

---

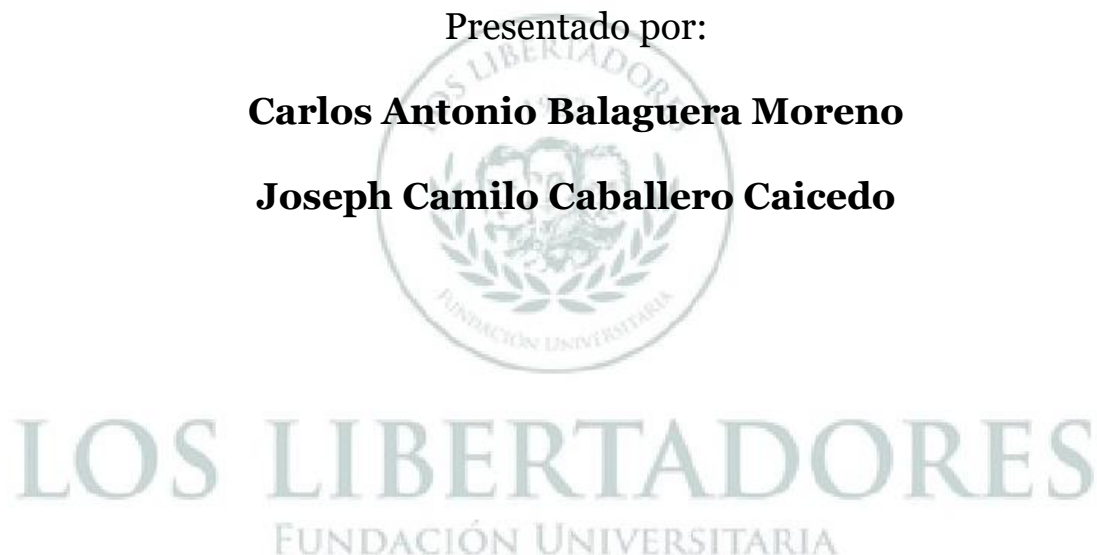
# **Diseño conceptual de un mecanismo para el montaje objetos de estudio en la sección de prueba de un túnel de choque supersónico.**

---

Presentado por:

**Carlos Antonio Balaguera Moreno**

**Joseph Camilo Caballero Caicedo**



**FUNDACION UNIVERSITARIA LOS LIBERTADORES**

Facultad de Ingeniería y Ciencias Básicas

Programa de Ingeniería Aeronáutica

Bogotá D.C, Colombia

2022

Página dejada en blanco intencionalmente

---

# **Diseño conceptual de un mecanismo para el montaje objetos de estudio en la sección de prueba de un túnel de choque supersónico**

---

Presentado por:

**Carlos Antonio Balaguera Moreno**

**Joseph Camilo Caballero Caicedo**

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

Dirigida por:

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

Codirector

**Iván Felipe Rodríguez Barón M.Sc.**

Presentada a:

Fundación Universitaria Los Libertadores

Programa de Ingeniería Aeronáutica

Bogotá D.C, Colombia

2022

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, febrero 2022.

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

*“Gracias a la ayuda primeramente de Dios y a Nuestros padres que estuvieron a nuestro lado todo este tiempo animándonos y apoyándonos incondicionalmente, quienes nos dieron las capacidades y recursos para que a pesar de las adversidades lográramos concluir con este proyecto. a Nuestros tutores Iván Felipe Rodríguez Barón y Jaime Enrique Orduy Rodríguez quienes con sus conocimientos y apoyo guio a través de cada una de las etapas de este proyecto para alcanzar los resultados que obtuvimos.*

*queremos agradecer a la Fundación Universitaria Los Libertadores por brindarnos todos los recursos y herramientas que fueron necesarios para llevar a cabo el proceso de investigación. Por último, queremos agradecer a todos nuestros compañeros y amigos personales casi familia, por el apoyo aun cuando los ánimos decaían. por ello queremos manifestar que son en gran parte los promotores de nuestro gran sueño de obtener el título de Ingeniero Aeronáutico, egresado de Los Libertadores.*

*También queremos agradecer al semillero de investigación AERSYS por brindarnos apoyo y consejos para culminar el proyecto que nació de allí.*

Carlos Antonio Balaguera Moreno  
Joseph Camilo Caballero Caicedo

Página dejada en blanco intencionalmente

# Tabla de contenido

Índice de Figuras .....	
Índice de Tablas.....	
Índice de Ecuaciones .....	
Glosario .....	
Resumen .....	
Abstract.....	
Introducción .....	20
Planteamiento del problema .....	22
Objetivos.....	24
<b>Objetivo General</b> .....	24
<b>Objetivos Específicos</b> .....	24
Justificación.....	25
Metodología.....	26
Capítulo 1.....	28
Marco Referencial .....	28
<b>1.1 Marco Histórico</b> .....	28
<b>1.1.1 Historia de la Aerodinámica</b> .....	28
<b>1.1.2 Historia del túnel de viento</b> .....	35
<b>1.1.3 Mecanismos para el montaje de objetos de estudio</b> .....	41
<b>1.2 Marco Teórico</b> .....	43
<b>1.2.1 Regímenes del comportamiento del aire</b> .....	44
<b>1.2.2 Principios físicos</b> .....	44
<b>1.2.3 Velocidad del sonido y numero de mach</b> .....	46
<b>1.3 Régimen Supersónico</b> .....	49
<b>1.3.2. Onda de choque (Flujo unidimensional)</b> .....	49
<b>1.3.3. Tobera convergente-divergente</b> .....	50
<b>1.4 Teoría de análisis estructural del mecanismo para el montaje de objetos de estudio</b> .....	51
<b>1.4.1 Modelado matemático y software</b> .....	52
Capítulo 2 .....	55
Definición de requisitos funcionales .....	55
<b>2.1 Necesidades y requisitos funcionales.</b> .....	55
<b>2.1.1 Análisis de onda de choque normal</b> .....	56
Capítulo 3 .....	61
Exploración de posibles soluciones y selección del mecanismo .....	61
Capítulo 4 .....	65
Análisis y selección de materiales .....	65
<b>4.1 Análisis de materiales de manufactura</b> .....	65
<b>4.2 Selección de materiales para el mecanismo</b> .....	66

