

---

# **Diseño conceptual y preliminar de la sección de prueba de un túnel de choque supersónico**

---

Presentado por:

**Edwin Leonardo Cala Cardona**

**Hernán Darío Bautista Unda**



**LOS LIBERTADORES**  
FUNDACIÓN UNIVERSITARIA

**FUNDACION UNIVERSITARIA LOS LIBERTADORES**

Facultad de Ingeniería y Ciencias Básicas

Programa de Ingeniería Aeronáutica

Bogotá D.C, Colombia

2021

Página dejada en blanco intencionalmente,

---

# **Diseño conceptual y preliminar de la sección de prueba de un túnel de choque supersónico**

---

Presentado por:

**Edwin Leonardo Cala Cardona  
Hernán Darío Bautista Unda**

En cumplimiento de los requerimientos para optar por el Título de  
**Ingeniero Aeronáutico**

Dirigido por:

**Jaime Enrique Orduy Rodríguez M.Sc.**

Codirector

**Iván Felipe Rodríguez Barón M.Sc.**

Presentado a:

Fundación Universitaria Los Libertadores

Programa de Ingeniería Aeronáutica

Bogotá D.C, Colombia

2021

Página dejada en blanco intencionalmente.

**Notas de aceptación**



---

---

---

---

---

# LOS LIBERTADORES

FUNDACIÓN UNIVERSITARIA

---

Firma del presidente del jurado

---

Firma del jurado

---

Firma del jurado

Bogotá DC, 9 junio 2021.

Página dejada en blanco intencionalmente



# LOS LIBERTADORES

FUNDACIÓN UNIVERSITARIA

Las directivas de la Fundación Universitaria Los Libertadores, los jurados calificadores y el cuerpo docente no son responsables por los criterios e ideas expuestas en el presente documento. Estos corresponden únicamente a los autores y a los resultados de su trabajo.

Página dejada en blanco intencionalmente

# Agradecimientos

Primero, queremos agradecer a Dios porque él es la base de la vida, nos dio las capacidades para que a pesar de las adversidades lográramos concluir con este proyecto. Sin duda dar gracias a nuestras familias, quienes nos brindaron su apoyo, y los recursos para cumplir el gran propósito que fue trabajado durante cinco años, además de su infinita paciencia.

A la Fundación Universitaria Los Libertadores, por habernos formado como ingenieros aeronáuticos y proporcionarnos las tan necesarias bases para llevar a cabo la investigación presentada. En el desarrollo de nuestras habilidades agradecer a cada uno de los profesores en especial a nuestros tutores Iván Felipe Rodríguez y Jaime Enrique Orduy por guiarnos durante todo el proceso, brindándonos parte de su tiempo y conocimientos para suplir las innumerables dudas que surgieron durante el camino.

A nuestros amigos, con quienes compartimos momentos de alegría y diversión, además de traspasos, indudablemente fueron parte importante de nuestro recorrido por la vida universitaria.

Gracias a todos ellos llevaremos con orgullo el título de ingenieros aeronáuticos, y desempeñaremos con virtud nuestra profesión.

LOS LIBERTADORES  
FUNDACIÓN UNIVERSITARIA

Edwin Leonardo Cala Cardona  
Hernán Darío Bautista Unda

Página dejada en blanco intencionalmente

# Tabla de contenido

Índice de Figuras .....	13
Índice de Tablas.....	14
Glosario .....	19
Resumen.....	22
Abstract.....	24
Capítulo 1.....	26
Introducción .....	26
Capítulo 2 .....	29
Planteamiento del problema .....	29
<b>Pregunta de investigación</b> .....	30
<b>2.1 Objetivos</b> .....	30
<b>2.1.1. Objetivo General</b> .....	30
<b>2.1.2. Objetivos Específicos</b> .....	30
<b>2.2 Justificación</b> .....	30
Capítulo 3 .....	31
Metodología.....	31
<b>3.1 Diseño metodológico</b> .....	31
Capítulo 4 .....	33
Marco Referencial .....	33
<b>4.1 Marco Histórico</b> .....	33
<b>4.1.1 Historia de la Aerodinámica</b> .....	33
<b>4.1.2 Historia túnel de viento</b> .....	39
<b>4.2. Marco Conceptual</b> .....	41
<b>4.2.1 Aerodinámica</b> .....	41
<b>4.2.2. Túnel de viento</b> .....	42
<b>4.2.3 Instrumentación</b> .....	48
<b>4.2.3.1 Técnica de visualización de fluidos de alta velocidad <i>Schlieren</i></b> .....	48
<b>4.2.3.2 Anemometría</b> .....	50
<b>4.2.3.3 Presión en la sección de prueba</b> .....	53
<b>4.2.3.4 Temperatura</b> .....	54
<b>4.2.3.5 Sistemas de equilibrio</b> .....	54
<b>4.3. Marco Teórico</b> .....	55
<b>4.3.1. Análisis de la aerodinámica supersónica</b> .....	55
<b>4.3.1.1 Onda de choque normal</b> .....	55
<b>4.3.1.2 Onda de choque oblicua</b> .....	58
<b>4.3.2 Dimensionamiento de la sección de prueba</b> .....	60
<b>4.3.3 Óptica focal técnica <i>Schlieren</i></b> .....	62
Capítulo 5.....	64

Generalidades.....	64
<b>5.1 Condiciones iniciales</b> .....	64
Capítulo 6 .....	68
Resultados y Discusión.....	68
Capítulo 7.....	83
Conclusiones y Recomendaciones.....	83
<b>7.1 Conclusiones</b> .....	83
<b>7.2 Recomendaciones</b> .....	83
Apéndice A (Plano).....	88
ANEXO A:.....	91

# Índice de Figuras

Figura 1. Bocetos de Leonardo da Vinci tomados del Codex Atlanticus .....	34
Figura 2. Esquema de un tubo Pitot .....	35
Figura 3. Esquema túnel de viento subsónico circuito cerrado .....	44
Figura 4. Esquema túnel de viento de circuito abierto .....	45
Figura 5. Esquema túnel de viento supersónico continuo .....	46
Figura 6. Esquema de túnel de viento supersónico abierto .....	46
Figura 7. Túnel de viento supersónico abierto blow-down .....	47
Figura 8. Configuración Z .....	49
Figura 9. Configuración Background Oriented Schlieren (BOS) .....	49
Figura 10. Configuración Rainbow Schlieren .....	50
Figura 11. Choque normal ideal .....	55
Figura 12. Onda de choque oblicua .....	58
Figura 13. Configuración Schlieren tipo Z .....	62
Figura 14. Esquema túnel de choque .....	64
Figura 15. Ubicación soporte fijo y aplicación de carga. Fuente: Autores .....	74
Figura 16. Perfil de velocidades. Fuente: Autores .....	81
Figura 17. Variación de la presión a lo largo del sistema. Fuente: Autores .....	81
Figura 18. Número de Mach a lo largo del sistema. Fuente: Autores .....	82
Figura 19. Ubicación de la ventana con respecto a la salida de la tobera. Fuente: Autores ....	82

# Índice de Tablas

Tabla 1. Regímenes de flujo .....	42
Tabla 2. Clasificaciones de túneles de viento .....	43
Tabla 3. Comparación túneles subsónicos de circuito abierto y cerrado .....	45
Tabla 4. Sistemas de Anemometría .....	53
Tabla 5. Propiedades de entrada y salida del tubo de choque supersónico. ....	65
Tabla 6. Propiedades características en la garganta de la tobera supersónica. ....	65
Tabla 7. Dimensionamiento del Dump Tank. ....	66
Tabla 8. Materiales sugeridos ventanas .....	66
Tabla 9. Materiales sugeridos para las paredes de la sección de prueba. ....	67
Tabla 10. Propiedades del aire a lo largo del túnel. ....	68
Tabla 11. Propiedades del fluido detrás de una onda de choque normal producida en la sección de prueba. ....	69
Tabla 12. Área transversal túnel. ....	69
Tabla 13. Longitud de la sección de prueba. ....	69
Tabla 14. Rango ideal longitud de la sección de prueba. ....	70
Tabla 15. Espesores calculados para la ventana de vidrio común. ....	70
Tabla 16. Espesores calculados para una ventada de vidrio templado físicamente. ....	70
Tabla 17. Espesores calculados a diferentes rangos de operación para un vidrio templado químicamente. ....	71
Tabla 18. Espesores calculados a diferentes rangos de operación para una pared de Acero Estructural. ....	71
Tabla 19. Espesores calculados a diferentes rangos de operación para una pared de Fibra de vidrio S. ....	71
Tabla 20. Espesores calculados a diferentes rangos de operación para una pared de Acero al carbono 1020. ....	72
Tabla 21. Espesores calculados a diferentes rangos de operación para una pared de Acero 4140 normalizado. ....	72
Tabla 22. Espesores calculados a diferentes rangos de operación para una pared de Titanio 6AL-4V recocido. ....	72
Tabla 23. Parámetros de diseño para el Dump Tank de acuerdo al rango de operación. ....	73
Tabla 24. Análisis estructural de las ventanas. ....	75
Tabla 25. Condiciones iniciales de la sección de prueba. ....	76
Tabla 26. Deformación total de la sección de prueba. ....	77
Tabla 27. Deformación sección de prueba eje longitudinal. ....	77
Tabla 28. Deformación sección de prueba eje transversal. ....	78
Tabla 29. Deformación en la sección de prueba eje vertical. ....	79
Tabla 30. Deformación elástica equivalente en la sección de prueba. ....	79
Tabla 31. Estrés equivalente (von-Mises). ....	80
Tabla 32. Dimensiones de la puerta de la sección de prueba. ....	82

Página dejada en blanco intencionalmente

## Abreviaturas

<b>A</b>	Área
<b>A*</b>	Área de la garganta de la tobera
<b>a</b>	Velocidad del sonido
<b>b</b>	Sobreespesor por corrosión
<b>B</b>	Coefficiente de relación del lado largo al lado corto y relación de <i>Poisson</i>
<b>BOS</b>	<i>Background Oriented Schlieren</i>
<b>c</b>	Mitad del espesor
<b>CAD</b>	<i>Computer Aided Design</i>
<b>CFD</b>	<i>Computational Fluid Dynamics</i>
<b>C<sub>p</sub></b>	Calor específico a presión constante
<b>C<sub>v</sub></b>	Calor específico a volumen constante
<b>D</b>	Diámetro del modelo
<b>E</b>	Módulo de Elasticidad
<b>e</b>	Energía interna por unidad de masa
<b>f, f<sub>1</sub>, f<sub>2</sub></b>	Distancia focal
<b>h</b>	Entalpia
<b>h'</b>	Mitad de la altura de la sección
<b>I</b>	Momento de inercia
<b>in</b>	Pulgadas
<b>L<sub>c</sub></b>	Limitación longitudinal del modelo por la onda de choque
<b>L<sub>e</sub></b>	Limitación longitud por la reflexión de la onda de choque
<b>L<sub>max</sub></b>	Longitud máxima del modelo
<b>M</b>	Mach
<b>m</b>	Reciproco de la relación de <i>Poisson</i>
<b>M<sub>max</sub></b>	Momento máximo
<b>M<sub>n</sub></b>	Componente normal del número de Mach
<b>n</b>	Diámetro focal
<b>NACA</b>	<i>National Advisory Committee for Aeronautics</i>
<b>O</b>	Tamaño del objeto
<b>p</b>	Presión
<b>PSD</b>	<i>Position Sensitive Detector</i>
<b>q</b>	Transferencia de calor por unidad de masa

<b>R</b>	Constante del gas por unidad de masa
<b>r</b>	Radio
<b>R'</b>	Radio de curvatura del espejo
<b>s</b>	Longitud del lado corto
<b>S</b>	Esfuerzo permisible del material
<b>S<sub>max</sub></b>	Máxima deflexión
<b>T</b>	Temperatura
<b>t</b>	Espesor
<b>u</b>	Componente de velocidad en el eje x
<b>V</b>	Velocidad
<b>W</b>	Carga total distribuida uniformemente
<b>w</b>	Componente de velocidad en el eje y
<b>X<sub>cam</sub></b>	Distancia de la cámara a la cuchilla

## Alfabeto Griego

<b><math>\alpha</math></b>	Ángulo de ataque
<b><math>\beta</math></b>	Ángulo de la onda de choque
<b><math>\gamma</math></b>	Relación entre el calor específico a presión constante y el calor específico a volumen constante
<b><math>\varepsilon</math></b>	Distancia de la imagen al espejo
<b><math>\theta, \theta_1, \theta_2</math></b>	Ángulo de compensación e incidencia de los espejos cóncavos
<b><math>\vartheta</math></b>	Ángulo de deflexión de las líneas de flujo
<b><math>\lambda</math></b>	Diámetro del espejo
<b><math>\mu</math></b>	Ángulo de Mach
<b><math>\nu</math></b>	Relación de <i>Poisson</i>
<b><math>\xi</math></b>	Tamaño de la imagen
<b><math>\rho</math></b>	Densidad
<b><math>\varrho</math></b>	Distancia del objeto al espejo
<b><math>M_0, T_0, p_0, \rho_0</math></b>	Propiedades totales o de estancamiento
<b><math>M^* T^* a^*, p^*, \rho^*</math></b>	Propiedades características
<b><math>M_1, T_1, p_1, \rho_1</math></b>	Propiedades del flujo libre
<b><math>M_2, T_2, p_2, \rho_2</math></b>	Propiedades del flujo detrás de la onda de choque
<b><math>M_e, T_e, p_e, \rho_e</math></b>	Propiedades en la entrada de la sección de prueba
<b><math>\eta</math></b>	Eficiencia de la junta de soldadura

Página dejada en blanco intencionalmente

# Glosario

**Aerodinámica:** Estudio del comportamiento de un fluido al interactuar con un cuerpo sólido.

**Anemometría:** Tecnología para la caracterización del flujo en términos de la velocidad del viento.

**CAD:** Acrónimo de *Computer Aided Design*.

**Capa límite:** Adhesión de las partículas en un cuerpo debido a los efectos viscosos.

**CFD:** Acrónimo de *Computational Fluid Dynamics*.

**Compresibilidad:** Variación en la densidad de un fluido debido al cambio relativo del volumen en relación con la aplicación de presión.

**Dump Tank:** Tanque de vacío que recibe el flujo saliente de la sección de prueba.

**FEM:** Acrónimo de *Finite Elements Method*.

**Flujo Subsónico:** Fluido con velocidad inferior a la de difusión acústica ( $M < 1$ )

**Flujo Transónico:** Fluido con velocidad en el rango de la difusión acústica ( $0.8 \leq M \leq 1.2$ )

**Flujo Sónico:** Fluido con velocidad igual a la de difusión acústica ( $M = 1$ ).

**Flujo Supersónico:** Fluido con velocidad mayor a la de difusión acústica ( $M > 1$ )

**Flujo Hipersónico:** Fluido con velocidad supersónica a la cual los efectos de transferencia de calor son apreciables ( $M > 5$ )

**Garganta:** Zona contraída ubicada tanto en la tobera como en el difusor en la cual se presenta un régimen sónico.

**Gradiente:** Razón de cambio de una magnitud en el espacio.

**Numero de Mach:** Relación entre la velocidad de un cuerpo y la velocidad del sonido en un medio.

**Onda de choque:** Onda de presión abrupta la cual viaja más rápido que la velocidad del sonido produciendo diferencias extremas en las propiedades físicas de un medio.

**Schlieren:** Técnica de fotografía que aprovecha la variación de temperatura y/o velocidad para visualizar el gradiente de densidad de un fluido.

**Sección de prueba:** Entorno para la visualización de las interacciones aerodinámicas que experimenta un cuerpo debido a las propiedades del fluido establecidas.

**Tobera:** Sección encargada de transformar la entalpía de un fluido en energía cinética.

**Tobera convergente-divergente:** Sección de área transversal variable que tiene como función acelerar un fluido de un régimen subsónico a uno supersónico.

**Túnel de viento:** Dispositivo de simulación aerodinámica cuya función es proporcionar un flujo controlado y laminar para estudios experimentales de un modelo de prueba.

Página dejada en blanco intencionalmente.

# **Diseño Conceptual y Preliminar de la sección de prueba de un túnel de choque supersónico.**

## **Resumen**

El presente documento está organizado en siete capítulos y trata del Diseño conceptual y preliminar de la sección de prueba para un túnel de viento supersónico, llevado a cabo desde el programa de Ingeniería Aeronáutica de la Fundación Universitaria Los Libertadores, la cual pretende diseñar y construir el primer dispositivo en su clase propiamente colombiano. El capítulo 1 es una breve introducción del primer túnel de viento subsónico diseñado en Colombia por la Universidad Nacional y la importancia del diseño y construcción de un túnel de viento supersónico en el territorio colombiano, proyecto propuesto por la Fundación Universitaria Los Libertadores. El capítulo 2 corresponde al planteamiento del problema en donde se evalúan los objetivos del proyecto, el capítulo 3 especifica el tipo de metodología y las etapas que satisfacen las necesidades del diseño de la sección de prueba, en el capítulo 4 se explica el contexto histórico y el trabajo de distintos autores, principalmente se hace énfasis en los tipos de túneles de viento y sus configuraciones, instrumentación, técnica óptica de visualización *Schlieren* y anemometría. El capítulo 5 describe el diseño realizado desde las necesidades y requisitos del sistema junto con los parámetros de diseño, el capítulo 6 ilustra por medio de tablas y gráficos los resultados obtenidos de las ecuaciones presentadas en el capítulo 4 para un rango de  $M=1,5$  a  $M=4,5$  para este caso específicamente. Para el capítulo 7 de conclusiones y recomendaciones se pone en conocimiento algunos aspectos a tener en cuenta para la construcción del sistema. El análisis computacional estructural se dividió en 2 etapas, la primera simula las deformaciones y esfuerzos máximos que llegaría a sufrir la ventana circular de acuerdo al tipo de vidrio, en donde se obtuvo que el material que posee las mejores propiedades es el vidrio templado químicamente, que alcanzó una deformación máxima de 0,4634 milímetros a un valor de presión máxima correspondiente a 1,5 Mach, esto ocurre debido a que el flujo tiene una interacción casi nula con las paredes de la sección de prueba. Todo esto se corrobora a partir de un análisis del comportamiento fluidodinámico en donde se ilustra por medio de gráficas las propiedades de presión, velocidades y número de Mach.

En la segunda etapa se realiza la simulación de los esfuerzos y deformaciones máximos obtenidos para la sección de prueba de acuerdo al tipo de material, proceso que también fue llevado para la presión máxima presente a 1,5 Mach. Para este caso, se evidenció que el material más resistente a la aplicación de las cargas es el Acero normalizado 4140, que alcanza la menor deformación con respecto a los demás.

**Palabras Claves:** Fluido, Mach, Paredes, Presión, *Schlieren*, Sección de prueba, Túnel de viento, Ventana.

Página dejada en blanco intencionalmente.

# **Conceptual and Preliminary Design of the test section of a supersonic shock tunnel.**

## **Abstract**

This document is organized into seven chapters and deals with the conceptual and preliminary design of the test section for a supersonic wind tunnel, carried out from the Aeronautical Engineering program of the Los Libertadores University Foundation, which intends to design and build the first device of its kind properly Colombian. Chapter 1 is a brief introduction to the first subsonic wind tunnel designed in Colombia by the National University and the importance of the design and construction of a supersonic wind tunnel in Colombian territory, a project proposed by the Los Libertadores University Foundation. Chapter 2 corresponds to the statement of the problem where the objectives of the project are evaluated, Chapter 3 specifies the type of methodology and the stages that satisfy the needs of the design of the test section, Chapter 4 explains the historical context and the work of different authors, mainly emphasizes the types of wind tunnels and their configurations, instrumentation, Schlieren optical visualization technique and anemometry. Chapter 5 describes the design made from the needs and requirements of the system together with the design parameters, Chapter 6 illustrates by means of tables and graphs the results obtained from the equations presented in Chapter 4 for a range of  $M = 1,5$  to  $M = 4,5$  for this case specifically. For chapter 7 of conclusions and recommendations, some aspects to be taken into account for the construction of the system are made known. The structural computational analysis was divided into 2 stages, the first one simulates the deformations and maximum stresses that the circular window would suffer according to the type of glass, where it was obtained that the material with the best properties is chemically tempered glass which reached a maximum deformation of 0.4634 millimeters at a maximum pressure value corresponding to 1.5 Mach, this occurs because the flow has almost zero interaction with the walls of the test section. All this is corroborated from an analysis of the fluid dynamic behavior where the properties of pressure, velocities and Mach number are illustrated by means of graphs. In the second stage, the maximum stresses and deformations obtained for the test section are simulated

according to the type of material, a process that was also carried out for the maximum pressure present at 1.5 Mach. For this case, it was evidenced that the material most resistant to the application of loads is the 4140-standard steel, which achieves the lowest deformation with respect to the others.

**Key Words:** Fluid, Mach, Pressure, Schlieren, Test Section, Wind Tunnel, Window.

Página dejada en blanco intencionalmente

# Capítulo 1

## Introducción

En el desarrollo del marco investigativo aeronáutico se parte principalmente desde la antigüedad, donde la admiración a las capacidades naturales de las aves para volar generó un gran interés en la humanidad, lo cual inquietó y conllevó a una serie de eventos para lograr lo mismo, y es por ello que a lo largo de la historia grandes investigadores han trabajado por diseñar y construir prototipos que permitan al hombre cumplir su cometido, algo que solo se logró a inicios del siglo XX. [1]

Los aerodinámicos optimizaron aquella base funcional de los hermanos Wright encontrando las variables implicadas en un vuelo e incluso superaron la barrera del sonido, aunque en la actualidad no se posee el conocimiento suficiente para que los vuelos supersónicos e hipersónicos sean viables y que contribuyan a una industria sustentable, además, los materiales con los que se ha experimentado hasta el momento no logran resistir las propiedades que adquiere un fluido a estas velocidades. [1]

Gran parte del conocimiento científico adquirido en algunas de las Universidades del territorio colombiano y en centros de investigación para diferentes industrias como lo es la automotriz, ingeniería civil e ingeniería aeronáutica utilizan túneles de viento subsónicos desarrollados principalmente para modelar a una escala reducida el efecto del fluido al interactuar con el cuerpo.

El primer túnel de viento subsónico en Colombia fue construido por la Universidad Nacional, proyecto que estuvo liderado por el profesor del departamento de física Roberto Martínez, quien en su investigación implementó modelos numéricos para corroborar los parámetros de construcción y las propiedades aerodinámicas. Este método investigativo es aplicable para cualquier configuración de túnel de viento, como el que se encuentra en la Fundación Universitaria Los Libertadores utilizado para realizar análisis fluidodinámico a velocidades menores que la del sonido. [2][3]

Con la creación del primer túnel de viento supersónico en Colombia a cargo de la Fundación Universitaria los libertadores se pretende fortalecer las capacidades en términos de investigación y equipos de laboratorio, esto dará a los estudiantes de la institución la posibilidad de observar de antemano los fenómenos ocurridos en un flujo supersónico en un rango de 1,5 a 4,5 veces la velocidad del sonido, y contribuiría a generarles interés por trabajar en proyectos que produzcan conocimiento nuevo con respecto a la aerodinámica supersónica.

