

SEP

SECRETARÍA DE
EDUCACIÓN PÚBLICA



Subsecretaría de Educación Superior
TECNOLÓGICO NACIONAL DE MÉXICO
Instituto Tecnológico de Pachuca

“2014, Año de Octavio Paz”

INSTITUTO TECNOLÓGICO DE PACHUCA

Diseño de un túnel aerodinámico para la calibración de equipos de medición.

QUE PARA OBTENER EL GRADO DE
MAESTRO EN INGENIERIA MECÁNICA

PRESENTA:
ALEJANDRO GUTIÉRREZ MUÑOZ

BAJO LA OPCIÓN I:
TESIS

DIRECTOR DE TESIS:
DR. ABDIEL GÓMEZ MERCADO

CO DIRECTORES DE TESIS:
DR. CELERINO RESÉNDIZ ROSAS
M. EN C. LUIS MANUEL PALACIOS PINEDA

170 Páginas

Pachuca de Soto, Hidalgo 07 de Noviembre de 2014



Carretera México-Pachuca Km. 87.5 A. P. 276 C.P. 42080, Col.
Venta Prieta, Pachuca, Hidalgo. Tels. : 7113073, 7113596, 7113140, 7115119,
7115538 Fax (01771)7113399 www.itpachuca.edu.mx



Resumen

En la actualidad la investigación y desarrollo sobre las diferentes disciplinas de la ingeniería nos ha llevado a querer dominar el aire, el agua, la electricidad, el comportamiento de los diferentes materiales existentes, desarrollar nuevos polímeros y materiales especiales, apostándolo todo a la mejora continua del uso eficiente de los recursos no renovables y los renovables, eficientando así, las energías limpias para encaminar a las diferentes especialidades de ingeniería en el mundo de la investigación, a mantener una filosofía más amigable con el medio ambiente, de tal forma que a los ingenieros se les concientiza de hacer aportes científicos, para mejorar el entorno, haciendo un buen uso de los recursos.

Es por ello que se plantea el hacer la investigación y desarrollo de un túnel aerodinámico, para que a largo plazo se vea implementado en las instalaciones del Instituto Tecnológico de Pachuca, donde tendremos la oportunidad de ver generaciones de estudiantes haciendo estudios sobre edificaciones, simulación sobre comportamientos climáticos en localidades que se encuentran alejadas, diseño y optimización de elementos mecánicos, investigación y desarrollo de perfiles aeronáuticos y un sin número de pruebas ya existentes en Europa y Estados Unidos, que no se tienen al alcance de la comunidad estudiantil en la actualidad dentro de la república mexicana.

El objetivo de esta tesis, es entonces dar a conocer todos los parámetros y dimensiones de un túnel aerodinámico de circuito cerrado subsónico, con una sección de estudio capaz de admitir elemento de estudio a escala natural y que además sería una infraestructura nunca antes vista y nunca antes desarrollada en nuestro país.

Para lograr este importante reto, se utilizarán datos sobre una infraestructura ya existente en lugares como la NASA (National Aeronautics and Space Administration), sobre un túnel aerodinámico de 11 pies X 11 pies y que servirá de punto de partida, para hacer los cálculos correspondientes para el túnel aerodinámico, que se pretende construir en el Instituto Tecnológico de Pachuca.

Contaremos con el auxilio de un análisis de flujo computacional, CFD por sus siglas en inglés (Computational Fluid Dynamics), aplicado a la primera propuesta de prueba, del túnel aerodinámico de circuito cerrado, donde se interactuara con transferencia de calor y mecánica de fluidos.

Sin duda que tendremos oportunidades donde se puedan desarrollar más tesis de Ingeniería y de Maestría, por lo que esta tesis solo se enfocará a las dimensiones generales de los elementos que componen el túnel aerodinámico de circuito cerrado y no de los equipos periféricos que pudieran requerirse e implementarse para este proyecto.

Abstract

Nowadays research and technology development on various engineering disciplines has led to aspire to dominate the air, water, electricity, the behavior of different existing materials, to develop new polymers and special materials, always looking for continuous improvement of the efficient use of renewable and nonrenewable resources and efficient use of clean energy as well, to guide to different engineering specialties in the research world to maintain a friendlier philosophy to the environment, so that the engineers make us aware of scientific contributions to improve our environment by making proper use of our resources.

That is why we decided to do the research and development of an aerodynamic tunnel, thinking in its long term implementation at the Instituto Tecnológico de Pachuca, where we will have the opportunity to see generations of students performing studies on building improvement, simulation of weather behavior in remote areas, design and optimization of mechanical components, research and development of aircraft profiles and several existing aerodynamics tests that are not currently available to the Mexican student community. The aim of this thesis is therefore to present all the parameters and dimensions of a closed circuit subsonic aerodynamic tunnel, with a study section capable to hold prototypes in scale 1:1. This would also be an infrastructure never seen before and never previously developed in our country.

To achieve this important challenge, data were used on existing similar infrastructure like that of NASA (National Aeronautics and Space Administration). A tunnel 11 feet X 11 feet, it serve as starting point to make the calculations of our aerodynamic tunnel.

Computational flow dynamics (CFD), was employed as a tool and applied to build the first test proposal, where we interact with heat transfer and fluid mechanics.

No doubt there we'll be opportunities for developing more thesis of undergraduate and graduate degrees, so this thesis will focus only on the overall dimensions of

the elements of the closed circuit aerodynamic tunnel and not on the peripheral equipment that may be required and implemented for such a project.

Agradecimientos.

Este trabajo se lo quiero dedicar a toda mi familia, a todos ellos que me vieron crecer y que en algún momento de mi vida me dieron consejo y apoyo, a todos: Elvia, Martha, Lourdes, Luz Maria, Aarón Padre, Aarón Hijo que es como un hermano para mí, Pedro, Jorge, Agustin, Felipe.

En especial a mis padres Justi y Pedro por haber inculcado en mí el espíritu de lucha constante, la entrega a todo aquello que se hace y de hacerlo con mucha dedicación para al final del camino recoger el fruto del esfuerzo.

A mi esposa Alma Delia y a mis hijos Camila, Natalia y Liván que muchas veces me reclamaron dedicarles unos minutos de mi tiempo, mientras estudiaba esta Maestría.

A Víctor Ulises German Ayala (Q.E.D.), por su ayuda y consejo.

Al ITC por darme la oportunidad de seguir mis estudios de Ingeniería, no me equivoque al escoger mi alma matter y por la gran oportunidad que me dio de conocer a todos mis compañeros y amigos en ese nivel de estudios: Baltazar, Jose, Enrique, Arnaldo, Eduardo, Lolis, Xóchitl, Perla, Lupita.

Al ITP por la oportunidad de seguir preparándome y llegar a este nivel, mil gracias M.C. Luis Manuel Palacios Pineda, Dra. Erika Osiris Dávila Ávila, Dr. Ignacio Ramirez Vargas, espero no defraudarlos con este trabajo.

A mi asesor de tesis, Dr. Abdiel Gómez Mercado, gracias por la oportunidad y por compartir este tema de Maestría con un servidor y amigo.

Contenido.

	Pág.
Resumen	iv
Abstract	vi
Contenido	viii
Índice de figuras	xii
Índice de tablas	xv
Nomenclatura	xvii
Anexos	xxii
Introducción.....	1
Justificación y planteamiento del problema.....	5
Hipótesis.....	7
Objetivo general.....	8
Objetivos específico.....	8
Alcances y limitaciones.....	9
Capítulo 1: Marco teórico	10
1.1 Conceptos y definiciones de mecánica de fluidos.....	11
1.2 Fluidos compresibles e incompresibles.....	11
1.2.1 Flujo compresible.....	11
1.2.2 Clasificación.....	12
1.2.3 Flujo incompresible.....	13
1.3 La ecuación de Bernoulli y un criterio para el flujo incompresible.....	14
1.4 La ecuación de Navier-Stokes para flujo isotérmico incompresible.....	16
1.5 Ecuaciones de continuidad de Navier-Stokes en coordenadas cartesianas x, y, z.....	19
1.6 Ecuación de continuidad de flujo incompresible.....	20
1.7 La aplicación de las ecuaciones diferenciales de movimiento tanto en coordenadas cartesianas como en cilíndricas.....	21
1.8 Conceptos y definiciones de un túnel aerodinámico.....	21
1.9 Funcionamiento del túnel aerodinámico.....	22

1.10 Componentes de un túnel aerodinámico.....	23
1.10.1 Propulsor o extractor de aire.....	23
1.10.2 Pantallas para el flujo de aire.....	25
1.10.3 Difusores.....	25
1.10.4 Cámara de asentamiento.....	26
1.10.5 Rejillas de panal.....	27
1.10.6 Cámara de contracción.....	28
1.10.7 Sección de pruebas o cámara de ensayo.....	28
1.11 Clasificación de los túneles aerodinámicos.....	31
1.12 Túneles aerodinámicos de circuito cerrado y abierto.....	31
1.13 Túneles aerodinámico subsónicos.....	33
1.14 Túneles aerodinámicos transónicos.....	35
1.15 Túneles aerodinámicos supersónicos.....	35
1.16 Túneles aerodinámicos hipersónicos.....	36
1.17 Túneles aerodinámicos presurizados.....	38
1.18 Túneles aerodinámicos de densidad variable.....	38
1.19 Túneles aerodinámicos desarrollados en la actualidad.....	39
1.19.1 Túnel aerodinámico subsónico de baja velocidad del VKI.....	39
1.19.2 Túnel aerodinámico de baja velocidad de NRC en Canadá.....	40
1.19.3 Túnel aerodinámico subsónico de baja velocidad de la NPU.....	42
1.19.4 Túnel aerodinámico de Kia Motors en Corea del Sur.....	43
1.19.5 Túnel aerodinámico subsónico presurizado de ONERA.....	44
1.19.6 Túnel aerodinámico subsónico de baja velocidad de la DNW.....	46
1.19.7 Túnel aerodinámico transónico de la CIRA.....	47
1.19.8 Túnel aerodinámico supersónico de la JAXA.....	49
1.19.9 Túnel aerodinámico supersónico de la ARA.....	51
1.19.10 Túnel aerodinámico hipersónico de circuito abierto TSAGI.....	52
1.19.11 Túnel aerodinámico supersónico de circuito cerrado NASA.....	54
1.20 Análisis y síntesis del túnel aerodinámico subsónico de circuito cerrado diseñado para el ITP.....	56
Capítulo 2: Equipos de medición.....	58

2.1 Antecedentes.....	59
2.2 Equipo para medición de velocidad.....	60
2.2.1 Anemómetro de hilo caliente.....	60
2.2.2 Anemómetro láser doppler (LDA).....	60
2.2.3 Anemómetro ultrasónico.....	61
2.3 Equipo para medición de presión.....	62
2.3.1 Manómetro digital.....	62
2.3.2 Celda de carga.....	62
2.4 Equipo para medición de fuerza.....	63
2.4.1 Balanza aerodinámica.....	63
2.5 Equipo para medición de temperatura.....	64
2.5.1 Termómetro infrarrojo.....	64
2.5.2 Detector de resistencia de temperatura (RTD).....	65
2.6 Equipos para medición de humedad.....	65
2.6.1 Higrómetro eléctrico.....	65
2.6.2 Higrómetro digital.....	66
2.7 Características técnicas.....	66
2.8 Software utilizado.....	71
2.8.1 SCADA – Sistema EDIBON.....	71
2.8.2 Sistema CTA <i>Streamline Pro</i> – <i>Dantec Dynamics</i>	72
2.8.3 JavaFoil.....	73
2.8.4 WIKA-CAL.....	74
2.9 Cámara de pruebas.....	75
2.9.1 Parámetros y cálculo de pérdidas.....	75
2.10 Electrónica y control.....	76
2.10.1 Control mecánico, tipo obturador.....	77
2.10.2 Control mecánico, tipo compuerta.....	77
2.10.3 Control eléctrico-electrónico.....	78
2.10.4 Control electrónico con variación de frecuencia.....	78
Capítulo 3: Diseño del túnel aerodinámico.....	79
3.1 Desarrollo de la sección de pruebas.....	80

3.1.1 Valores Iniciales para el cálculo de la Sección de Pruebas.....	81
3.2 Valores iniciales para el cálculo de la sección de contracción.....	84
3.3 Valores calculados para cámara de asentamiento.....	88
3.4 Valores iniciales para el difusor.....	89
3.5 Valores calculados para el difusor del ventilador.....	92
3.6 Esquinas y venas direccionadoras.....	93
3.7 Rejillas anti-turbulencia.....	96
3.8 Sistema de enfriamiento, (<i>Cooling</i>).....	97
3.9 Cálculo de la presión en las secciones del túnel de viento.....	98
3.10 Coeficiente de pérdida.....	103
3.10.1 Contracción.....	104
3.10.2 Cámara de asentamiento.....	104
3.10.3 Codos direccionadores.....	105
3.10.4 Difusor.....	106
3.10.5 Segundo codo direccionador.....	108
3.10.6 Difusor del ventilador.....	109
3.10.7 Relación de energía.....	110
3.10.8 Potencia en el cuarto ventiladores.....	110
3.10.9 Pérdidas de flujo.....	111
3.11 Sumatoria de pérdidas.....	112
3.12 Potencia del motor.....	113
Capítulo 4: Análisis CFD.....	114
4.1 Dinámica computacional de fluidos CFD.....	115
4.1.1 Pre-proceso.....	116
4.1.2 Solución.....	117
4.1.3 Post-proceso.....	117
4.2 Consideraciones.....	120
4.3 Discretización del dominio.....	121
4.4 Modelo matemático.....	124
4.5 Condiciones de frontera.....	126
4.6 Proceso de optimización del túnel aerodinámico.....	130

4.7 Propuesta de modificación al túnel aerodinámico.....	132
4.8 Optimización del diseño y configuración final.....	141
4.8.1 corrida de cálculo en hojas de excel.....	143
4.8.2 Cálculos de la sección de pruebas.....	143
4.8.3 Cálculos de difusores.....	144
4.8.4 Cálculos de codos direccionadores.....	149
4.8.5 Cálculos para la cámara de asentamiento.....	154
4.8.6 cálculos para el cuarto ventiladores.....	155
4.8.7 cálculos para la contracción.....	156
Conclusiones y recomendaciones.....	160
Referencias.....	162

Índice de figuras.

	Pág.
Figura 1. Esquema de un túnel aerodinámico de circuito abierto.....	23
Figura 2. Ventilador axial para un túnel aerodinámico.....	24
Figura 3. Ventilador centrifugo para un túnel aerodinámico.....	24
Figura 4. Pantallas o rejillas para el flujo de aire.....	25
Figura 5. Difusor de salida.....	26
Figura 6. Difusor de gran ángulo.....	26
Figura 7. Rejillas de panal.....	27
Figura 8. Cámara de contracción.....	28
Figura 9. Cámara de ensayo de un túnel aerodinámico de circuito abierto....	29
Figura 10. Cámara de ensayo con prototipo de un avión de combate.....	30
Figura 11. Túnel aerodinámico probando un auto de carreras.....	30
Figura 12. Túnel aerodinámico de circuito abierto.....	32
Figura 13. Esquema de un túnel aerodinámico de circuito abierto.....	32
Figura 14. Túnel aerodinámico de circuito cerrado.....	33
Figura 15. Esquema de túnel aerodinámico de circuito cerrado.....	34
Figura 16. Túnel aerodinámico subsónico de circuito cerrado de AUDI.....	34

Figura 17. Prueba aerodinámica de un modelo del Boeing 777X.....	35
Figura 18. Prueba aerodinámica de un modelo del caza F-15SE.....	36
Figura 19. Prueba aerodinámica de un modelo de la nave X-48B.....	37
Figura 20. Características de los últimos túneles aerodinámico.....	37
Figura 21. Túnel aerodinámico de la NASA en la base Ames.....	38
Figura 22. Esquema del túnel aerodinámico subsónico del VKI.....	40
Figura 23. Túnel aerodinámico de la NRC en Ottawa, Ontario Canadá.....	40
Figura 24. Túnel aerodinámico de la NWPU o NPU en Shaanxi, China.....	42
Figura 25. Túnel aerodinámico de Kia Motors en Corea del Sur.....	44
Figura 26. Túnel aerodinámico de la ONERA en Fauga-Mauzac, Francia.....	45
Figura 27. Túnel aerodinámico de la DNW en Braunschweig, Alemania.....	47
Figura 28. Túnel aerodinámico transónico de la CIRA en Capua, Italia.....	48
Figura 29. Túnel aerodinámico de la JAXA en Tokio, Japón.....	50
Figura 30. Túnel aerodinámico de la ARA en Bedford, Inglaterra.....	51
Figura 31. Túnel aerodinámico de la TsAGI en Moscú, Rusia.....	53
Figura 32. Túnel aerodinámico de la NASA en el centro LANGLEY.....	55
Figura 33. Diagrama del tubo de Pitot.....	59
Figura 34. Túnel aerodinámico de los hermanos Wright.....	59
Figura 35. Anemómetro de hilo caliente.....	60
Figura 36. Diagrama de funcionamiento del LDA.....	61
Figura 37. Anemómetro ultrasónico.....	61
Figura 38. Manómetro digital.....	62
Figura 39. Diagrama eléctrico del puente de Wheatstone.....	62
Figura 40. Balanza de 4 grados de libertad de túnel aerodinámico.....	64
Figura 41. Termómetro infrarrojo.....	64
Figura 42. Detector RTD.....	65
Figura 43. Higrómetro digital.....	66
Figura 44. Captura de pantalla del sistema SCADA de EDIBON.....	72
Figura 45. Pantalla de StreamWare Pro.....	73
Figura 46. Captura de pantalla de JavaFoil.....	74
Figura 47. Diagrama de funcionamiento del sistema de control mecánico.....	77

Figura 48. Secciones generales del túnel aerodinámico.....	80
Figura 49. Diseño de curva de contracción.....	86
Figura 50. Desprendimiento de capa límite en el difusor.....	90
Figura 51. Se observa el ángulo recomendado para la zona del difusor.....	92
Figura 52. Ejemplo del perfil de las venas direccionadoras.....	94
Figura 53. Razón de expansión de las venas direccionadoras.....	95
Figura 54. Cuerda de las venas direccionadoras.....	95
Figura 55. Rejillas anti-turbulencia, (a) <i>tipo circular</i> , (b) <i>tipo cuadrada</i> , (c) <i>tipo abeja</i>	96
Figura 56. Gráfica de coeficientes de presión en la zona de contracción.....	99
Figura 57. Diagrama de Presiones.....	100
Figura 58. Bosquejo de las Dimensiones de la sección de pruebas.....	101
Figura 59. Bosquejo de las dimensiones de la sección de contracción.....	102
Figura 60. Bosquejo de las dimensiones de la Sección del difusor.....	102
Figura 61. Modelo tridimensional del dominio de flujo del túnel aerodinámico.....	118
Figura 62. Modelo bidimensional preliminar.....	119
Figura 63. Deflectores de viento (<i>Corner Vanes</i>).....	120
Figura 64. Malla 2D preliminar.....	122
Figura 65. Acercamiento en zona izquierda del dominio mallado.....	123
Figura 66. Acercamiento del lado derecho al dominio mallado.....	123
Figura 67. Fronteras de modelo bidimensional (vista completa).....	127
Figura 68. Fronteras de modelo bidimensional (detalle de la contracción).....	128
Figura 69. Interface en modelo bidimensional (detalle difusor y curva).....	129
Figura 70. Comportamiento del aire al entrar al difusor con tobera.....	130
Figura 71. Comportamiento dentro de la zona de pruebas.....	131
Figura 72. Salida de la zona de pruebas y la entrada al ventilador.....	131
Figura 73. Dimensiones generales del dominio (en metros).....	132
Figura 74. Secciones del túnel aerodinámico que requieren control.....	132
Figura 75. Flujos a monitorear en el dominio propuesto.....	134
Figura 76. Contornos de velocidades en todo el túnel aerodinámico.....	135

Figura 77. Contornos de presiones totales en todo el túnel aerodinámico..... 135

Figura 78. Contornos de turbulencias en todo el túnel de viento..... 136

Figura 79. Deflectores uniformizando el flujo de aire..... 136

Figura 80. Zonas en las que se generan los mayores porcentajes de turbulencias..... 137

Figura 81. Acercamiento en zona de deflectores y entrada a la contracción. 138

Figura 82. Contornos de velocidades absolutas que muestra cómo el flujo después de la zona de pruebas se vuelve turbulento..... 139

Figura 83. Áreas con porcentajes mínimos de turbulencias..... 139

Figura 84. Contornos de presiones totales en la salida de la zona de pruebas y entrada al ventilador..... 140

Figura 85. Túnel aerodinámico con las adecuaciones óptimas de diseño (dimensiones en metros)..... 141

Figura 86. Diseño de la sección de pruebas..... 143

Figura 87. Diseño de los difusores..... 144

Figura 88. Diseño de los codos direccionadores..... 149

Figura 89. Grafica de pérdida de presión en los codos direccionadores..... 153

Figura 90. Diseño de la cámara de asentamiento..... 154

Figura 91. Diseño del cuarto ventiladores..... 155

Figura 92. Diseño de la contracción..... 156

Figura 93. Grafico del perfil de la contracción (X, Y) metros..... 158

Figura 94. Grafico del perfil de la contracción (X, Z) metros..... 159

Índice de Tablas

	Pág.
Tabla 1. Datos técnicos de un túnel aerodinámico subsónico.....	39
Tabla 2. Datos técnicos de un túnel aerodinámico de flujo continuo.....	41
Tabla 3. Datos técnicos del túnel aerodinámico de la NWPU o NPU.....	43

Tabla 4. Datos técnicos del túnel aerodinámico subsónico presurizado.....	45
Tabla 5. Datos técnicos del túnel aerodinámico baja velocidad.....	46
Tabla 6. Datos técnicos del túnel Aerodinámico transónico.....	49
Tabla 7. Datos técnicos del túnel aerodinámico supersónico.....	50
Tabla 8. Datos técnicos del túnel aerodinámico supersónico.....	52
Tabla 9. Datos técnicos del túnel aerodinámico hipersónico.....	53
Tabla 10. Datos técnicos del túnel aerodinámico hipersónico.....	55
Tabla 11. Datos técnicos del túnel aerodinámico hipersónico.....	56
Tabla 12. Características técnicas, ventajas y desventajas de equipos de medición.....	67
Tabla 13. Ponderación por el tipo de sección.....	76
Tabla 14. Valores iniciales para el cálculo de la sección de pruebas.....	81
Tabla 15. Valores a escala de la curva de contracción.....	86
Tabla 16. Valores reales de diseño.....	87
Tabla 17. Dimensiones recomendadas para la malla tipo abeja.....	97
Tabla 18. Coeficientes de presión.....	99
Tabla 19. Estimación de dimensiones y presión en cada sección del túnel.....	101
Tabla 20. Coeficiente de fricción sección de pruebas.....	103
Tabla 21. Perdidas en la sección del ventilador.....	110
Tabla 22. Cuarto ventilador (Jet Power) por unidad de área.....	111
Tabla 23. Características de malla.....	124
Tabla 24. Condiciones de frontera y características tomadas para el análisis computacional.....	127
Tabla 25. Dimensiones generales del túnel aerodinámico.....	142
Tabla 26. Coeficientes polinomiales para la gráfica de pérdida de presión.....	153

NOMENCLATURA

Nomenclatura	Descripción
A1	Área en la sección de entrada
A2	Área en la sección de salida (sección de contracción)
A5	Área en la salida del difusor
A	Área
$AD ; Ad$	Área de entrada en la sección del difusor
$AE; Ae$	Área de entrada
$AG; Ag$	Área de salida
Et	Energía Total
K	Energía cinética de la turbulencia
l/d	Relación entre la longitud de la pantalla y el diámetro de la celda
L	Longitud
P1	Presión a la entrada de la sección de pruebas
P2	Presión en la sección del ventilador
P3	Presión en el difusor
P	Perímetro: Profundidad
q	Flujo de calor
Re	Longitud de la base del difusor en la sección de entrada
Rs	Longitud de la base del difusor en la sección de salida
c	Velocidad del sonido en el flujo.

GR_L	Número de Grashof
K	Constante de los gases
M	Número de Mach
Pa	Presión atmosférica
Pr	Número de Prandtl
T	Temperatura
t	Tiempo
Re	Número de Reynolds
V	Velocidad del flujo
V_1	Velocidad a la entrada de la cámara de pruebas
V_2	Velocidad de salida en la sección de contracción
V_4	Velocidad en la salida del difusor
V_4	Velocidad en la sección del ventilador
V_5	Velocidad en el difusor del ventilador
V	Volumen total
v	Volumen específico
x	Coordenada espacial
y	Coordenada espacial
z	Coordenada espacial
T_{ij}	Tensor de esfuerzo viscoso.
σ_{ij}	Tensor de esfuerzo del fluido en movimiento

u	Velocidad del fluido en dirección x
v	Velocidad del fluido en dirección y
w	Velocidad del fluido en dirección z
ρ	Densidad
σ	Constante de Stefan Boltzman
μ	Viscosidad dinámica
ν	Viscosidad cinemática, razón de la velocidad
θ	Ángulo (Coordenada cilíndrica)
r	Radio (Coordenada cilíndrica)
b_{ts}	Base de la sección de pruebas
R	Constante del gas
D_H	Diámetro Hidráulico
b	Base de la contracción
a	Altura de la contracción
H_{SALIDA}	Altura de la sección de salida
L	Longitud de ducto a estudiar
L_i	Longitud del ducto 'i'
l_i	Longitud del ducto 'i' adimensional
LSWT	Túnel aerodinámico de baja velocidad (<i>low speed wind tunnel</i>)
LWT	Longitud total del túnel aerodinámico
N	Relación de la contracción
n	Número promedio de venas direccionadoras

n_w, n_H	Dimensiones del arreglo de cuatro ventiladores
P	Potencia del cuarto ventiladores
Q	Flujo volumetrico
r	Radio de las esquinas
Re	Número de Reynolds basado en el diámetro hidráulico
r_i	Radio de la esquina 'i' adimensional
S	Dimensión diagonal de las esquinas
t_1	Cuerda de la esquina
V	Velocidad de operación en la sección de pruebas
VTC	Máxima velocidad de operación en la sección de pruebas
W_{CL}, L_{CL}	Ancho y longitud respecto a la línea de centros del túnel aerodinámico
W_{ENT}	Ancho de entrada del ducto
W_{SAL}	Ancho de salida del ducto
W_{ij}, H_{ij}	Ancho del ducto "j" y altura de la sección "i" (ancho al final, W; angosto al final, H; constante,)
(X_N, Y_N)	Coordenada del contorno de forma de la contracción, zona angosta
(X_W, Y_W)	Coordenada del contorno de forma de la contracción, zona ancha
$\alpha_i/2$	Semi-ángulo de apertura de la contracción del ducto 'i' (dimensión vertical)
$\beta_i/2$	Semi-ángulo de apertura de la contracción del ducto 'i' (dimensión horizontal)
Δp	Incremento de presión en la sección de ventiladores
ζ	Coefficiente de pérdida de presión total
ζ_f	Coefficiente de fricción de la pérdida de presión

ζ_M	Coeficiente singular de pérdida de presión en las esquinas
η	Eficiencia del ventilador
λ	Coeficiente de fricción para la longitud adimensional del ducto de estudio

ANEXOS

Anexo	Descripción
A1	Diseño de la sección de pruebas
A2a	Diseño del difusor a la salida de la sección de pruebas
A2b	Diseño del difusor a la salida de esquina 1
A2c	Diseño del difusor a la salida de esquina 2
A2d	Diseño del difusor a la salida del cuarto de ventiladores
A2e	Diseño del difusor a la salida de esquina 3
A3a	Diseño de direccionador (esquina 1)
A3b	Diseño de direccionador (esquina 2)
A3c	Diseño de direccionador (esquina 3)
A3d	Diseño de direccionador (esquina 4)
A4	Diseño del cuarto ventiladores
A5	Diseño de la cámara de asentamiento
A6	Diseño de la contracción
A7	Arreglo general del túnel aerodinámico de circuito cerrado para la calibración de equipos de medición.

Introducción.

En la actualidad existen grandes avances en el ambiente computacional, con la investigación y desarrollo; en las últimas décadas han aparecido software mejorados como el CFD (Computational Fluid Dynamics); desarrollados específicamente para ahorrar tiempo y personal, en los análisis e investigaciones científicas sobre mecánica de fluidos; donde se pueden resolver fenómenos que se presentan en un ambiente real, analizarlos de manera virtual; teniendo la versatilidad y capacidad de visualizarlos con técnicas computacionales; esto minimiza los gastos que pudieran erogarse en un prototipo a escala natural, ahorrando también en los posibles cambios que pudieran surgir para mejorar el prototipo durante la investigación.

El uso de técnicas computacionales, para el diseño y ensayo de la aerodinámica, es relativamente reciente y aunque su evolución es muy prometedora; en la actualidad exige una gran especialización en el personal que la utiliza; puesto que las simplificaciones que incorporan los modelos de ordenador, hacen necesario un elevado conocimiento de estas técnicas para la correcta interpretación de los resultados.

Aun con todas estas ventajas y recursos computacionales, el uso del túnel aerodinámico sigue siendo fundamental para la obtención de la totalidad de los datos requeridos y orientar los resultados a la toma de decisiones sobre el diseño final, detallando de manera justificada un prototipo de estudio a escala natural.

Las razones del porqué utilizar un túnel aerodinámico en la toma de decisiones para el diseño de un automóvil, avión, autobús, puente, edificación y hasta ciudades completas, siguen siendo las mismas en todos los casos y es la de optimizar el diseño final consiguiendo que sean más eficientes con menos combustible, que sean más resistentes con menos material, analizando ubicaciones geográficas que pudieran proporcionar un riesgo para las viviendas que queden asentadas y/o analizando materiales más ligeros que soporten largas horas de presión, temperatura y vibraciones.

A nivel República Mexicana, no existe un Túnel Aerodinámico con la capacidad de admitir en su sección de pruebas un objeto a escala natural, en donde se tenga la capacidad de realizar investigación y desarrollo de los fenómenos que se presentan en la Mecánica de Fluidos. Cabe señalar que los únicos laboratorios de pruebas aeronáuticas están en el Centro de investigación e Innovación en Ingeniería Aeronáutica (CIIIA) de reciente creación (2012) en Nuevo León, el cual cuenta con un Túnel Aerodinámico, para analizar prototipos a pequeña escala, y en el Laboratorio de Pruebas y Tecnologías Aeronáuticas (LABTA), recientemente creado en el Estado de Querétaro, en colaboración de CIATEQ A.C. y SIDESI, el cual tendrá la capacidad de validar pruebas destructivas y no destructivas, Proyectos de innovación tecnológica, pero no cuenta con un Túnel Aerodinámico hasta el momento.

Los cinco clústeres aeronáuticos más importantes del país, que se mencionan a continuación; Baja California, Nuevo León, Chihuahua, Sonora y recientemente Querétaro cuentan con un centro de investigación en el ramo, pero se tienen muchas carencias en el ámbito de investigación y desarrollo (I&D), que nos proporcione los elementos para estar a la altura de países de Europa y Estados Unidos, que hoy en día están a la vanguardia mundial en infraestructura sobre túneles aerodinámicos y todos ellos utilizan escalas naturales para su investigación y desarrollo de prototipos.

Es por ello que el marco de este trabajo estará basado en el diseño de un túnel aerodinámico, con las proporciones necesarias para albergar en su sección de pruebas, un prototipo a escala natural para realizar ensayos lo más cercanos a la realidad de los fenómenos que presenta la mecánica de fluidos y dar pauta a la investigación y desarrollo en los ambientes tecnológicos que incrementen y beneficien la recuperación económica de nuestro estado, coadyuvando en alianzas de la triple hélice que mejoren y enriquezcan a la comunidad científica de nuestro país.

En el primer capítulo se presentan los conceptos y definiciones más relevantes en el ambiente de los túneles aerodinámicos y Mecánica de Fluidos; los cuales

exaltan un amplio panorama de la importancia de estos temas en la actualidad. Se muestra posteriormente una clasificación de los túneles de viento en operación hoy en día y que son el parteaguas de los diseños de vanguardia en el ámbito internacional y tienen influencia en la toma de decisiones para sacar un producto al mercado.

Tocaremos temas como los trabajos más relevantes desarrollados en la actualidad, comenzando por los túneles aerodinámicos de la NASA, que son verdaderas infraestructuras en el análisis de modelos a escala natural, pasando por los europeos como el de Italia, o los túneles de viento de Alemania y Reino Unido.

En el segundo capítulo se hace una descripción detallada de los equipos más utilizados en la medición de fuerza, presión, temperatura, capa límite y humedad; que serán algunos de los equipos que se podrán calibrar en nuestro túnel aerodinámico, en un futuro se podrán certificar estos equipos en nuestro laboratorio, una vez que se busque la certificación ante la norma AS 9100C, lo que además garantiza en automático, que el laboratorio estaría certificado ante ISO 9000.

En el tercer capítulo se entablarán las dimensiones preliminares de nuestro Túnel Aerodinámico subsónico, con capacidad de albergar prototipos de escala natural en la sección de pruebas; se desarrollarán los elementos subsecuentes a la sección de pruebas y comenzaremos a darle forma a este túnel aerodinámico de circuito cerrado, para terminar con una memoria de cálculo que denote cada uno de los elementos del túnel aerodinámico subsónico de circuito cerrado.

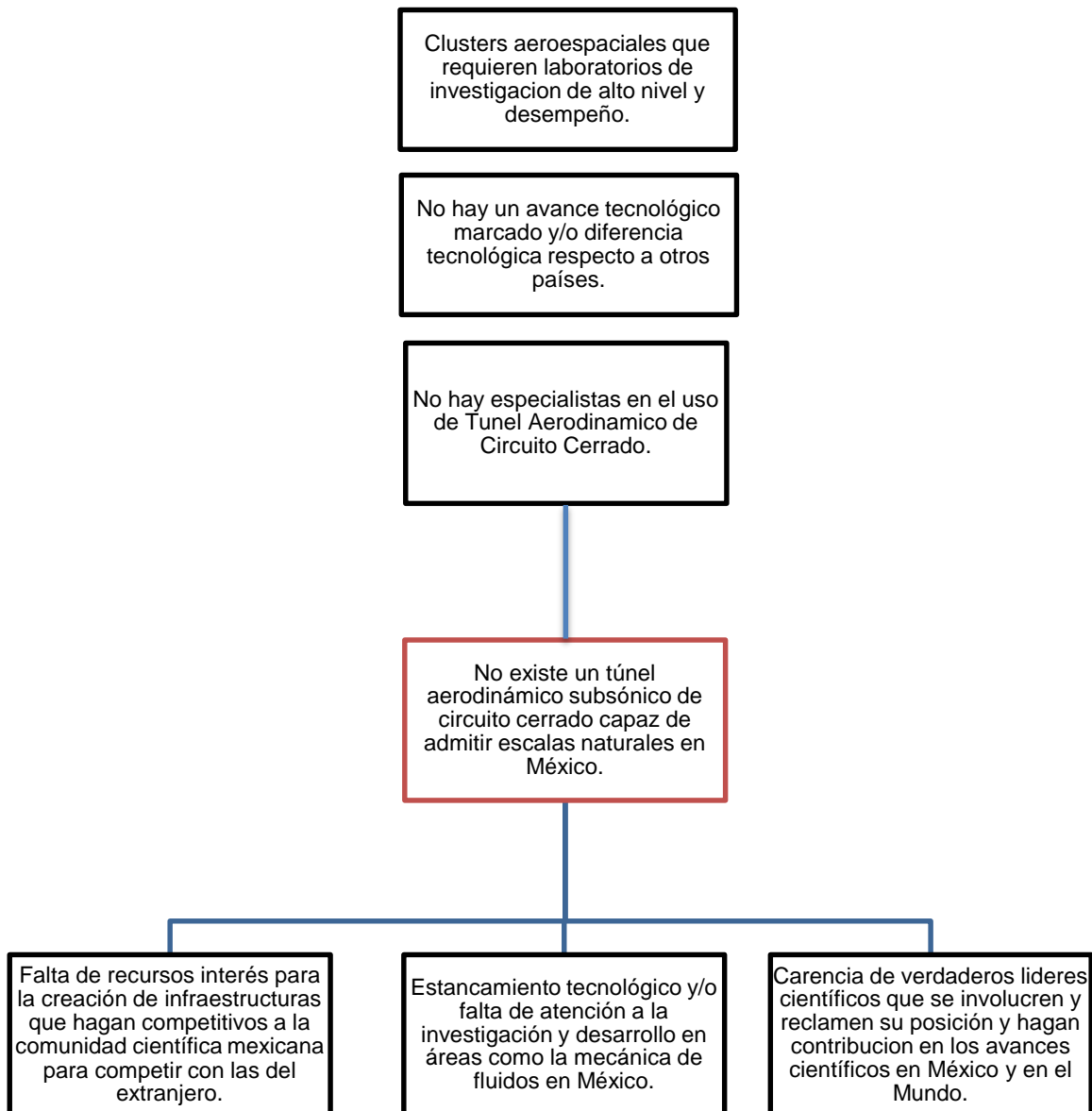
En el cuarto capítulo presentaremos un diseño en formato Solid Works totalmente dimensionado, con la finalidad de realizar un análisis de elemento finito, con la herramienta CFD, para hacer una primera corrida con las condiciones de frontera y los datos que originalmente establecimos y que se darán en la sección de pruebas para establecer como meta primeramente un flujo laminar, una buena

presión de prueba, densidad del aire y temperatura, todo esto para garantizar las mejores condiciones en la sección de pruebas del túnel.

Además se procede al análisis de resultados generando con esto las propuestas de optimización que se usaran en el prototipo de túnel aerodinámico de circuito cerrado, alcanzando los mejores datos, sin modelo alguno que analizar en la sección de pruebas. De esta forma se da paso a establecer los equipamientos que darán lugar a otras tesis de nivel licenciatura y/o tesis de nivel posgrado que puedan aportar para con este trabajo. Es posible además proponer y modificar la geometría del diseño del túnel aerodinámico, para maximizar la eficiencia del mismo y con esto poderlo escalar a velocidades más altas de las que se buscaron originalmente y aprovechar así la infraestructura no solo para analizar autos, autobuses si no también perfiles NACA, alabes de turbo maquinaria y aviones de mediano tamaño. En el ambiente deportivo podríamos mejorar el rendimiento de ciclistas, corredores, velocistas, equipos deportivos de F1 y muchas otras cosas más.

Por último, estaremos en posición de describir y analizar los resultados obtenidos en donde se realiza una discusión interpretando los datos obtenidos, así como la metodología de diseño generada acerca del diseño del túnel aerodinámico de circuito cerrado, concluyendo en una virtualización del proyecto.

Justificación y Planteamiento del problema.



La generación de un diseño conceptual de un túnel aerodinámico con una sección de pruebas capaz de admitir modelos a escala natural; implica un enorme reto de ingeniería, no solo por la inversión que esto podría generar, sino por toda la infraestructura y equipos que se pueden integrar con tecnologías de vanguardia; que colocarían a este túnel como el mejor en América Latina, ya que no existe algo similar en la actualidad. Centros de investigación como el de Brasil o Colombia tienen un túnel aerodinámico de circuito abierto que en el primer capítulo se describirá de una manera sintetizada.

Este proyecto, aun cuando el desarrollo y diseño sea solo de manera conceptual y no que culmina en la finalización de un proyecto tecnológico de una infraestructura física; el objetivo es el de integrar la mayor parte de la información técnica. Se espera que en un futuro a mediano plazo, se vea culminado este trabajo con la implementación de la infraestructura física; en donde las siguientes generaciones del ITP, UAEH, UPP, ITESA, ITESM puedan hacer sus investigaciones sobre fenómenos presentes en la mecánica de fluidos y, porque no, hablar de festejar 100 años de investigación sobre esta rama, como se hizo en 2003 en el centro de investigación del Brasil.

En la actualidad existe un sinnúmero de túneles aerodinámicos en el mundo. Dependiendo de su utilización corresponde su tamaño y esto nos lleva a reflexionar; que no son infraestructuras realizadas solo por la soberbia de algún científico reconocido o por su tamaño y forma son utilizados para impresionar a alguien. En la actualidad estas infraestructuras siguen siendo una herramienta importante no solo para mejorar el desempeño de un objeto aerodinámico o de alguien en el ámbito deportivo, sino para entender de una manera visible, palpable y práctica las teorías de la mecánica de fluidos.

Hipótesis.

Es posible diseñar un túnel aerodinámico para la calibración de equipos de medición que a mediano o largo plazo pueda ser implementado y construido en las instalaciones del ITP. Esto permitirá el desarrollo de proyectos ya sea para la industria privada, de gobierno, del deporte y de uso institucional para el desarrollo de investigadores tanto nacionales como internacionales que se den cita en el lugar.

Objetivo General.

Generar un diseño del túnel aerodinámico que cumpla con las condiciones necesarias de temperatura, presión y velocidad, para poder hacer calibraciones de equipos de medición, con las dimensiones necesarias en la sección de pruebas para albergar objetos de escala natural.

Objetivos Específicos.

Desarrollar un diseño preliminar como modelo conceptual para el diseño del Túnel Aerodinámico, apoyándonos en los ya existentes a nivel internacional, tomando como base la caracterización climatológica de Pachuca de Soto, estado de Hidalgo.

Hacer la discretización, usando las temperaturas promedio, el balance de energía global durante cada estación del año en el interior del modelo, con ayuda de las herramientas de CFD de ANSYS.

Determinar los equipos que se deben integrar al túnel aerodinámico, como intercambiadores de calor o de densidad del aire.

Desarrollar una metodología para el diseño de un túnel de viento que podrá ser utilizada por otras tesis de investigación o para trabajos de investigación y desarrollo en el campo del diseño mecánico.

Alcances y Limitaciones.

El alcance de esta tesis es determinar un proceso de diseño solo del túnel aerodinámico de circuito cerrado de los siguientes equipos:

- Sección de pruebas.
- Difusores.
- Curvas direccionadoras de aire.
- Cámara de asentamiento.
- Sección de la Contracción.

Además se realizará simulación en formato electrónico del túnel aerodinámico, con la descripción de todas sus secciones para mejor entendimiento del equipo.

Las limitantes que tiene este proyecto son equipos periféricos que requieren mayor tiempo de desarrollo y que no servirían para el entendimiento del túnel aerodinámico de circuito cerrado.

Capítulo 1: Marco teórico.

En este capítulo se presentan conceptos y definiciones sobre la mecánica de fluidos y sobre los túneles aerodinámicos. Se revisa además las clasificaciones de diferentes túneles aerodinámicos haciendo un análisis sintético de los desarrollos en la actualidad, para dar una referencia clara de los trabajos más actuales de la investigación y desarrollo científico hasta el momento sobre los túneles aerodinámicos.

1.1 Conceptos y Definiciones de Mecánica de Fluidos

Mecánica de fluidos:

Es la parte de la mecánica que estudia las leyes del comportamiento de los fluidos en equilibrio (hidrostática) y en movimiento (hidrodinámica).

1.2 Fluidos Compresibles e Incompresibles

En mecánica de fluidos se considera típicamente que los fluidos encajan dentro de dos categorías que en general requieren un tratamiento diferente: los fluidos compresibles y los fluidos incompresibles. Que un tipo de fluido pueda ser considerado compresible o incompresible no depende sólo de su naturaleza o estructura interna, sino también de las condiciones mecánicas que pudieran recaer sobre el mismo fluido. Así que, a temperaturas y presiones ordinarias, los líquidos pueden ser considerados sin problemas como fluidos incompresibles, aunque bajo condiciones extremas de presión muestran una compresibilidad estrictamente diferente de cero. En cambio los gases debido a su baja densidad aún a presiones moderadas pueden comportarse como fluidos compresibles, aunque en ciertas aplicaciones pueden ser tratados con suficiente aproximación como fluidos incompresibles. Por estas razones, técnicamente más que hablar de fluidos compresibles e incompresibles se prefiere hablar de los modelos de flujo adecuados para describir un fluido en unas determinadas condiciones de trabajo y por eso más propiamente se habla de flujo compresible y flujo incompresible.

1.2.1 Flujo compresible

Todos los fluidos son compresibles, incluyendo los líquidos. Cuando estos cambios de volumen son demasiado grandes se opta por considerar el flujo como compresible (que muestran una variación significativa de la densidad como resultado de fluir), esto sucede cuando la velocidad del flujo es cercano a la velocidad del sonido. Estos cambios suelen suceder principalmente en los gases ya que para alcanzar estas velocidades de flujo el líquido se precisa de presiones del orden de 1000 atmósferas, en cambio un gas sólo precisa una relación de presiones de 2:1 para alcanzar

velocidades sónicas. La compresibilidad de un flujo es básicamente una medida en el cambio de la densidad. Los gases son en general muy compresibles, en cambio, la mayoría de los líquidos tienen una compresibilidad muy baja.

Por ejemplo, una presión de 500 kPa provoca un cambio de densidad en el agua a temperatura ambiente de solamente 0.024%, en cambio esta misma presión aplicada al aire provoca un incremento de densidad de 250% a la misma temperatura. Es por ello, que normalmente al estudio de los flujos compresibles se le conoce como dinámica de gases, siendo esta una nueva rama de la mecánica de fluidos, la cual describe estos flujos.

En un flujo usualmente hay cambios en la presión, asociados con cambios en la velocidad, En general, estos cambios de presión inducirán a cambios de densidad, los cuales influyen en el flujo. Si estos cambios son importantes los cambios de temperatura presentados son apreciables. Aunque los cambios de densidad en un flujo pueden ser muy importantes hay una gran cantidad de situaciones de importancia práctica en los que estos cambios son despreciables.

El flujo de un fluido compresible se rige por la primera ley de la termodinámica en los balances de energía y con la segunda ley de la termodinámica, que relaciona la transferencia de calor y la irreversibilidad con la entropía. El flujo es afectado por efectos cinéticos y dinámicos, descritos por las leyes de Newton, en un marco de referencia inercial, aquel donde las leyes de Newton son aplicables. Además, el flujo cumple con los requerimientos de conservación de masa. Es sabido que muchas propiedades, tales como la velocidad del fluido en un tubo, no son uniformes a lo largo de la corriente.

1.2.2 Clasificación

Los flujos compresibles pueden ser clasificados de varias maneras, la más común usa el número de Mach (M) como parámetro para clasificarlo.

$$M = \frac{V}{c} \quad (1)$$

Donde V es la velocidad del flujo y c es la velocidad del sonido en el fluido. Se pueden distinguir los siguientes casos a partir del valor de M .

- Prácticamente incompresible: $M < 0.3$ en cualquier parte del flujo. Las variaciones de densidad debidas al cambio de presión pueden ser despreciables. El gas es compresible pero la densidad puede ser considerada constante.
- Flujo subsónico: $M > 0.3$ en alguna parte del flujo, pero no excede 1 en ninguna parte. No hay ondas de choque en el flujo.
- Flujo transónico: $0.8 \leq M \leq 1.2$, hay ondas de choque que conducen a un rápido incremento de la fricción y éstas separan regiones subsónicas de hipersónicas dentro del flujo. Debido a que normalmente no se pueden distinguir las partes viscosas y no viscosas este flujo es difícil de analizar.
- Flujo supersónico: $1.2 < M \leq 3$, normalmente hay ondas de choque pero ya no hay regiones subsónicas. El análisis de este flujo es menos complicado.
- Flujo hipersónico: $M > 3$, los flujos a velocidades muy grandes causan un calentamiento considerablemente grande en las capas cercanas a la frontera del flujo, causando disociación de moléculas y otros efectos químicos.

1.2.3 Flujo incompresible

Un flujo se clasifica en compresible e incompresible, dependiendo del nivel de variación de la densidad del fluido durante ese flujo. La incompresibilidad es una aproximación y se dice que el flujo es incompresible si la densidad permanece aproximadamente constante a lo largo de todo el flujo. Por lo tanto, el volumen de todas las porciones del fluido permanece inalterado sobre el curso de su movimiento cuando el fluido es incompresible. En esencia, las densidades de los líquidos son constantes y así el flujo de ellos es típicamente incompresible. Por lo tanto, se suele decir que los líquidos son sustancias incompresibles.

Ejemplo: una presión de 210 atm hace que la densidad del agua líquida a 1 atm cambie en sólo 1%. Cuando se analizan flujos de gas a velocidades altas, la velocidad del flujo a menudo se expresa en términos del número adimensional de Mach.

Los flujos de líquidos son incompresibles hasta un nivel alto de exactitud, pero el nivel de variación de la densidad en los flujos de gases y el nivel consecuente de aproximación que se hace cuando se modelan estos flujos como incompresibles depende del número de Mach. Con frecuencia, los flujos de gases se pueden aproximar como incompresibles si los cambios en la densidad se encuentran por debajo de velocidades de 100 m/s. Así el flujo de un gas no es necesariamente compresible.

1.3 La ecuación de Bernoulli y un criterio para el flujo incompresible.

Una de las ecuaciones más utilizadas en mecánica de fluidos es la ecuación de Bernoulli (2):

$$\frac{P}{\rho} + \frac{V^2}{2} + gz = \text{Constante} \quad (2)$$

Se demostrará que en el límite de números de Mach muy pequeños, la ecuación isoenergética e isotrópica para la presión se vuelve idéntica a la ecuación de Bernoulli; creando un criterio para decidir si el flujo de un gas se puede tratar como incompresible. Considerando un flujo estacionario sin esfuerzo cortante, sin trabajo en el eje ni transferencia de calor. A estas condiciones, la presión de estancamiento es constante. Se supondrá que los cambios en elevación son despreciables. Si el fluido es incompresible, la presión en cualquier lugar se puede calcular a partir de la ecuación de Bernoulli en la forma de presión (3), Flujo incompresible:

$$P = P_0 + \frac{\rho V^2}{2} \quad (3)$$

Si el fluido es compresible y un gas ideal, las presiones estática y de estancamiento están relacionadas por medio de la ecuación de Flujo compresible [1] (4):

$$P = P_0 + \left(1 + \frac{k-1}{2} M^2\right)^{\frac{k}{k-1}} \quad (4)$$

Si la consideración se restringe a números de Mach menores que 1, se puede expandir el término del número de Mach en una serie infinita empleando el teorema binomial de Newton (5) [2]:

$$P = P_0 + \left(1 + \frac{k-1}{2} M^2\right)^{\frac{k}{k-1}} \approx P_0 \left(1 + \frac{k}{2} M^2 + \frac{k}{8} M^4 + OM^6\right) \quad (5)$$

De la ecuación:

$$M^2 = \frac{V^2}{kP} \quad (6)$$

Se tiene:

$$P_0 \approx P \left[1 - \frac{V^2}{2} \left(1 + \frac{M^2}{4}\right)\right] \quad (7)$$

Si el número de Mach es pequeño, entonces $\frac{M^2}{4}$ es pequeño comparado con 1 y se puede escribir como sigue:

$$P_0 \approx P \left[1 - \frac{V^2}{2}\right] \quad (8)$$

En consecuencia, la ecuación Bernoulli es una aproximación a la relación de presión del flujo isoenergético e isotrópico para números de Mach pequeños, lo preciso de esta aproximación depende de lo pequeño del número de Mach. La ecuación de Presión de estancamiento, muestra que a bajos números de Mach el error es proporcional a $\frac{M^2}{4}$. Si se deseara limitar el error al emplear la ecuación Bernoulli para el cálculo de la presión a no más del 2 por ciento, entonces:

$$M < \sqrt{(4)(0.02)} \approx 0.283$$

No hay nada especial en el error del 2%. Para estimaciones gruesas, un error del 5% podría ser aceptable, en cuyo caso el número de Mach debe ser menor que 0.45.

El criterio más ampliamente utilizado para el límite entre el flujo compresible y el incompresible coloca el umbral del número de Mach en 0.3. En general se puede suponer que un flujo con $M < 0.3$ sea incompresible.

1.4 La ecuación de Navier-Stokes para flujo isotérmico incompresible

Por definición el tensor de esfuerzo es linealmente proporcional al tensor de razón de la deformación. Para flujo incompresible ($\rho = \text{constante}$), también se supone flujo aproximadamente isotérmico indicando que los cambios locales en temperatura son pequeños o inexistentes; esto elimina la necesidad de una ecuación diferencial de conservación de energía. Una consecuencia de la última suposición es que las propiedades del fluido, como viscosidad dinámica (μ) y la viscosidad cinemática (ν), también son constantes. Con dichas suposiciones se puede demostrar que el tensor de esfuerzo viscoso para un fluido newtoniano incompresible con propiedades constantes (6) y se reduce a:

$$T_{ij} = 2\mu\varepsilon_{ij} \quad (9)$$

Donde: ε_{ij} es el tensor de rapidez de deformación.

La ecuación (9) muestra que el esfuerzo es linealmente proporcional a la deformación. En coordenadas cartesianas, se mencionan las nueve componentes del tensor de esfuerzo viscoso, seis de las cuales son independientes debido a su simetría:

$$T_{ij} = \begin{pmatrix} T_{xx} & T_{xy} & T_{xz} \\ T_{yx} & T_{yy} & T_{yz} \\ T_{zx} & T_{zy} & T_{zz} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 2\mu\frac{\partial u}{\partial x} & \mu\left(\frac{\partial u}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial x}\right) & \mu\left(\frac{\partial u}{\partial z} + \frac{\partial w}{\partial x}\right) \\ \mu\left(\frac{\partial v}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial y}\right) & 2\mu\frac{\partial v}{\partial y} & \mu\left(\frac{\partial v}{\partial z} + \frac{\partial w}{\partial y}\right) \\ \mu\left(\frac{\partial w}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial z}\right) & \mu\left(\frac{\partial w}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial z}\right) & 2\mu\frac{\partial w}{\partial z} \end{pmatrix} \quad (10)$$

En coordenadas cartesianas u, v, w son las componentes de la velocidad del flujo en x, y, z respectivamente, el tensor de esfuerzo de la ecuación de fluidos en movimiento se convierte por lo tanto en: $T_{ij} = \sigma_{ij}$

$$\sigma_{ij} = \begin{pmatrix} -P & 0 & 0 \\ 0 & -P & 0 \\ 0 & 0 & -P \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 2\mu \frac{\partial u}{\partial x} & \mu \left(\frac{\partial u}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial x} \right) & \mu \left(\frac{\partial u}{\partial z} + \frac{\partial w}{\partial x} \right) \\ \mu \left(\frac{\partial v}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial y} \right) & 2\mu \frac{\partial v}{\partial y} & \mu \left(\frac{\partial v}{\partial z} + \frac{\partial w}{\partial y} \right) \\ \mu \left(\frac{\partial w}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial z} \right) & \mu \left(\frac{\partial w}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial z} \right) & 2\mu \frac{\partial w}{\partial z} \end{pmatrix} \quad (11)$$

Ahora se sustituye la ecuación anterior, en las tres componentes cartesianas de la siguiente ecuación:

$$a_n x^n \frac{d^n y}{dx^n} + a_{n-1} x^{n-1} \frac{d^{n-1} y}{dx^{n-1}} + \dots + a_1 x \frac{dy}{dx} + a_0 y = g(x), \quad (12)$$

Donde, los coeficientes $a_n, a_{n-1}, \dots, a_2, a_1, a_0$, son constantes reales, conocida como ecuación de Cauchy. Considere primero la componente x , se convierte en:

$$\rho \frac{Du}{Dt} = -\frac{\partial P}{\partial x} + \rho g_x + 2\mu \frac{\partial^2 u}{\partial x^2} + \mu \frac{\partial}{\partial y} \left(\frac{\partial v}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial y} \right) + \mu \frac{\partial}{\partial z} \left(\frac{\partial w}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial z} \right) \quad (13)$$

Dado que la presión consiste sólo de un esfuerzo normal, únicamente aporta un término a la ecuación que se muestra. Sin embargo, ya que el tensor de esfuerzo viscoso consiste tanto de esfuerzos normal como de corte, aporta tres términos. También en tanto las componentes de velocidad sean funciones suaves de x, y, z , el orden de diferenciación es irrelevante.

Por ejemplo, la primera parte del último término en la ecuación anterior reducida, se puede reescribir como:

$$\mu \frac{\partial}{\partial z} \left(\frac{\partial w}{\partial x} \right) = \mu \frac{\partial}{\partial x} \left(\frac{\partial w}{\partial z} \right) \quad (14)$$

Después de cierto reordenamiento inteligente de los términos viscosos en la ecuación de Cauchy:

$$\begin{aligned}\rho \frac{Du}{Dt} &= -\frac{\partial P}{\partial x} + \rho g_x + \mu \left[\frac{\partial^2 u}{\partial x^2} + \frac{\partial}{\partial x} \frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial}{\partial x} \frac{\partial v}{\partial y} + \frac{\partial^2 u}{\partial y^2} + \frac{\partial}{\partial x} \frac{\partial w}{\partial z} + \frac{\partial^2 u}{\partial z^2} \right] \\ &= -\frac{\partial P}{\partial x} + \rho g_x + \mu \left[\frac{\partial}{\partial x} \left(\frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} + \frac{\partial w}{\partial z} \right) + \frac{\partial^2 u}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 u}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 u}{\partial z^2} \right]\end{aligned}\quad (15)$$

El término entre paréntesis es cero debido a la ecuación de continuidad para flujo incompresible.

$$\frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} + \frac{\partial w}{\partial z} = 0 \quad (16)$$

Por lo tanto, la componente (x) de la ecuación de cantidad de movimiento se describe como sigue, (se reconocen los últimos tres términos como el Laplaciano):

$$\rho \frac{Du}{Dt} = -\frac{\partial P}{\partial x} + \rho g_x + \mu \nabla^2 u \quad (17)$$

De manera similar se escriben las componentes y , z de la ecuación de cantidad de movimiento como:

$$\rho \frac{Dv}{Dt} = -\frac{\partial P}{\partial y} + \rho g_y + \mu \nabla^2 v \quad (18)$$

Y

$$\rho \frac{Dw}{Dt} = -\frac{\partial P}{\partial z} + \rho g_z + \mu \nabla^2 w \quad (19)$$

respectivamente. Por último, se combinan las tres componentes en una ecuación vectorial; el resultado es la ecuación de Navier-Stokes para flujo incompresible con viscosidad constante.

$$\rho \frac{D\vec{V}}{Dt} = -\vec{\nabla} P + \rho \vec{g} + \mu \nabla^2 \vec{V} \quad (20)$$

Aunque los componentes de la ecuación Navier-Stokes se dedujeron en coordenadas cartesianas, la forma vectorial de la ecuación es válida en cualquier sistema coordenado ortogonal.

