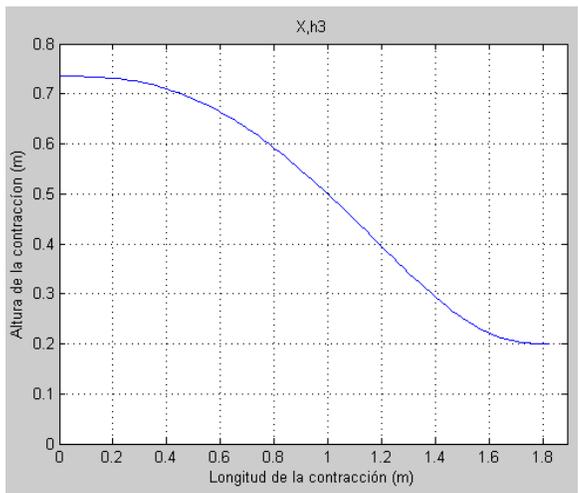


Figura 16. Perfil de la pared de contracción para un α de 0.3.

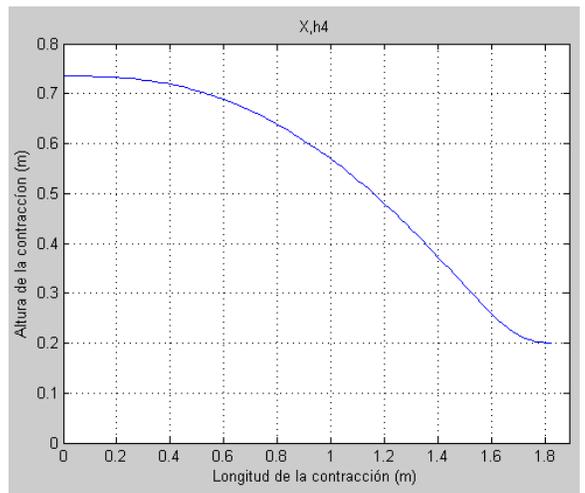


Figura 17. Perfil de la pared de contracción para un α variable linealmente con respecto a ξ .

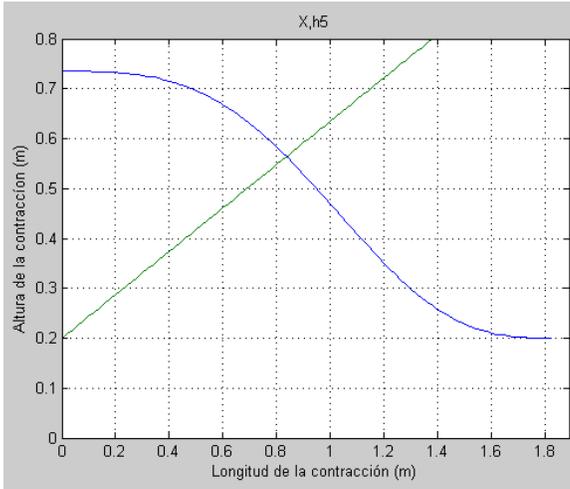


Figura 18. Perfil de la pared de contracción para un α variable cuadráticamente con respecto a ξ .

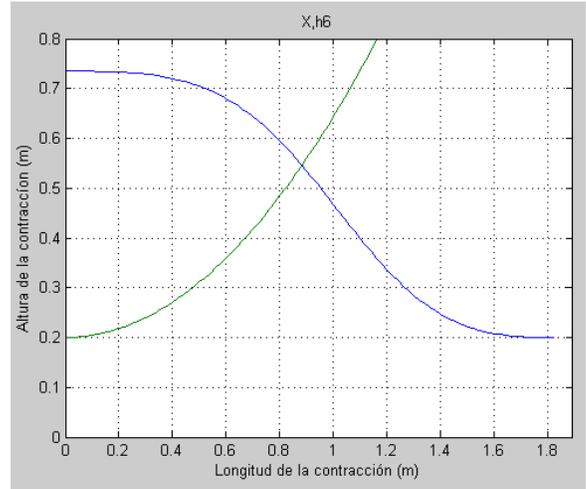


Figura 19. Perfil de la pared de contracción para un α variable con respecto al seno(ξ).

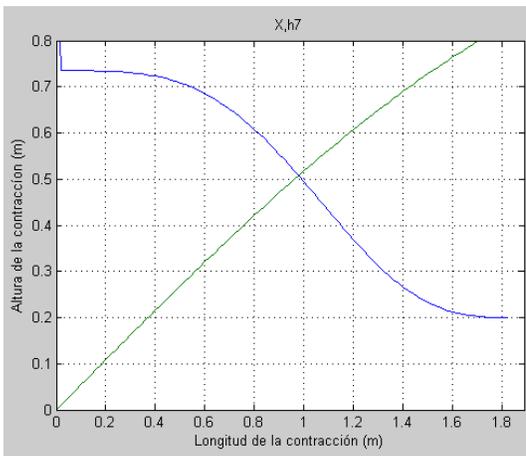
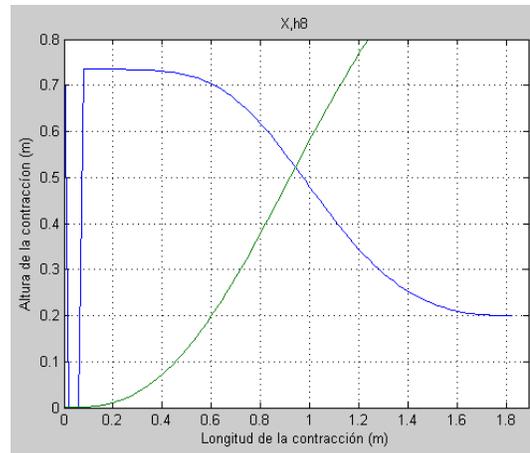


Figura 20. Perfil de la pared de contracción para un α variable polinomialmente con respecto a ξ , de quinto orden. Semejante a la descrita en la Ecuación 22.



Según Brassard todas estas configuraciones son validas, y su selección depende de cómo se quiera definir la geometría con respecto a la entrada y salida de flujo,

por ejemplo si se quiere una distribución de radios de entrada y salida semejantes, pues la Figura 20, presenta una excelente opción de distribución, mientras que si se quiere una distribución en la que el radio de salida sea mucho mayor la Figura 16 es la mas adecuada.

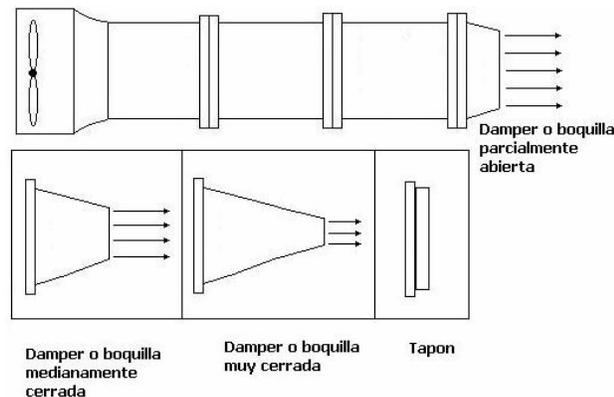
En este caso particular se prefiere la que esta regulada por la corrección cuadrática, la cual presenta una buena distribución.

6.4.9. Prediseño de las boquillas(H)

6.4.9.1. Definición y función

Con el fin de elaborar la curva de ventiladores, el caudal debe variar, este depende de la velocidad y del aire, por tal motivo existen 2 posibilidades, variando el área de la sección a la salida del conducto, o modificando la velocidad de rotación del ventilador. Al variar la velocidad de rotación se modifica las condiciones de operación del ventilador, por lo tanto para generar las curvas de los ventiladores se debe simplemente modificar el área de salida de aire del túnel, y una forma de darle solución es por medio de boquillas como se muestra en la figura 21. Se plantean inicialmente 5 boquillas que varían en un 20% de área transversal, desde el taponamiento total hasta un 80%, dando la posibilidad de generar 6 puntos sobre la curva.

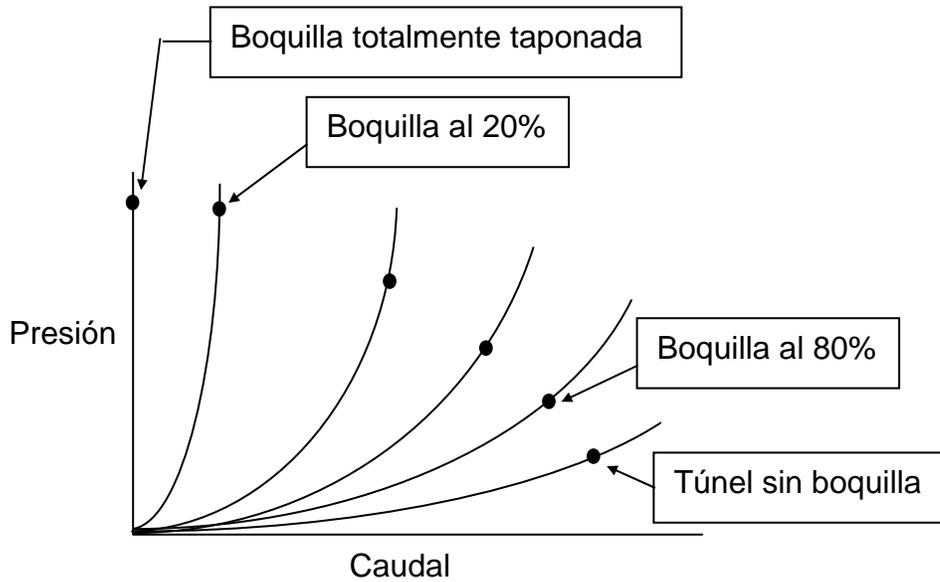
Figura 21. Boquillas de obstrucción de flujo para modificación del caudal en el túnel



6.4.9.2. Parámetros y cálculo de pérdidas

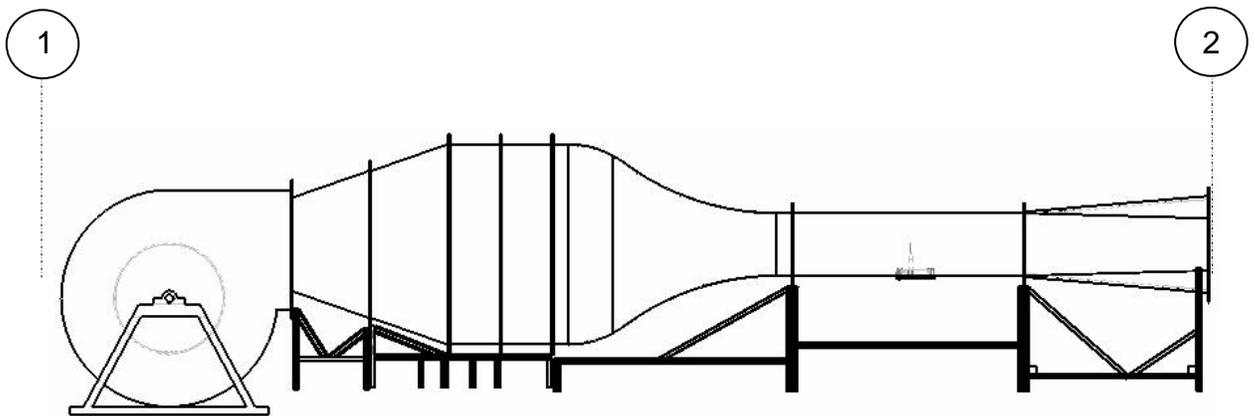
Se calcula con el mismo modelo de de la contracción descrita bajo la ecuación 21. Para cada boquilla se determina la curva del sistema, teniendo en cuenta que el ventilador opera a la misma condición.

Figura 22. Generación de puntos del ventilador mediante boquillas de reducción de área.



6.5. ECUACIÓN DE ENERGÍA Y DEFINICIÓN DE LAS PÉRDIDAS TOTALES DEL SISTEMA

Ya se tienen los coeficientes de pérdida del sistema, con base en ellos se determina las pérdidas en función del caudal. Luego se procede a solucionar la curva característica del sistema.



La Ecuación 23 de energía entre el punto 1 y 2 se expresa así:

Ecuación 23. Ecuación de energía.

$$\frac{P_1}{\gamma} + Z_1 + \frac{V_1^2}{2g} + \frac{P_v}{\gamma} = \frac{P_2}{\gamma} + Z_2 + \frac{V_2^2}{2g} + \frac{\Delta P_{1-2}}{\gamma}$$

$P_{1,2}$: Presión en el punto (Pa)

ρ : Densidad del aire (kg/m^3).

$Z_{1,2}$: Nivel de altura (Pa o Kg/ms^2).

ΔP_{1-2} : Pérdidas de energía debido a la fricción y a las pérdidas menores (Pa).

P_v : Presión del ventilador (Pa).

γ : peso específico ($\text{kg/m}^2\text{s}^2$)

Las alturas se consideran iguales por lo tanto se anulan, la velocidad en 1, se considera cero, y la presión en 1 y en 2 es la atmosférica. Obteniendo como resultado de la presión del ventilador,

Ecuación 24. Cabeza de presión del ventilador

$$\frac{P_v}{\gamma} = \frac{V_2^2}{2g} + \frac{\Delta P_{1-2}}{\gamma}$$

Estas son las pérdidas totales del sistema:

Ecuación 25. Pérdidas del sistema

$$\frac{\Delta P_{1-2}}{\gamma} = \left(\frac{1}{2g} \right) \sum_{u=1}^m \frac{K_u}{A_u^2} Q^2$$

u: componente tanto de pérdida friccional como dinámica
m: componentes totales que generan pérdidas del sistema.

$$\frac{\Delta P_{1-2}}{\gamma} = Kte_1 \cdot Q^2$$

Kte_1 : Constante de pérdidas 1, a una geometría definida del túnel. (s^2/m^5).

Ecuación 26. Cabeza de presión del ventilador en términos de las constantes de pérdidas en los tramos y accesorios

$$\frac{P_v}{\gamma} = \frac{V_2^2}{2g} + \frac{\Delta P_{1-2}}{\gamma}$$

$$Kte_2 = \frac{K_{salida}}{2gA^2}$$

Donde A es el área de la sección de

$$\frac{P_v}{\gamma} = Kte_2 \cdot Q^2 + Kte_1 \cdot Q^2$$

salida de flujo en el túnel de viento y

$$K_{salida} = 1. \quad (s^2/m^5).$$

$$\frac{P_v}{\gamma} = Kte_3 \cdot Q^2$$

Kte_3 : constante de pérdidas 3 (s^2/m^5).

6.6. RESULTADOS

A continuación se muestra el resultado de cálculo, obtenido bajo los modelos matemáticos descritos, desarrollando un programa que facilita tanto el cálculo como la graficación de problemas de ingeniería. La Tabla 8 muestra los parámetros a introducir, y el programa arroja los resultados observados.

Tabla 8. Parámetros definidos para el cálculo del túnel modelado en MATLAB.

```
PARÁMETROS INICIALES PARA DISEÑAR UN TÚNEL DE VIENTO.
Los parámetros que no están aquí especificados es debido a que hacen
parte de recomendaciones y/o definiciones descritas en los modelos de
cálculos de la sección 0.
*****
*****
SECCIÓN E
Contracción
Relación de contracción --9-- = 9
*****
SECCIÓN A1
Difusor de ángulo pronunciado 1
Longitud del cono de difusión total -L_At- (m)--1.2--= 1.2
*****
SECCIÓN B
Mallas
Numero de mallas dentro del difusor --2-- = 2
Diametro del alambre de la malla -d_w- (m) --0.000254-- = 0.000254
Ancho de una celda de mallado (m) -w_m- --0.0006528-- = 0.0006528
Numero de mallas por fuera del difusor --4-- = 4
*****
SECCIÓN D
HONEYCOMB
Espesor de las paredes del Honeycomb (m) --0.001-- = 0.001
Ancho de una celda del Honeycomb (m) --0.009-- = 0.009
*****
SECCIÓN G
Difusor final
Longitud del cono de difusión (m)--1.2--= 1.2
Relación de áreas (A_f / A_i)--1.2--= 1.2
*****
SECCIÓN H
Boquillas
Boquilla 0: Sin boquilla 100% flujo
Tipo de boquilla --0-- = 0
```

Tabla 8. Parámetros definidos para el cálculo del túnel modelado en MATLAB. (Continuación)

```

*****
RESULTADOS
*****
Factores de pérdida debido a las perdidas menores en el sistema
F_A= 0.92241
F_A2= 0.11849
F_B1= 2.3084
F_B2= 10.3809
F_B3= 3.2259
F_D= 0.0643
F_E= 0.0033921
F_G= 0.44291
F_H= 0
Factores de pérdida debido a las perdidas mayores en el sistema
F_C= 0.0030365
F_F= 0.63351
Coeficiente de pérdida del sistema
K_A1= 0.32304
K_A2= 0.19182
K_malla 1 adentro difusor= 3.6893
K_malla 2 adentro difusor= 3.6355
K_malla 3-6 afuera difusor (cada una)= 3.7626
K_malla 3-6 afuera difusor (totales)= 15.0506
K_D= 0.3
K_E= 0.015826
K_G= 0.025512
K_H= 0
K_F= 0.03649
K_C= 0.014167
Áreas de las secciones del sistema
A_A (m2)= 0.59178
A_A2 (m2)= 1.2723
A_B (m2)= 2.16
A_C (m2)= 2.16
A_D (m2)= 2.16
A_E (m2)= 2.16
A_G (m2)= 0.24
A_H (m2)= 0.288
A_F (m2)= 0.24
A_C (m2)= 2.16

```

Tabla 8. Parámetros definidos para el cálculo del túnel modelado en MATLAB. (Continuación)

Pérdidas de en Pa de cada tramo
dP_A1 (Pa)= 29.2885
dP_A2 (Pa)= 3.7623
dP_B (mallas externas) (Pa)= 25.6069
dP_malla1 (malla 1) (Pa)= 73.2953
dP_malla2 (malla 2) (Pa)= 329.6149
dP_C (Pa)= 2.16
dP_D (Pa)= 2.16
dP_E (Pa)= 2.16
dP_G (Pa)= 0.24
dP_H (Pa)= 0.288
dP_F (Pa)= 0.24
dP_C (Pa)= 2.16
Pérdidas totales (in WC)= 3.6493

La Tabla 9 muestra la geometría y los valores de las principales características de diseño.