Reportes para el año 2021 reflejan que la economía mundial depende de la eficiencia en la realización de tareas, esto hace que la disminución de tiempo al ejecutarlas sea indispensable, incluyendo el transporte de trabajadores en ubicaciones remotas, quienes deben recurrir a la industria de las telecomunicaciones las cuales presentan a menudo inconvenientes que no permiten una comunicación clara como se haría de manera presencial, por ende, se recurre a la aviación para suplir esta necesidad, haciendo de los viajes algo imprescindible. Las aeronaves supersónicas e hipersónicas son objeto de estudio y mejora a nivel mundial, y aunque sus aplicaciones están limitadas dentro del margen militar junto al ámbito aeroespacial se espera que pueda ser una experiencia comercial y abierta al público. [4]

Página dejada en blanco intencionalmente.

## Capítulo 2

### Planteamiento del problema

Para el desarrollo de nuevas tecnologías en la ingeniería aeronáutica es necesario realizar pruebas a prototipos, que pueden generar costos excesivos en una investigación. Una opción para minimizar costos es la implementación de herramientas como los túneles de viento aerodinámicos, que tienen como finalidad acelerar un fluido a lo largo de una sección de prueba en donde se encuentra el objeto de estudio para visualizar su comportamiento aerodinámico. La existencia en Colombia de estos túneles de viento se reduce a unas pocas universidades y centros de investigación, pero para realizar pruebas a altas velocidades (velocidades supersónicas), aún no se cuenta con el desarrollo tecnológico en el país.

Un proyecto que busca desarrollar la Fundación Universitaria Los Libertadores con el fin de generar un mayor aprendizaje en los estudiantes del programa de Ingeniería Aeronáutica es el de un túnel de choque o túnel de viento supersónico, el cual permitirá fomentar y realizar proyectos de investigación, clases prácticas (laboratorios) y colaboración con otras instituciones.

El diseño y construcción de un túnel de choque, posee diversos subsistemas, partes y componentes, entre ellas, la sección de prueba, el banco de anclaje, la sección de alta presión y la sección pesada. De esta forma, para el desarrollo de este proyecto se presentarán diferentes grupos que generarán un diseño conceptual para cada sección del túnel.

La finalidad de esta investigación es realizar el diseño conceptual y preliminar de la sección de prueba de un túnel de choque supersónico, para ser implementado de acuerdo a las necesidades del proyecto "ING-008-19 Diseño conceptual de un túnel de choque supersónico de bajo costo". Adicionalmente se realizará un abordaje sobre la integración con los subsistemas de adquisición de datos, soporte de anclaje y visualización de fluidos.

## **Pregunta de investigación**

¿Qué parámetros debe cumplir una sección de prueba cilíndrica para realizar ensayos aerotermodinámicos en un túnel de viento supersónico?

## **2.1 Objetivos**

### **2.1.1. Objetivo General**

Realizar el diseño conceptual y preliminar de la sección de prueba de un túnel de choque supersónico para ser implementado de acuerdo a las necesidades del proyecto "ING-008-19 Diseño conceptual de un túnel de choque supersónico de bajo costo".

### **2.1.2. Objetivos Específicos**

- Generar un diseño preliminar de la sección de prueba de acuerdo al rango de propiedades del flujo.
- Analizar computacionalmente el comportamiento del flujo en la sección de pruebas de un modelo bidimensional.
- Realizar un análisis computacional estructural de la aplicación de cargas debidas a la interacción con el fluido.

## **2.2 Justificación**

Un túnel de viento supersónico es una herramienta de pruebas aerodinámicas en tierra, que permite visualizar el comportamiento de un fluido definido en base a unas características deseadas, para ello es necesario que todos sus subsistemas funcionen de forma correcta y sinérgica.

La sección de prueba es esencial para estudiar el comportamiento aerotermodinámico del fluido sobre un objeto de estudio, ya que es en este punto donde se encuentran los resultados de interés de cada experimento.

Así mismo se deben tener en cuenta las condiciones a las que podría estar expuesta la sección de prueba, como los gradientes de propiedades aerotermodinámicas que puede generar el flujo supersónico. Adicionalmente, el diseño de este dispositivo está alineado al proyecto de investigación ING-008-19 "Diseño conceptual de un túnel de choque supersónico de bajo costo".

# Capítulo 3

## Metodología

El proyecto de grado será realizado mediante un diseño de investigación transversal descriptivo de acuerdo con Hernández autor de *Metodología de la Investigación*, quien afirma que se debe categorizar cada una de las variables de interés, siendo estas variables los requerimientos de diseño, para ello se partirá de un modelo físico-matemático en función de generar el diseño de la sección de pruebas del túnel de choque supersónico, especificando el dimensionamiento y posición de los diferentes elementos y subsistemas que la componen, junto con la integración con las demás secciones. Luego se procederá a generar un modelo CAD que será analizado mediante herramientas computacionales CFD y FEM (Dinámica de Fluidos computacional y Método de Elementos Finitos, respectivamente) utilizados para obtener una extrapolación de datos del comportamiento del fluido dentro de la estructura de la sección de estudio. [5]

### 3.1 Diseño metodológico

El diseño metodológico implementado consta de 7 etapas descritas a continuación:

Etapa 1: Recolección y análisis de información en bases de datos, libros, artículos científicos y páginas web de sitios confiables.

Etapa 2: Fundamentación histórica de la aerodinámica y túneles de viento.

Etapa 3: Fundamentación y conceptualización teórica de la aerodinámica y su aplicación en los túneles de viento.

Etapa 4: Fundamentación y conceptualización de la sección de prueba de un túnel de viento supersónico.

Etapa 5: Definición y caracterización de los parámetros de diseño para la sección de prueba del túnel de choque.

Etapa 6: Integración de los datos teóricos en un diseño CAD y su posterior análisis computacional.

Etapa 7: Conclusiones en base a los resultados de los datos teóricos y los obtenidos analíticamente.

Página dejada en blanco intencionalmente.

# Capítulo 4

## Marco Referencial

A lo largo de este capítulo se explica el contexto histórico y el trabajo de distintos autores que han contribuido a la teoría, resaltando a John Anderson Jr., un curador de la aerodinámica y profesor emérito que ha documentado en diversos textos gran parte del estado del arte necesario para el desarrollo de este proyecto. Se incluyen además los conceptos principales y las ecuaciones necesarias para comprender las temáticas tratadas y diseñar la sección de prueba de un túnel de viento supersónico el cual recree las condiciones de flujo deseado.

### 4.1 Marco Histórico

#### 4.1.1 Historia de la Aerodinámica

La aerodinámica se remonta al menos al 350 a. C en base al interés que tenía el filósofo Aristóteles por el movimiento de los objetos en la atmósfera, aunque para ese entonces el término de aerodinámica no era una palabra si no se representaba como las interacciones entre la atmósfera y los cuerpos en movimiento, solo fue hasta el siglo XIX donde se acuñó la palabra aerodinámica al *A New English Dictionary On Historical Principles* el cual la define como “la aerodinámica es la rama de la neumática que trata del aire y otros gases en movimiento, y de sus esfuerzos mecánicos”[1], actualmente el concepto de aerodinámica más preciso es “la ciencia de los movimientos de los gases y los efectos de estos en varios cuerpos o superficies del flujo”

Aristóteles sugirió que existía una fuerza de aplicación constante que permite que un cuerpo se mantenga en movimiento a través del aire y que esta a su vez causa que el cuerpo encuentre una resistencia en su trayectoria.

Un siglo después, en el 250 a. C., Arquímedes sugiere que un fluido se mueve debido a una diferencia de presiones ejercida sobre el mismo. En base a la estática de fluidos generó dos principios aplicables a la aerodinámica: 1) un fluido es una sustancia continua y puede ser tratada matemáticamente como un continuum, y 2) cada punto en la superficie de un cuerpo inmerso en un fluido está siempre presionado por el peso entero de la columna perpendicularmente sobre esta, es decir, la presión producida en un punto de un fluido estacionario está dada por el

peso del fluido que se encuentra sobre este y por lo tanto será linealmente proporcional a la profundidad del fluido.

Pasaron 17 siglos para que, en 1490, el toscano Leonardo da Vinci presente desarrollos como:

- 1) Genera la Ley de Continuidad: “Cada movimiento de agua de igual ancho superficial correrá más velozmente a menor profundidad”
- 2) Observaciones y bocetos de varios patrones de flujo, representando la primera contribución cualitativa a la aerodinámica experimental. Figura 1

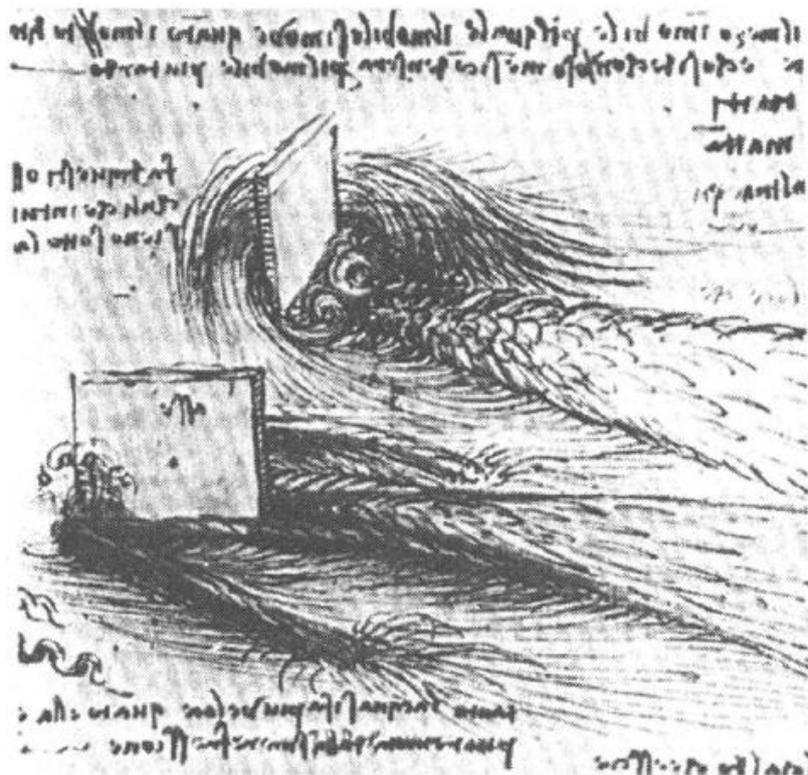


Figura 1. Bocetos de Leonardo da Vinci tomados del Codex Atlanticus [1]

- 3) Establecimiento de la proporcionalidad entre la resistencia del aire y el área del cuerpo.
- 4) Introducción al concepto de las líneas de flujo para la reducción del arrastre aerodinámico.

Pasó más de un siglo para que Galileo Galilei determinara que la resistencia aerodinámica variaba directamente con la densidad del fluido, en base a experimentos pudo observar cuerpos cayendo y movimiento de péndulos. En referencia a esto se realizaron dos estudios experimentales con una diferencia de

17 años entre 1673 y 1690 por Edme Mariotte en Francia y Christiaan Huygens en Holanda respectivamente, demostrando que la fuerza aerodinámica ejercida sobre un cuerpo es proporcional al cuadrado de su velocidad.

En 1687, Isaac Newton en su obra *Philosophiae Naturalis Principia Mathematica* describe un modelo de la mecánica de las partículas, que permitió la formulación de los esfuerzos cortantes debidos a la viscosidad de un fluido y la descomposición de fuerzas aerodinámicas vectorialmente, siendo el primer científico en realizar una contribución importante al estudio de los efectos del ángulo de incidencia por medio de su Ley del seno cuadrado. [6]

El año 1732, Henri Pitot anunció su invención, el tubo Pitot en Francia, este consistía de un tubo doblado en forma de L, con una cara orientada perpendicular al flujo mediante el cual se podía medir la velocidad del flujo local en un punto de un fluido al estar conectado a un manómetro. Figura 2

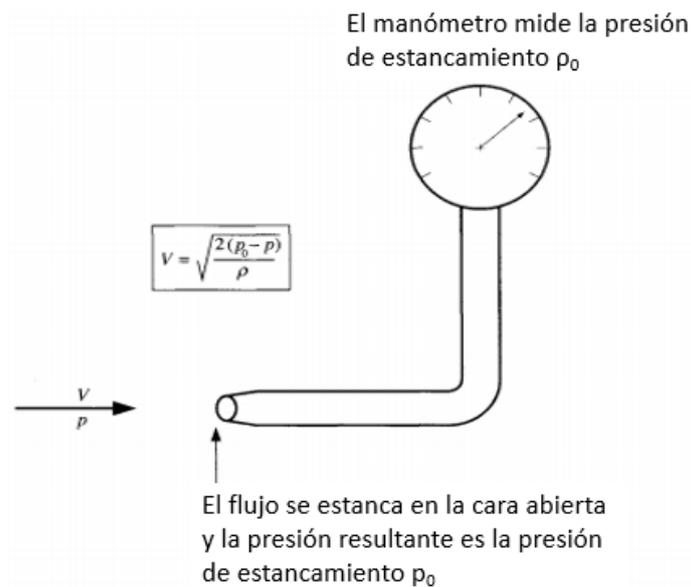


Figura 2. Esquema de un tubo Pitot [1]

En 1738 Daniel Bernoulli establece el principio de Bernoulli en su obra titulada Hidrodinámica la cual dice que en un Flujo de fluido tanto como la velocidad aumenta, la presión decrece. Esta declaración permite explicar la generación de sustentación en un ala de una aeronave, ya que, si la velocidad en el extradós aumenta, la presión disminuye, lo que produce una succión en la superficie superior del perfil alar.

En 1744 se estableció la paradoja de Alembert en base a los cálculos realizados

por Jean le Rond d'Alembert donde se dio como resultado un arrastre aerodinámico de cero para un flujo incompresible no viscoso sobre un cuerpo cerrado bidimensional, obtenido de forma natural cuando se desprecia la fricción del flujo.

En 1752, Leonhard Euler publica las ecuaciones de Euler para el flujo de un fluido, estas fueron conservación de la masa, conservación del momento y conservación de la energía, generando así el primer modelo matemático apropiado de un flujo no viscoso. Euler deduce a su vez la "Ecuación de Bernoulli".

En 1763, Jean-Charles Borda fue el primero en observar los efectos de la interferencia aerodinámica entre dos cuerpos con una separación cercana usando un brazo giratorio, encontró que el drag que producían estos eran diferentes de la suma de los drags individuales como se pensaba e intuía antes. Esto es conocido como el Efecto Borda, además sus experimentos mostraron que la fuerza aerodinámica variaba con el seno del ángulo de ataque, no el cuadrado del seno como lo indicó Newton.

En 1788, Joseph Lagrange introduce los conceptos de potencial de velocidad y función de corriente a partir de las cuales se podía hallar la velocidad usando cálculo diferencial, definiendo dos variables que al integrarse con las ecuaciones de Euler permiten la simplificación de términos para describir algunos tipos de flujo. Realizó además un nuevo modelo de flujo, al concentrarse en un elemento de fluido en movimiento en donde obtuvo analíticamente las ecuaciones para calcular la presión y velocidad para dicho elemento como una función de tiempo.

En 1789 Pierre-Simon Laplace contribuye al análisis de flujo incompresible, no viscoso e irrotacional con la integración de las dos funciones creadas por Lagrange vinculándolas en una sola expresión que denominó la Ecuación de Laplace. Adicional a esto, fue la primera persona en realizar el cálculo de la velocidad del sonido de manera apropiada, al considerar que la onda de sonido creaba un cambio en la temperatura del gas sin cambios en la energía, criterio que no había sido considerado por Newton.

En 1799, George Cayley realizó contribuciones al estado del arte de la aerodinámica basado en sus observaciones experimentales, en las que identificó fenómenos como la variación de la fuerza de sustentación con respecto al ángulo

de ataque o la influencia de la curvatura en una superficie aerodinámica.

En 1840, se publicaron las ecuaciones de dinámica de fluidos para flujo con fricción, las ecuaciones de Navier-Stokes, poniendo así en su lugar las ecuaciones necesarias para la descripción de un flujo de fluido real a partir de la introducción de más términos en las ecuaciones a las que llegó Euler de manera que se incluyeran los efectos viscosos. Las ecuaciones de Navier-Stokes abrieron el paso a la Aerodinámica computacional, tenidas en cuenta hasta el día de hoy mediante el uso de computadoras para la simulación de las condiciones del flujo.

En 1883, Osborne Reynolds reportó sus tres hallazgos con referencia a la mecánica de fluidos, en el primero de ellos verificó experimentalmente lo descrito por el ingeniero hidráulico alemán Gotthilf Heinrich Ludwig Hagen en 1839 acerca de la existencia de dos tipos de flujo viscoso en el interior de un tubo, siendo capaz de cuantificarlo y de analizar donde se hacía la transición de un flujo laminar a turbulento. Para su segundo hallazgo, generó e implementó un modelo teórico para el análisis de un flujo turbulento, teniendo en cuenta que la solución de las ecuaciones de Navier-Stokes en principio daría las variaciones de la presión, densidad, velocidad y temperatura en el espacio como funciones del tiempo, Reynolds teorizó que, si se tomara un tiempo promedio adecuado para cada propiedad de un flujo turbulento, ese tiempo promedio sería un valor para un fluido estático, lo que haría más simplificado el problema. Su tercer hallazgo a la aerodinámica fue determinar la relación entre la *skin friction* y la transferencia de calor, llamada la Analogía de Reynolds, que ha sido usada desde la mitad del siglo XX, cuando los ingenieros tuvieron que enfrentar los problemas debidos al calentamiento aerodinámico a regímenes de vuelo supersónicos e hipersónicos.

En 1903, los hermanos Wright realizaron el primer vuelo propulsado de una aeronave más pesada que el aire, lograron esta gran hazaña mediante el estudio del estado del arte de la aerodinámica y al realizar sus propios hallazgos después de desarrollar una serie de pruebas en su propio túnel de viento para optimizar sus modelos de planeadores y posteriormente de aeronaves.

En 1904, Ludwig Prandtl estudió los efectos de la fricción en un flujo sobre el cual interiorizó que la fricción hacía que la capa inmediatamente adyacente a la

superficie se pegue a ella denominándola capa límite, esto ocurre debido a la viscosidad del fluido y un alto gradiente de velocidad, este estudio permitió además la descripción del fenómeno de la separación de dicha capa, que explica la entrada en pérdida de una aeronave cuando sus superficies sustentadoras poseen un ángulo de incidencia alto, comportándose como una superficie perpendicular al flujo.

En 1908, Prandtl y su estudiante Theodor Meyer desarrollaron la teoría del choque supersónico mediante el uso de una tobera que era capaz de operar a Mach 1,5 en la que pudo observar distintos patrones de flujo con la ayuda de la técnica de fotografía *Schlieren*.

En 1915, se desarrolló la teoría de sustentación de Prandtl, la cual describe el comportamiento del flujo debido a la discontinuidad en la punta del ala que genera un arrastre extra, llamado *drag* inducido el cual provoca una disminución en la sustentación. A partir de esta teoría es posible el cálculo de la distribución de sustentación en un ala finita y el *drag* inducido.

Para el año 1947, el Bell X-1, una aeronave pequeña propulsada por un motor de cohete con un empuje de 6000 libras, y cuatro toberas de geometría convergente-divergente alcanzó un número de Mach de 1,06 a una altitud de 43000 pies. Para el momento, no existían datos de túnel de viento para números de Mach más allá de 0,85, y no se conocían los problemas que se podrían dar en un vuelo transónico. Este fue el primer vuelo supersónico en la historia, logrado por el veterano piloto de la Segunda Guerra Mundial, el Capitán Charles Yeager.

El 24 de abril de 1949, el WAC Corporal se convierte en el primer objeto de invención humana en alcanzar velocidades hipersónicas llegando a una velocidad de 5150 mph (~8288.1 km/h~2302.25 m/s) y a una altitud de 244 millas. Esto significó un gran avance tecnológico, y generó las bases para la carrera espacial.

En 1962, se dan los inicios de *Computational Fluid Dynamics* o dinámica de fluidos computacional. Con el desarrollo de computadoras digitales de alta velocidad, es posible obtener soluciones numéricas para las ecuaciones de Navier-Stokes completas, obteniendo un valor más aproximado a cualquier configuración aerodinámica

### 4.1.2 Historia túnel de viento

Para iniciar el recorrido histórico de los túneles de viento, es necesario enunciar a Leonardo da Vinci, quien estableció que “la misma fuerza ejercida por el objeto contra el aire es ejercida por el aire contra el objeto”. Esta relación hace posible obtener resultados confiables con respecto a las condiciones de vuelo real.

Los aerodinámicos e inventores de máquinas voladoras estaban conscientes de la importancia de predecir las fuerzas aerodinámicas, y de entenderlas como se indica en los reportes anuales de la Sociedad Aeronáutica de los años 1868 y 1870 en los que se manifiesta la necesidad de conectar la velocidad del aire con su presión en superficies planas con diferentes inclinaciones, tal y como fue determinado en el reporte del año 1868 o a su vez mostrar la ignorancia con respecto a las fuerzas ejercidas en superficies de varias formas, tamaños y ángulos de inclinación según lo planteado en el reporte del año 1870. [1]

El túnel de viento es un artefacto aerodinámico cuya función es generar un flujo bien definido, lineal y uniforme de un gas en el cual se ubica un modelo de una máquina voladora con el fin de medir la sustentación, el arrastre aerodinámico y otros parámetros. El estudio de la aerodinámica no sólo se ha enfocado en el desarrollo de máquinas voladoras, sino que estos dispositivos han sido también objeto de investigación y mejora. Su antecesor es el brazo giratorio diseñado por Benjamin Robins en 1742, sin embargo, este presentaba una deficiencia importante: después de un tiempo de operación, el aire alrededor del brazo giratorio empezaría a rotar en la misma dirección que el brazo, lo que hacía difícil determinar la velocidad relativa entre el cuerpo en movimiento y el aire, y esto disminuía su precisión en la medida de cualquier fuerza como una función de la velocidad relativa. [1]

En 1870, Francis Wenhan diseñó el primer túnel de viento que fue construido por John Browning, este dispositivo poseía un ducto rectangular de 10 pies de longitud, con una sección transversal cuadrada de 18 pulgadas de lado, el aire era impulsado por un ventilador que a su vez funcionaba por un motor de vapor, su velocidad estaba limitada a 40 mph (~64,37 km/h ~ 17,88 m/s). Este dispositivo contaba con un flujo inestable, provocando que las medidas y cálculos de los efectos del flujo en un objeto no fueran precisos, no poseía paletas para el

direccionamiento del flujo, ni tampoco una geometría convergente para la tobera, además la medición de la sustentación y el arrastre era mediante resortes con poco balance posicionados vertical y horizontalmente, que hacía que el rango de ángulos de ataque para superficies planas fuera entre  $15^\circ$  y  $60^\circ$ . Aun así, era el desarrollo del primero en su clase, y tuvo buena aceptación por parte de la Sociedad Aeronáutica.