Esta famosa ecuación recibe su nombre en honor al ingeniero francés Louis Marie Henri Navier (1785-1836) y al matemático inglés Sir George Gabriel Stokes (1819-

1903), quienes desarrollaron los términos viscosos, aunque de manera independiente.

La ecuación de Navier-Stokes es la base de la mecánica de fluidos y puede parecer suficientemente inocua, pero es una ecuación diferencial parcial de segundo orden, no-lineal e inestable. Si fuera posible resolver esta ecuación para flujos de cualquier geometría, el problema de la mecánica de fluidos estaría resuelto. Por desgracia, las soluciones analíticas no se obtienen excepto para campos de flujo muy simples y la ecuación tiene cuatro incógnitas (tres componentes de velocidad y la presión), aunque ella sólo representa tres ecuaciones (tres componentes puesto que es una ecuación vectorial). Obviamente, es necesaria otra ecuación para solucionar el problema. La cuarta ecuación es la ecuación de continuidad para flujo incompresible:

$$\vec{\nabla} \cdot \vec{V} = 0 \quad (21)$$

Antes de intentar resolver ese conjunto de ecuaciones diferenciales, es necesario elegir un sistema coordenado y escribir las ecuaciones en dicho sistema coordenado.

1.5 Ecuaciones de continuidad de Navier-Stokes en coordenadas cartesianas x, y, z

Ecuación de continuidad de flujo incompresible:

$$\frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} + \frac{\partial w}{\partial z} = 0 \quad (22)$$

Componente x de la ecuación de Navier-Stokes de flujo incompresible:

$$\rho \left(\frac{\partial u}{\partial t} + u \frac{\partial u}{\partial x} + v \frac{\partial u}{\partial y} + w \frac{\partial u}{\partial z} \right) = -\frac{\partial P}{\partial x} + \rho g_x + \mu \left(\frac{\partial^2 u}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 u}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 u}{\partial z^2} \right) \quad (23)$$

Componente y de la ecuación de Navier-Stokes de flujo incompresible:

$$\rho \left(\frac{\partial v}{\partial t} + u \frac{\partial v}{\partial x} + v \frac{\partial v}{\partial y} + w \frac{\partial v}{\partial z} \right) = -\frac{\partial P}{\partial y} + \rho g_y + \mu \left(\frac{\partial^2 v}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 v}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 v}{\partial z^2} \right) \quad (24)$$

Componente z de la ecuación de Navier-Stokes de flujo incompresible:

$$\rho \left(\frac{\partial w}{\partial t} + u \frac{\partial w}{\partial x} + v \frac{\partial w}{\partial y} + w \frac{\partial w}{\partial z} \right) = -\frac{\partial P}{\partial z} + \rho g_z + \mu \left(\frac{\partial^2 w}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 w}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 w}{\partial z^2} \right) \quad (25)$$

Ecuaciones de continuidad y de Navier-Stokes en coordenadas cilíndricas

La ecuación de continuidad y la ecuación de Navier-Stokes se expanden en coordenadas cilíndricas (r, θ, z) se escriben como:

1.6 Ecuación de continuidad de flujo incompresible:

$$\frac{1}{r} \frac{\partial(r u_r)}{\partial r} + \frac{1}{r} \frac{\partial(u_\theta)}{\partial \theta} + \frac{\partial(u_z)}{\partial z} = 0 \quad (26)$$

Componente r de la ecuación de Navier-Stokes de flujo incompresible:

$$\rho \left(\frac{\partial u_r}{\partial t} + u_r \frac{\partial u_r}{\partial r} + \frac{u_\theta}{r} \frac{\partial u_r}{\partial \theta} + \frac{u_z}{r} \frac{\partial u_r}{\partial z} \right) = -\frac{\partial P}{\partial r} + \rho g_r + \mu \left[\frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r} \left(r \frac{\partial u_r}{\partial r} \right) + \frac{u_r}{r^2} + \frac{1}{r^2} \frac{\partial^2 u_r}{\partial \theta^2} + \frac{2}{r^2} \frac{\partial u_r}{\partial \theta} + \frac{\partial^2 u_r}{\partial z^2} \right] \quad (27)$$

Componente θ de la ecuación de Navier-Stokes de flujo incompresible:

$$\rho \left(\frac{\partial u_\theta}{\partial t} + u_r \frac{\partial u_\theta}{\partial r} + \frac{u_\theta}{r} \frac{\partial u_\theta}{\partial \theta} + \frac{u_z}{r} \frac{\partial u_\theta}{\partial z} \right) = -\frac{1}{r} \frac{\partial P}{\partial \theta} + \rho g_\theta + \mu \left[\frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r} \left(r \frac{\partial u_\theta}{\partial r} \right) + \frac{u_\theta}{r^2} + \frac{1}{r^2} \frac{\partial^2 u_\theta}{\partial \theta^2} + \frac{2}{r^2} \frac{\partial u_\theta}{\partial \theta} + \frac{\partial^2 u_\theta}{\partial z^2} \right] \quad (28)$$

Componente z de la ecuación de Navier-Stokes de flujo incompresible:

$$\rho \left(\frac{\partial u_z}{\partial t} + u_r \frac{\partial u_z}{\partial r} + \frac{u_\theta}{r} \frac{\partial u_z}{\partial \theta} + u_z \frac{\partial u_z}{\partial z} \right) = -\frac{\partial P}{\partial z} + \rho g_z + \mu \left[\frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r} \left(r \frac{\partial u_z}{\partial r} \right) + \frac{1}{r^2} \frac{\partial^2 u_z}{\partial \theta^2} + \frac{\partial^2 u_z}{\partial z^2} \right] \quad (29)$$

Los términos adicionales en ambos lados de las componentes r y θ de la ecuación de Navier-Stokes surgen debido a la naturaleza especial de las coordenadas cilíndricas. De esta manera, conforme se mueve en la dirección θ, el vector unitario, también cambia de dirección; por lo tanto, las componentes r y θ se acoplan.

A continuación, citaremos las seis componentes independientes del tensor de esfuerzo viscoso en coordenadas cilíndricas:

$$\tau_{ij} = \begin{pmatrix} \tau_{rr} & \tau_{r\theta} & \tau_{rz} \\ \tau_{\theta r} & \tau_{\theta\theta} & \tau_{\theta z} \\ \tau_{zr} & \tau_{z\theta} & \tau_{zz} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 2\mu \frac{\partial u_r}{\partial r} & \mu \left[r \frac{\partial}{\partial r} \left(\frac{u_\theta}{r} \right) + \frac{\partial u_r}{\partial \theta} \right] & \mu \left(\frac{\partial u_r}{\partial z} + \frac{\partial u_r}{\partial r} \right) \\ \mu \left[r \frac{\partial}{\partial r} \left(\frac{u_r}{r} \right) + \frac{1}{r} \frac{\partial u_r}{\partial \theta} \right] & 2\mu \left(\frac{1}{r} \frac{\partial u_r}{\partial \theta} + \frac{\partial u_r}{\partial r} \right) & \mu \left(\frac{\partial u_\theta}{\partial z} + \frac{1}{r} \frac{\partial u_z}{\partial \theta} \right) \\ \mu \left(\frac{\partial u_r}{\partial z} + \frac{\partial u_r}{\partial r} \right) & \mu \left(\frac{\partial u_\theta}{\partial z} + \frac{1}{r} \frac{\partial u_z}{\partial \theta} \right) & 2\mu \frac{\partial u_z}{\partial z} \end{pmatrix} \quad (30)$$

1.7 La aplicación de las ecuaciones diferenciales de movimiento tanto en coordenadas cartesianas como en cilíndricas.

Existen dos tipos de problemas para los que son útiles las ecuaciones diferenciales (de continuidad y de Navier-Stokes):

- Cálculo de campo de presión para un campo de velocidad conocido.
- Cálculo de campos de velocidad y presión para un flujo de geometría conocida y condiciones de frontera conocidas.

Por simplicidad, sólo se considera flujo incompresible, eliminándose del cálculo a ρ como una variable. Además, la forma de la ecuación de Navier-Stokes sólo es válida para fluidos newtonianos con propiedades constantes (viscosidad, conductividad térmica, entre otras). Para finalizar, se suponen variaciones de temperatura despreciables, de modo que la temperatura, no es una variable. Quedan cuatro variables o incógnitas (presión más tres componentes de velocidad) y se tienen cuatro ecuaciones diferenciales, el sistema puede entonces resolverse.

1.8 Conceptos y definiciones de un túnel aerodinámico

Túnel aerodinámico.

En la actualidad la ingeniería define a un túnel aerodinámico, como una infraestructura de investigación para desarrollar estudios sobre el comportamiento del movimiento del aire sobre objetos sólidos, con el simple objetivo de simular condiciones reales que experimentara el objeto solido de estudio en un ambiente real.

En un túnel aerodinámico, el objeto de estudio permanece estático mientras que el aire es impulsado alrededor de él. Esto es comúnmente utilizado para estudiar fenómenos que se manifiestan cuando el aire fluye alrededor de objetos como: edificios, puentes, automóviles, aviones, embarcaciones, autobuses, rotores hidrodinámicos, turbomaquinaria. En general la infraestructura de un túnel aerodinámico se constituye de una sección de pruebas con ventanillas para poder ver el objeto de

análisis, cuarto de control donde se recaban los datos importantes del estudio aerodinámico, uno o más ductos difusores, curvas direccionadas en las esquinas, ventilador o turbo ventilador dependiendo de la velocidad del viento deseada, zona de rejillas o panel también conocida como cámara de asentamiento, un intercambiador de calor en donde aplique, una zona de contracción para aumentar la velocidad del aire y llevarlo a la cabina de pruebas para cerrar el circuito.

1.9 Funcionamiento del túnel aerodinámico

El aire es soplado o aspirado dentro de un ducto mediante un ventilador o turbo ventilador dependiendo de la velocidad deseada en la sección de pruebas. En el caso de un circuito cerrado, las curvas del ducto contiene una serie de rejillas estabilizadoras que mantienen el flujo estable llevándolo de manera laminar hasta la sección de estudio o de pruebas, donde se coloca el objeto de estudio y se mantiene estático por medio de un dispositivo de sujeción. En el caso del ambiente automotriz se coloca en una banda en movimiento simulando que el automóvil se encuentra en movimiento.

También se pueden colocar objetos que obstaculicen el flujo de aire a la entrada de la sección de estudio, si se requieren hacer estudios con un flujo turbulento. Al final de la sección de pruebas continua un ducto con una expansión muy suave. Se diseña así para evitar que el aire se quede atrapado en la sección de pruebas por los cambios de presión, evitando así la obtención de mediciones erróneas en la sección de pruebas. A continuación (figura 1) se muestra el esquema de un túnel aerodinámico de circuito abierto. [3]

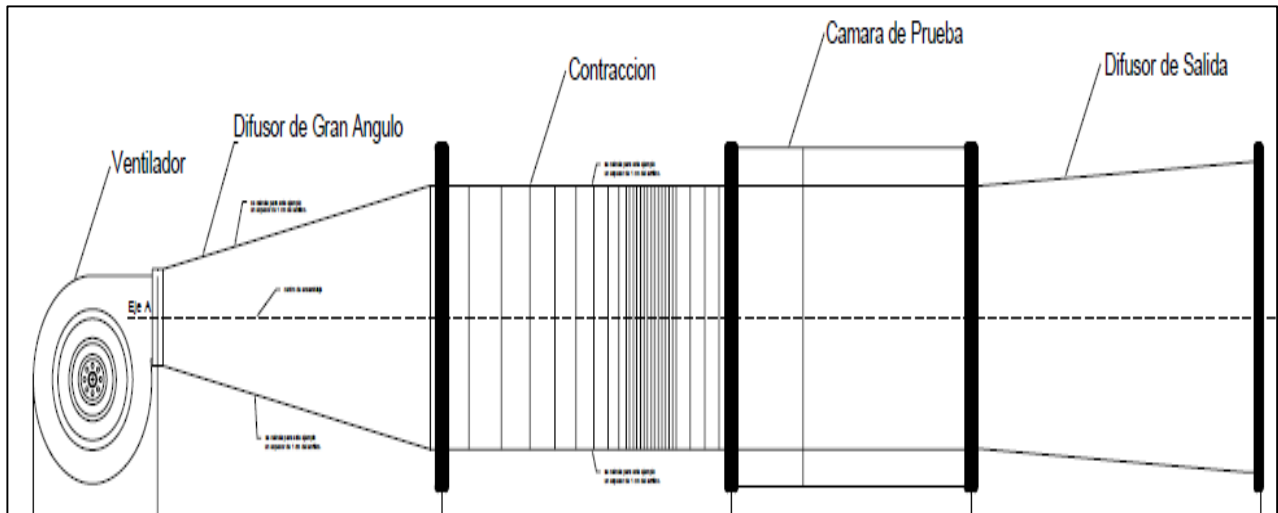


Figura 1. Esquema de un túnel aerodinámico de circuito abierto convencional.

1.10 Componentes de un túnel aerodinámico

1.10.1 Propulsor o Extractor de Aire

Se utilizan principalmente ventiladores de tipo axial o centrífugo que son los que proveen la fuerza de extracción o succión del flujo de aire a través del túnel aerodinámico. Los ventiladores centrífugos son comúnmente más usados ya que está comprobado que éste mantiene más estable el flujo de aire, contamina menos de ruido al sistema y su flujo varía menos que el uso de otro tipo de aspas.

En el caso de una infraestructura de un Túnel de circuito abierto, solo se consideran elementos como la rejilla o panel, la zona de contracción, la cabina de pruebas, el difusor y el ventilador. Este puede estar dispuesto en la entrada o la salida dependiendo de cómo sea el diseño del túnel de circuito abierto. En (figura 2) [4] y (figura 3) [48] se muestran estos dos tipos de ventiladores o extractores.



Figura 2. Ventilador axial para un túnel aerodinámico.



Figura 3. Ventilador centrífugo para un túnel aerodinámico.

1.10.2 Pantallas para el flujo de aire.

Son un tipo de rejillas o pantallas, que tienen como función principal la de uniformizar el flujo de aire; generando una disminución de la presión estática. Siendo proporcional al cuadrado de la velocidad, y de este modo reducir el grosor de la capa límite. Esto se traduce en una mayor capacidad del túnel aerodinámico para soportar un determinado gradiente de presión. Estas pantallas se muestran (figura 4) [5].



Figura 4. Pantallas o rejillas para el flujo de aire.

1.10.3 Difusores.

Los difusores por lo general retardan la velocidad de circulación del aire y estabilizan el flujo del fluido en el interior del túnel aerodinámico. Existen dos tipos de difusores: los de salida (figura 5) [6] y los de entrada o de gran ángulo (figura 6) [7].

Los de salida como su nombre lo dice, por lo general se ubican en la salida de los túneles aerodinámicos de inyección y tienen como función principal; equilibrar las

variaciones de presión del aire en el interior de la cámara, y proveer de una mayor área de salida del aire mediante el incremento de su sección transversal.

Los de entrada o gran ángulo se ubican dentro del mismo tipo de túneles, antes de las rejillas de panal y el área de contracción como una medida extra para el equilibrio de presiones y velocidades del aire antes de su entrada a la sección de prueba.



Figura 5. Difusor de salida.

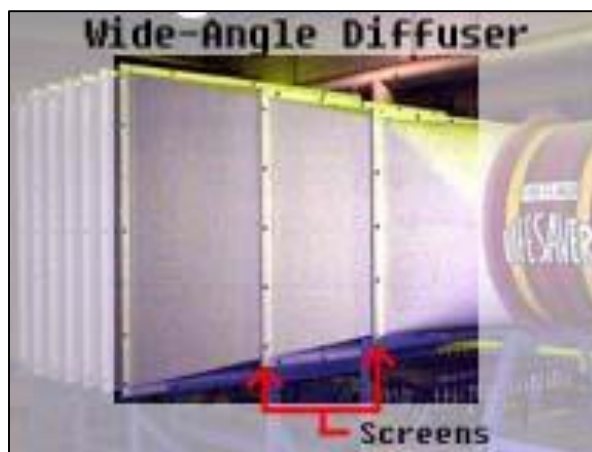


Figura 6. Difusor de gran ángulo.

1.10.4 Cámara de asentamiento.

Esta cámara es una zona de área constante que se sitúa antes de la contracción y reduce la escala de la turbulencia en la cámara de prueba, mediante pantallas para el paso del aire (perforadas), rejillas de panal (*honeycombs*) y mallas metálicas entretrejidas. Las pantallas para el paso del aire dan uniformidad al flujo. La rejilla de panal es un panel con celdas hexagonales que elimina las componentes de la velocidad perpendiculares a la dirección principal del flujo. Las mallas entretrejidas, se sitúan abajo del panel de abeja, y se encarga de eliminar la turbulencia restante. El número de estas pantallas está determinado por la reducción de los niveles de turbulencia que se requieran. El conjunto de estas pantallas tiene como fin la de reducir los niveles de remolinos y variaciones laterales de velocidad en el flujo de aire.

1.10.5 Rejillas de panal.

Son unos paneles que guardan una figura que asemeja el entramado de un panal y tienen como función la de reducir los remolinos y variaciones laterales de velocidad del flujo proveniente de los difusores de gran ángulo, antes de su paso a la cámara de contracción. Se estima que la longitud máxima de cada célula dentro de esta rejilla de panal debe ser de 6 a 8 veces su diámetro para lograr su máximo desempeño (figura 7). [8]

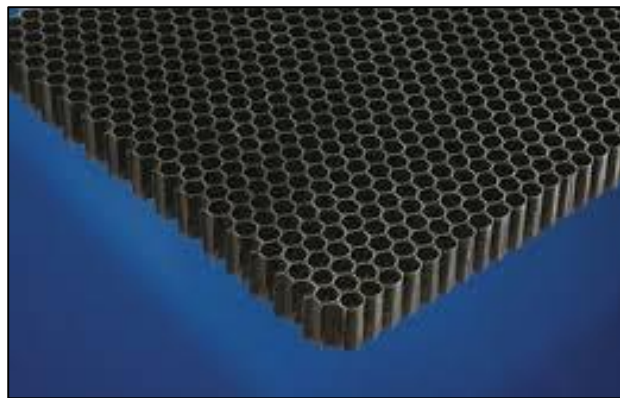


Figura 7. Rejillas de panal.

1.10.6 Cámara de contracción.

La contracción tiene como fin reducir la intensidad turbulenta, que no ha sido eliminada en la cámara de asentamiento, disminuir el espesor de la capa límite y acelerar el fluido. En el diseño de una contracción deben tenerse en cuenta dos aspectos relacionados con su geometría. En primer lugar, en la entrada y la salida de la contracción se produce un gradiente adverso de presión, opuesto al deseable, que puede generar un desprendimiento de la capa límite en la pared, disminuyendo la calidad del flujo sobre el modelo. Debe tenerse también en cuenta, que el flujo también se puede ver alterado por las esquinas de la contracción, por lo que generalmente, éstas se biselan (figura 8) [9].

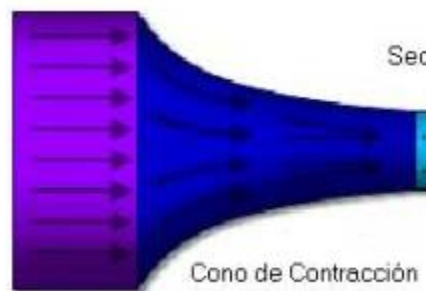


Figura 8. Cámara de contracción.

1.10.7 Sección de pruebas o cámara de ensayo.

La sección de pruebas es donde se generan las condiciones de flujo aproximadas a las condiciones reales en las que se desempeñará el objeto desarrollado. El flujo en esta parte debe tener un perfil de velocidad lo más uniforme posible. La sección de la cámara siempre suele ser cuadrada. La cámara debe ser lo suficientemente larga como para que el modelo pueda instalarse alejado de la entrada, y de este modo las mediciones no se vean afectadas por las irregularidades del flujo en el inicio de la sección de pruebas (figura 9) [10]. El espesor de la capa límite aumenta

a medida que el aire atraviesa la sección de pruebas, definiéndose así, una área efectiva menor que la sección real.

En la actualidad son pocos los laboratorios que manejan instrumentos de medición, sustituyéndolos por poliuretanos inteligentes o pinturas que se adhieren a la superficie del objeto. Al hacer contacto con la presión del aire, éstas cambian de color y por medio de colorimetría podemos saber dónde hace más presión el aire sobre el objeto de estudio y analizar fenómenos como sustentación y arrastre.



Figura 9. Cámara de ensayo de un túnel aerodinámico de circuito abierto.

Aquí se analizan condiciones de vuelo de nuevos materiales y formas de las alas, alerones, colas, fuselajes, trenes de aterrizaje, sistemas de energía eólica, y así pueden ser evaluados antes de que estos diseños se incorporen en los aviones (figuras 10) y (figura 11) respectivamente, [11] [12].



**Figura 10. Cámara de ensayo de un túnel aerodinámico de circuito abierto
Con prototipo de un avión de combate.**



**Figura 11. Cámara de ensayo de un túnel aerodinámico de circuito cerrado
probando el alerón de un auto de carreras.**

Es muy difícil, determinar reglas fijas para el diseño de túneles aerodinámicos, debido a la amplia variedad de requerimientos, sobre todo por la gran cantidad de variables que afectan las distintas cámaras de prueba.

1.11 Clasificación de los Túneles Aerodinámicos.

Se les puede clasificar de acuerdo a su arquitectura:

- Túnel de viento de circuito cerrado
- Túnel de viento de circuito abierto

De acuerdo a su velocidad:

- Túnel de viento subsónico
- Túnel de viento transónico
- Túnel de viento supersónico
- Túnel de viento hipersónico

De acuerdo a su Presión Atmosférica:

- Túnel de viento presurizado
- Túnel de viento de densidad variable

A continuación se describirá brevemente cada tipo de túnel aerodinámico con el fin de conocer las características, aplicaciones, capacidades y aspectos fundamentales que rigen estos dispositivos mecánicos.

1.12 Túneles aerodinámicos de circuito cerrado y abierto.

En un túnel aerodinámico de circuito cerrado, el aire que entra no vuelve a salir. La principal ventaja de este tipo de dispositivos se manifiesta en son relativamente más baratos en su construcción, pero requiere de más aire disponible, más energía y hacen más ruido. En los túneles aerodinámicos de circuito abierto no existe el uso de esquinas y de largos difusores, sin embargo la potencia necesaria para su manejo es alta, debido a las pérdidas de energía en el flujo de aire por la salida. Pueden ser diseñados por medio de la succión o inyección de aire (figuras 12) y (figura 13) [43] [13] respectivamente.

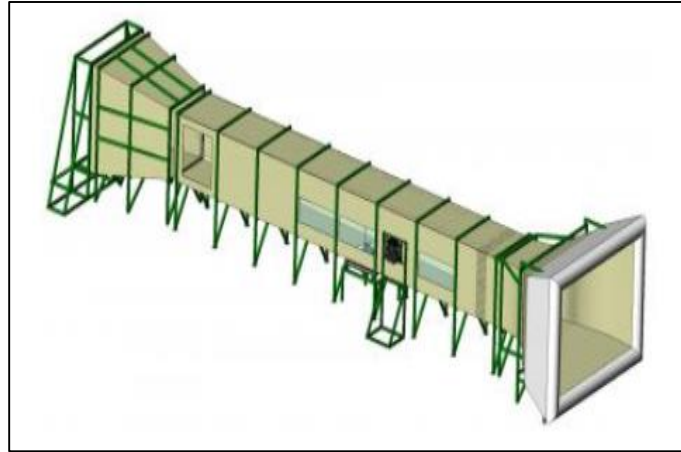


Figura 12. Túnel aerodinámico de circuito abierto.

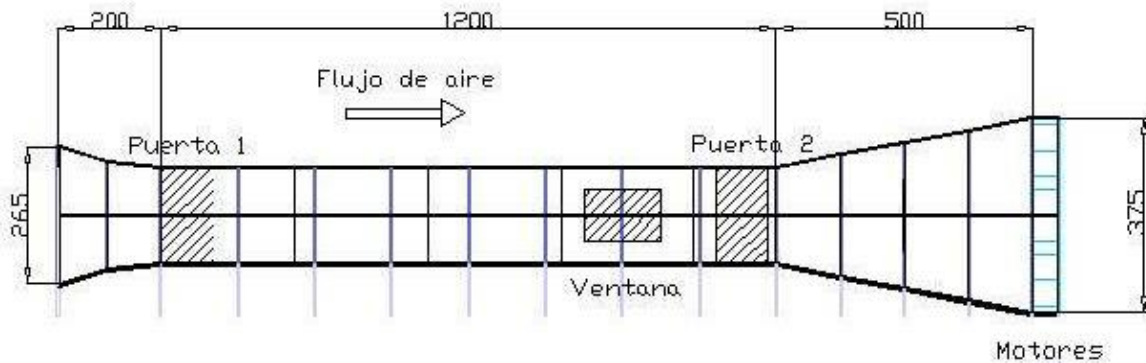


Figura 13. Esquema de un túnel aerodinámico,
de circuito abierto visto desde arriba.

En un túnel aerodinámico de circuito cerrado el aire realiza siempre el mismo recorrido. Este tipo de túneles ahorran más energía porque solo gasta la necesaria para restaurar las pérdidas por fricción. No necesita de tanto aire disponible pero resulta mucho más costosa su fabricación y montaje. Los túneles aerodinámicos de circuito cerrado recirculan el aire y por lo consiguiente necesitan menos potencia para lograr una determinada velocidad de aire, pero sobre todo, facilitan alcanzar unas mejores condiciones de flujo a través de la cámara de prueba o sección de pruebas, (figura 14) [14]. Una ventaja muy importante del túnel de circuito cerrado es que permite tener controladas las variables termodinámicas del aire: densidad, temperatura y

presión. Tiene además menos pérdidas que el túnel de circuito abierto, pero por el contrario requiere de una infraestructura más grande y compleja que repercute directamente en el costo de implementación. El control de las condiciones del aire será un factor que también va a encarecer este tipo de túnel de circuito cerrado.



**Figura 14. Túnel aerodinámico de circuito
Cerrado. Maranello Italia.**

1.13 Túneles aerodinámicos subsónicos.

Los túneles aerodinámicos subsónicos, trabajan a velocidades mayores de 15 m/s (54 km/h), hasta velocidades de 111 m/s (400 km/h) a través de la cámara de prueba teniendo un valor máximo del número de Mach de $M=0.7$. Son por lo general de dos tipos: de circuito abierto, o de circuito cerrado (figura 15) [11]. El aire fluye debido a un sistema de propulsión hecho de un largo ventilador axial que incrementa la presión dinámica para compensar la pérdida de viscosidad. En un túnel de circuito cerrado el ducto de retorno debe ser propiamente diseñado para reducir las pérdidas de presión y procurar un flujo suave a través de la cámara de prueba.

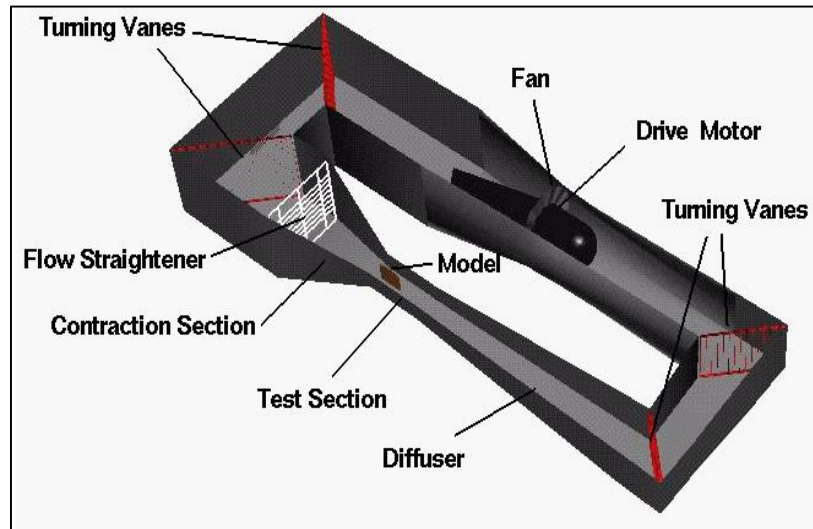


Figura 15. Esquema de túnel aerodinámico, de circuito cerrado, visto desde arriba.

Este tipo de Túneles son ampliamente utilizados en la industria automotriz, (figura 16) [49], de la construcción, en el ramo deportivo y en pruebas de energías Eólicas.



Figura 16. Túnel aerodinámico subsónico de circuito cerrado de AUDI.

Aquí se prueban desde autos comerciales hasta modelos de competición.

1.14 Túneles aerodinámicos transónicos.

Los túneles aerodinámicos transónicos, son capaces de desarrollar velocidades cercanas a la velocidad del sonido, es la máxima velocidad alcanzada a través de un área de pruebas. Las pruebas en túneles de viento a velocidades transónicas presentan una serie de problemas adicionales, principalmente debidos a la reflexión de las ondas de choque desde la pared hacia la sección de pruebas. Son comúnmente utilizados en la industria de la aviación, (figura 17) [15] debido a que la mayor parte de la aviación comercial, opera bajo este régimen.



Figura 17. Prueba aerodinámica de un modelo del Boeing 777X en un túnel aerodinámico transónico.

1.15 Túneles aerodinámicos supersónicos.

Sabemos que entre mayor sea la velocidad mayores serán los problemas para estabilizar el flujo del aire, estas velocidades supersónicas son superiores a los 5 Mach. Esta estabilidad puede ser lograda a través de un apropiado diseño de la denominada boquilla (convergente y divergente). Cuando la velocidad sónica es alcanzada en la sección de pruebas, el flujo se acelera en la boquilla más lento que lo que se expande. La velocidad final es determinada por la relación entre las áreas de la salida y la garganta. Para la velocidad supersónica de Mach 5, la relación es

del orden de 1:3 aproximadamente. Se utilizan mayormente en las pruebas de diseño de aviones jet de tipo militar, (figura 18) [16] y en pruebas de desempeño de los motores de los mismos.



Figura 18. Prueba Aerodinámica realizado por Boeing, de un modelo del caza F-15SE en un túnel aerodinámico supersónico.

1.16 Túneles aerodinámicos hipersónicos.

Las velocidades hipersónicas están dentro del rango de números de 5 a 15 Mach. Así como en los túneles aerodinámicos para velocidades supersónicas, este tipo de túnel debe operar de manera intermitente con muy altas relaciones de presión al inicio. Puesto que la caída de la temperatura debido a la expansión del flujo, es tan alta que el aire puede presentar licuefacción, un precalentamiento del aire se necesita realizar para evitar esto; mientras que la boquilla requiere de enfriamiento. La presión alta y las relaciones de temperatura, pueden ser producidas con un tubo de choque (*shock tube*). Se utilizan únicamente en el diseño y la prueba de cohetes, (figura 19) [17] y vehículos espaciales. Existen varios problemas técnicos que intervienen en el diseño y construcción de los túneles aerodinámicos hipersónicos, entre ellos figuran: el suministro de altas temperaturas y presiones a través de los largos periodos de tiempo que involucran la toma de medidas; la reproducción de condiciones de equilibrio, el daño estructural que pudiera causar el sobrecalentamiento, el uso de instrumentación lo suficientemente rápida y los requerimientos de potencia necesarios para la operación del mismo, entre otros.



Figura 19. Prueba Aerodinámica a la nave X-48B en el túnel aerodinámico hipersónico de la NASA (Langley's Full-Scale Tunnel).

A continuación se muestra (figura 20) [51], los puntos más importantes del régimen de velocidad y radio de compresión de los últimos túneles aerodinámicos descritos (Subsónico, Transónico, Supersónico e Hipersónico).

Régimen de Velocidad	Flujo Típico (Modelo)	Sección de Entrada	Radio de Compresión	Motor o sistemas de motor
Subsónico (M= 0 - 0.7)			1.0+	
Transónico (M= 0.7 - 1.2)			1.1	
Supersónico (M= 1.2 - 5)			2 (M= 2)	
Hipersónico (M > 5)			20 (M= 5)	

Figura 20. Características de los últimos túneles aerodinámico.

1.17 Túneles aerodinámicos presurizados.

En un túnel aerodinámico presurizado, (figura 21) [18], los experimentos pueden ser realizados con densidades de flujo diferentes (normalmente mayores) a la presión atmosférica. La invención de la variable de densidad en un túnel aerodinámico se le atribuye al Ingeniero Alemán Max Munk. Un modelo a escala 1:4 debe de ser probado a 4 veces la velocidad operacional en un túnel aerodinámico del tipo atmosférico. Incrementando la densidad a 4 veces la presión atmosférica se consigue que los números de Reynolds se mantengan constantes en una velocidad operacional.



Figura 21. Túnel aerodinámico presurizado de la NASA
en la base *Ames Research Center*.

1.18 Túneles aerodinámicos de densidad variable.

En los túneles aerodinámicos de densidad variable, se busca simular el flujo con altos números de Reynolds, lo que logran comprimiendo el aire hasta presiones cercanas a 7 veces la atmosférica. Estos túneles aerodinámicos se utilizan para el estudio de los efectos de suspensión de puentes, rascacielos, dispersión de contaminantes de fábricas. Frecuentemente requieren tamaños especiales, sin embargo se caracterizan por tener una cámara de pruebas muy larga. A diferencia de otros túneles aerodinámicos, en éstos se pretende simular los efectos de los límites de los estratos (límites de los estratos atmosféricos). La cámara de prueba es generalmente muy larga. La prueba de esfuerzos elásticos en estructuras, como los puentes, requieren de una larga preparación del modelo.

1.19 Túneles aerodinámicos desarrollados en la actualidad.

1.19.1 Túnel aerodinámico subsónico de baja velocidad del VKI

(Instituto von Karman de Dinámica de Fluidos en Bélgica)

El Instituto *von Karman* de Dinámica de Fluidos, es una organización educativa y científica sin fines de lucro que se especializa en tres campos específicos: la aeronáutica y aeroespacial, el medio ambiente y aplica la dinámica de fluidos en turbo máquinas y propulsión. Fundada en 1956, está situado en Sint-Genesius-Rode, Bélgica. El VKI proporciona educación en estas áreas específicas para los estudiantes de todo el mundo. Un centenar de estudiantes vienen al Instituto cada año para estudiar la dinámica de fluidos. Este instituto cuenta con el túnel aerodinámico, (figura 22) [19], de circuito cerrado llamado T-3 de pared adaptable. Es un túnel subsónico de baja velocidad construido con paredes de acero inoxidable de 5 mm; la velocidad máxima de su ventilador axial es de 11,400 rpm. Este trabaja a inyección y entrega un número Mach máximo de 0.23 en la sección de pruebas, originalmente construido por ONERA (*French Aerospace Research Center*), para la operación transónica. A continuación se dan algunos datos técnicos (tabla 1):

Tabla 1. Datos Técnicos de un túnel aerodinámico Subsónico.

Tipo de Túnel Aerodinámico	Subsónico de flujo continuo y de circuito cerrado
Tamaño de la cámara de pruebas	100 X 117 m X 800 mm ³
Velocidad máxima	80 m/s
Rango de Temperatura	120 grados Kelvin
Número de Reynolds alcanzado (x10⁶)	De 0.2 a 1
Presión de estancamiento	Atmosférica
Unidad motriz	7.5 KW DC eléctrico (10 hp) y un sistema de velocidad variable

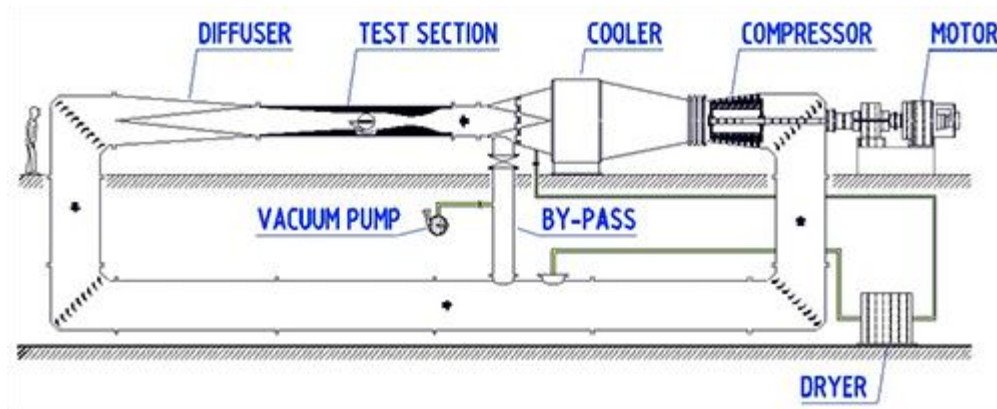


Figura 22. Esquema del túnel aerodinámico subsónico VKI

1.19.2 Túnel aerodinámico de baja velocidad de NRC en Canadá.

Este túnel aerodinámico, (figura 23) [20], se encuentra en el campus del Consejo Nacional de Investigación (NRC), en Ottawa, Ontario Canadá.



Figura 23. Túnel aerodinámico de la NRC, Canadá.

Éste está en funcionamiento desde 1970, sirviendo en las pruebas aerodinámicas a diseños de los diferentes organismos de gobierno, institutos de investigación y empresas privadas, además de apoyo continuo a actividades internas del Instituto NRC para el sector aeroespacial (NRC Aeroespacial). Recientemente se sometió a

una importante renovación en los controles de accionamiento del ventilador, el fuselaje y los sistemas de adquisición de datos, así como una gran renovación mecánica de componentes como el sistema de refrigeración y los ejes de la unidad principal. El túnel aerodinámico es de circuito cerrado horizontal con una sección de pruebas relativamente grande (9,1 m de ancho x 9,1 m de altura x 22,9 m de largo (30 pies x 30 pies x 75 pies). Está alimentado por un motor refrigerado por aire de 6,7 MW (9000 CV) corriente continua cuya velocidad puede variarse y ajustarse en cualquier valor desde 0 hasta 230 rpm y puede ser mantenido dentro de $\pm 0,1$ rpm. La velocidad máxima del viento es de unos 55 m / s (180 ft / s).

También cuenta con una simulación atmosférica de capa límite a gran escala y se utiliza con frecuencia por la comunidad de ingeniería eólica. A continuación se muestran las especificaciones técnicas (tabla 2):

Tabla 2. Datos Técnicos de un túnel aerodinámico de flujo continuo.

Tipo de Túnel Aerodinámico	De flujo continuo, circuito cerrado y presión atmosférica en la cámara de pruebas
Tamaño de la cámara de pruebas	9.1 m X 9.1 m X 22.9 m (30' x 30' x 75')
Velocidad máxima	55 m/s (180 ft/s)
Unidad motriz	6.7 MW DC eléctrico (9000 hp) con 8 MW y un sistema de control de velocidad basado en tiristores
Balance de fuerza	6 componente, piramidal, mecánica externa
Soporte del modelo	Montaje de piso auto alineable, montaje de piso con almohadillas equipada con tomas de presión
Energía eléctrica auxiliar	Cuatro fuentes de alimentación de frecuencia variable de 150 kW (200 hp)
Compresor de aire	Diámetro de 13.2 cm y un suministro de 4.5 kg/s a 1700 Kpa
Datos del sistema	<ul style="list-style-type: none"> Sistema de control de datos basado en PXI con 64 canales A/D y 128 entradas/salidas digitales, punto de campo a distancia con 16 entradas RTD de temperatura y 8 canales A/D, el sistema de control de movimiento programable es de 12 ejes con PID. Sistema de datos adicional: PXI-basada con 96 entradas/salidas digitales, 64 canales A/D con sistema programable de acondicionamiento de señal. Procesador de datos usando LabView y MatLab
Medidores de presión	Módulo electrónico de lectura de presión con escáneres electrónicos.

1.19.3 Túnel aerodinámico subsónico de baja velocidad de la NPU o NWPU (Universidad Politécnica del Noreste de China)

Es una universidad nacional, dirigida por el Ministerio de Industria y Tecnología de la Información de la República Popular China, con sede en Xi'an, Shaanxi, China. La universidad hace hincapié en la educación y la investigación en ingeniería aeronáutica, astronáutica y marina.

La NPU cuenta con el segundo túnel aerodinámico (figura 24) [20], más grande de Asia, sólo por detrás del túnel aerodinámico de Kia Motors y fue construido entre los años 2002 y 2005. Es de aluminio y es el único túnel de baja velocidad de China con secciones de pruebas intercambiables; tiene una sección de pruebas 2D con intensidad de turbulencia de menos de 0,05%, una sección de pruebas 3D la cual puede realizar pruebas a escala real y una sección de pruebas de hélice cuya sección sólo permite pruebas de hélice las cuales simulan la relación de avance y el número de Mach en la punta de la hélice de forma simultánea.

La adquisición de datos se da, mediante un sistema distribuido de control y consta de un sistema PSI8400 para la medición de presión, un velocímetro láser 3D, un anemómetro de hilo caliente (*hot-wire*), una cámara infrarroja para medir el flujo de la transición y la calibración automática de la presión y el equilibrio.



Figura 24. Túnel aerodinámico de la NWPU o NPU, universidad, Xi'an, Shaanxi, China.

A continuación se muestran (tabla 3), algunos datos técnicos de este túnel aerodinámico:

Tabla 3. Datos Técnicos del túnel aerodinámico de la NWPU o NPU.

Tipo de Túnel aerodinámico	Subsónico de flujo continuo y de circuito cerrado
Tamaño de la cámara de pruebas	#1; 3 X 1.6 m ² (2D), #2; 3.5 X 2.5 m ² (3D), #3; 2.2 m de diámetro (sección para pruebas de hélice)
Velocidad máxima	#1; 130 m/s, #2; 90 m/s, #3; 145 m/s
Rango de Temperatura	120 grados Kelvin
Número de Reynolds alcanzado (x10⁶)	#1: 7; #2: 5; #3: N/A
Presión de estancamiento	Atmosférica
Unidad motriz	Desconocido

1.19.4 Túnel aerodinámico de Kia Motors en Corea del Sur.

Kia Motors se ha consolidado como un fuerte actor competitivo dentro de la industria mundial del automóvil gracias al establecimiento de fábricas y de centros de diseño en todo el mundo.

De entre ellos, el Centro de Investigación y Desarrollo del Grupo Hyundai-Kia situado en Namyang, Corea del Sur, alberga el túnel aerodinámico de última generación más grande del continente asiático en el cual se han invertido alrededor de 45 millones de dólares. La prueba de túnel aerodinámico (figura 25) [22], evalúa la aerodinámica y la aeroacústica de un vehículo. Las pruebas se llevan a cabo para reducir tanto la resistencia del viento de cara a la economía del combustible, como la sonoridad. Las instalaciones incluyen un ventilador principal de 8,4 metros de diámetro capaz de generar viento con velocidad de hasta 200 km/h. Los coches son sometidos a una amplia gama de pruebas que recrean diversas condiciones ambientales, tales como temperaturas extremas, fuertes lluvias e incluso nieve para asegurar que son capaces de ofrecer los niveles óptimos de seguridad y durabilidad bajo cualquier circunstancia. Además, gracias a una escala eléctrica se puede medir la resistencia al viento entre varios automóviles circulando a alta velocidad. La infraestructura también cuenta con una pared que absorbe el sonido y minimiza el ruido reflectante permitiendo realizar mediciones precisas de ruidos creados por el vehículo. Los resultados de las pruebas realizadas permiten a *Kia Motors*, ofrecer

constantes reducciones tanto en el consumo de carburante, como en el ruido en el habitáculo de sus vehículos.



Figura 25. Túnel aerodinámico de Kia Motors, Corea del Sur.

1.19.5 Túnel aerodinámico subsónico presurizado de ONERA (Centro de Investigación Aeroespacial Francés).

El centro de investigación aeroespacial francés es un establecimiento público con operaciones industriales y comerciales. A diferencia de la NASA, la ONERA no es una agencia de la ciencia y exploración espacial. Sin embargo, lleva a cabo una amplia gama de investigación para las agencias espaciales, tanto el centro nacional de estudios espaciales (CNES) en Francia y la Agencia Espacial Europea (ESA), así como para la agencia francesa de defensa (DGA). El ONERA también lleva a cabo de forma independiente su propia investigación a largo plazo, para anticipar las necesidades tecnológicas futuras. Se centra en la investigación científica, en la aerodinámica para aplicaciones concretas en las aeronaves, el diseño de los lanzadores y las nuevas tecnologías de defensa, como aviones no tripulados (sistemas aéreos no tripulados (UAS)).

El túnel aerodinámico de la ONERA (figura 26) [52], fue construido en 1974 y ha sido mejorado con el paso de los años y cuenta con 80 balances internos, como por ejemplo diseño de equilibrio de pared, puede estar equipado con cruce de aire de

alta presión para el suministro de una turbina (simulación de un turboventilador), simuladores de turbinas de hélices. El túnel tiene un suministro de aire de alta presión y un flujo de masa de hasta 20 kg / segundo, una presión de hasta 120 bares, una temperatura de hasta 80 ° C en la zona de pruebas. Es importante decir que cuenta con equipos para pruebas de calibración de la hélice, con TPS (sensores de posición y admisión de aire), cuenta con un dispositivo de sondeo para las predicciones de flujo alrededor de los modelos y un control de la capa límite soplando desde el suelo para las pruebas de efecto de suelo.

La adquisición de datos se da mediante la visualización del flujo por hoja laser, visualización de transición por sublimación o cámara de infrarrojos. A continuación se muestra (tabla 4), con algunos datos técnicos:

Tabla 4. Datos técnicos del túnel aerodinámico subsónico presurizado.

Tipo de Túnel aerodinámico	Subsónico presurizado y de circuito cerrado
Tamaño de la cámara de pruebas	4.5 X 3.5 m ²
Velocidad máxima	123 m/s (0.36 Mach)
Rango de Temperatura	Hasta 80 ° C
Número de Reynolds alcanzado (x10⁶)	8
Presión de estancamiento	De 1 a 3.85 bar
Unidad motriz	Desconocido



**Figura 26. Túnel aerodinámico subsónico de la ONERA,
Ubicado en Fauga-Mauzac, Francia.**

1.19.6 Túnel aerodinámico subsónico de baja velocidad de la DNW (Túneles de Viento Germano-Holandeses).

El túneles aerodinámico germano-holandés, fue establecido por el Centro Aeroespacial Alemán (DLR) y por el Laboratorio Nacional Aeroespacial (NLR) de los holandeses. La DNW es una fundación sin fines de lucro bajo la ley Holandesa, con sede en la ciudad de *Noordoostpolder* en Holanda. Esta fundación opera su propia instalación de baja velocidad y los túneles Aerodinámicos en Aeronáutica de la DLR y la NLR. Ofrece soluciones para las necesidades de simulación experimental de proyectos de investigación y desarrollo aerodinámico. Estos proyectos pueden ser originarios de la comunidad de investigación (universidades, centros de investigación o consorcios de investigación) o del curso del desarrollo industrial de nuevos productos. El túnel aerodinámico de la DNW (figura 27) [53], fue construido en 1980, cuenta con presión atmosférica en la cámara de pruebas, es un túnel de circuito cerrado; cuenta con cámara de sedimentación equipada con rectificador de flujo de tipo panal de abeja y 3 pantallas de malla fina. La obtención de datos se da por 240 canales de medición y un sistema PSI 8400 DTC, sus mediciones son de hasta 1024 puntos de presión. En la (tabla 5), se muestran algunas características técnicas con las que cuenta este túnel:

Tabla 5. Datos técnicos del túnel aerodinámico baja velocidad.

Tipo de Túnel aerodinámico	Subsónico de baja velocidad y de circuito cerrado
Tamaño de la cámara de pruebas	#1: 3.25 X 2.8 m ² (muro cerrado o ranurado), #2: 3.25 X 2.8 m ² (chorro abierto)
Velocidad máxima	#1: 90 m/s, #2: 75 m/s
Rango de Temperatura	No mayor a 90° F
Número de Reynolds alcanzado (x10⁶)	#1: 1.8, #2: 1.5
Presión de estancamiento	Desconocida
Unidad motriz	1.4 MW (1878 hp) DC motor eléctrico controlado por tiristores



Figura 27. Túnel aerodinámico subsónico de baja velocidad de la DNW ubicado en *Braunschweig*, Alemania.

1.19.7 Túnel aerodinámico transónico de la CIRA (Centro Aeroespacial de Investigación Italiano).

El Centro Italiano de Investigación Aeroespacial es un consorcio creado en julio de 1984 para promover el crecimiento y el éxito de la industria aeroespacial en Italia. La mayoría del capital social CIRA está en manos de las siguientes organizaciones gubernamentales: la Agencia Espacial Italiana (ASI) y el Consejo Nacional de Investigación de Italia (*Consiglio Nazionale delle Ricerche* - CNR).

La CIRA está desarrollando una tecnología de un avión espacial utilizando sus instalaciones para la simulación numérica y pruebas en tierra. Ya realizó su primera prueba de vuelo transónico en un "banco de pruebas de vuelo". El centro se propuso desarrollar para 2012, vehículos que pudieran realizar la reentrada atmosférica de la órbita baja de la Tierra. Esto al parecer resultó todo un éxito ya que iniciaron el uso del sistema de lanzamiento espacial Vega, el cual consiste en un vehículo experimental. El túnel aerodinámico (figura 28) [23], de este centro se encuentra activo desde octubre del 2005. Tiene la capacidad para presurizar la cámara de pruebas

con un flujo intermitente; subsónico, transónico, y los regímenes supersónicos y se estima que sólo tarda aproximadamente 150 segundos en generar un flujo consistentemente bueno como para realizar pruebas aerodinámicas.

Los programas realizados en el túnel son pruebas aerodinámicas y aeroacústicas en secciones del ala, de rotores de turbinas y palas. Realiza pruebas dinámicas a misiles y vehículos de lanzamiento en los regímenes Subsónico, Transónico y Supersónico en apoyo de la industria italiana y la investigación mundial.

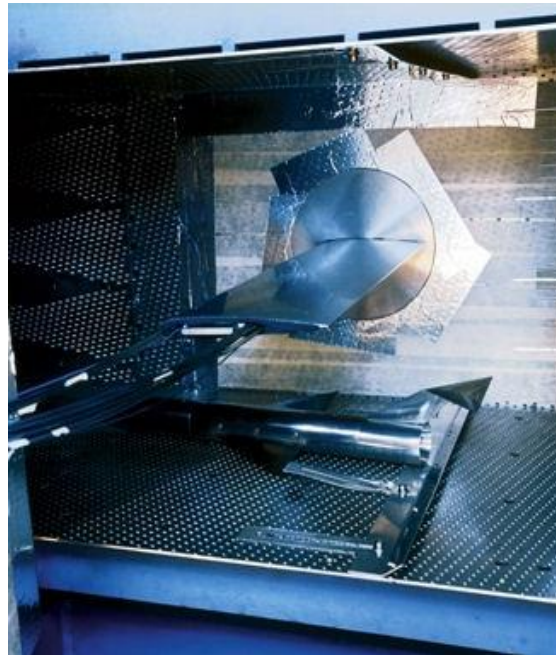


Figura 28. Túnel aerodinámico transónico de circuito cerrado de la CIRA ubicado en Capua, Italia.

A continuación se muestran (tabla 6), algunas características técnicas del túnel aerodinámico transónico de la CIRA.

Tabla 6. Datos técnicos del túnel aerodinámico transónico.

Tipo de Túnel aerodinámico	Transónico de circuito cerrado
Tamaño de la cámara de pruebas	0.35 X 0.45 X 0.6 m ³
Velocidad máxima	Hasta 0.35 Mach en el rango subsónico, hasta 1.1 Mach entre un rango subsónico y transónico, hasta 1.4 Mach en rango supersónico
Rango de Temperatura	Desconocido
Número de Reynolds alcanzado (x10⁶)	Desconocido
Presión de estancamiento	1.85 bar como máxima
Unidad motriz	1.4 KW (1.88 hp) DC motor eléctrico controlado por tiristores

1.19.8 Túnel aerodinámico supersónico de la JAXA (Agencia Japonesa de Exploración Aeroespacial).

La JAXA fue creada el 1 de octubre de 2003 por la unión de la Agencia Nacional de Desarrollo Espacial (NASDA), el laboratorio Nacional Aeroespacial de Japón (NAL) y el Instituto de Ciencia Aeronáutica y Espacial (ISAS). La primera misión japonesa bajo la JAXA fue el lanzamiento de un cohete H-2A, ocurrido en noviembre de 2003, terminando en un fracaso. Después de un lapso de 15 meses, en febrero de 2005, la JAXA realizó el lanzamiento de un cohete H-2A desde el Centro Espacial de Tanegashima, poniendo un satélite en órbita. La JAXA planea realizar sus propias misiones espaciales, incluyendo proponer una misión tripulada a la Luna. En 2003 Japón lanzó una misión llamada Hayabusa con el cohete M-V para recolectar muestras de un asteroide, llegando al asteroide en la segunda mitad de 2005, pero teniendo graves fallos. En 2007 lanzó la sonda lunar SELENE. En 2010 lanzó la sonda PLANET-C hacia Venus llegando al planeta vecino en diciembre del mismo año.

Esta agencia cuenta con un túnel aerodinámico (figura 29) [54], el cual fue construido en 1961 y actualizado posteriormente en 1999. Es de circuito abierto y de tipo purga intermitente con un tiempo de ejecución de tan sólo 40 segundos. Cuenta con un gran ventilador de alimentación eléctrica con multi-jack y una boquilla flexible 2D. Su tasa de flujo de 280 kg / segundo.

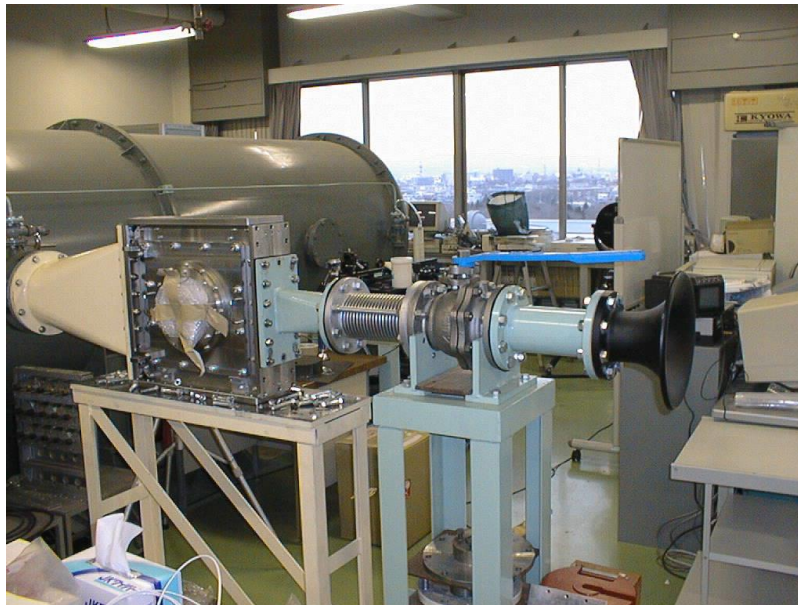


Figura 29. Túnel aerodinámico supersónico de circuito abierto de la JAXA ubicado en Tokyo, Japón.

A continuación se muestran (tabla 7), con las principales características técnicas de este túnel aerodinámico supersónico de circuito abierto:

Tabla 7. Datos técnicos del túnel aerodinámico supersónico de la JAXA.

Tipo de Túnel Aerodinámico	Supersónico de Circuito Abierto.
Tamaño de la cámara de pruebas	1 X 1 m ²
Velocidad máxima	De 1.4 a 4 Mach
Rango de Temperatura	80° C
Número de Reynolds alcanzado (x10⁶)	20 (1.4 Mach) y hasta 60 (4 Mach)
Presión de estancamiento	150 KPa (1.4 Mach) y 1400 KPa (4 Mach)
Unidad motriz	Desconocido

1.19.9 Túnel aerodinámico supersónico de la ARA Reino Unido (Asociación de Investigación de Aeronaves).

La ARA es una organización independiente de investigación y desarrollo que ofrece una gama de servicios especializados, incluyendo aerodinámica experimental, aerodinámica computacional, diseño y fabricación. Ésta ofrece servicios para todos los aspectos de diseño, construcción, integración y pruebas y la capacidad de utilizar dinámica de fluidos computacional en relación con los vehículos de motor y turbinas de viento, así como la industria aeroespacial y en la fabricación de alta calidad.

La ARA cuenta con un túnel aerodinámico supersónico de circuito cerrado el cual ha estado en constante funcionamiento desde octubre de 2005. Es de flujo continuo, impulsado por un gran ventilador axial y un compresor le proporciona velocidad adicional. Su rango de incidencia es de 10° a 40° ; el rollo gama de 0° a 360° y la longitud máxima del modelo debe ser de 1,83 m (6 pies). Éste opera las 24 horas.

La obtención de datos se da mediante sus instalaciones de computación en línea con su base en la ciudad de *Schlieren Zurich*, Suiza. Este túnel aerodinámico (figura 30) [55], participa en programas de pruebas de todo el mundo. Ha jugado un papel importante en todos los programas de los principales aviones y el desarrollo de armas involucradas con la industria del Reino Unido. Ha hecho importantes contribuciones a la investigación aerodinámica de flujo transónico, sobre todo en los efectos de escala.



Figura 30. Túnel aerodinámico supersónico de circuito cerrado de la ARA ubicado en Bedford, Inglaterra.

En (tabla 8) se muestran algunas características técnicas importantes de este túnel aerodinámico supersónico de Inglaterra:

Tabla 8. Datos Técnicos del túnel aerodinámico supersónico de Inglaterra.