Tabla 9. Resultados de cálculo para las pérdidas de presión por secciones del túnel

Sección	Elemento	Q (m ³ /s) (CFM)	Tamaño [Diámetro hidráulico] (m)	Velocidad (m/s)	Longitud (m)	Coefficiente de pérdidas K	Pérdida de presión (Pa)
A	Difusor 1	7.2 (15256)	b_in=0.6318 h in= 0.9366 b out=1.0575 h out= 1.2031 $\theta=19.25^\circ$ A_r= 2.15	In: 12.16 Out: 5.6953	L_A1=0.6	0.323	29.2885
	Difusor 2	7.2 (15256)	b_in=1.0575 h in= 1.2031 b out=1.4697 h out= 1.4697 $\theta=19.25^\circ$ A_r= 1.6977	In: 5.6953 Out: 3.333	L_A2=0.6	0.1918	3.7623

Tabla 9. Resultados de cálculo para las pérdidas de presión por secciones del túnel.
(Continuación)

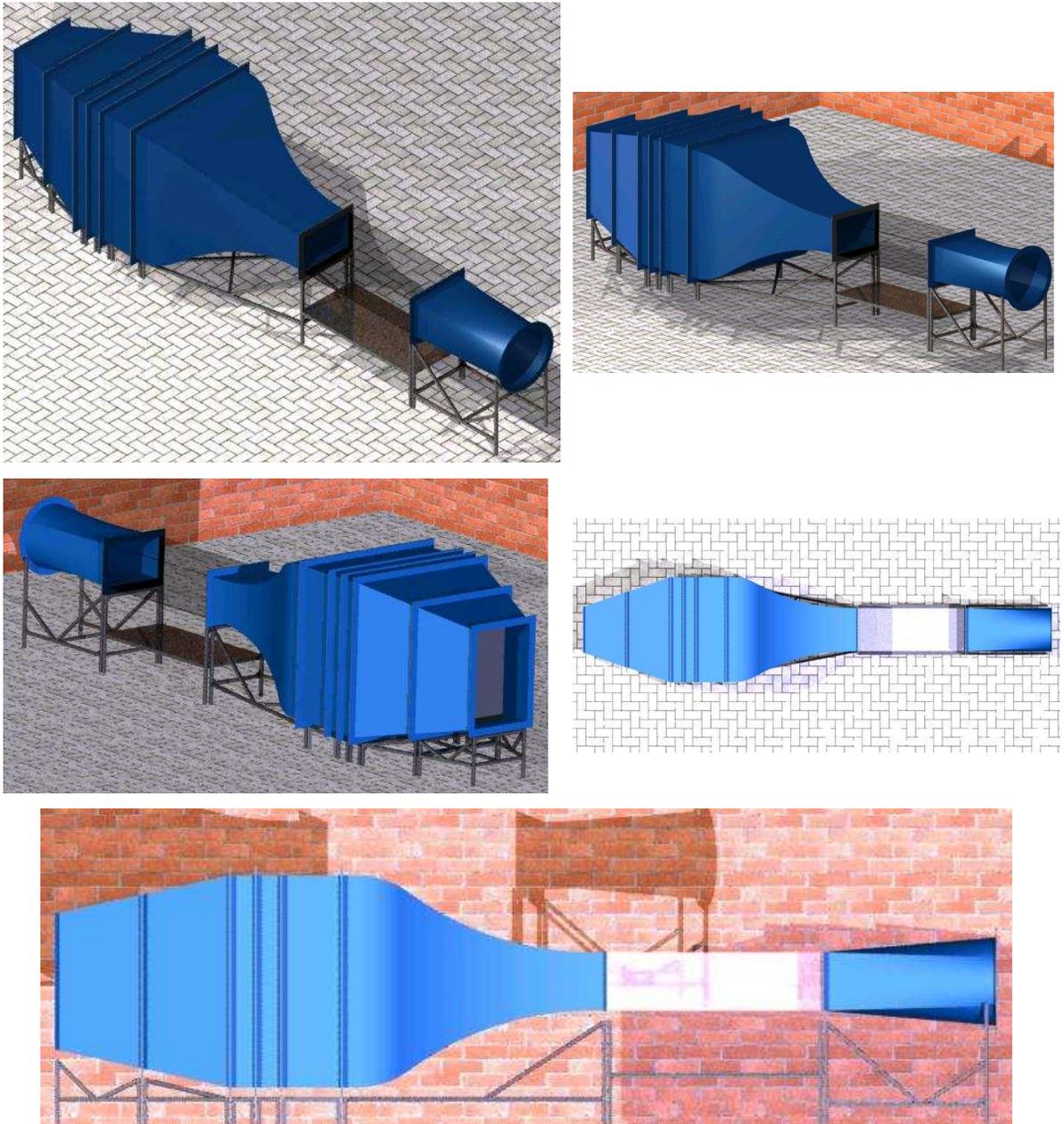
Sección	Elemento	Q (m3/s) (CFM)	Tamaño [Diámetro hidráulico] (m)	Velocidad (m/s)	Longitud (m)	Coficiente de pérdidas K	Pérdida de presión (Pa)
B	Malla 1	7.2 (15256)	b=0.6318 h= 0.9366 dw=0.0008 mw=0.002	12.16	-	3.6893	73.2953
	Malla 2	7.2 (15256)	b = 1.0575 h = 1.2031 dw=0.0008 mw=0.002	5.6953	-	3.6355	329.6149
	Malla 3	7.2 (15256)	b=1.4697 h= 1.4697 dw=0.0008 mw=0.002	3.333	-	3.7626	6.4017
	Malla 4	7.2 (15256)	b=1.4697 h= 1.4697 dw=0.0008 mw=0.002	3.333	-	3.7626	27.1711
	Malla 5	7.2 (15256)	b=1.4697 h= 1.4697 dw=0.0008 mw=0.002	3.333	-	3.7626	6.4017
	Malla 6	7.2 (15256)	b=1.4697 h= 1.4697 dw=0.0008 mw=0.002	3.333	-	3.7626	6.4017
C	Cámara de ajuste	7.2 (15256)	b = 1.4697 h = 1.4697	In: 3.333 Out: 3.333	L_C=1.4697	0.014167	0.0964

Tabla 9. Resultados de cálculo para las pérdidas de presión por secciones del túnel.
(Continuación)

Sección	Elemento	Q (m3/s) (CFM)	Tamaño [Diámetro hidráulico] (m)	Velocidad (m/s)	Longitud (m)	Coefficiente de pérdidas K	Pérdida de presión (Pa)
D	Direccionador de flujo	7.2 (15256)	b = 1.4697 h = 1.4697 Espesor de paredes= 0.001 ancho de celda= 0.01	In: 3.333 Out: 3.333	L_D=0.06	0.3	2.0417
E	Contracción	7.2 (15256)	b_in=1.4697 h in= 1.4697 b out=0.6 h out= 0.4 A_r=9	In: 3.33 Out: 30	L_E= 1.7636	0.015193	2.5849
F	Sección de pruebas	7.2 (15256)	b = 0.6 h = 0.4	In: 30 Out: 30	L_F=1.5	0.03649	20.1153
G	Difusor	7.2 (15256)	b in= 0.6 h in= 0.4 d out=0.6056 A_r=1.2	In: 30 Out: 25	L_G=1.2	0.025512	14.0634
H	Boquilla 0	7.2 (15256)	Sin boquilla	25	-	0	-
	Boquilla 1	7.2 (15256)	A_r=0.8	In: 25 Out: 31.25	L_H1=0.46	0.0031168	1.8643
	Boquilla 2	7.2 (15256)	A_r=0.6	In: 25 Out: 41.667	L_H2=0.66	0.0051026	5.4259
	Boquilla 3	7.2 (15256)	A_r=0.4	In: 25 Out: 62.5	L_H3=0.5	0.0046576	11.1436
	Boquilla 4	7.2 (15256)	A_r=0.2	In: 25 Out: 125	L_H4=0.52	0.0066695	63.8290
	Boquilla 5	0	A_r=0	-	-	-	-

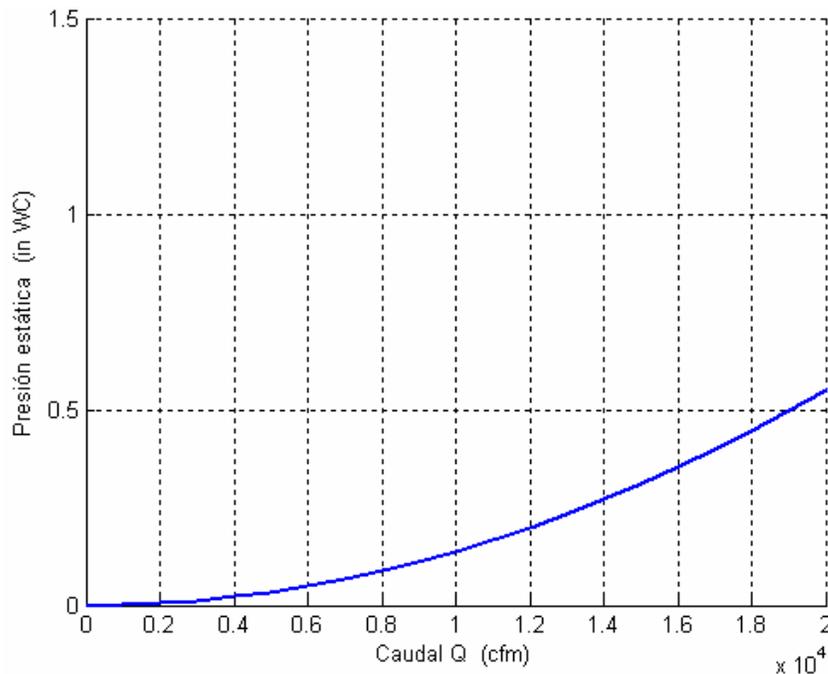
En las siguientes figuras se presenta el resultado de la forma del túnel de viento.

Figura 23. Render del túnel de viento



Para elaborar la curva del sistema (ver Figura 24) se empleó una matriz de valores para Q , en un rango de 0 a 25000 cfm , y con base en la Ecuación 26 se obtuvo el resultado mostrado en dicha gráfica.

Figura 24. Curva característica del sistema

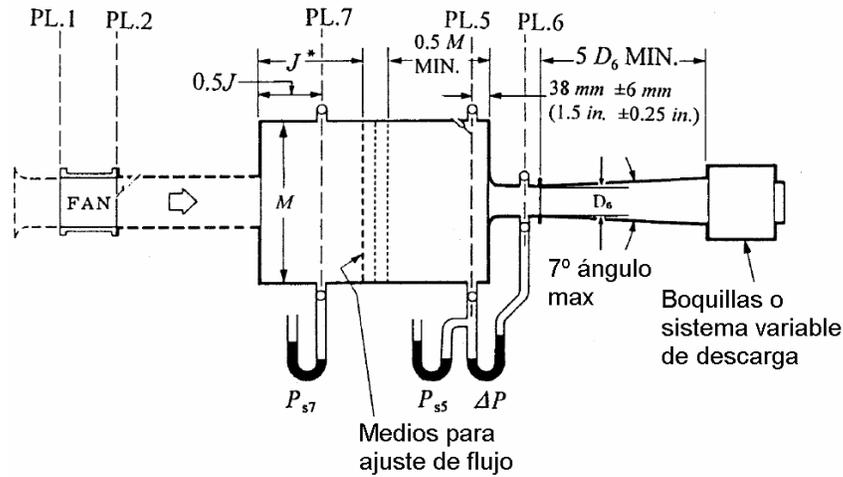


Los resultados obtenidos se obtienen de lograr una fusión entre el diseño de un túnel de viento, y el diseño de un dicto para pruebas de ventiladores. La Tabla 10 muestra concretamente los compromisos a los que se llegó entre un modelo y otro y así configurar un sistema que acople ambas actividades de manera satisfactoria.

La Figura 26 muestra claramente la configuración que se adapta mejor a las condiciones que propone un túnel de viento, y con base en sus parámetros se establecen las dimensiones y consideraciones que regirán el túnel de viento.

Y en la Figura 25 se muestra la configuración básica que determina el túnel de viento a acoplar al sistema de pruebas de ventiladores. Lo que se pretende es poder asegurar que la configuración final reúna las mejores características de cada sistema aplicando y experimentando un modelo de pruebas o el otro. Cabe aclarar que los modelos de pruebas son independientes y no trabajarían simultáneamente, para cada uno se debe planear un experimento específico.

Figura 25. Sistema para prueba de ventiladores.



(ASHRAE, 1999, 30)

Las líneas punteadas al inicio del ventilador indican una entrada de campana con un diámetro equivalente al del ducto que será usado para la simulación de entrada. La fricción del ducto no deberá ser considerada.

Las líneas punteadas a la salida del ventilador indican un ducto uniforme de 2 a 3 diámetros equivalentes de longitud y con un área que no este por fuera del 1% del área de salida del ventilador y además con una forma que se acople a la forma de salida del ventilador.

El sistema variable de descarga debe ser un sistema de boquillas que tengan aberturas definidas y conocidas.

La variable J debe ser al menos 1 vez el diámetro equivalente a la salida del ventilador, con eje de rotación perpendicular al flujo, y 2 veces el diámetro equivalente a la salida del ventilador si el eje de rotación es paralelo al flujo.

Para calcular la densidad en el plano 5, $PL.5$, P_{s5} debe ser considerada igual a

$$P_{s7}.$$

El M mínimo es determinado por la norma ASHRAE 51, se define a partir de la relación entre las secciones transversales entre la cámara y la salida del ventilador. Esta relación debe ser de al menos 9, con ventiladores con eje de rotación perpendicular al flujo, y al menos 16 veces la relación de áreas cuando el eje de rotación es paralelo al flujo.

Ecuación 27. Fórmulas para cálculo de caudal y presión para la configuración de prueba de ventiladores.

$$Q_5 = \sqrt{2}CA_6Y\sqrt{\frac{\Delta P}{\rho_5}} \quad P_v = P_{v2}$$

$$Q = Q_5\left(\frac{\rho_5}{\rho}\right) \quad P_{t1} = 0$$

$$V_2 = \left(\frac{Q}{A_2}\right)\left(\frac{\rho}{\rho_2}\right) \quad P_{t2} = P_{s7} + P_v$$

$$P_{v2} = \left(\frac{V_2}{\sqrt{2}}\right)^2 \rho_2 \quad P_s = P_t + P_v$$

(ASHRAE, 1999, 30)

Donde,

Q_x : Flujo de aire en el plano x (m^3/s)

C : Coeficiente de descarga de la boquilla

A_x : Área de la sección transversal en el plano x . (m)

Y : Coeficiente de expansión de la boquilla.

ΔP : Presión diferencial (Pa)

ρ_x : Densidad en el plano x . (kg/m^3)

P_v : Presión de velocidad del ventilador. (Pa)

P_{vx} : Presión de velocidad en el plano x . (Pa)

P_{tx} : Presión total en el plano x . (Pa)

P_{sx} : Presión estática en el plano x . (Pa)

Figura 26. Configuración propuesta para el túnel de viento.

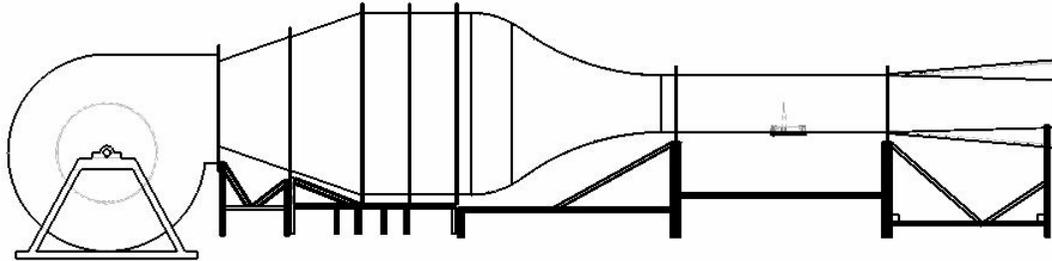


Tabla 10. Análisis de recomendaciones y compromisos de diseño

Sección	Recomendación túnel de viento	Recomendación para prueba ventiladores	Compromiso
Ventilador	Único (punto de operación óptimo)	Múltiple	Diseño con un ventilador óptimo con adaptadores específicos para otros ventiladores
Difusor de ángulo pronunciado	Longitud: corta Angulo : 25° R_a varia de 3-5 Presenta mallas (evitar desplazamiento de capa limite)	No se especifica aparentemente sea compatible.	Se establecen los parámetros del túnel de viento
Cámara de ajustes	Longitud $0.5 D_h$ aprox. D_h : Definido por sección de prueba. R_a Varia de 6-10 Presenta un direccionador, sin posicionamiento recomendado. Presenta mallas.	Longitud: antes del direccionador es de 1 diámetro equivalente correspondiente a la descarga del ventilador, por tener el eje de rotación perpendicular al flujo. D_h : Se define con una relación de áreas, igual que en el túnel de viento, pero no con respecto a la descarga del ventilador. Este valor de de 9. (ASHRAE, 1999, 10) Longitud: un poco mayor a 2.5M. Presenta direccionadores definidos en la Figura 25, mallas y puntos de medición	Longitud: correspondiente al de prueba de ventiladores. D_h , correspondiente al túnel de viento. Direccionador: de acuerdo a prueba de ventiladores y túnel de viento. Las mallas y puntos de medición coinciden en conceptos.

Tabla 10. Análisis de recomendaciones y compromisos de diseño (Continuación)

Sección	Recomendación túnel de viento	Recomendación para prueba ventiladores	Compromiso
Contracción	Características especiales descritas en la sección 6.4.8.	No aplica	Se toma el diseño del túnel de viento
Sección de pruebas	Longitud es aprox. $2 D_h$ de la sección. Ésta está acondicionada a las dimensiones del objeto aerodinámico a evaluar, según aplica en la sección 6.4.2.	Longitud= $5 D_h$ Puntos de medición según Figura 25. El ángulo de difusión tiene un máximo de 7°	La longitud se determina luego de calcular ambas, escogiendo la que mayor longitud presente, sometiéndose a las condiciones de ángulo máx permitidos y a la relación de área definida por parámetros del túnel de viento según sección 6.4.3.
Difusor	Angulo max 2.5° Relación de áreas es aprox. 3. Bajo estos 2 parámetros se establece una longitud.		
Boquillas	No aplica y debe usarse sin ellas	Característica para obtener un mínimo de 8 puntos.	Definiciones dadas por la norma ASHRAE 51.

6.7. SELECCIÓN DE LA PROPULSIÓN

Un ventilador es una bomba que genera diferencias de presión y causa un flujo de aire. El impeler trabaja sobre el aire, impartiendo energía estática y cinética, dependiendo del tipo de ventilador. (ASHRAE, 2000, 18.1)

El ensayo de ventiladores tiene por objeto determinar la capacidad del aparato para transferir la potencia del aire que mueve. El ventilador se hace funcionar y un régimen de giro constante, tomando valores de diferentes caudales movidos, según sea la pérdidas de carga que debe vencerse. La curva característica de un ventilador se obtiene dibujando en unos ejes de coordenadas los distintos valores de caudal-presión. Obtenidos mediante ensayo en un laboratorio. (SIEMENS, 1994, 2).

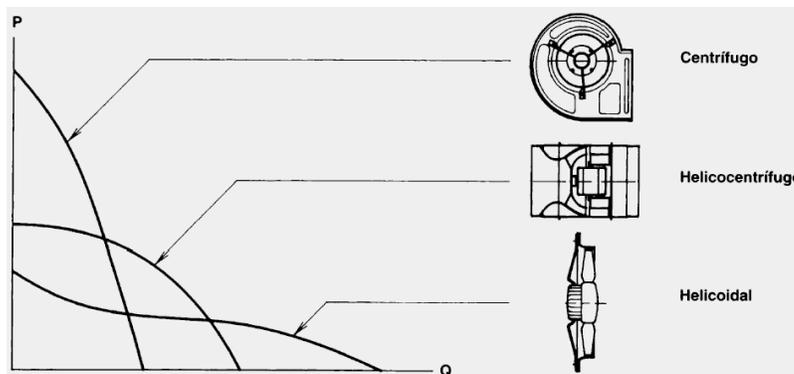
Esta curva junto con la desarrollada de acuerdo a la potencia absorbida, y al rendimiento del ventilador, componen lo que se llama las características de un ventilador. Estas siempre están relacionadas al caudal desarrollado. El punto ideal de funcionamiento del ventilador, es correspondiente al máximo rendimiento (mientras mas cerca de este punto se trabaje, mas económico será su funcionamiento). A la izquierda de este punto el funcionamiento es inestable, siendo recomendable trabajar a la derecha del punto máximo de funcionamiento. (SIEMENS, 1994, 3).

La curva característica del ventilador depende únicamente del ventilador, y solamente puede variar si el ventilador funciona a una velocidad de rotación distinta. Para saber exactamente en que condiciones funciona el ventilador, se debe conocer la curva resistente del sistema en el cual se instala, es decir, la curva que relaciona la pérdida de carga de la instalación con el caudal que pasa

por ella. La intersección entre la curva del ventilador y la característica resistente de la instalación, se llama punto de trabajo. (Salvador, 2002)

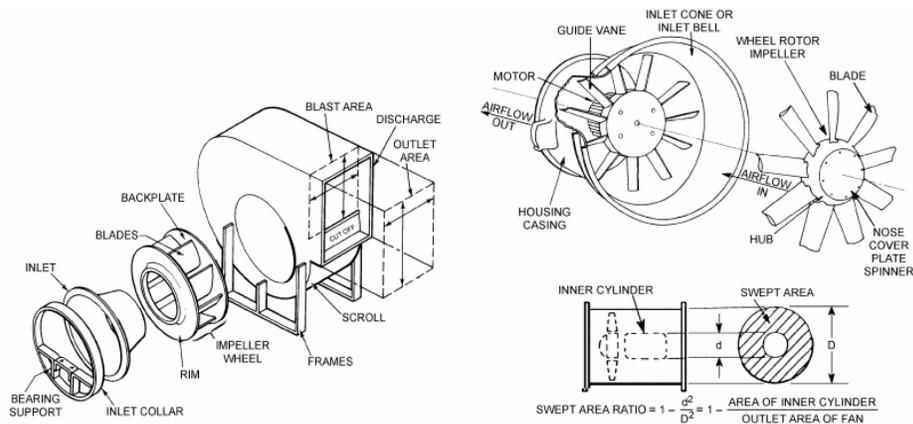
En la Figura 27 y Figura 28 se ilustran los principales tipos de ventiladores, con un mismo diámetro de rodete. Se observa, que el centrífugo alcanza grandes presiones pero a bajo caudal, lo contrario al helicoidal o axial, en el cual se alcanzan altas velocidades pero a baja presión. Un término medio son los helicocentrífugos. (Salvador, 2002)

Figura 27. Principales tipos de ventilaciones.



(Salvador, 2002)

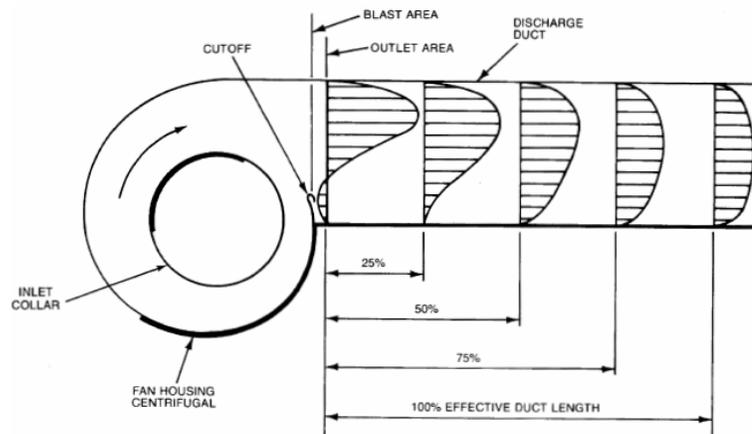
Figura 28. Tipos de ventiladores en explosión.