Ludwig Prandtl junto con algunos de sus estudiantes estudió y desarrolló la teoría para el cálculo de las propiedades de las ondas de expansión y las ondas de choque oblicuas en el flujo supersónico, las correcciones de los coeficientes de sustentación para velocidades subsónicas altas y supersónicas teniendo en cuenta los efectos de compresibilidad y las características de diseño apropiadas para la geometría de una tobera supersónica.

Gustav Eiffel, se dedicó al estudio de la aerodinámica, construyó un túnel de viento con un diseño no convencional, conocido actualmente como túnel de tipo Eiffel, el aire era succionado a través de una tobera convergente, la sección de pruebas era abierta, pero estaba dentro de una “cámara experimental” herméticamente sellada, la corriente de prueba tenía un diámetro de 1.5 metros, lo que permitía probar modelos de tamaño razonable usando un motor de 68 hp para el impulso del gas que permitía llegar a velocidades de hasta 20 m/s.

En 1908, Prandtl construyó un túnel de viento con la particularidad de que el aire no era expulsado directamente al ambiente, sino que era dirigido de regreso a la entrada al túnel. Este fue el primer túnel de viento de circuito cerrado, que presentó una mejora en eficiencia al ubicar adecuadamente pantallas y dispositivos *honeycomb* para la reducción de la turbulencia del flujo. Para el mismo año Prandtl y su estudiante Theodor Meyer desarrollan la teoría de choque supersónico y la onda de expansión para las cuales construyeron una tobera supersónica pequeña que operaba a Mach 1.5, en la que pudieron observar distintos patrones de flujo con la ayuda de la técnica de fotografía *Schlieren*.

En 1922, entró en operación el primer túnel de viento capaz de testear perfiles aerodinámicos, alas y configuraciones de aeronaves completas bajo condiciones de número de Reynolds a escala completa. Modelo sugerido por Max Munk para la variación de la densidad del aire en la sección de pruebas. [7]

En la década de 1930, Adolf Busemann construyó el primer túnel de viento supersónico para pruebas aerodinámicas, este túnel disponía de un difusor con una segunda garganta para desacelerar el flujo y para asegurar la operación eficiente del túnel. Debido a la tensión generada por la Segunda Guerra Mundial, la Armada de los Estados Unidos se dio a la tarea de crear instalaciones para el testeo e investigación en aerodinámica supersónica para su uso en la industria bélica.

Para noviembre de 1947, los aerodinámicos de la NACA pudieron operar de manera exitosa el primer túnel de viento hipersónico en los Estados Unidos, a un número de Mach de 6.9.

Hoy en día, los túneles de viento son usados en distintas industrias, como la aeroespacial, la automovilística, los deportes, entre otras, dado que interviene una rica variedad de fenómenos de interés para físicos, químicos, ingenieros, etc., que acompañada de herramientas CFD (*Computational Fluid Dynamics*-Dinámica de Fluidos Computacional) permite ahorrar recursos económicos al poseer modelos a escala, poder modificarlos y optimizarlos para una futura fabricación en masa, y no testear modelos reales. [8]

## **4.2. Marco Conceptual**

### **4.2.1 Aerodinámica**

La aerodinámica contextualmente está definida como:

La ciencia del movimiento de los gases y sus efectos en diferentes cuerpos y superficies que se encuentren en el flujo. Esta puede ser clasificada a partir de los regímenes de flujo, sin embargo, para ello es necesario definir el número de Mach (M). [1]

Numero de Mach: Es la relación entre la velocidad de un cuerpo que se mueve a través de un fluido y la velocidad de difusión del sonido en el mismo fluido.

Regímenes de flujo: Son los que determinan la velocidad a la que viaja un cuerpo para cierto rango del número Mach, y se caracterizan por sus propios fenómenos especiales. Estos pueden clasificarse de la siguiente manera como se evidencia en la Tabla 1.

Onda de choque: El libro *Handbook of Shock Waves* define una onda de choque como una superficie de discontinuidad que se propaga en un gas que experimenta cambios abruptos de densidad y velocidad. Estas pueden generarse en un flujo unidimensional o pueden generarse como ondas oblicuas. [9][10]

Existen dos tipos diferentes de ondas de choque:

- Choque de compresión normal (con propiedades peculiares)
- Choque de entropía o una onda de choque térmico.

Régimen de flujo	Características
Subsónico incompresible	$M < 0.3$ , compresibilidad $\sim 0$
Subsónico compresible	$0.3 \geq M \leq 0.8$ , se empiezan a evidenciar las variaciones de densidad
Transónico	Régimen subsónico, pero suficientemente cercano a $M=1$ , las partículas se aceleran alrededor del objeto, obteniendo algunas regiones supersónicas. $0.8 > M < 1.2$
Supersónico	$M > 1$ , se produce una onda de choque generalmente oblicua, y las líneas de flujo cambian de dirección
Hipersónico	Es un flujo supersónico con la diferencia de que a medida que el número de Mach aumenta, la temperatura, presión, y densidad aumentan explosivamente a través de la onda de choque, además la onda disminuye su ángulo de incidencia, acercándose a la superficie del objeto. Estos efectos son apreciables a $M > 5$ .

Tabla 1. Regímenes de flujo [11]

#### 4.2.2. Túnel de viento

El túnel de viento es un artefacto aerodinámico cuya función es generar un flujo bien definido, lineal y uniforme de un gas alrededor de un cuerpo, y las fuerzas producidas por la interacción gas-cuerpo. Con esta herramienta es posible medir las velocidades de flujo locales y globales, así como la presión y la temperatura alrededor del cuerpo. [1][12]

Túnel de viento supersónico: Un túnel de viento supersónico es aquel túnel cuya velocidad usual de operación requiere la inclusión de los efectos de flujo compresible en un régimen supersónico de  $Mach \geq 1.2$  donde es posible la generación de una onda de choque. [13]

Sección de prueba: Esta sección es el componente más importante de un túnel de viento, siendo en este dónde se realiza el ensayo y la respectiva toma de datos. En ella se instala el modelo bajo estudio, controlando que el flujo presente unas características de turbulencia y velocidades idóneas para una correcta reproducción de la situación que se pretende simular, de esta manera se facilita la visualización de los fenómenos que ocurren alrededor del prototipo de estudio. [14][15]

### 3.3.2.1 Tipos de túneles de viento

Generalmente, un túnel de viento se clasifica por la forma del ducto (*blow type, suction type and circulating type*), la forma de la sección de medición (abierta, semiabierta y sellada) y la existencia de circulación de flujo. Los túneles de viento prácticos se clasifican en 13 tipos son mostrados en la figura [16][17] donde el círculo representa el ventilador, la flecha muestra la dirección del flujo y "M.S" es la sección de medición.

Tipo de conducto \ Sección de medición	Tipo Abierto	Tipo semiabierto	Tipo Cerrado
Inyección			
Succión	No aplica		
Inyección circulante			
Succión Circulante	No aplica		
Circulante			

Tabla 2. Clasificaciones de túneles de viento [17][16]

- **Túnel de viento subsónico de circuito cerrado:** En el esquema presentado en la figura 3, es posible detallar los componentes básicos de un túnel de viento subsónico de circuito cerrado:

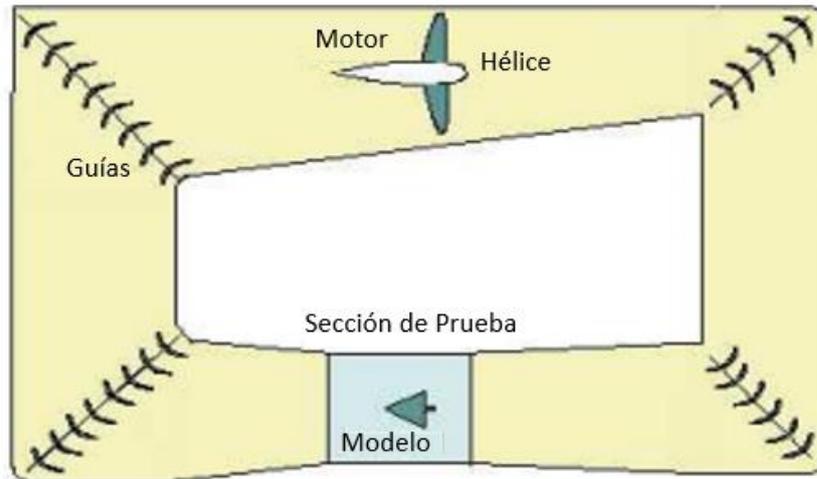


Figura 3. Esquema túnel de viento subsónico circuito cerrado [18]

Para iniciar, el sistema de accionamiento se determina como el fluido se mueve a través de la sección de prueba, dependiendo del medio y el régimen operacional, generando un flujo volumétrico y compensando las pérdidas de presión. Para las esquinas, se dispone de paletas para guiar el flujo de aire 90°, evitar pérdidas y mantener un flujo relativamente ordenado dentro del canal. Los difusores, situados al final del *downstream*, y antes de la entrada de la sección de prueba, reducen la velocidad con la menor pérdida de energía posible, lo que indica una mayor recuperación de la presión y una reducción de la carga del sistema de accionamiento. Finalmente, la sección de prueba debe tener una geometría y tamaño definido desde el inicio del diseño considerando aspectos como los recursos económicos y los usos proyectados del túnel. [19][20]

- **Ventajas circuito cerrado:** tiene un flujo de alta calidad, independientemente de las condiciones atmosféricas, requiere menos energía en comparación con el túnel de viento de circuito abierto y produce menos ruido.
- **Desventajas circuito cerrado:** altos costos de construcción, la purga después de la visualización del flujo usando humo y la necesidad de montar un intercambiador de calor.

**Túnel de viento subsónico de circuito abierto:** En la figura 4, se presenta un sencillo esquema de un túnel de viento de circuito abierto, que toma el aire atmosférico, el área transversal se va disminuyendo hasta llegar a la sección de prueba, continuando por el difusor y el sistema de accionamiento que succiona el

aire hacia dentro del ducto y lo expulsa nuevamente a la atmósfera. [21]

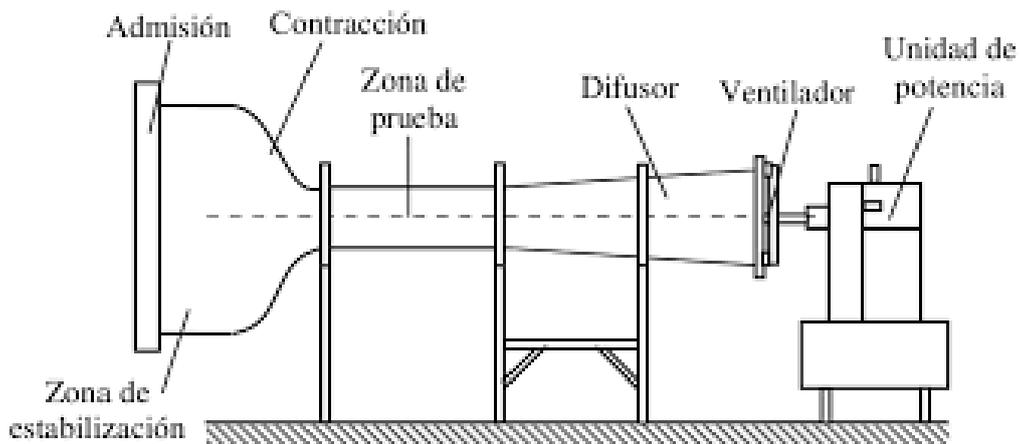


Figura 4. Esquema túnel de viento de circuito abierto [22]

- **Ventajas circuito abierto:** menores costos de construcción y poder de visualización del flujo usando humo sin necesidad de purgar el túnel.
- **Desventajas circuito abierto:** necesidad de montar pantallas extensas para obtener un flujo de alta calidad, mayor energía para ejecutar el túnel de viento y altos niveles de ruido que pueden causar problemas ambientales.

La tabla 1 presenta una comparación entre los túneles de circuito abierto y cerrado subsónicos, indicando las ventajas y desventajas de cada uno:

Aspecto	Túnel de circuito abierto	Túnel de circuito cerrado
Calidad del flujo	Bajo	Alto
Costos de operación	Alto	Bajo
Costos de construcción	Bajo	Alto
Niveles de ruido	Alto	Bajo
Facilidad de visualización	Alto	Bajo

Tabla 3. Comparación túneles subsónicos de circuito abierto y cerrado [23] [20]

- **Túnel de viento supersónico:** Dentro de los túneles de viento de régimen supersónico es posible encontrar 3 disposiciones, el continuo, el abierto y abierto intermitente, mostrados en las figuras 5, 6 y 7 respectivamente.

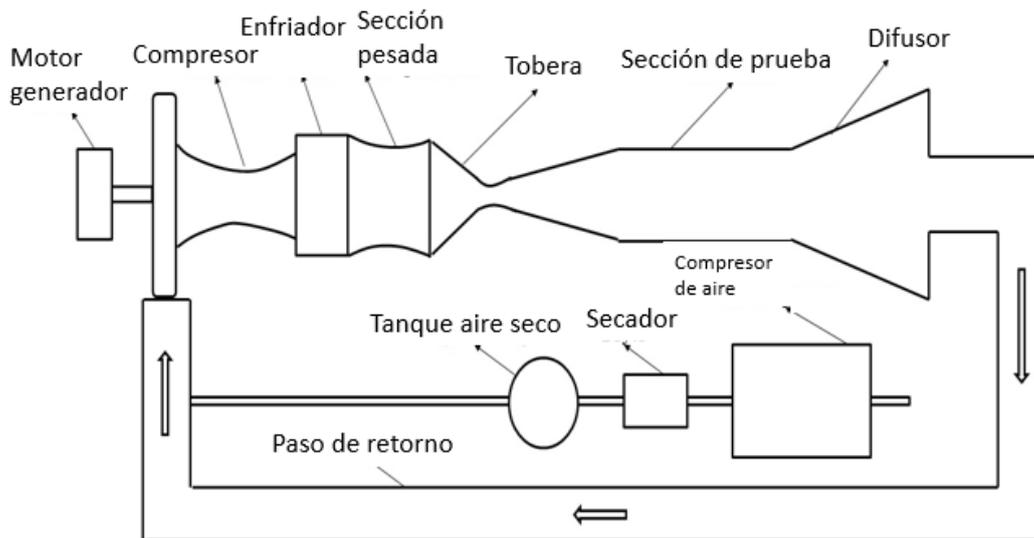


Figura 5. Esquema túnel de viento supersónico continuo [24]

Un túnel de viento supersónico continuo es un sistema de circuito cerrado, que permite obtener un gran rango de números de Mach y son diseñados de manera que el aire que pasa en su interior no salga a la atmósfera y posee ventajas como un mayor control en la sección de prueba ya que no hay influencia de las condiciones ambientales, bajos niveles de ruido, la duración de las pruebas es mayor que en otros tipos, y las condiciones de operación se mantienen constantes de manera extendida.

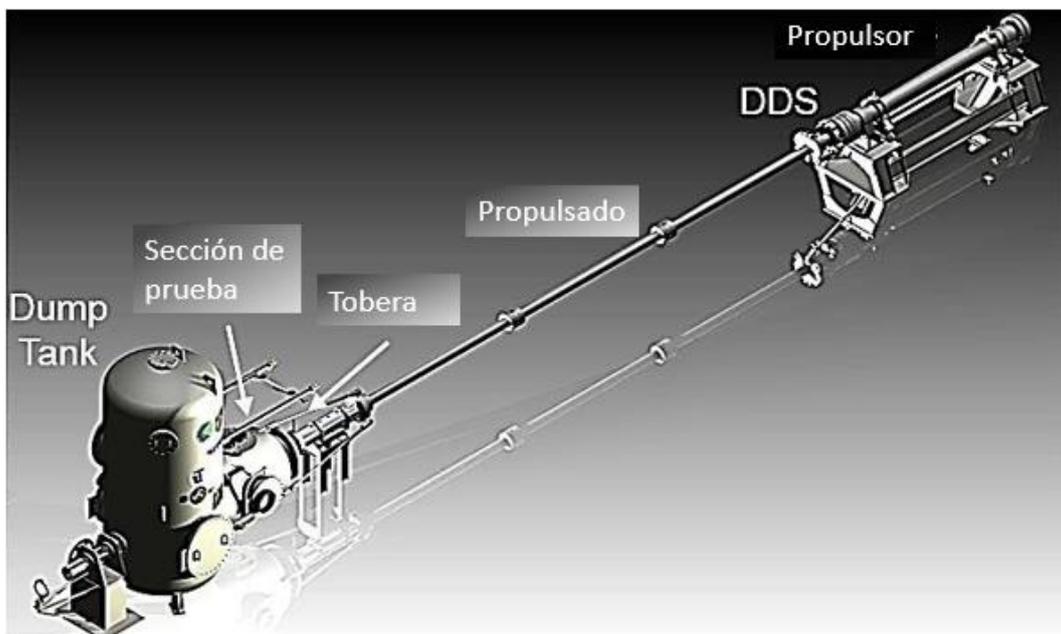


Figura 6. Esquema de túnel de viento supersónico abierto [25]

Un túnel de viento supersónico de tipo abierto usa la diferencia de presión entre la atmósfera y un tanque de baja presión para crear un flujo, un tanque de vacío

es bombeado a una presión de vacío deseada, y el final está abierto a la atmósfera. Una prueba finaliza cuando el diferencial de presión no es el suficiente para mantener el número de Mach deseado. Este tipo de túnel permite mantener una temperatura de estancamiento cuasi constante durante una prueba, además es más seguro usar vacío a altas presiones como en los otros tipos.

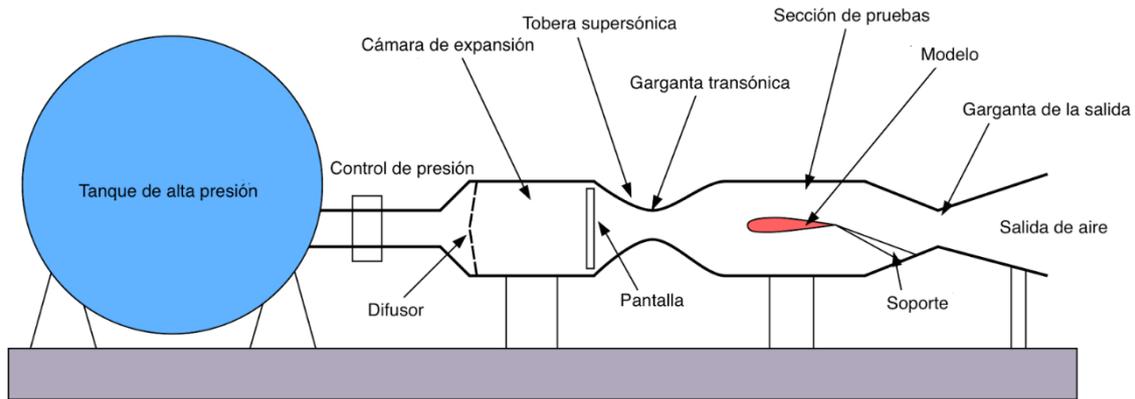


Figura 7. Túnel de viento supersónico abierto blow-down [26]

Los túneles de viento abiertos *blow-down* consisten de un reservorio o tanque de alta presión, una tobera supersónica, una sección de prueba, difusores supersónicos y subsónicos y un depósito de baja presión, aunque existen distintas configuraciones. Este tipo de túnel permite obtener velocidades subsónicas altas y números de Mach medios a altos al usar la diferencia entre el tanque presurizado y la atmósfera.

- **Ventajas túnel de viento supersónico:** El estudio de los flujos supersónicos es de suma importancia en muchas aplicaciones, como turbomáquinas y motores de cohetes.
- **Desventajas túnel de viento supersónico:** El diseño de un túnel de viento supersónico es complejo, caro y requiere mucho tiempo.

A velocidades supersónicas, ocurre un fenómeno llamado zumbido, tanto para las entradas de compresión externas como mixtas, que está asociado con la inestabilidad de la estructura de choque y tiene efectos significativos sobre el rendimiento y otras características del sistema de propulsión. Sin embargo, las paredes porosas, superior e inferior de la sección de prueba, el modelo, la estructura de flujo detrás del modelo y el mecanismo alfa, por nombrar algunos, son varios medios de absorción acústica en los túneles de viento. [27]

Por otro lado, los túneles de viento supersónicos comunes tienen pequeñas secciones de prueba en comparación con los túneles de baja velocidad y debido a las limitaciones de bloqueo, los modelos deben ser pequeños.

### **4.2.3 Instrumentación**

#### **4.2.3.1 Técnica de visualización de fluidos de alta velocidad *Schlieren***

La fotografía *Schlieren* es definida como la técnica óptica que aprovecha la relación existente entre la densidad y el índice de refracción de un medio transparente y no homogéneo a través de la visualización del gradiente de densidad, esta relación conlleva una desviación de los rayos de luz que atraviesan un medio transparente que, en este caso, es un campo de flujo. El efecto de *Schlieren* puede presentarse tanto en gases como líquidos y sólidos, siendo ese mismo producto de cambios en la densidad que pueda sufrir el elemento de estudio o el entorno en el que este está inmerso, es decir, un cambio en la temperatura del mismo, la exposición a flujos a altas velocidades o la presencia de elementos distintos dentro de un mismo material; pueden causar un cambio en la densidad y así mismo en el índice de refracción. [28][29][30]

Esta técnica ha sido ampliamente explotada en túneles de viento para complementar otras mediciones cuantitativas con una comprensión cualitativa de las estructuras presentes en el flujo bajo investigación, los primeros trabajos que empezaron a hablar sobre este tema fueron los realizados por Robert Hooke, L. Foucault y A. Toepler. [31]

- **Tipos de Configuración *Schlieren*:**
  - 1) **Arreglo Toepler:** cuenta con diferentes variaciones las cuales se pueden modificar de acuerdo a las variables de interés y tipo de aplicación del objeto de estudio, dependiendo del objeto que se quiera visualizar se puede analizar ya sea utilizando lentes, espejos, prismas etc.
- **Configuración Z:** consta de una fuente de luz, filtro espacial, dos espejos esféricos, borde de navaja y un sistema formador de imágenes.