Tipo de Túnel aerodinámico	Supersónico de circuito cerrado
Tamaño de la cámara de pruebas	2.64 X 2.44 m ²
Velocidad máxima	De 0.2 a 1.4 Mach
Rango de Temperatura	Ambiente
Número de Reynolds alcanzado (x10⁶)	13 y 17 como máximo
Presión de estancamiento	De 0.8 a 1.2 bar
Unidad motriz	Dos motores eléctricos #1: 1200 hp DC, #2: 20000 hp AC
Soporte auxiliar	Compresor de 9900 hp

1.19.10 Túnel aerodinámico hipersónico de circuito abierto de la TSAGI en Rusia (Instituto Central de Aero hidrodinámica).

La TSAGI fue fundada en Moscú por el pionero de la aviación rusa, Nikolai Zhukovsky Yegorovich el 1 de diciembre de 1918. Desde 1925 y en la década de 1930, la TSAGI ha desarrollado y mantenido la "Aviación, hidroaviación y la construcción experimental". Fue la primera oficina de diseño de aviones en la Unión Soviética y en ese momento la principal.

Este instituto cuenta con un túnel aerodinámico (figura 31) [56], el cual fue construido en 1979 y tiene una cámara de pruebas tipo Eiffel, calentada por arco, 2 intercambiadores de calor de 25 y 2,5 MW, un sistema para crear una diferencia de presión en los sistemas eyectores de vacío y un sistema de aire comprimido embotellado así como un compresor y paredes enfriadas; cuenta con un tiempo de ejecución de 60 a 180 segundos. Los programas que desarrolla entre otros son: el caracterizado aerodinámico y térmico de los modelos de aviones disponibles en una amplia gama de números de Mach y Reynolds, características aerodinámicas de

componentes de aeronaves, distribución del flujo de calor, visualización del flujo sobre el modelo con ayuda de interferómetro de turno con ángulos de ataque entre 6°-51° y deslizamiento lateral en ángulos de -30° a 30°. También ha probado modelos de aviones hipersónicos y transbordador espacial Burán.



Figura 31. Túnel aerodinámico hipersónico de circuito abierto de la TSAGI ubicado en Zhukovsky, región de Moscú, Rusia.

En la (tabla 9) se muestran algunas características técnicas de este túnel aerodinámico:

Tabla 9. Datos técnicos del túnel aerodinámico hipersónico de la TSAGI.

Tipo de Túnel Aerodinámico	Hipersónico de Circuito Abierto
Tamaño de la cámara de pruebas	2.5 X 2.9 X 1.9 m ³ , 1 m de diámetro de boquilla
Velocidad máxima	De 8 a 18 Mach
Rango de Temperatura	1100 a 3000 Kelvin en la zona de estancamiento
Número de Reynolds alcanzado (x10⁶)	Hasta 4
Presión de estancamiento	Desconocida
Unidad motriz	Desconocida

1.19.11 Túnel aerodinámico supersónico de circuito cerrado de la NASA (Administración Nacional de Aeronáutica y Espacio) – Centro de Investigación LANGLEY.

El *Langley Research Center* (LRC) es el más antiguo centro de investigación de la NASA y se encuentra en Hampton, Virginia, Estados Unidos. Si bien el LRC se especializa en investigaciones aeronáuticas, el módulo lunar del Apolo fue ensayado en cuanto a su capacidad de vuelo en este centro y varias misiones espaciales de importancia han sido planificadas y diseñadas en este sitio.

Fundado en 1917 por el Comité Consejero Nacional para la Aeronáutica (NACA), dos tercios de los programas del centro se concentran en la aeronáutica y el resto en el espacio exterior. Los investigadores del LRC disponen de más de 40 túneles aerodinámicos, para estudiar diseños de aviones y naves espaciales más seguras, con mejor rendimiento y eficiencia. Este centro cuenta de entre los 40 túneles aerodinámicos (figura 32) [57], con uno llamado Instalación Nacional Transónica (NTF). Este túnel maneja una alta presión, es de circuito criogénico cerrado, dentro de su sección de prueba se encuentran 12 ranuras y 14 aletas de reentrada en el techo y el suelo, cuenta con 2 modos de enfriamiento y tiene la capacidad para varios tipos de componentes.

La adquisición de datos se da mediante 256 canales analógicos, 32 canales digitales, un canal de alta frecuencia a través de los sistemas 14-track FM grabadora, Unix y Macintosh. La estación de trabajo Unix cuenta con iluminación ultravioleta, pintura sensible a la temperatura (TSP) y pintura sensible a la presión (PSP), esto se resume en varias técnicas para la visualización de flujo.

Los programas que desarrolla son la estabilidad y el control de ayuda, rendimiento de viaje crucero, validación de configuración-aerodinámica para los modelos de tramo medio y tramo completo.



**Figura 32. Túnel aerodinámico supersónico de circuito cerrado de la NASA
Ubicado en el centro de Investigación LANGLEY, Hampton, Virginia, USA.**

A continuación se muestra (tabla 10) con las características técnicas más importantes del centro de investigación Langley:

Tabla 10. Datos técnicos del túnel aerodinámico hipersónico de la NASA.

Tipo de Túnel aerodinámico	supersónico de circuito cerrado
Tamaño de la cámara de pruebas	8.2 X 8.2 ft ²
Velocidad máxima	De 0.1 a 1.2 Mach
Rango de Temperatura	-250 a 150°F
Número de Reynolds alcanzado (x10⁵)	De 4 a 145
Presión de estancamiento	15 a 130 Psia
Unidad motriz	Motor eléctrico de 100 MW (134,102 hp) manejado por tiristores

1.20 Análisis y síntesis del túnel aerodinámico subsónico de circuito cerrado Diseñado para el ITP.

Uno de los propósitos del subtema anterior fue precisamente tener pleno conocimiento acerca de los túneles aerodinámicos que existen en todo el mundo, resaltando los túneles de los países más desarrollados. Una vez habiendo analizado los túneles anteriores podemos hacer una comparación con el túnel de viento subsónico de circuito cerrado que se propondrá en esta tesis.

Actualmente en México sabemos que existen muy pocos túneles aerodinámicos y sólo instituciones como la Universidad Nacional Autónoma de México (UNAM), el Instituto Politécnico Nacional (IPN) y la Escuela Militar de Paracaidismo Méndez cuenta con uno propio. Es importante mencionar que desconocemos las características técnicas de estos túneles, pero por lo que hemos investigado sólo se pueden realizar pruebas de modelos a escala a diferencia del túnel aerodinámico subsónico de circuito cerrado que se propone en este trabajo, donde se contará con una sección de pruebas lo suficientemente grande como para probar un modelo a escala natural de un autobús comercial. Esta característica permite afirmar que el túnel aerodinámico propuesto será el único de su clase en México y uno de los que cuente con mayor potencial de desarrollo en América Latina, compitiendo con los túneles aerodinámicos de los países desarrollados.

El túnel aerodinámico propuesto en esta tesis contará con las siguientes características propuestas (tabla 11) extraídas del estudio del estado del arte realizado y de algunos cálculos realizados en el capítulo 4:

Tabla 11. Datos técnicos del túnel aerodinámico subsónico de circuito cerrado ITP.

Tipo de Túnel aerodinámico	Subsónico de baja velocidad de circuito cerrado
Tamaño de la cámara de pruebas	4 m. X 4 m., Tentativamente 18 m. de longitud
Velocidad máxima	0.5 Mach con potencial para escalarse a $0.5 < M < 1$
Rango de Temperatura	17 ° C - 35 ° C
Número de Reynolds alcanzado	3.82×10^7
Presión de estancamiento	Atmosférica
Unidad motriz	Propuesta para tesis de maestría o licenciatura

Observando estas características ya establecidas y haciendo un comparativo con todos los túneles aerodinámicos en esta tesis descritos, podemos asegurar sin temor a equivocarnos, que este túnel propuesto será uno de los más grandes en México y en el mundo en cuanto a la categoría de los túneles aerodinámicos subsónicos de baja velocidad. Se tendrá la versatilidad de poderlo escalar al siguiente nivel e incluso implementar dos túneles aerodinámicos, uno de circuito cerrado que es la propuesta original y otro como un túnel de circuito abierto, todo en las mismas instalaciones que diferenciaría con respecto a las establecidas en América Latina, como el de Brasil y Colombia, que son de circuito abierto y no presentan esa versatilidad.

El túnel propuesto traería consigo varias ventajas, de las cuales consideramos que la más importante es el gran desarrollo tecnológico para México, ya que se realizarían las pruebas aerodinámicas a los productos desarrollados en territorio nacional, sin necesidad de que las grandes empresas manden sus modelos a otros países o que la ingeniería de desarrollo tenga que venir de los países desarrollados. Esto beneficiaría mucho la economía de las empresas nacionales, lo cual se alinea con el Plan Nacional de Desarrollo emitido por la Presidencia de la República Mexicana y al mismo tiempo el túnel aerodinámico sería muy rentable y atractivo para las empresas establecidas en territorio Nacional y las establecidas en los países vecinos.

Cabe señalar que el vínculo con las Instituciones de Estudios Superior (IES) y los Centros de Investigación (CI) sería muy estrecho, para que aquellos interesados en el estudio de la mecánica de fluidos, se sigan preparando en instalaciones de primer mundo como lo será el túnel aerodinámico de circuito cerrado que se establecerá a mediano o largo plazo en las Instalaciones del Instituto Tecnológico de Pachuca.

Capítulo 2:

Equipos de Medición

En este capítulo vamos a describir algunos de los equipos más utilizados en el ambiente de los túneles aerodinámicos, específicamente los dispositivos de medición de parámetros físicos (principalmente velocidad, presión total, fuerza y momento). Estos parámetros forman parte de la cámara de ensayos o sección de pruebas la cual es una parte fundamental en un túnel aerodinámico, ya que es ahí donde se monitorean dichos parámetros, se coloca el objeto de prueba y se realizan las mediciones correspondientes.

2.1 Antecedentes.

Entre los primeros instrumentos de medición utilizados en un túnel aerodinámico están el manómetro, cuyo origen se remonta al inventor francés Eugene Burdon en el siglo XIX con el fin de medir la presión (de fluidos o gases) ejercida sobre él.

Otro antecesor de los instrumentos actuales es el tubo de Pitot, inventado por el ingeniero francés Henri Pitot en 1732, el cual mide la velocidad de un fluido (figura 33) [58]; posteriormente en 1858 el tubo pitot fue modificado por Henry Darcy, y se ha implementado en vehículos que desarrollan altas velocidades en circuitos de competencia F1, además en aparatos aéreos. Así como las balanzas inventadas por los hermanos Wright en 1901 para medir la sustentación y el arrastre dentro de su propio túnel aerodinámico (figura 34) [24].

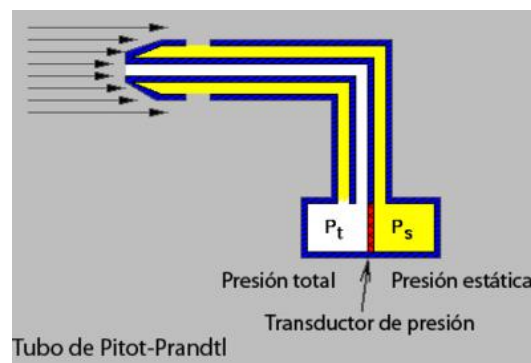


Figura 33. Diagrama del tubo de Pitot.

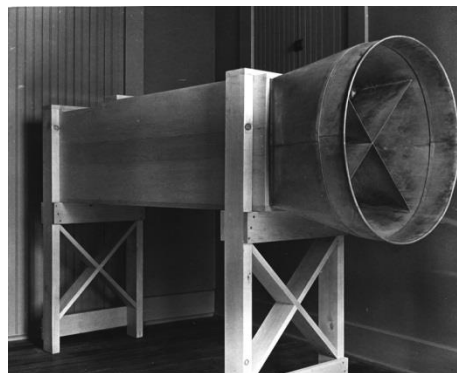


Figura 34. Túnel aerodinámico de los Hermanos Wright.

2.2 Equipo para medición de velocidad.

2.2.1 Anemómetro de hilo caliente.

Se basan en el fenómeno del enfriamiento producido por una corriente de aire que circula alrededor de un filamento, a modo de resistor. Debido a que la conductividad de los metales es dependiente de su temperatura, el dispositivo se calibra de modo que en función de la temperatura alcanzada, así como la variación de intensidad circulando a través del filamento pueda obtenerse la velocidad de la corriente incidente [25] (figura 35) [59].



Figura 35. Anemómetro de hilo caliente.

2.2.2 Anemómetro láser doppler (LDA)

Se trata de un anemómetro digital que usa un haz láser, el cual es dividido y enviado al mismo dispositivo. El retorno del rayo decae por la cantidad de moléculas en el detector, donde la radiación relativa del láser en el anemómetro y el retorno de radiación son comparados mediante un ordenador para determinar la velocidad de las moléculas de aire [26] (figura 36) [60].

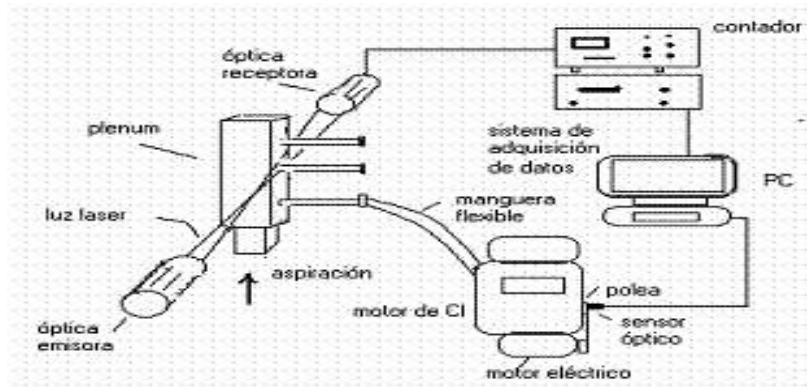


Figura 36. Diagrama de funcionamiento del LDA.

2.2.3 Anemómetro ultrasónico.

Su operación consiste en la emisión simultánea de pulsos, desde un par de transductores-receptores enfrentados entre sí (figura 37) [44]. Permite obtener la velocidad en los tres ejes coordenados y debido a su alta velocidad de respuesta, puede ser utilizado para evaluación de turbulencia. No obstante, debido a los soportes de los transductores, es necesaria su caracterización y calibración en túneles aerodinámicos. [27]



Figura 37. Anemómetro ultrasónico.

2.3 Equipo para medición de Presión.

2.3.1 Manómetro digital.

Tienen la particularidad de unir un sensor de presión y un visualizador LCD de bajo consumo, (figura 38) [45]. Posee la ventaja de tener la medida in situ, y a diferencia de los manómetros analógicos, en estos casos no se tienen problemas de rotura de aguja ni errores por una mala ubicación del lector [28].



Figura 38. Manómetro digital.

2.3.2 Celda de carga.

Es un dispositivo transductor de fuerza utilizado en aparatos digitales. Tiene cuatro sensores configurados en una forma llamada "Punto de Wheatstone" (figura 39) [61], la cual permite obtener un voltaje proporcional a la deformación producida sobre los mismos. Existe una cierta variedad de tipos y capacidades utilizadas principalmente en el pesaje de objetos y medición de fuerzas.

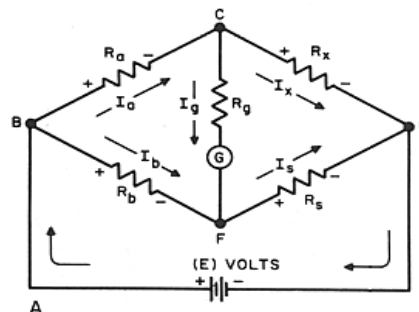


Figura 39. Diagrama eléctrico del Punto de *Wheatstone*.

2.4 Equipo para medición de fuerza.

2.4.1 Balanza aerodinámica

Es un instrumento preciso y confiable utilizado en la medición de las fuerzas y momentos que actúan sobre un modelo dentro de un túnel aerodinámico. Mientras las balanzas comunes sirven para medir fuerzas en una dirección conocida, las balanzas aerodinámicas deben medir no sólo las fuerzas con dirección de la resultante desconocida, sino también momentos alrededor de ciertos ejes provocados por la resultante, (figura 40) [41].

Su característica principal es la cantidad de componentes a medir, variando de uno a seis. Acorde a su localización, las balanzas de túnel aerodinámico pueden ser clasificadas en dos grupos:

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

En las balanzas del primer grupo, la fuerza aerodinámica total y momentos son separados en sus componentes utilizando varios sistemas mecánicos (suelen denominarse balanzas mecánicas). El modelo se instala en la sección de ensayo con soportes como vigas o alambres que lo conectan a la balanza. La desventaja es el peso relativamente elevado de sus componentes, debido a la inercia de los sistemas de medición tales balanzas no son viables en túneles con corta duración de operación.

Las balanzas internas fueron desarrolladas debido a la necesidad de excluir las fuerzas que actuaban sobre los soportes. A velocidades supersónicas, el flujo es menos afectado por los soportes en forma de cantiléver. Se instalan ya sea entre la unión del modelo al soporte o al propio soporte. Siendo instalada dentro del modelo, sólo las fuerzas actuantes sobre el mismo son medidas y el soporte sólo

perturba el flujo en la cola del modelo. Cuando se instala en el soporte, es protegida del flujo por un carenado cilíndrico o cónico.

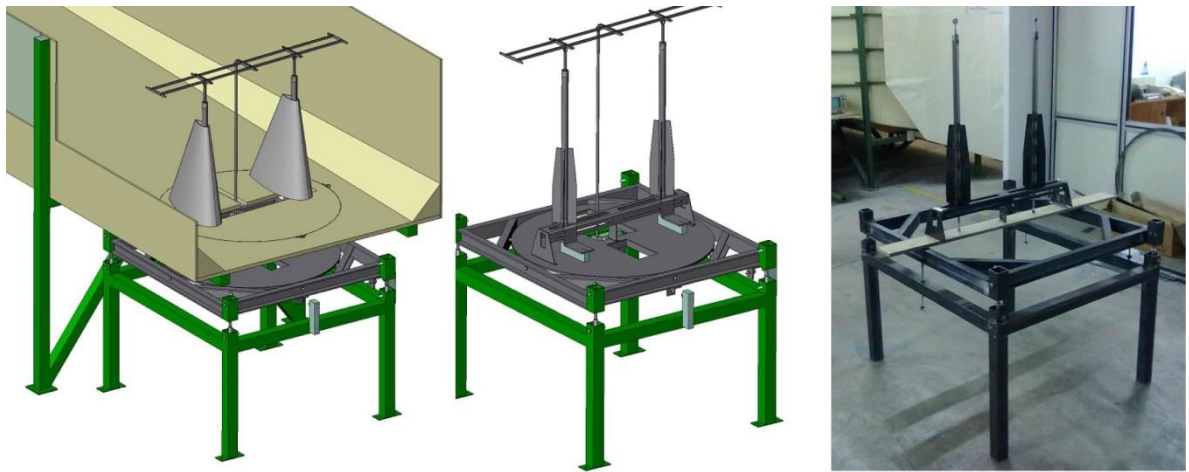


Figura 40. Balanza de 4 grados de libertad, diseñada para ensayar modelos de alas y aviones completos dentro del túnel aerodinámico.

2.5 Equipo para medición de temperatura.

2.5.1 Termómetro infrarrojo.

Posee la capacidad de medir la temperatura de un objeto sin necesidad de tocarlo físicamente (figura 41) [46]. Consta de una lente que permite captar la emisividad infrarroja del objeto la cual pasa por un complejo sistema que traduce la energía en una señal eléctrica que se muestra numéricamente en la pantalla [42].



Figura 41. Termómetro infrarrojo.

2.5.2 Detector de resistencia de temperatura (RTD).

Operan bajo el principio de los cambios en la resistencia eléctrica de metales puros y se caracterizan por un cambio lineal positivo en resistencia con temperatura. Los RTD son populares por su excelente estabilidad y muestran una señal más lineal con respecto a cualquier sensor electrónico de temperatura [29] (figura 42) [47].

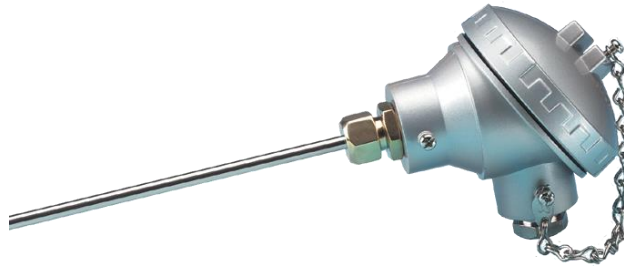


Figura 42. Detector RTD.

2.6 Equipos para medición de humedad.

2.6.1 Higrómetro eléctrico.

Se conforma por dos electrodos en espiral, entre los cuales se ubica un tejido impregnado en cloruro de litio acuoso. Al aplicar una corriente alterna a dichos electrodos, el tejido aumenta su temperatura, produciendo la evaporación de una parte del contenido de agua. A cierta temperatura, se logra un balance entre la evaporación del tejido y la absorción de la humedad por el cloruro de litio. De esta manera, analizando los datos puede definirse con precisión el grado de humedad [30].

2.6.2 Higrómetro digital.

Su sistema se compone de un medidor conectado a una sonda, la cual está basada en la capacitancia de un sensor de humedad con un polímero dieléctrico con una constante dieléctrica fija entre 2 y 15. La humedad hace que dicho dieléctrico se dilate, separando las placas con la consecuente variación de la geometría del capacitor y la reducción de su capacitancia. Estas variaciones causan un cambio de frecuencia la cual es una función de la humedad relativa y se convierte en voltaje, posteriormente en un valor numérico el cual es visualizado en la pantalla [31], (figura 43) [48].



Figura 43. Higrómetro digital.

2.7 Características Técnicas.

Los equipos de medición que hoy se pueden encontrar en el mercado internacional son muy variados, dependiendo de su procedencia y complejidad. Para los fines de esta tesis solo se describen algunos (tabla 12), donde se observa un comparativo en las características, la magnitud que se requiere medir, especificaciones, ventajas y desventajas de equipos de medición, que en algún momento serán calibrados en el túnel aerodinámico subsónico del Instituto Tecnológico de Pachuca.

Tabla 12. Características técnicas, ventajas y desventajas de equipos de medición.

Dispositivo	Magnitud	Especificaciones	Ventajas	Desventajas
Anemómetro de hilo caliente	Velocidad	-Caudal del aire (m/s) <ul style="list-style-type: none"> • Rango de medición: 0,1 a 25,0 • Precisión: $\pm 5\%$ de la lectura + 1 unidad de medida • Resolución: 0,01 - Velocidad de flujo de aire (km / h): <ul style="list-style-type: none"> • Rango de medición: 0,3 a 90,0 • Precisión: $\pm 5\%$ de la lectura + 1 unidad de medida -Alimentación por batería de 9 V IEC 6LR61 - Display LCD	- Constante de tiempo pequeña. -Circuito cerrado más simple. - Fabricación más económica. -Permite la discriminación de las componentes de velocidad.	-Frágil -Le afecta la suciedad. -Sólo mide velocidades medias. -No se obtienen las fluctuaciones de la velocidad del viento.
Anemómetro Láser Doppler (LDA)	Velocidad	-Láser He-Ne (Helio-Neón) 10mW -Frecuencias: 0, 0.1, 0.2, 0.5, 1.2, 5 MHz -Conversión fotoeléctrica: Fotomultiplicador Dimensiones: 43cm x 20cm x 60cm -Peso: Aprox. 20 kg	-No invasivo. -Rango de velocidades de cero a supersónicas. -Alta resolución espacial y	-Alto costo.

		-Desplazamiento de frecuencia: Doble célula de Bragg	temporal. - Calibración no requerida. -Tres componentes simultáneos de vel.	
Anemómetro Ultrasonico	Velocidad	-Especificaciones del sensor: <ul style="list-style-type: none"> • Rango: 0 a 60 m/s • Precisión: $\pm 2\%$ -Dirección del viento: <ul style="list-style-type: none"> • Rango: 0° a 360° • Precisión: $\pm 2\%$ -Especificaciones eléctricas: <ul style="list-style-type: none"> • Voltaje de alimentación: 10 a 30 VDC • Consumo: 40 mA (máx.) -Dimensiones: 15cm x 17.9 cm -Peso: 1 Kg	- Robustos y con una calibración muy estable. - Medición simultánea de velocidad y temperatura del aire. -Alta frecuencia de muestreo (10Khz). - Muy sensible (Velocidades 0,1m/s). -Muy bajo consumo. - Experiencia	-Hay una gran impedancia acústica entre los transductores y la atmósfera de baja densidad; Por lo tanto muy baja eficiencia en el transductor.

			a en su uso terrestre para el estudio de turbulencias.	
Manómetro digital	Presión	<p>-Precisión: $\pm 0,25\%$.</p> <p>-Compensación de temperatura de 0 a 50° C.</p> <p>- Rangos de presión: (-1-0) bar, (0-700) bar.</p> <p>-9 unidades de ingeniería MPa, Pa, psi, kgf, bar, mbar, mmH2O, mmHg, kPa.</p> <p>-REGISTRADOR con 140000 registros (ADT680W).</p> <p>-Protección intemperie IP67 (ADT680W).</p>	<p>- Indicación directa en Pa o m/s.</p> <p>-Ideal con tubo telescópico (como componente adicional).</p> <p>-Guarda datos de 60 puntos de medición.</p> <p>-Calcula el valor medio. – Indicador de barras con variaciones \pm.</p> <p>- Económico y de gran fiabilidad.</p>	-Requiere una fuente de energía para operar.
Celda de carga	Presión	<p>-Cero inicial - % salida nominal: ± 1.</p> <p>-Temperatura de trabajo útil (° C): -5 a 60.</p> <p>-Resistencia eléctrica de</p>	<p>-Bajo costo.</p> <p>- Construcción sencilla.</p>	<p>-Se encuentra expuesta, requiere protección.</p> <p>-Deben trabajar por debajo de la</p>

		<p>entrada ohms: 400 ± 10.</p> <p>- Resistencia eléctrica de salida ohms: 350 ± 1.</p> <p>-Capacidad de nominal – kg: 250, 500, 1000, 2000, 5000, 10000.</p> <p>-Excitación VCC o VCA: máxima: 15; recomendada: 10. 9</p>	<p>-Alta rigidez mecánica.</p>	<p>frecuencia de resonancia del material.</p> <p>-La impedancia de salida de los materiales piezoeléctricos es muy baja.</p>
Termómetro infrarrojo	Temperatura	<p>-Escala: -50 a 1000°C</p> <p>-Precisión: $\pm 2\%$ de la lectura.</p> <p>-Emisividad: Ajustable de 0.1 a 1.0 (0.95 valor predefinido).</p> <p>-Potencia Láser: Menor a 1 Mw (Clase II).</p> <p>-Humedad de operación: Max 90% R.H.</p> <p>-Voltaje de alimentación: 9V.</p>	<p>-Gran fiabilidad.</p> <p>-Rapidez en las mediciones.</p> <p>-Facilidad de uso.</p> <p>-Uso a distancia.</p> <p>-Utilizable en objetos en movimiento.</p>	<p>-Es difícil tomar mediciones en superficies reflectivas.</p> <p>-Requiere que no haya ningún material entre el dispositivo y la superficie.</p>
Detector de Resistencia en Temperatura (RTD)	Temperatura	<p>-Pantalla LCD de 4-1/2 dígitos (20.000 cuentas) con Indicación de fuera de escala y batería débil.</p> <p>-Temperatura (selección de unidades $^{\circ}\text{C}$ y $^{\circ}\text{F}$).</p> <p>-Tasa de muestreo: Aproximadamente 0,4 segundos.</p> <p>-Condiciones de operación: Temperatura: 0°C a 50°C</p>	<p>-Fuerte señal óhmica.</p> <p>- Insensible al ruido electrónico.</p> <p>-No requieren cables especiales</p>	<p>-No tan sólidos mecánicamente.</p> <p>-Sólo soportan temperaturas de hasta 600°C</p> <p>-Requieren sensores más grandes.</p> <p>-Requieren 3 cables para</p>

		(32°F a 122°F); RH: < 80%. -Peso: 242g. -Dimensiones: 180 x 72 x 32 mm. 10	.	funcionar a largas distancias.
Higrómetro eléctrico y digital	Humedad	-Principio de medición: Resistencia eléctrica. -Pantalla LCD con doble escala de medición y métrica gráfica de barras. -Humedad de operación: 85% de humedad relativa máxima. -Dimensiones: 130 x 40 x 25mm. -Peso: 100g. 11	-Gran cantidad de funciones. -Precisión. -Facilidad de uso.	-Dependen de un suministro eléctrico. -Complejidad de empleo en los modelos más avanzados.

Nota: Para cada dispositivo se tomó como referencia un modelo en específico o información general, y sus especificaciones y características varían de acuerdo al fabricante y al modelo.

2.8 Software utilizado.

A continuación se presenta una serie de programas computacionales utilizados en conjunto con el equipo anteriormente mencionado.

2.8.1 SCADA – Sistema EDIBON.

El sistema EDIBON de control desde PC es un sistema de control abierto, multi control y control en tiempo real. Por tanto, diferentes sensores y actuadores de parámetros físicos se pueden controlar de forma abierta simultáneamente. Los elementos de control están permanentemente controlados desde el computador, sin necesidad de cambios o conexiones durante todo el proceso de prueba. Todos los valores de los actuadores pueden ser cambiados desde el teclado, así como

también es posible automatizar los mismos. Cabe mencionar que el software permite el manejo, manipulación, comparación y almacenamiento de los datos obtenidos (figura 44) [62].

Utiliza, además de sensores y actuadores, una interface de control, y una tarjeta de adquisición de datos PCI estándar la cual se coloca en una ranura del computador [35].

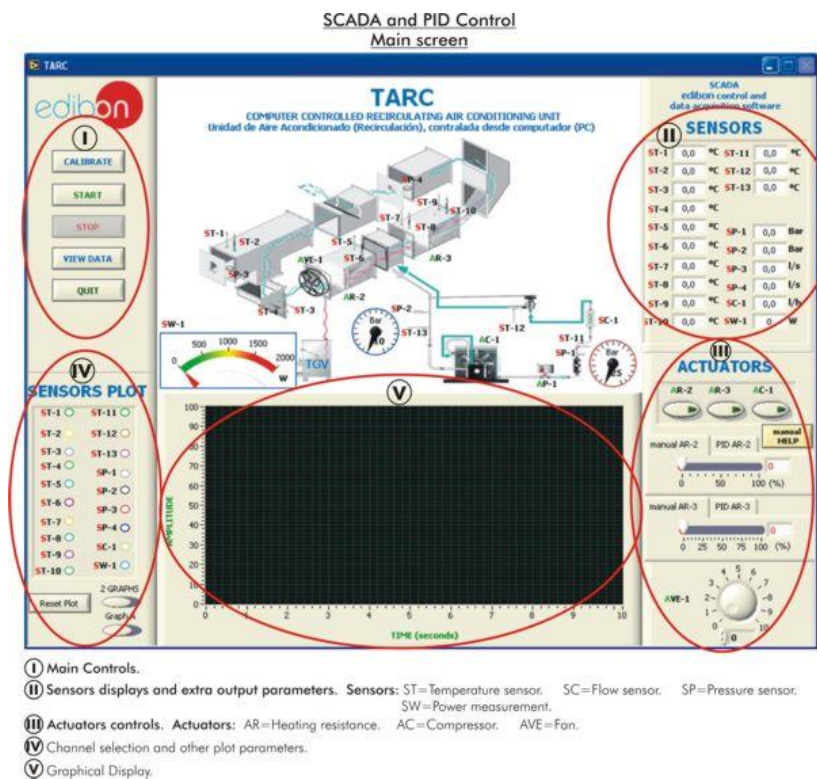


Figura 44. Captura de pantalla del sistema SCADA de EDIBON.

2.8.2 Sistema CTA Streamline Pro – Dantec Dynamics.

El sistema es operado por el software *StreamWare Pro*, la cual ejecuta configuraciones, pruebas automáticas de calibración y adquisición, conversión y reducción de datos, (figura 45) [63]. Entre sus varias aplicaciones se encuentran el control de la medición de velocidad (en sus tres componentes) y turbulencia,

temperatura, flujos de gases y líquidos, además de contar con una calibración automática para los anemómetros de hilo caliente [36].

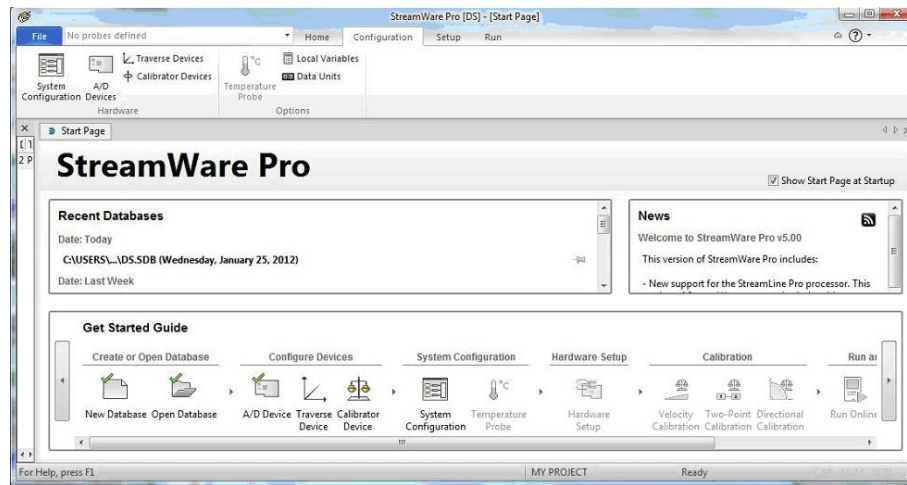


Figura 45. Pantalla de *StreamWare Pro*.

2.8.3 JavaFoil.

JavaFoil es un programa relativamente simple, que utiliza varios métodos tradicionales para el análisis de perfil de un ala (figura 46) [64]. Se constituye principalmente por los dos métodos siguientes:

- El análisis de flujo potencial se realiza con un método de panel de orden superior teniendo un conjunto de coordenadas de perfil aerodinámico, que calcula la velocidad de flujo local, no viscoso a lo largo de la superficie de sustentación para cualquier ángulo de ataque deseado.
- Los módulos de análisis de capa límite a lo largo de la parte superior y las superficies inferiores de una superficie de sustentación, comenzando en el punto de estancamiento. Resuelve un sistema de ecuaciones diferenciales para encontrar los parámetros de la capa límite, conocido como método integral.

Los resultados suelen ser bastante precisos siempre y cuando el flujo se mantiene a velocidades subsónicas, esto significa números de Mach entre 0 y 0.5. No se pueden analizar superficies de sustentación en el flujo supersónico con los métodos en JavaFoil [37].

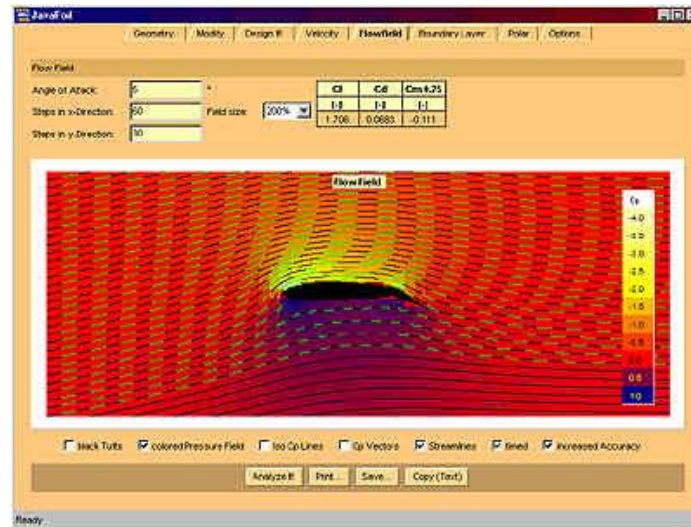


Figura 46. Captura de pantalla de JavaFoil.

2.8.4 WIKA-CAL.

El software de calibración de WIKA-CAL se utiliza para la creación de los certificados de los instrumentos de presión o protocolos para el registro de datos y su versión demo se puede descargar de forma gratuita. Para adquirir su versión completa se debe adquirir un dispositivo USB con su plantilla y mantenerlo conectado al ordenador. En el software se pueden crear certificados y protocolos de calibración para el registro de datos. Mientras tanto, el software carga toda la información creada previamente disponible en la base de datos SQL y añade datos adicionales para la generación del certificado.

Aplicaciones

- Emisión de certificados de calibración para manómetros y transductores de presión.

- Calibración automática de controladores de presión.
- Determinación de los discos de masa para balanzas de presión.
- Calibración de instrumentos de presión relativa mediante patrones de presión absoluta y viceversa.

Características

- Plantillas para generar certificados y protocolos de registro.
- Nuevo concepto de calibración para la fácil emisión de certificados.
- Fácil manejo y configuración del software.
- Base de datos SQL independiente de Microsoft® Access®. [38]

2.9 Cámara de pruebas.

La cámara es el núcleo y el objetivo aerodinámico del proyecto. En éste se busca que el flujo del aire sea paralelo y de velocidad constante. Aquí es donde se instala el objeto a analizar y se determinan los cambios en el flujo y las fuerzas aerodinámicas. Por ende debe tener ciertas características, como ser transparente para poder visualizar el flujo y ser dimensionada de tal manera que pueda evitar el desprendimiento de capa límite.

2.9.1 Parámetros y cálculo de pérdidas.

Se pueden diseñar y calcular secciones circulares, rectangulares y octogonales; cada una tiene sus respectivas consideraciones. En el caso de la sección circular es conveniente que todo el sistema tenga configuración circular, así como uniformidad de flujo, medición de velocidades y presiones bajo estándares definidos. Su desventaja es al momento de colocar 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 octagonal presenta caras planas, haciendo así más sencillo el montaje y desmontaje del modelo. La sección rectangular es la más usada por su facilidad de manufactura, especialmente a gran escala [39].

A continuación (tabla 13), se evaluará de manera crítica cada una de las secciones, evaluando a criterio del diseñador y en base a la experiencia en la industria metalmecánica, se puede recrear este instrumento o tabla de trabajo que puede ayudar en la toma de decisiones, al momento de la construcción del túnel aerodinámico.

Tabla 13, Ponderación por el tipo de sección.

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

Ponderación: 0 = No es aceptable; 1 = Aceptable; 2 = Completamente aceptable

2.10 Electrónica y control.

Una de las características más importantes del túnel aerodinámico es la capacidad de controlar el flujo de aire a través de la sección de pruebas. Los mecanismos de control son tan diversos como los tamaños de los túneles aerodinámicos. En el caso de túneles pequeños se hace uso de sistemas mecánicos para el cierre y apertura del paso de aire. Otros sistemas son eléctricos o electrónicos, basados en arrancadores y controladores (drivers) para motores eléctricos. Mientras más

grande sea la potencia y las dimensiones del túnel, se recurre a combinaciones, utilizando los controladores en los motores y, en los impulsores servomecanismos para modificar los ángulos de incidencia de las aspas de los ventiladores. En los casos de túneles con motores de combustión interna, se recurre a los aceleradores convencionales. Cabe destacar un ejemplo poco común, el túnel S1MA, que es accionado por la turbina Pelton, la cual depende del flujo de agua que llega a ella, el cual es controlado por medio de válvulas.

2.10.1 Control mecánico, tipo obturador.

En este sistema el motor se activa y desactiva desde una estación de botones que controlan un arrancador con protección termo-magnético. Una vez encendido el motor, éste se mantiene constante mientras que la velocidad del flujo se controla con el obturador, el cual restringe el paso del aire hacia la boca de impulsor centrífugo (figura 47) [40].

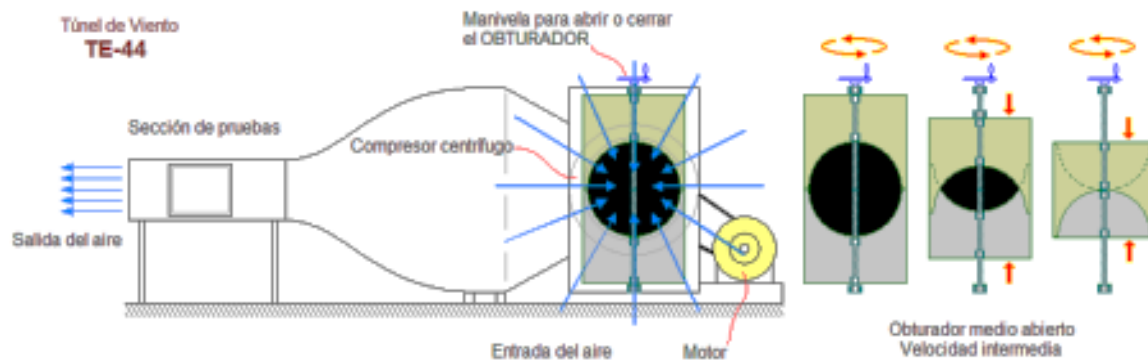


Figura 47. Diagrama de funcionamiento del sistema de control mecánico.

2.10.2 Control mecánico, tipo compuerta.

Mientras el sistema obturador restringe la entrada del aire, el tipo compuerta lo restringe en la salida del túnel. Cada motor se activa independientemente por medio de una estación de botones y sus correspondientes arrancadores. Ya encendidos los motores, se establece el flujo de aire, cuya velocidad se controla con la apertura o cierre de las compuertas.

2.10.3 Control Eléctrico-Electrónico.

Tiene mayor aplicación en motores de CD, aunque también se utiliza en algunos de CA de baja potencia. Básicamente consiste en intercalar en serie una resistencia eléctrica variable en el circuito de alimentación de los motores o de su alimentación con una fuente de potencia con un transformador variable. Su complejidad es proporcional con el tamaño del motor, la precisión y la sensibilidad de la rampa de aceleración que se requiere.

2.10.4 Control electrónico con variación de frecuencia.

Aplican para ventiladores eléctricos, pero difieren al utilizarse con motores de CD o CA. Inicialmente, sólo era posible el control de velocidad de giro por medios electrónicos en motores de corriente continua. Con el tiempo se desarrollaron sistemas electrónicos capaces de controlar la velocidad de giro de motores trifásicos de corriente alterna, hasta lograr dispositivos de control robusto, tales como variadores de velocidad que modifican la frecuencia de alimentación y los PLC (Programable Logic Controller), que se pueden conseguir para cualquier tamaño de motor a CA [40].

Capítulo 3:

Diseño del túnel aerodinámico

En este capítulo se describe el procedimiento correspondiente a la generación de las dimensiones del túnel aerodinámico, así como de todos los elementos que lo componen, describiendo paso a paso cómo se va generando la información técnica del túnel aerodinámico, para terminar integrándola en cada paso del cálculo.

3.1 Desarrollo de la sección de pruebas.

El desarrollo y diseño de un túnel aerodinámico depende en gran medida, y está en función directa, con su sección de pruebas, que por sus dimensiones es el lugar donde se definen todos los equipos que en consecuencia le dan vida al túnel aerodinámico. Por esta razón se comienza definiendo y diseñando la sección de pruebas. Para esto se deben de tomar en cuenta algunas consideraciones de diseñadores de talla mundial en el diseño de túneles aerodinámicos quienes recomiendan que el túnel en la sección de pruebas no exceda el 60% del volumen ocupado del objeto a estudiar. Esto reduce considerablemente cualquier vibración que pudiera ocasionarse por la interacción entre el aire y el objeto de estudio. En capítulos anteriores se describió brevemente las secciones con las que se compone un túnel aerodinámico de circuito cerrado (figura 48), podemos ver: 1. sección de pruebas, 2. contracción, 3. malla de abeja, 4. primera sección de venas direccionadoras, 5. primera expansión, 6. Segunda sección de venas direccionadoras, 7. aerogenerador o moto ventilador, 8. segunda expansión.

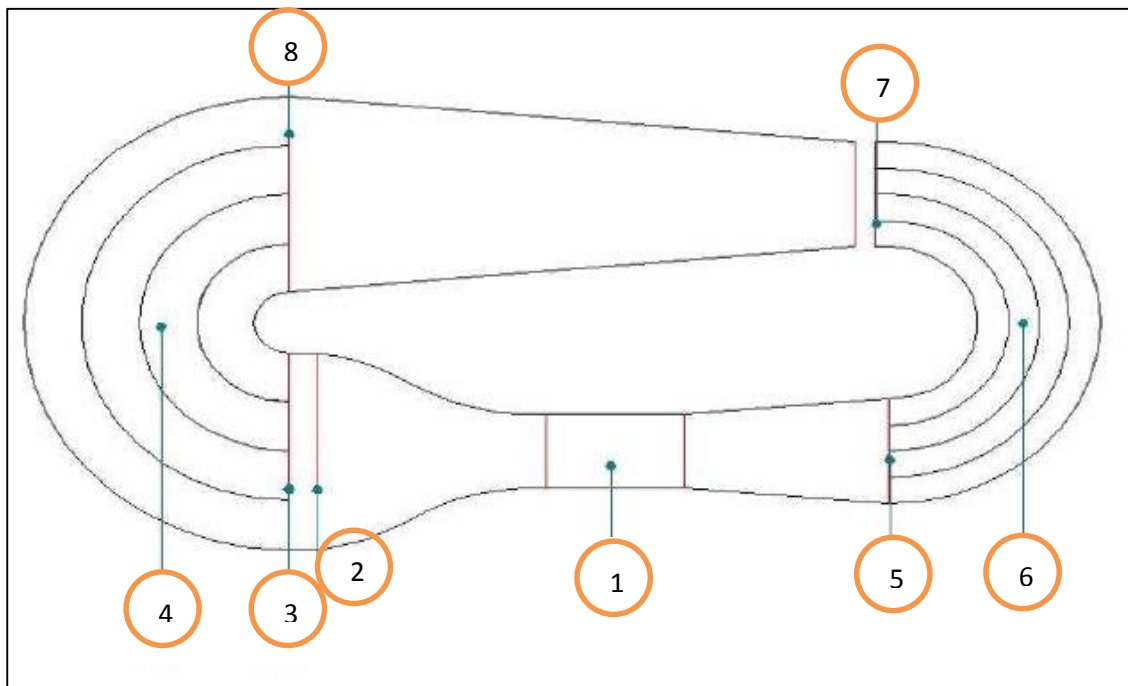


Figura 48. Secciones generales del túnel aerodinámico.

3.1.1 Valores Iniciales para el cálculo de la Sección de Pruebas.

Los valores para iniciar el cálculo de la sección de pruebas, son tomados a partir de considerar que: el aire es un gas ideal, por lo tanto obedece a la ley del gas ideal que involucran presión absoluta, temperatura absoluta, la constante del gas, viscosidad del gas ideal, además de considerar un flujo incompresible e isoentrópico reversible. Dichos valores son propiedades del aire en condiciones estándar a nivel del mar, tomando como referencia la ciudad de Pachuca de soto, hidalgo. Por lo cual son los valores con los que inicia el desarrollo y diseño del túnel aerodinámico de circuito cerrado (tabla 14).

Tabla 14. Valores iniciales para el cálculo de la sección de pruebas.

Dimensiones	Altura y Ancho	4 m. X 4 m.
Viscosidad dinámica	μ	1,78e-5 Kg/m*s
Relación de calor específico	k	1,4
Mach	M	0.5 (adimensional)
Densidad	ρ	1,225 kg/m ³
Coeficiente de fricción (FASS)	f	0.008
Temperatura absoluta	T	288, 16 K
Constante del gas	R	287 J/kg K

Para calcular la velocidad en la sección de pruebas, debemos utilizar las condiciones estándar a nivel del mar lo cual permite hacer las comparaciones necesarias con otros equipos diseñados bajo los mismos conceptos.

La velocidad en la sección de pruebas se puede calcular con la relación de Mach, que se define como el cociente entre la velocidad del fluido y la velocidad local del sonido en el medio:

$$M = \frac{V}{c} \quad (1)$$

dónde:

$$c = \sqrt{kRT} \quad (31)$$

Por lo tanto:

$$V = M * \sqrt{kRT}$$

$$V = 0.5 * \sqrt{1.4 * 288 * 287}$$

$$V = 170.13 \text{ m/s}$$

Se debe ahora plantear la profundidad de nuestra sección de prueba, donde se recomienda que este valor no sea mayor a 1.5 veces la altura de la sección de pruebas [74]; tomando en cuenta que para este caso la sección de pruebas será cuadrada, el área total de esta sección se determinará con la (ecuación 32) respectivamente:

$$A = b * A \quad (32)$$

$$A = 4 \text{ m} * 4 \text{ m}$$

$$A = 16 \text{ m}^2$$

La longitud está en función del diámetro hidráulico (D_H) como se muestra a continuación (ecuación 33):

$$L = 2 * D_H \quad (33)$$

Donde D_H es el diámetro hidráulico de la sección de pruebas y se calcula de la siguiente manera (ecuación 34):

$$D_H = \frac{4 * A}{P} \quad (34)$$

Uniendo las ecuaciones 33y 34 tenemos el siguiente resultado:

$$\frac{L}{2} = \frac{4 * A}{P} \quad (35)$$

Sustituyendo los valores en la ecuación resultante:

$$L = 2 * \frac{64 \text{ m}^2}{(4 \text{ m} + 4\text{m} + 4\text{m} + 4\text{m})}$$

$$L = 8 \text{ m}$$

Para el cálculo de pérdidas es importante tomar en cuenta el número de Reynolds, el cual se calcula mediante la ecuación 36:

$$Re = \frac{\rho * V * D_H}{\mu} \quad (36)$$

$$Re = \frac{1,225 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3} * 170,13 \frac{\text{m}}{\text{s}} * 4 \text{ m}}{1,78e^{-5} \frac{\text{kg}}{\text{m}} \text{ s}}$$

$$Re = 4.68 \times 10^7$$

3.2 Valores iniciales para el cálculo de la sección de contracción.

Sabemos que a lo largo de los años los diseñadores y autores van generando datos técnicos cada vez más eficientes, lo que provoca que se tomen en cuenta estos datos a la hora de diseñar un túnel aerodinámico y no son más que recomendaciones que tienen el propósito de generar un flujo más estable y equilibrado dentro del túnel aerodinámico.

Tal y como lo dicen Bradshaw y Pankhurst [75], la razón de contracción donde se toma en cuenta el área de la sección de pruebas y el área de entrada de la contracción debe tener un valor entre 7 y 12 para que no se genere una entrada muy grande la cual sin duda elevaría los costos de construcción y requerimientos de potencia del motor del ventilador en el túnel aerodinámico subsónico. Por lo tanto se toma un valor de 7:

$$\frac{AE}{AG} = 7 \quad (37)$$

Otro parámetro tomado en cuenta para escoger este valor de la relación de áreas es que ésta debe ser proporcional a la longitud del cono de contracción. También, al reducir la longitud de esta sección se reducen las pérdidas de tipo aerodinámico. Dicho parámetro se mantiene durante el diseño de cada parte y es punto de referencia para el diseño de la geometría de un túnel de viento cerrado o abierto que no supere Mach uno.

El área de entrada está en función de la razón de contracción, y el área de salida de esta sección es igual al área de entrada de la sección de pruebas. De la (ecuación 37):

$$\frac{AE}{16 \text{ m}^2} = 7$$

$$AE = 7 * 16 \text{ m}^2$$

$$AE = 112 \text{ m}^2$$

Para calcular la base (b) y la altura se usan las ecuaciones 38 y 39 respectivamente:

$$b = \sqrt{\frac{AE}{AG}} * b_{ts} \quad (38)$$

Donde b_{ts} es la base de la sección de pruebas,

$$b = \sqrt{7} * 4$$

$$b = 10.58 \text{ m}$$

$$a = \frac{b}{1.5} \quad (39)$$

$$a = 7.1 \text{ m}$$

La curva del cono de contracción se trazó a ensayo o error, siendo este un método muy común y además válido [76], y no tan complejo de realizar.

Para ello se realizó una conversión sencilla para altura (h), profundidad (p) y longitud (L) de contracción. Primero se dibujó un plano donde el eje horizontal es la longitud y tiene un valor máximo a escala de 20 cm, el eje vertical es la altura o profundidad y su altura máxima en escala es de 10 cm. Por ultimo al tener el valor de altura real (10.58 m y 7.055 m). La longitud estará dada por la expresión:

$$L = 1.5 * 10.58 \text{ m}$$

$$L = 15.87 \text{ mts.}$$

La relación ideal entre altura y longitud para un cono de contracción de un túnel aerodinámico que desarrolle un número MACH ≤ 1 según *Chmielewski* [77], está entre 0.5 a 1.5 veces la altura o en su defecto el diámetro hidráulico de la entrada de la contracción, ya que se desea mantener la longitud de la contracción lo más

corta posible, (figura 49) donde se muestra el diseño de la curva de contracción, se muestra los puntos de la curva a escala, recordando que se ubicaron de forma tal que se generará una curva suave y así evitar problemas de vorticidad.

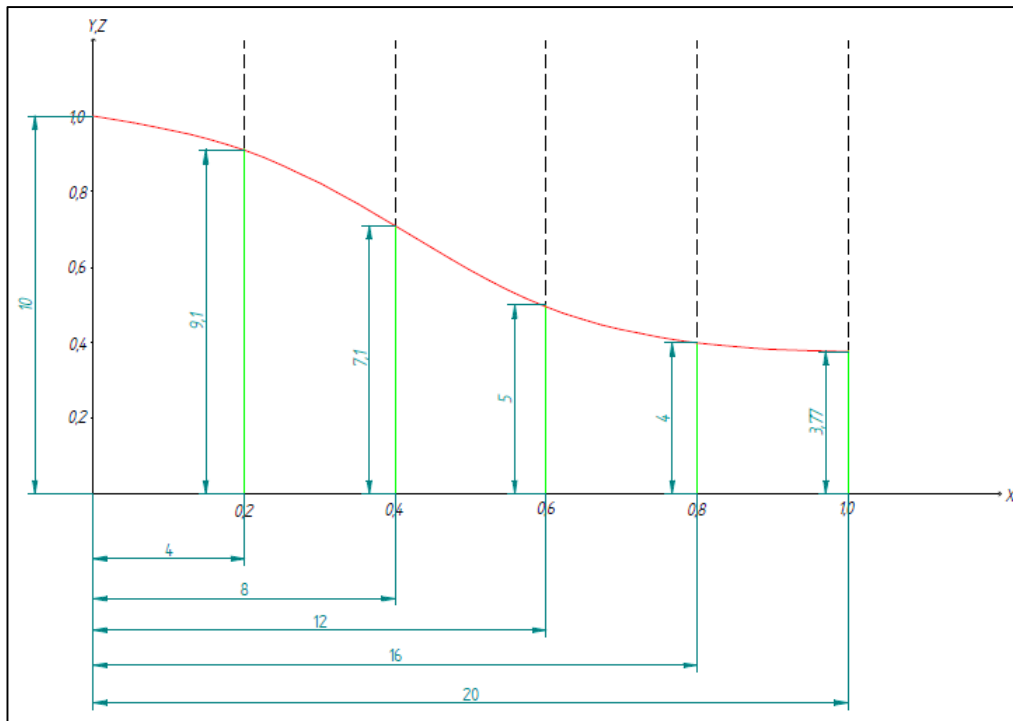


Figura 49. Diseño de curva de contracción.

A continuación se muestra (tabla 15), donde se dan las distancias a escala que se observan en la figura anterior, cuyos valores están dados en centímetros:

Tabla 15. Valores a escala de la curva de contracción.

X (cm)	Z (cm)
0	10
4	9.1
8	7.1
12	5
16	4
20	3.77

Para realizar la conversión a escala real es necesario que se tome en cuenta las siguientes relaciones:

Longitud:

$$20 \text{ cm} \rightarrow 15.87 \text{ m}$$

$$X \rightarrow L$$

Profundidad:

$$10 \text{ cm} \rightarrow 10.58 \text{ m}$$

$$Z \rightarrow P$$

Altura:

$$10 \text{ cm} \rightarrow 10.58 \text{ m}$$

$$Y \rightarrow H$$

Al realizar la conversión usando los valores de la (tabla 15), se obtienen los siguientes resultados expresados en metros. Debe recordarse que los valores para la altura diferirán en 1.5 veces los valores de la profundidad, como ya se explicó anteriormente, para eficientar el diseño, Ver la siguiente (tabla 16):

Tabla 16. Valores reales de diseño.

P (m)	L (m)	H (m)
5.18	0	3.45
4.73	2.1	3.14
3.6	4.1	2.4
2.53	6.27	1.67
2.1	8.33	1.40
1.87	10.58	1.30

Es importante decir que los valores H y P de la (tabla 16), están divididos en dos, ya que se diseñó con base en una línea media proyectada que divide la sección superior de la inferior.

Para calcular la velocidad usaremos la ecuación de la continuidad la cual se describe en la ecuación 39:

$$A1 * V1 = A2 * V2 \quad (40)$$

De donde:

$$16m^2 * 170.13 \frac{m}{s} = 112 m^2 * V2$$

$$V2 = 24.30 \frac{m}{s}$$

Siendo A1 y V1 el área y la velocidad en la sección de pruebas, y A2 y V2 área y velocidad a la entrada de la contracción. El diámetro hidráulico será calculado usando la (ecuación 34):

$$D_H = \frac{4 * 112 m^2}{(10.58 m + 10.58 m + 7.055 m + 7.055 m)}$$

$$D_H = 12.7 m$$

3.3 Valores calculados para cámara de asentamiento.

La longitud de esta sección está en función de su altura o profundidad, dependiendo del valor máximo presentado entre los dos y que a la vez es igual a los valores presentados a la entrada de la contracción. Esto se calculará usando la ecuación 41:

$$L = a * 18.5\% \quad (41)$$

Según Chmielewski [77] la relación mínima para la longitud de la cámara de asentamiento es de 0.185 veces el valor máximo de profundidad o altura de la

entrada de la contracción, pero a su vez se debe determinar una relación de acuerdo al número de pantallas (*screens*).