(ASHRAE, 2000, 18)

Mehta 1979, recomienda los ventiladores centrífugos para túneles de viento de circuito abierto, ya que los axiales no representan una ventaja superior, el empleo de los ventiladores centrífugos dan mas versatilidad y un mayor rango dimensional para la sección de pruebas. Este puede instalarse tanto a la salida como a la entrada del túnel. Se opta por emplearlo a la entrada del túnel. Los ventiladores centrífugos presentan un vórtice en el flujo debida a la posición asimétrica del flujo como se muestra en la Figura 29.

Figura 29. Rango de uniformidad del perfil de velocidades.



(ASRAE, 1997, 32.13)

Para solucionar este efecto se usa un difusor de ángulo pronunciado y unas mallas para la corrección de la separación de la capa límite. (Mehta, 1979, 444).

El ventilador centrífugo funciona con una estabilidad y eficiencia relativamente buena bajo un amplio rango de condiciones de flujo. El ruido y pulsaciones generados son bajos, inclusive por fuera de las condiciones para las cuales el sistema opera óptimamente. (Mehta, 1979, 445).

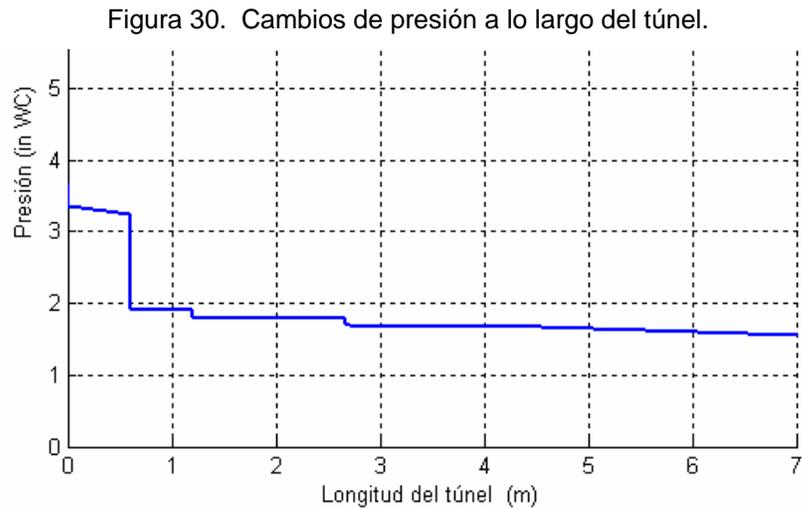
En la siguiente tabla se evalúa cual de los dos tipos de ventiladores es mas conveniente para implementarlo en la configuración del túnel de viento.

Tabla 11. Criterios de evaluación de selección de un ventilador axial o centrífugo

Característica	Axial	Centrífugo
Presión estática (in WC)	2 0	5 2
Caudal (CFM)	15500 2	15100 2
Potencia requerida (BHP)	10.4 0	15 2
RPM requerida	1704 1	1246 2
Tamaño del impeler (pulgadas)	36 1	33 2
Area de salida (pies ²)	7.27 2	6.26 2
Expuesto a daños externos, a pesar de tener mallas protectoras	0	1
Eficientes para vencer relativamente altas resistencias friccionales	0	2
Tipo de anclaje	rígido 1	Mas rígido que el axial 0
Nivel de ruido	2	0
Espacio requerido	2	1
Velocidad de salida (pies por minuto)	2691 1	2412 2
Costo del ventilador (dolares)	3.500 2	3.725 1
Eficiencia estática	46.81 0	63.76 2
Eficiencia mecánica	57.40 1	79.51 2
Sumatoria de puntuación	15	22

Las condiciones esenciales de selección es el determinar la presión estática máxima que estaría generándose en el sistema y el caudal necesario.

La muestra el comportamiento de la presión a lo largo del túnel.



El caudal necesario es exactamente 15.256 cfm, correspondiente a una velocidad de 30 m/s en la sección de pruebas.

La presión total a vencer en el sistema esta definida por los accesorios y velocidad del sistema, obteniendo un total de 3.6493 in WC. Hay que considerar que debe hacerse una corrección de presión debido a la altura, según los manuales de selección de GREENHECK, el factor de corrección para una altura de 1500m de altura es de 1.22, por lo tanto la presión a evaluar es de 4.4 in WC. Considerando factores de seguridad altos para la selección de la potencia del motor para la propulsión, se estima una sobrecarga del 15%, obteniendo una presión de 5 in WC.

Los ventiladores axiales no son empleados para presiones tan altas, por lo tanto deberá seleccionarse un helicocentrífugo o uno centrífugo (ver Figura 27).

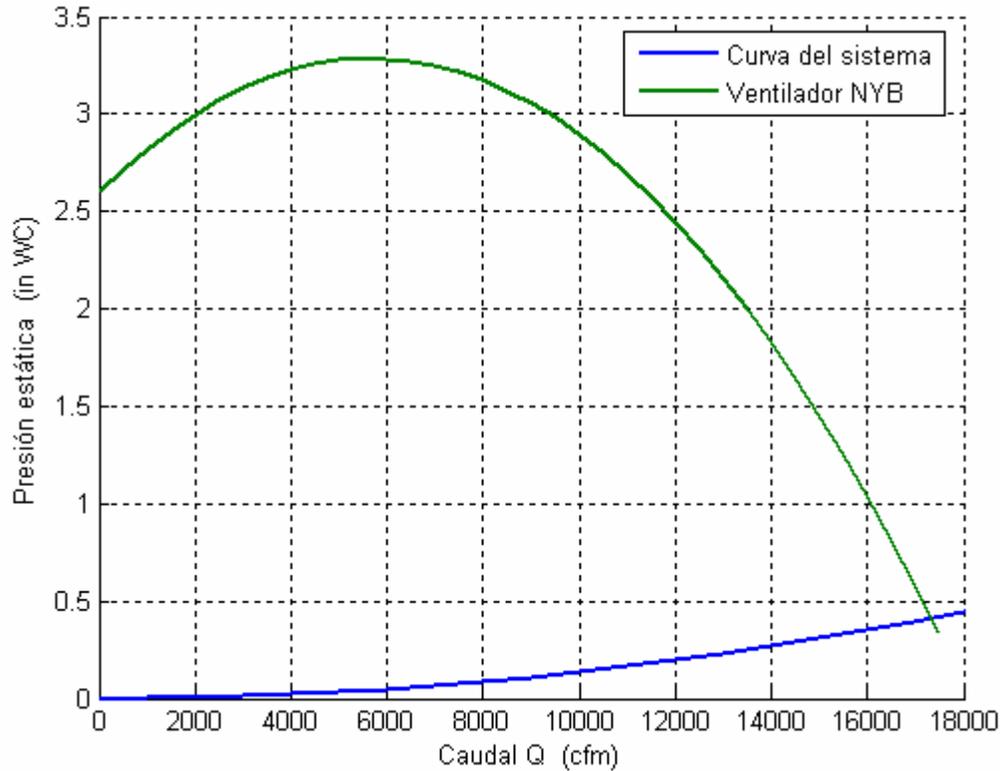
Figura 31. Características del ventilador centrífugo que cumple con las condiciones de operación del sistema

SIZE 33 ACOUSTAFOIL		Wheel diameter: 33" Wheel circumference: 8.64'				Fan outlet area: 6.26 sq. ft. Maximum BHP = 8.21 $\left(\frac{\text{RPM}}{1000}\right)^3$				GP Fan maximum safe speed: 1650											
CFM	OV	¼"SP		¾"SP		1"SP		2"SP		3"SP		4"SP		5"SP		6"SP		7"SP		8"SP	
		RPM	BHP	RPM	BHP	RPM	BHP	RPM	BHP	RPM	BHP	RPM	BHP	RPM	BHP	RPM	BHP	RPM	BHP	RPM	BHP
5000	799	399	0.8	530	1.3	641	1.8	736	2.4	904	3.9	1049	5.7	1177	7.6	1293	9.7	1400	11.9	1502	14.3
6300	1006	436	0.9	550	1.4	651	2.0	743	2.7	903	4.4	1041	6.2	1167	8.3	1281	10.5	1387	12.8	1488	15.3
7500	1198	480	1.1	576	1.7	669	2.3	754	3.1	908	4.9	1040	6.8	1166	9.0	1277	11.3	1381	13.7	1478	16.3
8800	1406	534	1.3	612	1.9	695	2.6	774	3.5	921	5.5	1049	7.5	1165	9.8	1279	12.3	1379	14.8	1472	17.4
10000	1597	589	1.6	654	2.2	727	3.0	800	4.0	936	6.0	1060	8.3	1171	10.6	1280	13.2	1379	15.8	1473	18.6
11300	1805	652	1.9	706	2.6	769	3.6	833	4.6	958	6.7	1077	9.1	1188	11.7	1289	14.3	1387	17.1	1476	19.9
13700	2188	772	2.9	812	3.7	859	4.7	910	5.8	1016	8.2	1121	10.9	1220	13.6	1317	16.6	1408	19.6	1496	22.8
15100	2412	844	3.6	879	4.6	919	5.6	962	6.7	1057	9.2	1153	12.0	1246	14.9	1340	18.0	1427	21.2	1512	24.6
17600	2812	972	5.4	1002	6.4	1034	7.5	1068	8.7	1145	11.4	1225	14.3	1300	17.6	1391	20.9	1469	24.3	1548	27.9
18700	2987	1029	6.3	1058	7.4	1087	8.5	1118	9.8	1188	12.5	1263	15.6	1339	18.8	1416	22.2	1495	25.9	1570	29.6
21200	3387	1160	8.8	1185	10.0	1210	11.3	1237	12.7	1292	15.5	1355	18.7	1422	22.2	1489	25.8	1560	29.8	1627	33.6

Por lo tanto el ventilador seleccionado es el centrífugo de 33" de diámetro, con un motor de 15 HP.

El resultado del sistema esta dado por la Figura 32. En la que se muestra el punto optimo de operación.

Figura 32. Curva característica del sistema con el ventilador centrífugo seleccionado.



7. DISEÑO DE LA BALANZA AERODINÁMICA

La balanza aerodinámica es un instrumento preciso y confiable para la medición de las fuerzas y momentos actuantes sobre un modelo en un túnel de viento. A diferencia de las balanzas comunes, que sirven para medir fuerzas actuando en una dirección conocida, las balanzas de túnel de viento deben medir no tan sólo fuerzas aerodinámicas cuya dirección de la resultante es desconocida, sino que también momentos alrededor de ciertos ejes, debido a esa resultante.

La principal característica de una balanza de túnel de viento es la cantidad de componentes a medir, dependiendo del ensayo a considerar, este número puede variar de uno a seis. Dependiendo de su localización, las balanzas de túnel de viento pueden ser clasificadas en 2 grupos:

- Balanzas externas ubicadas fuera del modelo y la cámara de ensayo del túnel de viento.
- Balanzas internas ubicadas en el interior del modelo o sus soportes.

En las balanzas de primer grupo, la fuerza aerodinámica total y momentos son separados en sus componentes con la ayuda de varios sistemas mecánicos. Estas balanzas suelen denominarse balanzas mecánicas. El modelo es instalado en la sección de ensayo del túnel con la ayuda de soportes como ser vigas o alambres, que lo vinculan a la balanza. (Sanchez@, 1999)

En estas balanzas llamadas comúnmente externas las componentes de fuerzas y momentos son usualmente determinados en un sistema de ejes “balanza” paralelo al sistema de ejes viento. El diseño de una balanza externa incluye la incorporación de un dispositivo que cambie la actitud del modelo tanto en ángulo

de incidencia como de deslizamiento. La desventaja de las balanzas mecánicas de túnel de viento es el comparativamente elevado peso de sus elementos, debido a la inercia de los sistemas de medición tales balanzas no pueden ser usadas en túneles que tienen corta duración de operación.

Las balanzas de los túneles de viento localizadas dentro del modelo fueron desarrolladas debida a la necesidad de excluir las fuerzas actuando sobre los soportes. A velocidades supersónicas el flujo alrededor del modelo es menos afectado por los soportes en la forma de cantilever. En las balanzas internas se opta por instalarlas entre la unión del modelo al soporte o en el mismo soporte. Cuando la balanza es instalada dentro del modelo, solo las fuerzas actuantes sobre el modelo son medidas y el soporte solo causa perturbaciones en el flujo en la cola del modelo. Cuando la balanza es instalada en el soporte mismo, está es protegida del flujo por un carenado cilíndrico o cónico.

La posibilidad de instalar la balanza dentro del modelo es posible gracias al desarrollo de los strain gages o extensómetros. El método de medición de fuerzas por strain gages se basa en el uso de sistemas elásticos cuyas deformaciones son proporcionales a las cargas mecánicas, como son fuerzas y momentos, estas deformaciones producen un cambio en la resistencia eléctrica que es medida por un instrumento conectado a un circuito de medición así las cargas pueden medirse como magnitudes eléctricas con la ayuda de conversores apropiados.

El elemento capaz de realizar esta conversión es el strain gages que consiste en un alambre de muy pequeño diámetro (0,025 a 0,030mm), fabricado de una aleación de muy alta resistencia eléctrica, que se halla arrollado y pegado sobre una película plástica o film en forma de vueltas una al lado de la otra conformando una grilla. Sus dimensiones pueden ir de 1 a 2 mm a unos cuantos cm dependiendo de su aplicación.

El elemento elástico al cual está adherido el strain gages es generalmente un flexor metálico. Al deformarse por la acción de una carga externa el strain gage acompaña esa deformación generando una señal eléctrica que es proporcional a la carga. Las ventajas de los strain gages que los hacen particularmente adecuado para mediciones de fuerzas aerodinámicas son: 1. Dimensiones y peso muy pequeño. 2. Posibilidad de medir deformaciones relativas de elementos elásticos muy pequeñas, menores que, esto permite el uso de elementos elásticos muy rígidos que poseen una alta frecuencia natural. 3. Baja inercia, que permite no tan solo medir cargas estáticas sino que también dinámicas. 4. Posibilidad de mediciones remotas.

7.1. DISEÑO

Los requerimientos básicos de una balanza de túnel de viento son los mismos que los exigidos para un instrumento de medición:

- alta sensibilidad
- linealidad
- baja histéresis
- repetibilidad

Estas características en una balanza las determinan sus elementos sensibles a las cargas actuantes.

A fin de obtener una alta sensibilidad, es decir una apreciable señal eléctrica para una dada deformación, los elementos sensibles son usualmente provistos con un gran número de strain gages conectados de tal manera que cada rama del puente de medición contiene dos, tres y algunas veces cuatro strain gages. Conseguir que la mayor parte de la componente a medir sea tomada por su elemento de medición, este último debe poseer baja rigidez en la dirección de ésta

componente y la mayor rigidez posible en la dirección de las componentes que no mide.

Para alcanzar linealidad y reproducibilidad en las mediciones, la balanza debe formar un conjunto integrado entre sus partes, donde no ocurra desplazamiento relativo entre ellas, excepto aquellos causados por deformaciones elásticas; esto también se refiere a la conexión entre modelo y balanza.

A fin de reducir la histéresis, los elementos elásticos deben ser hechos de un material de alto módulo elástico como ser aceros aleados de alta resistencia o aun mejor bronce al berilio, estos poseen buenas propiedades elásticas poca deformación y elevada resistencia a la fatiga.

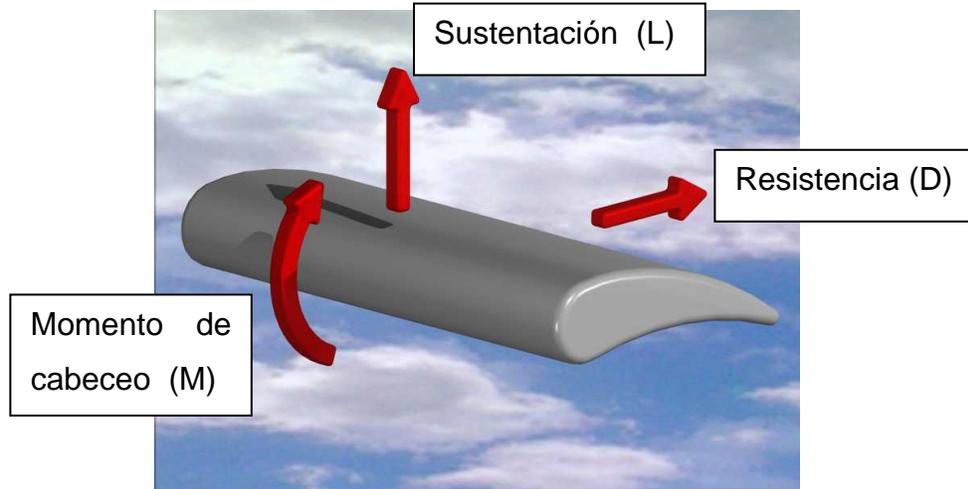
También es importante obtener baja interacción de las componentes y sensibilidad a la temperatura. La disminución de la interacción se logra disminuyendo los desplazamientos del modelo causado por la deformación de los elementos sensores y el sistema de soporte. Una elevada rigidez de la balanza deberá ser lograda, particularmente en aquellos elementos que transmiten los esfuerzos. La interacción depende en un mayor grado de la precisión geométrica y disposición geométrica de los elementos elásticos y el correcto montaje de los transductores de strain gages en estos.

Esto se realiza con el fin de que los errores introducidos por los elementos localizados simétricamente se compensen mutuamente. Además, el diseño de la balanza debe tener que asegurar una precisa coincidencia de los ejes del modelo y la balanza.

El diseño de una balanza de túnel de viento empieza con definir las componentes que deseamos medir y sus valores límites, para esto determinamos los tipos de los ensayos que se realizarán y el tamaño de los modelos permitidos que puedan

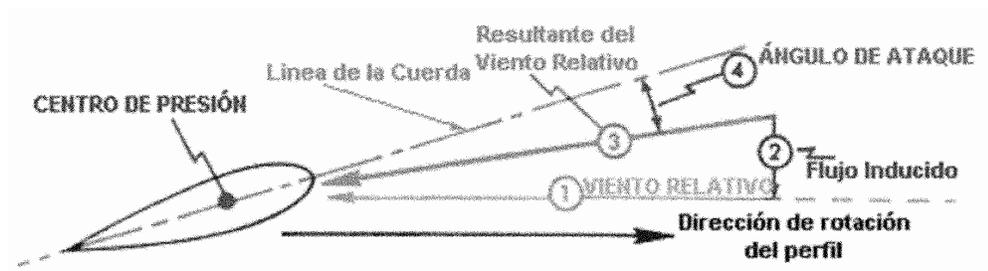
ensayarse en el túnel de viento. Por tratarse de la primera experiencia en el diseño y fabricación de una balanza se limitó el número de componentes a medir en tres, sustentación, resistencia y momento de cabeceo, y poder variar el ángulo de ataque, según se observa en la Figura 33 y en la Figura 34.

Figura 33. Esquema de fuerzas aerodinámicas



Los valores máximos y apreciación de estas componentes se determinan con la ayuda de la tabla 12 adaptándose según limitaciones propias.

Figura 34. Esquema de líneas aerodinámicas y ángulo de ataque,



(Aerodinamica@2006)

Tabla 12. Rango de coeficientes recomendados para fuerzas aeronáuticas.

	Max.	Min
C_L	+4.0	-2,0
C_D	+1.0	-1.0
C_m	-1,0	+1,0

Barlow, 1999, 246

Para determinar las cargas se tiene:

Ecuación 28. Definición de sustentación

L: Sustentación (kg)

$V = 30 \text{ m/s} \Rightarrow$ Velocidad de flujo

$S_L = 0.02 \text{ m}^2 \Rightarrow$ Área proyectada del perfil (ver Figura 35)

$\hookrightarrow c = 6 \text{ m} \Rightarrow$ cuerda del perfil (m)

$\hookrightarrow E = 0.48 \text{ m} \Rightarrow$ Envergadura del modelo (m)

$C_L = -2 \dots 4 \Rightarrow$ coeficiente de sustentación.

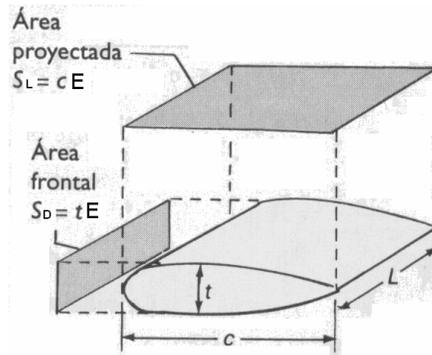
Gerhart, 1992, 656

$$L = \frac{1}{2} V^2 \rho \cdot S_L \cdot C_L$$

$$L = 4.4 \text{ kg}$$

Estos valores son obtenidos en modelos de alas o completos que tienen una envergadura del 80% o en paneles que tienen una altura de hasta el 70% del diámetro de la cámara del túnel, tomando la presión dinámica máxima que puede ser obtenida en el túnel se obtiene las cargas de diseño en un determinado sistema de unidades.

Figura 35. Áreas de proyección para determinación de fuerzas aerodinámicas



Gerhart, 1992, 656

Ecuación 29. Definición de arrastre.

$$D = \frac{1}{2} V^2 \rho \cdot S_D \cdot C_D$$

D: Arrastre o resistencia (kg)
 $S_D = 0.02 \text{ m}^2 \Rightarrow$ Área frontal del perfil (ver Figura 35)
 $C_D = -1 \dots 1 \Rightarrow$ coeficiente de resistencia.