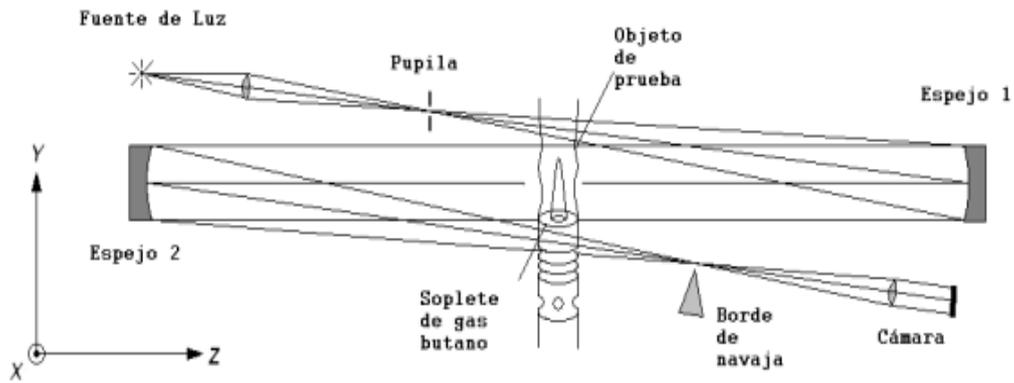


Figura 8. Configuración Z [32]

- **Ventajas configuración Z:** las lentes del sistema original de Toepler se pueden reemplazar por dos espejos y al tener un diámetro muy grande permite aumentar el tamaño de la región de prueba, todo esto es en base a que los espejos se pueden fabricar de mayor diámetro que las lentes, otro aspecto a tener en cuenta es que es un sistema robusto y de alta sensibilidad.
- **Desventajas configuración Z:** los espejos pueden tener aberraciones esféricas, requiere más de un espejo parabólico simétrico y es compleja su calibración.

2) **Background Oriented Schlieren (BOS):** Es una técnica que se deriva de la fotografía de moteado utilizada principalmente para medir desplazamientos y deformaciones en el plano, y de la interferometría que utiliza la interferencia de la luz de dos frentes de onda, esta ocurre al pasar un haz de luz a través de un objeto transparente y al combinarse en una pantalla con otro haz de referencia.

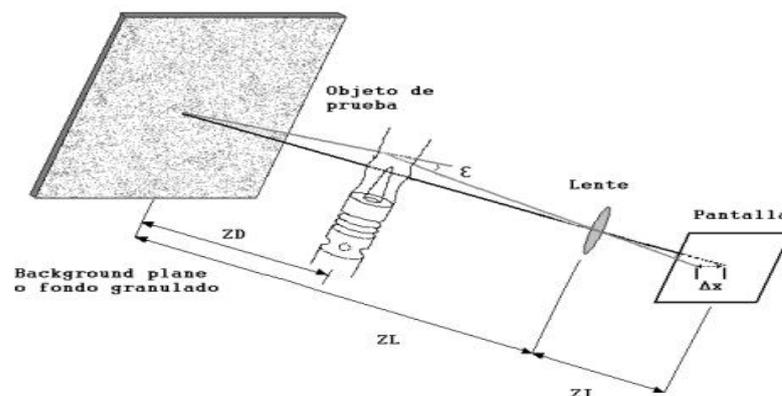


Figura 9. Configuración Background Oriented Schlieren (BOS) [33]

- **Ventajas configuración *Background Oriented Schlieren (BOS)*:** Permite obtener información de un flujo de fluido ya sea de forma cualitativa o cuantitativa, a su vez tiene un mejor desempeño debido a que simplifica tanto el modelo como tipo de material y las imágenes resultantes de la exposición se pueden evaluar mediante métodos de correlación.
- 3) ***Rainbow Schlieren***: es un tipo de arreglo que puede cuantificar la densidad de un flujo de fluido transparente como los gases, este tipo de método es similar al arreglo de Toepler solo que a diferencia de este en lugar de borde de navaja se utiliza un filtro de color, colocado en el foco de la lente.

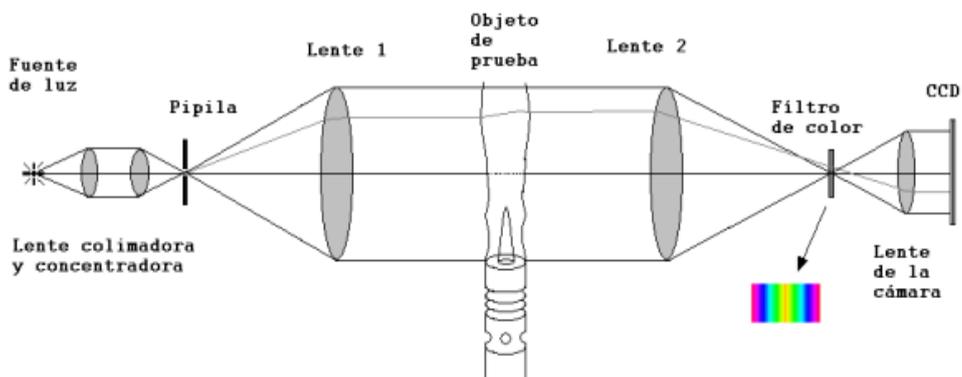


Figura 10. Configuración *Rainbow Schlieren* [33]

#### 4.2.3.2 Anemometría

Permite la detección precisa del flujo del viento

- **Anemómetro láser Doppler LDA:** El anemómetro láser Doppler es un sistema de radar láser LDA diseñado para la detección y medición del movimiento de las partículas de fluido, esta técnica consiste en la focalización de dos o más haces de luz sobre un punto, si las partículas enfocadas son lo suficientemente pequeñas su velocidad puede ser asumida como la de la corriente, este sistema provee una medida de la velocidad instantánea local, velocidad media y turbulencia. [34][35][36]
- **Anemómetros mecánicos**

Permite medir el viento a partir del movimiento giratorio generado por el coeficiente de arrastre, se divide en dos clases de acuerdo a la geometría.

- 1) **Coperola:** Generalmente giran a razón de 30 a 60 rpm, debido a que responde a la fuerza diferencial de arrastre del viento.
  - 2) **Hélice:** Giran a razón de 180 a 210 rpm influenciados por el mismo viento que el de coperolas, y esto es debido a las fuerzas de arrastre y sustentación que actúan sobre él. [37]
- **Anemómetro alambre caliente o película caliente:** Esta técnica consiste en calentar eléctricamente un alambre delgado o lámina, la cual se verá sujeta a una tasa de pérdida de calor debida al flujo de aire relacionada con la velocidad del viento, la transferencia de calor al medio es proporcional a las variaciones del flujo lo que causa que al aumentar la velocidad exista una disminución de la temperatura y resistencia en el instrumento de medición.[37][12]
  - **Tubo de Pitot:** Es un tubo con forma de L construido a partir de dos tubos coaxiales capaces de medir la sobrepresión generada en la masa de aire en movimiento. Este diferencial de presión es función de la velocidad del viento con respecto al tubo. [38] [39]
  - **Anemómetro Sónico:** Es un sensor capaz de medir de manera instantánea la velocidad del viento y temperatura del aire, mediante la transmisión de sonido de alta frecuencia (ultrasónico) y el tiempo requerido de propagación acústica a lo largo de la dirección del flujo.[40] [12]
  - **Anemómetro de Esfera o Cilindro de arrastre:** Usa la relación entre la fuerza puntual aplicada en el extremo de una barra y su deflexión resultante, el desplazamiento en el plano xy es detectado por medio de tres posibles mecanismos, el primero de ellos es la detección simultánea en cada uno de los ejes y su posterior conversión en voltajes, el segundo es la detección mediante medidores de tensión y el último de ellos usando la detección óptica por láser junto con un Detector de Posición Sensitivo (PSD). [41]

<b>Tipo</b>	<b>Ventajas</b>	<b>Desventajas</b>
Anemómetros láser Doppler (LDA)	Tipo de sensor de viento más avanzado y deseable que se ha aplicado en túneles de viento	Requiere la presencia de partículas en suspensión dentro del flujo, que se introducen como humo en muchos sistemas.
	No tiene contacto, por lo tanto, es independiente de las condiciones ambientales dentro del flujo (presión, temperatura, composición, etc.),	
	Precisos y no requieren calibración externa	
Anemómetros mecánicos	Componente invariable de las estaciones meteorológicas / climáticas	Escasa exactitud / precisión
	Extremadamente compactos, livianos, sensibles y robustos	Rango dinámico limitado
Alambre caliente o película caliente	Precisos y sensibles en condiciones terrestres	Frágiles
	Pueden ser multidimensionales	No se adaptan bien a entornos hostiles.
	Tienen tiempos de respuesta razonablemente rápidos	
Tubos de Pitot	Sencillos y de amplia aplicación	Alcance limitado (debido a su fuerte dependencia de la velocidad del viento)
	Se adapta bien a situaciones en las que se conoce la dirección del flujo del viento	Requiere una calibración cuidadosa
		Depende de las condiciones atmosféricas (presión, temperatura, etc.)
Anemómetros Sónicos	Determina la velocidad de propagación acústica.	Sensibles a las propiedades físicas de la atmósfera (composición, presión, temperatura, humedad, etc.)
	Mide simultáneamente la velocidad del viento en las tres dimensiones y con una alta frecuencia de muestreo.	
	Precisos	
	Cuantifica los caudales tanto verticales como laterales.	

Anemómetros de Esfera o Cilindro de arrastre	No cuenta con partes móviles por ende no necesita de otros mecanismos de acoplamiento (soportes, rodamientos)	Requiere un mayor tiempo de respuesta con respecto a otros sistemas.
	Mayor precisión a comparación del diseño de Anemómetros mecánicos (Coperolas)	Adaptado solo para análisis bidimensionales.

Tabla 4. Sistemas de Anemometría

El Anemómetros láser Doppler (LDA) presenta las mejores características, pero por temas de practicidad el más acorde y que por ende debería ser implementado en la sección de prueba es el tubo Pitot.

#### 4.2.3.3 Presión en la sección de prueba

En la sección pesada la presión total debido a la baja velocidad se obtiene en base a la medición de presión estática, para la sección de prueba la presión de estancamiento resulta ser mucho mayor que el nivel de presión estática, esto hace necesario que se acoplen instrumentos de medición en las paredes del túnel de viento, para de esta forma calibrar la tobera, visualizar correctamente la separación de la capa límite en el modelo y determinar las fuerzas. [42] De acuerdo al tiempo de funcionamiento y tipo de aplicación la técnica de medición puede variar, a continuación, se mencionan algunas de ellas:

- 1) **Tiempo de operación superior a 10 segundos:** Las mediciones pueden efectuarse mediante técnicas convencionales, al tener una presión en el rango 1 a 75 psi es posible recurrir a la práctica de medición por manometría ya sea utilizando un manómetro con sustancias como mercurio, agua o alcohol dependiendo de la precisión deseada. Si la presión se encuentra por encima de este valor es necesario el uso de un manómetro de tubo Bourdon y si se encuentra por debajo se requerirá de un manómetro de tipo aneroide.
- 2) **Tiempo de operación no superior a los 10 segundos:** Es necesario recurrir a herramientas con captación de alta frecuencia donde los elementos sensores tienen inercias muy pequeñas, estos utilizan cristales,

galgas extensométricas adheridas y no adheridas, bobinas de reluctancia entre otros para proporcionar salida eléctrica que puede ser registrada mediante el uso de *software*.

Todo este proceso requiere de una serie de parámetros de seguridad con respecto al uso de los instrumentos de medición que involucren líquidos como el mercurio, puesto que causaría daños considerables si llega a ser soplado o succionado en el modelo. [42]

#### **4.2.3.4 Temperatura**

Para obtener los efectos de disipación, transferencia de energía, temperatura de estancamiento del flujo en la cámara de sedimentación y la transferencia de calor junto con las temperaturas superficiales en la sección de prueba se requiere la inserción de una termocupla de respuesta rápida, que permita detectar e indicar directamente las variaciones de temperatura con el tiempo. [42]

#### **4.2.3.5 Sistemas de equilibrio**

El número de Reynolds influye en la abreviatura de los instrumentos de medición, si es demasiado alto requerirá de un sistema poco convencional capaz de cubrir un rango muy amplio de fuerzas. A continuación, se describen 3 sistemas básicos para el balance del modelo en pruebas

- 1) **Equilibrio externo:** Las fuerzas sobre el modelo se reducen drásticamente al ubicar el sistema de equilibrio totalmente afuera del túnel, de esta forma se adapta a la medición de grandes rangos de fuerza al requerir de una alta rigidez.
- 2) **Equilibrio de aguijón (*Sting balance*):** Las fuerzas son determinadas a partir de una banda extensométrica ubicada de forma transversal respecto al sentido de medición de la deformación, si su resistencia eléctrica aumenta indica que ha sufrido una deformación. Esta técnica permite tener una deformación de forma controlada por medio de señales eléctricas. [43]
- 3) **Equilibrio de galgas extensométricas:** Es frecuentemente usada para determinar los momentos de cabeceo con gran precisión por medio de

señales eléctricas conducidas a través del cableado encerrado en el agujón y el soporte del sector. Los pulsos eléctricos son emitidos por unas galgas extensométricas ubicadas en el interior del modelo.

Cada una de estas técnicas proporciona de manera rápida y sencilla datos de fuerza para una variedad de ángulos de ataque, un factor que se debe tener en cuenta cuando se utilizan galgas extensiométricas son las variaciones de temperatura, sin embargo, los modelos simétricos cuentan con una particularidad y es que al trabajar cualquiera de sus dos secciones se puede solventar algunas consideraciones como la sensibilidad a la temperatura o el tamaño.[42]

## 4.3. Marco Teórico

### 4.3.1. Análisis de la aerodinámica supersónica

La aerodinámica se compone de una serie de ecuaciones pertinentes en el desarrollo de un túnel de choque supersónico, caracterizado principalmente por la generación de ondas de choque oblicuas y normales. Estas ondas permiten un aumento considerable de la entropía en el flujo que se traduce en pérdida de presión de estancamiento manteniendo sus propiedades adiabáticas. [10]

#### 4.3.1.1 Onda de choque normal

Son aquellas que se generan en un flujo unidimensional perpendicular a la corriente libre, haciendo que los cambios extremos en las propiedades aerodinámicas tengan una variación en la dirección del flujo únicamente como se evidencia en la figura 11.

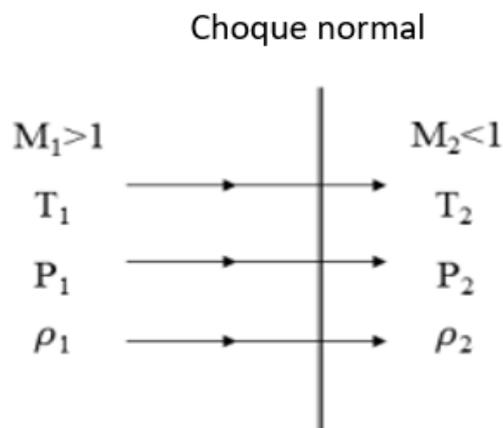


Figura 11. Choque normal ideal [44]

Para caracterizar las propiedades del flujo y sus variaciones con la onda de choque normal, es necesario recurrir a las ecuaciones de la 1 a la 23. La ecuación 1, representa la relación entre la velocidad de flujo y la velocidad del sonido.

$$M = \frac{V}{a} \quad [1]$$

La ecuación 2 permite calcular las propiedades termodinámicas de un gas ideal, considerando para este proyecto particularmente el aire como tal.

$$P = \rho RT \quad [2]$$

A partir de la ecuación del gas ideal y el cociente de calores específicos se obtienen dos formas de calcular la velocidad del sonido de acuerdo a las propiedades conocidas, como se indica en la ecuación número 3.

$$a = \sqrt{\gamma \frac{P}{\rho}} = \sqrt{\gamma RT} \quad [3]$$

Las ecuaciones 4, 5 y 6 son correspondientes a los principios de Euler aplicados a un flujo unidimensional. Por medio de la ecuación 7 se calcula una de las variantes de la energía presente en un fluido.

$$\rho_1 u_1 = \rho_2 u_2 \quad [4]$$

$$p_1 + \rho_1 u_1^2 = p_2 + \rho_1 u_2^2 \quad [5]$$

$$h_1 + \frac{u_1^2}{2} + q = h_2 + \frac{u_2^2}{2} \quad [6]$$

$$h = e + \frac{v}{\rho} = C_p T \quad [7]$$

Las ecuaciones 8, 9 y 10 corresponden al análisis aerotermodinámico de un elemento de fluido cuya velocidad se reduce a 0 al entrar en contacto con un objeto.

$$\frac{T_0}{T} = 1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2 \quad [8]$$

$$\frac{p_0}{p} = \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad [9]$$

$$\frac{\rho_0}{\rho} = \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2\right)^{\frac{1}{\gamma-1}} \quad [10]$$

Por medio de las ecuaciones 11, 12, 13, 14 y 15, se describe el comportamiento del fluido cuando la velocidad de este es igual a la del sonido ( $M=1$ ).

$$\left(\frac{a^*}{a_0}\right)^2 = \frac{T^*}{T_0} = \frac{2}{\gamma+1} \quad [11]$$

$$\frac{p^*}{p_0} = \left(\frac{2}{\gamma+1}\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad [12]$$

$$\frac{\rho^*}{\rho_0} = \left(\frac{2}{\gamma+1}\right)^{\frac{1}{\gamma-1}} \quad [13]$$

$$a^{*2} = u_1 u_2 \quad [14]$$

$$M_2^* = \frac{1}{M_1^*} \quad [15]$$

Dado que la onda de choque es una barrera a partir de la cual se produce un gradiente en las propiedades del fluido, las variaciones de estas son descritas por medio de las ecuaciones 16, 17, 18 y 19.

$$M_2^2 = \frac{1 + \left[\frac{\gamma-1}{2}\right] M_1^2}{\gamma M_1^2 - \frac{\gamma-1}{2}} \quad [16]$$

$$\frac{\rho_2}{\rho_1} = \frac{u_1}{u_2} = \frac{(\gamma+1)M_1^2}{2 + (\gamma-1)M_1^2} \quad [17]$$

$$\frac{p_2}{p_1} = 1 + \frac{2\gamma}{\gamma+1} (M_1^2 - 1) \quad [18]$$

$$\frac{T_2}{T_1} = \frac{h_2}{h_1} = \left[1 + \frac{2\gamma}{\gamma+1} (M_1^2 - 1)\right] \left[\frac{2 + (\gamma-1)M_1^2}{(\gamma+1)M_1^2}\right] \quad [19]$$

La variación de las propiedades de un fluido es directamente proporcional a la velocidad, la tendencia de Mach a infinito genera las relaciones de propiedades mostradas en las ecuaciones 20, 21, 22 y 23.

$$\lim_{M_1 \rightarrow \infty} M_2 = 0.378 \quad [20]$$

$$\lim_{M_1 \rightarrow \infty} \frac{\rho_2}{\rho_1} = 6 \quad [21]$$

$$\lim_{M_1 \rightarrow \infty} \frac{p_2}{p_1} = \infty \quad [22]$$

$$\lim_{M_1 \rightarrow \infty} \frac{T_2}{T_1} = \infty \quad [23]$$

### 4.3.1.2 Onda de choque oblicua

Este tipo de ondas se genera cuando las líneas de flujo cambian su trayectoria detrás de la discontinuidad paralelamente a las paredes del objeto que se mueve a través del fluido, adquiriendo un carácter bidimensional o tridimensional dependiendo de la geometría de dicho cuerpo, para este tipo de onda en particular la pérdida de presión total y el aumento de la entropía exigidos no son tan altos. [45]

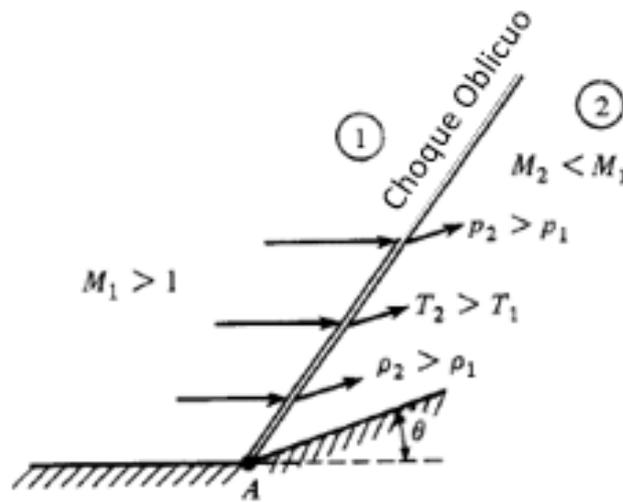


Figura 12. Onda de choque oblicua [44]

Las siguientes fórmulas pueden ser usadas para determinar las condiciones del flujo cuando se presenta una onda de choque oblicua, la ecuación 24 indica el ángulo en el cual se genera el cono por el que es audible la onda de choque a partir de la línea de trayectoria de un objeto.

$$\mu = \sin^{-1} \frac{1}{M} \quad [24]$$

Por medio de las ecuaciones 25, 26, 27 y 28 se describen los principios de Euler aplicados a un flujo bidimensional.

$$\rho_1 u_1 = \rho_2 u_2 \quad [25]$$

$$(-\rho_1 u_1)w_1 + (\rho_2 u_2)w_2 = 0 \rightarrow w_1 = w_2 \quad [26]$$

$$p_1 + \rho_1 u_1^2 = p_2 + \rho_2 u_2^2 \quad [27]$$

$$h_1 + \frac{v_1^2}{2} = h_2 + \frac{v_2^2}{2} \rightarrow h_1 + \frac{u_1^2}{2} = h_2 + \frac{u_2^2}{2} \quad [28]$$

Puesto que una onda de choque oblicua genera un cambio en la dirección del

flujo, la rapidez y por ende el número de Mach adquieren componentes vectoriales de acuerdo al número de dimensiones en las que sea realizado el análisis. Por medio de la ecuación 29, se calcula la componente normal a la onda de choque del número de Mach del flujo libre.

$$M_{n_1} = M_1 \sin \beta \quad [29]$$

Se presenta tal como en una onda de choque normal, una variación en las propiedades del fluido únicamente en la dirección flujo libre, las ecuaciones 30 y 31 presenta las relaciones de densidad y presión en términos de la componente normal del número de Mach.

$$\frac{\rho_2}{\rho_1} = \frac{(\gamma+1)M_{n_1}^2}{(\gamma-1)M_{n_1}^2+2} \quad [30]$$

$$\frac{p_2}{p_1} = 1 + \frac{2\gamma}{\gamma+1} (M_{n_1}^2 - 1) \quad [31]$$

La dirección de las líneas de flujo varía en la zona posterior de la onda choque como se ilustra en la figura 12 y se describe matemáticamente en la ecuación 32.

$$M_{n_2}^2 = \frac{M_{n_1}^2 + \frac{2}{\gamma-1}}{\frac{2\gamma}{\gamma-1}M_{n_1}^2 - 1} \quad [32]$$

A partir de los resultados de las ecuaciones 30 y 31, se calcula la relación de temperaturas entre el flujo posterior a una onda de choque oblicua y el flujo libre como está indicado en la ecuación 33.