La conclusión final es que la longitud se limita solo al espacio requerido para acoplar las pantallas, dentro de la cámara de asentamiento, como se muestra en (ecuación 41). Así se reducen las pérdidas hidráulicas y al mismo tiempo se optimiza al máximo, la estabilidad del flujo a la entrada de la contracción.

$$L = 10.58 \text{ m} * 18.5\%$$

$$L = 1.96 \text{ m}$$

El área va a ser igual al área de entrada de la contracción. Igualmente sucede con las velocidades y el diámetro aerodinámico. Teniendo en cuenta esto, el número Reynolds queda como a continuación se muestra:

$$Re = \frac{1,225 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3} * \frac{24.3 \text{ m}}{\text{s}} * 12.7 \text{ m}}{1.78e^{-5} \frac{\text{kg}}{\text{m}} \text{s}}$$

$$Re = 21.24 \times 10^6$$

3.4 Valores iniciales para el difusor.

Según la configuración ideal descrita por Bradshaw y Pankhurst [78] la relación de áreas, entre la salida y la entrada de un difusor debe estar entre 2 y 3, aunque valores menores a estos son comunes en el diseño de un túnel aerodinámico subsónico.

Lo planteado en el párrafo anterior nos llevaría a usar la siguiente afirmación:

$$\frac{AD}{AG} = 2 \quad (42)$$

En el diseño el ángulo de divergencia del difusor es muy importante. Un valor inicial de 5 grados fue evaluado en una simulación numérica con FLUENT, teniendo como base los siguientes aspectos:

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

Tal y como lo describe Robertson y Fraser [79], si se usa un difusor con un ángulo de proyección muy grande para obtener relaciones de expansión o de áreas muy grandes, se corre el riesgo de que en cierta parte del difusor se presente desprendimiento de flujo tal como se observa en la (figura 50), en el área representada con color azul.

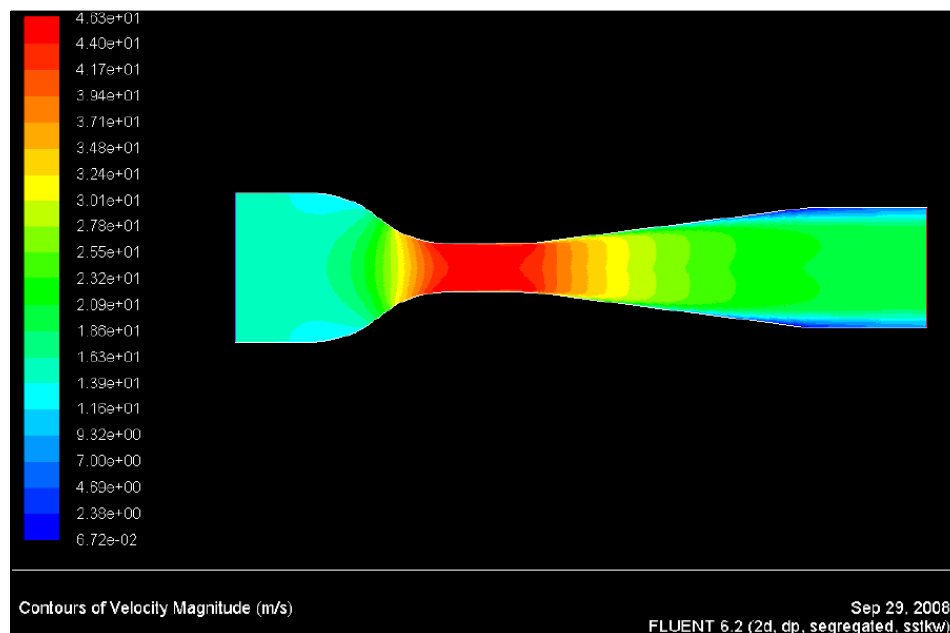


Figura 50. Desprendimiento de capa límite en el difusor.

Teniendo muy claro que la razón de áreas es igual a dos, el área del difusor puede calcularse como se muestra en la ecuación 42:

$$\frac{AD}{AG} = 2$$

$$\frac{AD}{16 \text{ m}^2} = 2$$

$$AD = 32 \text{ m}^2$$

La altura “ a ” y profundidad de salida “ b ” están dadas por las ecuaciones 43 y 44 respectivamente:

$$a = \sqrt{\frac{AD}{B_{ts}/H_{ts}}} \quad (43)$$

$$a = 5.66 \text{ m}$$

$$b = a * 1.5 \quad (44)$$

$$b = 8.5 \text{ m}$$

Donde B_{ts} y H_{ts} son la profundidad y la altura de la sección de pruebas respectivamente. La longitud de la sección está dada por la (ecuación 45):

$$\tan \alpha = \left(\frac{hs - he}{L} \right) \quad (45)$$

Donde α es el ángulo formado por la diferencia de alturas de entrada y de salida del difusor. L es la longitud, hs y he son las alturas de entrada y salida del difusor, (figura 51).

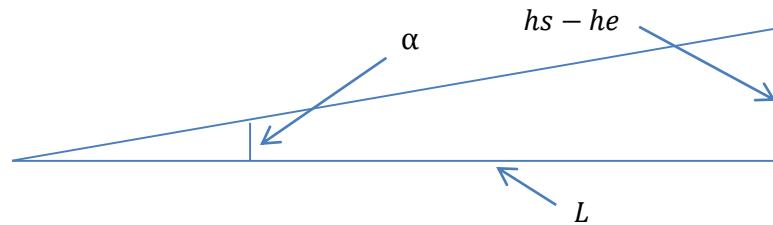


Figura 51. Se observa el ángulo recomendado para la zona del difusor.

$$\tan 0.087 = \left(\frac{(8.5 \text{ m} - 4 \text{ m})/2}{L} \right)$$

$$L = 25.80 \text{ m}$$

Tomando en cuenta las áreas de salida y entrada del difusor, la velocidad es calculada usando la ecuación 40, de continuidad:

$$16 \text{ m}^2 * 170.13 \frac{\text{m}}{\text{s}} = 32 \text{ m}^2 * V_5$$

$$V_5 = 85.1 \text{ m/s}$$

3.5 Valores calculados para el difusor del ventilador.

El área inicial es de 32 m^2 , cuyo valor corresponde a la salida del difusor que se encuentra después de la sección de pruebas. El área de salida es el mismo valor que tiene el área de entrada de la cámara de asentamiento (112 m^2). Los valores de velocidad y áreas son iguales a los de las secciones anteriormente mencionadas.

Las simulaciones en FLUENT determinaron que es recomendable que las secciones de salida del difusor del ventilador y la cámara de asentamiento, sean enlazadas por una sección de área constante para evitar una sobre-expansión. Siguiendo este parámetro se calculó el ángulo adecuado para que estas dos secciones, la salida del difusor del ventilador y la cámara de asentamiento tengan

la misma profundidad o en su defecto la misma área. El resultado es un ángulo de 5.39°.

Con lo anteriormente mencionado la longitud total de la sección se calculará usando la (ecuación 46):

$$\tan \alpha = \left(\frac{R_s - R_e}{L} \right) \quad (46)$$

$$L = \left(\frac{12.9 \text{ m} - 4.90}{\tan 0.068} \right)$$

$$L = 117.5 \text{ mts.}$$

Tomando en cuenta que R_s es la mitad de la altura de salida y R_e es la mitad de la altura de entrada, el ángulo al cual se hace referencia equivale al que se encuentra entre la diferencia de valores mencionados anteriormente.

3.6 Esquinas y venas direccionadoras.

El propósito de incorporar esquinas y venas direccionadoras dentro de la estructura de un túnel aerodinámico de circuito cerrado es el de disminuir al máximo las pérdidas hidráulicas y al mismo tiempo, el de llevar un flujo lo más estable posible, minimizando la turbulencia, a las demás secciones del túnel.

Sin venas direccionadoras se tendría una pérdida del 99% de la cabeza de velocidad proporcionada por el ventilador, lo que se traduce en un coeficiente de pérdida igual a 1.

El diseño final de esta sección debe de contar con las siguientes características:

- Una unidad de sección constante mostrada en la (figura 48), semejante a una U, que une las secciones del difusor del ventilador y cámara de asentamiento, al igual que las secciones difusor y difusor del ventilador, con

el propósito de eliminar sub-expansiones que resultan en un incremento de las pérdidas hidráulicas.

Venas direccionadoras sin perfil aerodinámico: la estructura como tal se basa en una lámina de espesor mínimo con una forma de arco de 180° grados, siendo el tipo de esquinas más recomendable según *Salter* [81], con un coeficiente de pérdida local de 0,1 o menos.

- Las venas direccionadoras dispuestos a lo largo de las secciones 4 y 6 cuentan con un ángulo de ataque de 0°, al igual que el borde de salida, para la creación de vórtices debido a que la razón de expansión es igual a cero, (figura 52). Lo anterior fue deducido en las simulaciones en FLUENT y corroborado por lo argumentado por Bjorn Lindgren y Arne Johansson [81], quienes recomiendan que se debe usar únicamente venas direccionadoras con razón de expansión diferente de cero para aquellos túneles de viento que en su sección de prueba superen MACH 0,1.

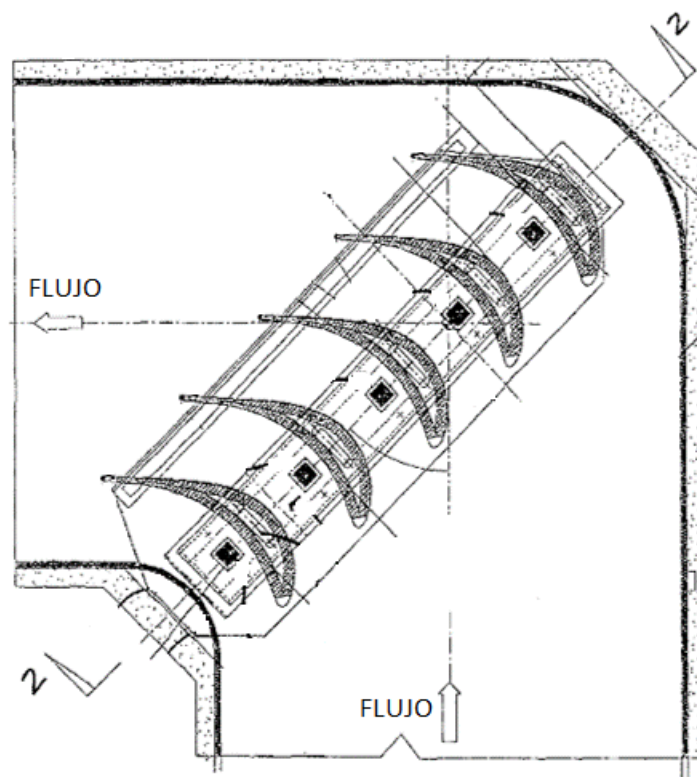


Figura 52. Ejemplo del perfil de los *venas direccionadoras*.

- La longitud que tiene la cuerda en cada uno de los vena direccionadora es la distancia en línea recta desde la entrada hasta la salida de la esquina y al igual que en los perfiles, no tiene en cuenta la curvatura que estos presentan. Esta longitud se determina, según la fórmula que relaciona las perdidas aerodinámicas e hidráulicas con la cuerda de cada vena direccionadora, que el coeficiente de pérdida es directamente proporcional a su longitud, por lo tanto se debe reducir al mínimo dicha longitud teniendo cuidado de no omitir la regla ya previamente descrita (figuras 53) y (figura 54).

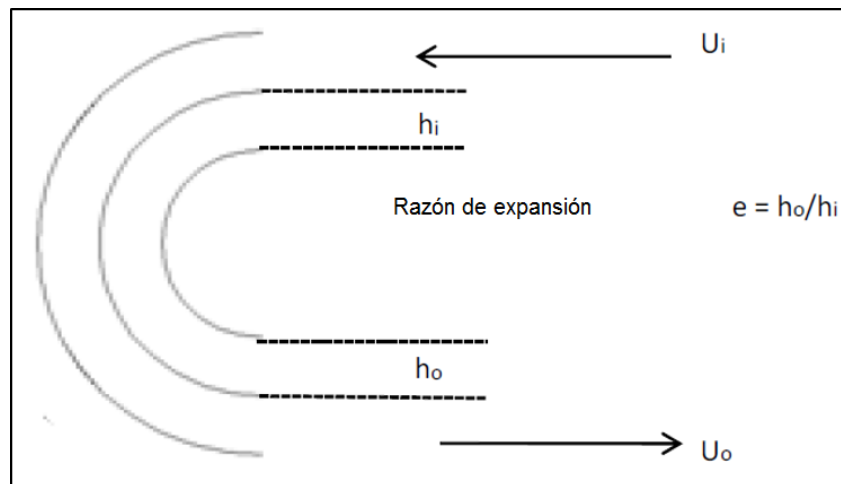


Figura 53. Razón de expansión de las venas direccionadoras

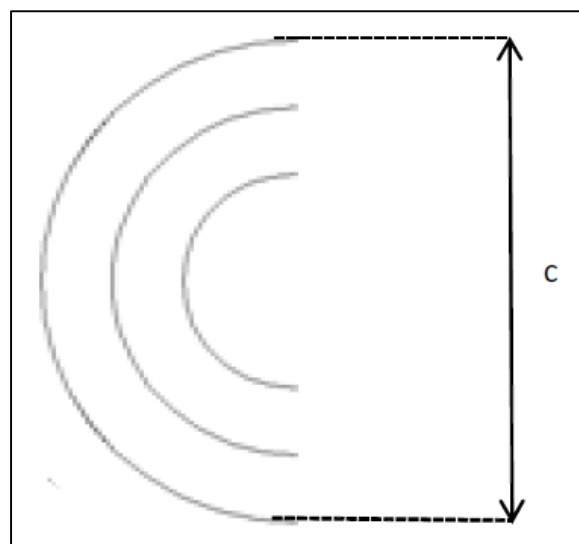


Figura 54. Cuerda de las venas direccionadoras.

3.7 Rejillas anti-turbulencia.

Los coeficientes de pérdidas determinados por Scheiman y Brooks [82] al igual que por Loehrke y Nagib [83] para rejillas anti-turbulencia del tipo mostrado en la (figura 7) con relaciones $\frac{l}{d} = 6$, serán 0.30, 0.22, 0.20 para las figuras a, b y c respectivamente sin importar si el régimen presentado en la sección donde se instalaran las rejillas es laminar o turbulento. Como la velocidad del flujo a través de las rejillas anti-turbulencia, no debe superar la velocidad del sonido, se escogió uno del tipo (c) con forma hexagonal que aunado a esto ofrece mejores coeficientes de pérdida (figura 55).

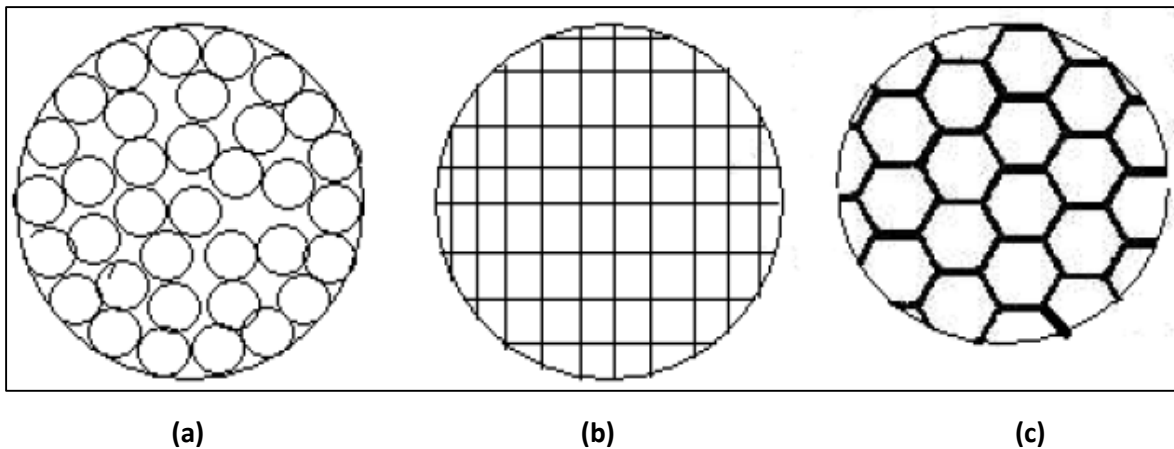


Figura 55. Rejillas anti-turbulencia, (a) *tipo circular*, (b) *tipo cuadrada*, (c) *tipo abeja*.

La porosidad recomendada de la rejilla anti-turbulencia debe ser alrededor de 150 celdas por diámetro de la cámara de asentamiento, para el cual se necesitan aproximadamente 590,000 celdas en total.

Por último se puede ver en la siguiente (tabla 17), correspondiente a una malla tipo abeja (*honeycombs*) con las dimensiones de espesor, diámetro de celda y longitud de la rejilla anti-turbulencia, que son las más utilizadas en la construcción de un túnel aerodinámico subsónicos, según las investigaciones del Dr. James Scheiman [84].

Tabla 17. Dimensiones recomendadas para la malla tipo abeja (honeycombs).

Símbolo	Tamaño de celda, cm (in)	Longitud de celda cm (in)	Espesor de Material cm (in)
1/16 HC	0.159 (1/16)	1.27 (0.50)	0.0254 (0.001)
1/8 HC	0.318 (1/8)	1.90 (0.75)	0.0254 (0.001)
1/4 HC	0.635 (1/4)	3.81 (1.50)	0.0254 (0.001)
1/4 HC	0.635 (1/4)	3.81 (1.50)	0.0762 (0.003)
3/8 HC	0.952 (3/8)	7.62 (3.00)	0.0762 (0.003)

3.8 Sistema de enfriamiento, (*Cooling*).

El aumento de calor estipulado por Jewel, Williams y Pope [83], es alrededor de 4.5°F sólo por la simple interacción del aire con las paredes del circuito; al mismo tiempo el intercambio de calor entre el aire y la planta motriz genera condiciones atmosféricas variables y disparejas las cuales afectan directamente a las mediciones y hacen que estas sean erróneas y por consiguiente inservibles. Siguiendo las sugerencias de los autores antes mencionados se decide colocar un intercambiador de calor a la salida del difusor para contrarrestar el incremento de la temperatura producido por el motor del ventilador. Con la misma idea de mantener controlada la temperatura, se decide hacer un diseño hueco de las venas direccionadoras, de la 1ra y 2da secciones curvas de la (figura 48), al inicio mencionado en este capítulo, del túnel aerodinámico propuesto. Es importante mencionar que el diseño del sistema de bombeo al igual que los cálculos pertinentes no se realizará en esta tesis, dando paso a los siguientes cálculos del túnel aerodinámico.

3.9 Cálculo de la presión en las secciones del túnel de viento.

Teniendo en cuenta que en la sección del ventilador es recomendable colocar unos agujeros de ventilación, la presión en esta sección es igual a la atmosférica. A partir de este punto se puede calcular la presión en las demás secciones conforme a la (ecuación 3) y guiándonos con la (figura 48):

$$P7 + \frac{1}{2}\rho V7^2 = P8 + \frac{1}{2}\rho V8^2 \quad (47)$$

$$101.325 \text{ Kpa} + \left(\frac{1}{2}\right) 1.225 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3} * \left(85.1 \frac{\text{m}}{\text{s}}\right)^2 = P8 + \left(\frac{1}{2}\right) 1.225 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3} * \left(24.3 \frac{\text{m}}{\text{s}}\right)^2$$

$$P8 = 101.325 \text{ kPa} + 4.1 \text{ kPa}$$

$$P8 = 105.425 \text{ kPa}$$

Teniendo en cuenta que la presión a la salida del difusor del ventilador es P8 y que conserva la misma velocidad y área hasta la entrada de la contracción la presión puede considerarse constante a lo largo del retorno y la cámara de asentamiento hasta la entrada de la contracción.

Para calcular la presión en el área de pruebas será complicado ya que la presión a lo largo de la sección de contracción es variable debido a la geometría del cono de contracción por lo tanto usaremos la (ecuación 48), para realizar el cálculo:

$$P8 + \frac{1}{2}\rho V8^2 = P1 + \frac{1}{2}\rho V1^2 \quad (48)$$

$$105.425 \text{ kPa} + \left(\frac{1}{2}\right) 1.225 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3} * \left(24.3 \frac{\text{m}}{\text{s}}\right)^2 = P1 + \left(\frac{1}{2}\right) 1.225 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3} * \left(170.13 \frac{\text{m}}{\text{s}}\right)^2$$

$$P1 = 88.1 \text{ kPa}$$

Como el área de salida del difusor, que está después de la sección de pruebas tiene la misma área que la entrada de la sección del ventilador, la presión en esta parte volverá a ser la presión atmosférica.

La contracción genera un coeficiente de presiones (cp) de la siguiente forma, ver (tabla 18), (ecuación 49):

$$cp = 1 - \left(\frac{\text{área sección de pruebas}}{\text{área local de contraccion}} \right)^2 \tag{49}$$

Tabla 18. Coeficientes de presión.

X (m)	ÁREA (m ²)	CP
0	112	0.9796
2.1	92.7472	0.97024
4.1	56.4592	0.9197
6.27	28	0.6735
8.33	17.92	0.2028
10.58	16	- 4.7335E-05

A continuación se muestra (figura 56), en la cual se aprecia la gráfica con los respectivos coeficientes de presiones en la zona de la contracción:

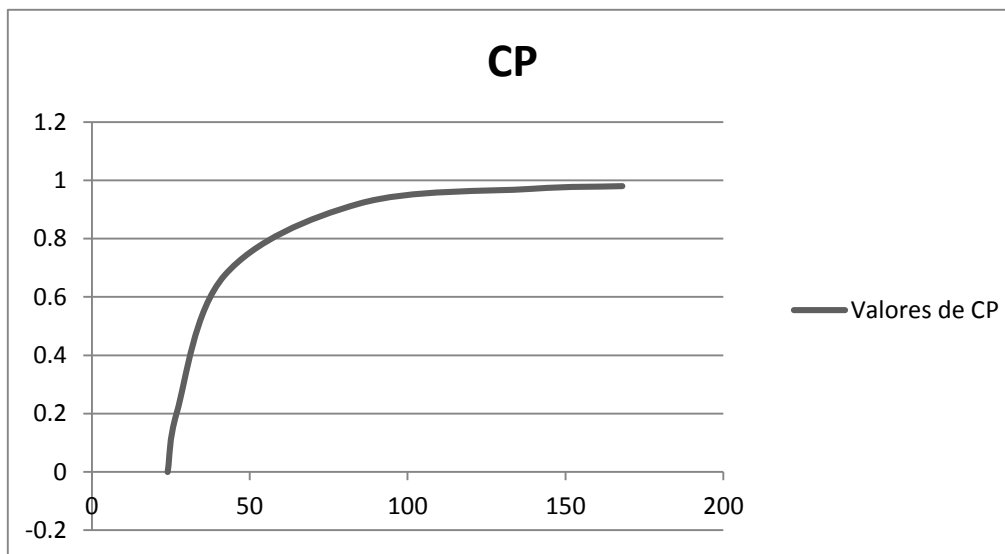


Figura 56. Gráfica de coeficientes de presión en la zona de contracción.

El coeficiente ideal para la contracción de un túnel aerodinámico subsónico, según James Bell y Rabindra Mehta [85], sirve como punto de referencia para la elaboración de un diseño que proporcione un flujo suave y libre de turbulencia a lo largo de la contracción y con él se garantiza a lo largo de toda la contracción se mantenga una presión positiva.

En la (figura 56), se muestra como debe ser la distribución a lo largo de la contracción [86]. Un incremento de presión mucho más pronunciado ocasionará pérdidas considerables que se reflejan en la calidad del flujo en la sección de prueba y la potencia del ventilador.

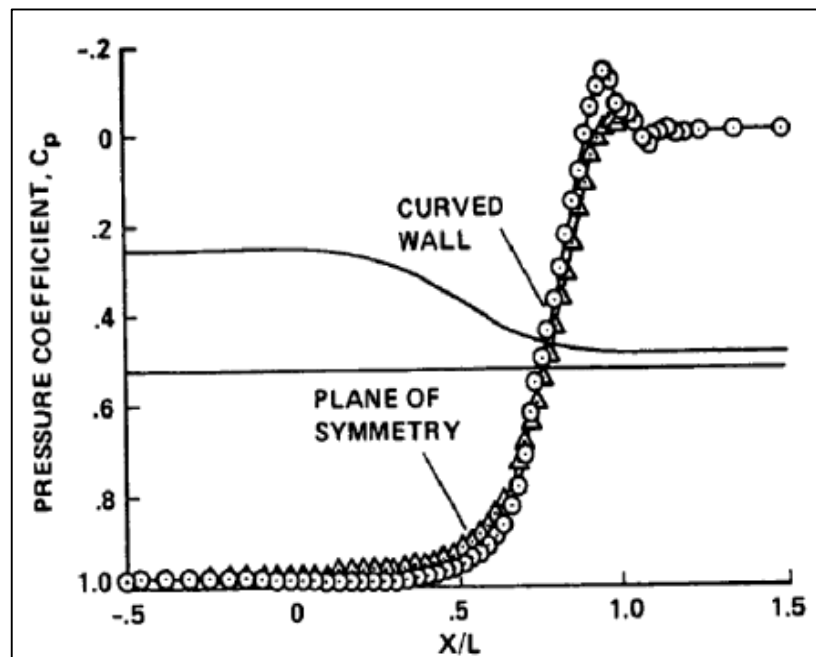


Figura 57. Diagrama de presiones.

El coeficiente de presión se grafica con respecto al área, teniendo en cuenta que depende directamente de la velocidad en cada sección y que está a su vez depende del área transversal. Las dimensiones y presiones estimadas en cada sección se sintetizan en la (tabla 19).

Tabla 19. Estimación de dimensiones y presión en cada sección del túnel.

Sección	Nombre	Área (m ²)	Velocidad (m/s)	Presión (Pa)
1	Sección de Pruebas	16	170.13	88100
2	Entrada Contracción	112	24.3	105425
3	Entrada cámara de asentamiento	112	24.3	105425
4	Codo	112	24.3	105425
5	Salida Difusor	32	85.1	101325
6	Codo	32	85.1	101325
7	Entrada ventilador	32	85.1	101325
8	Salida Difusor ventilador	112	24.3	105425

A continuación se muestran un bosquejo de las secciones más importantes del diseño del túnel aerodinámico como son: la zona de pruebas (figura 58), la contracción (figura 59) y el difusor (figura 60).

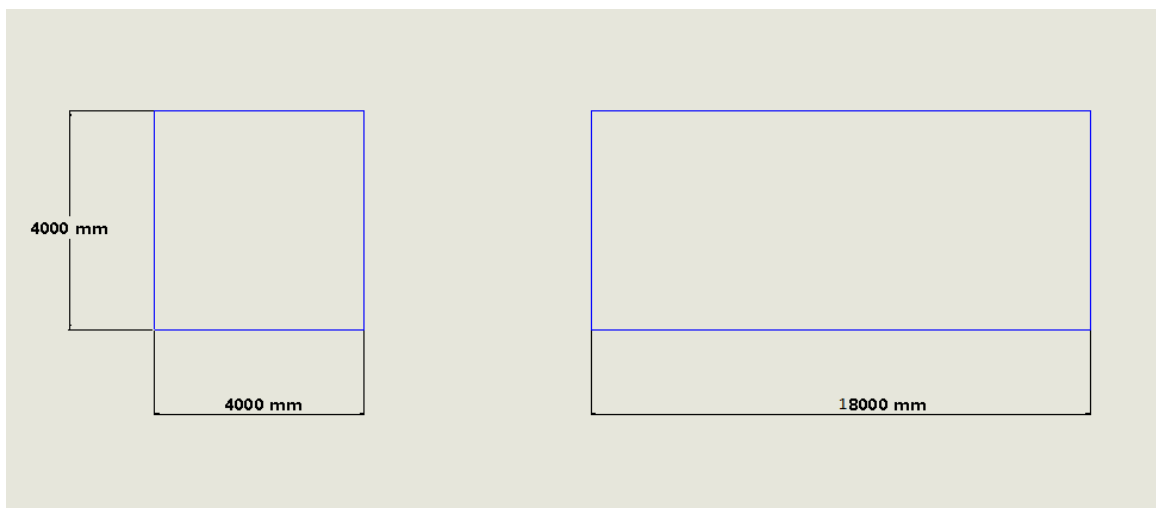


Figura 58. Bosquejo de las Dimensiones de la sección de pruebas.

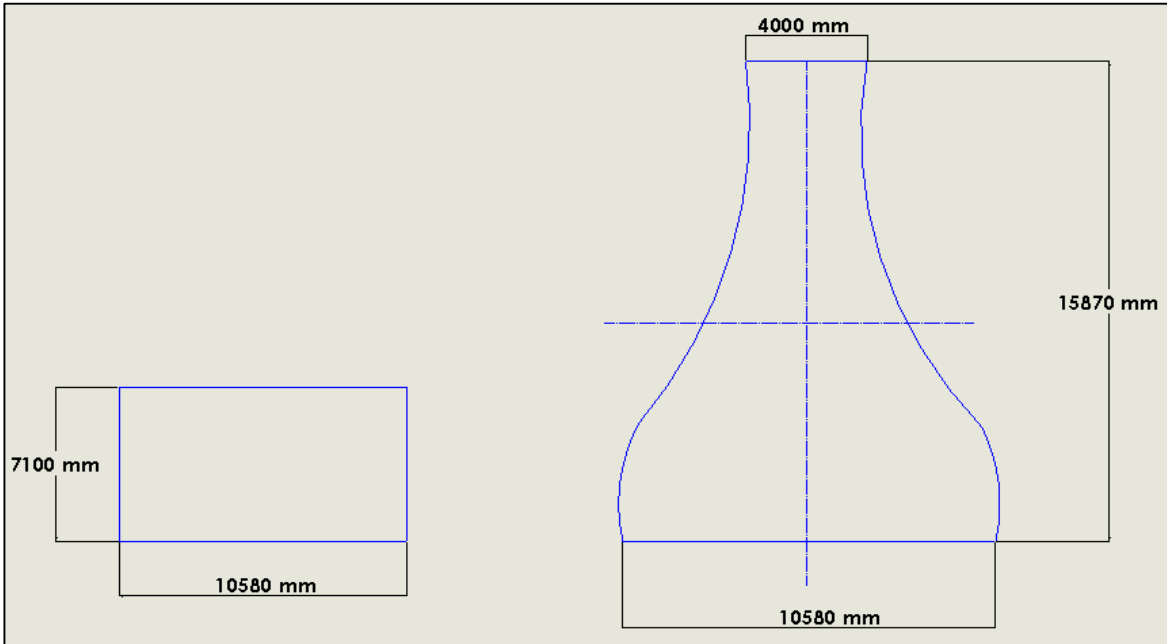


Figura 59. Bosquejo de las dimensiones de la sección de contracción.

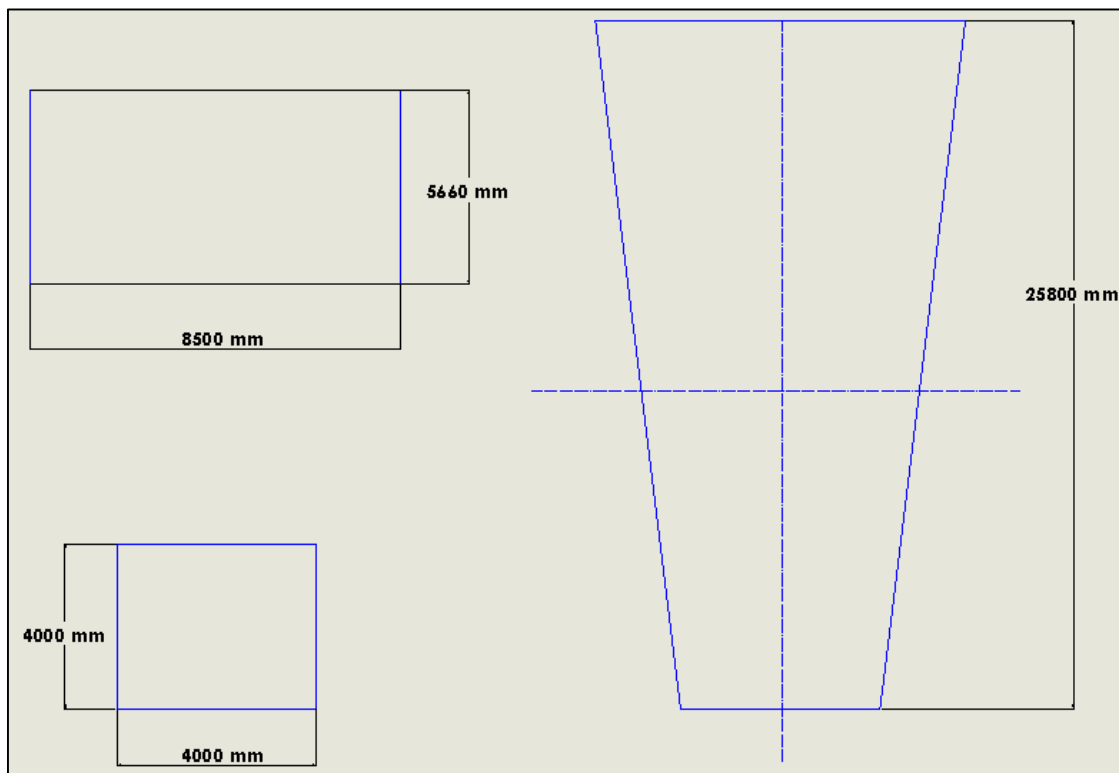


Figura 60. Bosquejo de las dimensiones de la Sección del Difusor.

3.10 Coeficiente de pérdida.

Sección de Pruebas:

Como esta sección, es de área constante a lo largo de toda su longitud, el coeficiente de pérdida se puede calcular a partir de la (ecuación 50):

$$K_l = f * \left(\frac{L}{D_H}\right) \quad (50)$$

Donde f es el coeficiente de fricción, L es la longitud y D_H es el diámetro hidráulico. Teniendo en cuenta que hay que aplicar el método de ensayo y error para hallar el coeficiente de fricción correcto, se asume un primer valor de 0.008. El coeficiente de fricción puede calcularse con la (ecuación 51) [85]:

$$f = \frac{1}{(2 \log(Re * \sqrt{f}) - 0.8)^2} \quad (51)$$

El coeficiente de pérdida de la sección $K_l=0.001390856$ se calculó con el coeficiente de fricción obtenido en el proceso iterativo mostrado (tabla 20):

Tabla 20. Coeficiente de fricción sección de pruebas.

FASS	Re	calculado	K_l
0.008	$5.62E^{+07}$	0.00711422	0.01422843
0.00711422	$5.62E^{+07}$	0.00717577	0.01435155
0.00717577	$5.62E^{+07}$	0.00717123	0.01434246
0.00717123	$5.62E^{+07}$	0.00717156	0.01434313
0.00717156	$5.62E^{+07}$	0.00717154	0.01434308
0.00717154	$5.62E^{+07}$	0.00717154	0.01434308
0.00717154	$5.62E^{+07}$	0.00717154	0.01434308
0.00717154	$5.62E^{+07}$	0.00717154	0.01434308

Con este valor se pueden calcular las pérdidas mayores Hv en la sección, con la (ecuación 52), sabiendo que al final se divide sobre 2 el resultado:

$$Hv = K_l * \frac{L}{D} * \frac{V^2}{2g} \quad (52)$$

$$Hv = 0.01434308 * 2 * \left(\frac{170.13 \text{ m/s}}{2 * 9.81 \text{ m/s}^2} \right)^2$$

$$Hv = 21.16 \text{ mts.}$$

3.10.1 Contracción.

Como esta sección del túnel tiene un área que varía de forma no lineal con la longitud, fue necesario dividirla en secciones pequeñas de tal manera que en cada una la variación de la velocidad no fuera superior a 0.09 m/s. Las pérdidas en cada tramo se calcularon a partir de un coeficiente de fricción de 0.008 y los resultados en cada una se promediaron para obtener los siguientes valores:

$$K_l = 0.0165234$$

$$Hv = 10.38 \text{ mts.}$$

3.10.2 Cámara de asentamiento.

La pérdida para una sección constante, se puede calcular de igual forma con la (ecuación 50):

$$K_l = f * \left(\frac{L}{D\alpha} \right)$$

Tomando como punto de partida un coeficiente de fricción de 0.008 se realiza el mismo procedimiento iterativo similar al utilizado en la sección de pruebas dando como resultado promedio:

$$K_l = 0.00822978 * \left(\frac{1.96 \text{ m}}{12.7 \text{ m}} \right)$$

$$K_l = 0.0012701$$

Para esta sección se toma en cuenta un coeficiente de pérdida definido por la (ecuación 53):

$$K_{lt} = K_l * \left(\frac{q_{sc}}{q_{ts}} \right) \quad (53)$$

Donde q_{sc} y q_{ts} son las presiones dinámicas en la cámara de asentamiento y la sección de pruebas respectivamente:

$$K_{lt} = 0.0012701 * \left(\frac{0.5 * 1.225 \frac{kg}{m^3} * (24.3 m/s)^2}{0.5 * 1.225 \frac{kg}{m^3} * (170.13 m/s)^2} \right)$$

$$K_{lt} = 0.000026$$

Las pérdidas menores son:

$$Hv = K_{lt} * \frac{L}{D} * \frac{V^2}{2g}$$

$$Hv = 0.001481 * \left(\frac{1.96 m}{12.7 m} \right) * \frac{(24.3 m/s)^2}{2 * 9.81 m/s^2}$$

$$Hv = 0.069 mts.$$

3.10.3 Codos direccionadores.

Sabiendo que esta sección está conectada con la cámara de asentamiento, el coeficiente de fricción tiene el mismo valor siendo la pérdida igual a:

$$K_l = 0.00822978 * \left(\frac{5.38 m}{12.7 m} \right)$$

$$K_l = 0.003486$$

Por lo tanto el coeficiente de pérdida se calcula usando la (ecuación 53):

$$K_{lt} = 0.003486 * \left(\frac{0.5 * 1.225 \frac{kg}{m^3} * (24.3 m/s)^2}{0.5 * 1.225 \frac{kg}{m^3} * (170.13 m/s)^2} \right)$$

$$K_{lt} = 0.00007112$$

Y las pérdidas menores serán:

$$H_v = 0.003486 * \left(\frac{5.38 m}{12.7 m} \right) * \frac{(24.3 m/s)^2}{2 * 9.81 m/s^2}$$

$$H_v = 0.045 mts.$$

3.10.4 Difusor:

El difusor presenta una pendiente suave con un ángulo de aproximadamente 5° para la profundidad y 3.35° para la altura por lo que fue necesario aplicar dos métodos de cálculo de las pérdidas siendo más eficaz el de división en secciones (similar al utilizado en la contracción) dando como resultado:

$$K_l = 0.018$$

$$H_v = 14.5 mts$$

El método más práctico para el cálculo de pérdidas según Jewel, Williams y Pope en el diseño preliminar consiste en adicionar a las pérdidas de cada sección un factor, que representa las pérdidas asociadas con el tipo de material de construcción. En términos generales la pérdida en cada sección se representa por la ecuación 54 [86]:

$$K_d = K_f + K_{ex} \quad (54)$$

Donde K_f es el coeficiente de fricción debido al tipo de material utilizado en la construcción del túnel o la sección en particular, K_{ex} es el coeficiente de pérdida para las secciones que presentan cambios súbitos o controlados de presión, (ecuación 55) y (ecuación 56) respectivamente:

$$K_f = \left(1 - \left(\frac{1}{AR}\right)^2\right) * \left(\frac{f}{8\text{sen}\alpha}\right) \quad (55)$$

$$K_{ex} = K_e \left(\frac{AR - 1}{AR}\right)^2 \quad (56)$$

El factor K_{ex} según Eckert y Jope, depende significativamente de la sección transversal del difusor y su forma, la cual determina las características del comportamiento del fluido que atraviesa dicha sección; por ende se describen dos fórmulas, una para secciones transversales cuadradas o rectangulares y otra para secciones circulares o elípticas [87]. Es muy importante mencionar que los autores en referencia, llegaron a esta conclusión gracias a sus propios estudios e investigaciones y determinaron una ecuación que relaciona el ángulo de expansión para determinar el coeficiente de pérdida $K_{e\theta}$, (ecuación 57)

$$K_{e\theta} = 0.1222 - 0.0459\alpha + 0.02203\alpha^2 + 0.003263\alpha^3 - 0.0006145\alpha^4 - 0.000028\alpha^5 + 0.00002337\alpha^6 \quad (57)$$

Tomando en cuenta la ecuación 57, los valores correspondientes serán:

$$K_d = 0.081$$

$$K_f = 0.011$$

$$K_{ex} = 0.069$$

$$K_e = 0.2797$$

Con esto el valor del coeficiente de pérdida local K_{lt} (ecuación 53) será:

$$K_{lt} = 0.081 * \left(\frac{0.5 * 1.225 \frac{kg}{m^3} * (86.1 m/s)^2}{0.5 * 1.225 \frac{kg}{m^3} * (170.13 m/s)^2} \right)$$

$$K_{lt} = 0.0204$$

3.10.5 Segundo codo direccionador.

Esta sección es aledaña al difusor de salida de la sección de pruebas. Teniendo en cuenta esto, los valores para el coeficiente de pérdida serán:

$$K_l = 0.0075 * \frac{13.27 m}{6.78 m}$$

$$K_l = 0.01468$$

$$K_{lt} = 0.01468 * \left(\frac{0.5 * 1.225 \frac{kg}{m^3} * (86.1 m/s)^2}{0.5 * 1.225 \frac{kg}{m^3} * (170.13 m/s)^2} \right)$$

$$K_{lt} = 0.003760$$

$$H_v = 0.01468 * \left(\frac{13.27 m}{6.78 m} \right) * \frac{(85.1 m/s)^2}{2 * 9.81 m/s^2}$$

$$H_v = 5.30 m$$

3.10.6 Difusor del ventilador.

Para la sección del ventilador, se debe de tomar en cuenta que es un área de sección constante cuya longitud es de 1.18 m. Teniendo en cuenta estos parámetros, las pérdidas para esta sección serán:

$$K_l = 0.007294 * \frac{1.18 \text{ m}}{3.98 \text{ m}}$$

$$K_l = 0.002162$$

$$K_{lt} = 0.002162 * \left(\frac{0.5 * 1.225 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3} * (86.1 \text{ m/s})^2}{0.5 * 1.225 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3} * (170.13 \text{ m/s})^2} \right)$$

$$K_{lt} = 0.0005537$$

Además en la sección del ventilador se estima una intensidad en la turbulencia, determinada con la (ecuación 58):

$$I = \frac{0.16}{(Re^{1/8})} \quad (58)$$

$$I = 0.01914$$

El difusor del ventilador presenta características similares al difusor de la sección de pruebas, con la diferencia de que el ángulo de divergencia es de 4°. Los siguientes son las pérdidas calculadas para la sección del ventilador, (tabla 21):

Tabla 21. Pérdidas en la sección del ventilador.

K_{lt}	0.02323605
K_f	0.01182564
K_e	0.32447418
K_{ex}	0.08111854
K_d	0.09294419

El valor de las pérdidas menores será igual:

$$Hv = 1.30 \text{ m}$$

3.10.7 Relación de energía.

La relación de energía se calcula con la siguiente (ecuación 59), y ésta se define como:

$$E_r = \frac{1}{\sum K_{lt}/2} \quad (59)$$

$$E_r = 6.42$$

El valor de E_r debe estar dentro de los límites permitidos entre 3 y 9.

3.10.8 Potencia en el cuarto ventiladores.

La cantidad de energía necesaria para mover cierto caudal de aire a una velocidad determinada, está definida por la siguiente (ecuación 60):

$$Pt = 0.5 * \rho * A_{ts} * v^3 \tag{60}$$

Donde A_{ts} es el área de la sección de pruebas:

$$Pt = 0.5 * 1.225 \frac{kg}{m^3} * 16 m^2 * (170.13 m/s)^3$$

Análisis dimensional

$$Pt = \frac{kg}{m^3} * m^2 * \frac{m^3}{s^3} = kg * \frac{m}{s^2} * \frac{m}{s}$$

$$Pt = N * \frac{m}{s} = \frac{J}{s} = Watts$$

Conociendo el área de la sección de pruebas podemos determinar la potencia por cada metro cuadrado, que requerirá el sistema:

$$Pt = 48,257,940.29 N * m/s \cong 48,257.94 Kw \cong 3016.12 Kw/m^2$$

Este resultado puede compararse con la información de la (tabla 22), propuesta por Barlow Jewel, Rae Williams y Pope Alan [88], la cual muestra el valor de la potencia del cuarto de ventilador por unidad de área en condiciones atmosféricas estándar para varias velocidades en la sección de pruebas.

Tabla 22. Potencia del cuarto de ventilador por unidad de Área.

V (mph)	V (m/s)	Número de Mach	hp/Ft ²	Kw/m ²
20	8.94	0.026	0.055	0.44
50	22.35	0.066	0.85	6.88
100	44.7	0.131	6.82	54.72
200	89.4	0.263	54.56	437.3
300	134.1	0.394	184.15	1476.2
400	178.8	0.525	436.51	3499.9

3.10.9 Pérdidas de Flujo.

Éstas se definen tal y como se observa en la (ecuación 61):

$$P_c = \frac{P_t}{E_r} \quad (61)$$

Donde P_t es la potencia en el cuarto del ventilador y E_r es la relación de energía:

$$P_c = \frac{3016.12}{6.42} = 469.8 \text{ Kw/m}^2$$

3.11 Sumatoria de pérdidas.

Para encontrar la presión en la entrada de la sección del ventilador es necesario tomar en cuenta la sumatoria de pérdidas, ya que la potencia de éste depende de dicha sumatoria.

La presión a la entrada del ventilador está dada por la ecuación 62:

$$P_2 = P_1 + 0.5\rho v_1^2 - 0.5\rho v_2^2 - \sum H_v \quad (62)$$

El diferencial de presiones se determina con la ecuación 63:

$$\Delta P = (\sum H_v) * g * \rho \quad (63)$$

$$\Delta P = (56 \text{ m}) * 9.81 \frac{\text{m}}{\text{s}^2} * 1.225 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3}$$

$$\Delta P = 15.62 \text{ Pa}$$

Sustituyendo los valores restantes en la ecuación 63 tendremos el siguiente resultado:

$$P_2 = 101325 \text{ Pa} - 15.62 \text{ Pa}$$

$$P_2 = 101309.37 \text{ Pa}$$

3.12 Potencia del Motor.

La potencia está definida como se observa en la siguiente ecuación 64:

$$Pot = \Delta P * Q \quad (64)$$

Donde Q es el caudal entregado por el ventilador:

$$Pot = 15.62 Pa * 32 m^2 * 85.1 m/s$$

$$Pot = 42,536.4 Watts$$

Se realizará la conversión a caballos de potencia para tener una cifra familiarizada con nuestro día a día:

$$Pot = 42,536.4 watts \times \frac{2.42 Hp}{1807.58 watts}$$

$$Pot = 56.95 Hp$$

La potencia está directamente relacionada con el tamaño del motor y el consumo de energía. Por otro lado sabemos bien que las medidas reales de diseño saldrán en gran parte de la simulación del túnel aerodinámico, las cuales se realizarán en ANSYS mediante una simulación CFD (Computational Fluid Dynamics). Éstas se complementarán con el cálculo ya establecido.

Capítulo 4: Análisis CFD.

En este apartado se describe el procedimiento correspondiente a la generación del modelo, pre-proceso, condiciones de frontera, suposiciones y discretización del dominio. Además se analizan los resultados hasta llegar a una morfología óptima del túnel de viento.

4.1 Dinámica computacional de fluidos CFD.

El uso de la dinámica computacional de fluidos (CFD por sus siglas en inglés) en la ingeniería ha tenido un gran auge en las últimas dos décadas. A pesar de que el desarrollo moderno de CFD comenzó su advenimiento en los años 50's, los métodos numéricos utilizados para generar estos algoritmos computacionales, como son el método de diferencias finitas (MDF), el método de elemento finito (MEF) y el método de volumen finito (MVF) comenzaron a finales del siglo XIX.

Es muy difícil decir con seguridad cuáles fueron las fechas de los primeros cálculos, utilizando técnicas de CFD. Es posible citar personas como al inglés Lewis Fry Richardson (1881-1953), como el precursor de la utilización de dichas técnicas, quien de hecho fue el primero en utilizar un modelo numérico en predicciones meteorológicas.

Posteriormente, en 1933. La primera simulación numérica (sin ordenadores aún), de flujo alrededor de un cilindro, fue realizada en Inglaterra y llevada a cabo por el científico A. Tom. Posteriormente, similares resultados fueron publicados por el también científico M. Kawaguti en Japón, utilizando las ecuaciones de Navier-Stokes para el flujo alrededor de un cilindro utilizando un número de Reynolds de 40.

En tiempos recientes como es sabido, las computadoras están experimentando una mejora enorme en cuanto a su capacidad de cálculo se refiere. Lo que antes se realizaba con los más modernos y potentes equipos de cómputo, hoy es posible hacerlo con computadoras portátiles, dependiendo de la complejidad del problema y del tamaño del dominio a analizar, éstos se pueden resolver hasta en cualquier PC en la comodidad de un hogar o en un súper servidor multi-núcleo destinado al cálculo.

El movimiento de los fluidos en ciertos pasajes, y en general en formas complejas, desafían en análisis directo por medio de las ecuaciones que los gobiernan. Por esto, la dinámica de fluidos computacional es la ciencia de predecir el flujo del fluido, transferencia de calor y masa, reacciones químicas y fenómenos relacionados con

conservación de masa, momentum, energía y fuerzas de cuerpo, utilizando para esto métodos numéricos y en la actualidad apoyándose de un equipo de cómputo para realizar una mayor cantidad de cálculos en un corto periodo de tiempo, logrando hacer análisis más complejos que en el pasado eran imposible.

Para realizar una simulación de un problema físico utilizando metodologías como la del método de elemento y volumen finito se deben de seguir tres pasos esenciales que son, el pre-proceso, solución y el pos-proceso, que se describen a continuación.

4.1.1 Pre-proceso.

1. A partir de la naturaleza física del sistema, se selecciona el modelo matemático apropiado para describir su comportamiento, teniendo en cuenta que caracterice con exactitud aquellas propiedades que sean objeto de estudio durante la simulación numérica.
2. Una vez seleccionado el modelo matemático, se divide la estructura en porciones que no se intersectan entre sí. En cada porción, que recibe el nombre de elemento o volumen finito, se interpolan las variable principales en función de su valor en múltiples puntos discretos de cada elemento; a dichos puntos se las llama nodos. El sistema está compuesto ahora por una malla de elementos de estudio; a esta etapa también se le conoce como discretización del dominio.
3. Se discretizan las ecuaciones diferenciales que gobiernan el sistema, obteniendo así las expresiones matemáticas algebraicas a resolver en cada elemento.
4. Se obtienen las expresiones a partir de las cuales se determinará el comportamiento del sistema en conjunto, partiendo de las expresiones discretas de cada conjunto.

4.1.2 Solución.

5. Se resuelve el sistema de ecuaciones algebraicas. El proceso de resolución puede estar basado en cualquier método de resolución de ecuaciones lineales conocido; sin embargo, su aplicación es diferente para situaciones de estado estacionario y estado transitorio. En el primer caso se resuelve el sistema de ecuaciones de forma iterativa, hasta alcanzar una solución que las satisfaga con la tasa menor de error posible. Para los sistemas transitorios, el proceso debe realizarse, además, para cada instante de tiempo considerado en la simulación.

4.1.3 Post-proceso.

6. Después de obtener los resultados numéricos, se realiza la interpretación y presentación de los mismos. Para ello suelen utilizarse métodos gráficos que facilitan el proceso de visualización.
7. Una vez estudiados los resultados, el analista puede plantearse efectuar modificaciones en cualquiera de las fases anteriores, con objeto de obtener resultados diferentes que ayuden a resolver el problema de ingeniería tratado en la simulación, o de corrección de posibles errores presentes en el desarrollo de la misma.

Utilizando la dinámica de fluidos computacional, es necesario, para lograr la exactitud adecuada, que los elementos sean muy pequeños, de modo que el modelo de volumen finito, contenga literalmente millones de elementos. El cómputo de alta velocidad y los códigos eficientes de programación hacen que este método sea práctico.

Para resolver un fenómeno físico mediante el análisis de flujo computacional, se debe de tener un buen entendimiento del problema mismo, esto para poder delimitar

sus alcances y a la vez ser capaz de realizar las suposiciones y simplificaciones, que nos permitan aprovechar de mejor modo las potencialidades del método.

Para esto se comienza con la descripción del problema, donde se pretende encontrar una geometría funcional tridimensional de un túnel aerodinámico. Ésta geometría debe cumplir con al menos dos características principales: presión uniforme y flujo laminar en la zona de pruebas.

Se genera un modelo tridimensional en un software de uso comercial como lo muestra la (figura 61).

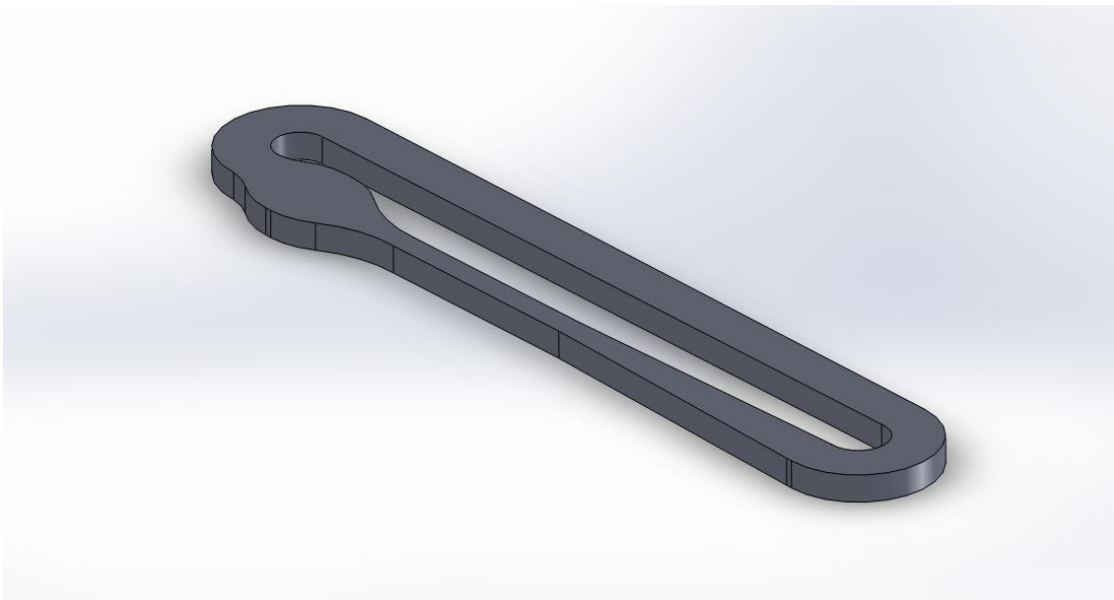


Figura 61. Modelo tridimensional del dominio de flujo del túnel aerodinámico.

Como se puede apreciar en la imagen anterior el modelo fue diseñado para recircular el aire en su interior, por lo que su geometría se vuelve complicada, sin embargo esta geometría tridimensional puede ser simplificada de tal forma que el dominio del mismo pueda también ser aproximado mediante un modelo bidimensional.

Por consiguiente el modelo bidimensional que se utilizará para realizar los análisis preliminares, queda como se muestra en la (figura 62).

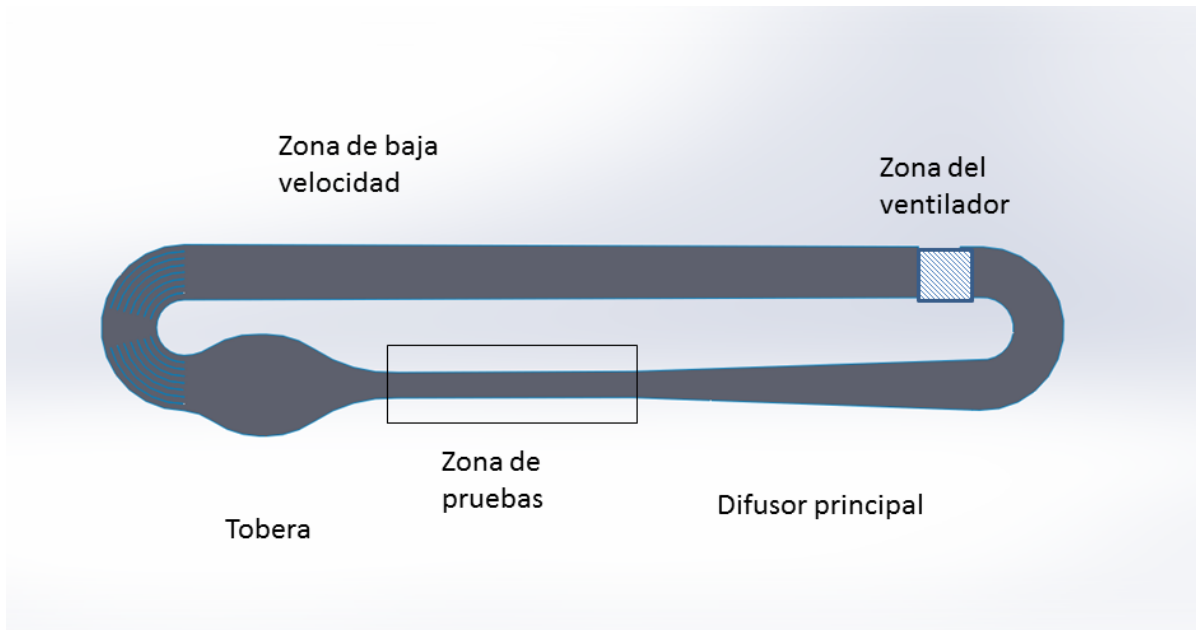


Figura 62. Modelo bidimensional preliminar.