Gerhart, 1992, 656

Ecuación 30. Definición de momento de cabeceo.

$$M = \frac{1}{2} V^2 \rho \cdot S_L \cdot C_m \cdot c$$

M: Momento de cabeceo (kg)
 $C_m = -1 \dots 1 \Rightarrow$ coeficiente de sustentación.

Carmona, 1983, 83

El resultado se presenta en la Tabla 13

Tabla 13. Rango de fuerzas aerodinámicas

	Max	Min
L (kg)	4.4	-2.2
D (kg)	1.1	-1.1
M (kg m)	0.066	-0.066

7.2. SOPORTE DE MODELOS

A pesar de los diferentes diseños de balanzas, existen elementos que son comunes a la mayoría. Estos son:

Soporte para modelo

- Plataforma o estructura flotante para mantener el soporte y para tomar las fuerzas actuando sobre el modelo
- Sistema mecánico para separar mecánicamente las componentes de las fuerzas transferidas a la plataforma flotante
- Elementos sensores de fuerza o dinamómetros entre el sistema y puntos vinculados a "tierra".
- Mecanismos de cambio del ángulo de ataque y deslizamiento del modelo.

La finalidad del soporte del modelo es sostener y posicionar correctamente el modelo en la cámara de ensayo del túnel de viento, y debe reunir las siguientes características:

- Muy buena rigidez
- Baja interferencia en el flujo alrededor del modelo
- Facilidad de montaje y desmontaje del modelo
- Posibilidad de variar el ángulo de incidencia

Entre las opciones disponibles de montajes de soportes podemos mencionar:

- Montaje con cables o cintas
- Columna simple
- Columna simple con horquilla
- 2 columnas lado a lado más un cable
- 2 columnas en tandem
- 3 columnas
- Montaje de punta de ala
- Montaje de medio modelo en el piso
- Bayoneta

En muchos soportes con partes expuestas al flujo de aire se cubren o revisten con un carenado con forma aerodinámica y se fija a tierra firme.

Teniendo en cuenta los requerimientos planteados se optó por un soporte rígido tipo columnas dobles en tandem, la primer columna ofrece un punto de fijación del modelo a través de un eje que permite la rotación del modelo en su plano de simetría, esta columna está formada por dos secciones cilíndricas, la primera está hecha de acero al carbono AISI 1020; y la otra consiste en un tramo de 5 cm de largo de 3 mm de diámetro aplanado en dos caras a 2 mm una de otra en toda su longitud a fin de reducir la interferencia con el flujo alrededor del modelo, se construye en acero aleado AISI 4130 de elevada resistencia, la longitud resultante de la columna es de 20 cm medida que permite acceder al centro de la cámara de ensayo y tomar un margen para los demás elementos de la balanza.

La segunda columna posee un sistema mecánico para variar el ángulo de incidencia del modelo mediante un cilindro hueco de bronce con rosca interna M6 x 1,00 y una varilla cilíndrica de 3 mm de diámetro con un extremo roscado de 1 cm de largo que se desliza dentro del tubo de bronce, engranando en su rosca; a su vez el tubo se halla acoplado axialmente por un extremo a un motor paso a paso que le transmite en movimiento rotacional y le ofrece un vínculo giratorio, ya que el motor posee una base que pivota en un eje que le permite girar en torno a él en el plano de simetría del modelo, por el otro extremo una varilla roscada en el tubo con una sección y material idéntico a la primer columna, además se sujeta al modelo a través de un eje transversal que le impide rotar en su eje de manera que cuando gira el tubo conducido por el motor, la varilla se enrosca o desenrosca en el tubo provocando su extensión o retracción según sea el sentido de giro del motor.

Las longitudes del tubo y varilla se calculan de manera de obtener una extensión y retracción de la varilla que le posibilite alcanzar una variación de 60° de incidencia en el modelo y gracias al motor paso a paso se consigue una variación.

El nexo entre el modelo y los dispositivos indicadores de las fuerzas aplicadas es la plataforma móvil o flotante, permite separar la fuerza aerodinámica resultante sobre el modelo en sus componentes, la complejidad del sistema divisor es función de la cantidad de componentes a medir y la posibilidad de leer todos los valores al mismo tiempo.

El principio de funcionamiento de la plataforma móvil consiste en lograr el grado de libertad del movimiento que produce la aplicación de la fuerza que se desea medir, de esta forma por medio de un vínculo rígido como ser un cable o varilla se conecta la plataforma móvil a un medidor de esfuerzos capaz de registrar la componente que actúa en esta dirección. De la misma manera se procede con cada componente a medir, en la práctica se emplea más de un elemento sensor para registrar una misma componente por razones de equilibrio. Para liberar los grados de libertad de movimiento de la plataforma móvil se emplean dispositivos cinemáticas como ser flexores, cuchillas de apoyo, péndulos y en caso de movimientos rotacionales se dispone de rodamientos y bujes; todos estos elementos deben poseer un mínimo rozamiento de modo de no afectar las mediciones y poseer elevada rigidez para evitar deformaciones elásticas. Las plataformas móviles más empleados se resumen en tres grupos:

Plataforma

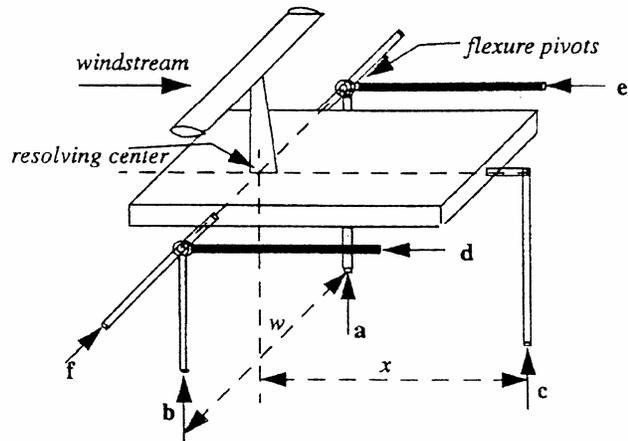
Horquilla ó Yugo

Piramidal

La balanza de plataforma utiliza tres o cuatro patas para soportar la estructura principal. Para el tipo de tres patas, las fuerzas y los momentos se observan en la Figura 36.

Figura 36. Balanza aerodinámica tipo plataforma.

$$\begin{aligned} \text{Sustentación} &= -(a + b + c) \\ \text{Resistencia} &= d + e \\ \text{Fuerza lateral} &= -f \\ \text{Momento guiñada} &= \frac{2(e - d)}{w} \\ \text{Momento de cabeceo} &= cx \end{aligned}$$



Barlow, 1999, 251

El centro de resolución de la balanza no está sobre el modelo, por lo que el momento de cabeceo debe ser transferido del centro de la plataforma al centro de giro del modelo.

La balanza de horquilla o de yugo presenta la ventaja sobre la plataforma que los momentos son leídos respecto del modelo ya que el centro de reducción está sobre aquel. Sin embargo, y por sus propias características, el diseño en horquilla conduce a mayores deformaciones que en el de plataforma, particularmente en el momento de cabeceo y en la fuerza lateral.

Dado que la estructura de la balanza debe superar el ancho de la cámara de ensayos a fin de que los dos brazos superiores para la resistencia aerodinámica queden en posición apropiada, resulta un brazo de palanca para la guiñada excepcionalmente largo. Los altos pilares de soporte están sujetos a grandes deflexiones.

Una vez más las fuerzas finales resultan de sumatorias: La resistencia es la suma de tres fuerzas, y la sustentación la suma de dos. La balanza de horquilla entrega el momento de cabeceo a través de las barras de resistencia en lugar de las de sustentación. para esta balanza las fuerzas y momentos aerodinámicos son:

$$\text{Sustentación} = -(A + B)$$

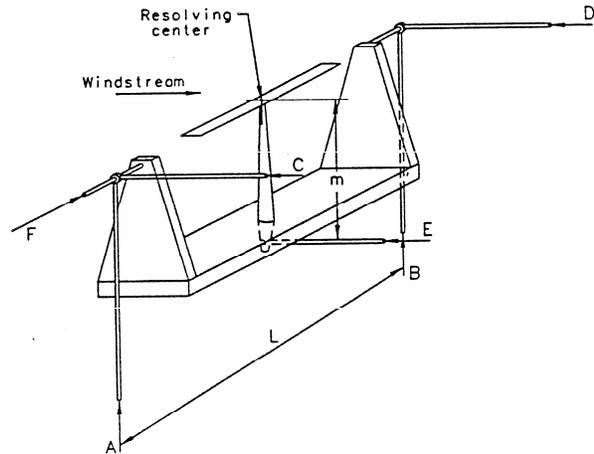
$$\text{Resistencia} = C + D + E$$

$$\text{Fuerza lateral} = -F$$

$$\text{Momento rolado} = \frac{2 \cdot (B - A)}{L}$$

$$\text{Momento de cabeceo} = -E \cdot m$$

$$\text{Momento de guiñada} = \frac{2 \cdot (D - C)}{L}$$

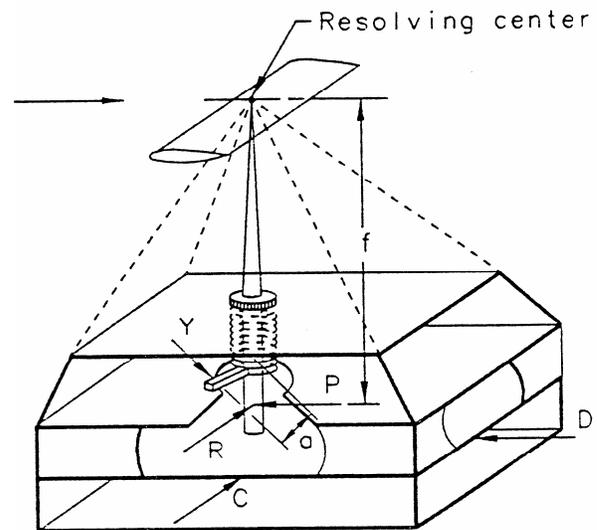


Barlow, 1999, 252

El diseño de la balanza piramidal permite que no tenga los inconvenientes que usualmente tienen las balanzas de plataforma y de horquilla. Sin embargo, aparecen otras dificultades. Las ventajas que presenta una balanza piramidal son, la lectura de los momentos se realiza alrededor del centro de resolución, las seis componentes son inherentemente separadas y leídas en forma independiente y directa a través de seis unidades de medición.

Entre los inconvenientes de una balanza piramidal figuran, la alineación de los barrales inclinados es tan crítica que tanto la construcción, como la calibración resultan muy complicadas y las deformaciones de los barrales inclinados pueden cambiar la alineación, haciendo que los momentos leídos no sean precisos. Las fuerzas y momentos en la balanza piramidal son los siguientes:

Sustentación = peso total en última tabla
Resistencia = D
Fuerza lateral = -C
Momento roldo = $R \cdot f$
Momento de cabeceo = $-P \cdot f$
Momento de guiñada = $Y \cdot a$



Barlow, 1999, 254

Si bien cualquiera de las opciones es aceptable, la dificultad de fabricación es mayor según el orden en que se listan, además para un mismo estado de cargas la estructura móvil tipo plataforma es de menor tamaño que los otros dos diseños, por todo esto se opta por la estructura móvil tipo plataforma.

La fabricación de la plataforma móvil se realiza a partir de una placa de Dural, aleación de aluminio SAE 2024, de 5mm de espesor de forma rectangular, en la cual se ubica los soportes del modelo en una posición central en la placa y equidistantes del eje menor del rectángulo, la forma de rectángulo elegida para la plataforma surge de emplear cuatro vínculos a los medidores de esfuerzos y no tres, esto se debe a que la componente de la fuerza de resistencia se mide con un medidor en el eje longitudinal de la placa por falta de espacio y para evitar posibles movimientos rotacionales del modelo en torno a un eje vertical que pasa por su centro de inercia.

La configuración elegida es de cuatro vínculos hacia arriba para medir sustentación y momento y un vínculo hacia delante para medir resistencia, los vínculos son de alambre de cuerda de piano de 0,35 mm de diámetro con sus

extremos enrollados en un pequeño rulo soldado en estaño para que no se desarme, la plataforma cuenta en cada esquina con una ranura por donde pasa el alambre pero no el rulo, de manera que la plataforma cuelga de 4 puntos; la longitud de los vínculos se tratará luego de especificar el peso de la plataforma.

Cuando sobre el modelo se apliquen las acciones aerodinámicas, estas se trasladan a la plataforma y de allí a los sensores de esfuerzos, la lectura de las cargas surgen de la diferencia entre la medición de los sensores cuando sobre el modelo se aplica el flujo de aire y sin el flujo; para poder medir una fuerza de sustentación mayor que el peso de la plataforma se agrega un peso uniformemente distribuido en la plataforma. El ancho de la plataforma se determina igual a 12 cm.

7.3. CELDA DE CARGA

Las celdas de carga son los elementos de la balanza encargados de sensar las fuerzas a medir y transformarlas en una señal eléctrica que se puede apreciar en un dial o pantalla digital, están compuestas de dos partes, una parte es un sólido elástico que absorbe las cargas y se deforma proporcionalmente a esta como ser una pieza metálica o plástica y la otra parte consiste en un elemento sensible a la deformación, capaz de variar alguna de sus propiedades físicas y así obtener una variación de una señal eléctrica proporcional a esta variable, a este elemento se denomina comúnmente transductor.

Los transductores más empleados en la fabricación de celdas de carga son los strain gages o extensómetros, los que se valen de la propiedad de ciertas aleaciones metálicas como el Constantán, de variar su resistencia eléctrica debida a la variación de la sección transversal de conductores realizados de estas aleaciones. El strain gage de película adherida es por lejos el strain gage más empleado en análisis experimentales de tensiones. Estos gages consisten en una

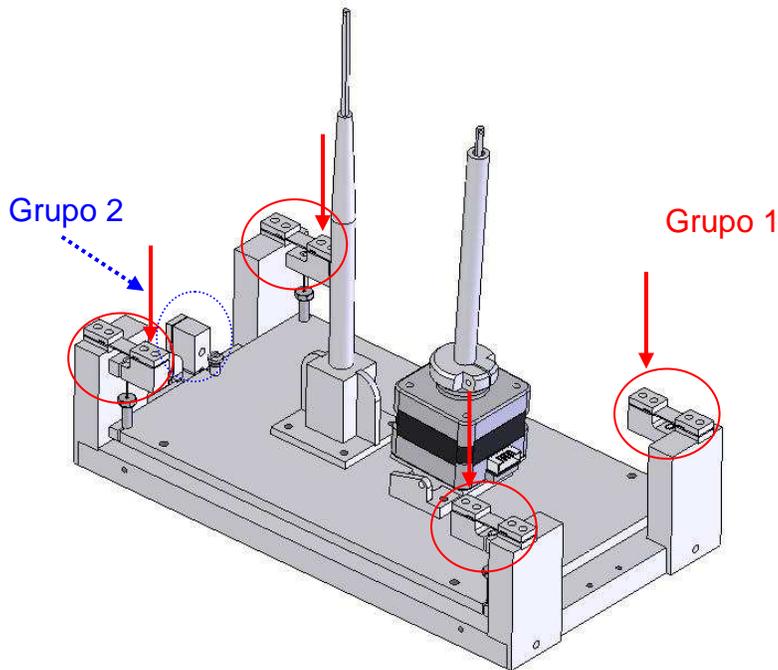
grilla de una fina película de aleación especial unida a una base de soporte. La resistencia eléctrica de la grilla varía linealmente con la deformación. En la selección del strain gage se tiene en cuenta las siguientes características:

- Longitud del gage
- Número de gages en el Modelo de gage
- Configuración de gages en diseño de la galga
- Resistencia de la grilla
- Aleación sensible a la deformación
- Material del soporte
- Ancho del gage
- Tipo de extremos de soldadura
- Configuración de los extremos de soldadura
- Disponibilidad

El sólido elástico es una pieza metálica de forma apropiada a la carga a absorber según se trate de fuerzas o momentos, existen diseños sencillos como ser un bloque en compresión, un eje para medir torsión o un fleje en voladizo, hasta formas complejas en donde se busca una característica especial como aumentar la deformación por unidad de carga, es decir aumentar la sensibilidad, con disminuir la sección transversal en zonas donde se aplican los transductores, de esta forma obtenemos celdas con deformación concentrada.

En la balanza de tres componentes se emplean cinco celdas, divididas en dos grupos, el primer grupo está compuesto por cuatro celdas que reciben cada una un vínculo vertical de la plataforma para registrar las fuerzas de sustentación y momento de cabeceo, en el segundo grupo se halla una única celda para registrar la fuerza de resistencia, según se muestra en la Figura 37.

Figura 37. Grupo de celdas de la Balanza Aerodinámica



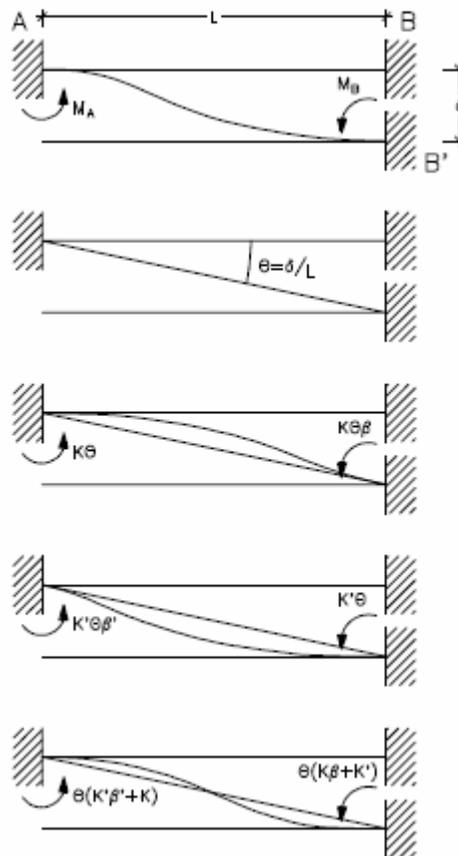
En ambos grupos de celdas se exigen los siguientes requerimientos de diseño:

Rango de carga:

- Grupo 1: 0 a 4,4 Kg x 15% seguridad =5kg
- Grupo 2: 0 a 1,1 Kg x 15% seguridad =1,3kg
- Muy buena linealidad y precisión
- Baja histéresis
- Rango de temperatura: 10 a 50 °C
- Coeficiente de seguridad: > 2
- Salida: >1mV/V
- Mínimo desplazamiento del punto de aplicación de la carga.

La zona sensible a la deformación se halla bajo un estado de carga idéntico al caso de una viga biempotrada que le confiere una flexión doble (ver Figura 38). El beneficio de este tipo de celda es que debido a la aplicación de los momentos, el desplazamiento resultante de la carga es menor (ver ecuación 31 y 32) que el desplazamiento si la carga se aplicase en el extremo libre. Además la posibilidad de emplear dos materiales distintos en la realización de la celda, un material resistente para el fleje sujeto a flexión y un material maleable para la fabricación de las piezas de soporte y brazo de carga (Figura 39).

Figura 38. Caso de una viga biempotrada



(Rural@2005)

Ecuación 31. Deflexión de una viga biempotrada.

$$M_A = M_B = \frac{6EI\delta}{L^2}$$

$$\delta = \frac{L^2 M}{6EI}$$

Rural@, 18, 2005

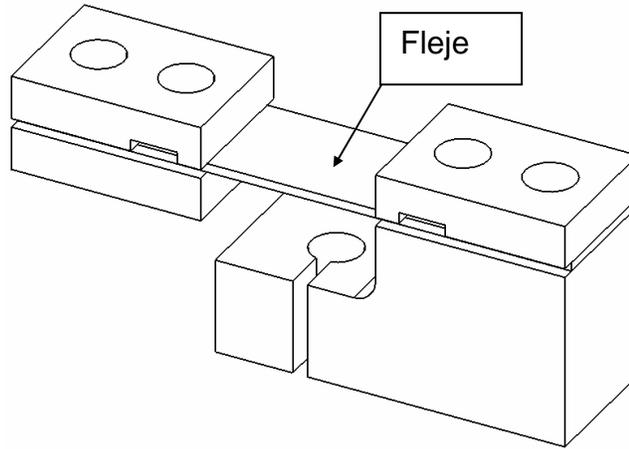
El modelo para la deflexión simple esta dado por:

Ecuación 32. Deflexión de una viga empotrada

$$\delta = \frac{L^2 M}{3EI}$$

(Eckrdt, 356, 1969)

Figura 39. Configuración del diseño para la celda de carga.



En el fleje para las celdas del grupo uno esta compuesta por hojas de acero de herramientas con muy buenas propiedades mecánicas y excelente terminación superficial, para las celdas del grupo dos un fleje de acero AISI 1070 templado y revenido de 15 mm de ancho y 0,42 mm de espesor, en la fabricación de los soportes del fleje se emplea un acero AISI 1020 fácil de trabajar y con la resistencia suficiente como para que no se deforme permanentemente, la celda así dividida es unida por medio de tornillos a su base y brazo de carga.