$$\frac{T_2}{T_1} = \frac{p_2 \rho_1}{p_1 \rho_2} \quad [33]$$

Con el valor de la componente normal del número de Mach detrás de la onda de choque oblicua junto con su ángulo y el ángulo de deflexión de las líneas de flujo, se construye la ecuación 34 para calcular el valor total del número de Mach posterior al choque.

$$M_2 = \frac{M_{n_2}}{\sin(\beta-\vartheta)} \quad [34]$$

La ecuación 35 relaciona analíticamente el número de Mach, los ángulos de deflexión y del choque. Para obtener resultados de esta fórmula es necesario recurrir a métodos iterativos, ya que el despeje de sus tres variables no es posible.

$$\tan \vartheta = 2 \cot \beta \left[ \frac{M_1^2 \sin^2 \beta - 1}{M_1^2 (\gamma + \cos 2\beta) + 2} \right] \quad [35]$$

La ecuación 36 permite generar una relación de áreas entre una sección cuyo flujo es sónico ( $M=1$ ) y otra con un determinado número de Mach a lo largo de un volumen de control. Su aplicación es fundamental para el dimensionamiento de la tobera, y con ello, de otros subsistemas como el tubo de choque o la sección de prueba.

$$\left(\frac{A}{A^*}\right)^2 = \frac{1}{M^2} \left[ \frac{2}{\gamma+1} \left( 1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2 \right) \right]^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}} \quad [36]$$

Con las propiedades del flujo obtenido a la salida de la tobera, se aplica la ecuación 37 la cual permite el cálculo de la presión incidente al inicio de la sección de prueba a partir de un número de Mach de operación.

$$\frac{p_0}{p_e} = \left( 1 + \frac{\gamma-1}{2} M_e^2 \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad [37]$$

#### 4.3.2 Dimensionamiento de la sección de prueba

Para determinar las medidas de la sección de prueba y las limitantes del modelo de análisis basados en la restricción de la onda de choque se emplean las siguientes ecuaciones. La ecuación 38 permite calcular el espesor de una ventana circular para la sección de prueba teniendo en cuenta las condiciones de operaciones y las propiedades mecánicas del material utilizado.

$$t = \sqrt{\frac{3W(3m+1)}{8\pi m S_{max}}} \quad [38]$$

La presión ejercida sobre la superficie de la ventana puede generar el fenómeno de pandeo, con una deformación máxima central descrita matemáticamente por la ecuación 39.

$$y_{max} = \frac{3W(m-1)(5m+1)r^2}{16\pi E m^2 t^3} \quad [39]$$

Las ecuaciones 40, 41, 42 y 43 describen el comportamiento mecánico para una ventana rectangular integrada a la sección de prueba. La ecuación 40, representa el momento máximo presente en una ventana con esta geometría teniendo en cuenta la presión y fuerzas aplicadas. El valor del momento máximo obtenido, se relaciona con el momento de inercia y el estrés máximo en la ecuación 41, aclarando que  $c$  equivale a la mitad del espesor como indica la ecuación 42, para finalmente obtener el valor del espesor en la ecuación 43 de una ventana

rectangular.

$$M_{max} = Bps^2 \quad [40]$$

$$S_{max} = \frac{M_{max}c}{I} = \frac{6M_{max}}{t^2} \quad [41]$$

$$c = \frac{t}{2} \quad [42]$$

$$t = \sqrt{\frac{6M_{max}}{S_{max}}} \quad [43]$$

La longitud de la sección de prueba debe estar comprendida entre 0.5 y 3 veces su diámetro [12]. Además, el modelo posicionado al interior de la sección de prueba poseerá unas limitaciones longitudinales, a consecuencia de que la onda de choque tanto en su expansión como en la compresión puede variar las cargas estructurales aplicadas a este. Las ecuaciones 45, 46, y 48 proporcionan la longitud máxima para un modelo tanto por la compresión, como expansión del flujo o cuando estos aspectos son iguales. La ecuación 47 corresponde al parámetro k de las ecuaciones 45 y 46.[13]

$$L_c = \frac{h'(1+\tan \mu \cot \vartheta)}{\frac{1.5}{D} + \cos \alpha \tan \mu + \sin \alpha [1-k(1+\tan \mu \cot \vartheta)]} \quad [44]$$

$$L_e = \frac{h'(1+\tan \mu \cot \vartheta)}{\frac{1.5}{D} + \cos \alpha \tan \mu - \sin \alpha [1-k(1+\tan \mu \cot \vartheta)]} \quad [45]$$

$$k = \frac{1}{1+\tan \mu \cot \vartheta} \quad [46]$$

$$L_{max} = \frac{h'(1+\tan \mu \cot \vartheta)}{\frac{1.5}{D} + \cos \alpha \tan \mu} \quad [47]$$

Para determinar la medida del espesor en las paredes de la sección de prueba, se utiliza la ecuación 48 la cual representa las características de diseño que se deben tener en cuenta.

$$t = \frac{P(r+b)}{S\eta - 0.6P} + b \quad [48]$$

El valor de b oscila en un rango de entre 1 y 6 mm, para una vida útil de los equipos de aproximadamente 10 años.[46]

### 4.3.3 Óptica focal técnica *Schlieren*

Para un montaje tipo Z la técnica *Schlieren* estará constituida por un haz de luz, dos espejos cóncavos iguales, cuchilla y cámara, ilustrados en la siguiente figura.

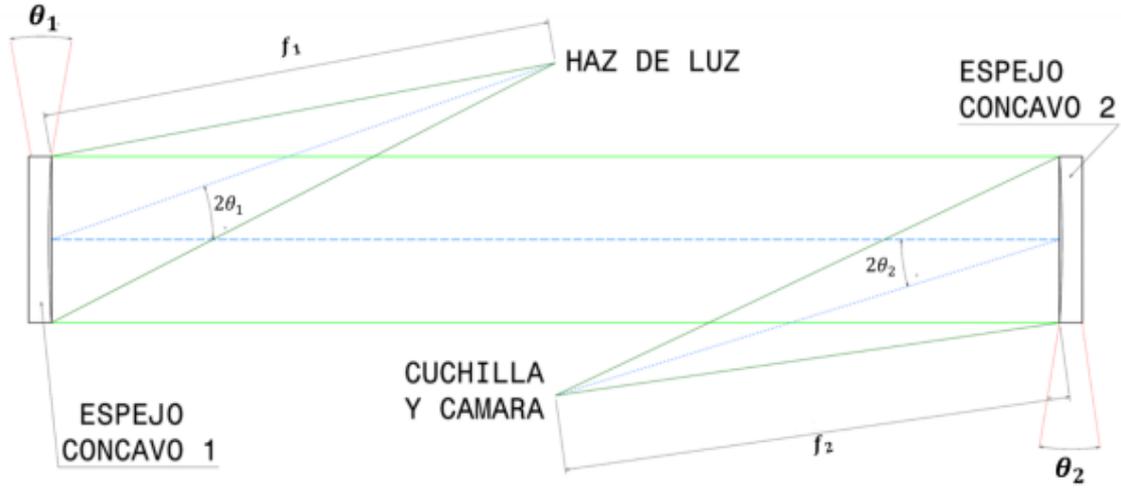


Figura 13. Configuración *Schlieren* tipo Z [30]

A continuación, se presentan las ecuaciones pertinentes en la implementación de la técnica *Schlieren* para una configuración tipo Z, explicadas con mayor detalle en el trabajo de Rosas [30]:

$$\theta_1 = \theta_2 = \theta \quad [49]$$

$$2\theta_1 = 2\theta_2 = 2\theta \quad [50]$$

$$f_1 = f_2 = f \quad [51]$$

$$2f \geq f_1 \quad [52]$$

$$X_{cam} \leq 10cm \quad [53]$$

$$f = \frac{R'}{2} \rightarrow \frac{1}{f} = \frac{1}{\rho} + \frac{1}{\varepsilon} \quad [54]$$

$$\xi = \frac{\rho O}{\varepsilon} \quad [55]$$

$$\Delta f = f \left( \frac{\sin(\theta)^2}{\cos(\theta)} \right) \quad [56]$$

$$n = \frac{f}{\lambda} \quad [57]$$

Página intencionalmente dejada en blanco

# Capítulo 5

## Generalidades

### 5.1 Condiciones iniciales

En la figura 14 se presenta un esquema general de los sistemas que componen un túnel de choque supersónico, donde se representa cada uno de los elementos descritos en este capítulo.

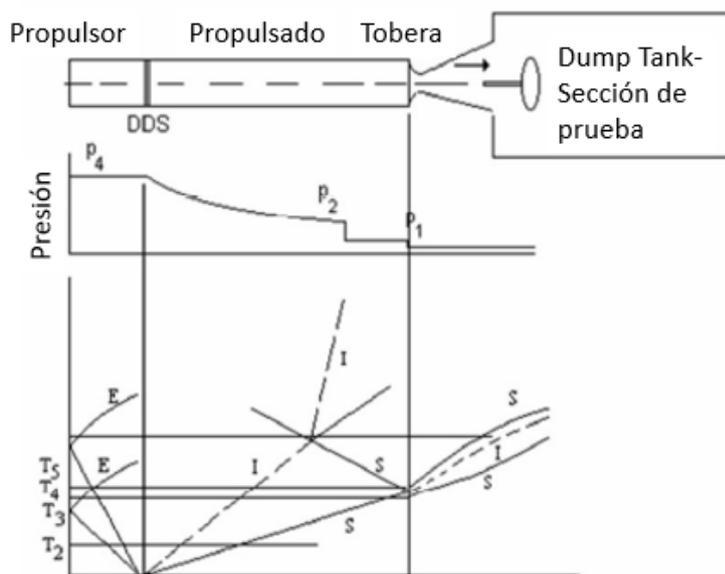


Figura 14. Esquema túnel de choque[47]

Para iniciar con el proceso de cálculo y diseño de la sección de la tobera, se deben establecer las condiciones de operación. La ubicación del túnel de viento supersónico será en la ciudad de Bogotá, específicamente en la Fundación Universitaria Los Libertadores cuyas condiciones climáticas promedio según estudios realizados por el IDEAM (Instituto de Hidrología, Meteorología y Estudios Ambientales) son definidas por una temperatura de 13,1 grados Centígrados o 286,25 Kelvin, una presión atmosférica de 75160 Pascales y la densidad del aire es calculada por medio de la ecuación 2. [48][49]

Estas propiedades del fluido son las que ingresan al sistema por medio del tubo de choque, particularmente de la zona de baja presión o *driven* como se indica en la figura. Las características del fluido al ingreso y salida de este tubo hacia la tobera son calculadas a partir de un mach de salida de 1,5 Mach como requisito de diseño para esta sección. Las relaciones entre las propiedades iniciales y las de salida del tubo de choque fueron obtenidas del proyecto "Diseño Conceptual y

Preliminar de un Tubo de Choque Supersónico” y se presentan en la tabla 5.

Propiedad	Valores iniciales	Salida/Entrada	Salida
Presión (Pa)	75160	5,9616	448080,3065
Densidad (kg/m <sup>3</sup> )	0,9148	8,0081	7,3264
Temperatura (K)	286,25	1,7371	497,2688

Tabla 5. Propiedades de entrada y salida del tubo de choque supersónico. Fuente: Autores

Los valores de salida de la tabla 5, se toman como los datos iniciales para el análisis de la tobera supersónica, que tendrá un área de entrada de 0,01 m<sup>2</sup>. A partir de la ecuación 36 se calcula el área y las propiedades características que se muestran en la tabla 6.

Propiedad	Relación garganta/entrada	Valor en la garganta
Área	0,8502	8,5021 m <sup>2</sup>
Presión	0,5282	236676,0179 Pa
Temperatura	0,8333	414,3907 K
Densidad	0,6339	4,6445 kg/m <sup>3</sup>
Velocidad del sonido	408,0467 m/s	

Tabla 6. Propiedades características en la garganta de la tobera supersónica. Fuente: Autores

Los números de Mach a los que operará el túnel de choque son 1.5, 2.5, 3.5 y 4.5 y el aspecto que le permitirá poseer este rango es la amplitud de la salida de la tobera, que dependerá del ángulo de apertura, tomado de las tablas del Anexo A. Este ángulo corresponde a la amplitud total, sin embargo, para hallar el ángulo de la tobera, se debe tomar la mitad del valor calculado por interpolación de manera que se pueda dimensionar la sección de prueba, teniendo en cuenta que la sección divergente de la tobera se encontrará en el interior de esta. Mediante el uso de la trigonometría, se calculan las distancias de la tobera en el interior de la sección de prueba, las cuales son presentadas en la tabla 11.

El *Dump Tank* será dimensionado basado en la masa de aire que sale del tubo de choque y las propiedades de estancamiento presentadas en la tabla 5 y su radio es un 140 % el radio de la sección de prueba. Se calculó la masa del gas al interior del tubo de choque a partir de las dimensiones de este que con la densidad, presión y volumen ocupado por el gas con condiciones de estancamiento permitieron el cálculo de las dimensiones al considerarlo como un cilindro como

se indica en la tabla 7.

Propiedad	Valor
Radio <i>driver</i>	34 mm
Radio <i>driven</i>	34 mm
Longitud <i>driven</i>	3000 mm
Longitud <i>driver</i>	1790 mm
Volumen <i>driver</i>	0,0065 m <sup>3</sup>
Volumen <i>driven</i>	0,0108 m <sup>3</sup>
Masa <i>driver</i>	0,0594 kg
Masa <i>driven</i>	0,0099 kg
Masa total	0,0694 kg
Volumen máximo <i>Dump Tank</i>	0,5431 m <sup>3</sup>
Radio del <i>Dump Tank</i>	0,3111 m
Longitud máxima <i>Dump Tank</i>	1,7855 m

Tabla 7. Dimensionamiento del *Dump Tank*. Fuente: Autores

A partir de las propiedades del fluido en la sección de prueba, es necesario que la estructura resista las posibles afectaciones que puedan ocurrir en su interior, y uno de los elementos más importantes son las ventanas, las cuales permiten la visualización del flujo tanto de manera directa como por técnicas ópticas, por ende, se sugieren en la tabla 8 algunos materiales que podrían ser implementados. Las ventanas además tendrán un diámetro de 20 centímetros.

Material	Módulo de ruptura (MPa)	Relación de Poisson	Módulo de cizalladura (GPa)	Costo metro cuadrado por milímetro de espesor (COP)
Vidrio común	70	0,24	26,9	\$6,250.00
Vidrio templado (físicamente)	210		80,8	\$15,657.58
Vidrio templado (químicamente)	500		192,3	\$13,300.76

Tabla 8. Materiales sugeridos ventanas[50][51]

Para las paredes de la sección de prueba se requiere un procedimiento similar en donde se evalúan las propiedades de diferentes materiales que cumplen con los requerimientos del proyecto. En la tabla 9 se ponen en conocimiento algunos de los materiales acordes a los parámetros de diseño.

Materia	Módulo de Young (GPa)	Relación de Poisson	Módulo de cizalladura (GPa)	Fuerza de tensión permisible (GPa)	Densidad (kg/m <sup>3</sup> )
Acero estructural	200	0,3	76,923	0,25	7850
Fibra de vidrio S	200	0,22	38,885	2,6	2500
Acero al carbono 1020 recocido	212,4	0,29	88,326	0,294	7850
Acero 4140 normalizado	212,5	0,29	82,364	0,652	7850
Titanio 6AL 4V recocido	111,2	0,3387	41,533	0,8457	4429

*Tabla 9. Materiales sugeridos para las paredes de la sección de prueba.*

Página dejada en blanco intencionalmente

## Capítulo 6

### Resultados y Discusión

En la tabla 10, se presentan las propiedades internas y externas del fluido a tener en cuenta para el cálculo de la sección de prueba:

Ubicación	Constante del aire (J/kg*K)	Cociente calores específicos	Densidad (kg/m <sup>3</sup> )	Presión (Pa)	Temperatura (K)
Atmósfera	287	1,4	0,914	75160	286,25
Salida del tubo de choque			7,3264	448080,30	497,26
Entrada sección de prueba (M=1,5)			2,8938	122058,4495	342,944
Entrada sección de prueba (M=2,5)			0,9647	26225,0933	221,01
Entrada sección de prueba (M=3,5)			0,3313	5874,745	144,13
Entrada sección de prueba (M=4,5)			0,1278	1548,2319	98,46

*Tabla 10. Propiedades del aire a lo largo del túnel. Fuente: Autores*

Al interior de la sección de prueba, se generan ondas de choque, que requieren de un análisis que permita evaluar el comportamiento del flujo con respecto a las condiciones de salida de la tobera, es por ello, que se recurre a las ecuaciones 17, 18 y 19 correspondientes a las relaciones de propiedades para una onda de choque

normal, considerando el Número de Mach con su valor total, y no con su componente normal como se haría en el caso de una onda de choque oblicua. Los datos son presentados en la tabla 11.

Número de Mach	$\rho_2/\rho_1$	$P_2/P_1$	$T_2/T_1$	Densidad (kg/m <sup>3</sup> )	Presión (Pa)	Temperatura (K)
1,5	1,862	2,4583	1,3202	5,3885	300060,355	452,76
2,5	3,3333	7,125	2,1375	3,2159	186853,8	472,4054
3,5	4,2608	14,125	3,315	1,412	82980,7738	477,8178
4,5	4,8118	23,4583	4,875	0,6151	36318,942	480,0452

Tabla 11. Propiedades del fluido detrás de una onda de choque normal producida en la sección de prueba. Fuente: Autores

Partiendo del rango de funcionamiento, es posible definir la relación de área y el área transversal de algunas de las secciones de la tobera supersónica desde un área de entrada de 0,01 metros cuadrados como requisito de diseño. Estas serán mostradas en la tabla 12:

Número de Mach	Área Sección de prueba (m <sup>2</sup> )	Relación de áreas tobera supersónica	Área garganta tobera (m <sup>2</sup> )	Área salida tobera (m <sup>2</sup> )
1,5	0,1552	1,1761	0,0085	0,01
2,5		2,6367		0,0225
3,5		6,7896		0,058
4,5		16,5621		0,1415

Tabla 12. Área transversal túnel. Fuente: Autores

Basado en el área transversal de la sección de prueba, es posible hallar el diámetro de la misma, esta poseerá una longitud de un factor de 0,5 a 3 veces dicho diámetro como indica la siguiente tabla, sin adicionar la longitud de la sección de la tobera que se encuentra en el interior de la sección. Estas dimensiones son mostradas en la tabla 13:

Área sección de prueba (m <sup>2</sup> )	Diámetro de la sección de prueba (m)	Factor	Límites de longitud de la sección de prueba (m)
0,1552	0,4445	0,5	0,2222
		3	1,3336

Tabla 13. Longitud de la sección de prueba. Fuente: Autores

De acuerdo al rango de operación del túnel, la tobera supersónica debe tener un ángulo de inclinación que le permita al fluido expandirse y acelerarse a las

velocidades deseadas, estos fueron obtenidos de la tabla 1.3 del texto *High-Speed Wind Tunnel Testing* [13] y mediante la herramienta de interpolación lineal. Después de hallar estos valores, se realizaron cálculos trigonométricos para así obtener la posible distancia que podría llegar a tener la tobera dentro de la sección de prueba y la longitud final de la sección de prueba. Estos serán mostrados en la tabla 14.

Rango de operación	Radio crítico Tobera (m)	Radio Sección de prueba (m)	Ángulo tobera (°)	Distancia tobera dentro de la sección (m)	Distancia de la sección divergente de la tobera (m)	Límite Longitud final sección de prueba(m)
M=1,5	0,0521	0,2222	5,9588	1,5339	1,5422	1,5465
M=2,5			19,5677	0,4504	0,478	
M=3,5			29,262	0,2857	0,3275	
M=4,5			35,9129	0,221	0,2729	

Tabla 14. Rango ideal longitud de la sección de prueba. Fuente: Autores

En base a la ecuación 43 y los datos presentados en la tabla 8, se presentan las tablas 15, 16 y 17, que comparan el espesor necesario para evitar la fractura del material de las ventanas para los diferentes números de Mach de operación, teniendo en cuenta para la realización de los cálculos con un factor de seguridad de 10.

Vidrio Común			
Ventana Circular		Ventana Rectangular	
Rango de operación	Espesor (cm)	Rango de operación	Espesor (cm)
M=1,5	0,3271	M=1,5	2,0916
M=2,5	0,2581	M=2,5	1,6505
M=3,5	0,172	M=3,5	1,0999
M=4,5	0,1138	M=4,5	0,7276

Tabla 15. Espesores calculados para la ventana de vidrio común. Fuente: Autores

Vidrio Templado Físicamente			
Ventana Circular		Ventana Rectangular	
Rango de operación	Espesor (cm)	Rango de operación	Espesor (cm)
M=1,5	0,1888	M=1,5	1,2075
M=2,5	0,149	M=2,5	0,9529
M=3,5	0,0993	M=3,5	0,6350
M=4,5	0,0657	M=4,5	0,4201

Tabla 16. Espesores calculados para una ventana de vidrio templado físicamente.

Fuente: Autores

Vidrio Templado Químicamente			
Ventana Circular		Ventana Rectangular	
Rango de operación	Espesor (cm)	Rango de operación	Espesor (cm)
M=1,5	0,1224	M=1,5	0,7826
M=2,5	0,0965	M=2,5	0,6175
M=3,5	0,0643	M=3,5	0,4115
M=4,5	0,0425	M=4,5	0,2722

Tabla 17. Espesores calculados a diferentes rangos de operación para un vidrio templado químicamente. Fuente: Autores

Por medio de los datos obtenidos se logra determinar que el espesor del vidrio para una ventana rectangular es 6,39 veces el espesor requerido en una ventana circular. Valor que descrito en términos de porcentaje da como resultado que el espesor de una ventana circular representa el 15% del espesor que tiene una ventana rectangular. De acuerdo a las propiedades de cada uno de los materiales sugeridos para las ventanas, se logra determinar que el más apropiado es el vidrio templado químicamente, debido a que este combina todas las propiedades de los procesos de templado y laminado mediante un proceso térmico que aumenta la resistencia hasta 6 veces del vidrio común, al igual que aumento en la flexibilidad y altas temperaturas [52], obteniendo como resultado que el espesor máximo requerido para este tipo de material es de 0,1224 centímetros que expresado en términos de costo, peso y redimensionamiento favorece las condiciones de diseño.

A partir de la ecuación 48 y los datos de la tabla 9 obtenidos desde la librería de ANSYS se calcula el espesor requerido de acuerdo al rango de operación para cada uno de los materiales sugeridos, estos valores se logran evidenciar en las tablas 18, 19, 20, 21 y 22.