Capítulo 5.....	70
Diseño conceptual y representación CAD .....	70
Capítulo 6 .....	73
Análisis estructural.....	73
Conclusiones.....	81
Apéndice A.....	86
Anexo A.....	86
Anexo B.....	87
Anexo C.....	89

# Índice de Figuras

Figura 1. primer vuelo de un objeto más pesado que el aire documentado en los estados unidos por los hermanos Wright en diciembre 17 de 1903 .....	29
Figura 2. Bocetos de leonardo Da Vinci tomados del codex atlantics .....	30
Figura 3. Primer viaje aereo logrado en noviembre de 1783 .....	31
Figura 4. El disco de plata en el que Cayley grabó su concepto para un avión de ala fija, el primero en la historia, en 1799. El reverso del disco muestra la fuerza aerodinámica resultante sobre el ala resuelta en sustentación y arrastre (componentes). lo que indica la plena comprensión de Cayley de la función de un ala fija. El disco está actualmente en el museo de ciencias en Londres .....	32
Figura 5. El primer avión de configuración moderna de la historia: el modelo de planeador de cayley, 1804.....	32
Figura 6. Comparación de un cilindro viajando a en régimen subsónico y supersónico .....	33
Figura 7. Comparación de un túnel de viento de flujo abierto y cerrado .....	36
Figura 8. Foto de un perfil aerodinámico tipo NACA en el túnel de viento de la Fundación Universitaria Los Libertadores .....	37
Figura 9. Esquema túnel de viento de circuito abierto .....	37
Figura 10. Túnel de viento (circuito abierto) de la Fundación Universitaria Los Libertadores .....	38
Figura 11. Esquema túnel de viento subsónico circuito cerrado .....	38
Figura 12. túnel de viento de la FAC en EMAVI (Circuito cerrado) .....	39
Figura 13. Esquema de un túnel de viento supersónico con posible sistema de purga .....	40
Figura 14. Esquema del túnel de viento supersónico.....	41
Figura 15. Esquema conceptual de la sección de prueba de un túnel de viento supersónico .....	42
Figura 16. Modelo VHA 14-XB puesto a 84mm de la tobera en la sección de pruebas .....	42
Figura 17. Ensamblaje del mecanismo para el modelo de cuñas .....	43
Figura 18. Cambio de fase en régimen transónico de un perfil .....	44
Figura 19. Volumen de control en flujo unidimensional .....	45
Figura 20. Onda de sonido esquematizada .....	47
Figura 21. Propagación de onda (a) subsónico (b) supersónico .....	48
Figura 22. Onda de choque Normal.....	49
Figura 23. Descripción del comportamiento del fluido en una tobera .....	51
Figura 24. Funcionamiento general del tubo de choque .....	56
Figura 25. Diagrama de movimiento de un piston .....	60
Figura 26. Mecanismo de transmision con poleas .....	60
Figura 27. Mecanismo piñon cremallera .....	61
Figura 28. Soporte y modelo tunel T3.....	61
Figura 29. Materiales de Ingenieria.....	64
Figura 30. Prototipo final del mecanismo para el montaje de objetos de estudio .....	69
Figura 31. Rieles y tornillo sin fin del mecanismo para movimientos horizontales .....	70
Figura 32. Interior del cabezal del mecanismo .....	70
Figura 33. Diagrama de movimiento de un pistón .....	72
Figura 34. Mallado de la pieza .....	73
Figura 35. Presión aplicada y mecanismo fijo del sistema .....	73

# Índice de Tablas

<i>Tabla 1. Tabla de comparacion en regimen de flujo .....</i>	<i>36</i>
<i>Tabla 2. Requisitos: Funcionales, Operacionales, Restricciones .....</i>	<i>56</i>
<i>Tabla 3. Propiedades del flujo en la seccion de prueba .....</i>	<i>58</i>
<i>Tabla 4. Calculo de onda de choque normal.....</i>	<i>58</i>
<i>Tabla 5. Propiedades obtenidas con el software ANSYS para acero estructural y aleación de aluminio ...</i>	<i>67</i>
<i>Tabla 6. Resultados obtenidos con el software ANSYS para acero estructural y aleación de aluminio .....</i>	<i>78</i>
<i>Tabla 7. Puntuaciones y comparación de cada material.....</i>	<i>79</i>