Cuando el strain gage es adherido en su superficie realiza un promedio de la deformación de la zona, por lo que la ubicación del strain gage debe ser lo más precisa posible, en el fleje los mismos se ubicaran a $\frac{1}{4}$ y $\frac{3}{4}$ de la longitud del fleje a flexión en donde la deformación es la mitad de la deformación en los extremos, en el caso de las celdas del grupo uno se emplearan dos strain gages por celda para conformar con otras dos resistencias fijas el puente de Wheatstone, esto se debe a la cantidad de celdas a elaborar, En cambio en la celda del grupo 2 se realizará un puente completo compuesto de cuatro strain gages.

El dimensionamiento de las celdas inicia definiendo las dimensiones del fleje para ello establecemos la máxima deformación a censar por el strain gage dentro del rango de carga, este valor no debe ser excesivo para evitar histéresis en el fleje ni muy pequeño tal que no alcance una buena sensibilidad, en la práctica se aconseja un valor entre 500 y 1000 me (micro strain) de los cuales tomamos para las celdas del grupo uno, una deformación de 700 me y para las celdas del segundo grupo 600 me debido a que cuenta con un puente completo podemos disminuir su deformación a fin minimizar la deflexión de la celda y por ende el acoplamiento de esfuerzos. Un parámetro definido es el espesor de los flejes, los del grupo uno presentan un espesor de 0,6 mm y para el fleje del grupo dos un espesor de 0,40 mm. La longitud del fleje se opta por una distancia de 12 mm que permite posicionar en forma correcta la plataforma móvil dentro de la base fija de la balanza, por lo que resta calcular el ancho del fleje y si fuese necesario corregir la longitud en un proceso iterativo. La estimación del ancho del fleje se detalla a continuación y las ecuaciones empleadas para cada grupo de celdas.

Tabla 14. Definición y parámetros iniciales de calculo para la geometría del sistema de galgas.

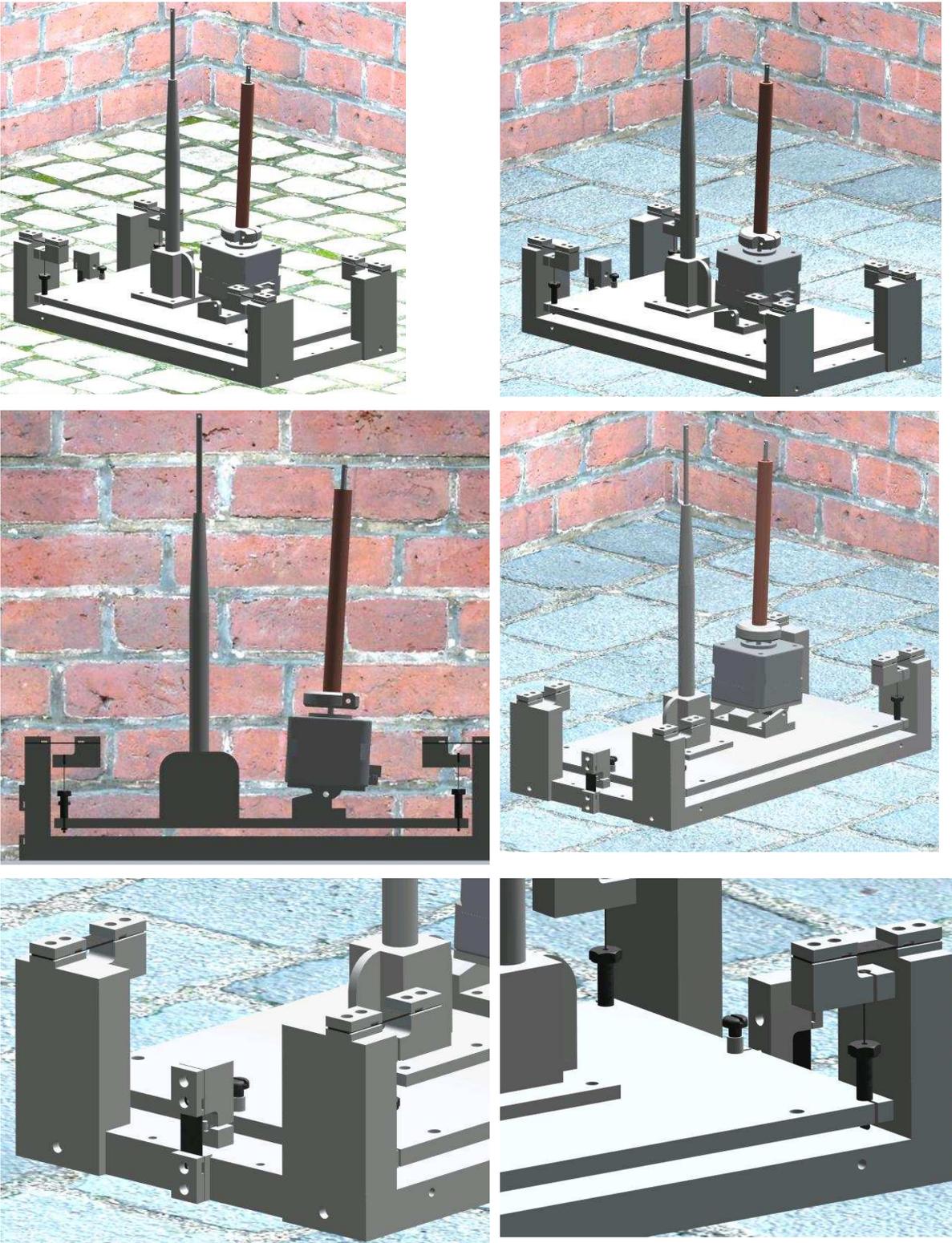
Datos	Símbolo	Unidades	Grupo 1	Grupo 2
Fuerza máxima	F	kg	5	1.3
Deformación esp. en strain gage	ϵ_{sg}	$\epsilon\mu$	700	600
Espesor fleje	e	mm	0.8	0.4
Longitud fleje	l	mm	12	12
Modulo elástico	E	kg/mm ²	21300	21300
Resistencia al 0,2%	$\sigma_{0.2}$	kg/mm ²	74	74

Tabla 15. Resultados de los cálculos de fuerzas y parámetros del sistema de galgas.

Resultados	Ecuación	Unidad	Grupo 1	Grupo 2
Momento en extremos	$M = F \cdot \frac{l}{2}$	kg.mm	30	7.8
Deformación esp. en extremos	$\epsilon = 2 \cdot \epsilon_{y0}$	$\epsilon\mu$	1400	1200
Tensión Princ. en extremo	$\sigma = E \cdot \epsilon$	kg/mm ²	29.82	25.56
Modulo resistente a flexión	$W = \frac{M}{\sigma}$	mm ³	1.006	0.305
Ancho del fleje	$b = \frac{6W}{e^2}$	mm	9.5	11.5
Momento de inercia	$J = \frac{bh^3}{12}$	mm ⁴	0.405	0.061
Deflexión vertical por F (considerado deflexión simple, como caso critico)	$f_F = \frac{Fl^3}{3EJ}$	mm	0.334	0.573
Deflexión vertical por M	$f_M = \frac{-Ml^2}{2EJ}$	mm	-0.250	-0.430
Deflexión total	$f = f_F + f_M$	mm	0.083	0.143
Rigidez	$K = \frac{F}{f}$	kg/mm	59.956	9.072
Coficiente de Seguridad	$Cs = \frac{\sigma_{0.2}}{\sigma}$	-	2.482	2.895

El resultado se ve ilustrado en las siguientes figuras

Figura 40. Configuración de la balanza aerodinámica.



7.4. SISTEMAS ELECTRÓNICOS

En la balanza se distingue tres sistemas electrónicos, que se interrelacionan para controlar su funcionamiento

- Cadena de medición
- Transmisión de datos
- Control del motor

La cadena de medición de datos permite captar la deformación de las celdas de carga causadas por la aplicación de las fuerzas aerodinámicas, convierte la señal eléctrica proveniente de los puentes de Wheatstone en una señal digital que es enviada a la computadora personal para ser mostrada en pantalla. Esta compuesta por:

- Transductores
- Acondicionamiento de la señal
- Excitación
- Etapa de adquisición
- Programa de cómputos
- Computadora personal

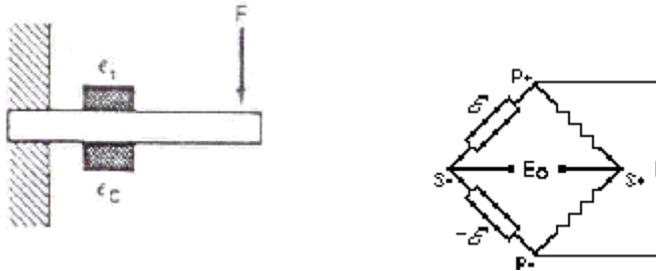
Los transductores censan el fenómeno físico y proveen de una señal eléctrica que el sistema de adquisición puede mensurar. En la balanza esta función la desempeñan las celdas de carga compuestas por los strain gages que producen una señal eléctrica proporcional a las fuerzas aplicadas. Debido a la sensibilidad para la medición de pequeñas variaciones de resistencia, el puente de Wheatstone es el circuito más empleado para la medición de deformaciones. En la balanza se emplean dos diferentes tipos de celdas de carga:

- Puente de Wheatstone con 2 brazos activos (ver Ecuación 33)
- Puente de Wheatstone con 4 brazos activos (ver Ecuación 34)

Un puente de Wheatstone con 2 brazos activos es usado en la confección de las cuatro celdas de carga superiores, donde un strain gage censa una deformación por tensión y el otro strain gage colocado en la superficie opuesta censa deformación por compresión. Ante la aplicación de una fuerza F , se tiene una

deformación ϵ_t producida por tensión y una deformación ϵ_c producida por compresión.

Figura 41. Disposición de los strain gages para el puente de Wheatstone con 2 brazos activos.



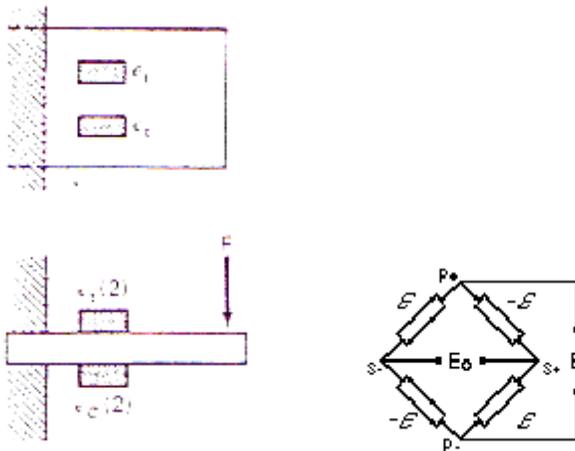
Ecuación 33. Puente Wheatstone con 2 brazos activos.

$$\frac{E_0}{E} = \frac{F \cdot \epsilon \cdot 10^{-3}}{2}$$

$$\frac{E_0}{E} : \left(\frac{mV}{V} \right)$$

F : Factor de Gage de ambos strain gages
 ϵ : Deformación, ya sea por tensión o compresión sobre el eje principal.

Figura 42. Disposición de los strain gages para el puente de Wheatstone con 4 brazos activos



Para el puente con cuatro strain gage activos, es decir que los cuatro están sujetos a deformaciones, dos strain gages son colocados adyacentes sobre una superficie sujetos a una tensión y otros dos strain gages en la superficie opuesta

sujetos a una deformación por compresión en ambos casos la magnitud es la misma.

Ecuación 34. Puente Wheatstone con 4 brazos activos.

$$\frac{E_o}{E} = F \cdot \varepsilon \cdot 10^{-3}$$

7.5. ACONDICIONAMIENTO

Acondicionamiento de la señal: La señal generada por el transductor debe ser optimizada para el rango de entrada de la placa de adquisición, para ello en distintas etapas es tratada y moldeada. Las etapas de acondicionamiento de la señal son las siguientes.

- Amplificación
- Aislamiento
- Filtrado
- Linealización

Amplificación: El tipo más común de acondicionamiento es la amplificación, debido a que la señal eléctrica es de bajo nivel, deben ser amplificada para incrementar la resolución y reducir el ruido. Para alcanzar la mayor exactitud posible la señal debería ser amplificada tal que el rango máximo de tensión de la señal acondicionada sea igual al máximo rango de entrada del conversor de señal analógica a digital (ADC).

Aislamiento: Se realiza en la señal del transductor hacia la computadora, por cuestiones de seguridad. El sistema que se va a monitorear puede recibir transitorios de alta tensión que podrían dañar la computadora. Una razón adicional para necesitar de aislamiento es de asegurar que las lecturas de la placa de adquisición no sean afectadas por diferencias en potenciales de tierra o tensiones de modo común. Cuando se inicia la adquisición las entradas del circuito ADQ y

las señales están referenciadas a tierra, el problema ocurre si están a un potencial diferente en las dos tierras. Esta diferencia puede conducir a lo que se denomina lazo de tierra, que puede causar representación de imprecisiones de la señal adquirida, o si es demasiado grande, puede dañar el sistema de medición.

Filtro: Su propósito es remover las señales no deseadas de la señal que se intenta medir, el filtro de ruido es utilizado en señales de corriente continua o de baja frecuencia para las señales de alta frecuencia que pueden reducir la precisión de la medición.

Linealización: Cuando la respuesta del transductor a los cambios de la variable a medir no es lineal se recurre a modificar la señal de entrada según la función de transferencia necesaria. En la balanza la linealización se realiza en el programa de computo por medio de la matriz de calibración, que tiene en cuenta las interacciones entre componentes como fuente de no-linealidad.

Excitación: En la cadena de medición también se encuentra la excitación del transductor, el puente de Wheatstone formado por los strain gages se alimenta con una tensión continua de +/- 2,5 Voltios, que es proviene de una fuente de alimentación regulada y estabilizada para evitar cambios en la tensión de excitación

7.6. TRANSMISIÓN

Esta etapa está compuesta comúnmente por funciones específicas para procesar las señales acondicionadas y enviarlas a la computadora, como vemos a continuación:

- multiplexor
- conversor analógico-digital

Multiplexor: Una técnica común para medir varias señales con un único dispositivo de medición es la multiplexación. La multiplexación se realiza en la placa de adquisición de datos, en donde el conversor hace un muestreo de una entrada analógica o canal y cambia al próximo, realiza un muestreo de este y así sucesivamente con todas las entradas. Debido a que el mismo conversor realiza el muestreo de varios canales en vez de uno, la tasa de muestreo efectiva de cada canal individual es inversamente proporcional al número de canales muestreados.

Conversor analógico digital (ADC): El conversor de señal analógica a señal digital se caracteriza por los siguientes parámetros:

- Tasa de muestreo
- Resolución
- Rango

Tasa de muestreo: Este parámetro determina cuan a menudo se realiza la conversión. Una tasa de muestreo elevada adquiere más puntos en un dado tiempo y puede por consiguiente formar una mejor representación de la señal original. Para digitalizar apropiadamente una señal para analizar, el teorema de muestreo de Nyquist establece que la tasa de muestreo deberá ser por lo menos el doble de la máxima componente de frecuencia de la señal que se desea detectar.

Si bien la balanza es diseñada para medir fuerzas estáticas, la variación de la presión dinámica introduce una componente variable en las acciones aerodinámicas por lo que es necesario una mayor tasa de muestreo, debido a esto el sistema de adquisición de la balanza es llevado a una tasa de 180 muestras por segundo por cada celda.

Resolución: El número de bits que el ADC usa para representar la señal analógica es la resolución. Cuanto mayor es la resolución mayor es el número de divisiones

en que es dividido el rango, por consiguiente, es menor el cambio de tensión detectado.

Rango: Se refiere a los niveles máximo y mínimo de tensión que el conversor ADC puede procesar, la señal acondicionada ingresa al conversor en niveles de tensión entre 0 a 5V, que codifica en niveles binarios de 0 a 1023.

El rango, la resolución y la ganancia disponible en la etapa de amplificación determina el menor cambio detectable de tensión, este cambio en tensión representa 1 LSB o bit menos significativo del valor digital, y es comúnmente llamado ancho de código.

El ancho de código (Ecuación 35) ideal se encuentra dividiendo el rango de tensión disponible por la ganancia y por dos elevado al orden de bits en la resolución del conversor.

Ecuación 35. Definición del ancho de código para la balanza.

$$\frac{5}{1300 \cdot 2^{10}} = 3.75 \mu V$$

La comunicación entre la balanza y la computadora se puede realizar a través del microcontrolador PIC 16F873 y su programa en memoria, la comunicación se establece mediante protocolo de transmisión de datos en serie RS-232 y se favorece por la conversión a RS-485, este último cuenta con la ventaja de transmisión de datos en forma diferencial, con lo cual se consigue aumentar la distancia de la conexión entre la computadora personal y la balanza, sin verse perjudicada por el ruido eléctrico de línea.

Programa de cómputos: Su objetivo es convertir una computadora personal corriente en un instrumento de medición, para ello debe proveer el ambiente gráfico necesario en pantalla para visualizar los datos recogidos, administrar la

información y comunicarse con el sistema de adquisición, además aprovecha los beneficios de procesamiento y almacenamiento de información que brinda la utilización de un computador.

7.7. CONTROL DE MOTOR

El posicionamiento del modelo en la balanza se realiza a través de un motor paso a paso, el cual puede ser dirigido por el microcontrolador PIC 16F873, el mismo recibe a través del sistema de comunicación serie tres bytes de información, en el primero se indica que la operación que debe ejecutar el microcontrolador es de posicionamiento del motor, para lo cual espera los próximos dos bytes, su código en hexadecimal es '0x0A', el segundo byte indica la cantidad de vueltas enteras que debe realizar el motor según el ángulo que se desea alcanzar. El tercer byte contiene la información de las fracciones de vuelta que debe realizar el motor para completar la posición solicitada, esta fracción está expresada en unidades de paso de giro del motor y como cada unidad se halla agrupada cada cuatro pasos del motor, la fracción de vuelta varía de 0 a 50 pasos, se recuerda que el motor posee 200 pasos por vuelta.

El sistema de control del motor no cuenta con avisos de fin de carrera del motor, en casos que se exceda los límites del sistema de posicionamiento del motor, por lo que se realiza una verificación del rango de entrada de variación del ángulo de ataque solicitado directamente en el programa de control de la balanza, dicha comprobación está en función de la geometría ingresada como datos en el posicionamiento del modelo.

7.8. CALIBRACIÓN

La calibración de la balanza tiene como objetivo los siguientes propósitos:

- Verificar el rango de carga disponible
- Determinar la curva de calibración de cada componente

- Conocer la iteración de la balanza
- Precisar la sensibilidad de cada componente
- Medir su deflexión bajo carga
- Documentar la repetibilidad de las mediciones

La calibración básicamente es un proceso que simula sobre la balanza las cargas aerodinámicas en cada componente y combinaciones apropiadas de estas, se registra las lecturas en las celdas de carga y se calcula la curva de calibración de cada celda, se procesa la inversa de las curvas y se obtiene una función algebraica que permite estimar según las mediciones en el conjunto de las celdas, la carga en cada componente. Definiendo como M1 a M5 las lecturas en las cinco celdas se tiene que las componentes están dadas por la ecuación 36, definida a continuación.

Ecuación 36. Función algebraica de las lecturas de las celdas de carga.

$$\begin{aligned}
 Fx &= a_{11}M_1 + a_{21}M_2 + a_{31}M_3 + a_{41}M_4 + a_{51}M_5 & M_1, M_2, M_3, M_4 \text{ y } M_5 \text{ son las} \\
 Fz &= a_{12}M_1 + a_{22}M_2 + a_{32}M_3 + a_{42}M_4 + a_{52}M_5 & \text{lecturas de las celdas} \\
 My &= a_{13}M_1 + a_{23}M_2 + a_{33}M_3 + a_{43}M_4 + a_{53}M_5 & \text{expresadas en mV}
 \end{aligned}$$

$$a_{ij} = \frac{\partial F_j}{\partial M_i} \quad a_{ij} \text{ es la pendiente de la curva de calibración de la celda } i \text{ ante la componente } j. \text{ se expresa en gr/mV}$$

Matricialmente se expresa:

Ecuación 37. Función algebraica de las lecturas de las celdas de carga forma matricial.

$$[Fx \quad Fz \quad My] = [M_1 \quad M_2 \quad M_3 \quad M_4 \quad M_5] \cdot \begin{bmatrix} a_{11} & a_{12} & a_{13} \\ a_{21} & a_{22} & a_{23} \\ a_{31} & a_{32} & a_{33} \\ a_{41} & a_{42} & a_{43} \\ a_{51} & a_{52} & a_{53} \end{bmatrix}$$

Donde la matriz de coeficientes se denomina Matriz de Calibración de la Balanza.

Encontrar la matriz involucra aplicar pesos conocidos en cada una de las componentes en forma individual como en adecuadas combinaciones y tomar lecturas de las mediciones obtenidas en las celdas, los datos son graficados y se buscan curvas que abarquen la mayor cantidad de puntos y los balanceen.