Acero estructural	
Rango de operación	Espesor (mm)
M=1,5	0,3367
M=2,5	0,2096
M=3,5	0,093
M=4,5	0,0407

Tabla 18. Espesores calculados a diferentes rangos de operación para una pared de Acero Estructural. Fuente: Autores

Fibra de vidrio S	
Rango de operación	Espesor (mm)
M=1,5	0,034376
M=2,5	0,021406
M=3,5	0,009506
M=4,5	0,004161

Tabla 19. Espesores calculados a diferentes rangos de operación para una pared de Fibra de vidrio S. Fuente: Autores

Acero al carbono 1020 recocido	
Rango de operación	Espesor (mm)
M=1,5	0,3047
M=2,5	0,1897
M=3,5	0,0842
M=4,5	0,0368

Tabla 20. Espesores calculados a diferentes rangos de operación para una pared de Acero al carbono 1020. Fuente: Autores

Acero 4140 normalizado	
Rango de operación	Espesor (mm)
M=1,5	0,137
M=2,5	0,0853
M=3,5	0,0378
M=4,5	0,0165

Tabla 21. Espesores calculados a diferentes rangos de operación para una pared de Acero 4140 normalizado. Fuente: Autores

Titanio 6AL-4V recocido	
Rango de operación	Espesor (mm)
M=1,5	0,1057
M=2,5	0,0658
M=3,5	0,029226
M=4,5	0,012791

Tabla 22. Espesores calculados a diferentes rangos de operación para una pared de Titanio 6AL-4V recocido. Fuente: Autores

En base a los datos obtenidos para cada uno de los materiales sugeridos para las paredes de la sección de prueba, se logra determinar que el tipo de material más acorde a las condiciones del flujo y de operación es la Fibra de vidrio S, la cual cuenta con una mayor resistencia mecánica que el acero [53] dando como resultado un espesor máximo de 0,0343 milímetros.

Para el modelamiento de la sección de prueba se debe contemplar la integración del *Dump Tank* el cual hace parte de los demás sistemas del túnel de choque supersónico, puede ser descrito como un tanque de vacío debido a que, previo al encendido y funcionamiento del túnel, este se debe llevar a presiones inferiores a la atmosférica local. En la tabla 23 se presentan los parámetros de diseño con base al rango de operación, teniendo en cuenta una proporción de 1,4 veces el radio de la sección de prueba. El volumen fue calculado para cada número de Mach mediante el uso de las ecuaciones 2 y 25.

<i>Dump Tank</i>			
Rango de operación	Altura (m)	Volumen (m <sup>3</sup> )	Radio (m)
M=1,5	0,0788	0,0239	0,3111
M=2,5	0,2365	0,0719	
M=3,5	0,6888	0,2095	
M=4,5	1,7855	0,5431	

*Tabla 23. Parámetros de diseño para el Dump Tank de acuerdo al rango de operación.*

*Fuente: Autores*

Con los parámetros previamente obtenidos para las ventanas y paredes de la sección de prueba, se procede a realizar un análisis computacional por medio del software ANSYS en donde se evalúan las condiciones del flujo en la entrada y salida de la sección de prueba a M=4,5 junto con las propiedades estructurales de las paredes, a M=1,5 que es el valor donde se obtienen las mayores presiones al interior de la sección de prueba.

Por limitación de la licencia estudiantil de ANSYS y para un mejor acople entre las paredes y las ventanas, se realizó un diseño con geometrías básicas, representando la sección de pruebas como un cilindro, cuyo espesor es igual a 2,0916 centímetros, correspondiente a una ventana de vidrio común rectangular, este valor fue constante entre los diferentes materiales de muestra. De manera independiente, se realizó la simulación de la resistencia de los tres tipos de vidrio con la presión máxima en la sección de prueba con un mismo espesor de 0,3271 centímetros, para de esta forma poder comparar el pandeo con la aplicación de cargas.

El procedimiento consta de 2 etapas:

**Etapas:**  
 Etapa 1: Análisis computacional estructural para la ventana con los tres materiales sugeridos en la tabla 8. Se dispone un soporte fijo y se aplica la presión como se indica en la figura 15.

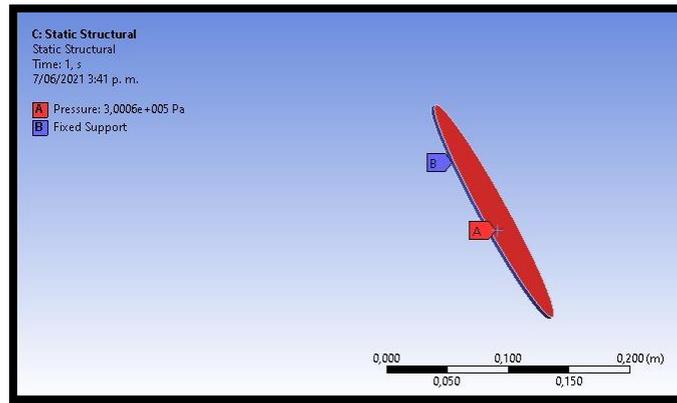


Figura 15. Ubicación soporte fijo y aplicación de carga. Fuente: Autores

Los resultados de la simulación son mostrados en la tabla 24, donde se realiza la comparación de los parámetros de deformación total y direccional, la deformación elástica equivalente y el estrés equivalente de *von-Mises*.

Parámetro	Vidrio común	Vidrio templado físicamente	Vidrio templado químicamente
Deformación total (mm)			
Deformación en el eje longitudinal (mm)			

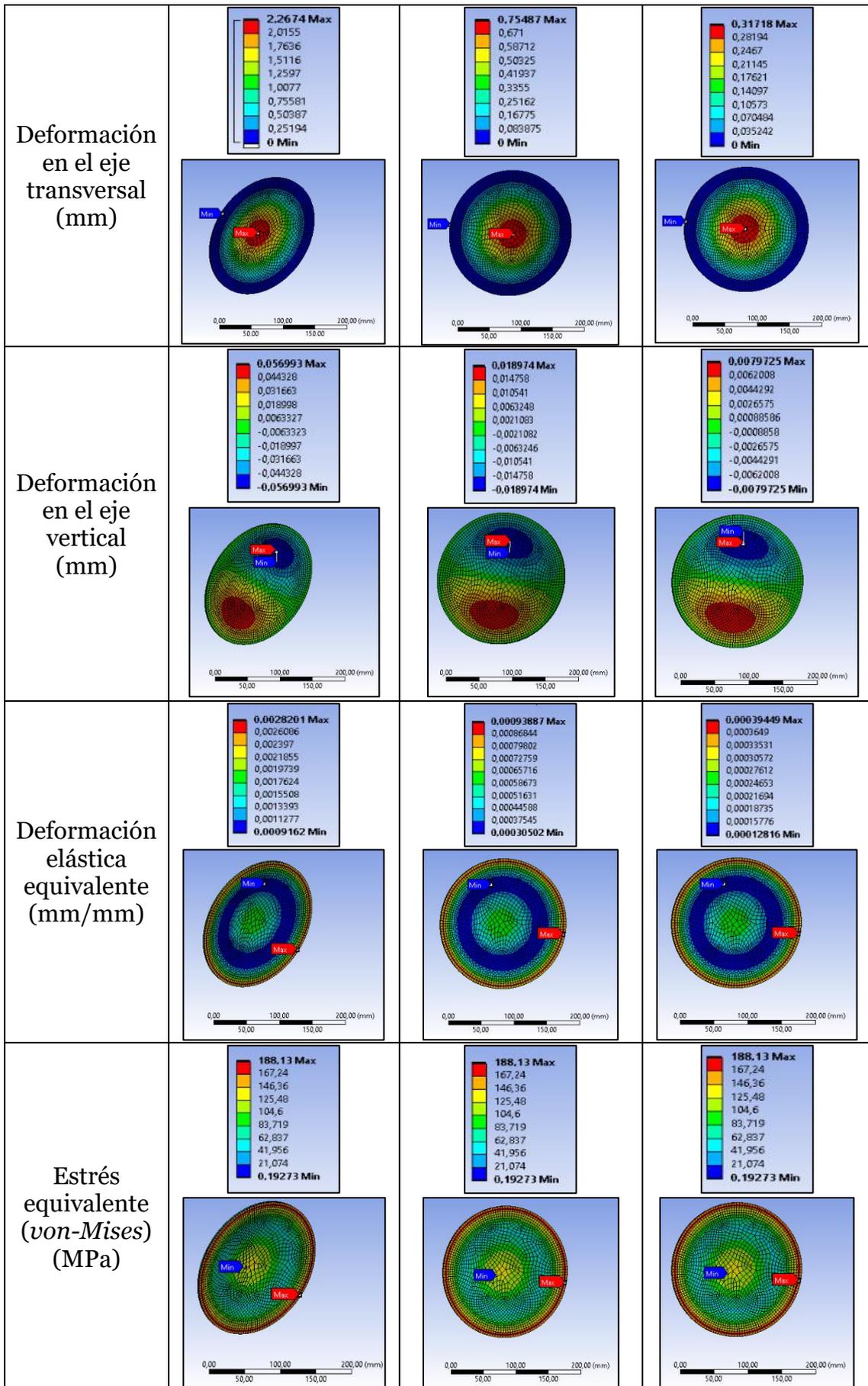


Tabla 24. Análisis estructural de las ventanas. Fuente: Autores

La tensión máxima admisible del material es similar, por ende, el estrés equivalente de *von-Mises* es igual para los tres casos, teniendo en cuenta que son el mismo material, pero con un tratamiento térmico y superficial diferente. Aun así, es recomendable usar alguno de los vidrios templados, debido a que, en caso de falla no se generan fragmentos puntiagudos que puedan afectar la integridad física de los estudiantes y docentes que operen el túnel de viento.

Etapa 2: Análisis computacional estructural de la sección de prueba para los materiales propuestos en la tabla 9. Por medio de la tabla 25 se evidencian las condiciones de barrera que incluyen la ubicación de un soporte fijo y la presión máxima calculada al interior de la sección.

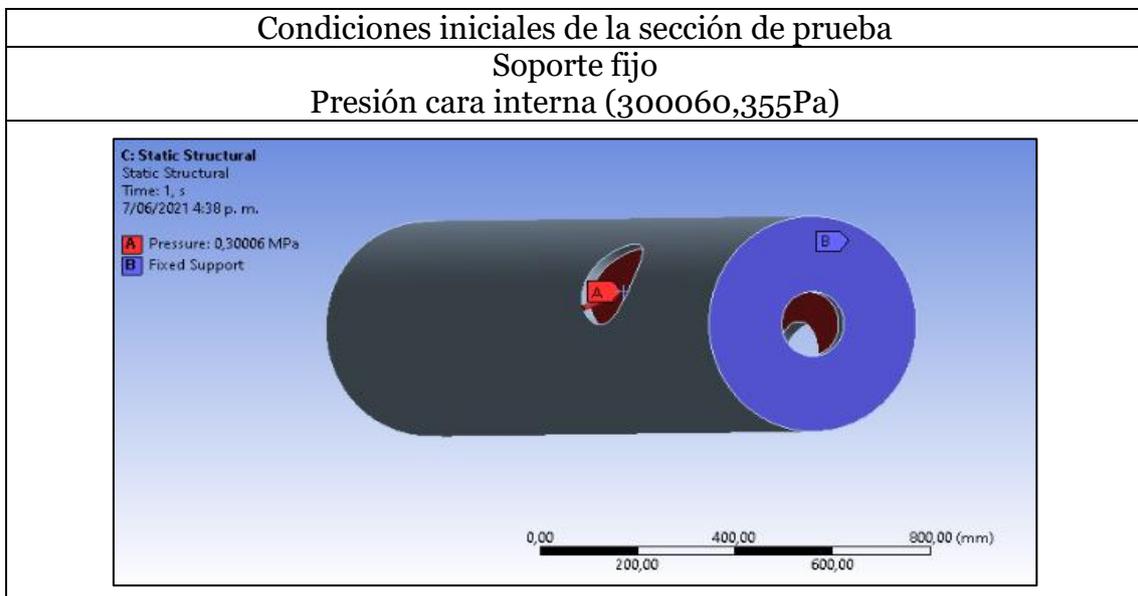
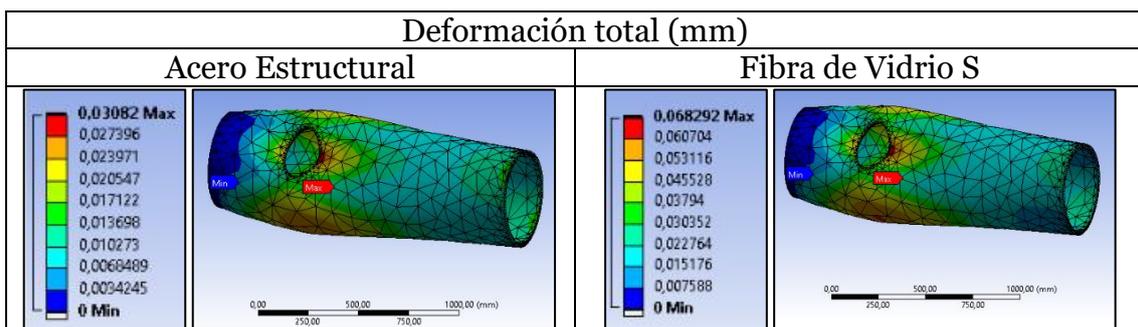


Tabla 25. Condiciones iniciales de la sección de prueba. Fuente: Autores

En las tablas 26, 27, 28, 29 y 30 se presentan las deformaciones totales, direccionales y equivalentes máximas y mínimas que ocurren en las paredes de la sección de prueba. De igual forma, por medio de la tabla 31, se ilustra la distribución de estrés equivalente de *von-Mises*.



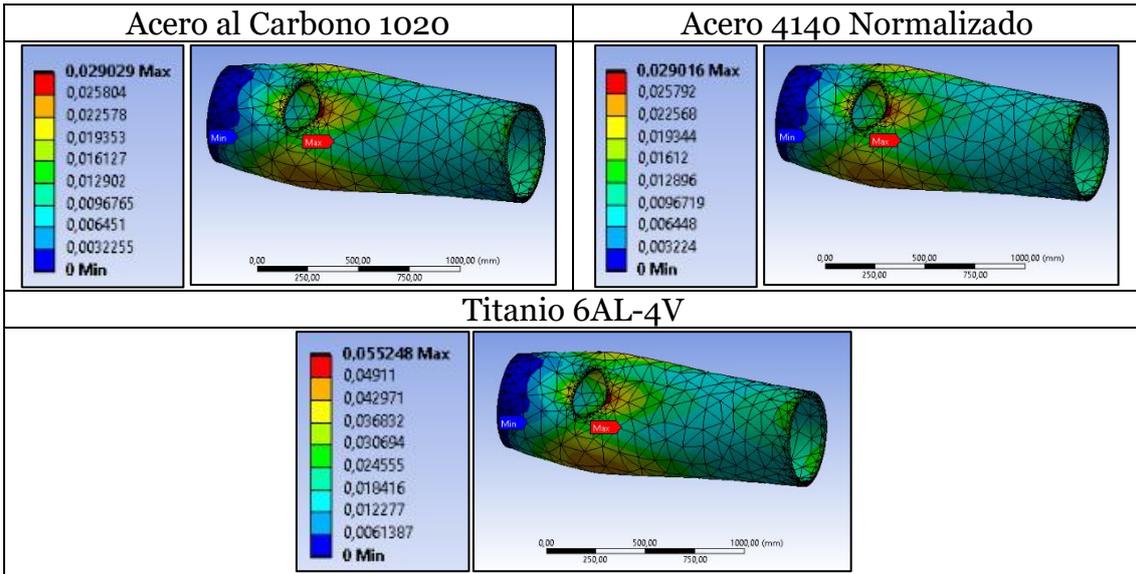


Tabla 26. Deformación total de la sección de prueba. Fuente: Autores

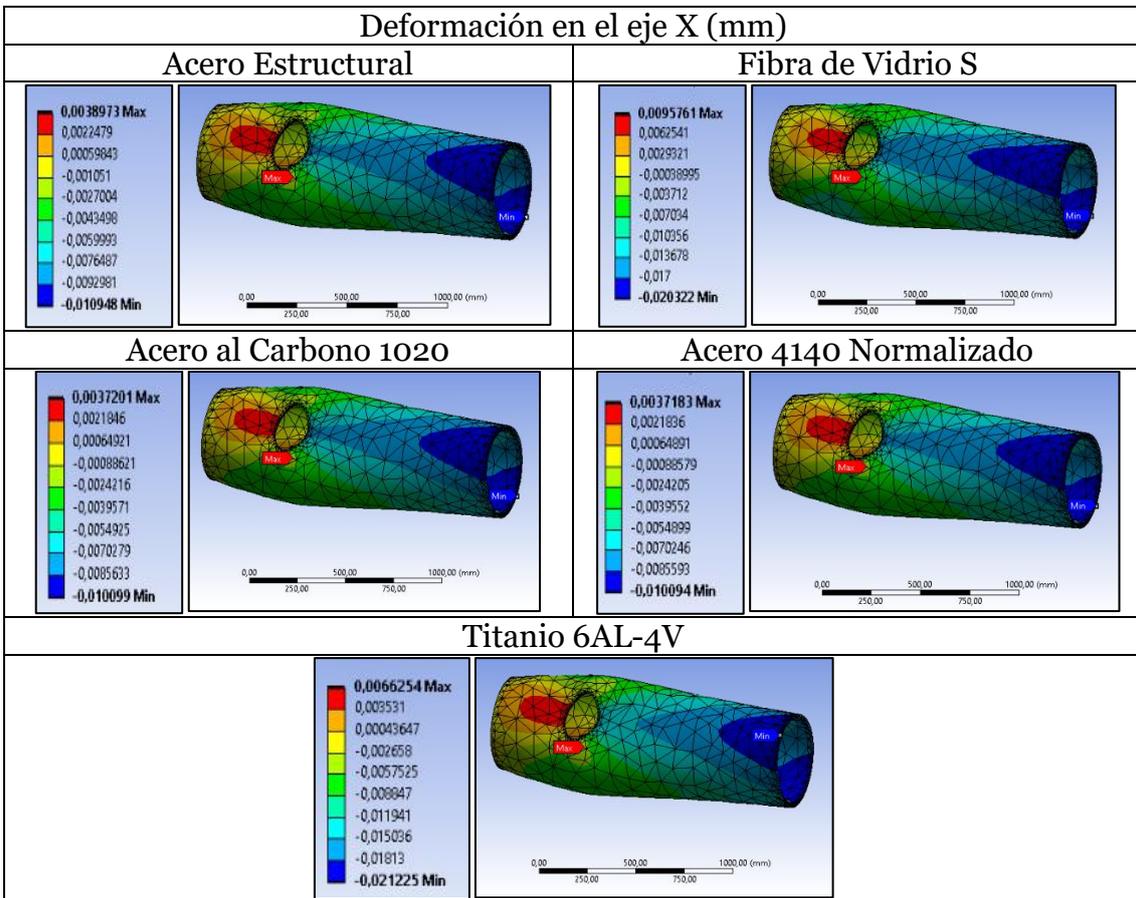


Tabla 27. Deformación sección de prueba eje longitudinal. Fuente: Autores

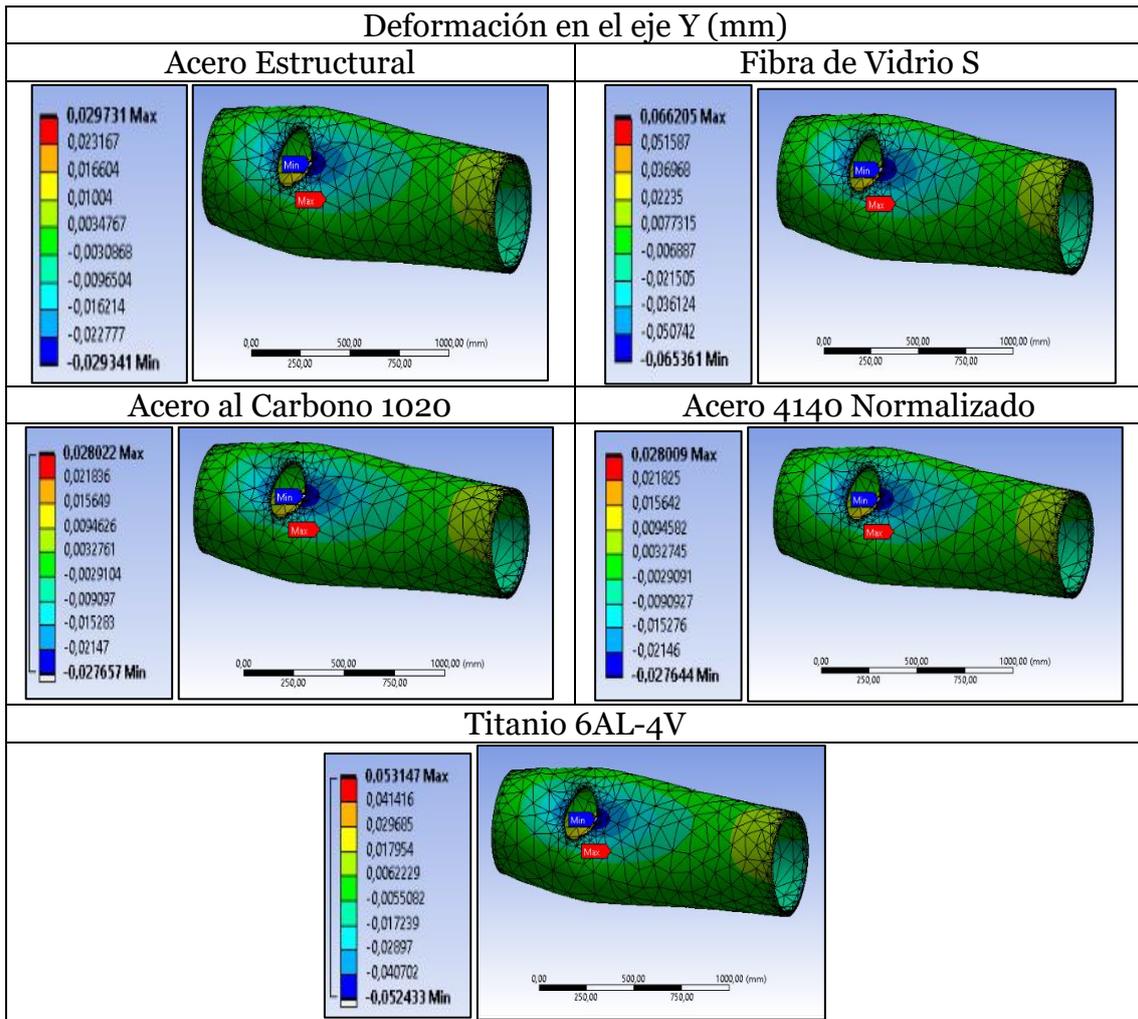
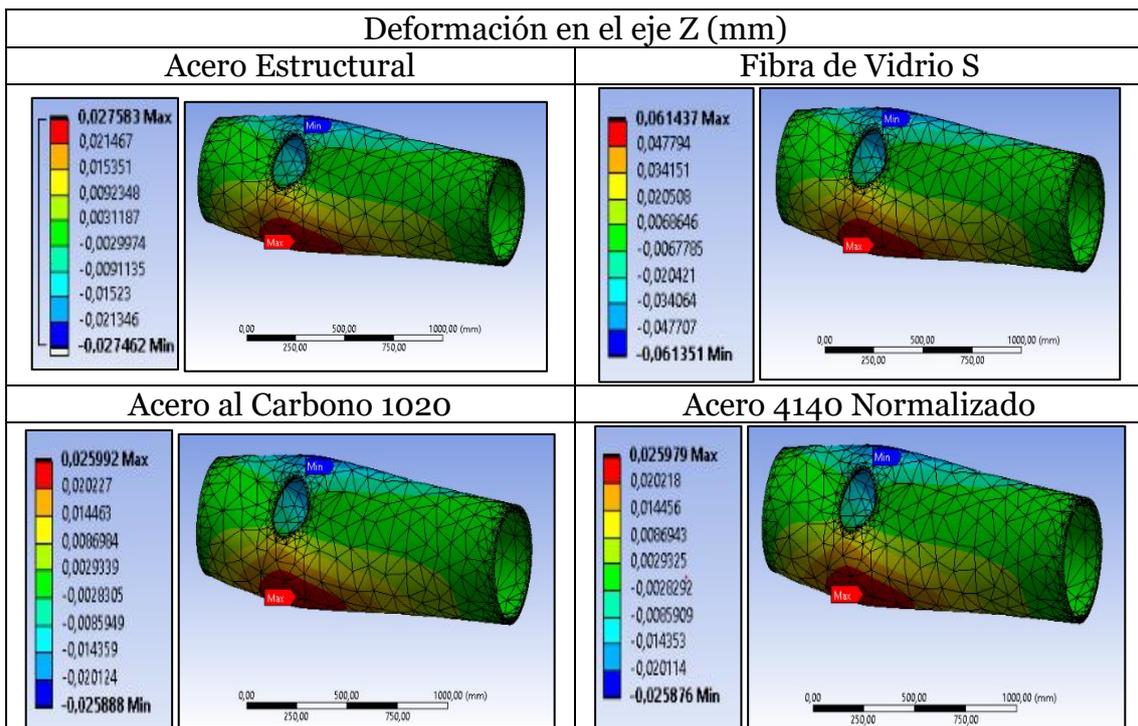