Como se puede apreciar, los detalles importantes de la geometría han sido representados de manera bidimensional, lo que en términos de costo computacional, resulta ser muy conveniente.

Ésta práctica es muy común en la realización de cualquier predicción de algún comportamiento físico mediante métodos numéricos discretos, debido a que el ordenador tiene que calcular el resultado de las ecuaciones que gobiernan el problema en cada elemento del dominio. Se entiende por esto, también que al aumentar el número de elementos en los que se divide el dominio de un problema, así también aumenta el tamaño de la matriz a solucionar por el ordenador. Se debe considerar también que, dependiendo de la naturaleza del problema, el número de iteraciones que se deberán de realizar hasta alcanzar un número permisible de error en términos numéricos, será mayor, por lo que una forma de control del tiempo de cálculo que es posible manejar es simplificando la geometría del dominio del fenómeno. Esto no afecta su comportamiento, es decir, que con las simplificaciones realizadas en el pre-proceso es posible simular un comportamiento físico lo más apegado posible a la realidad.

También podemos apreciar en la (figura 63), que se agregaron paredes dentro del dominio que jugaran el papel de deflectores, que impedirán que el flujo tienda a ser demasiado turbulento. Ésto es ampliamente utilizado como se vio en los capítulos anteriores.

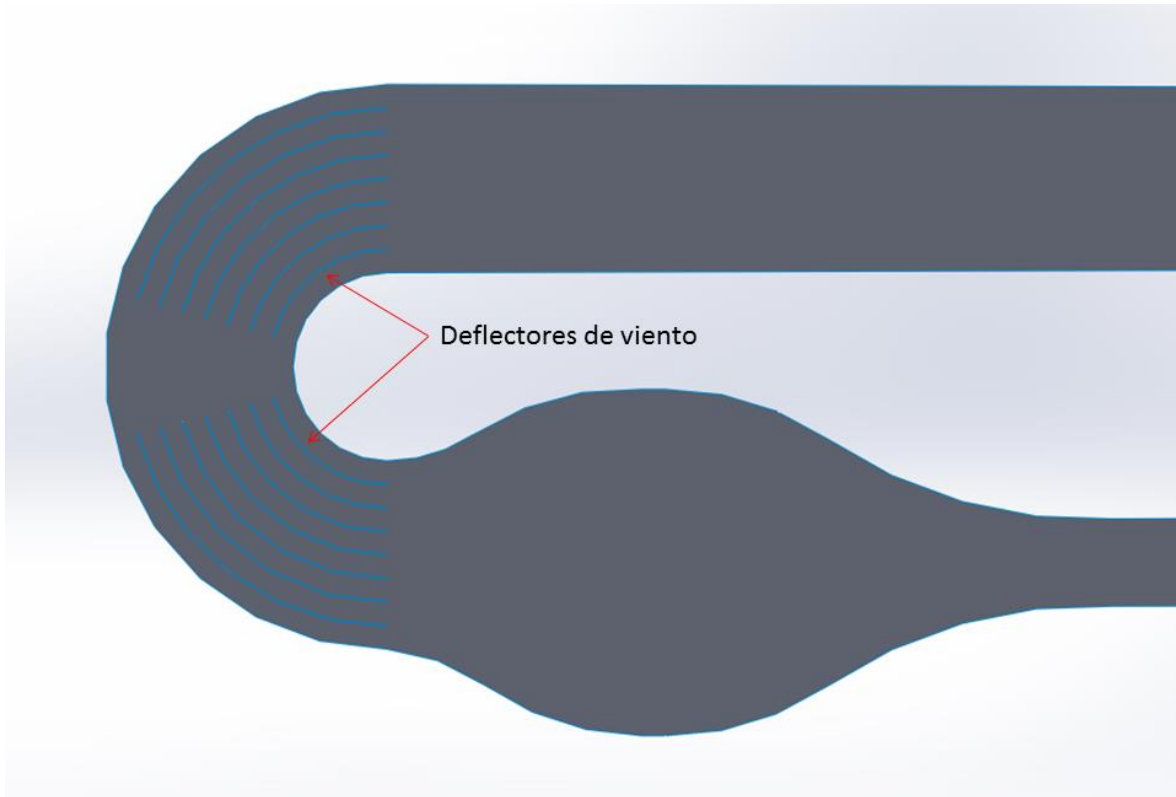


Figura 63. Deflectores de viento (*Corner Vanes*).

4.2 Consideraciones.

Las consideraciones que vamos a tomar para este análisis, se realizan en base al comportamiento esperado y tomando en cuenta el comportamiento normal de un dispositivo como lo es un túnel aerodinámico, por lo que las consideraciones principales que se realizarán son las siguientes:

- Temperatura del aire constante de 15°C
- Velocidad de zona de pruebas de 170 m/s
- El aire se comporta como un gas ideal.

- Se tiene flujo no compresible.
- Aire a presión atmosférica.
- Se analiza un régimen estacionario.
- Se desprecian las pérdidas de carga.

Se simulará mediante CFD el diseño del túnel de viento con la finalidad de validar y/o optimizar los siguientes datos:

- 1.- Caudal necesario para lograr en la zona de análisis velocidades de crucero de hasta 600 km/h.
- 2.- Nivel de turbulencias generadas en la geometría propuesta.
- 3.- Geometría óptima, tomando como características objetivo los dos puntos anteriores.

Los puntos anteriores se seleccionan en base a los requerimientos de diseño mínimos requeridos, para el desarrollo de un túnel aerodinámico. Una vez determinados los parámetros de simulación, ya es posible poder discretizar el dominio.

4.3 Discretización del dominio.

Se genera la malla mediante la utilización de un software comercial, la configuración que se aplica, utiliza rectángulos, con aproximación en curvaturas, dando como resultado una malla como la que se muestra en las (figuras 64), mostrada a continuación.

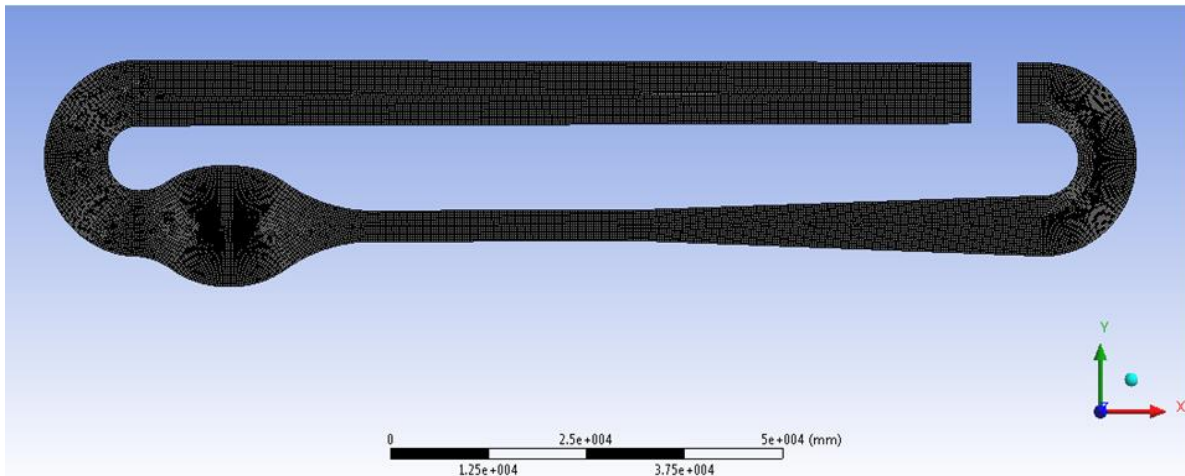


Figura 64. Malla 2D preliminar.

Como se puede apreciar en las imágenes, el mallado tiene una muy buena distribución en el dominio, tratando de mantener elementos de tamaños uniformes y de formas rectangulares alineados en la dirección del flujo, esta práctica resulta ser muy buena, pues reducir la posibilidad de errores numéricos al solucionar.

La forma, tamaño y configuración de los elementos tienen que ser seleccionados lo más cuidadosamente posible, de tal manera de que el dominio pueda ser simulado lo más cercanamente posible a su comportamiento natural.

El tamaño del elemento influye directamente en la convergencia de la solución y por lo tanto, debe seleccionarse de manera cuidadosa, debido a que el uso de elementos grandes agiliza la solución, pero resulta en grandes residuales numéricos y tamaños de elemento demasiado pequeños, encarecen el cálculo haciéndolo muy lento traduciéndolo en pérdidas de tiempo importantísimo, para el desarrollo de cualquier proyecto.

El proceso de discretización queda muy bien desarrollado con elementos de tamaño homogéneo y se demuestra perfectamente en las (figuras 65) y (figura 66) respectivamente.

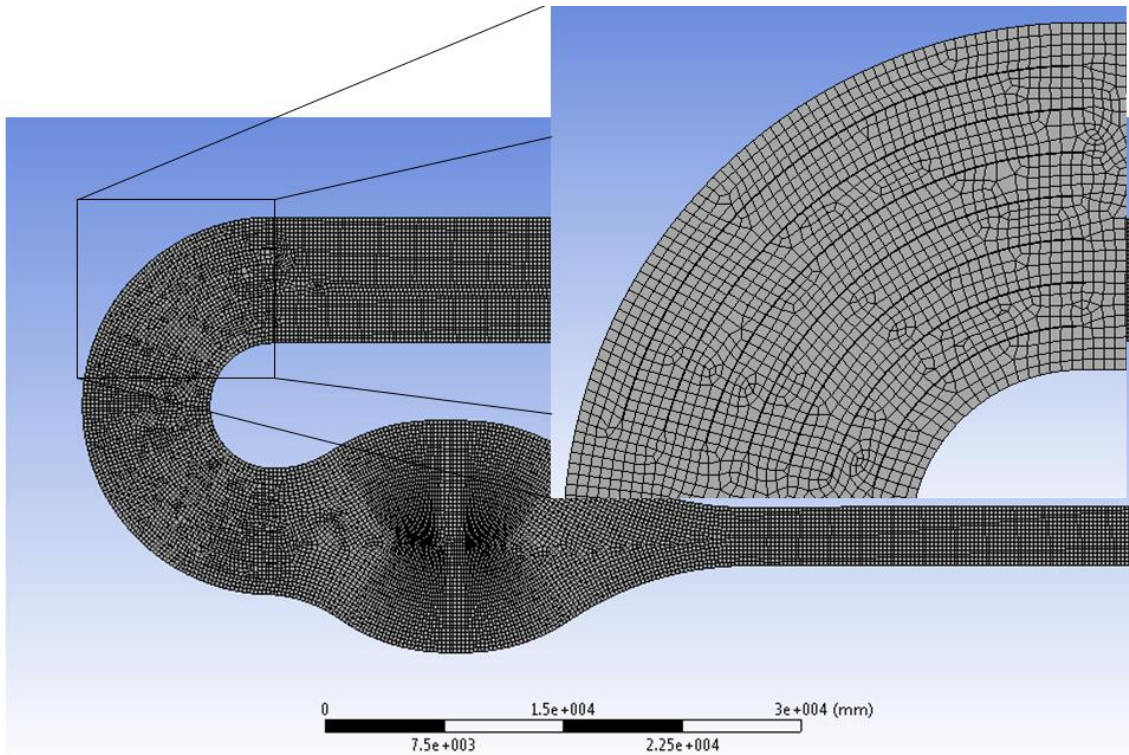


Figura 65. Acercamiento en zona izquierda del dominio mallado.

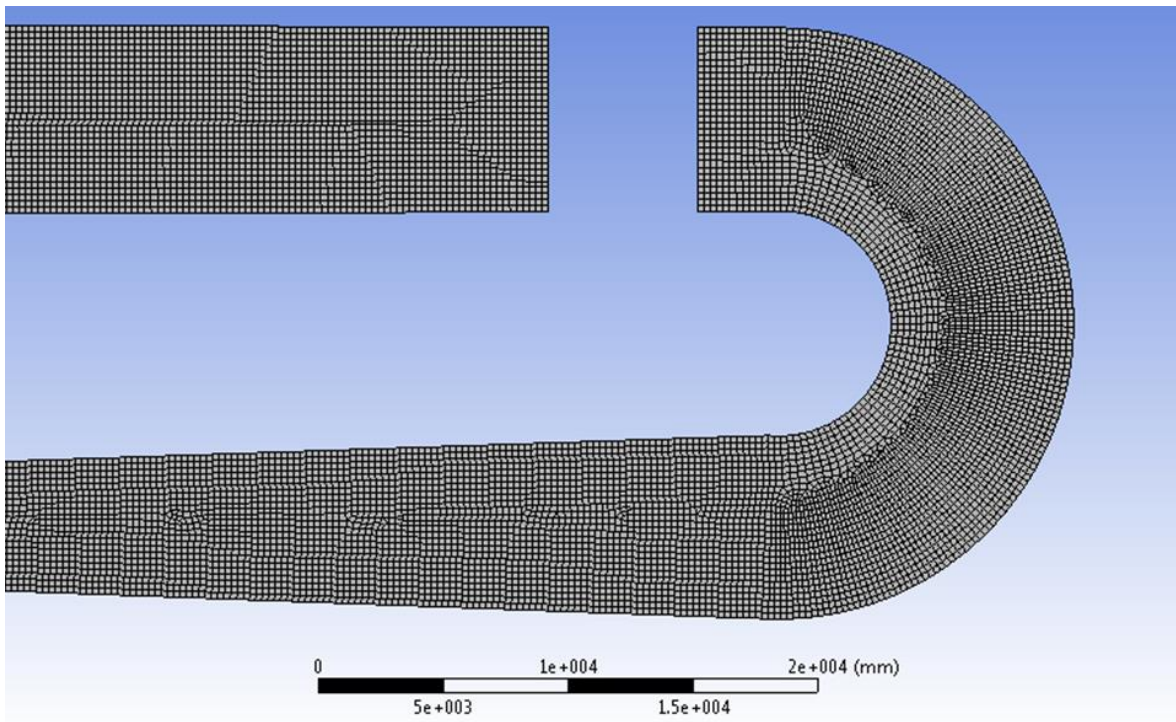


Figura 66. Acercamiento del lado derecho al dominio mallado.

El resultado de la malla generada, entrega una discretización de buena calidad con pocas imperfecciones, aceptables para análisis preliminares, también se puede apreciar que la malla es mapeada. Las características específicas de la malla se pueden ver en la siguiente (tabla 23).

Tabla 23. Características de malla.

Nodos	34,473	unidades
Elementos	32,778	unidades
Vol. Mínimo	2.4512×10^{-3}	m^3
Vol. Máximo	1.379×10^{-1}	m^3
Vol. Total	1.93654×10^3	m^3

Se puede apreciar que en primer lugar, la cantidad tanto de nodos como de elementos no es tan grande, para este modelo preliminar. Por otra parte los volúmenes máximos y mínimos son todos positivos como en realidad son.

4.4 Modelo Matemático.

Al utilizar ANSYS FLUENT para resolver un problema de flujo de fluidos en el que se tiene un volumen de control como lo es, en un túnel aerodinámico, se requiere de activar los modelos físicos relevantes, administrar condiciones de frontera, establecer valores de entrada y propiedades de los materiales que gobiernen la transferencia de calor o que varíen con la temperatura.

En nuestro caso es importante activar las ecuaciones que rigen el comportamiento de los fluidos. Las ecuaciones que rigen toda la mecánica de fluidos se obtienen por la aplicación de los principios de conservación de la mecánica y la termodinámica a un volumen de fluido. Para generalizarlas usaremos el teorema del transporte de Reynolds y el teorema de la divergencia (o teorema de Gauss) para obtener las ecuaciones en una forma más útil para la formulación Euleriana [1] [2].

Las tres ecuaciones fundamentales son:

- La ecuación de continuidad.
- La ecuación de la cantidad de movimiento.
- La ecuación de la conservación de la energía.

Estas ecuaciones pueden darse en su formulación integral o en su forma diferencial, dependiendo del problema. A este conjunto de ecuaciones dadas en su forma diferencial también se le denomina ecuaciones de Navier-Stokes (las ecuaciones de Euler son un caso particular de las ecuaciones de Navier-Stokes para fluidos sin viscosidad).

No existe una solución general a dicho conjunto de ecuaciones debido a su complejidad, por lo que para cada problema concreto de la mecánica de fluidos se estudian estas ecuaciones buscando simplificaciones que faciliten la resolución del problema. En algunos casos no es posible obtener una solución analítica, por lo que hemos de recurrir a soluciones numéricas generadas por ordenador como es nuestro caso.

Las ecuaciones son las siguientes:

En mecánica de fluidos, una ecuación de continuidad es una ecuación de conservación de la masa. Su forma diferencial es:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \vec{u}) = 0 \quad (65)$$

Donde ρ es la densidad, t el tiempo y $\vec{u} = u_x \vec{i} + u_y \vec{j} + u_z \vec{k}$ la velocidad del fluido. Es una de las tres ecuaciones de Euler.

Ecuación de momento el cual es una magnitud física fundamental de tipo vectorial. Esta ecuación describe el movimiento de un cuerpo en cualquier teoría mecánica y su forma diferencial es como se observa en la siguiente ecuación 66:

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho \mathbf{v}) + \nabla \cdot (\rho \mathbf{v} \otimes \mathbf{v}) = \rho \mathbf{f} + \nabla \cdot \boldsymbol{\tau}. \quad (66)$$

La ecuación de la energía es el fundamento del primer principio de la termodinámica. Indica que la energía ligada a un sistema aislado permanece constante en el tiempo, ver ecuación 67:

$$\rho \frac{D}{Dt} \left(e + \frac{1}{2} v^2 \right) = -\nabla \cdot (p\mathbf{v}) + \nabla \cdot (\boldsymbol{\tau}' \cdot \mathbf{v}) + \rho \mathbf{f} \cdot \mathbf{v} + \nabla \cdot (k\nabla T) \quad (67)$$

Realizando un análisis básico y debido a que la transferencia de calor, así como, la variación de temperatura serán despreciables, esto porque se supondrá que el sistema completo del túnel de viento, estará equipado con un intercambiador de calor, que suministrará el calor necesario para mantener sin variaciones estos dos parámetros, la ecuación de la energía no será tomada en cuenta para nuestro análisis.

Así solo se considerarán las ecuaciones de continuidad y de momentum, lo que nos permite generar una discretización eficiente sobre el dominio de flujo ahorrando tiempo de cálculo.

4.5 Condiciones de Frontera.

Las condiciones de frontera son los valores característicos que delimitan físicamente un problema, proporcionando datos que condicionan el fenómeno y transforman un problema general a un problema específico.

En nuestro problema de flujo de aire a través de un túnel Aerodinámico, se considera que la temperatura es constante en todo el circuito cerrado y que las velocidades del aire serán controladas mediante un turboventilador. Las condiciones de frontera en general (tabla 24), que se muestra a continuación.

Tabla 24. Condiciones de frontera y características tomadas para el análisis computacional.

Variable	Valor	Unidades
Temperatura ambiente.	283	°K
Entrada de aire	170	m/s
Presión de salida	101,325	Pa
Flujo de calor en paredes	0	W/m ²
Fricción en paredes	0.008	N/A

En la (Figura 67), se muestran las fronteras del dominio que fueron asignadas, para representación del problema.

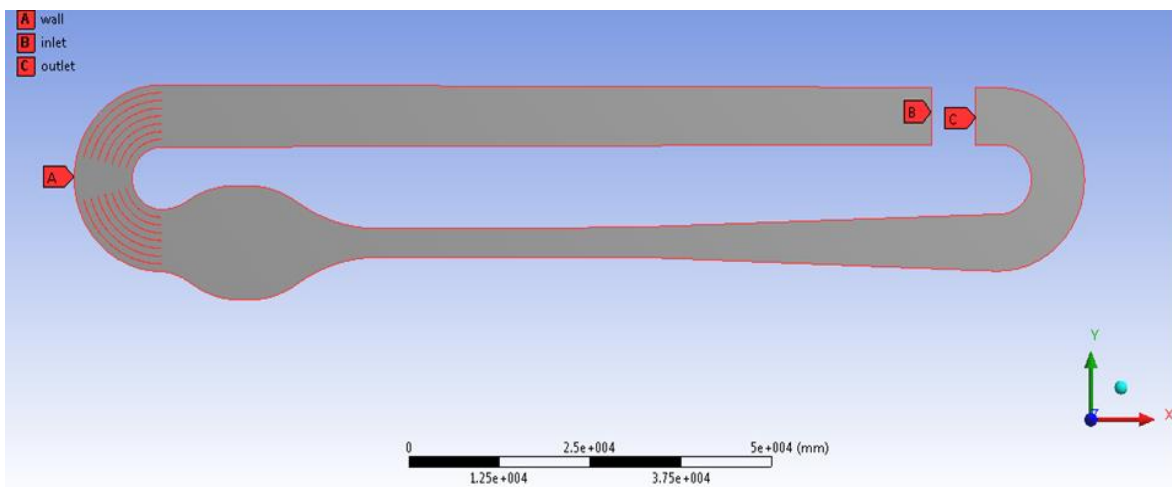


Figura 67. Fronteras de modelo bidimensional (vista completa).

En la imagen anterior podemos apreciar que el dominio fue dividido en tres fronteras principales, estas fronteras físicas, contendrán las condiciones de frontera, que proporcionaran a las ecuaciones de solución. Éstas están representadas en la (figura 68) y se identifican con las letras A, B y C, llevando por nombre *Wall*, *Inlet* y *Outlet* respectivamente, que el software asigna por default.

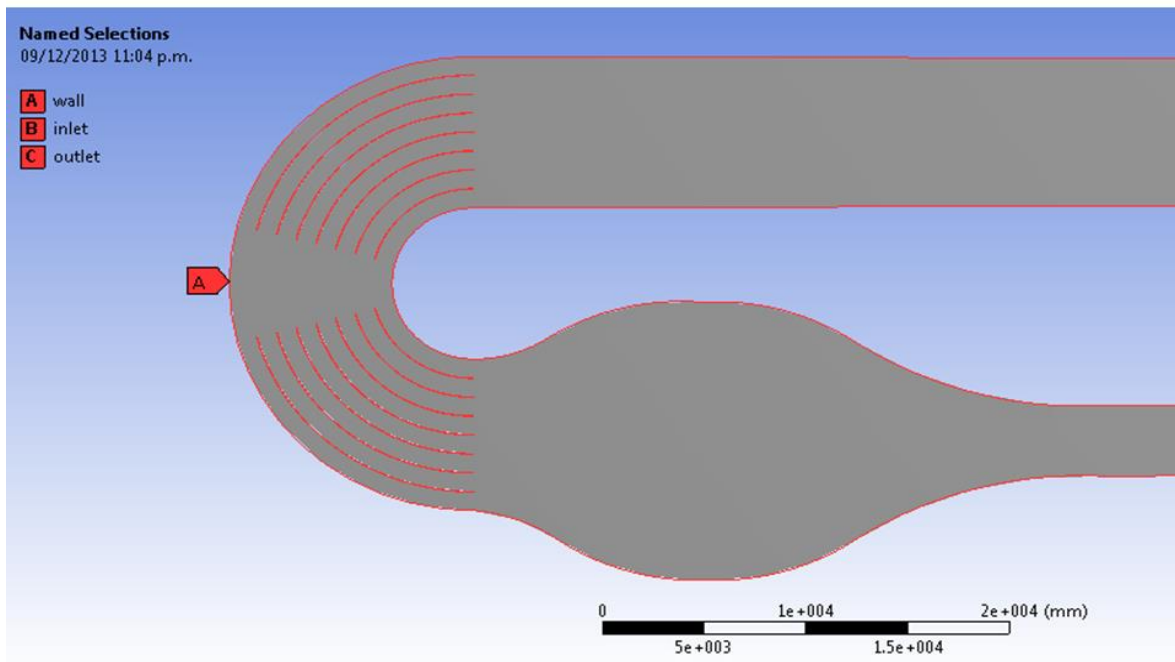


Figura 68. Fronteras de modelo bidimensional (detalle de la contracción).

La condición de pared (*Wall* por su definición en inglés) representa todas aquellas superficies que el fluido no podrá traspasar, y que delimitan el flujo del mismo.

Inlet representa la entrada del fluido, en este caso aire. Es en esta sección donde se localiza la salida del ventilador por lo que se pueden hacer consideraciones de flujo constante y además uniforme. Ésta representa nuestro principal dato de entrada, (figura 69).

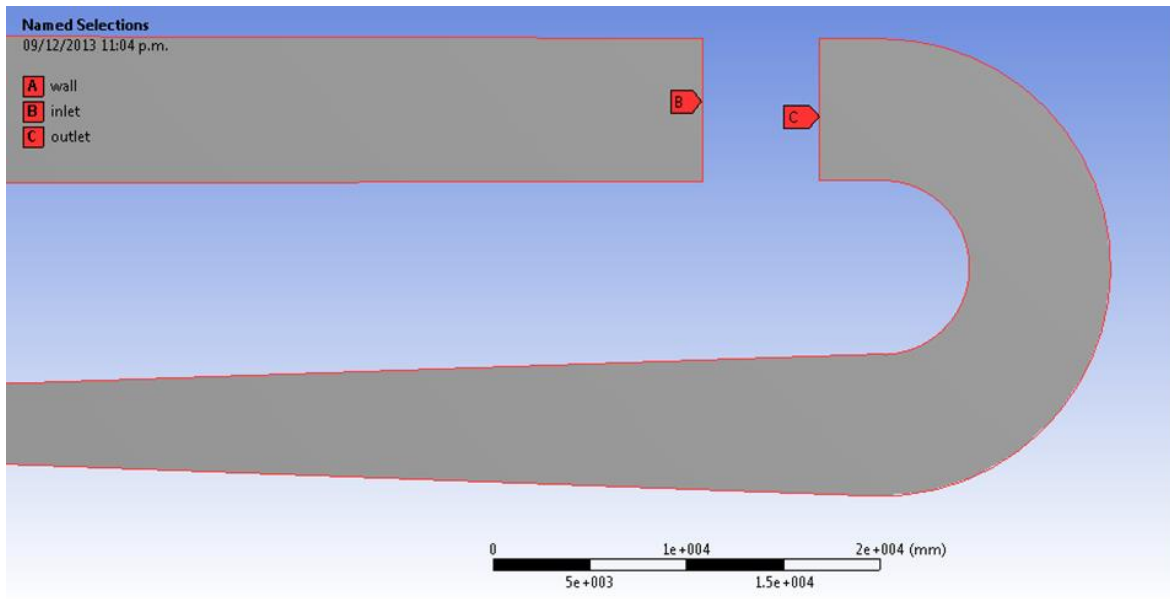


Figura 69. Interface en modelo bidimensional (detalle difusor y curva).

Por último se tiene la condición *Outlet*, la cual representa la salida del aire del sistema. En esta pared también se representa la entrada al ventilador y reinicio del ciclo. Se realiza para esto la suposición de que el ventilador suministrará la energía necesaria para compensar todas las pérdidas energéticas existentes y que de esta forma se mantenga un flujo continuo y estable.

Con la malla generada, las condiciones de frontera establecidas, junto con las condiciones de análisis, el modelo se encuentra preparado para pasar al análisis computacional. Es aquí donde se analizarán los detalles de la simulación, así como los resultados de la misma, utilizando para su obtención la paquetería ANSYS FLUENT.

4.6 Proceso de optimización del túnel aerodinámico.

Se utiliza la geometría anterior para realizar el análisis con la finalidad de obtener resultados preliminares. Se encuentra un comportamiento como el esperado, y las curvas direccionadoras de aire realizan su trabajo perfectamente, (figura 70).

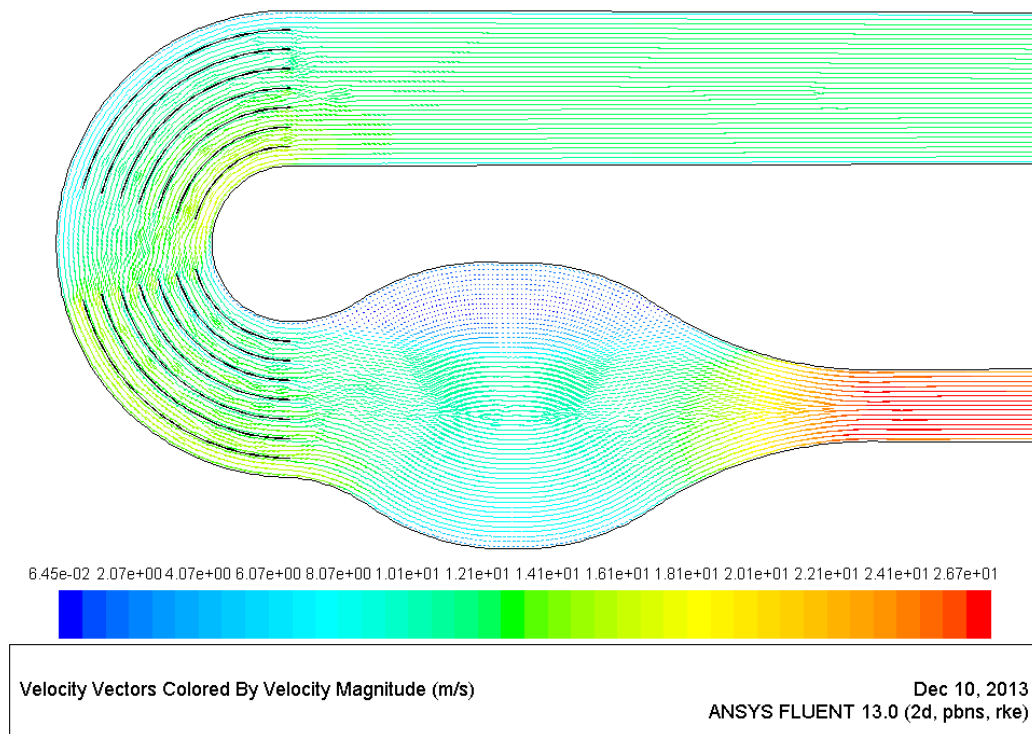


Figura 70. Comportamiento del aire al entrar al difusor con tobera.

En la frontera de la contracción, que es un lugar primordial y por mucho una sección importante en el diseño del túnel aerodinámico, se puede observar un flujo bastante homogéneo y regular, dando paso hacia la zona o la sección de pruebas, (figura 71), en la cual se observa un flujo estable y sin perturbaciones, agradable a la vista de cualquiera aunque no cuente con conocimientos en un análisis de CFD. Lo mismo se puede observar a la salida de la sección de pruebas, en la frontera del primer difusor que nos auxilia a disminuir la velocidad del aire, evitando el choque con la curva direccionadora y la zona de ventiladores, (figura 72).

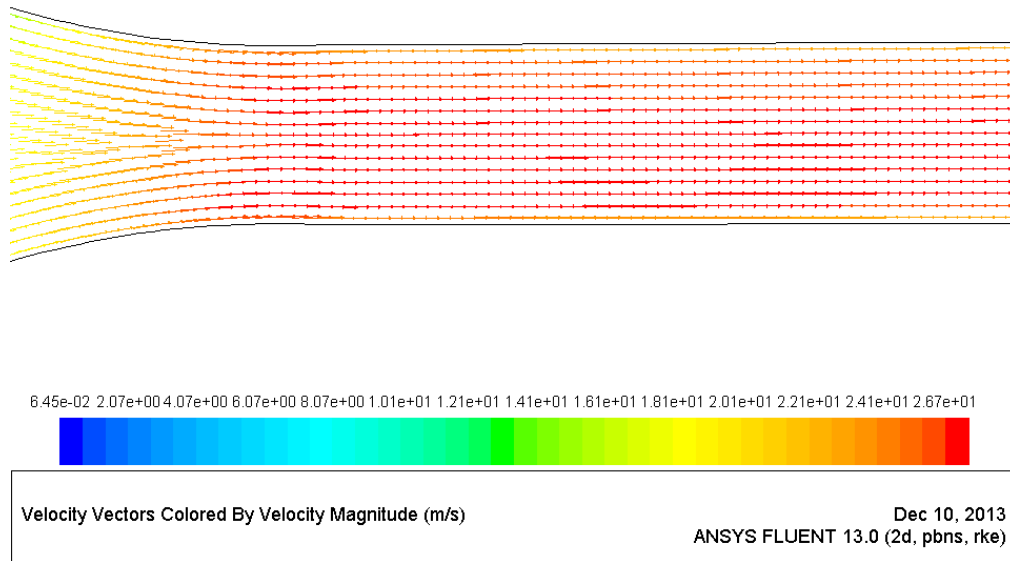


Figura 71. Comportamiento dentro de la zona de pruebas.

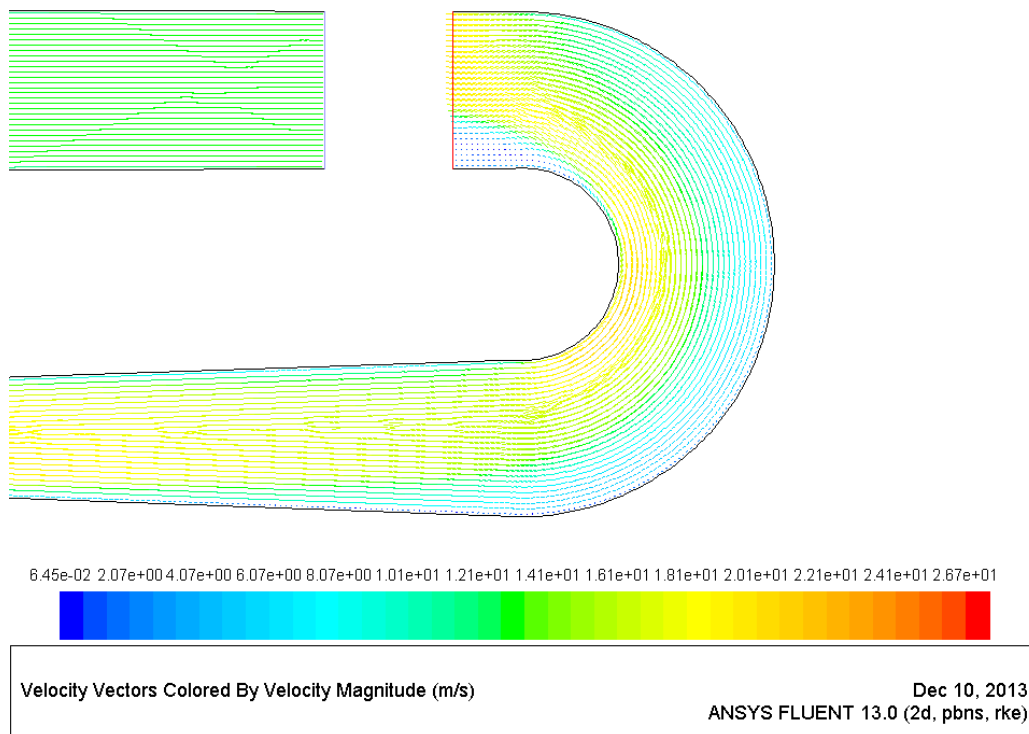


Figura 72. Salida de la zona de pruebas y la entrada al ventilador.

Como se puede apreciar en las imágenes anteriores, el comportamiento dentro del dominio, no es tan uniforme como se espera, aunque en la zona de pruebas se alcanza a apreciar cierta uniformidad.

4.7 Propuesta de modificación al túnel aerodinámico.

Se proponen unas modificaciones a la geometría resultando en lo siguiente, (figura 73):

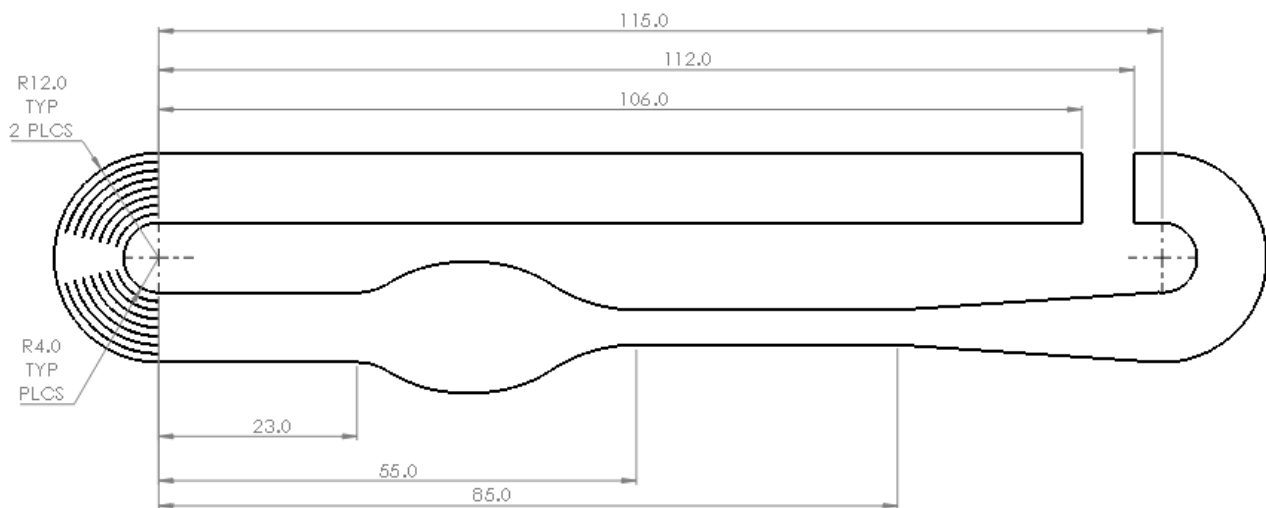


Figura 73. Dimensiones generales del dominio (en metros)

Con lo que las zonas de análisis quedan de la siguiente manera, (figura 74):

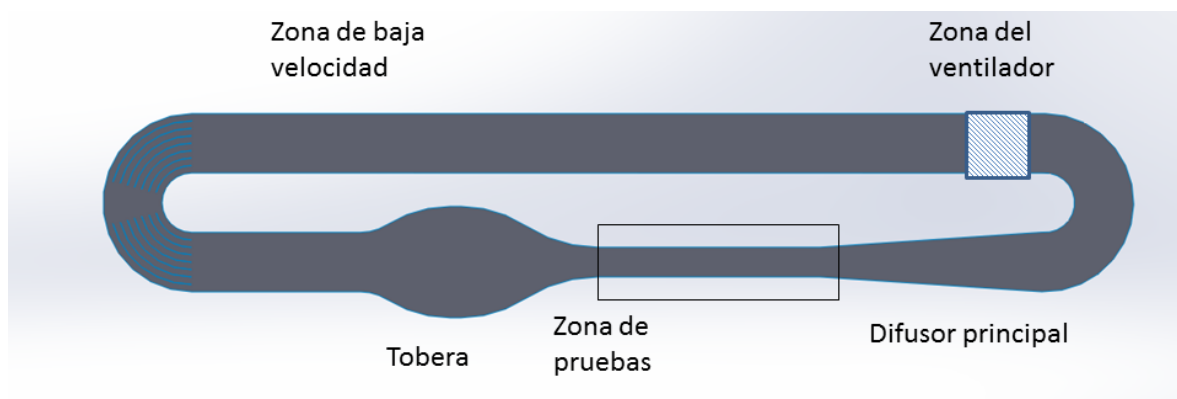


Figura 74. Secciones del túnel aerodinámico que requieren control.

Las zonas que se muestran en la figura anterior, y que se monitorearán son: la salida del ventilador, en la zona de pruebas y en la entrada del ventilador. En cada una de estas zonas es necesario tener un control muy estricto, con la finalidad de poder determinar el flujo respecto a la velocidad. Esto nos permitirá monitorear en estos tres lugares en específico con la finalidad de que lo que se simula en la entrada, sea uniforme y libre de turbulencia. Esto es importante por la necesidad de incidir los cuerpos a analizar con un flujo laminar, debido a que es este régimen, el que se espera, predomine en todo el volumen control y de flujo constante, en el interior de la sección de Pruebas del túnel aerodinámico.

En la zona de pruebas es donde se debe de tener la mayor cantidad de control sobre el flujo, pues solo así, se podrá decir que el comportamiento del flujo después de incidir sobre los cuerpos de estudio, no tendrá influencia externa y que todos los fenómenos generados sean lo más fieles a su comportamiento físico en un ambiente real.

Por último en la salida de la sección de pruebas y entrada al ventilador, con la finalidad de poder predecir la cantidad de pérdidas existentes en el sistema, así como la generación de un parámetro que indique la eficiencia del túnel aerodinámico.

En cuanto a la presión absoluta, al igual que con la velocidad, se registrará en las mismas tres zonas, con la finalidad de verificar la continuidad del sistema cerrado y por último el porcentaje de turbulencia se calculará de forma global en todo el dominio.

En las siguientes imágenes se muestran los contornos de velocidades, presiones totales y porcentajes de turbulencias en el dominio generado. Como podremos recordar, el dominio representa un túnel aerodinámico, con una altura de 4 metros en toda su longitud. En estos primeros resultados podemos apreciar en primer lugar una velocidad uniforme en la entrada, después al girar en la zona de deflectores se alcanzan a apreciar turbulencia debido al cambio de dirección, pero esta, es

disipada por el difusor con tobera que elimina turbulencias de nuevo y deja el aire listo para entrar a la zona de pruebas.

Posterior a la salida de la zona de pruebas del túnel aerodinámico, el aire entra de nuevo a una curva que direcciona el aire a la sección de ventiladores, que hace que el ciclo sea continuo. Es posible también ver como en esta sección se generan turbulencias considerables, y que, de querer mitigarlas, solo se tendría que colocar deflectores, como en la primera curva antes de entrar al difusor, (figura 75).

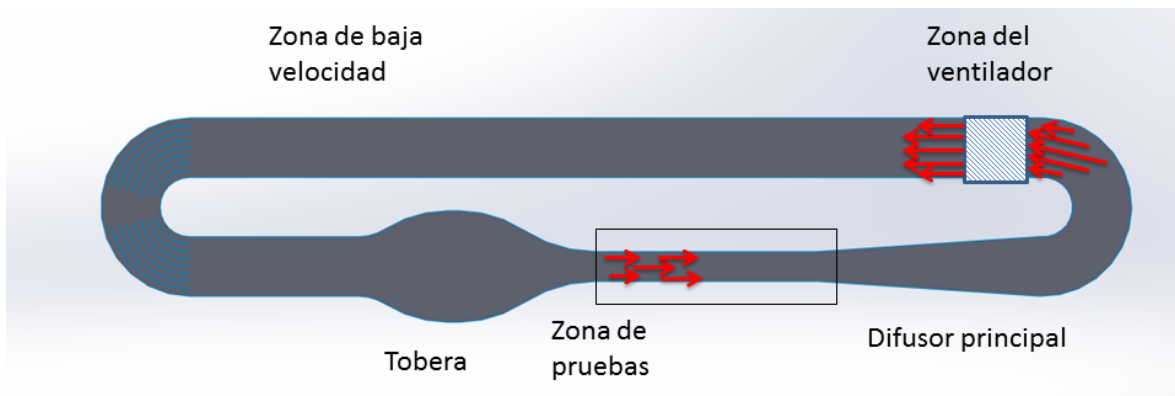


Figura 75. Flujos a monitorear en el dominio propuesto.

Esto propaga la presión que fluye en el sistema y la caída de presión más la disminución en velocidad del aire, hace que el choque contra el cuerpo ventilador sea menor, así se tiene cuidado con la sección del ventilador y todos sus componentes periféricos que lo acompañan.

Otra aportación que se puede implementar es el de separar la curva número dos antes del ventilador, dividirla en dos codos y colocar entre ellas una sección ya sea recta o un difusor más, con un ángulo más suave que los anteriores, para mitigar y uniformizar el flujo en este sector del túnel aerodinámico.

Tomando en cuenta las condiciones de frontera definidas en el capítulo anterior, se determinan los primeros resultados, arrojando los contornos de velocidad y presión que a continuación se muestran, (figura 76) y (figura 77) respectivamente:

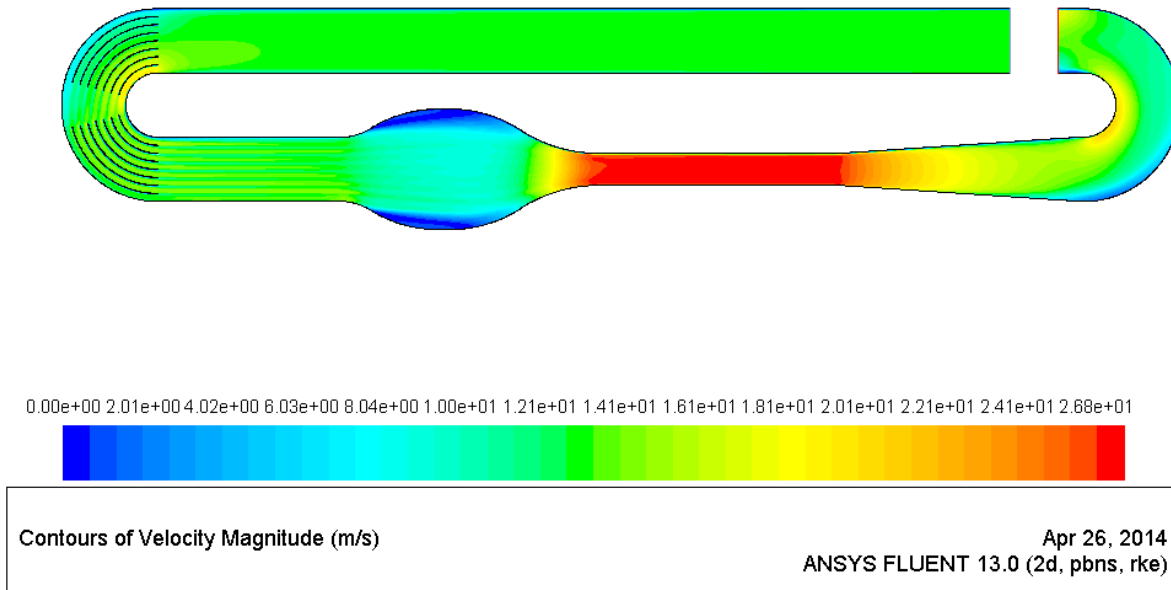


Figura 76. Contornos de velocidades en todo el túnel aerodinámico.

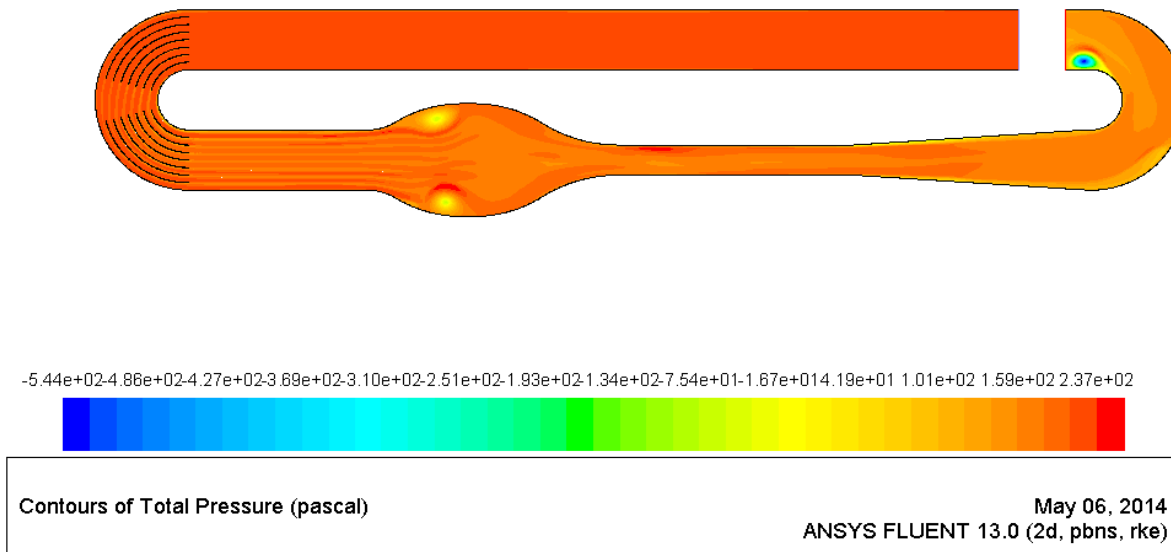


Figura 77. Contornos de presiones totales en todo el túnel aerodinámico.

En las siguientes figuras, se observa el contorno de turbulencia obtenido en el análisis y el comportamiento es normal a lo esperado, (figura 78) y (figura 79) donde se aprecia el contorno de velocidades a la salida de los deflectores de aire:

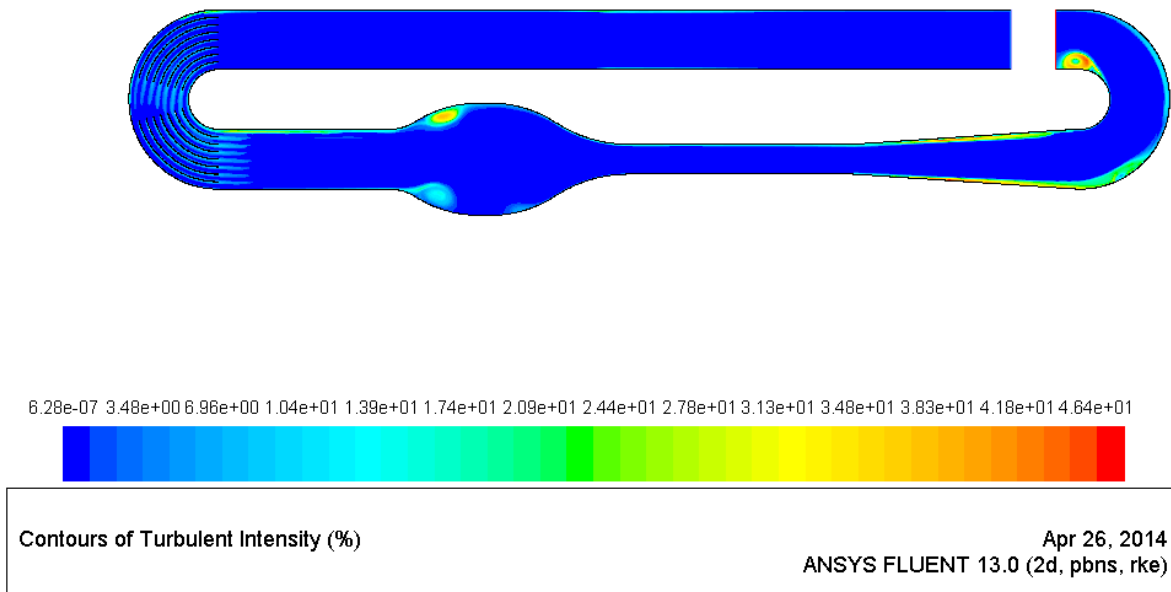


Figura 78. Contornos de turbulencias en todo el túnel de viento.

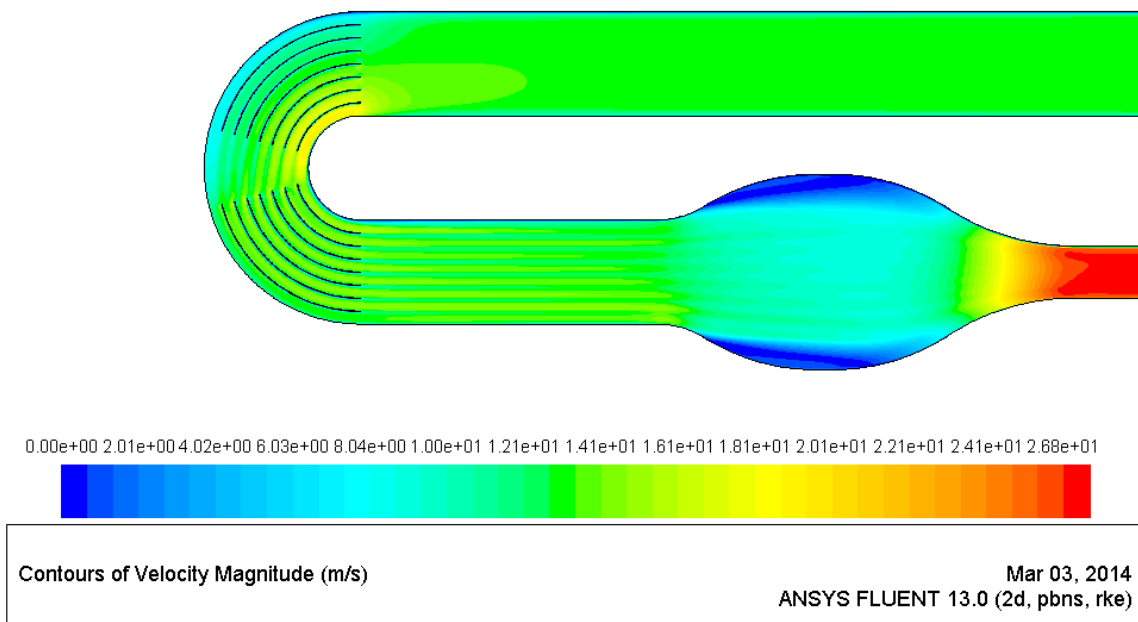


Figura 79. Deflectores uniformizando el flujo de aire.

Aun cuando existen porcentajes muy bajos de turbulencia, estos se pueden todavía mitigar colocando la cámara de asentamiento a la salida de la curva, antes de la contracción y que además coincida con la dimensión más ancha de la contracción. Esto ayudará a controlar el flujo que llega a la sección de pruebas. Se deberá revisar de nuevo las dimensiones de las curvas o inclusive separarlas y tal vez colocar otro difusor entre curvas, como primera opción, (figura 80):

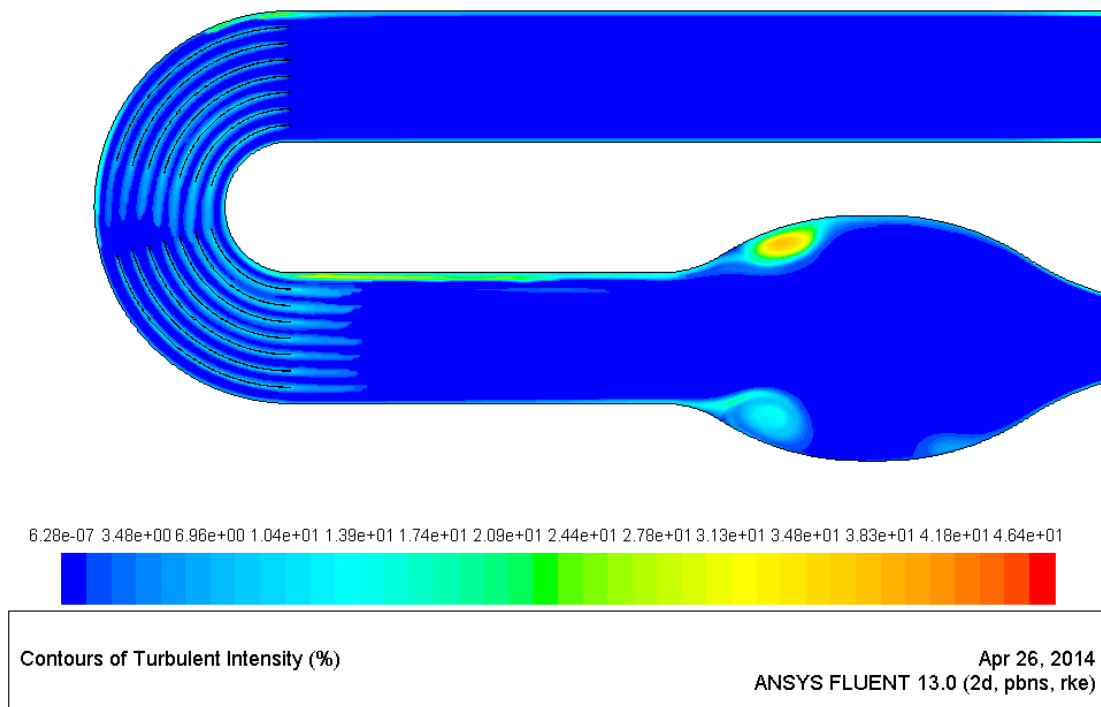


Figura 80. Zonas en las que se generan los mayores porcentajes de turbulencias.

En la zona de la curva, los deflectores hacen su trabajo, direccionando el aire. Se puede observar que la caída de presión es normal y es debida a la curva. Nuevamente, se observa que si colocamos un difusor muy suave que coincida con las curvas, una vez separadas, podríamos conseguir una caída de presión mucho mejor, esto ocasionaría que el aire a la entrada de la sección de pruebas sería el óptimo para el análisis y/o la calibración de equipos de medición, (figura 81).

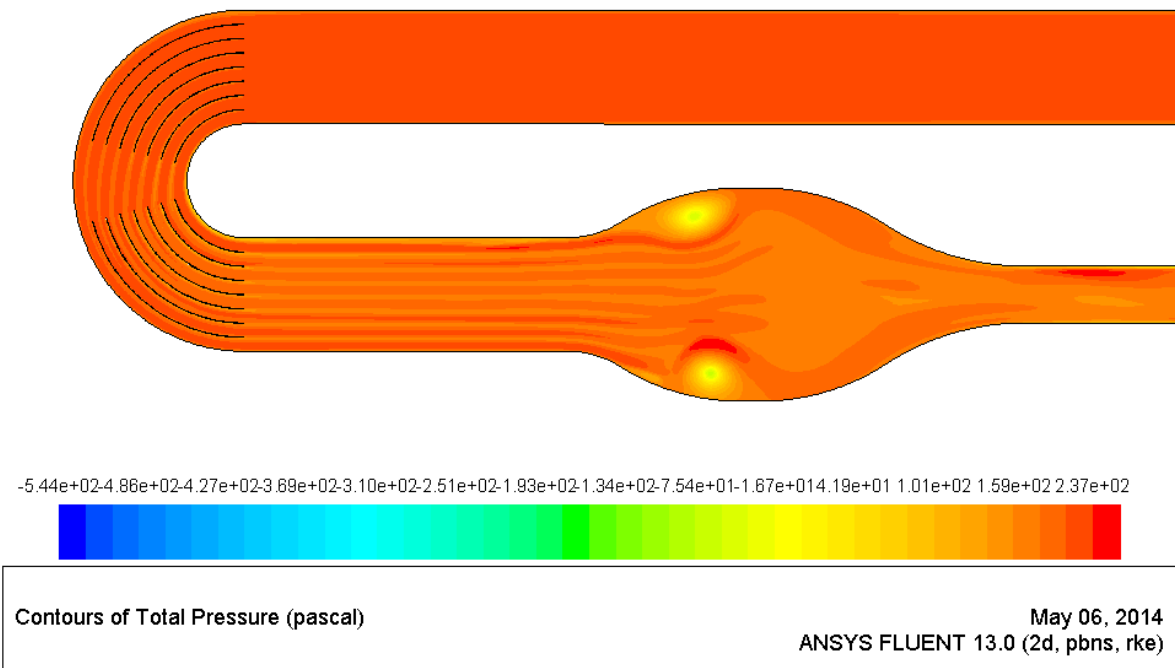


Figura 81. Acercamiento en zona de deflectores y entrada a la contracción.