Para la aproximación lineal de los datos relevados se apela al método de regresión lineal múltiple basado en mínimos cuadrados, el cual expresado en forma matricial se expresa de la siguiente forma:

$$F_{m \times 3} = M_{m \times 5} A_{5 \times 3} \quad \text{m: número de estados de carga diferente aplicados a la balanza}$$

Donde m es el número de estados de carga diferente aplicados a la balanza, un estado de carga se entiende como una combinación de carga en las componentes, en el cual se puede aplicar cargas a una, dos o a las tres componentes a la vez.

7.8.1.1. Matriz

El sistema resulta de m ecuaciones con 15 incógnitas, los 5 x 3 coeficientes desconocidos de A, y para encontrar una solución posible m deberá ser igual a 15 y las ecuaciones linealmente independiente, para ello se debe tomar un número mayor de mediciones y luego llevar el sistema a uno de 15 x 15, en realidad a 3 sistemas de 5 ecuaciones con cinco incógnitas, multiplicando el sistema por la traspuesta de la matriz M de mediciones, tenemos.

$$M_{5 \times m}^T F_{m \times 3} = M_{5 \times m}^T M_{m \times 5} A_{5 \times 3}$$

Y definiendo los productos de las matrices

$$C = M^T F \quad \text{y} \quad D = M^T M$$

Resulta

$$C = D \cdot A$$

Si el determinante de D es distinto de cero entonces existe su inversa y la matriz A puede calcularse como

$$A = D^{-1}C$$

Para que la matriz D sea invertible su determinante debe ser distinto de cero, esto implica que sí las mediciones fueran exactas y las iteraciones proporcionales las ecuaciones serían linealmente dependientes y el método no sería aplicable, por el contrario sí las mediciones fuesen poco precisas, la matriz M queda mal condicionada y en consecuencia el determinante de D es muy pequeño y la solución no es buena.

En conclusión, debe medirse con errores debido a las iteraciones pero con la mayor precisión posible. Una vez determinada la matriz A, el vector de fuerzas vendrá dado en cada medición por: $F = M \cdot A$

Donde M debe corresponder a mediciones netas, es decir, a la diferencia entre la lectura en las celdas bajo carga menos la lectura a carga nula, debido al peso propio de la balanza, o del dispositivo de calibración de donde las cargas son aplicadas.

El método anterior contempla una aproximación lineal de primer orden, en caso de que los valores graficados muestren una relación de mayor orden, puede plantearse una aproximación por serie de Taylor:

$$F_i \approx \sum_{j=1}^5 \left(\frac{\partial F_i}{\partial M_j} M_j + \frac{1}{2} \frac{\partial^2 F_i}{\partial M_j^2} M_j^2 \right)$$

7.8.2. Vector de tensión

En la práctica, los coeficientes a_{ij} de la matriz de calibración son calculados por unidad de tensión de alimentación, esto es en unidades de:

$$\frac{kg}{mV/V} \frac{m \cdot kg}{mV/V}$$

Lo que permite variar la tensión de alimentación, según los equipos con que se integre la cadena de medición, sin tener que recalcular la matriz de calibración, los elementos de M.A quedan entonces en unidades de:

$$\frac{kg \cdot V}{mV} mV = kg \cdot V$$

Por lo que el resultado debe ser multiplicado por la inversa del valor de tensión de alimentación VTA:

$$F = \frac{1}{VTA} MA$$

A fin de aumentar la precisión de las mediciones dentro de un rango prefijado de cargas, sin calcular una nueva matriz de calibración, se determina para cada componente un valor de VTA levemente diferente del real. Así resulta:

$$Fx = \frac{1}{VTA(Fx)} [a_{11}M_1 + a_{21}M_2 + a_{31}M_3 + a_{41}M_4 + a_{51}M_5]$$

$$Fz = \frac{1}{VTA(Fz)} [a_{12}M_1 + a_{22}M_2 + a_{32}M_3 + a_{42}M_4 + a_{52}M_5]$$

$$My = \frac{1}{VTA(My)} [a_{13}M_1 + a_{23}M_2 + a_{33}M_3 + a_{43}M_4 + a_{53}M_5]$$

El método sugerido consiste en realizar una calibración dentro de un rango acotado del operacional de la balanza y de interés para un ensayo específico. El proceso comprende la carga de componentes en el rango deseado y la lectura de las mediciones, se calcula las fuerzas estimadas con el VTA y matriz de calibración, y se corrige el VTA en un proceso iterativo.

7.8.3. Análisis de errores

Para el análisis de errores se tiene en cuenta el modo en que la balanza es cargada, a través de las Clases de carga se definen grupos de carga con el mismo índice de peso de cada estado de carga, este índice es la Característica de carga y se calcula como sigue:

$$L_c = \sum_{i=1}^3 \frac{F_i}{F_{d_i}}$$

L_c : Característica de carga
 F_i : es la carga aplicada a la componente i (F_x , F_z ó M_y)
 F_{d_i} : es la carga máxima de diseño para dicha componente

El agrupamiento por clases se realiza de acuerdo con el valor de L_c :

$0,0 < L_c \leq 0,5$	le corresponde	Clase 1
$0,5 < L_c \leq 1,0$	le corresponde	Clase 2
$1,0 < L_c \leq 1,5$	le corresponde	Clase 3
$1,5 < L_c \leq 2,0$	le corresponde	Clase 4
$2,0 < L_c \leq 2,5$	le corresponde	Clase 5
$2,5 < L_c \leq 3,0$	le corresponde	Clase 6

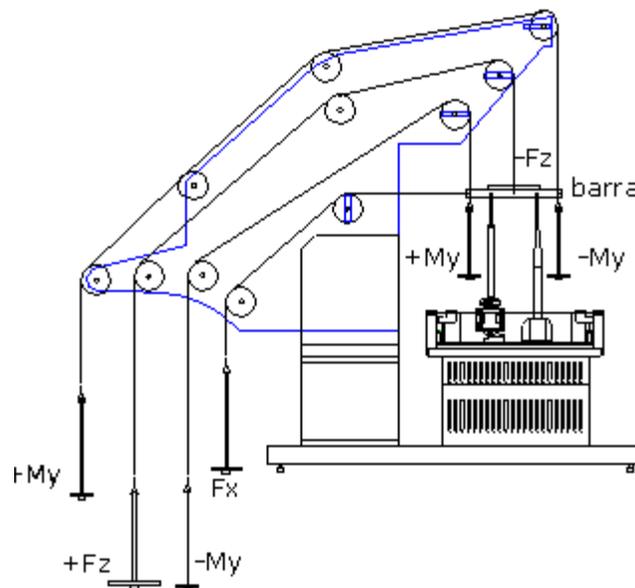
Para cada componente se calcula el error promedio y su desviación estándar en todas las mediciones realizadas y para cada clase de carga en cada componente se calcula el error promedio, su desviación estándar, la desviación máxima y la cantidad de estados de carga. Luego se grafica la variación de la desviación

estándar relativa a la carga de diseño en 1 por 1000 para cada clase a fin de apreciar su variación y contrastar con el promedio para la componente en las mismas unidades, además se agrega el error medio en la componente.

7.8.4. Técnica de calibración

En el proceso de calibración se emplea un soporte especialmente concebido llamado comúnmente potro de calibración, el cual permite aplicar fuerzas y momentos de la misma forma que las cargas aerodinámicas del túnel, estas fuerzas se aplican mediante vínculos y pesas de plomo cuyos pesos conocemos perfectamente. En la siguiente figura se muestra la disposición del soporte y la ubicación de la balanza en el mismo.

Figura 43. Basculación para la calibración de la balanza aerodinámica.



La aplicación de las cargas en la componente de sustentación positiva y negativa se realiza por medio de 2 platillos de carga vinculados a través de alambre de cuerda de piano de 0,3 mm de diámetro, y directamente al centro de reducción de la balanza, para ello se cuenta con una barra de vínculos que toma las distintas cargas. Las pesas que simulan las cargas de sustentación son diez pesas de

plomo de alrededor de 400 gr medidas con una apreciación de 1 décima de gramo, la carga de resistencia se aplica a través de 1 platillo que se vincula al centro de reducción a través de la barra de vínculos y se realiza con 10 pesas de plomo de 120 gr aproximadamente medidas con una apreciación de 1 décima de gramo; En cuatro platillos de carga se genera la componente de momento positivos y negativos con un mínimo de sustentación, para esto se cuenta con 20 pesas de plomo de 50 gr cada una, medidas con 0,1 gr de apreciación a través de un brazo de palanca en la barra de vínculos de 12 cm

Las pesadas se dividen en tres grupos, una para cada componente, para la componente de sustentación, los modos a cargar son diez, para la componente de resistencia los modos de carga son once y para la componente de momento son siete modos, de los cuales se combinan diferentes estados de carga y modos de cargar algunas componentes con carga constante con el fin de provocar la interacción entre las componentes; en las siguientes tablas se resume las combinaciones de carga para las tres componentes

En cada modo se toma el cero de medición antes de proceder a aplicar cargas y después de retirada la última carga, el cero tiene en cuenta la suma de los pesos de la balanza, la barra de vínculos, los vínculos y platillos en todas las componentes, se promedia estos dos ceros y se resta a las mediciones con carga.

8. SELECCIÓN DE LA INSTRUMENTACIÓN Y DEFINICIÓN DE PUNTOS DE MEDICIÓN.

El primer paso después de terminado el túnel de viento es el determinar las características del flujo. Primero es necesario aclarar las magnitudes de las variables y definir los instrumentos de medición, tanto para las pruebas como para la calibración.

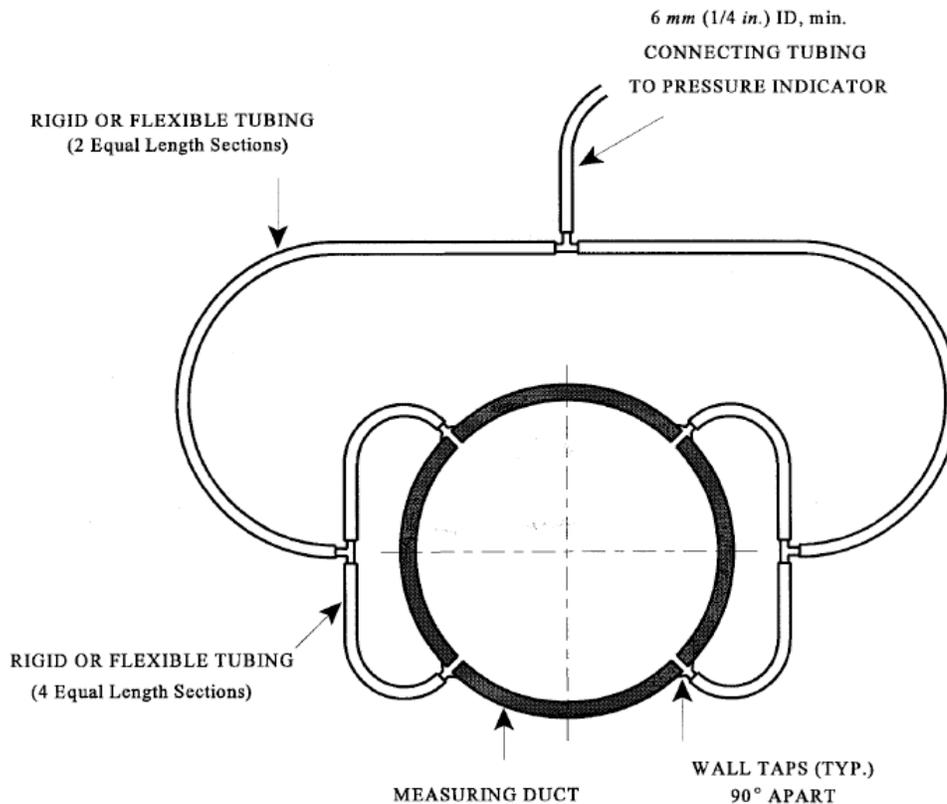
Se asume que el flujo de aire es turbulento y por lo tanto no es estrictamente estable o invariable en el tiempo. (Barlow, 1999, 136).

8.1. PRESIÓN

En la medición de presión se distinguen 3 categorías básicas, estándar, galgas mecánicas, y transductores electromecánicos. Los instrumentos estándar son usados para las calibraciones más precisas. Los manómetros de columna líquida son los más precisos y comunes. Los instrumentos de galgas mecánicas son más económicos y los dispositivos más usados para medir presión. Y los transductores electromecánicos cada vez se hacen más comunes. (ASHRAE, 1997, 14.13)

El anillo piezométrico de múltiples tubos (Figura 44) es una opción muy conveniente para establecer condiciones de presión adecuadas.

Figura 44. Anillo piezométrico de múltiples tubos.



(ASHRAE, 1999, 58)

8.2. VELOCIDAD

La medición de velocidad se realiza mediante anemómetros. Existen diferentes tipos de anemómetros como el de deflexión de plaquetas, el de propulsor o paleta rotatoria, el de cucharas, el térmico y el laser (Doppler), entre otros. (ASHRAE, 1997, 14.15)

También se emplea el tubo Pitot. Este es usado para medir la presión total. El tubo Pitot estático es el más común y sirve para medir la presión total y la presión estática. (BARLOW, 1999, 154). Se determina la velocidad en un punto del campo de flujo. La ecuación para determinar la velocidad del aire por medio de la medición de la presión de velocidad esta dada por:

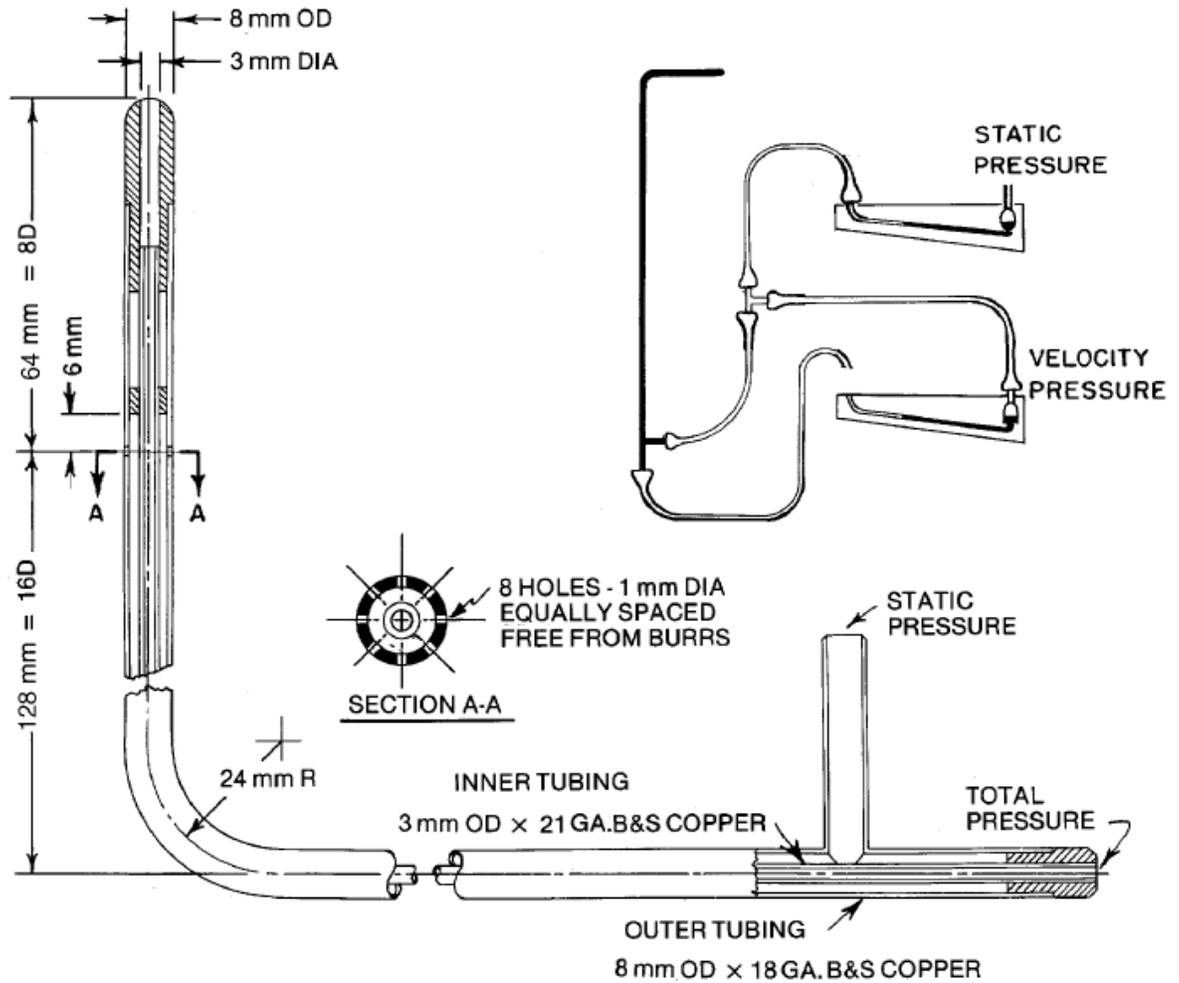
Ecuación 38. Velocidad del aire por medio de la medición del tubo pitot.

$$V = \sqrt{\frac{2P_w}{\rho}}$$

V : velocidad (m/s)
 P_w : Presión de velocidad, lectura del tubo Pitot. (Pa)
 ρ : densidad del aire (kg/m³).

ASHRAE, 1997, 14.16

Figura 45. Tubo Pitot estático estándar.

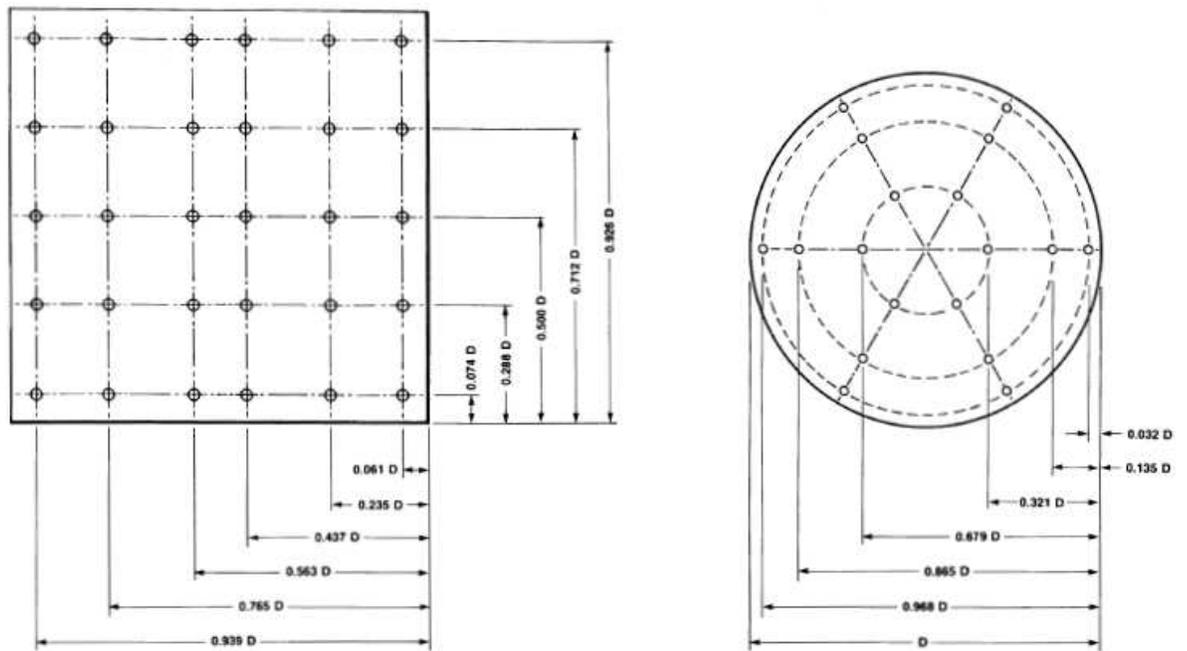


(ASHRAE, 1997, 14.16)

8.2.1. Medición de flujo en conductos.

Ya que la velocidad en cada sección de un conducto no es uniforme, y la lectura del tubo Pitot solo mide la velocidad en un punto, debe determinarse un promedio de velocidades (mas bajita en las cercanías de las paredes y mayor en el centro de conducto). Para determinar estas velocidades en el plano transversal se debe hacer referencia a la regla logarítmica de Tchebycheff (ISO Standard 3966). Esta regla proporciona la mejor precisión ya que la posición de los puntos toman en cuenta el efecto friccional de las paredes y la caída de velocidad cerca de las paredes del conducto. La explica muy claramente las distribuciones de puntos de medición tanto para conductos circulares como rectangulares. (ASHRAE, 1997, 14.16)

Figura 46. Puntos de medición en conductos rectangulares y circulares.