# Índice de Ecuaciones

<i>Ecuación 1. Conservación de la masa .....</i>	<i>46</i>
<i>Ecuación 2. Conservación del momento .....</i>	<i>46</i>
<i>Ecuación 3. Conservación de la energía .....</i>	<i>46</i>
<i>Ecuación 4. Gas ideal.....</i>	<i>47</i>
<i>Ecuación 5. Velocidad del sonido a nivel del mar .....</i>	<i>47</i>
<i>Ecuación 6. Número de Mach.....</i>	<i>48</i>
<i>Ecuación 7. Temperatura total o de estancamiento .....</i>	<i>49</i>
<i>Ecuación 8. Presión total o de estancamiento.....</i>	<i>50</i>
<i>Ecuación 9. Densidad total o de estancamiento.....</i>	<i>50</i>
<i>Ecuación 10. Relacion de Areas .....</i>	<i>50</i>
<i>Ecuación 11. Relacion de Area Critica .....</i>	<i>50</i>
<i>Ecuación 12. Matriz global o general para un analisis estructural estatico.....</i>	<i>52</i>

# Abreviaturas

<b>A</b>	Área
<b>A*</b>	Área de la garganta de la tobera
<b>a</b>	Velocidad del sonido
<b>FEM:</b>	Acrónimo de Finite Elements Method.
<b>FEA:</b>	Acrónimo de Finite Elements Analysis.
<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>E</b>	Módulo de Elasticidad
<b>e</b>	Energía interna por unidad de masa
<b>h</b>	Entalpia
<b>in</b>	Pulgadas
<b>M</b>	Mach
<b>M<sub>n</sub></b>	Componente normal del número de Mach
<b>NACA</b>	National Advisory Committe for Aeronautics
<b>p</b>	Presión
<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>S</b>	Esfuerzo permisible del material
<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>FAA</b>	Federal Aviation Administration
<b>FAR</b>	Federal Aviation Regulation



# Glosario

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

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

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

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

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

**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.

**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 ( $M > 5$ )

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

**mecanismo para el montaje de objetos de estudio:** estructura sujeta al suelo la cual está enfrentada a un flujo ubicado en una sección de prueba.

# **Diseño conceptual de un mecanismo para el montaje objetos de estudio en la sección de prueba de un túnel de choque supersónico**

## **Resumen**

En el presente proyecto se presenta el diseño conceptual de un mecanismo para el montaje de objetos de estudio en la sección de prueba de un túnel de choque, en desarrollo por la Fundación Universitaria Los Libertadores para el proyecto mayor, sobre el primer tubo de choque llevado a cabo en Colombia. Gracias a las pruebas controladas que se pueden realizar con una herramienta como un túnel de viento supersónico se podrían estudiar fenómenos aerodinámicos extremos que ayudarían en gran manera al nuevo conocimiento.

En el documento se presentará el diseño conceptual mencionado anteriormente organizado de la siguiente manera: la introducción sobre los túneles de viento, como son y han sido a través de la historia una herramienta muy útil en el estudio de la aerodinámica existente; Se desarrolló el planteamiento del problema, teniendo en cuenta una debida investigación sobre el estudio de la aerodinámica en Colombia y como desde el presente documento se desea generar un gran progreso ingenieril; la metodología planteada para llevar a cabo el diseño del mecanismo anteriormente mencionado tuvo en cuenta anteriores trabajos y los objetivos planteados. Para el capítulo 1, se desarrolló un marco referencial de donde se estudiaron todos los conceptos previos. Para luego, por medio de la metodología propuesta llevar a cabo una investigación desarrollada en los siguientes capítulos: Capítulo 2. Definición de requisitos funcionales; Capítulo 3. Exploración de posibles soluciones y selección del mecanismo; Capítulo 4. Análisis y selección de materiales; Capítulo 5. Diseño conceptual y representación CAD; Capítulo 6. Análisis estructural.

**Palabras Claves:** instalaciones de prueba aerodinámicas en tierra, aerodinámica supersónica, túnel de choque supersónico, Mecanismo de montaje de objeto de estudio.

# **Conceptual design of a mechanism for mounting study objects in the test section of a supersonic shock tunnel.**

## **Abstract**

This project presents the conceptual design of a mechanism for assembling study objects in the test section of a shock tunnel, under development by the Los Libertadores University Foundation for the major project, on the first shock tube carried out in Colombia. Thanks to the controlled tests that can be carried out with a tool such as a supersonic wind tunnel, extreme aerodynamic phenomena could be studied that would greatly help new knowledge.

The document will present the aforementioned conceptual design, organized as follows: the introduction to wind tunnels, how they are and have been throughout history a very useful tool in the study of existing aerodynamics; The approach to the problem was developed, taking into account a proper investigation on the study of aerodynamics in Colombia and how from this document it is desired to generate great engineering progress; The methodology proposed to carry out the design of the aforementioned mechanism took into account previous works and the objectives set. For chapter 1, a referential framework was developed from which all the previous concepts were studied. Then, through the proposed methodology, carry out an investigation developed in the following chapters: Chapter 2. Definition of functional requirements; Chapter 3. Exploration of possible solutions and selection of the mechanism; Chapter 4. Analysis and selection of materials; Chapter 5. Conceptual design and CAD representation; Chapter 6. Structural analysis.

**Key Words:** ground aerodynamic test facilities, supersonic aerodynamics, supersonic crash tunnel, Study Object Mounting Mechanism.