En la (figura 82), se observa el comportamiento del contorno de velocidades absolutas, que muestra cómo el flujo después de la zona de pruebas, disminuye gradualmente, pero entra a la curva con un alto índice de velocidad, esto ocasionaría terribles daños a la zona de ventiladores, por lo tanto recomendamos colocar un difusor a la salida de la curva, para que mitigue un poco más el perfil de velocidad y no choque con tanta turbulencia a la zona de ventiladores. Además que con el difusor ahí dispuesto y de acuerdo a diseño, mitiga la turbulencia, disminuye la velocidad, uniformiza la presión y prepara el aire para continuar su ciclo, (figura 83), sin afectar a la zona de ventiladores.

Todos estos contornos de velocidad, presión y turbulencia, mostrados en las figuras anteriores y las que se encuentran subsecuentes, han sido de gran ayuda para la toma de decisiones, para proponer e implementar en un nuevo bosquejo del túnel aerodinámico, con diferentes ductos rectos o más difusores que ayudaran a tener un control del flujo aerodinámico del circuito cerrado.

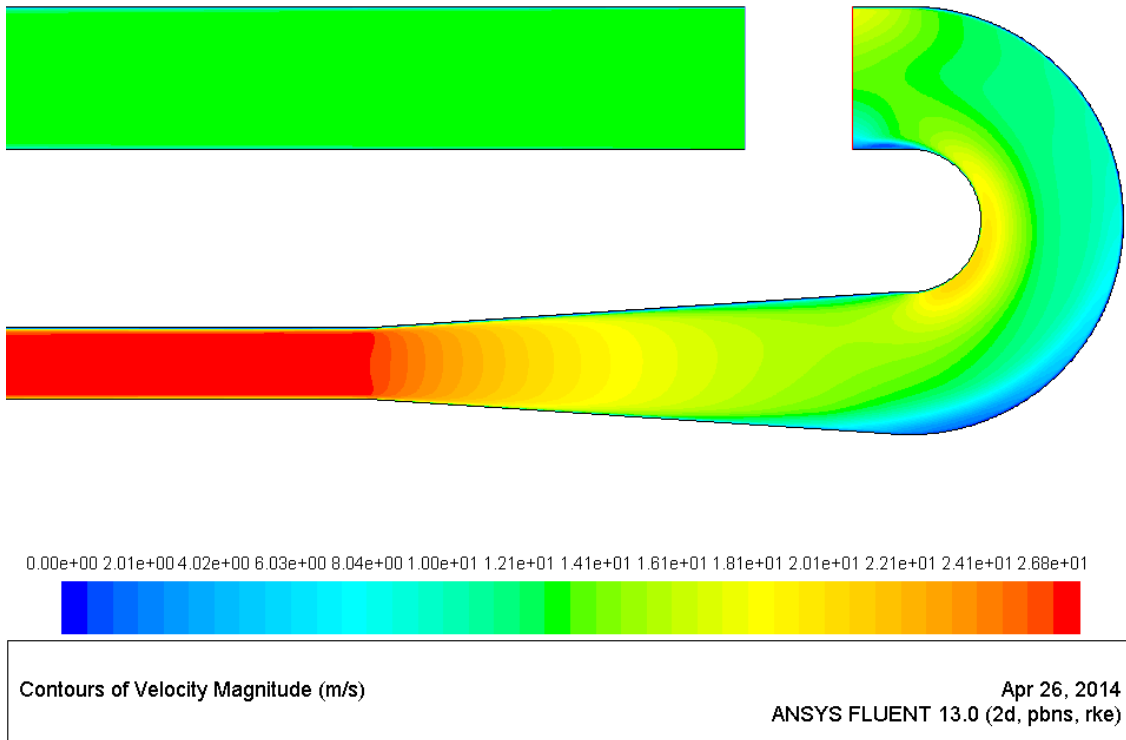


Figura 82. Contornos de velocidades absolutas que muestra cómo el flujo después de la zona de pruebas se vuelve turbulento.

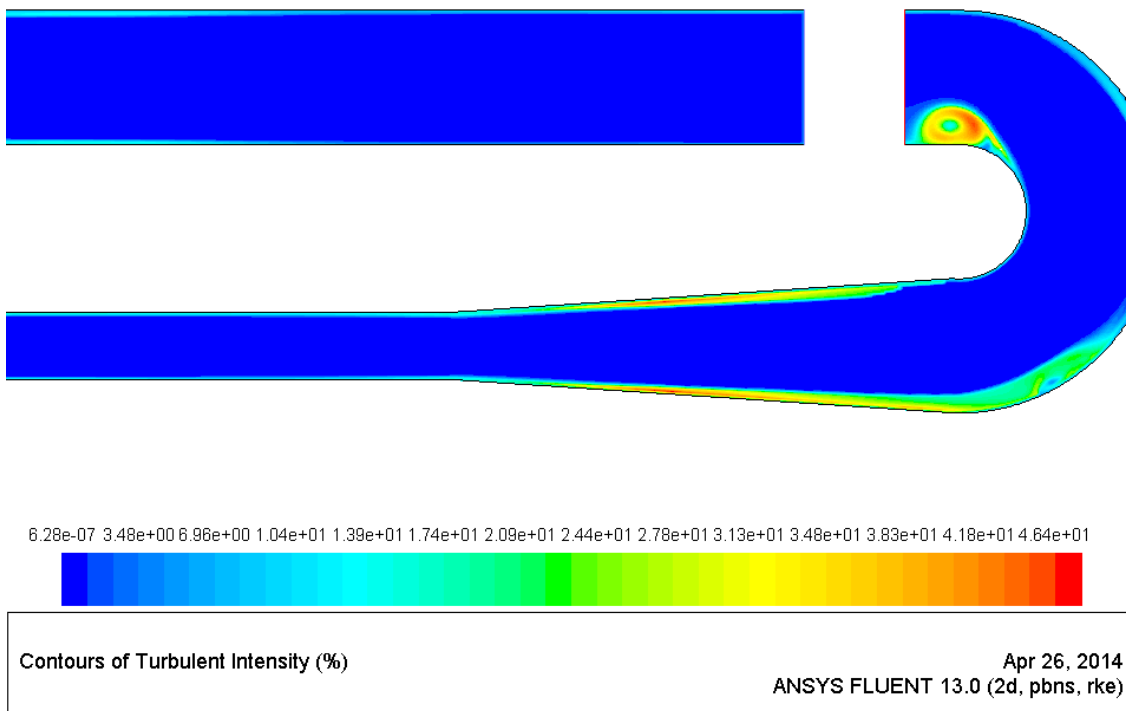


Figura 83. Áreas con porcentajes mínimos de turbulencias.

Recordemos entonces que la función principal de los difusores es recuperar la presión estática con el fin de aumentar la eficiencia en el túnel aerodinámico, por lo que en un contorno de presiones donde se puede observar una baja en la presión dinámica, podemos entonces dividir la segunda curva del túnel aerodinámico, promoviendo una disminución en el tamaño del túnel e implementando un difusor con sección recta que garantice salvaguardar el arreglo de ventiladores o el equipo de aerogenerador que se utilice en este túnel aerodinámico, (figura 84):

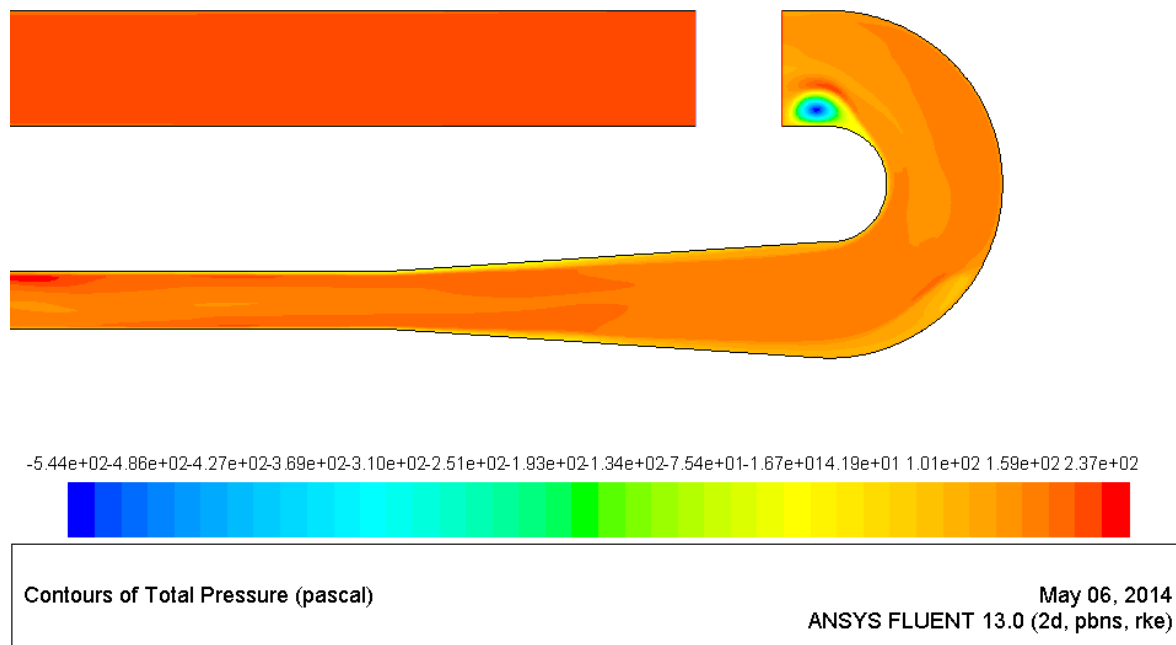


Figura 84. Contornos de presiones totales en la salida de la zona de pruebas y entrada al ventilador.

En esta sección del túnel aerodinámico, necesitamos controlar la caída de presión y además uniformizar la turbulencia para no afectar en lo más mínimo la sección de ventiladores, por lo que la separación de la segunda curva es inevitable además de la colocación de más difusores será primordial.

4.8 Optimización del diseño y configuración final.

De acuerdo a como se ha venido planteando el diseño de este túnel aerodinámico, y contando con todas las observaciones realizadas en los apartados anteriores, podemos proponer el diseño final del túnel mediante la (figura 85). Se tiene la confianza para poder afirmar que esto es lo más adecuado para el diseño del túnel aerodinámico de circuito cerrado.

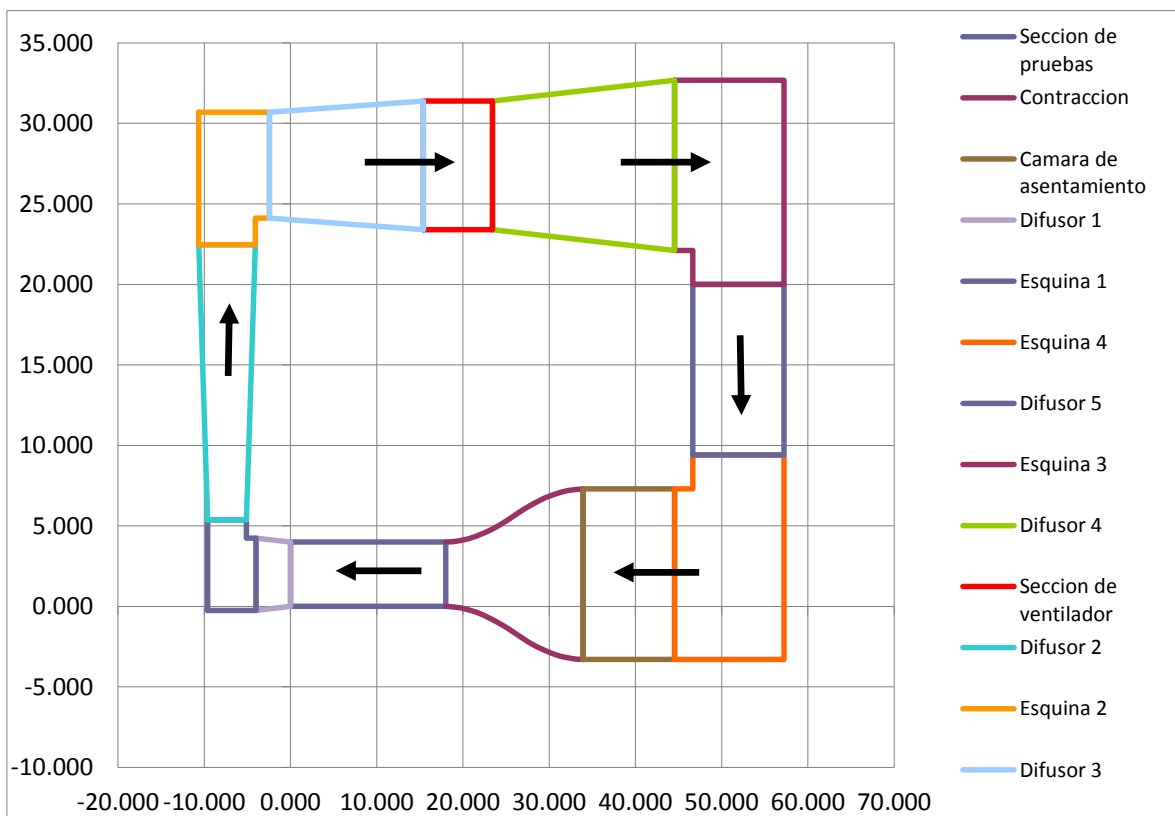


Figura 85. Túnel aerodinámico con las adecuaciones óptimas de diseño (dimensiones en metros).

Los datos que se establecen para esta configuración están asentados en (tabla 25), que se muestra a continuación y que además nos servirán para validar y para verificar el esquema antes visto en la (figura 84).

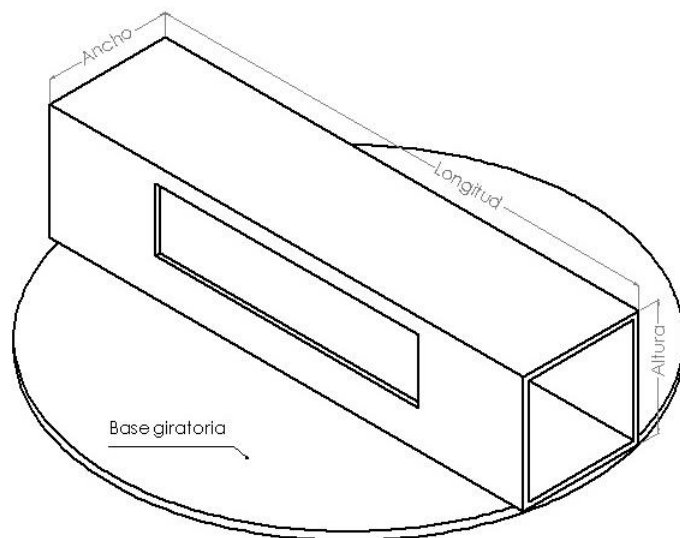
Tabla 25. Dimensiones generales del túnel aerodinámico (metros).

		Entrada (m)	Salida (m)	Longitud (m)
Sección de pruebas	Ancho	4.000	4.000	18.000
	Altura	4.000	4.000	
	Diámetro hidráulico	4.000	4.000	
Contracción	Ancho	10.583	4.000	15.943
	Altura	10.583	4.000	
	Diámetro hidráulico	10.583	4.000	
Cámara de asentamiento	Ancho	10.583	10.583	10.583
	Altura	10.583	10.583	
	Diámetro hidráulico	10.583	10.583	
Difusor 1	Ancho	4.000	4.489	4.000
	Altura	4.000	4.489	
	Diámetro hidráulico	4.000	4.489	
Esquina 1			L entrada	L salida
	Ancho	4.489	4.489	5.612
	Altura	4.489	4.489	
Diámetro hidráulico	4.489	4.489		
Esquina 4			L entrada	L salida
	Ancho	10.583	10.583	12.700
	Altura	10.583	10.583	
Diámetro hidráulico	10.583	10.583		
Difusor 5	Ancho	10.583	10.583	10.583
	Altura	10.583	10.583	
	Diámetro hidráulico	10.583	10.583	
Esquina 3			L entrada	L salida
	Ancho	10.583	10.583	12.700
	Altura	10.583	10.583	
Diámetro hidráulico	10.583	10.583		
Difusor 4	Ancho	7.000	10.583	29.291
	Altura	7.000	10.583	
	Diámetro hidráulico	7.000	10.583	
Sección de ventiladores	Ancho	7.000	7.000	7.000
	Altura	7.000	7.000	
	Diámetro hidráulico	7.000	7.000	
Difusor 2	Ancho	4.489	6.581	17.097
	Altura	4.489	6.581	
	Diámetro hidráulico	4.489	6.581	
Esquina 2			L entrada	L salida
	Ancho	6.581	6.581	8.226
	Altura	6.581	6.581	
Diámetro hidráulico	6.581	6.581		
Difusor 3	Ancho	6.581	7.000	10.667
	Altura	6.581	7.000	
	Diámetro hidráulico	6.581	7.000	

4.8.1 Corrida de cálculos en hojas de Excel pre existentes.

Corrida de cálculos realizada con hojas de excel pre existentes [92] y utilizando los datos de la tabla anterior, cabe mencionar que la hoja de cálculo utilizada para determinar todos los datos que a continuación se muestran, fueron realizados con las mismas ecuaciones que se expusieron en el capítulo 3, tomando en cuenta los análisis en CFD que se realizaron, se puede diferenciar en las recomendaciones que se hicieron sobre incluir más difusores en el circuito, incluir codos direccionadores y separar las curvas con venas direccionadores, todo esto con el fin de tener una pérdida de presión más alta, provocándola con la inclusión de los difusores y los codos direccionadores, para que con forme avanza el aire dentro del circuito llegue el aire a la sección de pruebas con la velocidad que se planteó desde el principio de este trabajo.

4.8.2 Cálculos de la sección de pruebas.



$A [m^2]$	16,0
$\zeta_f = \lambda L/D_H$	0,031

Altura [m]	4,0
Ancho [m]	4,0
$D_H = 4A/\Pi$	4,0
Longitud [m]	18,0
$Q = VA [m^3/s]$	2720,0
$V [m/s]$	170,0
$Re = VD_H/\nu$	3,82E+07
$\nu [m^2/s]$	1,78E-05
$\lambda = 1/(1,8 \lg Re - 1,64)^2$	0,007

Figura 86. Diseño de la sección de pruebas.

En este cálculo podemos destacar los valores del flujo volumétrico (Q), el número de Reynolds (Re), el coeficiente de fricción de la pérdida de presión (ζ_f) y el

coeficiente de fricción para la longitud del ducto de estudio (λ), el cual está directamente relacionado con el número de Reynolds y es adimensional.

4.8.3 Calculo de difusores.

Difusor 1

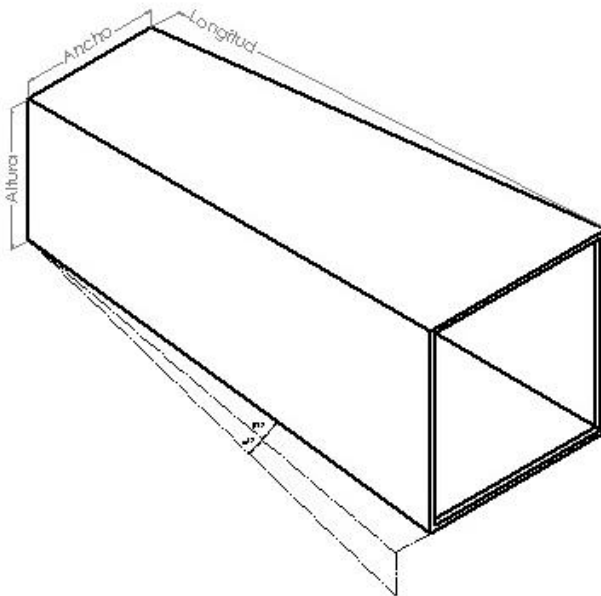


Figura 87. Diseño de los difusores.

$A_0=(a_0 \cdot b_0)$ [m ²]	16,0
$A_1=(a_1 \cdot b_1)$ [m ²]	20,154
$n_1=A_1/A_0$	1,260
L [m]	4,0
$\beta/2$ [deg]	3,5
$\beta/2$ [rad]	0,061
$\alpha/2$ [deg]	3,5
$\alpha/2$ [rad]	0,061
$tg(\alpha/2)$	0,061
$sen(\alpha/2)$	0,061
$tg(\beta/2)$	0,061
$sen(\beta/2)$	0,061
k	4,0
$\Phi_{sing}=k \cdot tg(\beta/2)^4 \cdot tg(\beta/2)$	0,122
$\zeta_{sing}=\Phi_{sing}(1-1/n_1)^2$	0,005
λ	0,007
$\zeta_f=\{\lambda/[16sen(\alpha/2)]\}\{1-1/n_1^2\}+\{\lambda/[16sen(\beta/2)]\}\{1-1/n_1^2\}$	0,005
$\zeta=\zeta_{sing}+\zeta_f$	0,010

Altura a la entrada, a_0 [m]	4,0
Ancho a la entrada, b_0 [m]	4,0
Altura a la salida, a_1 [m]	4,489
Ancho a la salida, b_1 [m]	4,489
$D_{H0}=4A_0/\Pi_0$	4,0
Longitud, L [m]	4,0
Q [m³/s]	2720,0
$V=Q/A_0$ [m/s]	170,0
Re = VD_{H0}/ν	3,82E+07
L/D_{H0}	1,0
ν [m ² /s]	1,78E-05
$\lambda=1/(1,8 \lg Re-1,64)^2$	0,007

$\alpha=2 \arctg[(a_1-a_0)/2L]$	7,0
$\beta=2 \arctg[(b_1-b_0)/2L]$	7,0

En este cálculo también podemos destacar los valores del flujo volumétrico (Q), el número de Reynolds (Re), el coeficiente de fricción de la pérdida de presión (ζ_f) y el coeficiente de fricción para la longitud del ducto de estudio (λ), denotados en negritas.

Difusor 2

Altura a la entrada, a_0 [m]	4,489
Ancho a la entrada, b_0 [m]	4,489
Altura a la salida, a_1 [m]	6,581
Ancho a la salida, b_1 [m]	6,581
$D_{H_0}=4A_0/\Pi_0$	4,489
Longitud, L [m]	17,097
Q [m³/s]	2720,0
$V=Q/A_0$ [m/s]	134,962
Re = VD_{H_0}/ν	3,40E+07
L/D_{H_0}	3,808
ν [m/s ²]	1,78E-05
$\lambda=1/(1,8 \lg Re-1,64)^2$	0,007

$\alpha=2 \arctg[(a_1-a_0)/2L]$	7,0
$\beta=2 \arctg[(b_1-b_0)/2L]$	7,0

$A_0=(a_0 \cdot b_0)$ [m ²]	20,154
$A_1=(a_1 \cdot b_1)$ [m ²]	43,305
$n_1=A_1/A_0$	2,149
L [m]	17,097
$\beta/2$ [deg]	3,5
$\beta/2$ [rad]	0,061
$\alpha/2$ [deg]	3,5
$\alpha/2$ [rad]	0,061
$tg(\alpha/2)$	0,061
$sen(\alpha/2)$	0,061
$tg(\beta/2)$	0,061
$sen(\beta/2)$	0,061
k	4,0
$\Phi_{sing}=k \ tg(\beta/2)^4 \ \sqrt{tg(\beta/2)}$	0,122
$\zeta_{sing}=\Phi_{sing}(1-1/n_1)^2$	0,035
λ	0,007
$\zeta_f=\{\lambda/[16sen(\alpha/2)]\}\{1-1/n_1^2\}+\{\lambda/[16sen(\beta/2)]\}\{1-1/n_1^2\}$	0,011
$\zeta=\zeta_{sing}+\zeta_f$	0,046

En este cálculo podemos destacar valores como el flujo volumétrico (Q), el número de Reynolds (Re), el coeficiente de fricción de la pérdida de presión (ζ_f) y el coeficiente de fricción para la longitud del ducto de estudio (λ), denotados en negritas.

Difusor 3

Altura a la entrada, a_0 [m]	6,581
Ancho a la entrada, b_0 [m]	6,581
Altura a la salida, a_1 [m]	7,0
Ancho a la salida, b_1 [m]	7,0
$D_{Ho} = 4A_0/\Pi_0$	6,581
Longitud, L [m]	10,667
Q [m³/s]	2720,0
$V = Q/A_0$ [m/s]	62,810
$Re = VD_{Ho}/\nu$	2,32E+07
L/D_{Ho}	1,621
ν [m ² /s]	1,78E-05
$\lambda = 1/(1,8 \lg Re - 1,64)^2$	0,007

$\alpha = 2 \arctg[(a_1 - a_0)/2L]$	2,25
$\beta = 2 \arctg[(b_1 - b_0)/2L]$	2,25

$A_0 = (a_0 \cdot b_0)$ [m ²]	43,305
$A_1 = (a_1 \cdot b_1)$ [m ²]	49,0
$n_1 = A_1/A_0$	1,132
L [m]	10,667
$\beta/2$ [deg]	1,126
$\beta/2$ [rad]	0,020
$\alpha/2$ [deg]	1,126
$\alpha/2$ [rad]	0,020
$tg(\alpha/2)$	0,020
$sen(\alpha/2)$	0,020
$tg(\beta/2)$	0,020
$sen(\beta/2)$	0,020
k	4,0
$\Phi_{sing} = k \cdot tg(\alpha/2)^4 \cdot tg(\alpha/2)$	0,029
$\zeta_{sing} = \Phi_{sing} (1 - 1/n_1)^2$	0,0
λ	0,007
$\zeta = \{\lambda/[16sen(\alpha/2)]\} \{1 - 1/n_1^2\} + \{\lambda/[16sen(\beta/2)]\} \{1 - 1/n_1^2\}$	0,010
$\zeta = \zeta_{sing} + \zeta_f$	0,011

En este cálculo podemos destacar valores como el flujo volumétrico (Q), el número de Reynolds (Re), el coeficiente de fricción de la pérdida de presión (ζ_f) y el coeficiente de fricción para la longitud del ducto de estudio (λ), denotados en negritas.

Difusor 4

Altura a la entrada, a_0 [m]	7,0
Ancho a la entrada, b_0 [m]	7,0
Altura a la salida, a_1 [m]	10,583
Ancho a la salida, b_1 [m]	10,583
$D_{H_0}=4A_0/\Pi_0$	7,0
Longitud, L [m]	29,291
Q [m³/s]	2720,0
$V=Q/A_0$ [m/s]	55,510
$Re = VD_{H_0}/\nu$	2,18E+07
L/D_{H_0}	4,184
ν [m/s ²]	1,78E-05
$\lambda = 1/(1,8 \lg Re - 1,64)^2$	0,007

$\alpha = 2 \arctg[(a_1 - a_0)/2L]$	7,00
$\beta = 2 \arctg[(b_1 - b_0)/2L]$	7,00

$A_0=(a_0 \cdot b_0)$ [m ²]	49,0
$A_1=(a_1 \cdot b_1)$ [m ²]	112,0
$n_1=A_1/A_0$	2,286
L [m]	29,291
$\beta/2$ [deg]	3,500
$\beta/2$ [rad]	0,061
$\alpha/2$ [deg]	3,5
$\alpha/2$ [rad]	0,061
$tg(\alpha/2)$	0,061
$sen(\alpha/2)$	0,061
$tg(\beta/2)$	0,061
$sen(\beta/2)$	0,061
k	4,0
$\Phi_{sing}=k \cdot tg(\beta/2)^4 \cdot tg(\beta/2)$	0,122
$\zeta_{sing}=\Phi_{sing}(1-1/n_1)^2$	0,038
λ	0,007
$\zeta_f=\{\lambda/[16sen(\alpha/2)]\}(1-1/n_1^2)+\{\lambda/[16sen(\beta/2)]\}(1-1/n_1^2)$	0,012
$\zeta=\zeta_{sing}+\zeta_f$	0,051

En este cálculo podemos destacar valores como el flujo volumétrico (Q), el número de Reynolds (Re), el coeficiente de fricción de la pérdida de presión (ζ_f) y el coeficiente de fricción para la longitud del ducto de estudio (λ), denotados en negritas.

Difusor 5

Altura a la entrada, $a0$ [m]	10,583
Ancho a la entrada, $b0$ [m]	10,583
Altura a la salida, $a1$ [m]	10,583
Ancho a la salida, $b1$ [m]	10,583
$D_{H0}=4A_0/\Pi_0$	10,583
Longitud, L [m]	10,583
Q [m³/s]	2720,0
$V=Q/A_0$ [m/s]	24,286
Re = VD_{H0}/ν	1,44E+07
L/D_{H0}	1,0
ν [m ² /s ²]	1,78E-05
$\lambda=1/(1,8 \lg Re-1,64)^2$	0,008

$\alpha=2 \arctg[(a_1-a_0)/2L]$	0,00
$\beta=2 \arctg[(b_1-b_0)/2L]$	0,00

$A_0=(a_0 \cdot b_0)$ [m ²]	112,0
$A_1=(a_1 \cdot b_1)$ [m ²]	112,0
$n_1=A_1/A_0$	1,0
L [m]	10,583
$\beta/2$ [deg]	0,0
$\beta/2$ [rad]	0,0
$\alpha/2$ [deg]	0,0
$\alpha/2$ [rad]	0,0
$tg(\alpha/2)$	0,0
$sen(\alpha/2)$	0,0
$tg(\beta/2)$	0,0
$sen(\beta/2)$	0,0
k	4,0
$\Phi_{sing}=k \cdot tg(\alpha/2)^4 \cdot tg(\alpha/2)$	0,0
$\zeta_{sing}=\Phi_{sing}(1-1/n_1)^2$	0,0
λ	0,008
$\zeta_f=\{\lambda/[16sen(\alpha/2)]\}(1-1/n_1^2)+\{\lambda/[16sen(\beta/2)]\}(1-1/n_1^2)$	0,008
$\zeta=\zeta_{sing}+\zeta_f$	0,008

En este cálculo podemos destacar valores como el flujo volumétrico (Q), el número de Reynolds (Re), el coeficiente de fricción de la pérdida de presión (ζ_f) y el coeficiente de fricción para la longitud del ducto de estudio (λ), denotados en negritas.

4.8.4 Cálculo de codos direccionadores.

Codo direccionador 1

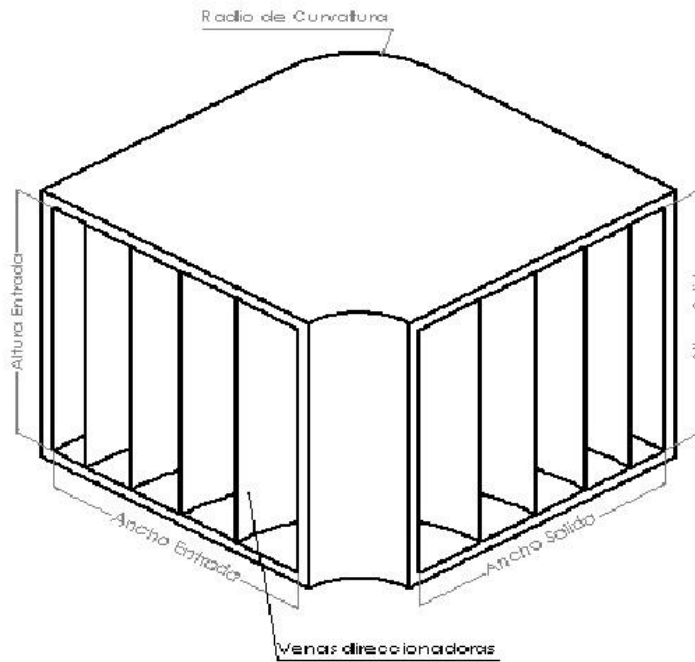


Figura 88. Diseño de los codos direccionadores.

$S = \sqrt{(b_0^2 + b_1^2)}$ [m ²]	6,349
$t_1 = r\sqrt{2}$	1,587
$n_{avg} = 1,4(S/t_1)$	6
$a_i = [0,67S/(n+1)][1+(i-1)/n]$	

Número de venas	Distancia entre venas direccionadoras
6	1,114
5	1,013
4	0,912
3	0,810
2	0,709
1	0,608

$A_0 = (a_0 \cdot b_0)$ [m ²]	20,154
r/b_0	0,250
$\zeta_f = [1 + 1,57r/b_0]\lambda$	0,010
ζ_M	0,165
$\zeta = \zeta_M + \zeta_f$	0,175

Altura de entrada, a_0 [m]	4,489
Ancho de entrada, b_0 [m]	4,489
Ancho de salida, b_1 [m]	4,489
Radio de la curva [m]	1,122
$D_{H0} = 4A_0/\Pi_0$	4,489
Q, m³/s	2720,0
$V = Q/A_0$, m/s	134,962
Re = VD_{H0}/ν	3,40E+07
ν [m ² /s]	1,78E-05
$\lambda = 1/(1,8 \lg Re - 1,64)^2$	0,007

En este cálculo podemos destacar valores como el flujo volumétrico (Q), el número de Reynolds (Re), el coeficiente de fricción de la pérdida de presión (ζ_f), el coeficiente de fricción para la longitud del ducto de estudio (λ) y se propone un número de venas direccionadoras en el codo, denotados en negritas.

Codo direccionador 2

$S=\sqrt{(b_0^2+b_1^2)}$ [m ²]	9,306
$t_1=r\sqrt{2}$	2,327
$n_{avg}=1,4(S/t_1)$	6
$a_i=[0,67S/(n+1)][1+(i-1)/n]$	

Número de venas	Distancia entre venas direccionadoras
6	1,633
5	1,485
4	1,336
3	1,188
2	1,039
1	0,891

$A_0=(a_0 \cdot b_0)$ [m ²]	43,305
r/b_0	0,250
$\zeta_f=[1+1,57r/b_0]\lambda$	0,010
ζ_M	0,165
$\zeta=\zeta_M+\zeta_f$	0,176

Altura a la entrada, a_0 [m]	6,581
Ancho a la entrada, b_0 [m]	6,581
Ancho a la salida, b_1 [m]	6,581
Radio de la curva [m]	1,645
$D_{H0}=4A_0/\Pi_0$	6,581
Q, m³/s	2720,0
$V=Q/A_0$, m/s	62,810
Re = $V D_{H0} / \nu$	2,32E+07
ν [m ² /s]	1,78E-05
$\lambda= 1/(1,8 \lg Re-1,64)^2$	0,007

En este cálculo podemos destacar valores como el flujo volumétrico (Q), el número de Reynolds (Re), el coeficiente de fricción de la pérdida de presión (ζ_f), el coeficiente de fricción para la longitud del ducto de estudio (λ) y se propone un número de venas direccionadoras en el codo, denotados en negritas.

Codo direccionador 3

$S=\sqrt{(b_0^2+b_1^2)}$	14,967
$t_1=r\sqrt{2}$	2,993
$n_{avg}=1,4(S/t_1)$	7
$a_i=[0,67S/(n+1)][1+(i-1)/n]$	

Numero de venas	Distancia entre venas direccionadoras
7	2,328
6	2,149
5	1,970
4	1,791
3	1,612
2	1,433
1	1,253

$A_0=(a_0 \cdot b_0)$ [m ²]	112,0
r/b_0	0,200
$\zeta_f=[1+1,57r/b_0]\lambda$	0,010
ζ_M	0,201
$\zeta=\zeta_M+\zeta_f$	0,212

Altura a la entrada, a_0 [m]	10,583
Ancho a la entrada, b_0 [m]	10,583
Ancho a la salida, b_1 [m]	10,583
Radio de la curva [m]	2,117
$D_{H0}=4A_0/\Pi_0$	10,583
Q, m³/s	2720,0
$V=Q/A_0$, m/s	24,286
Re = VD_{H0}/ν	1,44E+07
ν [m ² /s]	1,78E-05
$\lambda=1/(1,8 \lg Re-1,64)^2$	0,008

En este cálculo podemos destacar valores como el flujo volumétrico (Q), el número de Reynolds (Re), el coeficiente de fricción de la pérdida de presión (ζ_f), el coeficiente de fricción para la longitud del ducto de estudio (λ) y se propone un número de venas direccionadoras en el codo, denotados en negritas.

Codo direccionador 4

$S=\sqrt{(b_o^2+b_1^2)}$	14,967
$t_i=r\sqrt{2}$	2,993
$n_{avg}=1,4(S/t_i)$	7
$a_i=[0,67S/(n+1)][1+(i-1)/n]$	

Numero de venas	Distancia entre venas direccionadoras
7	2,328
6	2,149
5	1,970
4	1,791
3	1,612
2	1,433
1	1,253

$A_o=(a_o \cdot b_o)$ [m ²]	112,0
r/b_o	0,200
$\zeta_f=[1+1,57r/b_o]\lambda$	0,010
ζ_M	0,201
$\zeta=\zeta_M+\zeta_f$	0,212

Altura de entrada, a_o [m]	10,583
Ancho de entrada, b_o [m]	10,583
Ancho de salida, b_1 [m]	10,583
Radio de la curva [m]	2,117
$D_{Ho}=4A_o/\Pi_o$	10,583
Q, m³/s	2720,0
$V=Q/A_o$, m/s	24,286
Re = VD_{Ho}/ν	1,44E+07
ν [m/s ²]	1,78E-05
$\lambda=1/(1,8 \lg Re-1,64)^2$	0,008

En este cálculo podemos destacar valores como el flujo volumétrico (Q), el número de Reynolds (Re), el coeficiente de fricción de la pérdida de presión (ζ_f), el coeficiente de fricción para la longitud del ducto de estudio (λ) y se propone un número de venas direccionadoras en el codo, denotados en negritas.

Grafica que muestra el coeficiente de pérdida de presión en los codos direccionadores (figura 89).

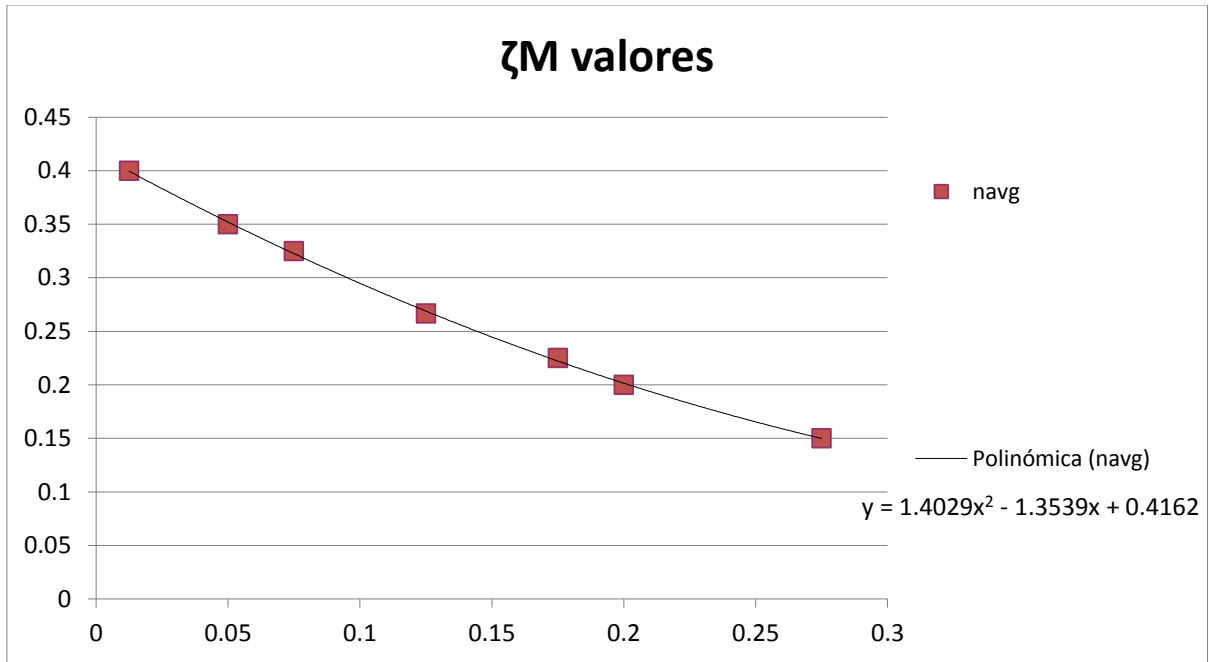


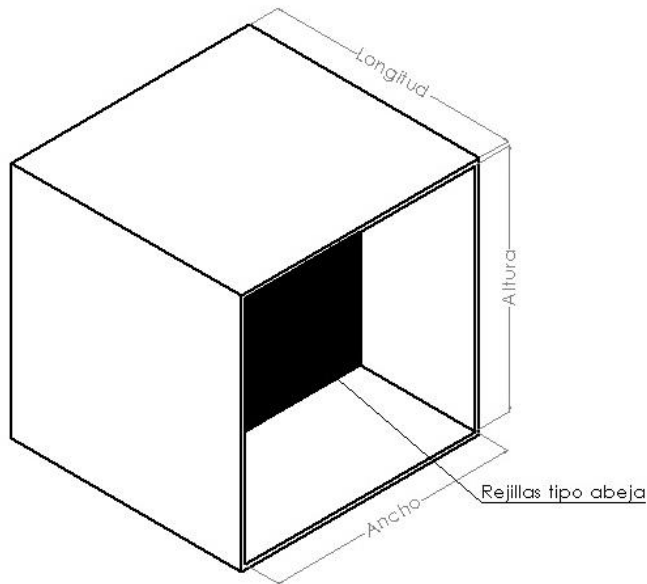
Figura 89. Grafica de pérdida de presión en los codos direccionadores.

En la siguiente (tabla 26) se muestran los puntos graficados en la figura anterior y los coeficientes polinomiales que se calcularon para la gráfica.

Tabla 26. Coeficientes polinomiales para la gráfica de perdida de presión.

Coeficiente singular de la perdida de presión (ζM) valores								
n_{avg}	r/b_o	0,0125	0,05	0,075	0,125	0,18	0,2	0,275
	ζM	0,4	0,35	0,325	0,267	0,23	0,2	0,15
	$y = A + B \cdot x + C \cdot x^2$	A	B	C				
	Coeficientes polinomiales	0,416	-1,4	1,402				

4.8.5 Cálculos para la cámara de asentamiento.



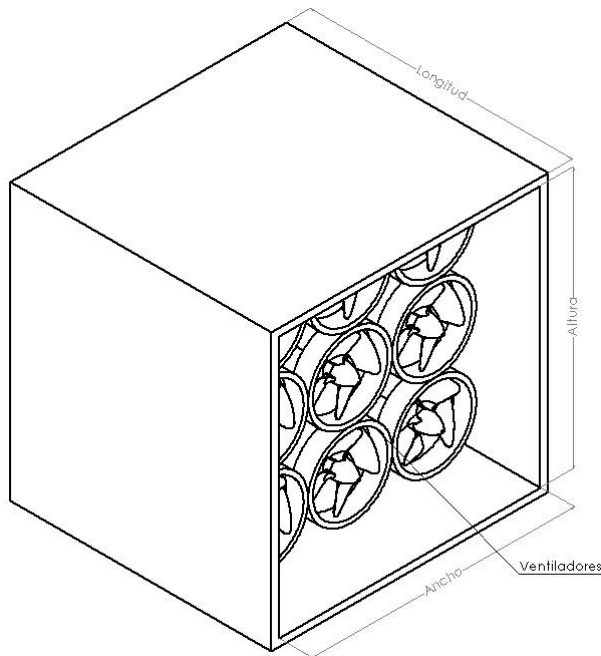
$A=(a \cdot b)$ [m ²]	112,0
$\zeta=\lambda L/D_H$	0,008

Altura, a [m]	10,583
Ancho, b [m]	10,583
$D_H=4A/\Pi$	10,583
Longitud, L [m]	10,583
Q [m³/s]	2720,0
$V= Q/A_o$ [m/s]	24,286
Re = $V D_H / \nu$	1,44E+07
ν [m/s ²]	1,78E-05
$\lambda= 1/(1,8 \lg Re-1,64)^2$	0,008

Figura 90. Diseño de la cámara de asentamiento.

En este cálculo podemos destacar valores como el flujo volumétrico (Q), el número de Reynolds (Re), el coeficiente de fricción de la pérdida de presión (ζ_f) y el coeficiente de fricción para la longitud del ducto de estudio (λ), denotados en negritas.

4.8.6 cálculo para el cuarto ventiladores.



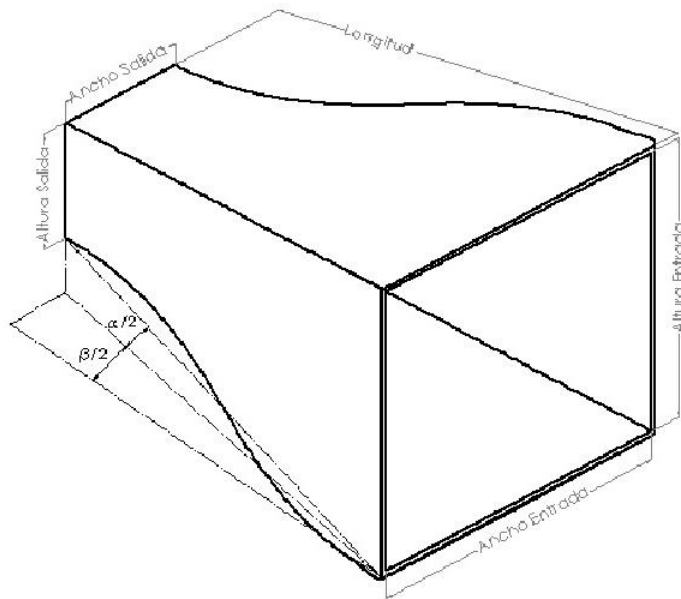
$A=(a \cdot b) \text{ [m}^2\text{]}$	49,0
$\zeta_f = \lambda L / D_H$	0,007

Altura, $a \text{ [m]}$	7,000
Ancho, $b \text{ [m]}$	7,000
$D_H = 4A / \Pi$	7,000
Longitud, $L \text{ [m]}$	7,000
$Q \text{ [m}^3\text{/s]}$	2720,0
$V = Q / A_o \text{ [m/s]}$	55,510
$Re = VD_H / \nu$	2,18E+07
$\nu \text{ [m}^2\text{/s}^2\text{]}$	1,78E-05
$\lambda = 1 / (1,8 \lg Re - 1,64)^2$	0,007

Figura 91. Diseño del cuarto ventiladores.

En este cálculo podemos destacar valores como el flujo volumétrico (Q), el número de Reynolds (Re), el coeficiente de fricción de la pérdida de presión (ζ_f) y el coeficiente de fricción para la longitud del ducto de estudio (λ), denotados en negritas.

4.8.7 cálculo para la contracción.



Altura a la entrada, a_0 [m]	10,583
Ancho a la entrada, b_0 [m]	10,583
Altura a la salida, a_1 [m]	4,000
Ancho a la salida, b_1 [m]	4,000
$D_{H1}=4A_1/\pi_1$	4,000
Longitud, L [m]	15,943
Q [m³/s]	2720,0
$V=Q/A_1$ [m/s]	170,000
$Re = VD_{H0}/\nu$	3,82E+07
ν [m ² /s ²]	1,78E-05
$\lambda = 1/(1,8 \lg Re - 1,64)^2$	0,007

$\alpha = 2 \arctg[(a_0 - a_1)/2L]$	23,33
$\beta = 2 \arctg[(b_0 - b_1)/2L]$	23,33

Figura 92. Diseño de la contracción.

$A_0=(a_0 \cdot b_0)$ [m ²]	112,0
$A_1=(a_1 \cdot b_1)$ [m ²]	16,0
$n_1=A_0/A_1$	7,0
L [m]	15,943
$\beta/2$ [deg]	11,665
$\beta/2$ [rad]	0,204
$\alpha/2$ [deg]	11,665
$\alpha/2$ [rad]	0,204
$tg(\alpha/2)$	0,206
$sen(\alpha/2)$	0,202
$tg(\beta/2)$	0,206
$sen(\beta/2)$	0,202
λ	0,007
$\zeta_f = \{\lambda/[16sen(\alpha/2)]\}(1 - 1/n_1^2) + \{\lambda/[16sen(\beta/2)]\}(1 - 1/n_1^2)$	0,004

Perfil de la geometría			
Plano horizontal	entrada	Punto medio	salida
X [m]	0,00	7,97	15,94
Y [m]	0,00	1,65	3,29

En este cálculo podemos destacar valores como el flujo volumétrico (Q), el número de Reynolds (Re), el coeficiente de fricción de la pérdida de presión (ζ_f), el coeficiente de fricción para la longitud del ducto de estudio (λ) y el perfil de la geometría de la contracción, denotados en negritas.

Puntos para graficar el perfil de la contracción.

$Y=A+BX+CX^2+DX^3$

	A	B	C	D
Entrada punto medio	0,00000	0,00000	0,03108	-0,00065
Salida punto medio	-1,97490	0,49549	0,00000	-0,00065

X [m]	0,000	0,886	1,771	2,657	3,543	4,429	5,314	6,200	7,086	7,971	8,857	9,743	10,629	11,514	12,400	13,286	14,171	15,057	15,943
Y [m]	0,000	0,024	0,094	0,207	0,361	0,553	0,780	1,040	1,329	1,646	1,962	2,252	2,511	2,738	2,930	3,084	3,198	3,268	3,292

	entrada	Punto medio	salida
Plano vertical			
X [m]	0,00	7,97	15,94
Z [m]	0,00	1,65	3,29

$Z=A+BX+CX^2+DX^3$

	A	B	C	D
Entrada punto medio	0,00000	0,00000	0,03108	-0,00065
Salida punto medio	-1,97490	0,49549	0,00000	-0,00065

X [m]	0,000	0,886	1,771	2,657	3,543	4,429	5,314	6,200	7,086	7,971	8,857	9,743	10,629	11,514	12,400	13,286	14,171	15,057	15,943
Z [m]	0,000	0,024	0,094	0,207	0,361	0,553	0,780	1,040	1,329	1,646	1,962	2,252	2,511	2,738	2,930	3,084	3,198	3,268	3,292

En los gráficos que a continuación (figura 93) y (figura 94) describen el perfil de la contracción, hoja de cálculo (página 157) donde se destacan los valores en las coordenada (x, y) y (x, z) que de acuerdo a lo recomendado por P. Bradshaw y R. Metha (1979), que la curvatura a la entrada de la contracción deberá ser similar con la curvatura a la salida de la contracción con el único propósito de también mitigar cualquier perturbación del flujo que venga de la cámara de asentamiento.

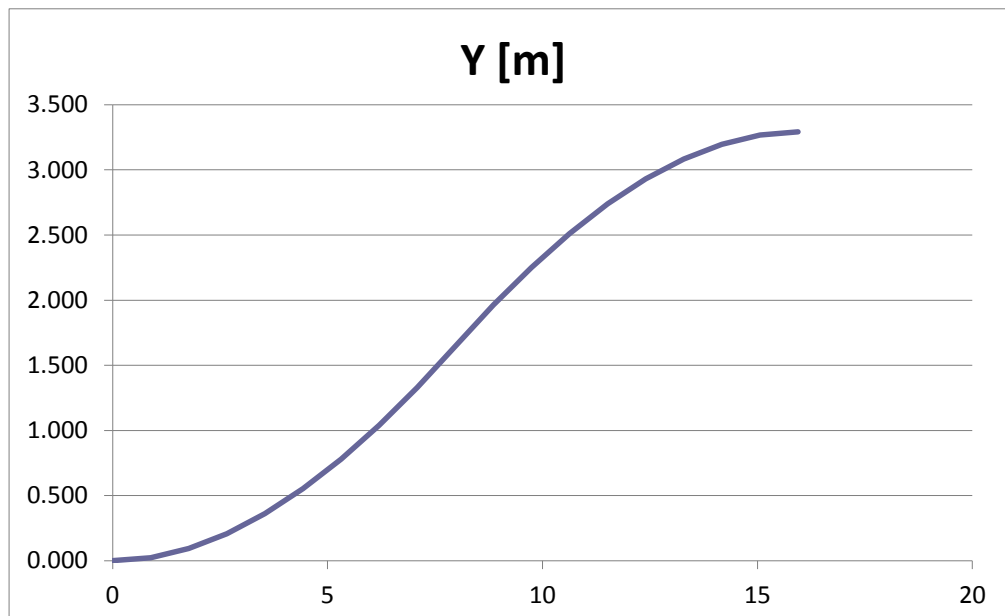


Figura 93. Grafico del perfil de la contracción (X, Y) metros.

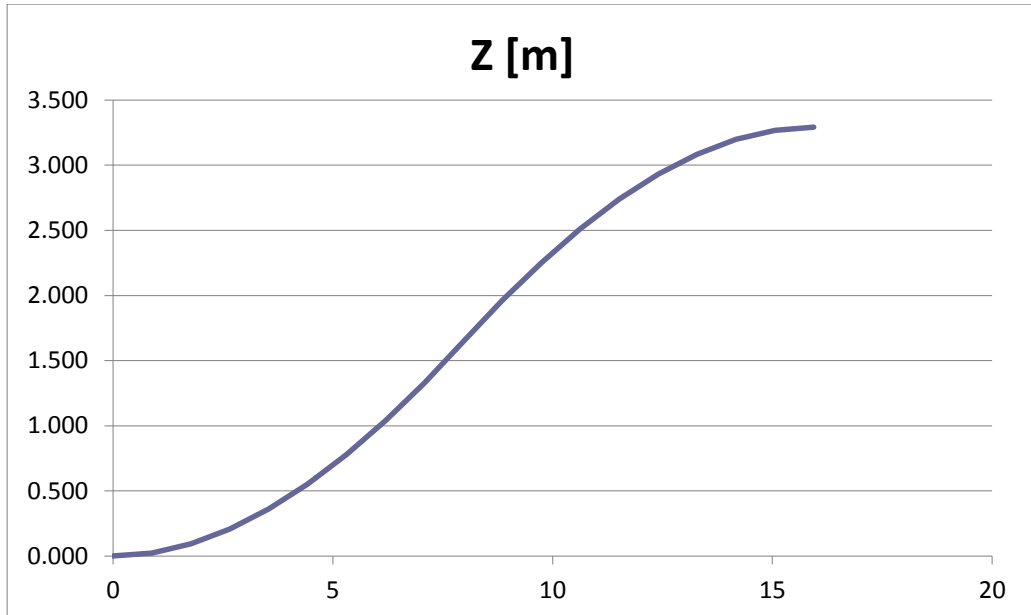


Figura 94. Grafico del perfil de la contracción (X, Z) metros.

Conclusiones y recomendaciones

En un proyecto como este el principal reto que tenemos tal vez no sea el desarrollo Diseño del túnel aerodinámico, porque son instalaciones comúnmente conocidas en los países desarrollados en el mundo. Hay mucha información con la que nos podemos apoyar para el desarrollo de este tipo de equipamientos, (pag.154-pag.162) siguiéndolos al pie de la letra y tomando en cuenta estudios realizados con software especializado como el CFD.

Es poco probable que se haga un descubrimiento con esta tesis, pero si puede ser posible darles a la comunidad estudiantil de niveles de licenciatura, el proceso de cómo se logró este trabajo para que lo tomen en cuenta y si alguien quisiera continuar con él, y llevarlo hasta su implementación e instalación física.

Participar desarrollando, diseñando e implementando el aerogenerador o cuarto de ventiladores, que en esta tesis no se dan más datos que los mostrados en las hojas de cálculo, pero que pueden dar inicio a los cálculos más exactos; participar también en el desarrollo diseño de la mesa giratoria donde estará situado la sección de pruebas, la cual tiene la singularidad de girar para poder introducir un autobús de dimensiones comerciales.

Podemos aseverar que el procedimiento que se siguió en este trabajo, puede ser el método un tanto rápido para el desarrollo diseño de un túnel aerodinámico de circuito cerrado y que le servirá a quien consulte esta tesis como marco de referencia para trabajos incluso de un túnel de circuito abierto.

La posibilidad de decidir sobre las aplicaciones que tendrá un proyecto como este, son grandes, permitiéndonos entrar a un sector que aun esta virgen en el país y que en el estado de Hidalgo ya es un nicho de oportunidad.

Mi principal temor al hacer este trabajo es, el que se quede olvidado un proyecto como este, cuando se están dando grandes cosas en el país, como lo son: las reformas energéticas que están cerrando un ciclo para el país y abriendo uno nuevo con mejores oportunidades para todos los niveles. El deseo principal de un servidor,

es la conclusión de este proyecto, llevándolo a la implementación física y a la explotación.

En el desarrollo del Capítulo 4, se puede observar que los difusores son secciones importantes y que representan hasta el 30% de las pérdidas en todo el circuito, por lo que su desarrollo, diseño y construcción se debe hacer teniendo especial atención a la información técnica de los dibujos: Anexo A2a, A2b, A2c, A2d y A2e incluido al final de este trabajo, es importante mencionar que las curvas direccionadoras también representan un porcentaje nada despreciable en la caída de presión, que mejora los valores esperados de velocidad del aire en la sección de pruebas.

Los cálculos que se presentan en el Capítulo 3, fueron realizados en hojas de excel pre existentes [92], posteriormente mostrados en el Capítulo 4, donde a su vez estos mismos cálculos nos ayudaron a decidir la configuración final del túnel aerodinámico más correcta. Por supuesto el análisis CFD también fue importante, porque el nivel de visualización que nos entrega, es lo que marcó la pauta para seguir analizando el túnel aerodinámico y para la toma de decisiones, además de la experiencia que nos aporta para futuros trabajos.