No. of Points for Traverse Lines	Position Relative to Inner Wall
5	0.074, 0.288, 0.500, 0.712, 0.926
6	0.061, 0.235, 0.437, 0.563, 0.765, 0.939
7	0.053, 0.203, 0.366, 0.500, 0.634, 0.797, 0.947

Log-Tchebycheff rule for rectangular ducts

(ASHRAE, 1997, 14.17)

No. of Measuring Points per Diameter	Position Relative to Inner Wall
6	0.032, 0.135, 0.321, 0.679, 0.865, 0.968
8	0.021, 0.117, 0.184, 0.345, 0.655, 0.816, 0.883, 0.981
10	0.019, 0.077, 0.153, 0.217, 0.361, 0.639, 0.783, 0.847, 0.923, 0.981

Log-linear rule for circular ducts

Para un conducto rectangular, el plano transversal debe contener un mínimo de 25 puntos de medición. Para conductos con lados menores a 450mm, los puntos deben colocarse en el centro de áreas igualmente distribuidas, con no mas de 150mm de separación, y un mínimo de 2 puntos por lado. Para conductos mayores a los 1400 mm, la distancia máxima entre puntos es de 200mm (ASHRAE, 1997, 14.17)

Si es posible los puntos de medición deben localizarse al menos 7.5 diámetros chorro abajo y 3 diámetros chorro arriba de cualquier perturbación, como esquinas u otros componentes que alteren la uniformidad del flujo, los direccionadores de flujo mejoran considerablemente la precisión de las mediciones, y permite reducir las distancias recomendadas para realizarlas. (ASHRAE, 1997, 14.17)

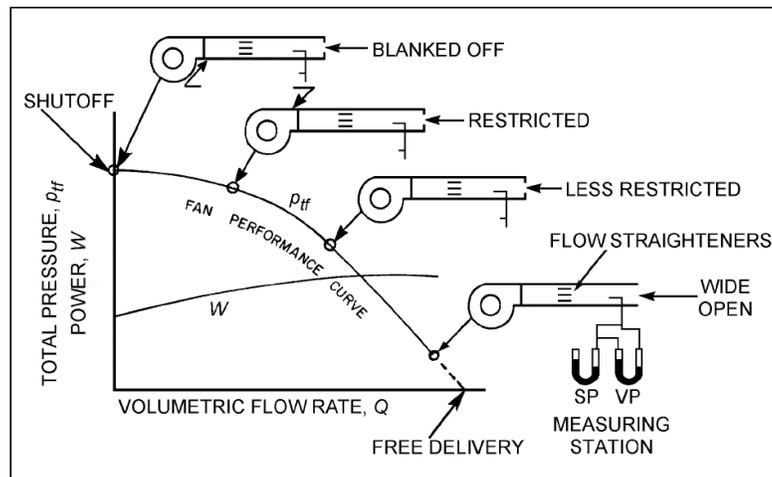
8.3. CAUDAL

A pesar de que existen métodos para la medición de caudales, todos estos implican cambios en la disposición del sistema, entorpeciendo las condiciones para mantener el flujo lo mas uniforme posible para las pruebas aerodinámicas. Estos son los métodos, aunque la intención no es implementarlos en el túnel. Venturi, placa orificio, tobera; Flujómetros de área variable (rotatorios); contadores de desplazamiento positivo; Flujómetro de turbina;

9. PROCEDIMIENTO DE PRUEBA DE VENTILADORES.

La norma ASHRAE 51 / AMCA 210, especifica los procedimientos y montajes de pruebas de ventiladores y dispositivos. La Figura 47 muestra el procedimiento mas común, el cual se establece desde un estancamiento total, hasta desarrollar un flujo totalmente abierto. Entre estas 2 condiciones de operación, se deben generar condiciones específicas de aberturas determinadas suficientes para construir una curva.

Figura 47. Procedimiento de calibración de ventiladores.



(ASHRAE, 2000, 18.4)

El procedimiento debe hacerse a una velocidad constante de operación. Para cada caso, el punto en la curva se define con el flujo y su correspondiente presión total. En el plano de medición se debe asegurar: flujo suavizado, condiciones de flujo estable y uniforme. (ASHRAE, 2000, 18.4).

No todos los tamaños de familias de ventiladores son evaluados, la información arrojada por las pruebas es usada para calcular el funcionamiento de ventiladores

más grandes con características geométricas similares, pero esta información no debe ser extrapolada para ventiladores de menor tamaño.

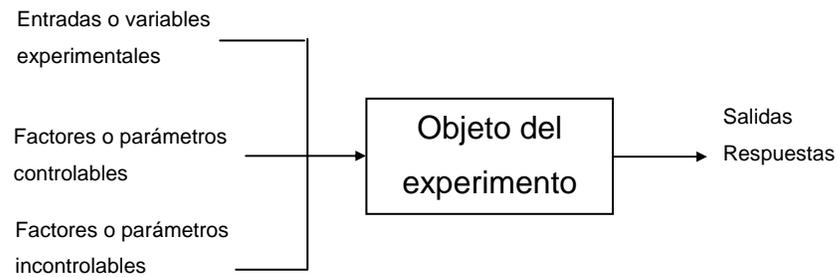
Para determinar el funcionamiento de un ventilador, basta con conocer el funcionamiento de uno anterior pero dinámicamente similar. Esto es que los parámetros adimensionales que lo rigen, sean casi invariables. Estos parámetros son los que afectan las características aerodinámicas, como el número de Mach, Reynolds rugosidad relativa entre otros. (ASRAE, 2000, 18.4).

Las leyes de los ventiladores establecen las relaciones de funcionamiento entre ventiladores, pero sólo aplican para ventiladores aerodinámicamente similares a un mismo punto de funcionamiento de acuerdo con la curva característica y condiciones de flujo regulares. Se usan generalmente para: predecir el funcionamiento de cualquier ventilador cuando se tiene acceso a información de ventiladores similares; también se usan para determinar con un ventilador particular los efectos del cambio en la velocidad. (ASRAE, 2000, 18.4)

10. DOCUMENTACIÓN DE PRÁCTICAS Y PRUEBAS DE VENTILADORES

10.1. EXPERIMENTACIÓN

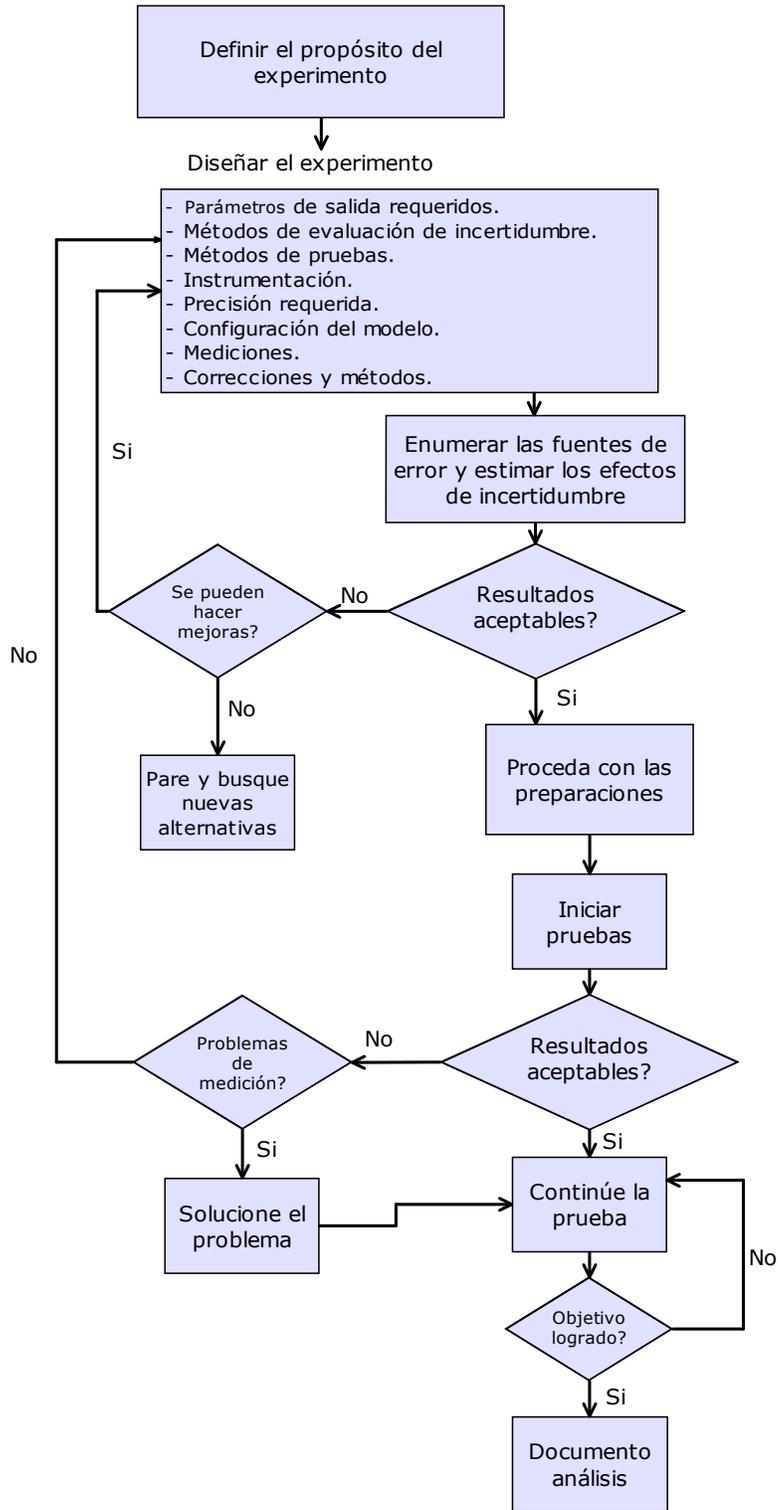
Figura 48. Interpretación de la experimentación.



(Barlow, 1999, 445)

En la Figura 49 se presenta un modelo de experimentación completo, sugerido por Barlow, para evaluar objetos en un túnel de viento, es importante considerarlo, ya que permite en gran medida su adaptabilidad a pruebas que en un futuro serán implementadas en el laboratorio.

Figura 49. Diagrama de procesos general para modelos de experimentación.



(Barlow, 1999, 462)

10.2. CONSEJOS PRÁCTICOS PARA REALIZAR EXPERIMENTOS EN EL TÚNEL DE VIENTO

- Definir claramente el problema y su propósito. No importa si existe un programa definido, debe revisarse nuevamente y verificar su propósito. Los resultados esperados deben tener asociados cierta precisión, la cual es la mínima para lograr los objetivos propuestos. Esta precisión debe ser parte de la definición del problema.

Se debe tomar ventaja de experimentos realizados, teorías y computaciones. Aprender de los experimentos es un proceso iterativo. Usualmente una serie de experimentos construidos uno sobre otro es el recurso más efectivo.

- Identificar claramente las variables que surgen del experimento, incluyendo los rangos de los parámetros que pueden brindar información para resolver el problema.

- Identificar posibles provisiones al modelo y facilidades compatibles. Esto requiere de un diseño conceptual. Se requiere identificar cualquier corrección de frontera del túnel u cualquier otra corrección que se pueda implementar.

Tenga en cuenta que significancia estadística y significancia parcial de precisión de cualquier dato arrojado son completamente diferentes. Cada uno es importante en su ámbito.

- Prepare calendarios o cronogramas de ejecución y las implicaciones de cambios en el mismo. Involucrarse en estas decisiones puede ser el grado al cual replica, aleatoria y el bloqueo puede contribuir al enriquecimiento de los datos a obtener.

Compare los recursos necesarios y los disponibles. Prepare una guía clara para conducir el experimento.

- Al inicio del experimento, monitoree todos los procesos y adquisición de datos. Incluya evaluación de procesos de precisiones logradas en las mediciones.
- Conduzca el análisis de datos para proveer evaluaciones cuantitativas de la precisión de las mediciones obtenidas. Esta información debe ser parte del paquete de resultados aerodinámicos, para luego definir el grado de incertidumbre.

10.3.PLANTEAR UN EXPERIMENTO

Un experimento en un túnel de viento debe ser llevado a cabo solo si: se desea un nuevo descubrimiento; o si al experimento ya planeado, se le desea hacer un cambio razonable para obtener resultados con un mejor grado de precisión. Debido al costo del modelo y al costo de operación del túnel, es preferible que este cambio sea algo innovador y que de gran valor cognoscitivo.

Es importante documentar organizada y debidamente cada uno de los experimentos, así se ahorrara tiempo y dinero.

10.4. PUNTOS CLAVES A CONSIDERAR EN PRUEBAS AERODINÁMICAS

- a. Verifique todas las curvas de calibración de equipos nuevos, antes durante y después de la prueba. Siempre calibre de acuerdo al rango completo y use siempre un número determinado de cargas, no una sola carga asumiendo que la calibración es lineal.
- b. Tome suficientes puntos de medición, así la pérdida o la mala obtención de un punto no afecte la tendencia o comportamiento de la curva.
- c. Siempre repita el punto cero e inicial al final de la ejecución. Asegúrese de que halla un adecuado balanceo.
- d. Tome puntos en ejecuciones básicas cada 0.5 grados cercanos al fenómeno de desprendimiento “Stall” u otros puntos de interés. Realice ejecuciones de rutina con lectura cada 1 y 2 grados en cercanías al desprendimiento.
- e. Asegúrese de que los modelos estén correctamente diseñados, si es posible emplee una plantilla.
- f. Sea muy cuidadoso cuando simplifica programas cuando omita componentes inherentes, por ejemplo, cambios que solo afectan primeramente el momento de cabeceo, llevarían a monitorear únicamente este parámetro en la balanza. Si existe un problema con la sustentación, esta omisión podría hacer imposible que se reconstruya la grafica con la información completa, ya que la corrección del ángulo de ataque es afectado por la sustentación, y si luego se desea cambiar a un nuevo centro de gravedad, los valores del arrastre deben de estar disponibles y debe saberse su precisión.
- g. Planee variaciones en el modelo suficientemente amplias para que permita realizar interpolaciones en vez de extrapolaciones.
- h. Siempre que sea posible investigue como han hecho otras personas el tipo de experimento que desea realizar y benefíciese de esa experiencia.
- i. Sea claro en todas las instrucciones y presentación de datos. Nunca emplee la palabra precisión cuando esta confundido con el concepto de precisión

estática o precisión total. Especifique siempre los ejes coordenados para cada medición, y defina siempre el centro de gravedad.

10.5.EXPERIMENTOS EN UN TÚNEL DE VIENTO PEQUEÑO

La clave para tener experimentos exitosos en un túnel de viento pequeño, es el tener un entendimiento claro del papel que desempeña el Número de Reynolds. A pesar de que se ha dicho que hay casos en donde el Número de Reynolds no presenta ningún efecto; esto no es realmente cierto.

El hecho radica en que los efectos relevantes del Número de Reynolds sean obtenibles en un túnel pequeño.

Los túneles pequeños son usualmente usados para instrucción en métodos de experimentación. Esto es realizado adecuadamente aun si los experimentos no son muy útiles para predecir comportamientos en dispositivos de formas similares a Número de Reynolds más grandes. Existen dispositivos suficientemente pequeños para tal que las propiedades aerodinámicas son medibles directamente a un Número de Reynolds apropiado en túneles de viento pequeños. Objetos deportivos y aviones pequeños.

Un túnel de viento pequeño es muy útil para estudiar patrones de flujo, y como esos patrones pueden ser afectados por variaciones paramétricas bajo ciertas modificaciones geométricas. Estos estudios se realizan por medio de métodos de visualización (ver sección 0).

La medición de distribución de presiones en perfiles aerodinámicos pueden ser instructivos inclusive a bajo número de Reynolds. Para un perfil determinado la forma de distribución no cambia directamente con el número de Reynolds, siempre y cuando el ángulo de ataque esté por debajo de los límites de desprendimiento (stall).

El incremento del arrastre debido a la selección de la plataforma esta bien representado a bajo numero de Reynolds. En este caso el arrastre debido a la sustentación debe ser separado del arrastre parasito.

La calibración de un tubo Pitot es un ejemplo de una calibración de instrumentos que es adecuada para realizarse en un túnel de dicha magnitud.

Muchos experimentos concernientes a la corrección del capa limite en las paredes, son adecuados para realizarse en un túnel pequeño. Estos tienden a ser poco afectados por el número de Reynolds.

El proceso o secuencia del desprendimiento sobre un ala puede ser invariable por el número de Reynolds, a pesar de que el desprendimiento total es inusualmente retardado por números de Reynolds elevados.

Indicadores claves del numero de Reynolds son los puntos de transición de capa limite, de laminar a turbulento, y el comportamiento de las líneas de separación, a medida que el comportamiento sobre el modelo cambia.

Si ambos son fijados por un aspecto de forma natural o por una manipulación especifica, entonces el flujo no tendería a cambiar significativamente con el número de Reynolds.

Las llamadas pruebas cualitativas son ideales para un túnel de viento pequeño.

10.6.EXPERIMENTO 1: CALIBRACIÓN Y CALIDAD DE FLUJO DEL TÚNEL DE VIENTO.

Objetivos:

- Calibrar la velocidad en la sección de pruebas contra la caída de presión.
- Evaluar la uniformidad de flujo en la sección de pruebas.
- Determinar el factor de turbulencia en el centro de la sección de pruebas.

Condiciones del túnel:

- Sección de pruebas vacía.

Aparatos:

Tubo pitot estático.

Micro manómetros

Flexometro.

Dispositivo transversal para detectar la posición del flujo a través de la sección de pruebas.

Esfera para montarle en la sección de pruebas.

Mediciones:

- a. Posicione el tubo pitot en el centro de la sección de pruebas. Añádale un micro manómetro para medir la caída de presión (Δh), y el otro para medir la presión total menos la estática desde el tubo pitot, (q). Modifique la velocidad de flujo del túnel y registre todas las presiones. Grafique q vs Δh , y determine la pendiente de la curva que mas se aproxima. Esta sería la constante de calibración del túnel.
- b. Mida la presión dinámica a 11 puntos espaciados equivalentemente atravesando el chorro de aire a una altura media. Repita el procedimiento a 11 alturas separadas equivalentemente si el tiempo lo

permite. Grafique la variación con respecto a la línea central en porcentaje. Prepare un diagrama del contorno si los datos de áreas son obtenidos.

- c. Repita el paso b reemplazando el valor de q por la medición del ángulo de flujo.
- d. Posicione la esfera en el centro de la sección de pruebas. Determine el factor de turbulencia de acuerdo con el método descrito por Barlow en el capítulo 6.

10.7.EXPERIMENTO 2: ALINEACIÓN DE LA BALANZA Y RELACIÓN DE ASPECTO.

Objetivos:

- Obtener sustentación, arrastre y momento de cabeceo, para alas con 2 relaciones de aspecto.
- Encontrar la corrección de alineamiento.
- Aplicar correcciones de frontera y obtener los coeficientes de sustentación arrastre y momento de cabeceo corregidos.

Condiciones del túnel:

Balanza aerodinámica adentro de la sección de pruebas.

Aparatos:

2 alas con el mismo perfil aerodinámico y cuerda, pero con diferentes relaciones de aspecto. 4 y 6 son buenas opciones.

Mediciones:

- a. Instalar el ala con relación de aspecto igual a 6. Tome las lecturas de sustentación, arrastre y momento de cabeceo con 2° de incremento desde

que se presenta cero sustentación, hasta el efecto de desprendimiento de flujo. Los ángulos deben ser establecidos por un método que permita una precisión de al menos 0.1° .

- b. Invierta el modelo y repita el procedimiento.
- c. Repita los 2 pasos anteriores para un ala de relación de aspecto de 4.
- d. Grafique todos los datos obtenidos sin la corrección pertinente. Realice la alineación y la corrección de frontera y grafique los resultados. (Los resultados finales obtenidos incluyen efectos de interferencia, y si la cuerda del modelo es de aproximadamente 7.6cm la evaluación de estos efectos es muy difícil).

10.8.EXPERIMENTO 3: PERFIL DE ARRASTRE POR LA TEORÍA DE MOMENTUM.

Objetivo:

- Obtener el arrastre en un perfil aerodinámico con la medición del déficit que genera la estela del comportamiento del flujo.

Condiciones del túnel:

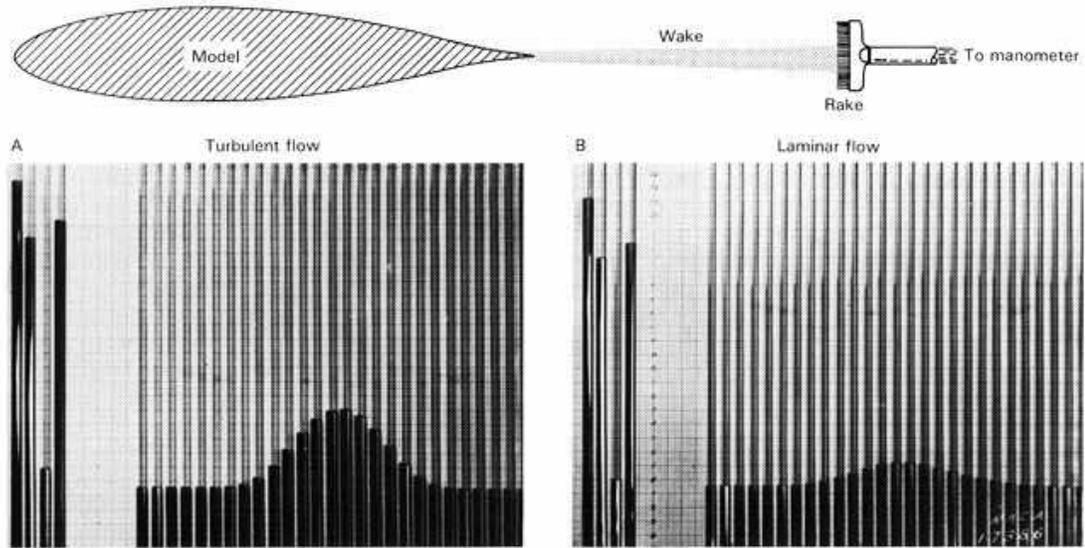
- Ala con una cuerda constante que se extienda a lo ancho del túnel.