Tabla 28. Deformación sección de prueba eje transversal. Fuente: Autores



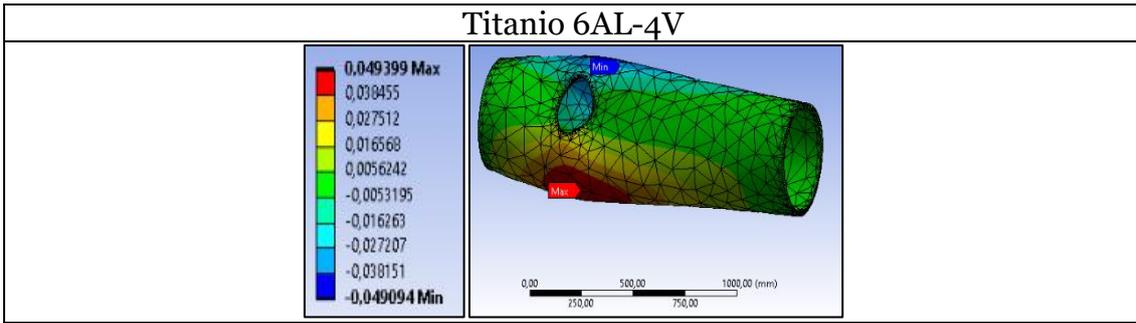


Tabla 29. Deformación en la sección de prueba eje vertical. Fuente: Autores

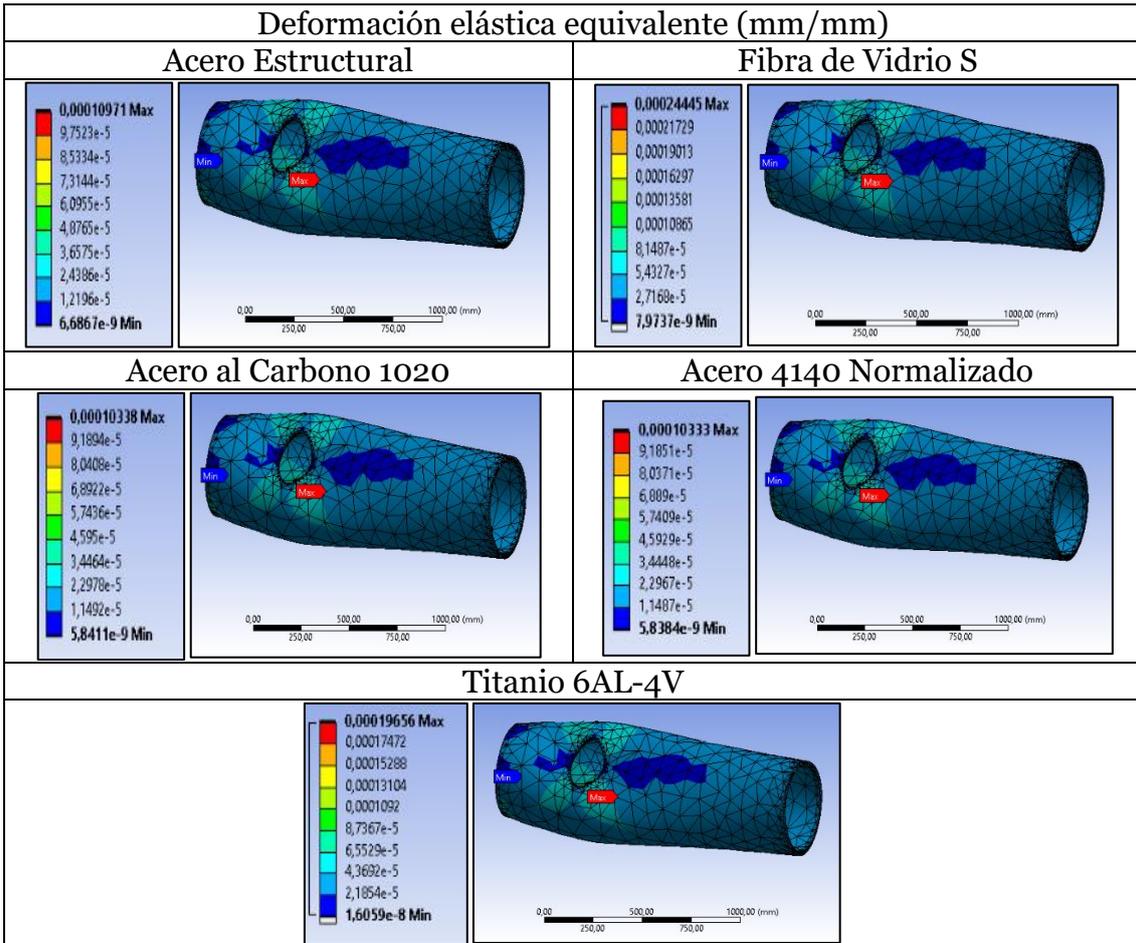
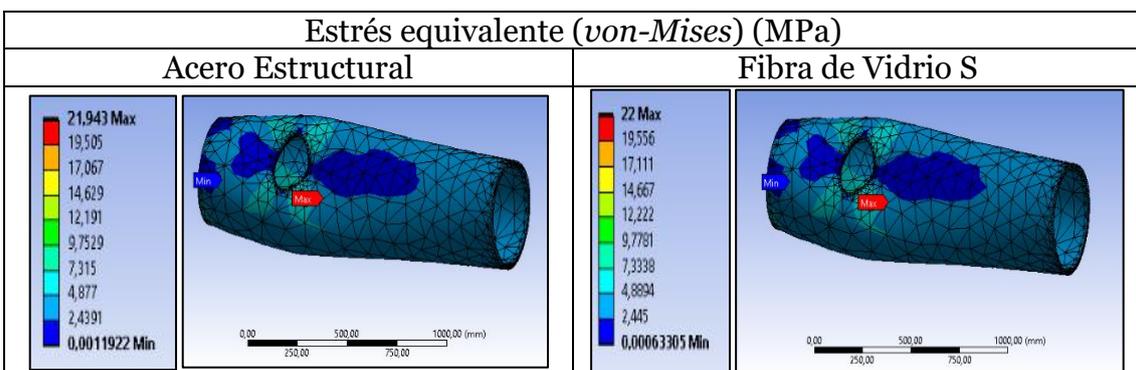


Tabla 30. Deformación elástica equivalente en la sección de prueba. Fuente: Autores



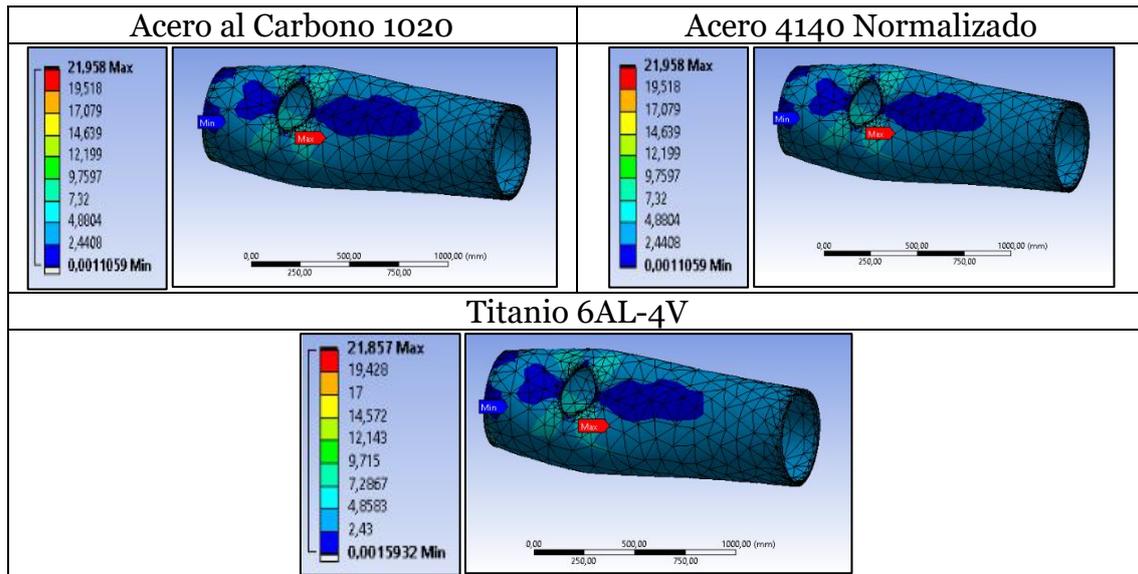


Tabla 31. Estrés equivalente (von-Mises). Fuente: Autores

Con base a los resultados obtenidos en cada una de las simulaciones, se determinó que el material que presenta una mayor resistencia a la deformación y posible falla es el acero-4140 normalizado el cual requiere de un espesor mínimo de 0,0557 milímetros.

Con el objetivo de validar los datos obtenidos para el dimensionamiento de la sección de prueba, específicamente los espesores de las paredes y ventanas se llevó a cabo la simulación aerodinámica, por medio de la cual, se logró comprender la interacción del fluido con el recinto, dando como resultado que las partículas al alcanzar velocidades supersónicas, son menos propensas a separarse, como se ilustra en la figura 16. Además, se puede evidenciar en la figura 17 una reducción en la presión a lo largo de la sección de prueba, que permite corroborar los valores calculados.

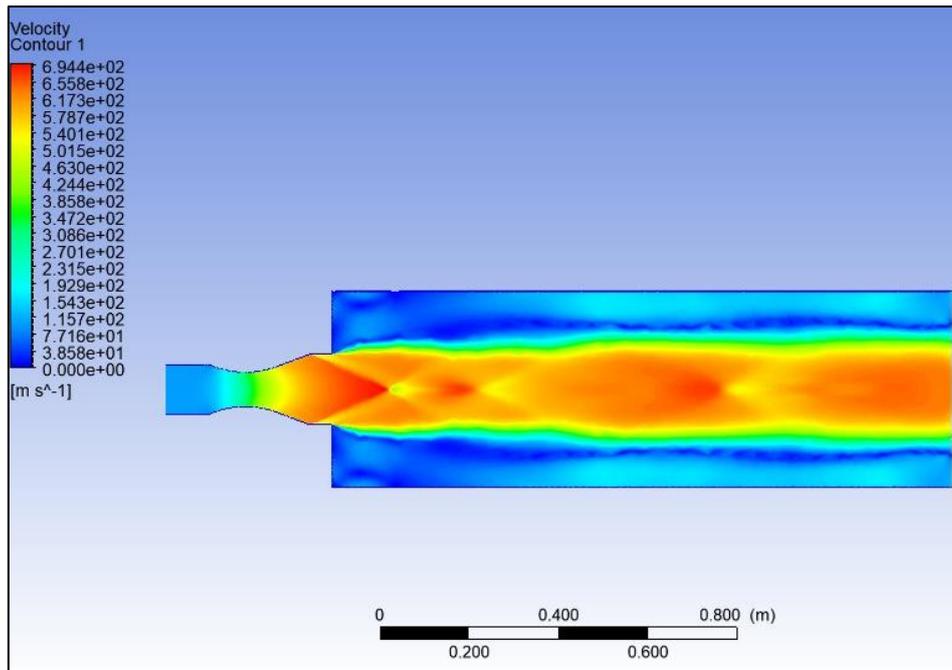


Figura 16. Perfil de velocidades. Fuente: Autores

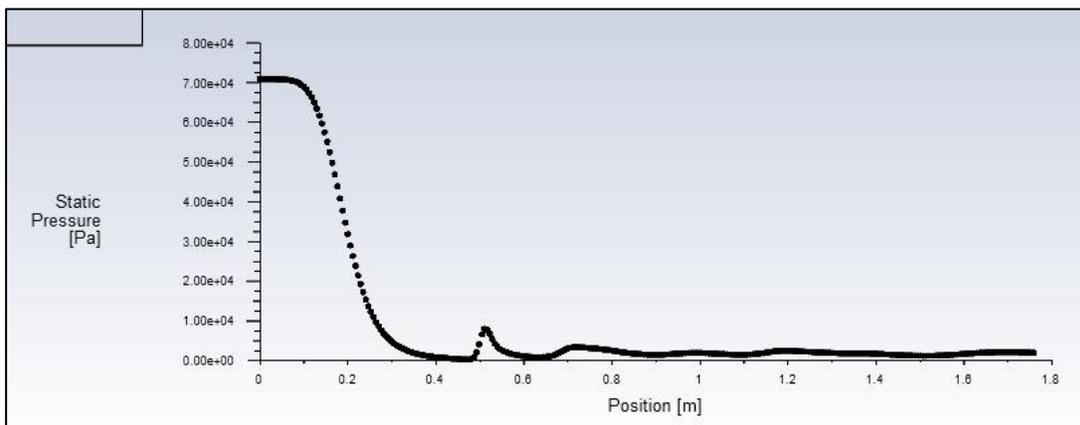


Figura 17. Variación de la presión a lo largo del sistema. Fuente: Autores

Para determinar el máximo número de Mach que alcanza el flujo dentro de la sección de prueba, se toma el ángulo de  $35,9129^\circ$  obtenido por medio de interpolación desde las tablas mostradas en el Anexo A. De acuerdo a la gráfica de la figura 18, se evidencia que este valor de Mach se obtiene a 12,703 centímetros de la salida de la tobera, y que la ventana circular permite observar el flujo desde 12,1 centímetros a partir de esta, esto hace referencia a que la ubicación de la ventana va a permitir que el modelo sea estudiado correctamente con las propiedades del flujo deseadas como se muestra en la figura 19 y con mayor detalle en el Apéndice A.

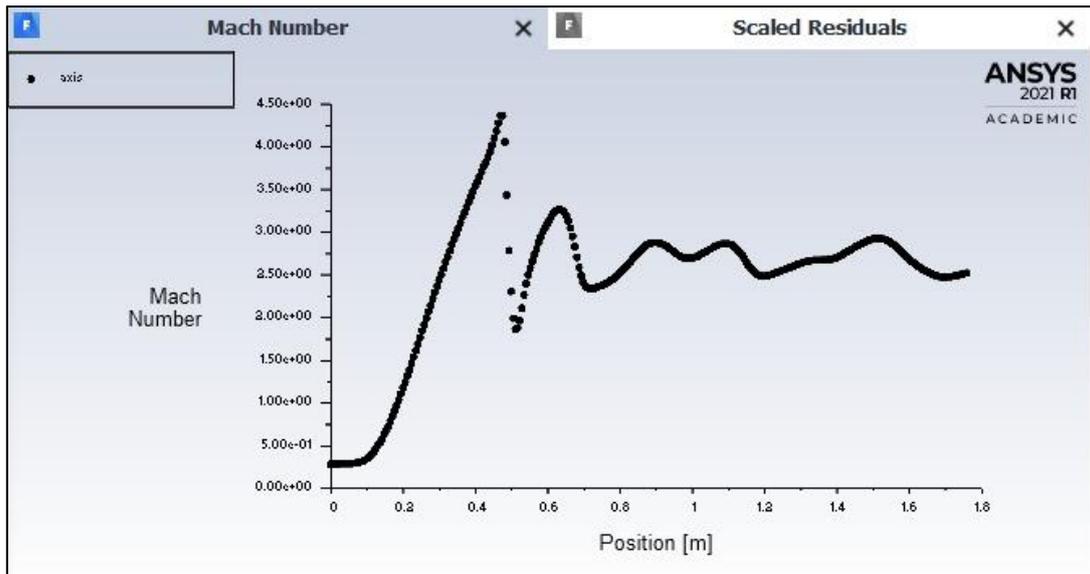


Figura 18. Número de Mach a lo largo del sistema. Fuente: Autores

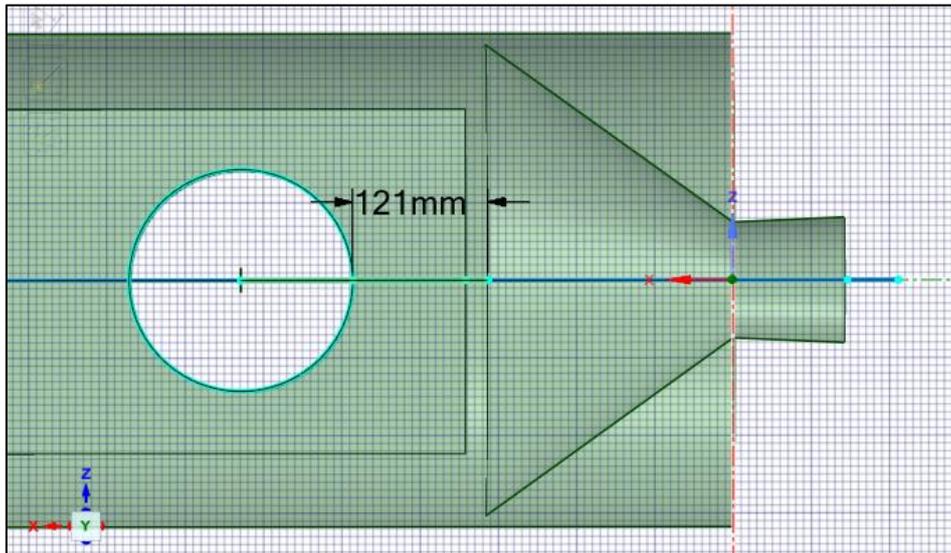


Figura 19. Ubicación de la ventana con respecto a la salida de la tobera. Fuente: Autores

Dentro del diseño de la sección de prueba, uno de los elementos más importantes es la puerta, puesto que esta es la que permite el acceso e instalación de los modelos de prueba al interior de este compartimiento, además debe ser diseñada de manera que no permita fugas de aire y pérdidas de presión. Esta fue dimensionada con respecto al tamaño de la zona de testeo en un 70%. Las dimensiones de la puerta están mostradas en la tabla 32.

Aspecto	Distancia (m)
Altura	0,3111
Longitud	1,1246

Tabla 32. Dimensiones de la puerta de la sección de prueba. Fuente: Autores

# Capítulo 7

## Conclusiones y Recomendaciones

### 7.1 Conclusiones

- Por medio del capítulo 5 y 6, se da cumplimiento al objetivo general, al diseñar de manera conceptual y preliminar la sección de prueba de un túnel de viento supersónico.
- El primer objetivo específico fue logrado en el capítulo 5, al realizar el diseño de la sección de interés, en donde se proponen las dimensiones y materiales a implementar durante su futura construcción.
- El segundo objetivo específico requirió de las ecuaciones del capítulo 4 y los parámetros de diseño del capítulo 5 para así obtener una simulación fluidodinámica del modelo bidimensional de la sección de prueba presentada en el capítulo 6.
- Para dar cumplimiento al tercer objetivo específico se tomaron los materiales sugeridos en el capítulo 5, las dimensiones calculadas y las propiedades del fluido al interior de la sección de prueba, lo que permitió la simulación estructural de ventanas y paredes.

### 7.2 Recomendaciones

- De acuerdo al documento de Farahani, a velocidades supersónicas ocurre el fenómeno de zumbido que puede perjudicar la estructura del túnel de viento cuando se incluye el modelo, por ende, se sugiere un análisis que involucre las posibles afectaciones que tiene este fenómeno sobre las paredes, ventanas y modelos del sistema. Este documento presenta las ecuaciones 44, 45, 46 y 47 requeridas para parametrizar el modelo, de acuerdo a las dimensiones de la sección de prueba.
- Se sugiere un análisis detallado del *Dump Tank*, en donde se evidencien las máximas deformaciones, el tipo de material más apropiado para esta estructura, el comportamiento del fluido antes y después del encendido del túnel de choque, y su respectivo acoplamiento con la sección de prueba.

Página dejada en blanco intencionalmente.