# Introducción

En el campo de la aerodinámica, incluso desde los primeros vuelos del ser humano en el siglo XX, siempre se ha tenido una necesidad de innovar para el desarrollo de nuevas tecnologías, proponiendo diseños novedosos de todo tipo de equipos y nuevas técnicas para la industria aeronáutica en cuanto a manufactura y operación. Todo esto gracias a la ciencia y estudios realizados desde los primeros pasos de la aviación y la aerodinámica, en la tarea de comprender los fenómenos físicos que afectan los fluidos y el contacto de estos con cualquier material u objeto. Es aquí donde entra en juego la parte de la experimentación, siendo esta fundamental para cualquier descubrimiento y validación de cualquier teoría. [1]

En la aerodinámica, el túnel de viento ha sido la principal herramienta para experimentar y tener una idea de cómo adaptar los diseños a las diferentes fuerzas presentes en el contacto con un fluido y las reacciones de este en los diferentes regímenes del aire. [2]

A lo largo de la historia se han creado diversos túneles de viento para estos estudios, siendo el túnel subsónico el más utilizado, junto a sus diversos tipos, esto debido a que el régimen subsónico representa una velocidad del flujo mucho más segura y “estable” que otros regímenes. Sin embargo, si se piensa ya más a futuro, la aerodinámica supersónica es la base de una nueva época de tecnología aeronáutica, ya que esta va de la mano con los viajes espaciales, trayectos más cortos por medio de aeronaves supersónicas (como es el caso planeado de United Airlines para 2029). Es por esto que en este siglo XXI, se está viendo la necesidad de una optimización en cuanto a la experimentación supersónica, pues esta conlleva grandes gastos en estudios, equipos y materiales, además de que se presentan más riesgos operacionales al llevar un objeto a esta velocidad. [3][2]

Con estas problemáticas, se introduce el concepto de túnel de choque de bajo costo, un túnel pensado en ser estructurado con materiales que se puedan encontrar fácilmente, y que a su vez mantenga los estándares de seguridad a la hora de la experimentación. Partiendo de que existen muy pocos túneles de choque en Latinoamérica y por ende una escasez de proyectos que involucren el

régimen supersónico, siendo prácticamente nuevos en este tipo de estudios, como es el caso de Colombia, el cual se encuentra en nivel de desarrollo tecnológico de TRL 1, siendo el nivel más bajo de investigación científica sin ninguna aplicación comercial en cuanto a instalaciones de prueba en tierra para velocidades supersónicas. [1][4]

Es por esto, que se plantea el desarrollo del diseño conceptual y preliminar de un túnel de choque supersónico de bajo costo, dividiendo este proyecto en las diferentes secciones del túnel de choque, siendo en este caso el diseño de un mecanismo para el montaje de objetos de estudio para el primer túnel de choque del país.

# Planteamiento del problema

El flujo supersónico ha sido por décadas una de las zonas de los regímenes del aire donde se genera mayor inestabilidad de la aerodinámica estudiada, la velocidad del flujo genera ondas de choque al superar la barrera trans-sónica y contactar con algún tipo de superficie, generando diversos tipos de onda de choque dependiendo de la forma de este, además de cambiar las propiedades del fluido [5].

En Colombia el estudio de la aerodinámica supersónica de forma teórica, computacional y experimental corresponde al nivel más bajo en cuanto al nivel de maduración tecnológica, por ende, en esta fase de desarrollo no existe todavía ningún grado de aplicación comercial. Según el Anexo 1. *Technology Readiness Levels* (TRL) del Departamento Administrativo de Ciencia, Tecnología e Innovaciones - Colciencias, para realizar pruebas a altas velocidades (velocidades supersónicas) el desarrollo tecnológico en el país se encuentra en un TRL 1 [4].

Para el caso de estudios experimentales de sistemas de vehículos de vuelo supersónico, son utilizados túneles de choque supersónico, en los cuales se debe tener en cuenta diferentes dispositivos para su funcionamiento, como lo son el tubo de choque, la tobera convergente divergente y sección de prueba, esta última acompañada por el sistema de adquisición de datos, sistema de visualización de fluidos de alta velocidad y el Mecanismo para el montaje de objetos de estudio, para establecer un diseño base del cual pueda surgir un ensamble y posteriormente un prototipo.

Para el caso del Mecanismo para el montaje de objetos de estudio se debe considerar la falta de información acerca de estos, por tanto, es necesario aplicar conceptos de mecanismos, materiales, estructuras y aerodinámica para estipular su diseño.

De acuerdo con lo anterior, se plantea la siguiente pregunta: ¿Cómo debería ser el diseño conceptual de un mecanismo para el montaje de objetos de estudio para ser implementado en un túnel de choque de operación nacional?

# Objetivos

## Objetivo General

Diseñar un mecanismo para el montaje de objetos de estudio para ser implementado en un túnel de choque supersónico de operación entre 1.5 y 4.5 Mach.

## Objetivos Específicos

- Establecer los requisitos funcionales del mecanismo de montaje para ser implementado en la sección de prueba de un túnel de choque supersónico.
- Proponer un mecanismo de montaje para manipular la posición de objetos de estudio en al menos dos grados de libertad dentro de la sección de prueba de un túnel de choque supersónico.
- Realizar un análisis de materiales disponibles comercialmente para la selección e implementación del mismos en el mecanismo de montaje
- Realizar el análisis aerodinámico del mecanismo para determinar el comportamiento aero - termodinámico y su influencia en el mecanismo.
- Realizar el análisis estructural del mecanismo de montaje por medio de software de simulación.