Aparatos:

Perfil aerodinámico.

Dispositivo medidor de estela (wake-survey rake), manómetro de tubo múltiple o un tubo pitot que pueda atravesar la estela

Figura 50. Rastrillo medidor de estela.



(NASA1@, 2001)

Manómetros que puedan ser fotografiados en la parte posterior de una de las paredes de la sección de pruebas para que muestren la forma de la estela formada.

Mediciones:

- Adecua el túnel a una velocidad entre el 80 y 100% de su capacidad. Obtenga la presión total del rastrillo o atraviese $0.7c$ por detrás del borde de fuga del perfil aerodinámico para ángulos de ataque entre -3° a 6° . Integre el desfase de la estela del comportamiento del flujo para cada condición para obtener C_{d0} . Grafique C_{d0} contra el ángulo de ataque.
- Establezca el ángulo de ataque en cero. Mida las presiones de la estela en un rango de velocidades, tomando al menos 3 velocidades iniciando desde la máxima hasta un valor determinado por la capacidad de resolución de los equipos de medición de diferencia de presión. Grafique C_{d0} contra el número de Reynolds.

10.9.EXPERIMENTO 4: ESTABILIDAD DINÁMICA

Objetivo:

Obtener características en un corto periodo para una configuración particular.

Condiciones del túnel:

Instalar el modelo en pivotado de tal forma que permita una oscilación libre. No requiere de balanza.

Aparatos:

El modelo puede ser un ala o un misil con aletas. El montaje debe permitir una rotación libre alrededor de un eje que corresponda con la ubicación del centro de masa. Se requiere de un método para grabar o documentar el historial de tiempos del momento de cabeceo. Es bueno si la distribución actual del modelo puede ser variada. Una buena opción es un método óptico para sincronizar las oscilaciones.

Mediciones:

- a. Mida el momento de inercia del modelo alrededor del eje de oscilación.
- b. Establezca la posición del eje. En una serie de velocidades, por ejemplo a 15, 25 y 30 m/s, desacomode el modelo y grabe el historial de tiempos del momento de cabeceo. Obtenga la frecuencia de las oscilaciones y la amortiguación del movimiento tratado como un sistema de segundo orden. Grafique el periodo contra la velocidad. Compute las derivadas de estabilidad $C_{m\alpha}$ y $C_{mq} + C_{m\alpha}$, de los historiales de tiempos y el momento de inercia.
- c. Establezca el eje en otro punto y repita el procedimiento.

10.10. EXPERIMENTO 5: CAPA LÍMITE.

Objetivo:

Medir directamente la capa límite en varias estaciones de un perfil aerodinámico y deducir el punto de transición.

Condiciones del túnel:

Cuerda de ala constante y con un ancho igual al del túnel. No se requiere de balanza.

Aparatos:

Perfil aerodinámico NACA conocido, con buena documentación (NACA 0012).
Ratón de capa límite, manómetro. Tubo pitot pequeño

Mediciones:

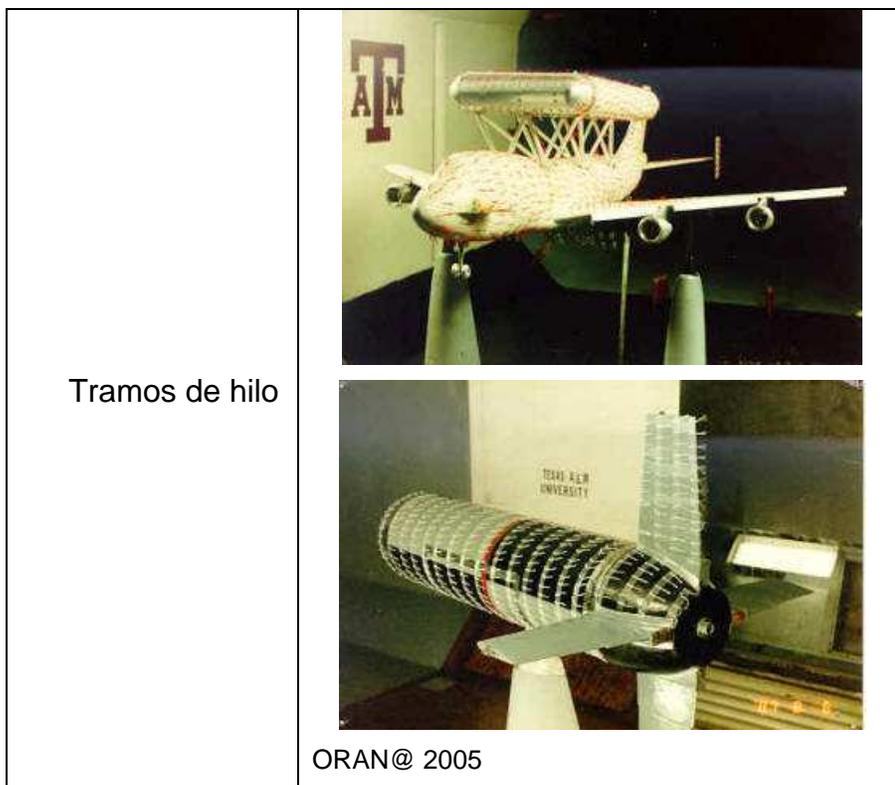
- a. Ponga el ratón y el tubo pitot a 5, 10, 15, 20, 25, 30, y 35% de la cuerda y grabe las presiones dinámicas a distancias equidistantes entre si de la superficie.
- b. Determine la región de transición graficando perfiles de velocidad y la velocidad a alturas constantes. Si el tiempo lo permite, es bueno repetir para un rango de velocidades. La visualización de flujo puede ser empleada para chequear el punto de transición.

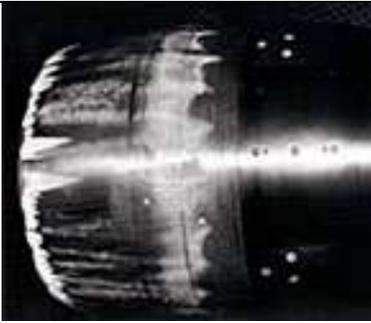
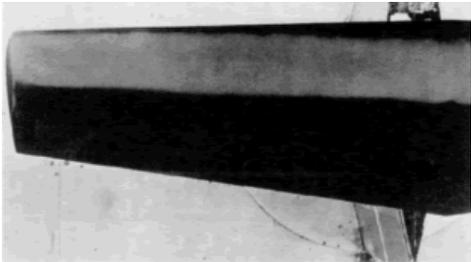
11. MÉTODOS DE VISUALIZACIÓN

La visualización de flujo se puede lograr bajo aproximaciones teóricas, experimentales, computacionales y sus combinaciones.

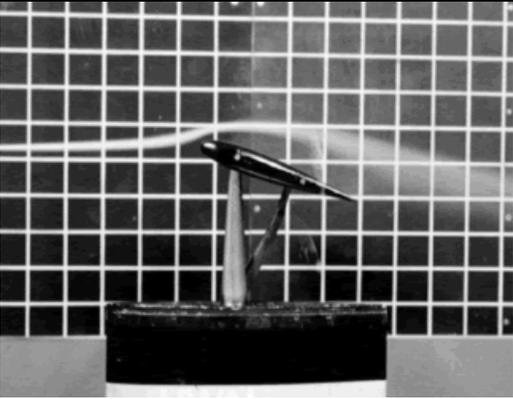
La visualización de flujo clásica para túneles de viento consiste en poner trazadores en puntos específicos del modelo. Sin embargo en el momento se distinguen dos grandes formas de realizar la visualización:

1. Visualización directa: se divide a su vez en dos categorías principales
 - Visualización de flujo en la superficie del objeto



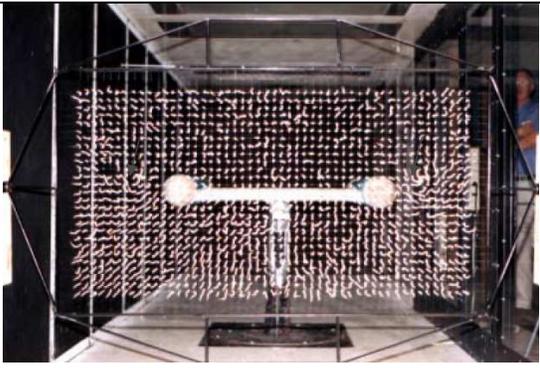
<p>Flujo de aceite fluorescente</p>	 <p>ORAN@ 2005</p>
<p>Chine Clay</p>	 <p>CHINA CLAY FLOW VISUALIZATION ALPHA1 = 19.88 PSI = 0.01 QA = 60.21</p>
<p>Sublimación</p>	  <p>CALSPAN@ 2005</p>

- Visualización del campo de flujo por fuera del objeto

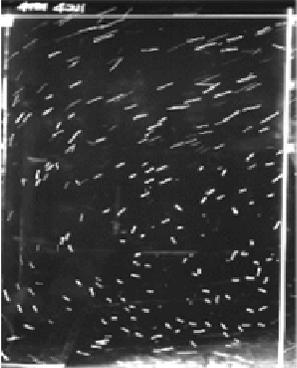
<p>Humo</p>	
<p>Burbujas de helio o de jabón</p>	

(NASA1@, 2001)

2. Visualización del campo de flujo.

<p>Tramos de hilo en mallas dentro de la cámara de ensayos.</p>	
---	--

(NASA1@, 2001)

<p>Burbujas de jabón rellenas de helio</p>	
<p>Gráficas de sombra: Este método depende de la variación del índice de refracción del aire con la variación de la densidad. Es muy empleado en túneles de alta velocidad donde se presentan considerables variaciones en la densidad</p>	

(NASA2@, 1998)

12. COSTOS DE FABRICACIÓN DEL TÚNEL

La siguiente tabla resume las investigaciones, cotizaciones y evaluaciones de costos realizadas durante el proyecto.

La manufactura es local, las secciones del túnel son hechas de fibra de vidrio. Estos precios de fabricación de las secciones incluyen el costo de moldes.

Los accesorios, el sistema de propulsión, galgas, mallas y sistemas de control son importados, y son costos que aún no se les añade el valor de nacionalización e impuestos para la entrada al país.

Tabla 16. Costos de fabricación del túnel de viento.

Grupo	Descripción	Cantidad	Costo unitario (Dólares)	Costo total (Dólares)
Sistema de propulsión	Ventilador	1	\$ 8,000	\$ 8,000
	Variador de frecuencia	1	\$ 1100	\$ 1100
	Difusor de ángulo pronunciado inicial	1	\$ 409	\$ 409
Secciones del túnel	Difusor de ángulo pronunciado final	1	\$ 864	\$ 864
	Cámara de ajuste tramo corto	2	\$ 386	\$ 773

Tabla 16. Costos de fabricación del túnel de viento. (Continuación).

Grupo	Descripción	Cantidad	Costo unitario (Dólares)	Costo total (Dólares)
Secciones del túnel	Cámara de ajuste tramo largo	1	\$ 568	\$ 568
	Contracción	1	\$ 1,091	\$ 1,091
	Difusor	1	\$ 682	\$ 682
	Boquilla tapón	1	\$ 405	\$ 405
	Boquilla 20%	1	\$ 568	\$ 568
	Boquilla 40%	1	\$ 568	\$ 568
	Boquilla 60%	1	\$ 568	\$ 568
	Boquilla 80%	1	\$ 568	\$ 568
Direccionadores	Sección de pruebas	1	\$ 1,500	\$ 1,500
	Mallas	6	\$ 40	\$ 240
	Direccionador de flujo	1	\$ 500	\$ 500
	Set de tortillería	1	\$ 100	\$ 100
	Tubo pitot	1	\$ 1,500	\$ 1,500
Accesorios	Anillo de medición de presión estática	1	\$ 950	\$ 950
	Set de empaques	1	\$ 400	\$ 400
	Arreglo de manómetros de tubo	1	\$ 1,900	\$ 1,900
Estructura	Set de aisladores	1	\$ 500	\$ 500
	Soporte difusor de ángulo pronunciado	1	\$ 200	\$ 200
	Soporte cámara de ajuste	1	\$ 100	\$ 100
	Soporte Contracción	1	\$ 120	\$ 120

Tabla 16. Costos de fabricación del túnel de viento. (Continuación).

Grupo	Descripción	Cantidad	Costo unitario (Dólares)	Costo total (Dólares)
Estructura	Soporte sección de pruebas	1	\$ 180	\$ 180
	Soporte difusor final	1	\$ 110	\$ 110
	Soporte boquillas	1	\$ 100	\$ 100
Sistema de control	Diseño del sistema de control	1	\$ 2,000	\$ 2,000
	Equipos de adquisición de datos	1	\$ 6,000	\$ 6,000
	PC	1	\$ 1,000	\$ 1,000
Balanza	Set de materiales, incluyendo galgas	1	\$ 5,000	\$ 5,000
	Fabricación	1	\$ 1,000	\$ 1,000
Modelos aerodinámicos	Set materiales para 4 modelos	1	\$ 800	\$ 800
	Fabricación	1	\$ 600	\$ 600
			TOTAL	\$ 40,964

Se recomienda establecer el presupuesto con un margen un poco mayor, estimando un 15% mas, obteniendo un valor estimado de \$47.108 dolares

13. CONCLUSIONES

El proyecto promete en conjunto con el soporte institucional, realizar trabajos que combinen los aspectos teóricos y prácticos, brindando apoyo a la labor docente, investigativa y de la industria.

Según lo abarcado en el proyecto, no solo es indispensable el definir parámetros como tamaños, relaciones de forma, velocidades, entre otros, sino también parámetros que aseguren un ambiente de pruebas acorde al deseado, el cual pretende un flujo paralelo, continuo y bajos niveles de turbulencia en la sección de pruebas. Para esto en la sección 6 se especifica y demuestra el porque de dichas variables que aseguran estas condiciones.

El diseño de un túnel de viento en comparación con el sistema de pruebas de ventiladores es similar. Este brinda la posibilidad de concebir un banco experimental que abarque tanto el desarrollo de pruebas aerodinámicas como el de prueba de ventiladores.

A pesar de que los avances tecnológicos y el desarrollo computacional para analizar el comportamiento de los fluidos, aún es necesario emplear métodos experimentales. Los requerimientos para hacer pruebas en la mecánica de fluidos se han incrementado significativamente en los últimos años. El punto es que se debe centrar el diseño en mejorar las condiciones de flujo. Para esto existen varios puntos clave que ayudan a mejorarlo como: definición de número de mallas a emplear y su geometría, direccionador de flujo, diseño suavizado y estudiado de la contracción, sección de pruebas con parámetros importantes geométricos como ángulos de salida, y relaciones de forma. Muchos autores han brindado grandes aportes gracias a su experiencia, por tanto, resulta conveniente el retomar dichas

recomendaciones y a partir de ellas generar nuevas propuestas mejoras y nuevos diseños.

Los parámetros aerodinámicos condicionados a unas formas iniciales, permite definir los rangos los máximos que rigen el diseño de la balanza aerodinámica.

14. RECOMENDACIONES

Es claro que el diseño debe ser llevado a cabo, y su construcción es de vital importancia tanto para la universidad como para el desarrollo local. Por tal motivo, el proyecto debe continuarse y desarrollarse un plan de construcción del túnel.

El diseño del sistema de adquisición de datos no está definido, un buen proyecto es el de implementar dicho sistema, y automatizarlo.

El espacio en donde debe ser instalado debe contar con la capacidad de tomar aire fácilmente y expulsarlo de forma libre, preferiblemente afuera del recinto y sin obstrucciones de ningún tipo.

15. BIBLIOGRAFÍA

15.1. TOMADA DE LIBROS

GERHART. P. R. Gross J. Hochstein. Fundamentos de la mecánica de fluidos. Segunda edición. Addison-Wesley Iberoamericana. USA. 1995. Páginas 1091. ISBN 0-201-60105-2

BARLOW, Jewel B. Rae, William H. Pope, Alan. Low-speed wind tunnel testing. Tercera edición. John Wiley & sons, Inc. New York. USA 1999. Páginas 713. ISBN 0-471-55774-9

RAMÍREZ, Jaime Luís. Diseño y construcción de un túnel de viento de baja velocidad. Proyecto de grado. Universidad de los Andes. Santa fe de Bogotá. 2000. Páginas 68.

MEHTA R. D. P. Bradshaw.. Technical Notes: Design rules for small low speed wind tunnels. En: The Aeronautical Journal of the Royal Aeronautical Society. Noviembre de 1979. Londres; 443-449

MEHTA R. D. . Turbulent Boundary Layer Perturbed by a Screen. En: The AIAA Journal. Septiembre de 1985. Volumen 23 No 9 Londres; Inglaterra 1335-1342.

SHEIMAN, J. Brooks, J.D. Comparison of Experimental and Theoretical Turbulence Reduction from Screens, Honeycomb, and Honeycomb-screen Combinations. J. Aircraft, No 18 Vol 8, 638-643, 1981

WALLIS, R.A. Axial flow fans: design and practice. Primera edición. George newness limited. Londres. 1961

ASHRAE. ASHRAE 1997 HVAC Fundamentals Handbook. 1997. Georgia Atlanta. USA. Páginas 851.

SALVADOR, Escoda. Manual practico de ventilación. Catalogo técnico. Segunda edición. Barcelona, España. 2002. Páginas 136.

MUNSON, Bruce R. Donald F. Yuong. Theodore H. Okiishi. Fundamentos de Mecánica de Fluidos. Primera Edición. Editorial Limusa S.A. de C.V. Grupo Noriega Editores. Balderas 95, México D:F: 1999. Páginas 867. ISBN 968-18-5042-4

CARMONA, A. Isidro. Aerodinámica y Actuaciones del Avión. Quinta edición. Paraninfo S.A. Madrid, España. 1983. Páginas 448. ISBN 84-283-1271-0

McLEOD, Matthew S. Comparison On the design and testing of a high-aspect-ratio channel for turbulent flow measurements . Department of Mechanical Engineering McGill University, July 24, 2000

15.2.TOMADA DE INTERNET

BRADSHAW, Peter, Rabi Mehta. Wind tunnel design. Septiembre 2003 [en línea] [citado el 8 abril 2005].

Disponible en Internet:

<<http://vonkarman.stanford.edu/tsd/pbstuff/tunnel/>>

NASA1. Wind tunnels of NASA, (*NASA SP ; 440*). 2001. [en línea] [citado el 3 abril 2005].

Disponible en Internet:

<<http://www.hq.nasa.gov/office/pao/History/SP-440/contents.htm>>

FILIPPONE, Antonio. Advanced topics in Aerodynamics: The wind tunnel. Enero 10 2005 Release 3.8.4 [en línea] [citado el 3 abril 2005].

Disponible en Internet:

<<http://aerodyn.org/aero.html>>

SANTAMARIA, Alejandra Túneles de viento. Mecánica de vuelo – Número 98 Volumen II – Mallorca, España. 1998. [en línea] [citado el 8 abril 2005].

Disponible en Internet:

<<http://www.cvlmallorca.com/teoria2-e.php>>

NASA2. Laboratories of flight, Wind tunnels. 1998. [en línea] [citado el 3 abril 2005].

Disponible en Internet:

<http://observe.arc.nasa.gov/nasa/aero/tunnel/tunnel_main.html>

GIRALDO. Túnel de viento 2 español. Daniel Mauricio Giraldo. [Citado el 3 Noviembre 2005].

Disponible en Internet:

<[http://fluidos.eia.edu.co/hidraulica/articulos/es/flujodegases/tuneldeviento2/tunelvi
ento2espanol.html](http://fluidos.eia.edu.co/hidraulica/articulos/es/flujodegases/tuneldeviento2/tunelvi
ento2espanol.html)>

RURAL. Ingeniería Agroforestal Ciudad Real [UCLM] [Citado el 1 Diciembre 2005].

Disponible en Internet:

http://www.ingenieriarural.com/Trans_const/Temas6y7.PDF

AERODINÁMICA. Teoría aerodinámica. El rincón del vago. S.L. - C/ Toro, 76, 2º, 37002 Salamanca (España) [Citado el 1 Enero 2006].

Disponible en Internet:

<<http://html.rincondelvago.com/aerodinamica.html>>

ORAN W. NICKS Low Speed Wind Tunnel – Testing. Texas A&M University 1775 George Bush Drive West, College Station, TX 77845 2005 [Citado el 1 Enero 2006].

Disponible en Internet:

<<http://wind.tamu.edu/systems.htm>>

CALSPAN. Transonic Wind Tunnel – Capabilities. New York 2005 [Citado el 1 Enero 2006].

Disponible en Internet:

<http://www.calspan.com/capabilities.htm>

SANCHEZ. Balanza a strain gages de 3 componentes con variación del ángulo de ataque del modelo. Walter O. Snachez. 1999 [Citado el 10 Septiembre 2005].

Disponible en Internet:

< <http://ar.geocities.com/wwsanchez/index.htm>>