Referencias

- [1] Tomado de CENGEL, YUNUS & BOLES, MICHAEL. Thermodynamics. 3rd edition. McGraw Hill. 1998
- [2] Liepmann, H. W., & Roshko, A., *Elements of Gas dynamics*, John Wiley, 1957
Owczarek, J. A., *Fundamentals of Gas Dynamics*, International Textbook, 1964.
Shames, I. H., *Mechanics of Fluids*, McGraw-Hill, 1962.
- Shapiro, A. H., *The Dynamics and Thermodynamics of Compressible Fluid Flow*, Ronald Press, 1953.
- [3] Arq. Carlos Jerónimo Silva Treviño (Agosto 2005). "Diseño y Construcción de un Túnel de Viento Bidimensional Subsónico de Circuito Abierto por Inyección". Universidad de Colima. Consultado en Junio de 2014.
- [4] <http://ventiladores02.galeon.com/>
- [5] http://es.wikipedia.org/wiki/Centro_de_Investigaci%C3%B3n_Ames
- [6] <http://discoverarmfield.com/es/products/view/c2/tunel-de-viento-subsonico>
- [7] <http://navier.stanford.edu/bradshaw/tunnel/wadiffuser.html>
- [8] <http://www.directindustry.com/prod/plascore/polycarbonate-honeycombs-pc-40841-324597.html>
- [9] <http://fluidos.eia.edu.co/hidraulica/articulosos/flujodegases/tuneldeviento/tunelde viento.html>
- [10] <https://ingaeronautica.wordpress.com/2010/10/18/tunel-de-viento-2d/>
- [11] http://www.nasa.gov/centers/ames/images/content/651299main_ACD11-0057-010_1600_1600-1200.jpg
- [12] <http://www.forocompeticion.com/foro/circuitos/1716-le-mans-series-american-le-mans-series-temporada-2008-a-6.html>

- [13] <http://www.ing.unlp.edu.ar/aeron/laclyfa/Carpetas/tunelnuevo.htm>
- [14] <http://www.f1aldia.com/10650/tuneles-de-viento-i/>
- [15] <http://eehow.com.br/como-hacer-un-tunel-de-viento/et>
- [16] <http://fly-news.es/aviones/boeing-777x-en-el-tunel-de-viento/>
- [17] <http://www.aviacionargentina.net/foros/aviacion-militar-mundial.5/7173-f-15-silent-eagle.html>
- [18] <http://hypescience.com/prototipo-de-aviao-triangular-da-boeing-voa-pela-primeira-vez/>
- [19] <http://ganar-ganar.mx/noticias/?id=1426>
- [20] <https://www.vki.ac.be/uav2014/delivtable.php>
- [21] http://www.nrc-cnrc.gc.ca/eng/solutions/facilities/wind_tunnel/nine_metre.html
- [22] <http://hangkong.nwpu.edu.cn/home/Department/dptshow/DepartmentxofxHydromechanics.htm>
- [23] <http://revistacoche.blogspot.mx/2012/07/kia-presume-de-tunel-de-viento.html>
- [24] <http://www.cira.it/en/impianti-en/pt1-galleria-transonica>
- [25] Carl Osgood, *Cómo los hermanos Wright realizaron el primer vuelo propulsado* (2005) Consultado en Mayo del 2014
<http://www.21stcenturysciencetech.com/reir/Wright.pdf>
- [26] *Aeroelasticidad, Anemómetro de hilo caliente* (2011). Consultado en mayo de 2014
<http://aeroelasticidad.wordpress.com/material/anemometro-de-hilo-caliente/>
- [27] Iten, Paul D. (29 de junio 1976). «Laser doppler anemometer». Oficina de patentes y marcas registradas de los Estados Unidos.

[28] Corporación CDT de Gas (2010). «MET&FLU No. 03 »

[29] Sensing, Manómetros digitales (2014). Consultado en mayo de 2014

[30] National Instruments, Medir Temperatura con un RTD o Termistor (2012). Consultado en mayo de 2014
<http://www.ni.com/white-paper/3643/es/>

[31] Maquinaria pro, Definición de higrómetro. Consultado en mayo de 2014
<http://www.maquinariapro.com/maquinas/higrometro.html#>

[32] Equipos y laboratorio de Colombia, Conceptos básicos: Higrómetro y la humedad relativa. Consultado en mayo de 2014.
http://www.equipsylaboratorio.com/sitio/contenidos_mo.php?it=784

[33] CAIPE Automatización, especificaciones de las celdas de carga. Consultado en mayo de 2014.
http://www.caipe.com/docs/especificaciones_celda_de_carga.pdf

[34] EXTECH Instruments, termómetro RTD Modelo 407907. Consultado en mayo de 2014. http://www.extech.com/instruments/resources/manuals/407907_umsp.pdf

[35] EXTECH Instruments, Medidor de humedad modelo MO220. Consultado en mayo de 2014.
http://www.extech.com/instruments/resources/manuals/MO220_UMsp.pdf

[36] EDIBON, SCADA - Sistema EDIBON de Control desde Computador (PC): Control + Adquisición de Datos + Manejo de Datos. Consultado en mayo de 2014.
<http://www.edibon.com/products/teachingtechniques.php?tt=SCADA&lang=es>

[37] StreamLine Pro Anemometer System, CTA System for Turbulence Investigations. Consultado en mayo de 2014.
http://www.dantecdynamics.com/docs/products-and-services/fluid-mechanics/cta/PI119_StreamLine_Pro_Anemometer_System.pdf

[38] JavaFoil — Analysis of Airfoils. Consultado en mayo de 2014.

<http://www.mh-aerotoools.de/airfoils/javafoil.html>

[39] WIKA, Software de calibración. Consultado en mayo de 2014.

http://www.wika.es/wika_cal_es_es.WIKA

[40] Francisco Ernesto Chicas Molina. (Mayo 2012). Diseño y construcción de un túnel de viento. Universidad Centroamericana “José Simeón Cañas”. Consultado en Junio de 2014.

[41] José Arturo Correa Arredondo. (Mayo 2009). Optimización Centrada en el Mantenimiento Aplicada al Módulo de Potencia de Túnel de Viento A-X/8M. Instituto Politécnico Nacional. Consultado en junio de 2014.

[42] Walter Sánchez, La balanza aerodinámica. Consultado en Junio de 2014.

<http://www.oocities.org/ar/wwwsanchez/introduccion.htm>,

<http://www.oocities.org/ar/wwwsanchez/clasificacion.htm>

[43] Universidad Tecnológica Nacional de Haedo, Laboratorio de aerodinámica y fluidos. Consultado en junio de 2014.

http://www.frhutn.org/cms/index.php?seccion_generica_id=767

[44]<http://www.termometrosinfrarrojos.com/#>

[45] <http://sensovant.com/productos/meteorologia/viento/sensores-ultrasonicos-2d/articulo/anemometro-termico-windobserver-70.html>

[46] www.sensores-de-medida.es

[47] <http://www.bluemetric.mx/video-termometro-infrarrojo-rango-1000-p-505.html>

[48] <http://www.directindustry.es/prod/conax-technologies/sondas-temperatura-muelle-7421-169063.html>

- [49] http://www.auxilab.es/es/catalogo/densidad-temperatura_termometros_higrometros_Termo-higrometro-digital-con-reloj.aspx
- [50] <http://www.baltogar.com/productos/ventiladores-centrifugos>
- [51] <http://noticias.coches.com/noticias-motor/hombres-y-maquinas-en-el-tunel-del-viento/6421>
- [52] http://es.wikipedia.org/wiki/T%C3%BAnel_de_viento
- [53] http://ec.europa.eu/research/transport/projects/items/ewa_en.htm
- [54] <https://www.ecn.nl/news/newsletter-en/archive-2007/april-2007/mexico-measurements-in-very-large-wind-tunnel/>
- [55] <http://flab.eng.isas.jaxa.jp/laboratory/facility/image/tunnel2.jpg>
- [56] <http://www.sdc.co.uk/portfolio/12/150/ara-wind-tunnel.html>
- [57] <http://www.iranwatch.org/suppliers/central-aerohydrodynamic-institute-tsagi>
- [58] <http://www.nasa.gov/vision/earth/improvingflight/16ft.html>
- [59] http://descubriendo.fisica.unlp.edu.ar/descubriendo/index.php/%C2%BFQu%C3%A9_es_el_tubo_de_Monsieur_Pitot%3F
- [60] <http://www.directindustry.es/prod/kimo/anemometros-hilo-caliente-11846-56233.html>
- [61] http://www.scielo.cl/scielo.php?script=sci_arttext&pid=S0718-07642007000200003&lng=en&nrm=iso&ignore=.html
- [60] <http://www.sapiensman.com/electrotecnia/problemas11.htm>
- [62] <http://www.edibon.com/products/teachingtechniques.php?tt=SCADA>

[63] <http://www.dantecdynamics.com/japan/news/dantec-dynamics-presents-the-new-generation-of-cta-software>

[64] http://www.mh-aerotools.de/airfoils/jf_users_manual.htm

[65] BARLOW, Jewel., RAE, Williams y POPE, Alan. Low-Speed wind tunnel testing. Toronto : John Wiley and Sons, 1999. p. 91.

[66] BRADSHAW y PANKHURST. The design of Low-Speed wind tunnels: Programs of Aeronautic Science. 1964. p. 159. Citado por: BARLOW, Jewel., RAE, Williams y POPE, Alan. Low- Speed wind tunnel testing. Toronto: John Wiley and Sons, 1999, p. 68.

[67] BELL Y MEHTA, Boundary layer predictions for small low speed contractions. California: Standford University. March 1989. p. 372-374.

[68] Chmielewski, G. Boundary layer considerations in the design of aerodynamic constracctions. -- : J Aircraft . 1974. p. 435-438. Citado por: BARLOW, Jewel., RAE, Williams y POPE, Alan. Low - speed wind tunnel testing. Toronto : Jhon Wiley and Sons, 1999. p.97.

[69] CHMIELEWSKI, G. Boundary layer considerations in the design of aerodynamic constracctions: J Aircraft . 1974. p. 435-438. Citado por: BARLOW, Jewel., RAE, Williams y POPE, Alan. Low- Speed wind tunnel testing. Toronto : Jhon Wiley and Sons, 1999. p. 97.

[70] BRADSHAW y PANKHURST. The design of Low-Speed wind tunnels: Wind tunnel design Basic decisions: Programs of Aeronautic Science, 1964. p.68.

[71] ROBERTSON y FRASER. Separation prediction for conical diffusers: Trans ASME, Edicion D82. 1960. p. 201-209. Citado por: BARLOW, Jewel., RAE, Williams y POPE, Alan. Low -Speed wind tunnel testing. Toronto: Jhon Wiley and Sons, 1999. p.81.

[72] SLATER. Experiments on Thin Turning Vanes. -- : ARC R&M. 1946. p. ---.
Citado por: BARLOW, Jewel., RAE, Williams y POPE, Alan. Low-Speed wind tunnel testing. Toronto : John Wiley and Sons, 1999. p. 85.

[73] KROBER y Fraser. Schaufelgitter zur Umlenkung von Flüssigkeits-Strömung. -- : Ingenieur- Archiv, Edición 3. 1932. p. 516. Citado por: BJORN, Lindgren., ARNE, johansson. Design and Evaluation of a Low-Speed Wind-Tunnel with Expanding Corners. Stockholm : Royal Institute of Technology Department of Mechanics, 2002. p. 14-17

[74] BARLOW, Jewel., RAE, Williams y POPE, Alan. Low-Speed wind tunnel testing. Toronto : John Wiley and Sons, 1999. p. 91

[75] BRADSHAW y PANKHURST. The design of Low-Speed wind tunnels: Programs of Aeronautic Science. 1964. p. 159. Citado por: BARLOW, Jewel., RAE, Williams y POPE, Alan. Low-Speed wind tunnel testing. Toronto: John Wiley and Sons, 1999, p. 68.

[76] BELL Y MEHTA, Boundary layer predictions for small low speed contractions. California: Stanford University. March 1989. p. 372-374.

[77] Chmielewski, G. Boundary layer considerations in the design of aerodynamic contractions. -- : J Aircraft . 1974. p. 435-438. Citado por: BARLOW, Jewel., RAE, Williams y POPE, Alan. Low-speed wind tunnel testing. Toronto : John Wiley and Sons, 1999. p.97.

[78] BRADSHAW y PANKHURST. The design of Low-Speed wind tunnels: Wind tunnel design Basic decisions: Programs of Aeronautic Science, 1964. p.68.

[79] ROBERTSON y FRASER. Separation prediction for conical diffusers: Trans ASME, Edición D82. 1960. p. 201-209. Citado por: BARLOW, Jewel., RAE, Williams y POPE, Alan. Low-Speed wind tunnel testing. Toronto: John Wiley and Sons, 1999. p.81.

[80] SLATER. Experiments on Thin Turning Vanes. -- : ARC R&M. 1946. p. ---.
Citado por: BARLOW, Jewel., RAE, Williams y POPE, Alan. Low-Speed wind tunnel testing. Toronto : John Wiley and Sons, 1999. p. 85.

[81] KROBER y Fraser. Schaufelgitter zur Umlenkung von Flüssigkeits-Strömung. -- : Ingenieur- Archiv, Edición 3. 1932. p. 516. Citado por: BJORN, Lindgren., ARNE, johansson. Design and Evaluation of a Low-Speed Wind-Tunnel with

Expanding Corners. Stockholm : Royal Institute of Technology Department of Mechanics, 2002. p. 14-17.

[83] SCHEIMAN y BROOKS. Comparison of Experimental and Theoretical Turbulence Reduction from Screens, Honeycombs Combinations. -- :J Aircraft, Edición 18. 1981. p. 638-643. Citado por: BARLOW, Jewel., RAE, Williams y POPE, Alan. Low-Speed wind tunnel testing. Toronto: Jhon Wiley and Sons, 1999. p. 90-94.

[84] LOEHRKE y NAGIB. Experiments on Management of Free-Stream Turbulence. -- : AGARD-R. 1972. p. 598. Citado por: BARLOW, Jewel., RAE, Williams y POPE, Alan. Low-Speed wind tunnel testing. Toronto: Jhon Wiley and Sons, 1999. p. 90-94.

[85] BARLOW, Jewel., RAE, Williams y POPE, Alan. Low-Speed wind tunnel testing : Cooling. Toronto: Jhon Wiley and Sons, 1999. p. 121-122.

[86] Scheiman, James; and Brooks, J. D.: A Comparison of Experimental and Theoretical Turbulence Reduction From Screens, Honeycomb and Honeycomb-Screen Combinations. A Collection of Technical Papers - AIAA 11th Aerodynamic Testing Conference, Mar. 1980, pp. 29-37 (Available as AIAA-80-0433.)

[87] H, BELL y RABINDRA, Metha. Joint Institute for Aeronautics and Acoustics: Contraction Design for small low-Speed Wind Tunnels. Stanford: Stanford University Department of Aeronautics and Astronautics. 1988. p. 12-15.

[88] Diseño de un túnel de viento subsónico de Mach 0.5, comprobación por medio de fluent, comparación entre Mach 0.5 y Mach 0.3 y construcción de modelo escala 1:20. Autor: Garzón Ortiz, Jonathan, Hidalgo Carvajal, David Andrés Páez Torres, Cristhian Andrés.

[89] BARLOW, Jewel., RAE, Williams y POPE, Alan. Low-Speed wind tunnel testing : Seccion Loss Coeficients. Toronto: Jhon Wiley and Sons, 1999. p. 82.

[90] ECKERT y JOPE. Aerodynamic Design Guidelines and Computer Program for Estimation of Subsonic Wind Tunnel Performance. -- : NASA, TN D_8243. 1976. Citado por: BARLOW, Jewel., RAE, Williams y POPE, Alan. Low-Speed wind tunnel testing. Toronto : Jhon Wiley and Sons, 1999. p. 82.

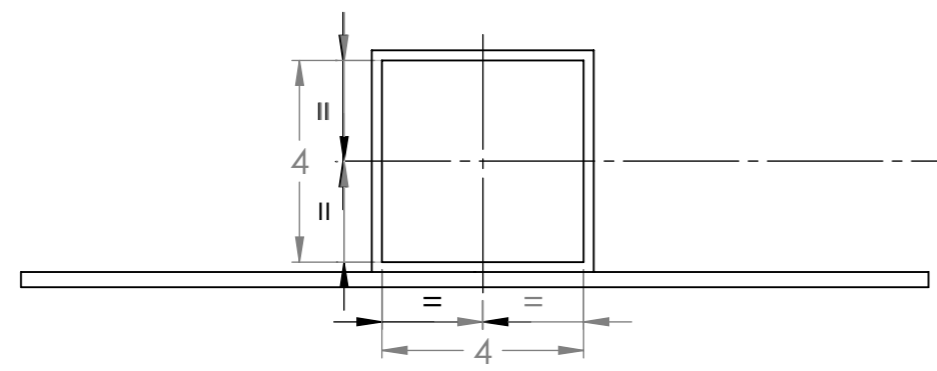
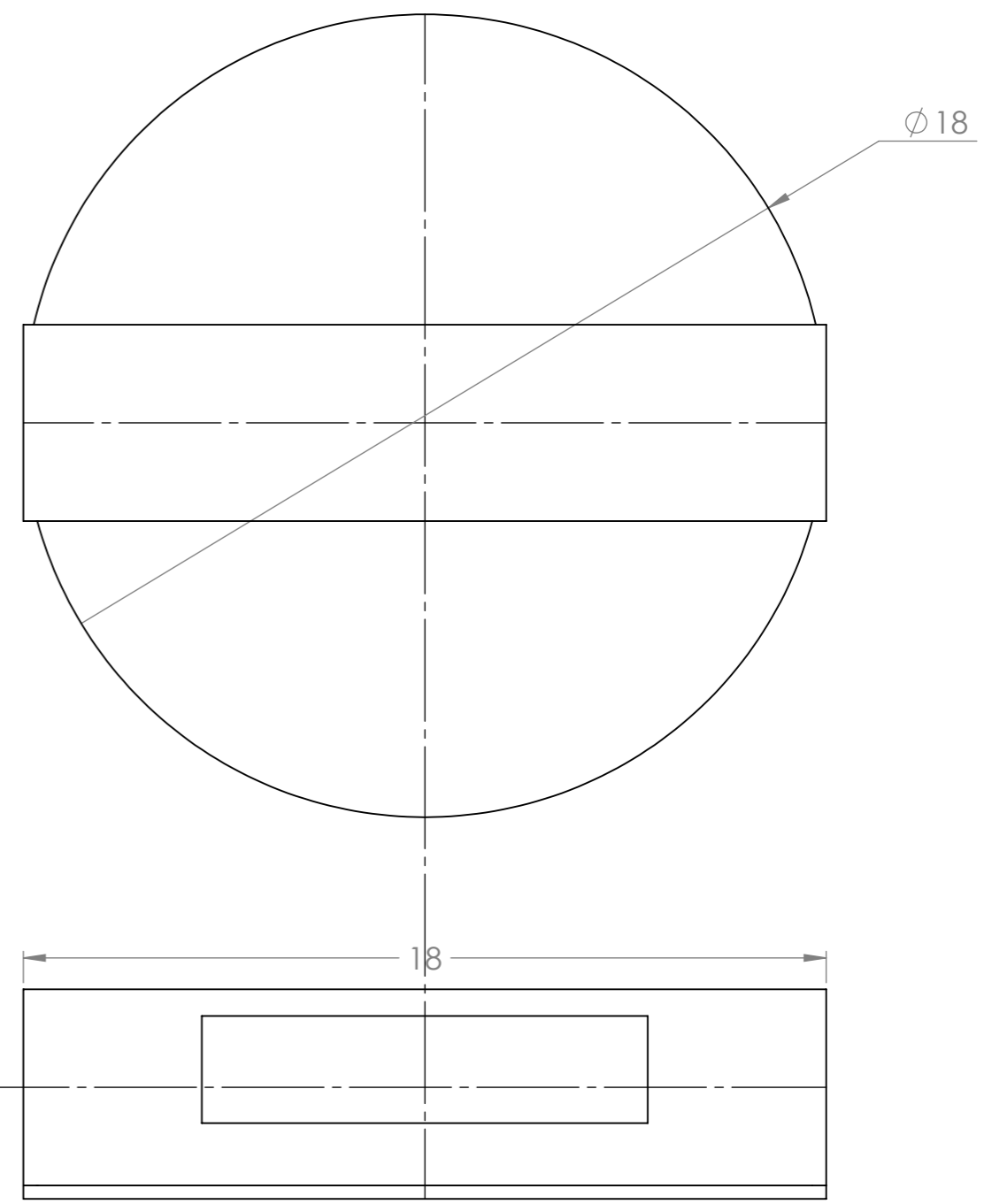
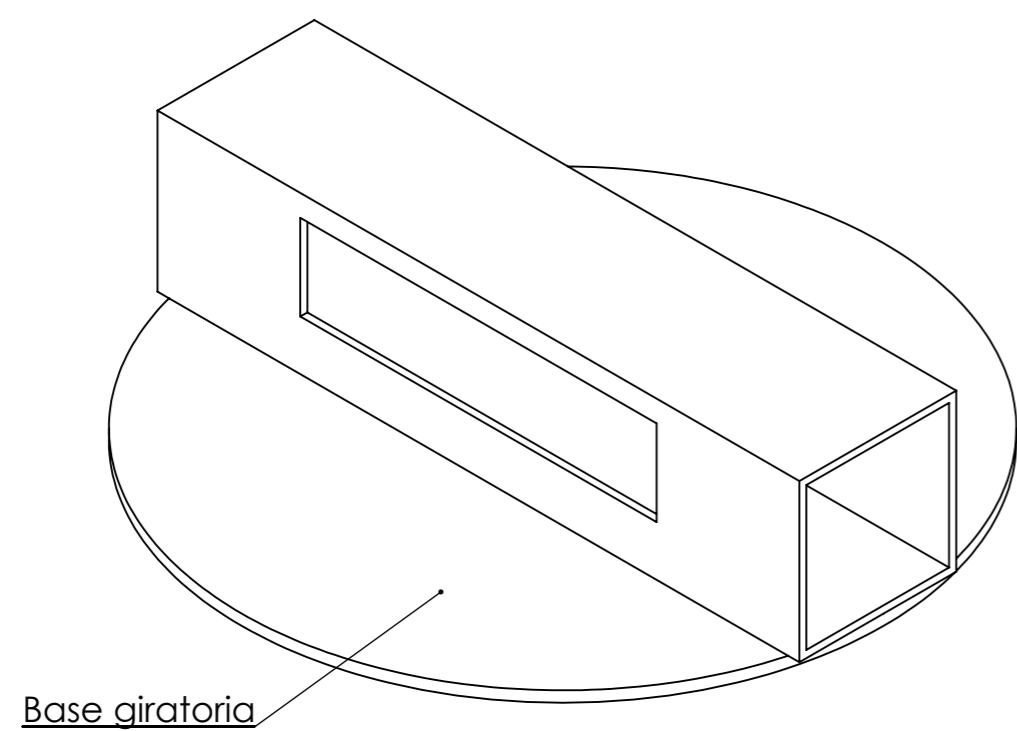
[91] BARLOW, Jewel., RAE, Williams y POPE, Alan. Low-Speed wind tunnel testing : Power considerations. Toronto : Jhon Wiley and Sons, 1999. p. 70-72.

[92] Miguel A. González Hernández (1), Ana I. Moreno López (1), Artur A. Jarzabek (1),

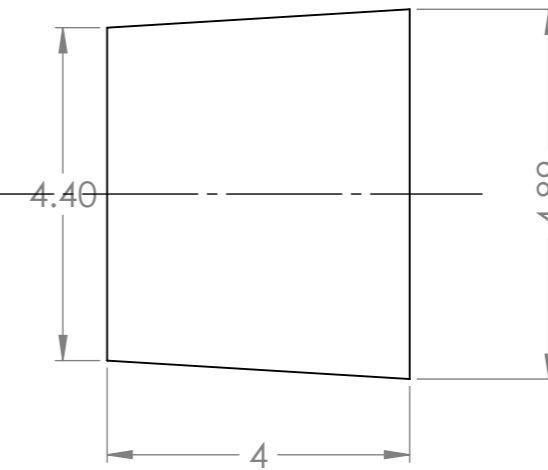
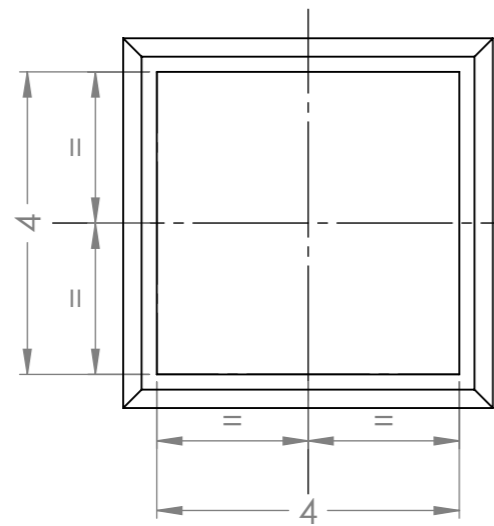
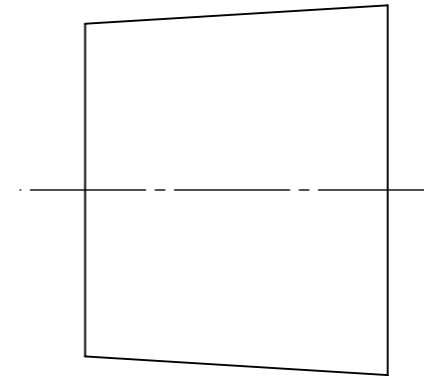
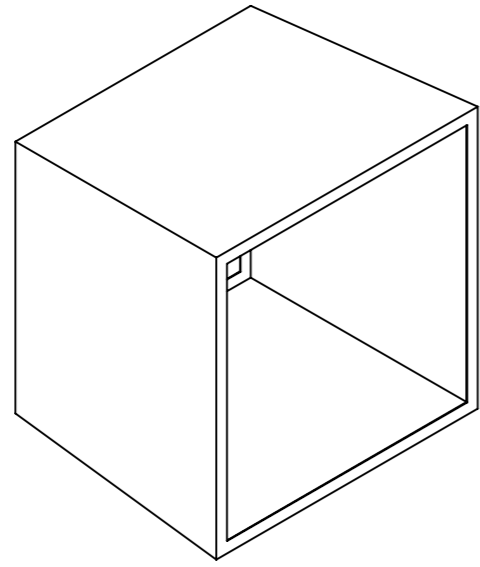
José M. Perales Perales (1), Yuliang Wu (2) and Sun Xiaoxiao (2)

(1) Polytechnic University of Madrid, Spain

(2) Beijing Institute of Technology, China



Instituto Tecnológico de Pachuca			
Anexo A1	Diseño de la sección de pruebas		
Diseño	A.G.M.		
Dibujo	M.A.F.A.		
Fecha	6.11.14		
	Dimensiones	Metros	
	Escala	1:150	



Instituto Tecnológico de Pachuca

Anexo A2a

Diseño del difusor a la salida de la sección de pruebas

Diseño

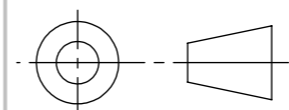
A.G.M.

Dibujo

M.A.F.A.

Fecha

6.11.14

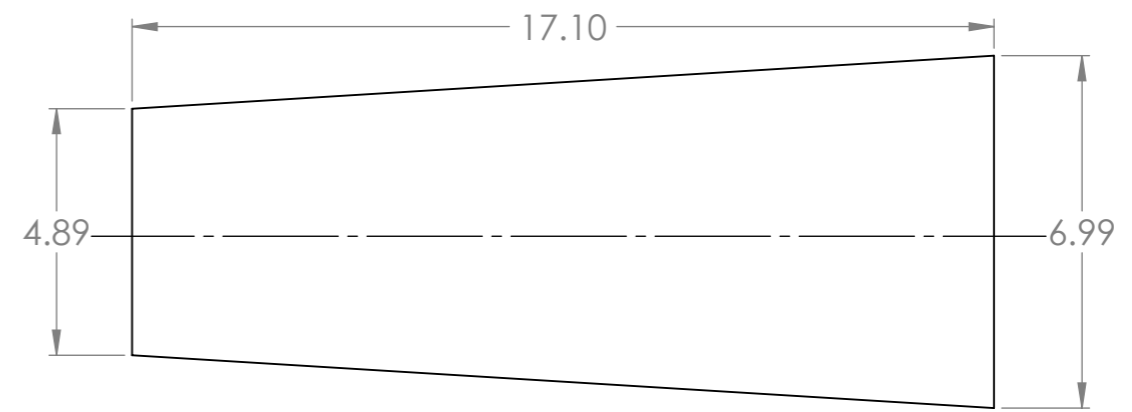
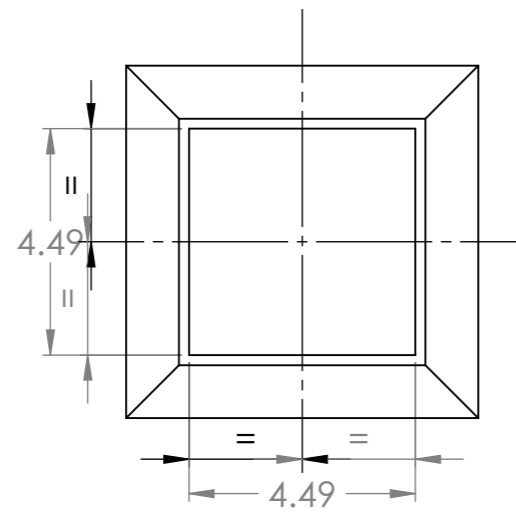
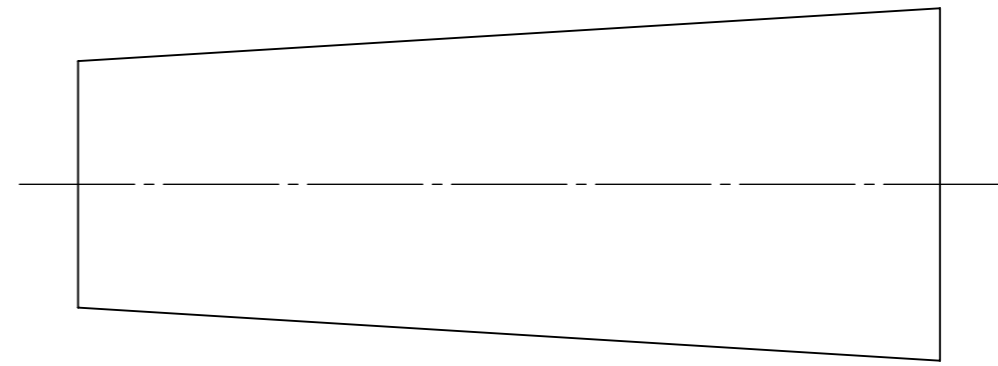
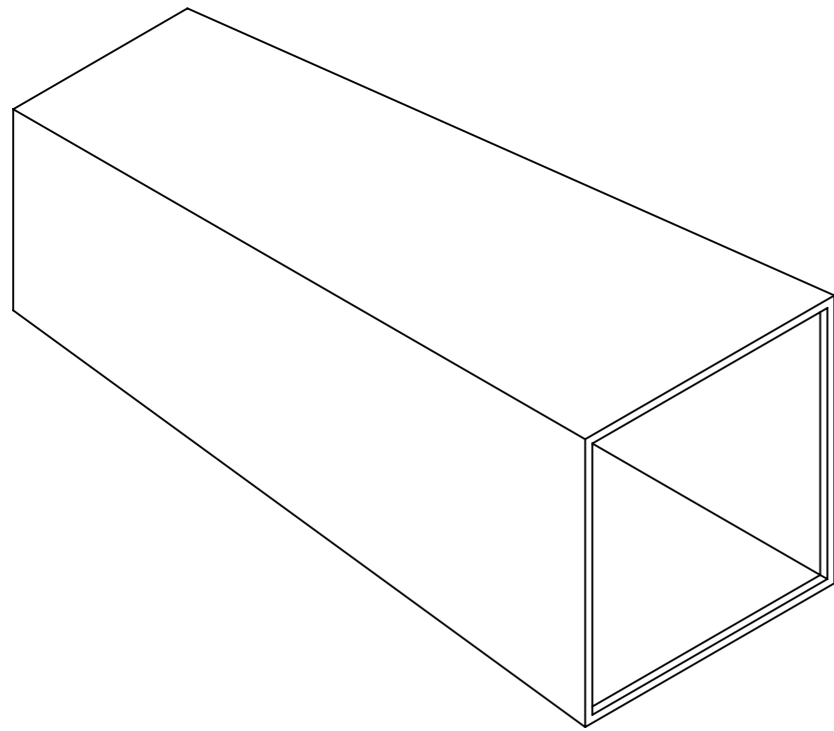


Unidades

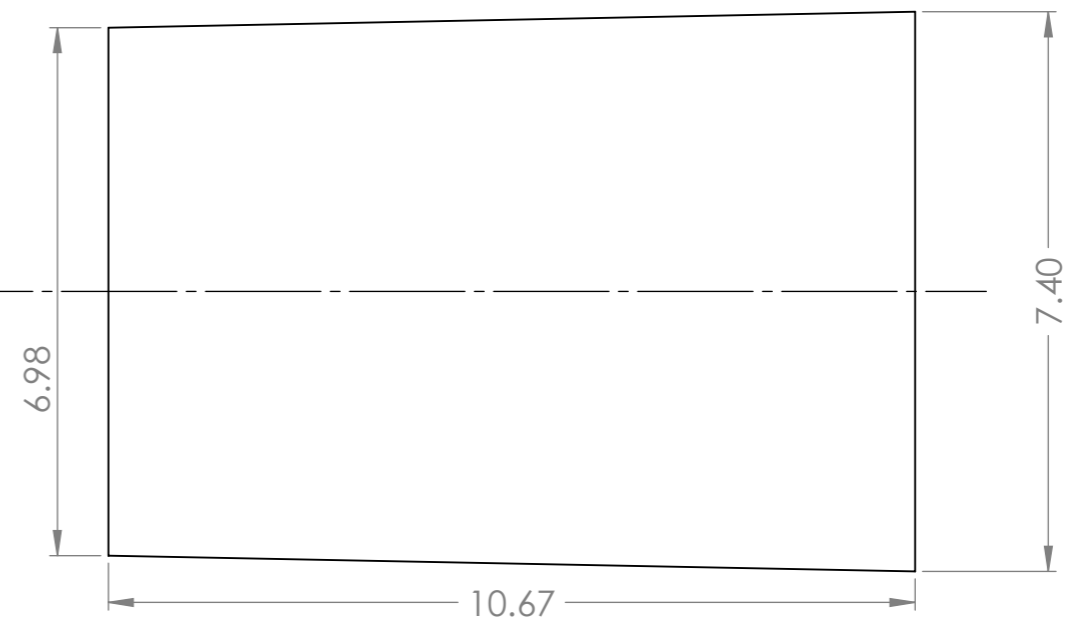
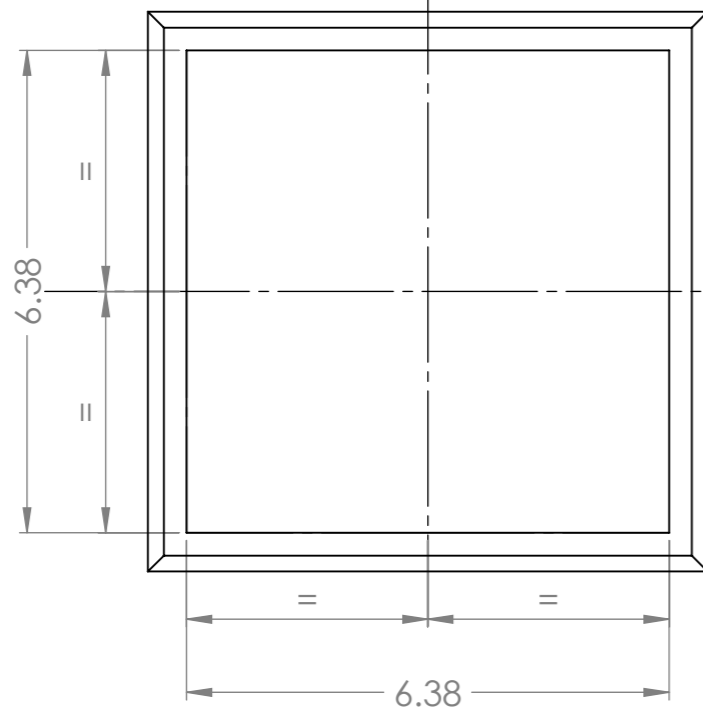
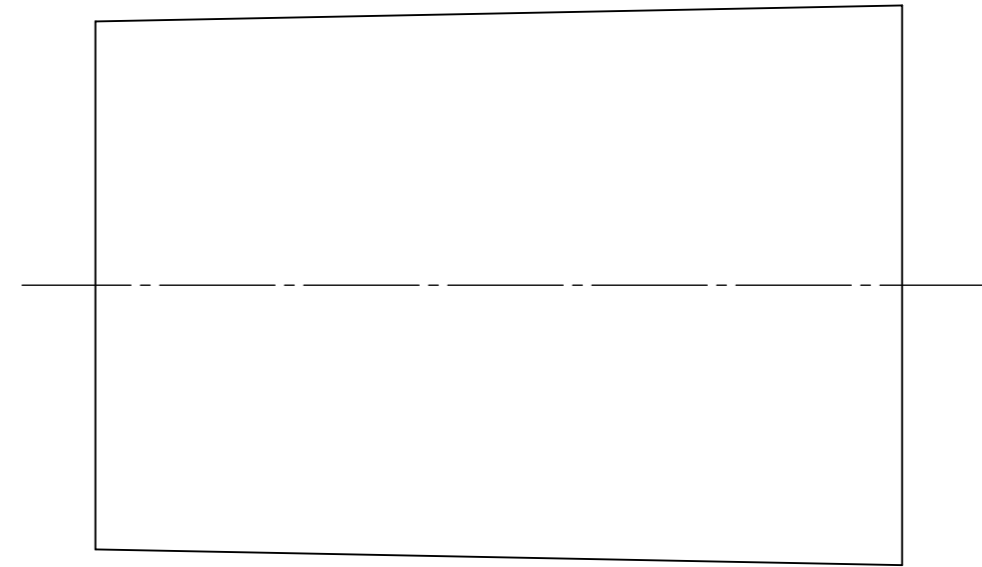
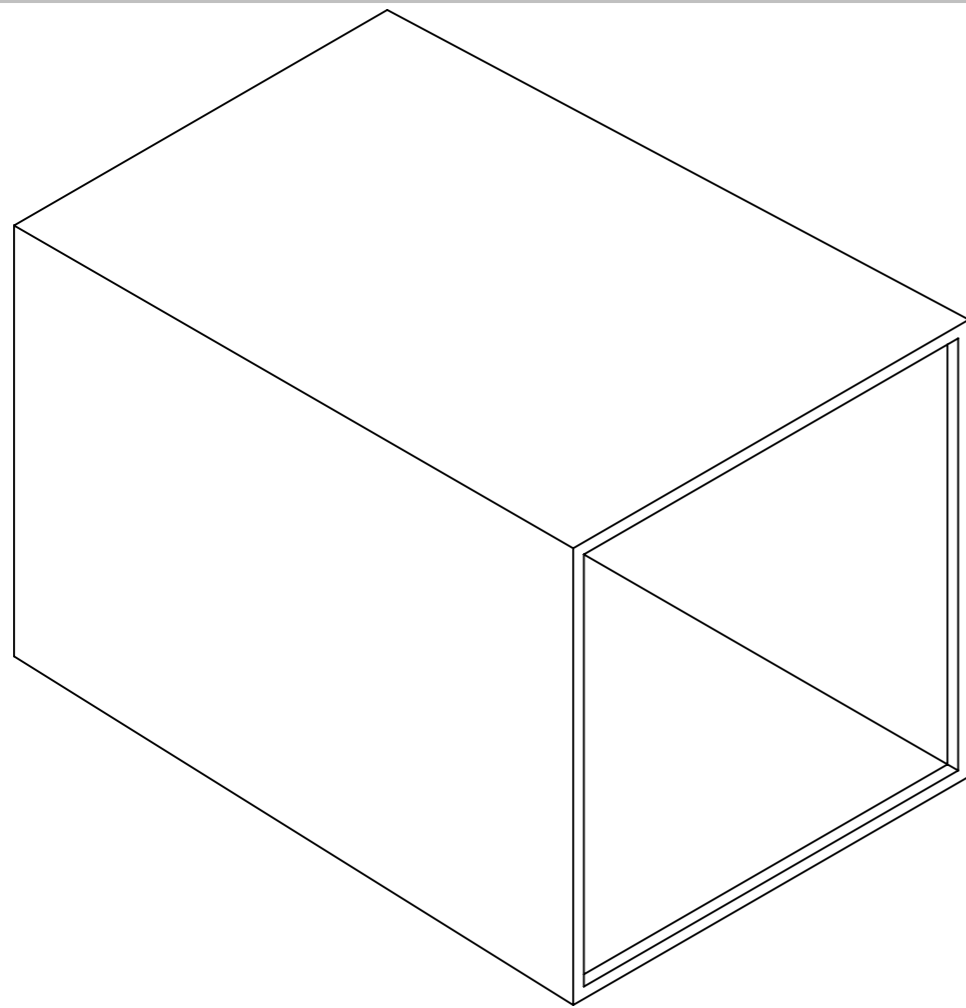
Metros

Escala

1:100



Instituto Tecnológico de Pachuca		
Anexo A2b	Diseño del difusor a la salida de esquina 1	
Diseño	A.G.M.	
Dibujo	M.A.F.A.	
Fecha	6.11.14	
	Dimensiones	Metros
	Escala	1:150



Instituto Tecnológico de Pachuca

Anexo A2c

Diseño del difusor a la salida de esquina 2

Diseño

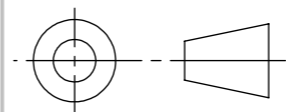
A.G.M.

Dibujo

M.A.F.A.

Fecha

6.11.14

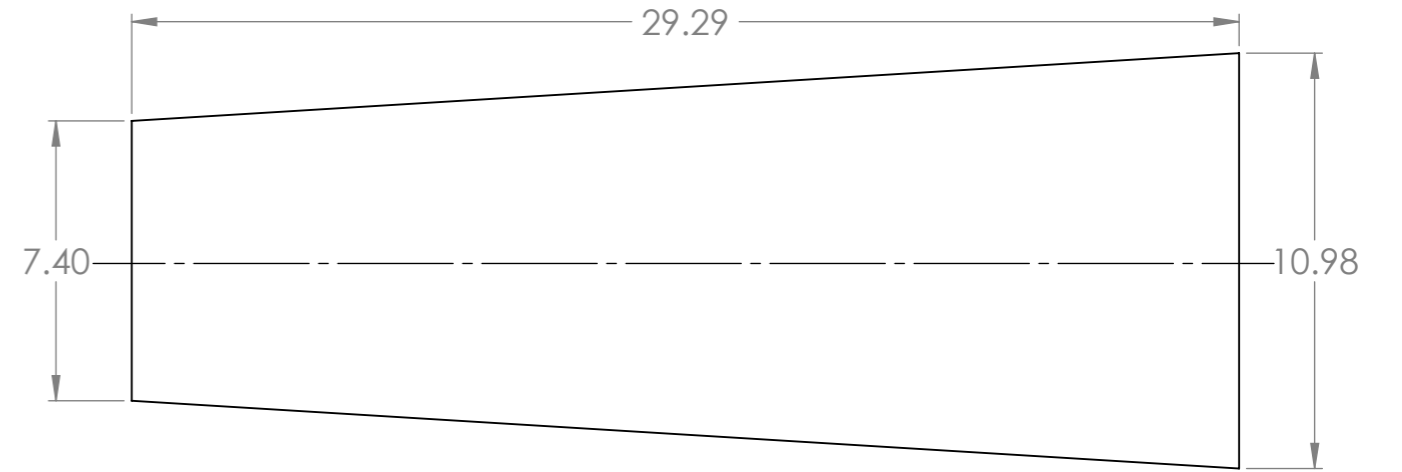
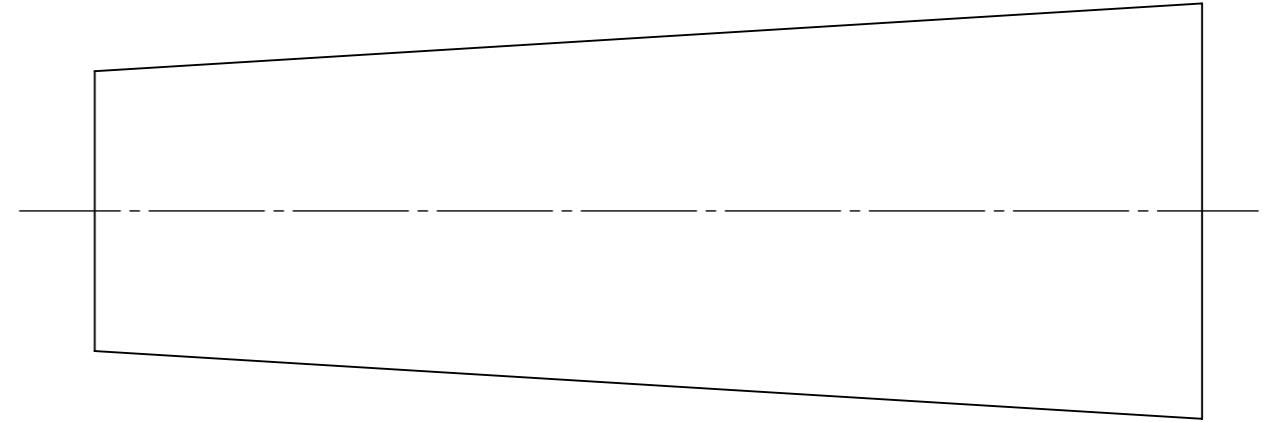
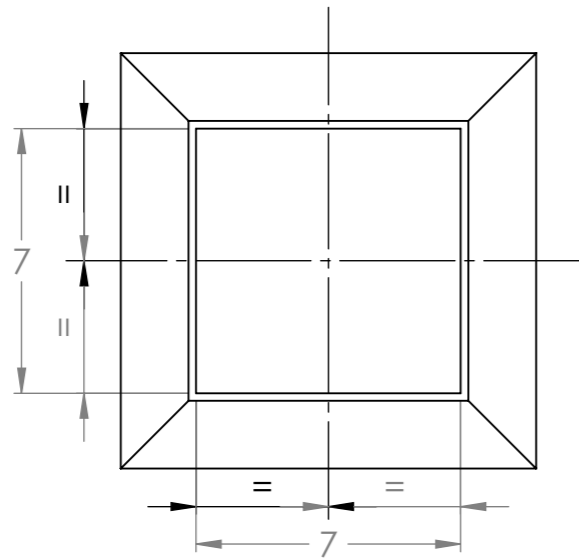
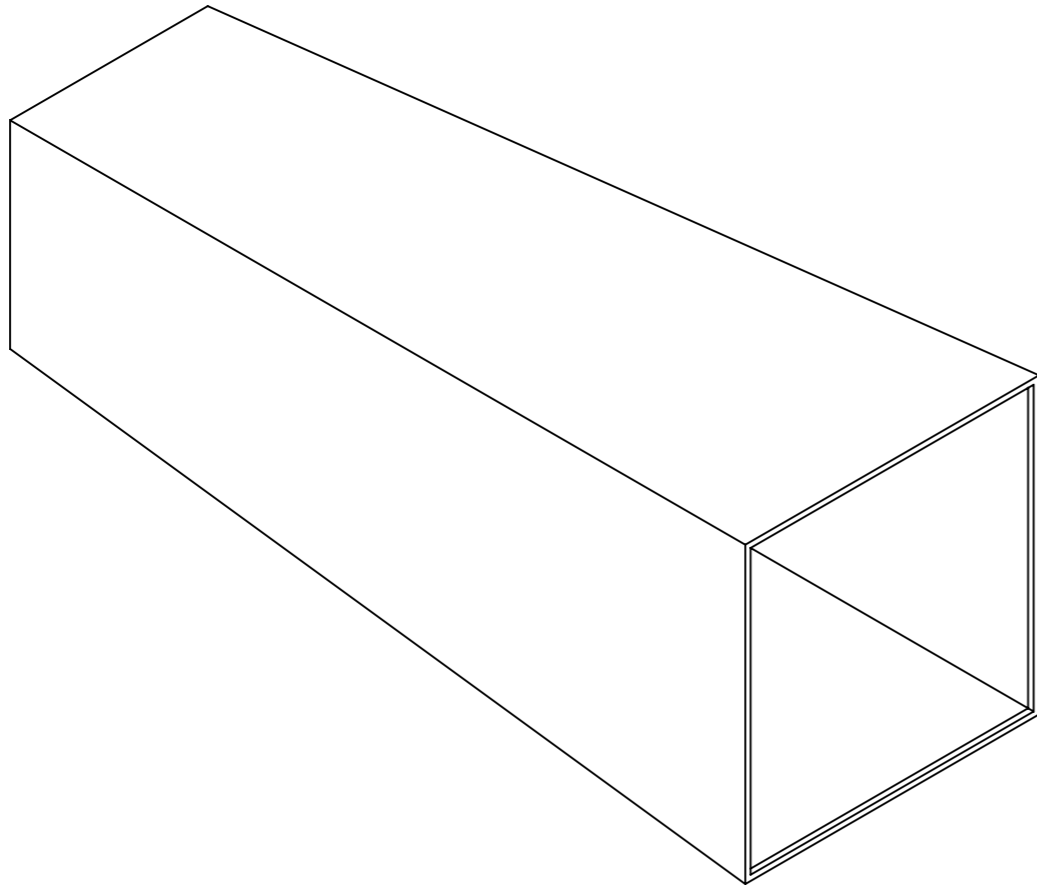


Unidades

Metros

Escala

1:100



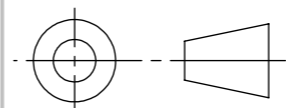
Instituto Tecnológico de Pachuca

Anexo A2d Diseño del difusor a la salida del cuarto de ventiladores

Diseño A.G.M.

Dibujo M.A.F.A.

Fecha 6.11.14

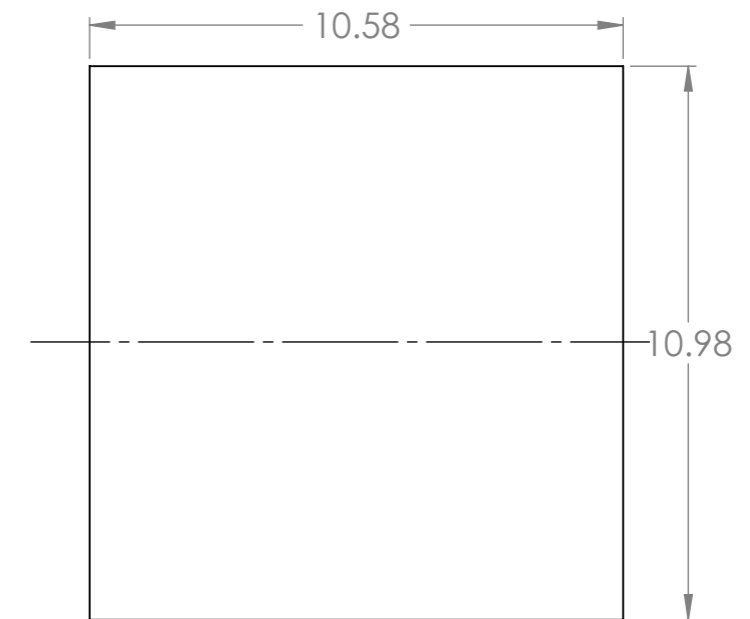
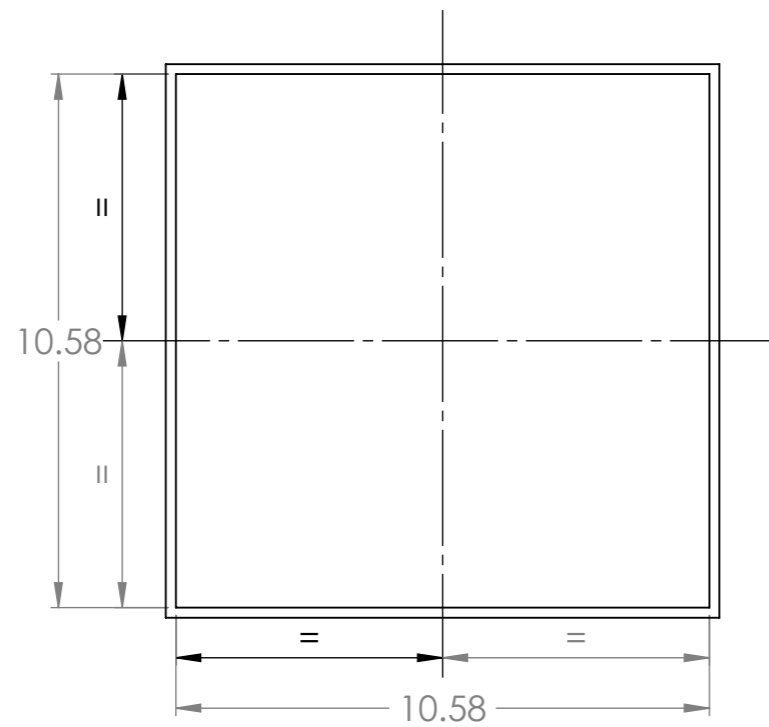
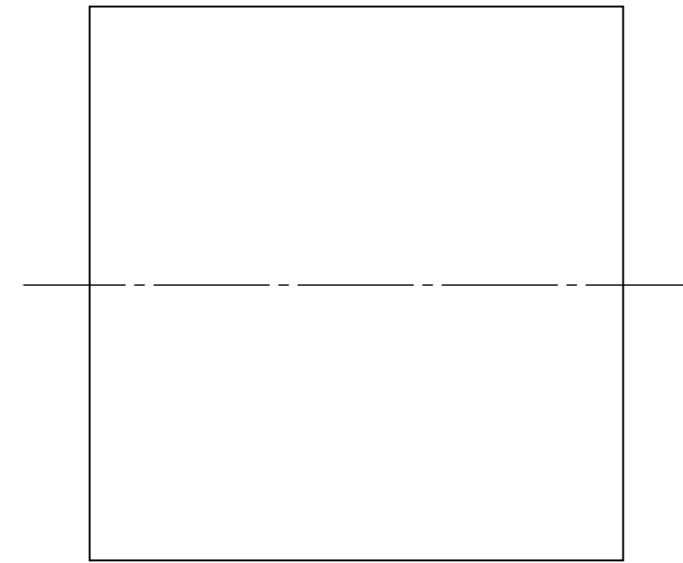
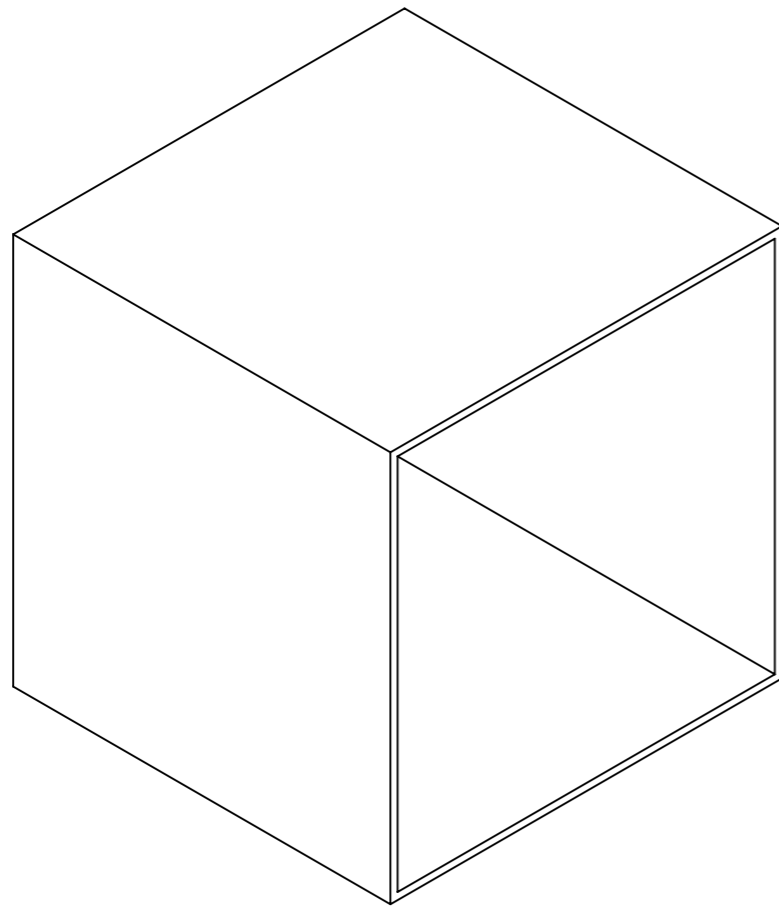


Dimensiones

Metros

Escala

1:200



Instituto Tecnológico de Pachuca

Anexo A2e

Diseño del difusor a la salida de esquina 3

Diseño

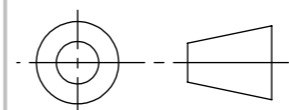
A.G.M.

Dibujo

M.A.F.A.