## Justificación

La siguiente investigación está dirigida al diseño conceptual de un mecanismo para montaje de objetos de estudio, para ser implementado en la sección de prueba de un túnel de choque supersónico, el cual se encuentra en desarrollo desde el año 2019 en el proyecto “Diseño conceptual de un túnel de choque supersónico de bajo costo” por parte de la Fundación Universitaria los Libertadores para el desarrollo de nueva tecnología que beneficie al país, siendo este una herramienta académica para aportar nuevos conocimientos a la teoría ya existente sobre aerodinámica supersónica, además de proponer diseños y opciones nuevas para el mercado en cuanto a objetos que puedan sobrepasar la barrera del sonido como material balístico y aeronaves.

Este diseño puede aportar en la maduración tecnológica del área de vehículos de alta velocidad en Colombia, ampliando el acceso a ciertas capacidades de estudio y experimentación que solo tienen los países más avanzados en el campo de la aviación supersónica como lo son Brasil, Estados Unidos, entre otros. De esta forma, es posible generar interés por parte de la academia, la industria y el estado, necesarios dentro del modelo de la triple hélice para el desarrollo de un país.

En este punto, el mecanismo para montaje de objetos será una parte clave para estudiar las muestras que se quieran poner en el túnel de choque, pues como su nombre lo indica debe cumplir la función de sujetar el objeto de estudio, soportando las fuerzas generadas por flujo aerodinámico, manteniendo la muestra estática y permitiendo variar la posición de esta de ser requerido para alguna prueba específica, mediante su mecanismo basado en un pistón y tornillos sin fin

# Metodología

Este Trabajo de Grado se desarrolló por medio de una investigación descriptiva y correlacional, según Sampieri R.H. (2014), puesto que se están describiendo todos los fenómenos aerodinámicos presentes en el flujo supersónico como lo son: ondas de choque, Aero termodinámica, flujo compresible, entre otros. así como las características necesarias para desarrollar en diseño conceptual (geometría, condiciones de operación, análisis estructural, fuerzas, mecanismos internos, materiales).

También correlacional debido a que se deben comparar datos de la teoría con los datos que se obtienen del análisis aerodinámico para verificar la validez de los datos, comprobando el estado del diseño y las condiciones de operación. De la misma forma se comparan datos del mecanismo para montaje de objetos diseñado con otros ya existentes, y de igual forma datos entre dos materiales diferentes por medio de un software de simulación, con el fin de tener una mayor certeza en cuanto a los resultados obtenidos. [6]

Página dejada en blanco intencionalmente

# Capítulo 1

## Marco Referencial

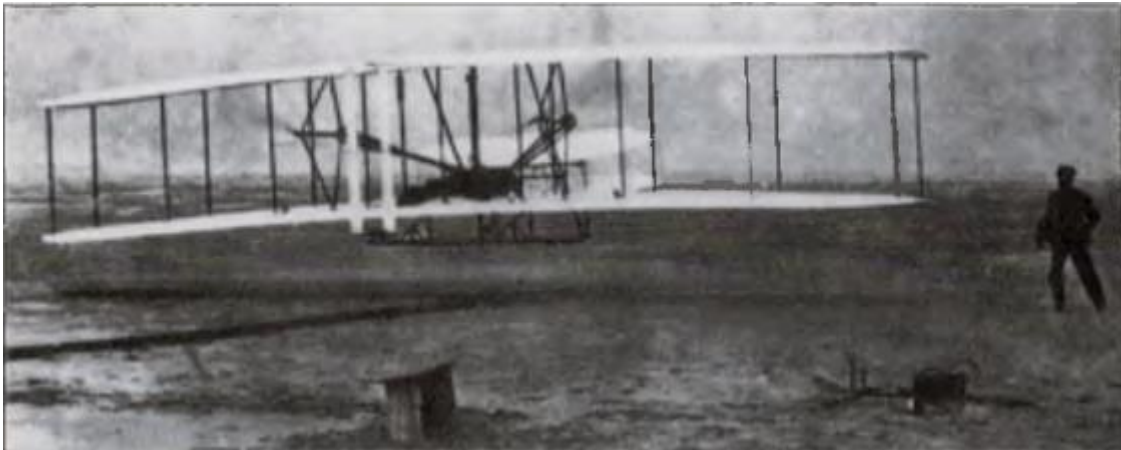
En este capítulo se describe la fundamentación teórica indispensable para la comprensión del presente proyecto, se incluyen los conceptos principales y las ecuaciones desarrolladas para la obtención de los resultados, además de mencionar el contexto de las empresas u otros organismos que puedan llegar a estar interesados en la fabricación del presente estudio, con el fin de desarrollar un túnel de viento supersónico de bajo costo en pro de avances tecnológicos para la industria aérea en Colombia.

### 1.1 Marco Histórico

#### 1.1.1 Historia de la Aerodinámica

El volar en máquinas como los aviones y helicópteros en nuestra actualidad se ha convertido en un simple servicio el cual ofrecen las aerolíneas ya sea tipo de transporte o carga para nuestra facilidad. Pero a la hora de detenernos a pensar realmente en estos aparatos volantes resultara informativo considerar que son realmente obras de arte de la ingeniería o milagros modernos en los que se aplican y combinan de manera útil muchas leyes fundamentales de la naturaleza para producir y hacer más eficientes estas máquinas voladoras.