# Referencias

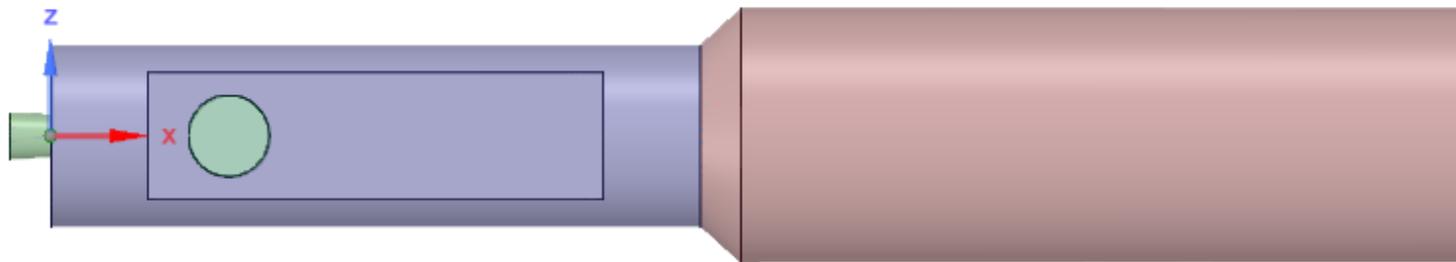
- [1] J. D. Anderson, Jr, "A History of Aerodynamics," *A Hist. Aerodyn.*, 1997, doi: 10.1017/cbo9780511607158.
- [2] UNAL, "Desarrollan primer túnel del viento en Colombia," Bogota, 2011.
- [3] A. Arango and J. M. Yepes, "Diseño, Construcción y Puesta en Funcionamiento del Túnel de Viento Subsónico de Circuito Abierto de la Universidad Nacional de Colombia Sede Bogotá con Implementación de Sistemas de Toma de Datos de Aire y Visualización de Flujo," 2014.
- [4] C. Isidore, "United planea vuelos supersónicos para 2029," *CNN*, 2021, [Online]. Available: <https://cnnespanol.cnn.com/2021/06/04/united-vuelos-supersonicos-2029-trax/>.
- [5] R. Hernández, C. Fernández, and P. Baptista, *Metodología de la Investigación*, Sexta. México D. F.: McGraw Hill Education, 2014.
- [6] J. E. Marquina, R. Ridaura, J. L. Álvarez, V. Marquina, and R. Gómez, "Philosophiae naturalis principia mathematica: Consideraciones en torno a su estructura matemática," *Rev. Mex. Fis.*, vol. 42, no. 6, pp. 1051–1059, 1996.
- [7] B. (NASA) Allen, "Max M. Munk," 2017. <https://www.nasa.gov/langley/hall-of-honor/max-m-munk>.
- [8] C. Aracil, A. Luque, and F. Perdigones, "CAD. Diseño asistido por CAD. Diseño asistido por ordenador." [Online]. Available: <http://www.dinel.us.es/util/bajar.php?file=eJwzt8kuq5jzuzfQrb195WclFbQ9PbZPgKywMmk4smwGxBar7&x=101&y=8&r=0>.
- [9] G. BEN-DOR, O. IGRA, and T. O. V ELPERIN, Eds., *Handbook of Shock Waves*. Burlington: Academic Press, 2001.
- [10] F. Zhang, *Shock wave science and technology reference library*, vol. c. 2012.
- [11] J. D. Anderson, Jr, *Fundamentals of Aerodynamics*, vol. 48, no. 12. 1991.
- [12] F. Harms and M. Schatzmann, *W Ind T Unnels : a Erodynamic*, . .
- [13] A. Pope and K. Goin, *High-Speed Wind Tunnel Testing*. John Wiley & Sons, Inc., 1965.
- [14] A. Muñoz-Mejías and M. Álvarez-Valenzuela, "Diseño y Análisis Computacional Para Túnel De Viento De Baja Velocidad," 2012.
- [15] Z. Driss, *Wind Tunnels: Uses And Developments*. Nova Science Publishers, Inc., 2019.
- [16] N. A. Ahmed, *Wind Tunnel Designs and Their Diverse Engineering*. .
- [17] Y. Maruta and O. Mochizuki, *Introduction of Fluid Sound Engineering*. Tokyo, 1996.
- [18] L. Cattafesta, C. Bahr, and J. Mathew, "Fundamentals of Wind-Tunnel Design," in *Encyclopedia of Aerospace Engineering*, American Cancer Society, 2010.
- [19] I. T. de A. Tópicos, "01 Hiper Exp (TE 246) 2013 (1a aula)," 2013.
- [20] NASA, "Closed Return Wind Tunnel," 2021. .
- [21] O. Almeida, F. Miranda, O. Neto, and F. Saad, "Low Subsonic Wind Tunnel – Design and Construction," *J. Aerosp. Technol. Manag.*, vol. 10, 2018, doi: 10.5028/jatm.v10.716.
- [22] Q. González, E. Urcuhuaranga, and B. Chiroque, "Diseño aerodinámico de un túnel de viento de bajas velocidades," *Rev. Investig. Física*, vol. 17, no. 01, pp. 1–12, 2014, doi: 10.15381/rif.v17i01.8664.
- [23] N. C. Y. Koo, "Design of wind tunnel (fluid flow analysis)," 2012.
- [24] N. P. on T. E. Learning, "Continuous wind Tunnel (Closed circuit type)." <https://nptel.ac.in/content/storage2/courses/101103004/module8/lec2/2.html>.
- [25] J. Martos, S. Pachón, B. Lima, and P. Toro, "INVESTIGACIÓN EXPERIMENTAL DEL VEHÍCULO AEROSPACIAL BRASILEIRO 14-X B," no. November, 2016.
- [26] "Creadores de Viento I." <https://greatbustardsflight.blogspot.com/2016/07/creadores-de-viento-i.html>.
- [27] M. Farahani, A. Daliri, and J. S. Younsi, "Supersonic inlet buzz detection using pressure measurement on wind tunnel wall," *Aerosp. Sci. Technol.*, vol. 86, pp. 782–793, 2019, doi: 10.1016/j.ast.2019.02.002.
- [28] G. Cammi, A. Spinelli, F. Cozzi, and A. Guardone, "Automatic detection of oblique shocks and simple waves in schlieren images of two-dimensional supersonic steady flows," *Meas. J. Int. Meas. Confed.*, vol. 168, p. 108260, 2021, doi: 10.1016/j.measurement.2020.108260.
- [29] A. González and G. Hastamorir, "Diseño y construcción del sistema de visualización schlieren para el túnel aerodinámico de la institución universitaria los libertadores.," p. 86, 2015.
- [30] R. Bonilla, "DISEÑO Y CONSTRUCCIÓN DE FLUIDOS DE ALTA VELOCIDAD SCHLIEREN TIPO-Z," 2018.
- [31] A. Toepler, *Beobachtungen nach einer neuen optischen Methode. Ein Beitrag zur Experimental-Physik*. 1906.
- [32] A. Martínez, "Estudio y caracterización de un sistema de velocimetría óptica para hacer mediciones de temperatura y velocidad.," 2014.
- [33] C. Alvarez, "MEDICIÓN DE TEMPERATURA Y ANÁLISIS EN FLUJOS DE FLUIDO TRANSPARENTES UTILIZANDO LA TÉCNICA DE SCHLIEREN," 2009, [Online]. Available: <https://cio.repositorioinstitucional.mx/jspui/bitstream/1002/799/1/13339.pdf>.

- [34] D. García, J. Recolons, F. Dios, and A. Comeron, "CALCULO TEÓRICO DE LA RELACIÓN SEÑAL A RUIDO EN FUNCIÓN DEL TAMAÑO DE LA APERTURA RECEPTORA DE UN ANEMÓMETRO LÁSER DOPPLER (LDA)," [Online]. Available: <https://upcommons.upc.edu/bitstream/handle/2117/7678/ursio270.pdf?sequence=1>.
- [35] D. García, V. Dios, A. Rodríguez-Gomez, A. Comeron, F. Rocabosch, and C. Muñoz, "Anemómetro laser doppler para la medida de dos componentes de velocidad para aplicaciones hidrodinámicas (2d-lda)," *Simp. Nac. la Unión Científica Int. Radio*, no. 1, 2016.
- [36] S. Ristic, "Laser Doppler Anemometry and its Application in Wind Tunnel Tests," *Sci. Tech. Rev.*, vol. 08, no. 3, pp. 9–11, 2007.
- [37] M. Renom, "Anemometria," 2011. [http://meteo.fisica.edu.uy/Materias/PBMA/PBMA\\_teotico/Bolilla5-Anemometria.pdf](http://meteo.fisica.edu.uy/Materias/PBMA/PBMA_teotico/Bolilla5-Anemometria.pdf).
- [38] R. Klopfenstein Jr, "Air velocity and flow measurement using a Pitot tube," *ISA Trans.*, vol. 37, no. 4, pp. 257–263, 1998, doi: [https://doi.org/10.1016/S0019-0578\(98\)00036-6](https://doi.org/10.1016/S0019-0578(98)00036-6).
- [39] S. Okamoto, *WIND TUNNELS*. Rijeka: InTech, 2011.
- [40] R. Sozzi and M. Favaron, "Sonic anemometry and thermometry: theoretical basis and data-processing software," *Environ. Softw.*, vol. 11, no. 4, pp. 259–270, 1996, doi: [https://doi.org/10.1016/S0266-9838\(96\)00046-9](https://doi.org/10.1016/S0266-9838(96)00046-9).
- [41] M. Hölling, B. Schulte, S. Barth, and J. Peinke, "Sphere anemometer - a faster alternative solution to cup anemometry," *J. Phys. Conf. Ser.*, vol. 75, p. 12064, Jul. 2007, doi: 10.1088/1742-6596/75/1/012064.
- [42] A. Ferri and S. Bogdonoff, "Design and operation of intermittent supersonic wind tunnels," *AGARDograph 1*, 1954, [Online]. Available: <http://www.getcited.org/pub/101182281>.
- [43] Z. S.L., "Extensómetros con bandas extensométricas: clip-on contacto directo." <https://www.interempresas.net/MetalMecanica/FeriaVirtual/Producto-Extensometros-con-bandas-extensometricas-Zwick-Roell-150533.html>.
- [44] (John David) Anderson John D., *Modern compressible flow : with historical perspective*, Third edit. Boston: McGraw-Hill.
- [45] D. K. Johnson, "the Design and Implementation of a Supersonic Indraft Tube Wind Tunnel for the Demonstration of Supersonic Flows," no. June, 2018.
- [46] Universidad Autónoma de Barcelona, "CAPÍTULO 11 Manual de cálculos Planta de producción de ácido fórmico."
- [47] D. Pinto, "PRELIMINARY CHARACTERIZATION OF THE HYPERSONIC FLOW IN THE TEST SECTION OF THE IEAv T3 HYPERSONIC SHOCK TUNNEL," no. 2005, 2011.
- [48] Instituto de Hidrología Meteorología y Estudios Ambientales-IDEAM, "Características Climatológicas De Ciudades Principales Y Municipios Turísticos," *Inst. Hidrol. Meteorol. y Estud. Ambient.*, p. 48, 2018, [Online]. Available: <http://www.ideam.gov.co/documents/21021/418894/Características+de+Ciudades+Principales+y+Municipios+Turísticos.pdf/c3ca90c8-1072-434a-a235-91baee8c73fc%0Ahttp://www.ideam.gov.co/documents/21021/21789/1Sitios+turisticos2.pdf/cd4106e9-d608-4c29-91cc-16bee91>.
- [49] Instituto de Hidrología Meteorología y Estudios Ambientales-IDEAM, "Estudio de la Caracterización Climática de Bogotá y la Cuenca Alta del Río Tunjuelo," 2005.
- [50] F. Cardarelli, *Materials Handbook*, Second., vol. 6, no. 11. London: Springer-Verlag London Limited, 2008.
- [51] R. Lehman, "Introduction to Glass Technology The Mechanical Properties of Glass Specific Strength and Stiffness of Selected Bulk Materials," 2014, [Online]. Available: <http://glassproperties.com/references/MechPropHandouts.pdf>.
- [52] Indusvit, "Vidrio Templado." <http://www.indusvit.com/projects-item/vidrio-templado/>.
- [53] Motorex, "Propiedades y usos de la fibra de vidrio," 2020. <http://www.motorex.com.pe/blog/propiedades-usos-fibra-vidrio/>.

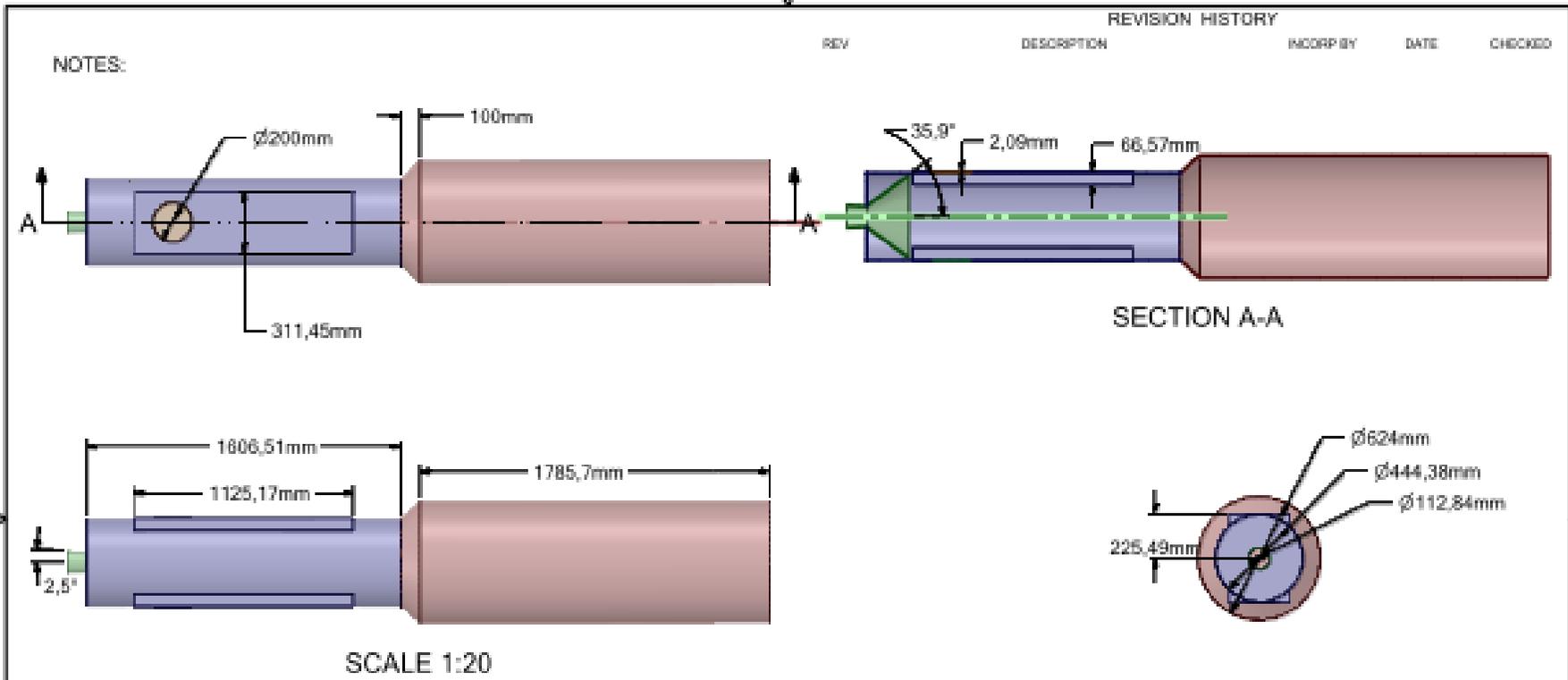
Página dejada en blanco intencionalmente.

## Apéndice A (Plano)

Este apéndice incluye una visión general del diseño de la sección de prueba y la integración del *Dump Tank* para un túnel de choque supersónico.



z



<table border="1"> <tr> <td> </td> <td> </td> <td> </td> <td> </td> </tr> <tr> <td> </td> <td> </td> <td> </td> <td> </td> </tr> </table>										PART OR SUBSTITUTION NO.			SIGNATURE OR DESCRIPTION		
PARTS LIST							TITLE								
INIT	APPROVALS	DATE	INIT	APPROVALS	DATE										
						SIZE	CAGE CODE	DWG NO.	REV						
						B									
APPLICATION						SCALE		SHEET							



# ANEXO A:

High-Speed Wind Tunnel Testing  
Prandtl-Meyer Corner Data,  $\gamma = 1.4$

$V_1$ Deg	Mach Number	$\alpha_m$ Deg	$P/P_t$	$V_1$ Deg	Mach Number	$\alpha_m$ Deg	$P/P_t$
0.0	1.0000	90.00	0.5282	20.0	1.7743	34.31	0.1813
0.5	1.0508	72.10	0.4975	20.5	1.7915	33.93	0.1763
1.0	1.0808	67.70	0.4792	21.0	1.8090	33.54	0.1718
1.5	1.1078	64.50	0.4634	21.5	1.8268	33.19	0.1668
2.0	1.1328	61.96	0.4492	22.0	1.8445	32.83	0.1624
2.5	1.1559	59.89	0.4367	22.5	1.8622	32.48	0.1584
3.0	1.1770	58.17	0.4250	23.0	1.8795	32.15	0.1539
3.5	1.1973	56.68	0.4136	23.5	1.8973	31.82	0.1498
4.0	1.2170	55.29	0.4036	24.0	1.9150	31.49	0.1459
4.5	1.2362	53.99	0.3926	24.5	1.9325	31.16	0.1419
5.0	1.2554	52.77	0.3834	25.0	1.9502	30.85	0.1383
5.5	1.2745	51.66	0.3737	25.5	1.9680	30.54	0.1342
6.0	1.2935	50.63	0.3638	26.0	1.9861	30.23	0.1306
6.5	1.3120	49.66	0.3552	26.5	2.0041	29.93	0.1270
7.0	1.3300	48.75	0.3463	27.0	2.0222	29.64	0.1234
7.5	1.3478	47.90	0.3385	27.5	2.0402	29.35	0.1201
8.0	1.3679	47.11	0.3298	28.0	2.0585	29.06	0.1166
8.5	1.3825	46.33	0.3215	28.5	2.0770	28.78	0.1133
9.0	1.4005	45.57	0.3136	29.0	2.0957	28.49	0.1100
9.5	1.4178	44.58	0.3067	29.5	2.1145	28.23	0.1067
10.0	1.4350	44.18	0.2991	30.0	2.1336	27.97	0.1037
10.5	1.4522	43.52	0.2917	30.5	2.1530	27.68	0.1007
11.0	1.4723	42.99	0.2815	31.0	2.1723	27.41	0.0977
11.5	1.4848	42.30	0.2778	31.5	2.1913	27.16	0.0949
12.0	1.5028	41.72	0.2711	32.0	2.2105	26.90	0.0919
12.5	1.5195	41.15	0.2648	32.5	2.2298	26.65	0.0892
13.0	1.5365	40.60	0.2585	33.0	2.2492	26.40	0.0866
13.5	1.5540	40.05	0.2518	33.5	2.2688	26.15	0.0839
14.0	1.5710	39.53	0.2454	34.0	2.2885	25.91	0.0814
14.5	1.5875	39.04	0.2398	34.5	2.3090	25.66	0.0789
15.0	1.6045	38.54	0.2336	35.0	2.3288	25.43	0.0764
15.5	1.6213	38.08	0.2281	35.5	2.3485	25.21	0.0740
16.0	1.6380	37.63	0.2222	36.0	2.3688	24.99	0.0718
16.5	1.6550	37.17	0.2167	36.5	2.3895	24.77	0.0695
17.0	1.6723	36.73	0.2116	37.0	2.4108	24.53	0.0672
17.5	1.6892	36.30	0.2058	37.5	2.4316	24.29	0.0651
18.0	1.7061	35.88	0.2009	38.0	2.4525	24.07	0.0630
18.5	1.7230	35.48	0.1955	38.5	2.4730	23.86	0.0611
19.0	1.7401	35.08	0.1905	39.0	2.4942	23.64	0.0591
19.5	1.7572	34.69	0.1860	39.5	2.5156	23.43	0.0571

V, Deg	Mach Number	$\alpha_m$ , Deg	P/Pt	V, Deg	Mach Number	$\alpha_m$ , Deg	P/Pt
40.0	2.5372	23.22	0.0553	60.0	3.5937	16.16	0.0115
40.5	2.5590	23.01	0.0534	60.5	3.6270	16.01	0.0110
41.0	2.5810	22.80	0.0516	61.0	3.6610	15.86	0.0105
41.5	2.6028	22.59	0.0499	61.5	3.6948	15.71	0.00998
42.0	2.6254	22.38	0.0482	62.0	3.7288	15.56	0.00951
42.5	2.6484	22.19	0.0466	62.5	3.7632	15.41	0.00907
43.0	2.6716	21.98	0.0448	63.0	3.7980	15.26	0.00866
43.5	2.6948	21.79	0.0433	63.5	3.8332	15.12	0.00825
44.0	2.7179	21.59	0.0418	64.0	3.8690	14.98	0.00786
44.5	2.7412	21.39	0.0403	64.5	3.9052	14.84	0.00748
45.0	2.7643	21.21	0.0389	65.0	3.9414	14.70	0.00712
45.5	2.7879	21.02	0.0375	65.5	3.9788	14.56	0.00678
46.0	2.8120	20.83	0.0362	66.0	4.0164	14.42	0.00644
46.5	2.8361	20.65	0.0349	66.5	4.0548	14.28	0.00612
47.0	2.8610	20.46	0.0336	67.0	4.0940	14.14	0.00581
47.5	2.8855	20.28	0.0323	67.5	4.1338	14.00	0.00552
48.0	2.9105	20.09	0.0311	68.0	4.1738	13.86	0.00524
48.5	2.9360	19.91	0.0300	68.5	4.2135	13.73	0.00497
49.0	2.9616	19.73	0.0288	69.0	4.2543	13.60	0.00472
49.5	2.9873	19.56	0.0278	69.5	4.2960	13.46	0.00447
50.0	3.0131	19.38	0.0267	70.0	4.3385	13.33	0.00423
50.5	3.0393	19.21	0.0257	70.5	4.3820	13.19	0.00401
51.0	3.0660	19.06	0.0247	71.0	4.4215	13.06	0.00389
51.5	3.0925	18.87	0.0237	71.5	4.4704	12.92	0.00359
52.0	3.1193	18.70	0.0228	72.0	4.5158	12.79	0.00339
52.5	3.1463	18.53	0.0219	72.5	4.5620	12.66	0.00320
53.0	3.1717	18.38	0.0210	73.0	4.6086	12.53	0.00302
53.5	3.2015	18.21	0.0202	73.5	4.6558	12.40	0.00285
54.0	3.2293	18.04	0.0194	74.0	4.7031	12.28	0.00269
54.5	3.2576	17.87	0.0186	74.5	4.7505	12.15	0.00254
55.0	3.2865	17.72	0.0178	75.0	4.7979	12.02	0.00240
55.5	3.3158	17.55	0.0171	75.5	4.8504	11.89	0.00226
56.0	3.3451	17.40	0.0164	76.0	4.9032	11.76	0.00212
56.5	3.3747	17.24	0.0157	76.5	4.9557	11.64	0.00199
57.0	3.4055	17.08	0.0150	77.0	5.009	11.52	0.00187
57.5	3.4365	16.92	0.0144	78.0	5.119	11.27	0.00165
58.0	3.4528	16.76	0.0133	79.0	5.232	11.02	0.00145
58.5	3.4985	16.61	0.0131	80.0	5.349	10.78	0.00127
59.0	3.5295	16.46	0.0126	81.0	5.470	10.53	0.00111
59.5	3.5812	16.31	0.0120	82.0	5.595	10.29	0.000970