Fecha

6.11.14

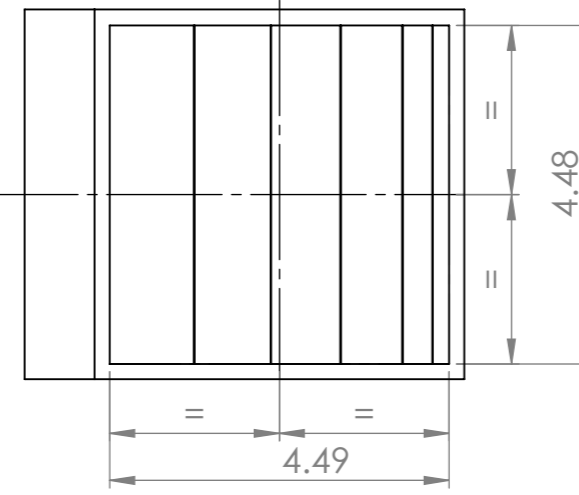
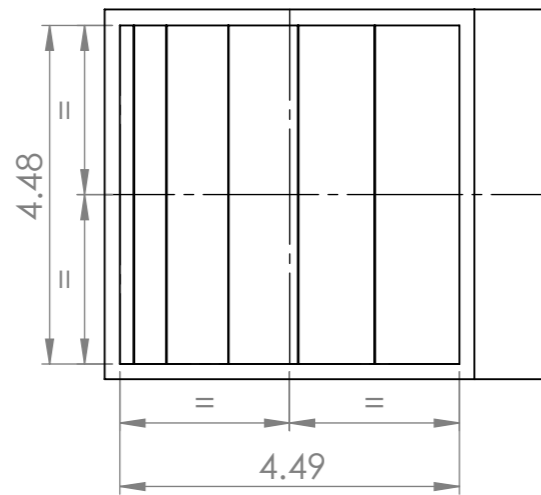
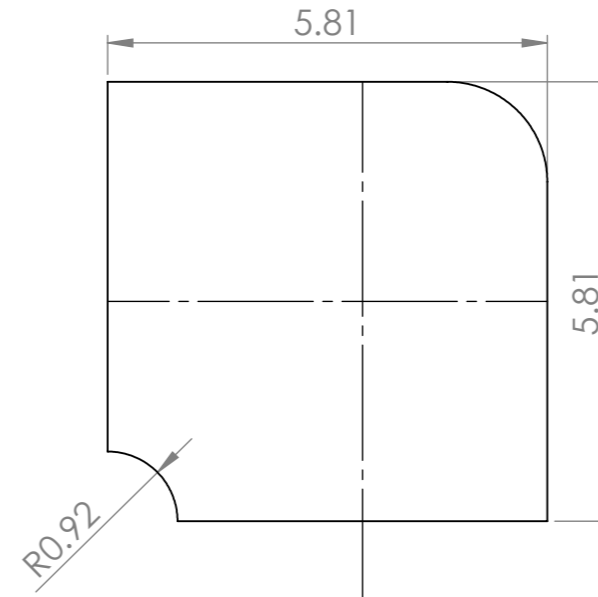
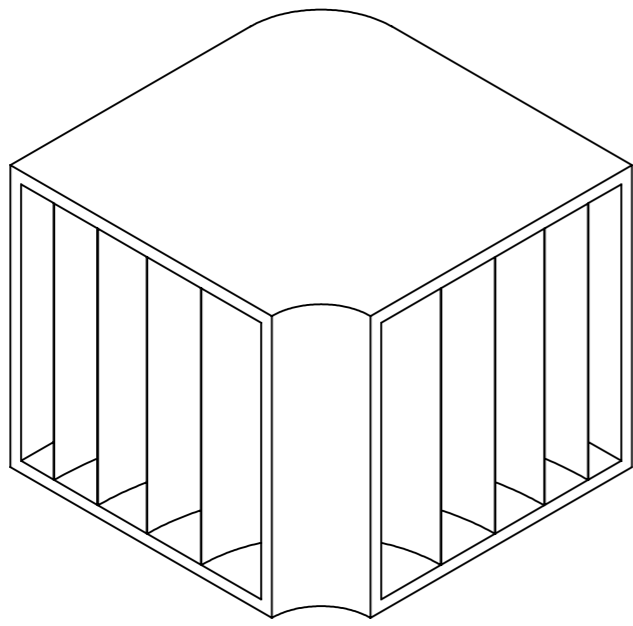


Dimensiones

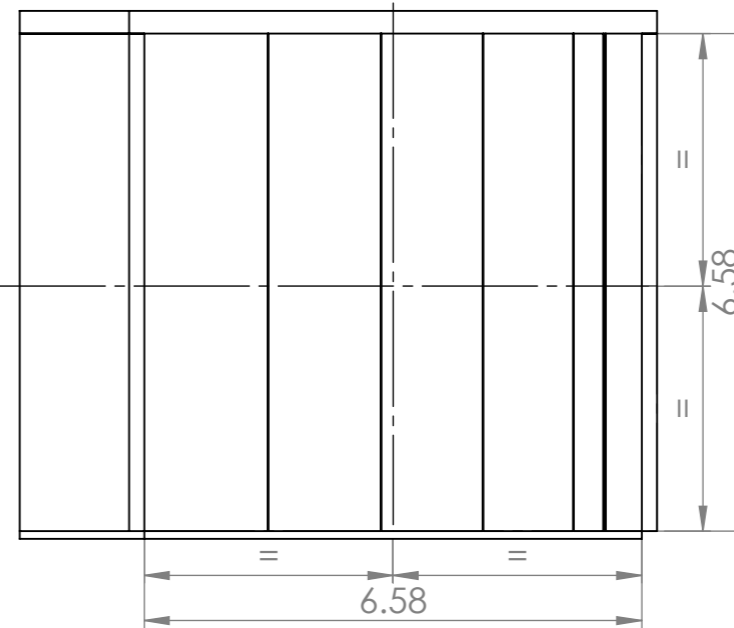
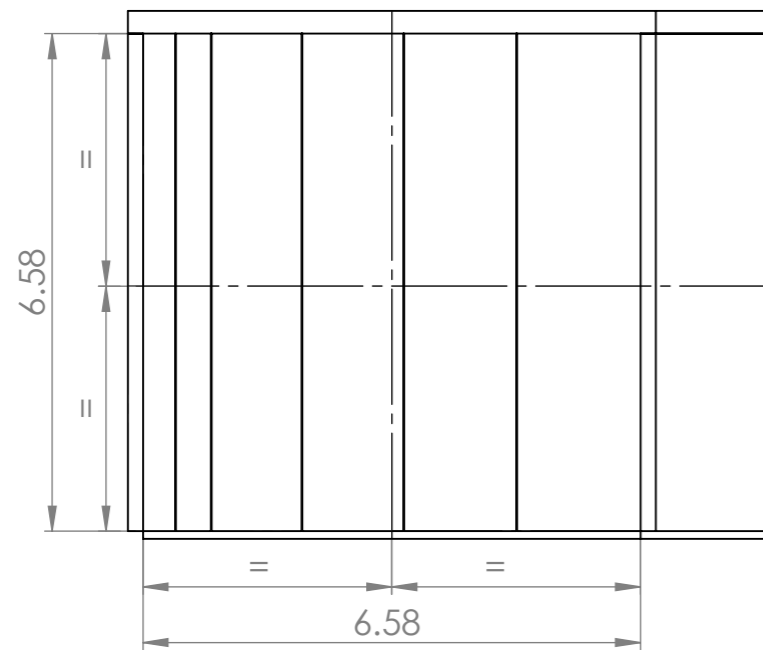
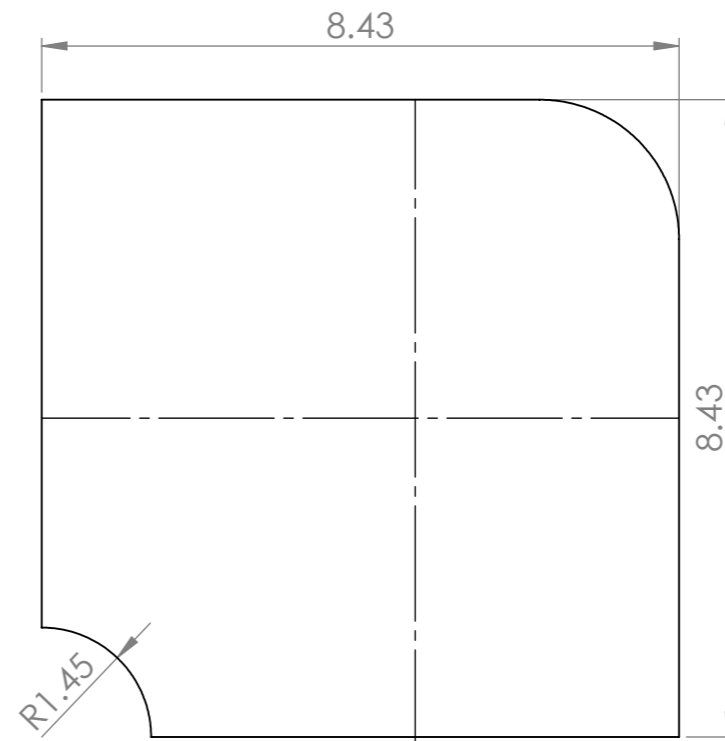
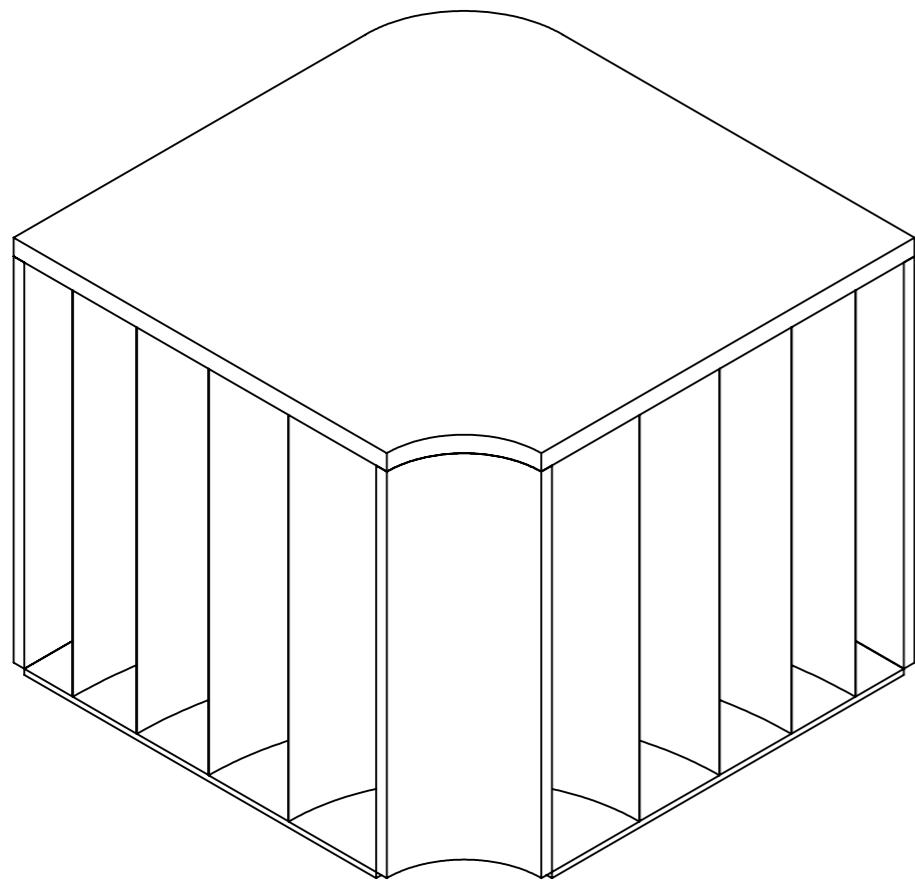
Metros

Escala

1:150



Instituto Tecnológico de Pachuca		
Anexo A3a	Diseño de direccionador (esquina 1)	
Diseño	A.G.M.	
Dibujo	M.A.F.A.	
Fecha	6.11.14	
	Unidades	Metros
	Escala	1:100



Instituto Tecnológico de Pachuca

Anexo A3b

Diseño de direccionador (esquina 2)

Diseño

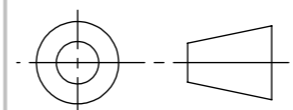
A.G.M.

Dibujo

M.A.F.A.

Fecha

6.11.14

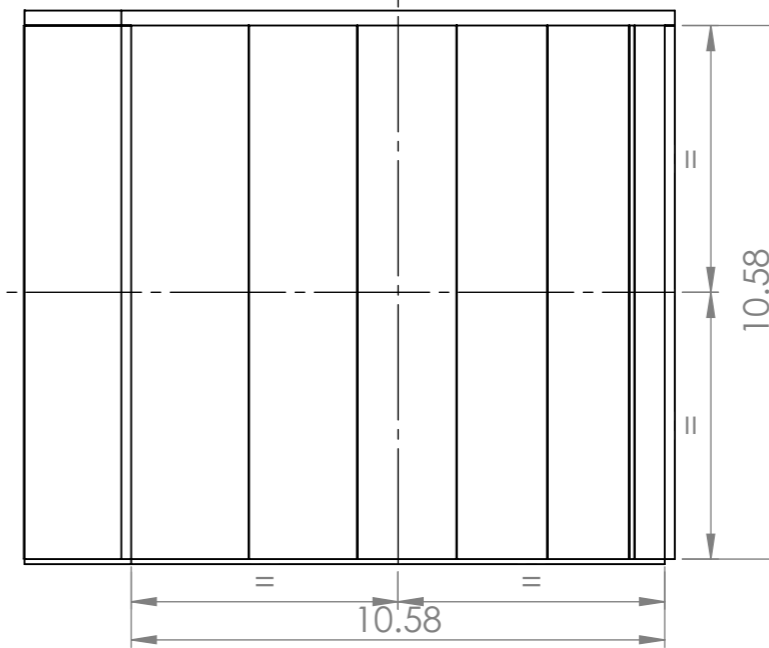
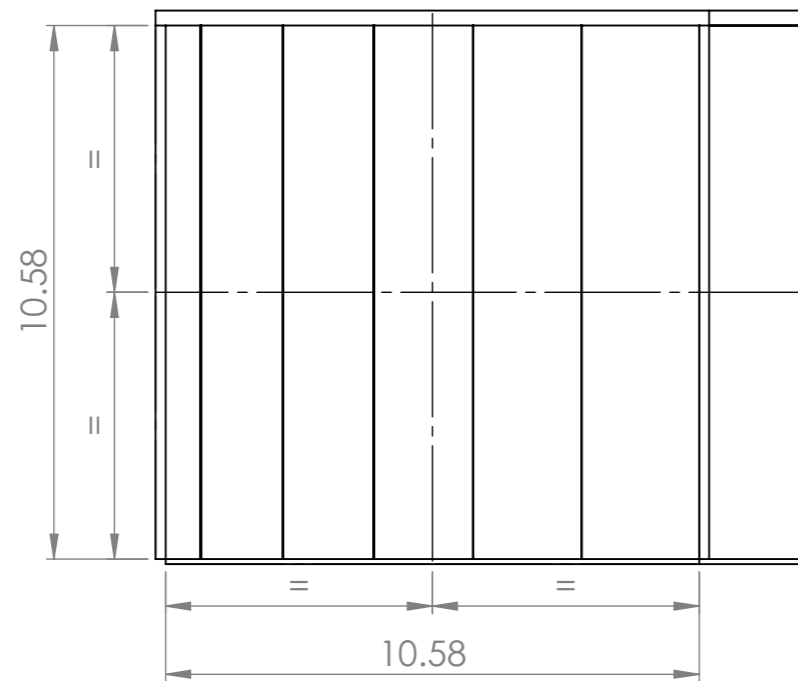
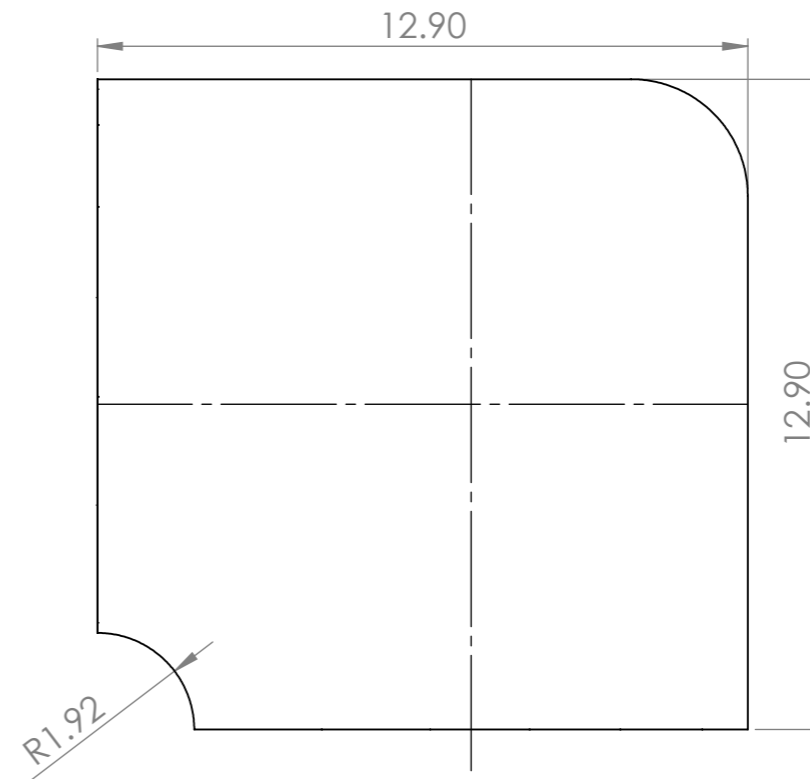
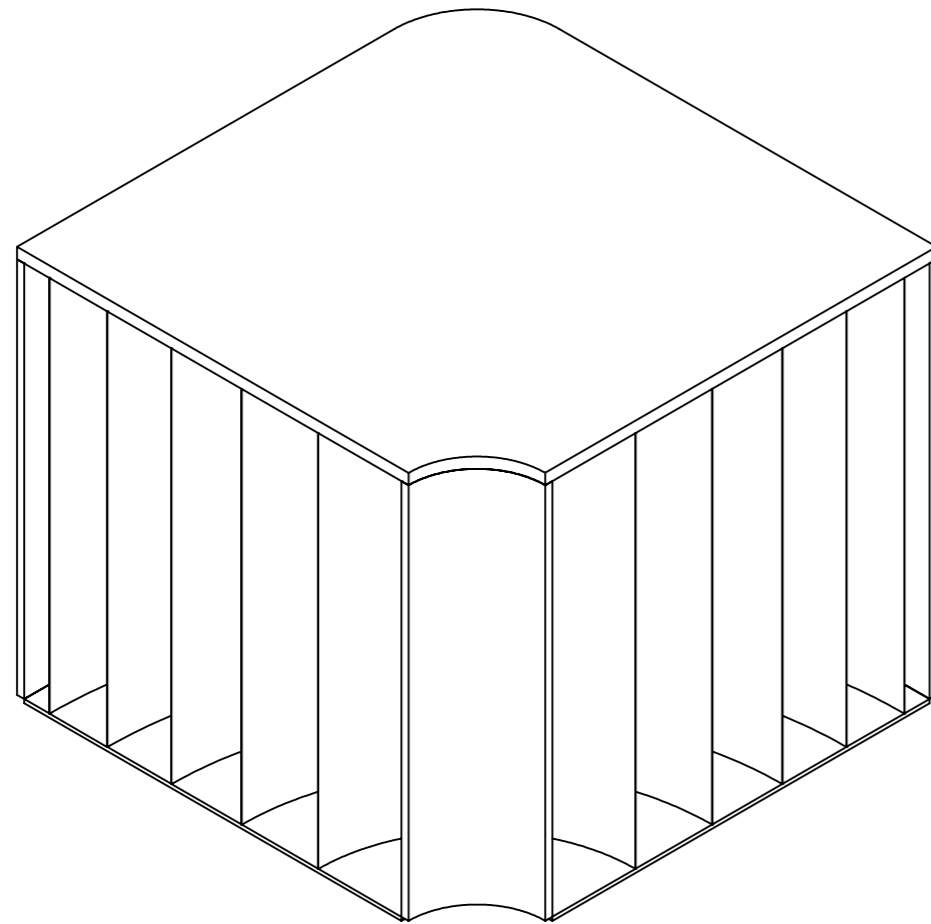


Unidades

Metros

Escala

1:100



Instituto Tecnológico de Pachuca

Anexo A3c

Diseño de direccionador (esquina 3)

Diseño

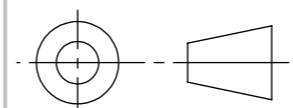
A.G.M.

Dibujo

M.A.F.A.

Fecha

6.11.14

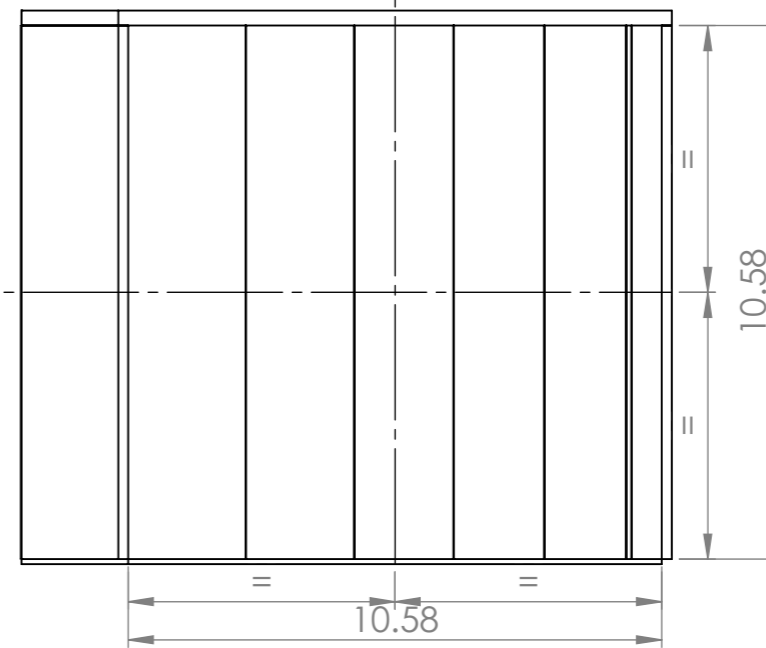
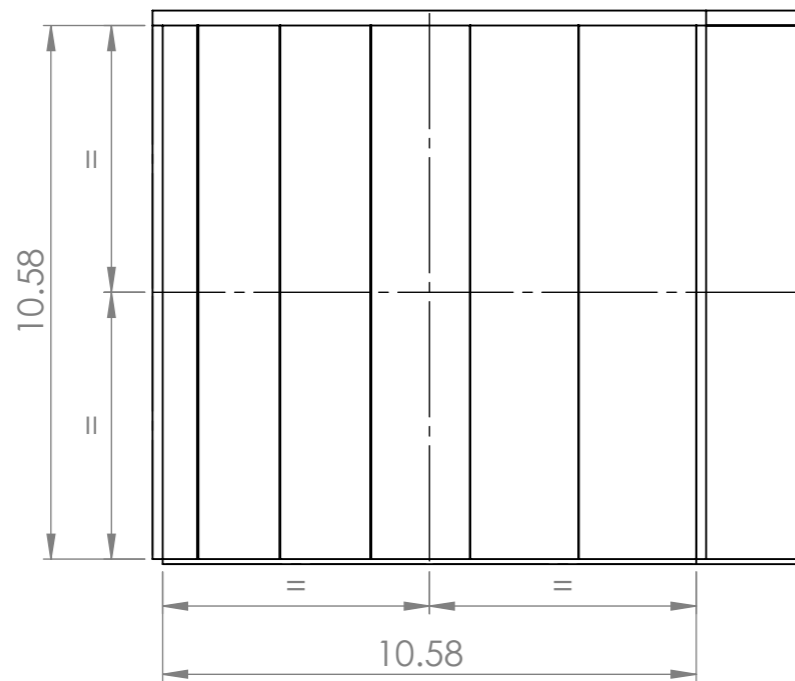
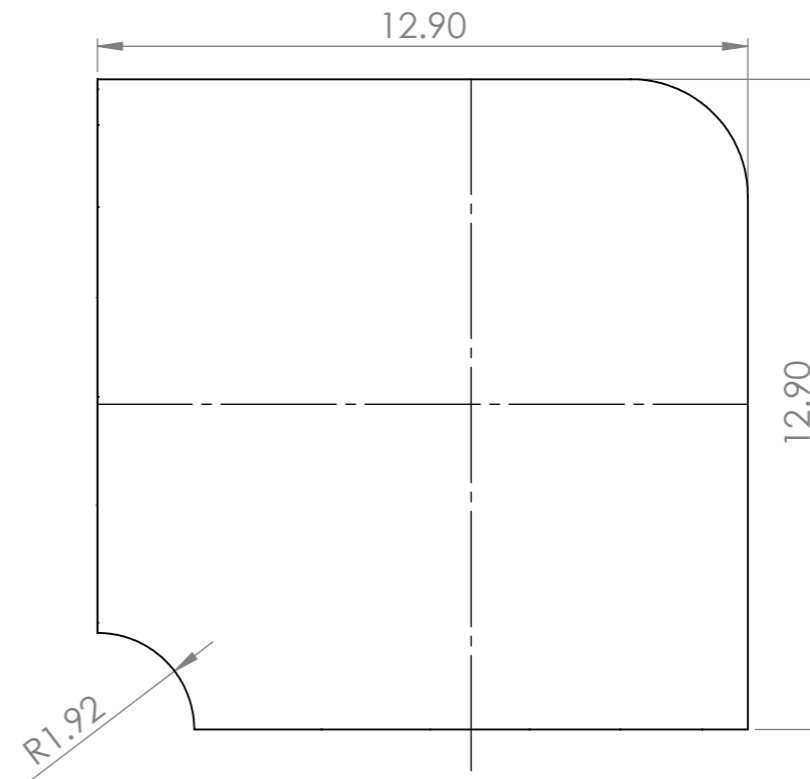
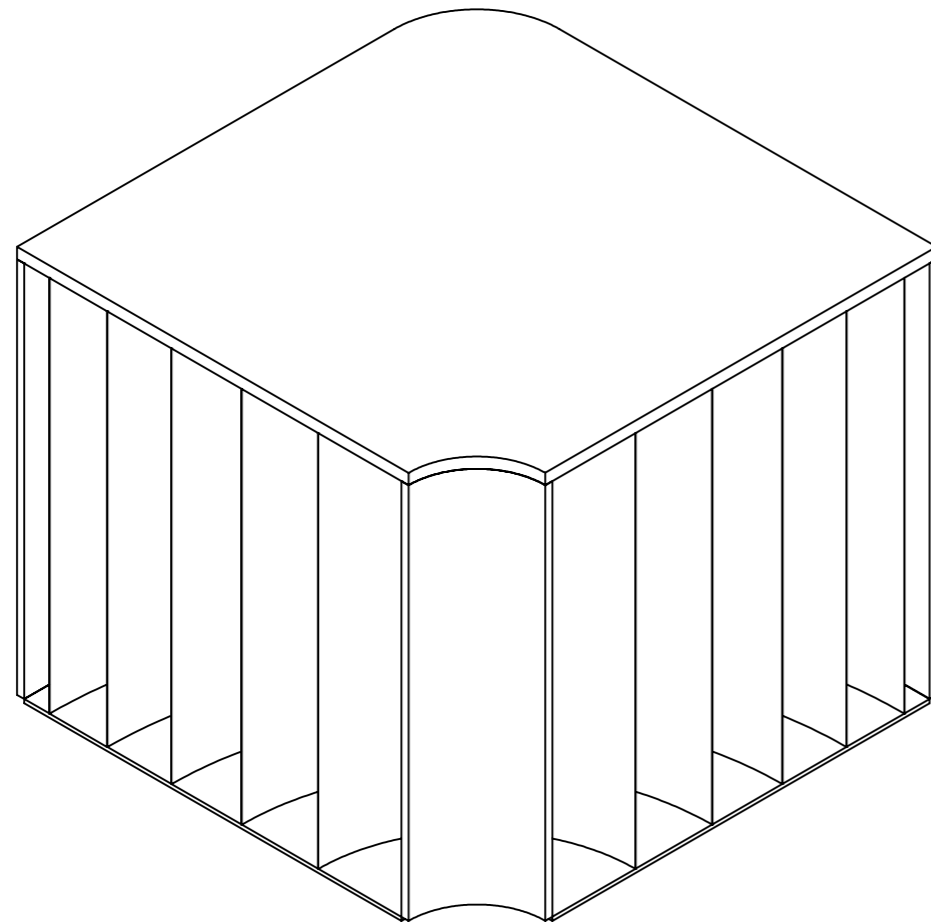


Unidades

Metros

Escala

1:150



Instituto Tecnológico de Pachuca

Anexo A3d

Diseño de direccionador (esquina 4)

Diseño

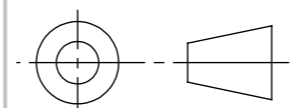
A.G.M.

Dibujo

M.A.F.A.

Fecha

6.11.14

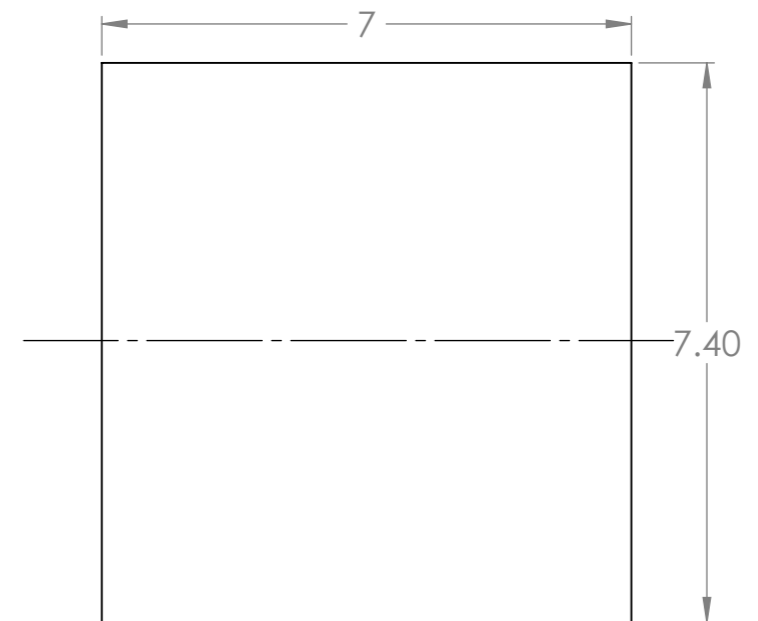
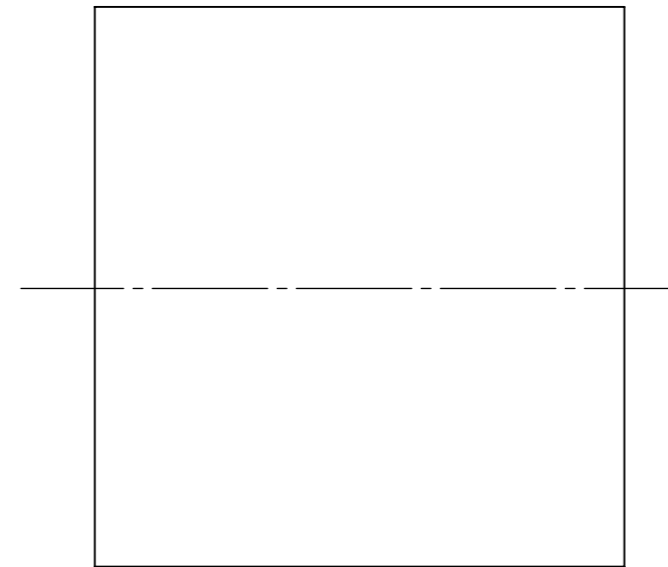
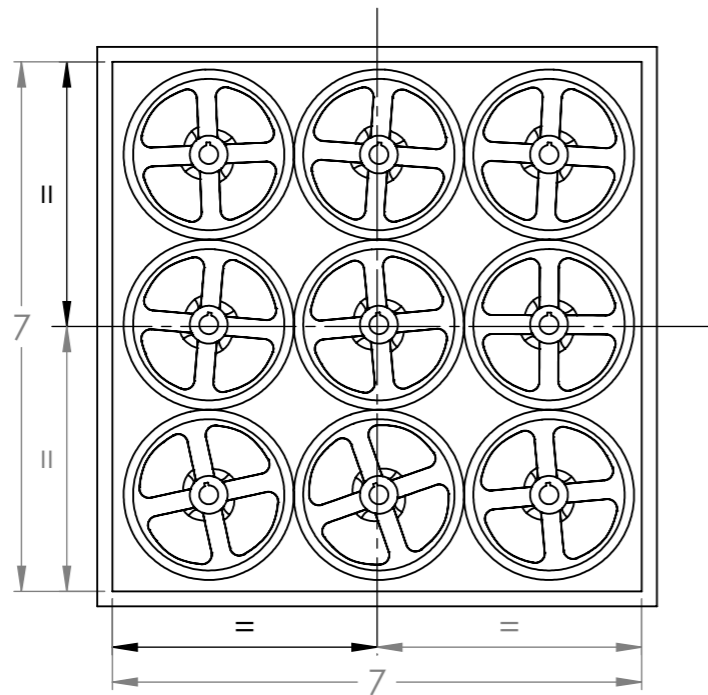
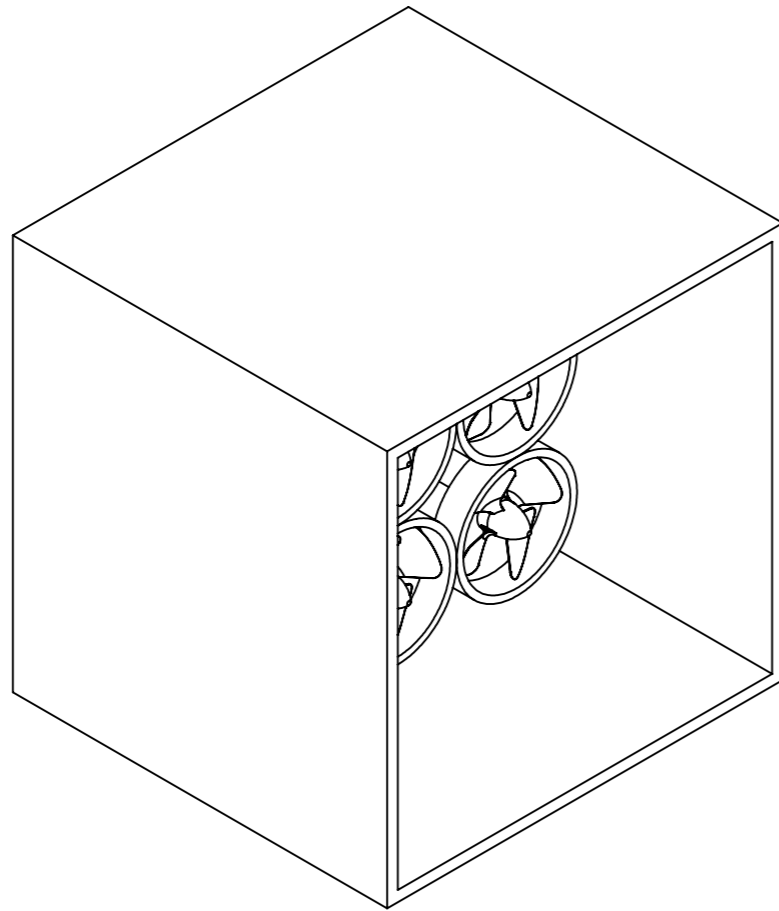


Unidades

Metros

Escala

1:150



Instituto Tecnológico de Pachuca

Anexo A4

Diseño del cuarto de ventiladores

Diseño

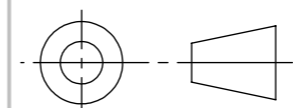
A.G.M.

Dibujo

M.A.F.A.

Fecha

6.11.14

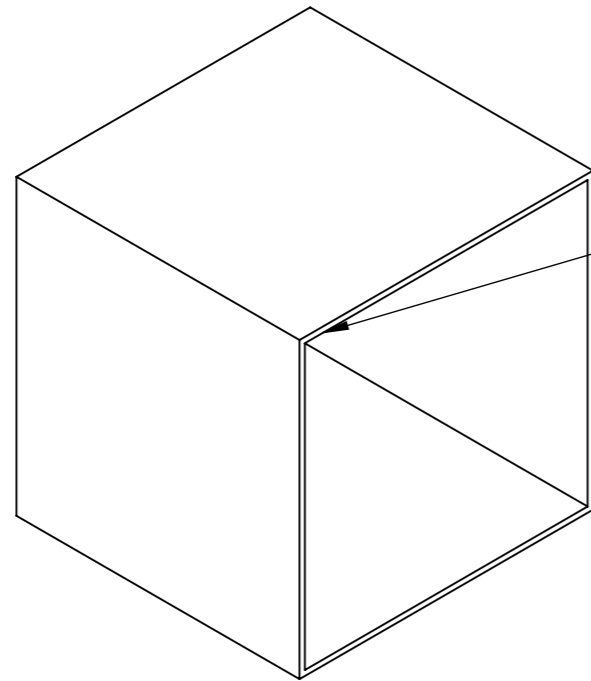


Dimensiones

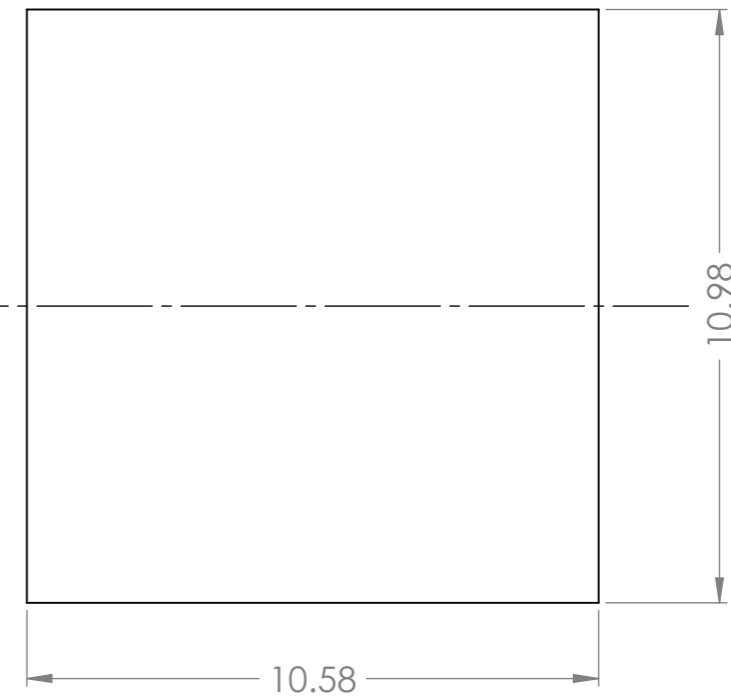
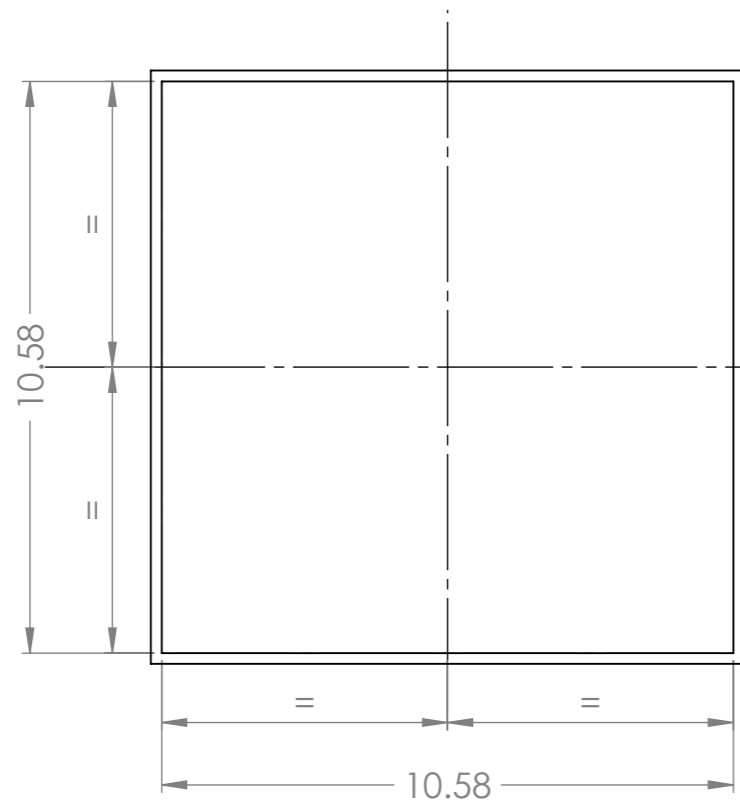
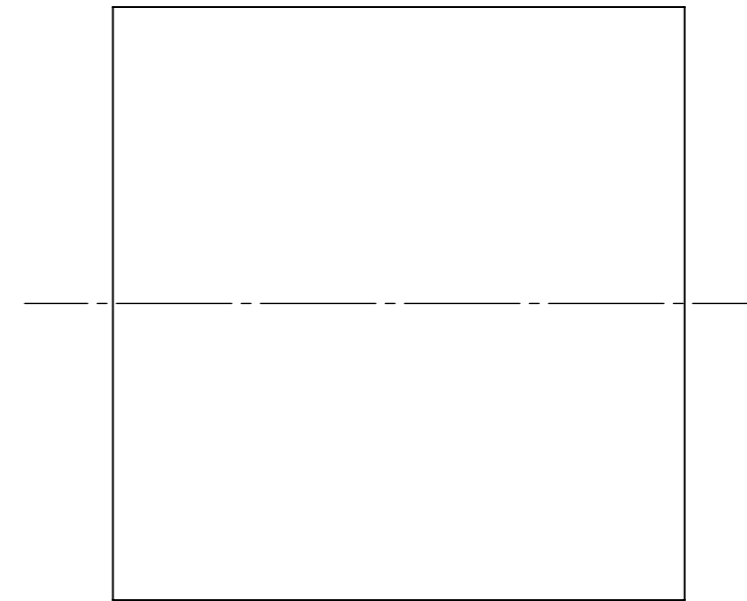
Metros

Escala

1:100



Mallado tipo abeja



Instituto Tecnológico de Pachuca

Anexo A5

Diseño de la cámara de asentamiento

Diseño

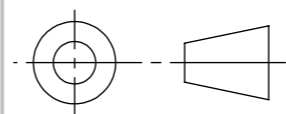
A.G.M.

Dibujo

M.A.F.A.

Fecha

6.11.14

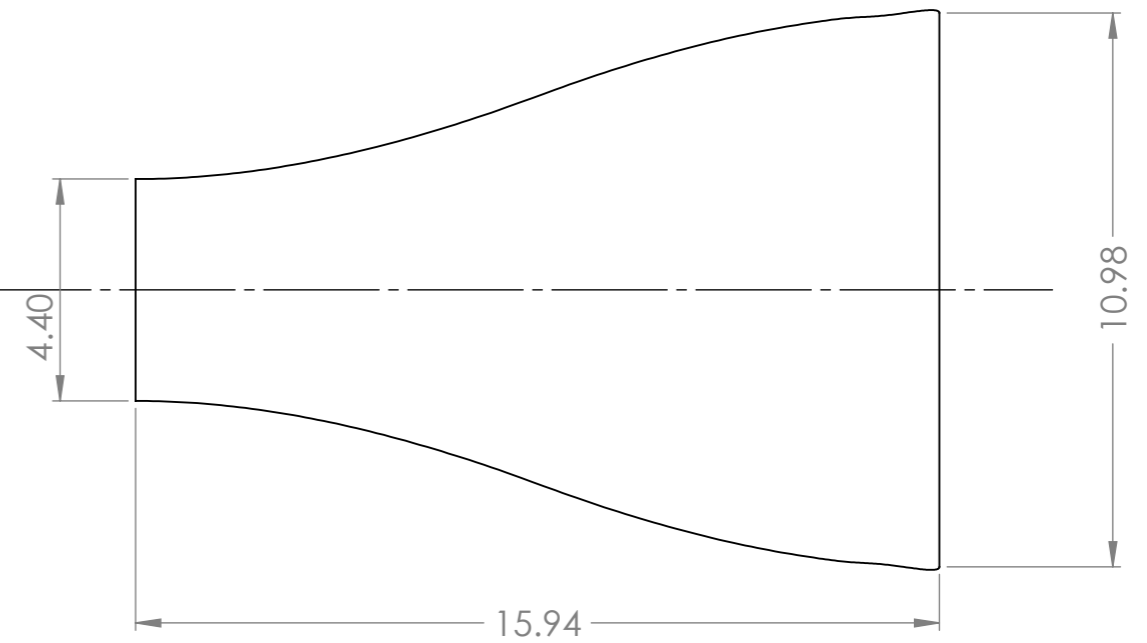
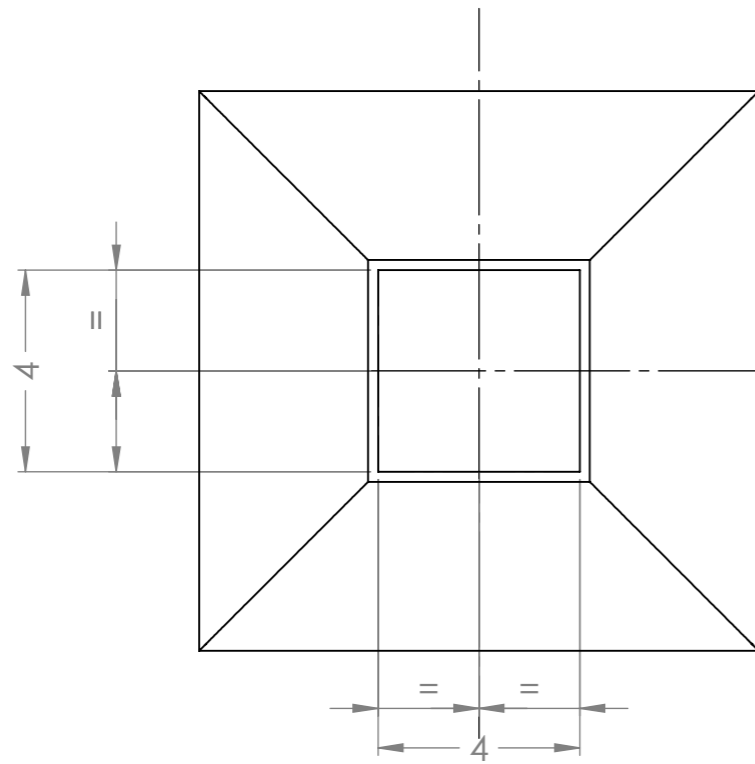
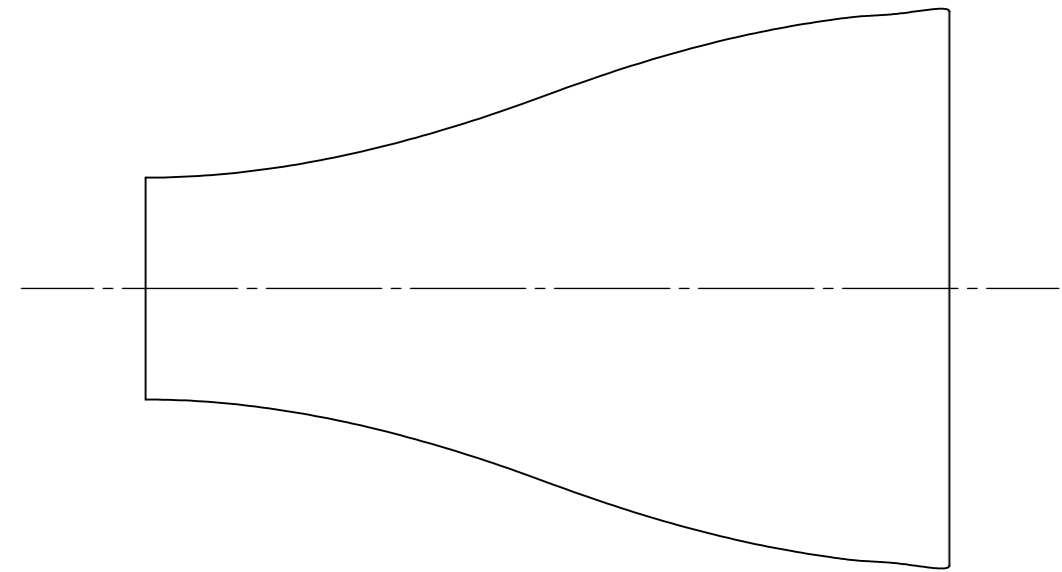
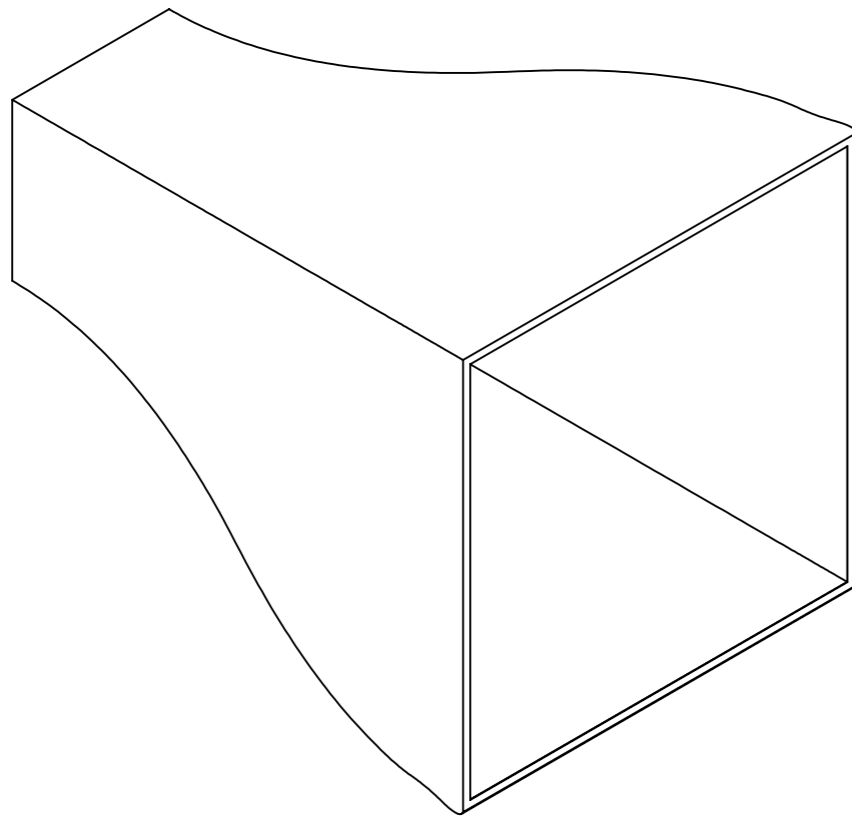


Unidades

Metros

Escala

1:140



Instituto Tecnológico de Pachuca

Anexo A6

Diseño de la contracción

Diseño

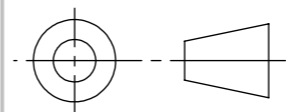
A.G.M.

Dibujo

M.A.F.A.

Fecha

6.11.14

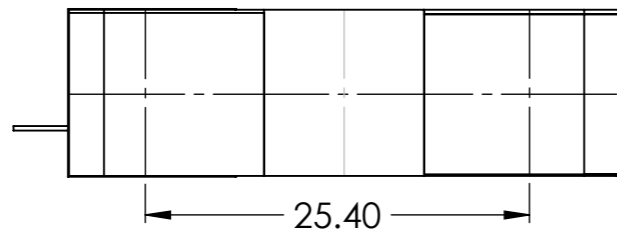
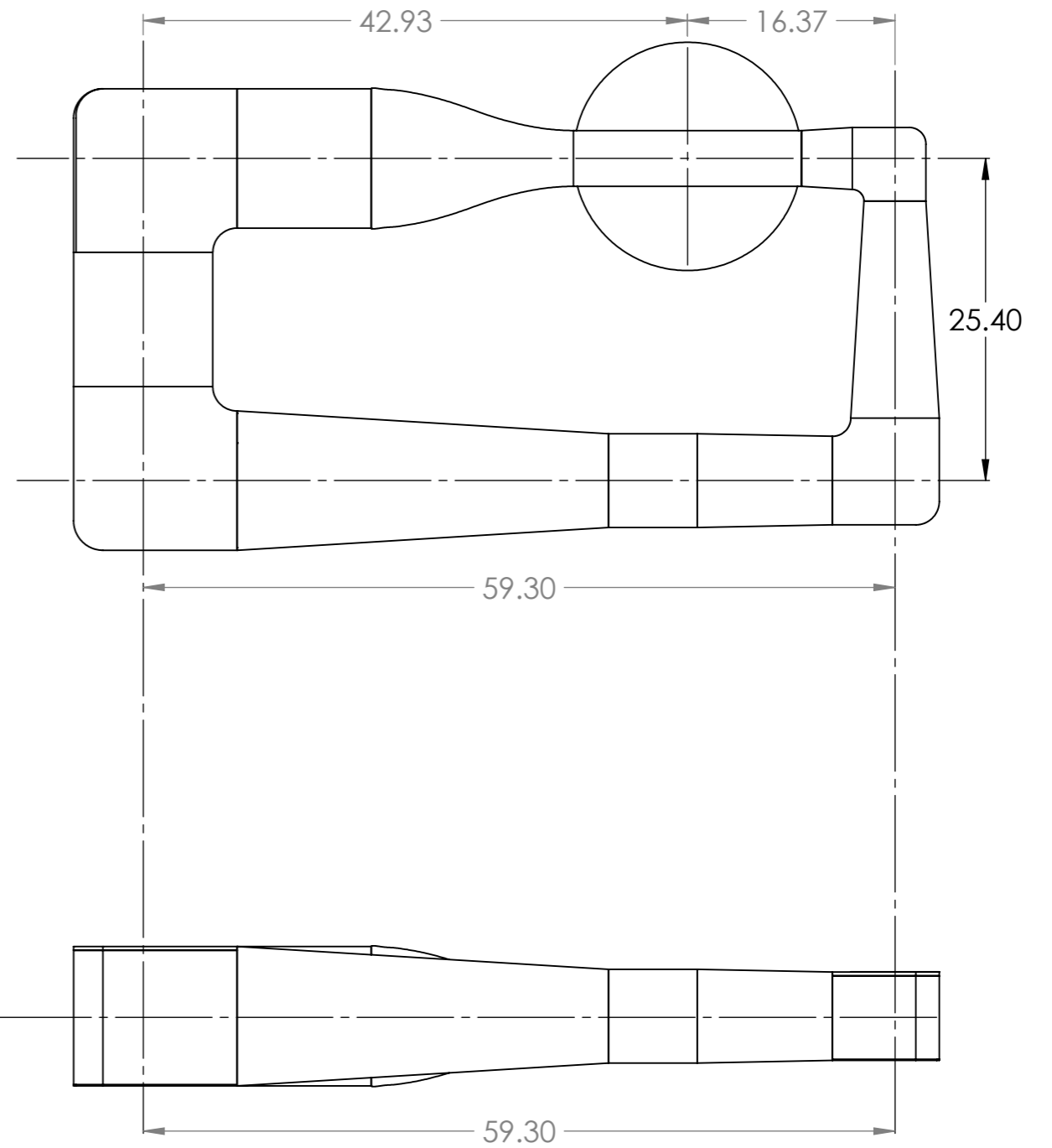
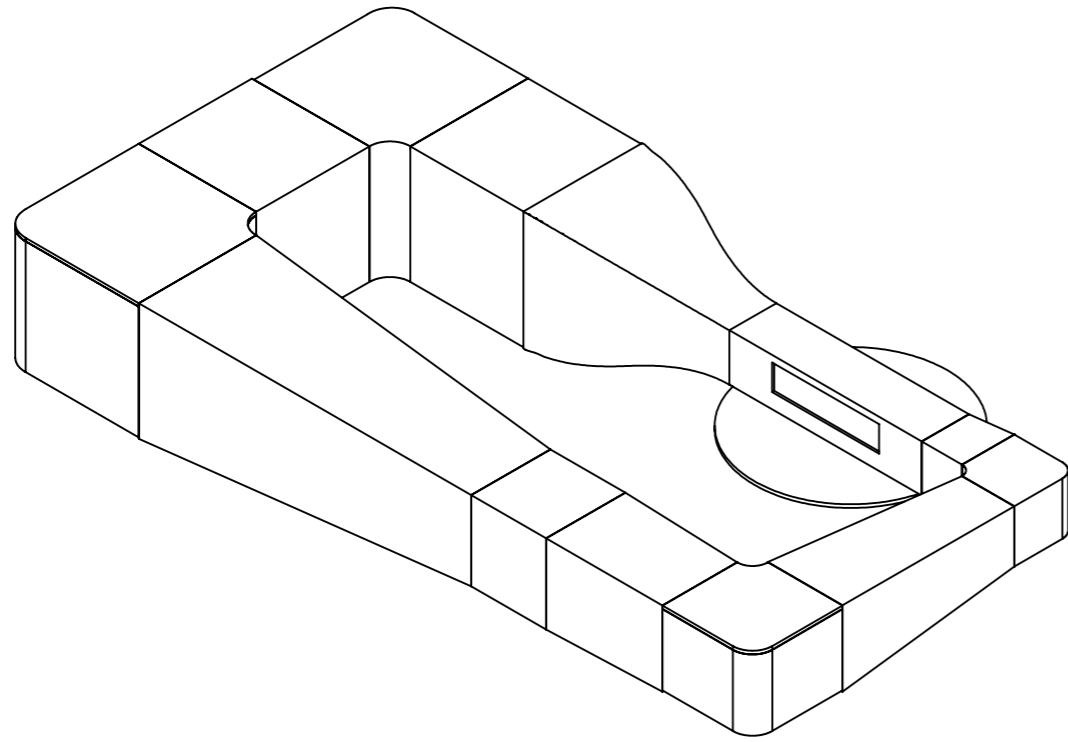


Unidades

Metros

Escala

1:150



Instituto Tecnológico de Pachuca			
Anexo A7	Arreglo general del túnel aerodinámico cerrado para la calibración de equipos de medición		
Diseño	A.G.M.		
Dibujo	M.A.F.A.		
Fecha	6.11.14		
	Dimensiones	Metros	
	Escala	1:500	