Desde el principio gracias a las grandes mentes precursores de la aeronáutica como Orville y Wilbur Wright o también como el sr Alberto Santos Dumond quienes establecieron los vuelos con máquinas voladoras más pesadas que el aire para poder llegar a la idea de volar en el mismo hábitat por el cual las aves se mueven ha sido un deseo tan intenso que se puede ver incluso expresado tan así en la historia mitológica de Icaro y Dédalo los cuales en su intento de surcar los cielos los llevo al diseño de alas las cuales pegaron con cera las cuales luego de volar muy alto el sol derretió para un suceso final abrumador en el mar [5].



*Figura 2. primer vuelo de un objeto más pesado que el aire documentado en los estados unidos por los hermanos Wright en diciembre 17 de 1903 [7]*

Gracias a dicha necesidad de los humanos por el vuelo, en la antigüedad, muchas personas medievales intentaron sin ninguna clase de éxito el simular las aves como intentos para volar. Gracias al estudio intensivo de las leyes fundamentales de la naturaleza en especial durante el último siglo y en especial las que involucran la ciencia de la aerodinámica. Un avión que que vuela sobre nuestras cabezas tipifica las leyes de la aerodinámica en acción, y a menudo olvidamos que hace solo dos siglos estas leyes eran tan poco conocidas o tan mal entendidas que nadie las conocía [5].

Aristóteles sugirió que existía una fuerza de aplicación constante que permite que un cuerpo se mantenga en movimiento a través del aire y que este a su vez causa que el cuerpo encuentre una resistencia en su trayectoria. Desde del gran filósofo pasando por grandes genios de la neumática como Arquímedes, incluso el genio da Vinci fueron precursores muy importantes en el desarrollo de la aerodinámica y los fluidos ya que este último en sus estudios del movimiento con agua llego a una afirmación imprescindible que más adelante se llamaría Ley de continuidad: “Cada movimiento de agua de igual ancho superficial correrá más velozmente a menor profundidad” y llego también a dar una gran idea de la aerodinámica con sus experimentos con placas planas enfrentadas al flujo como se puede ver en la siguiente Figura:

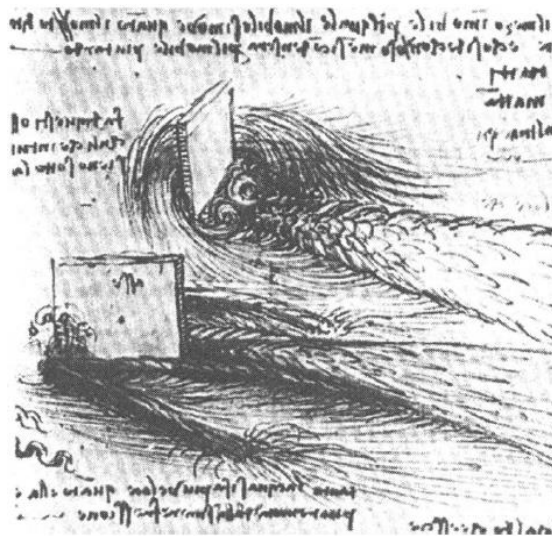


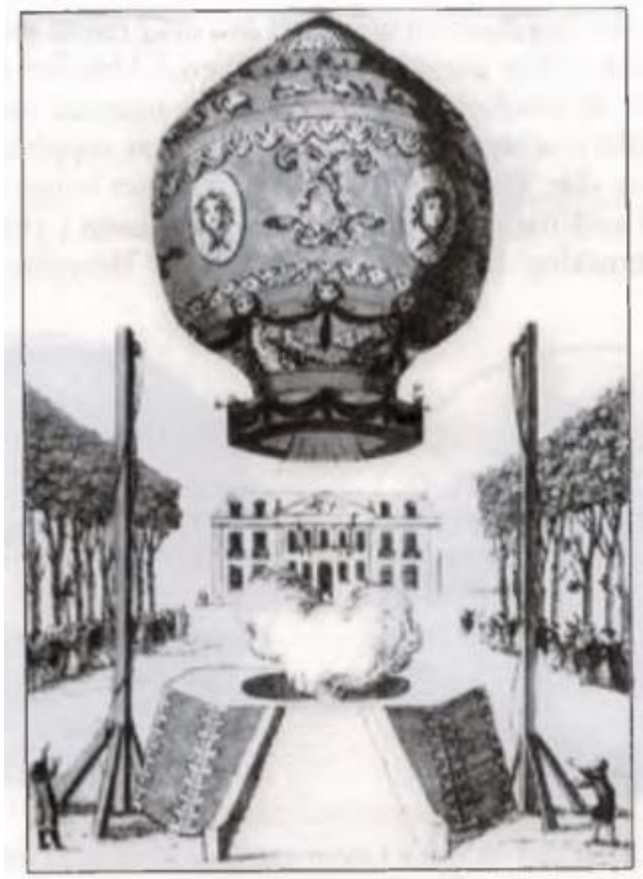
Figura 2. Bocetos de Leonardo da Vinci tomados del Codex Atlanticus [5]

Gracias a esto da Vinci nos dio una idea general del movimiento de los fluidos tal como lo pensaba Aristóteles para así establecer la proporcionalidad entre la resistencia del aire y el área del cuerpo, así como una manera más fácil de entender el arrastre aerodinámico y como reducirlo [5].

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 [10].

El diseño y construcción del globo se debió a los hermanos Montgolfier, Joseph y Etienne. En 1782, Joseph Montgolfier, mirando dentro de su chimenea, concibió la idea de usar el “poder de elevación” del aire caliente que sale de una llama para levantar a una persona de la superficie de la tierra.

De esta manera fueron quienes lograron diseñar un objeto más ligero que el aire para así generar un globo que se muestra en la figura [2] el cual realizó el primer vuelo tripulado por las cercanías de París en noviembre 21, 1783 [7].



*Figura 3. Primer viaje aéreo logrado en noviembre de 1783 [7]*

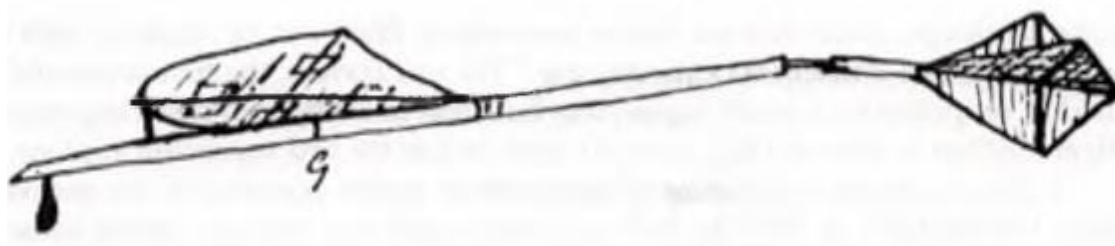
Gracias a los conocimientos establecidos durante la historia por genios como da Vinci y maestros de la neumática e hidráulica se pudo llegar a una definición como tal de la palabra aerodinámica, la cual por una definición de diccionario podría darse como la ciencia de los movimientos de los gases (a veces, más específicamente, los movimientos del aire) y los efectos de esos movimientos en varios cuerpos o superficies en el flujo [7].

Gracias a esto y al señor George Cayley (1773-1857) se puede dar un inicio como tal del aeroplano quien junto los conocimientos previos como el de las alas de superficie superior e inferior del diseño de da Vinci generando un modelo de ala fija pero con superficies superior e inferior, la cual se podría analizar vectorialmente tal y como se muestra en la siguiente Figura [3]:



*Figura 4. El disco de plata en el que Cayley grabó su concepto para un avión de ala fija, el primero en la historia, en 1799. El reverso del disco muestra la fuerza aerodinámica resultante sobre el ala resuelta en sustentación y arrastre (componentes). lo que indica la plena comprensión de Cayley de la función de un ala fija. El disco está actualmente en el museo de ciencias en Londres [7]*

De esta manera el sr Cayley pudo estudiar fenómenos aerodinámicos en perfiles alares como los conocemos hoy en día para así lograr obtener el primer modelo planeador mostrado en la figura [4]:



*Figura 5. el primer avión de configuración moderna de la historia: el modelo de planeador de Cayley, 1804. [7]*

Modelo con el cual el sr Cayley fomento los primeros principios de la estabilidad y la dinámica de vuelo en su documento Titulado “*On Aerial Navigation*” y publicado en los números de noviembre de 1809, febrero de 1810 y marzo de 1810 del *Journal of Natural Philosophy* de Nicholson, este documento se considera uno de los trabajos aeronáuticos más importantes de la historia [7].

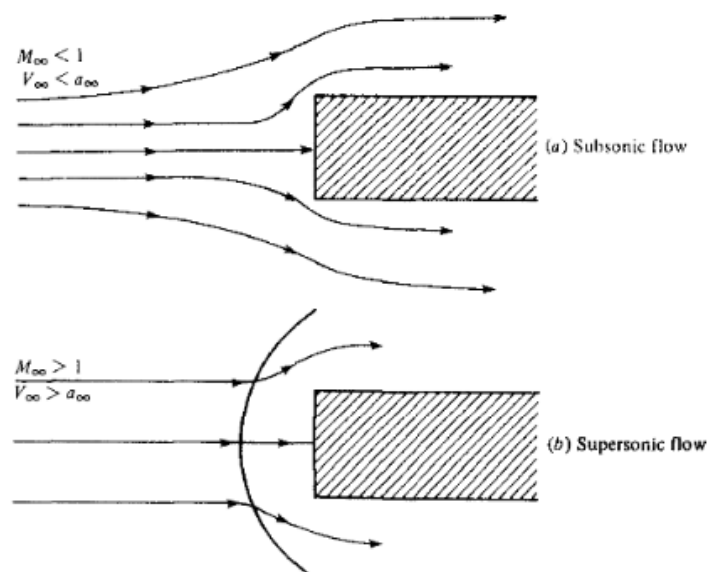
En el afán del ser humano por conocimiento ha llevado al estudio del aire como



una gran rama de las ciencias, tanto así que el conocimiento de vuelo llevo a conocer de una mejor manera nuestro planeta, la atmosfera y cómo se comporta esta, llegando así a fabricar vehículos de vuelo como cohetes aviones e incluso naves espaciales así mismo se tuvo que estudiar de gran manera los ingresos a velocidades hipersónicas en la entrada atmosférica lo cual género que solamente en el siglo XX se sufriese un gran avance para la dinámica de fluidos en general, y el flujo compresible en particular llegando así a conocer los regímenes del flujo del aire.

Los efectos que nos interesan al analizar e intentar diseñar un túnel de viento supersónico pueden ser tan diversos como la generación de sustentación y resistencia en un avión, la fuerza del viento como fenómeno de compresibilidad del aire, la dispersión del aire comprimido, hasta el calentamiento aerodinámico de un objeto como un transbordador espacial, etc. [8]

Cuando un objeto que atraviesa un flujo aumenta su velocidad como el caso de una entrada atmosférica, su velocidad aumentara y llegara a un punto máximo de compresibilidad, este se verá sometido a condiciones en las cuales su temperatura y presión aumentaran de gran manera (este cambio se le conoce como cambio de régimen subsónico a supersónico) como se puede ver en la siguiente figura [5] razón por la cual es necesario hacer un estudio si se desea construir un mecanismo para el montaje de objetos de estudio expuesto a dicho flujo.



*Figura 6. Comparación de un cilindro viajando en régimen subsónico y supersónico. [9]*

Los aviones modernos como sus plantas motoras son quienes general una velocidad lo suficientemente alta como para levantar su propio peso, así pues la aeronáutica se convierte en un gran riesgo a la hora de ser un transporte ya que debido a las grandes velocidades a las que opera cualquier dalo, imprudencia o errores humanos pueden llevar a fatídicos accidentes.

Tal como es el caso y ejemplo de la aviación comercial supersónica con el avión supersónico anglo-francés concorde, al cual le tomaba solo 3 horas llegar del aeropuerto Kennedy en new-york al aeropuerto Heathrow en Londres, pero desgraciadamente debido a un accidente de gran magnitud por su impacto genero la discontinuación de este tipo de vuelos supersónicos hasta el día de hoy. de allí surge la necesidad de realizar pruebas a las aeronaves antes de sufrir pérdidas humanas o monetarias. [5][9]

En 1986 la Fuerza Aérea de EE. UU junto la NASA iniciaron el programa Avión Aeroespacial Nacional (NASP), un importante programa de investigación de vuelo hipersónico que incluía pruebas de vuelo. El enfoque del programa era construir un avión experimental de una sola etapa a órbita (SSTO) con respiración de aire, el X-30, que se usaría para pruebas y demostraciones de vuelo hipersónico [11].

En 1996, la NASA inició el programa Hyper-X el cual se centra en el desarrollo y pruebas de vuelo a pequeña escala (X-43A, X-43B, X-43C, X -43D) y un vehículo de demostración a gran escala, este centro de investigación genera una constante actualización de los bancos de prueba para este tipo de vehículos supersónicos [11].

gracias a estas últimas investigaciones se ha podido conocer más sobre el vuelo hipersónico en países vecinos como Brasil, razón por la cual se desea también generar proyectos aeronáuticos supersónicos o medios para este tipo de estudios en la aerodinámica, pero en un país como Colombia el cual desde cualquier rama de la ciencia tiene un gran potencial para el avance tecnológico e intelectual.

### **1.1.2 Historia del túnel de viento**

Para el estudio del aire es necesario comprender que un flujo acelerado que impacta una geometría dada es la misma situación de una geometría dada que es acelerada impactando a un flujo estático. Teniendo esto en cuenta, al acelerar un flujo y enfrentarlo a una geometría se puede estudiar mediante la herramienta de túneles de viento, para así analizar el comportamiento de nuestros dispositivos volantes respecto al flujo del viento. Debido a que las propiedades en el flujo cuando se acerca a la velocidad del sonido cambian drásticamente esto puede generar inconvenientes a la hora de acelerar dicho flujo a esta velocidad, el número de mach es una herramienta muy útil a la hora de comprender el cambio en el flujo del aire, razón por la cual los túneles de viento subsónicos deben ser diferentes a los túneles de viento supersónicos [8].

Los túneles de viento subsónicos pueden ser abiertos o cerrados teniendo en cuenta la entrada a la sección de pruebas, la razón de compresión del aire y el motor o planta alimentadora para el flujo cómo se puede ver en la Figura [3]. Así mismo los túneles de viento supersónicos pueden estar contruidos de diferentes maneras, teniendo dispositivos de purga o en sí su propio reservorio siendo las condiciones atmosféricas la principal condición para las altas condiciones que se manejan en su funcionamiento como se puede ver en la tabla [1]. Unos factores de vital importancia para cada régimen del flujo de aire [9].

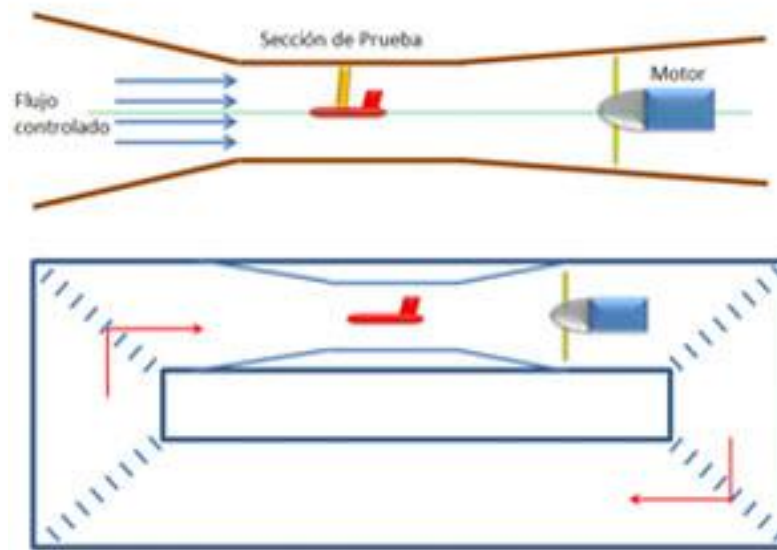


Figura 7. comparación de un túnel de viento de flujo abierto y cerrado [20]

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

Tabla 1. Tabla de comparación en regímenes de flujo [20]

## Subsónicos:

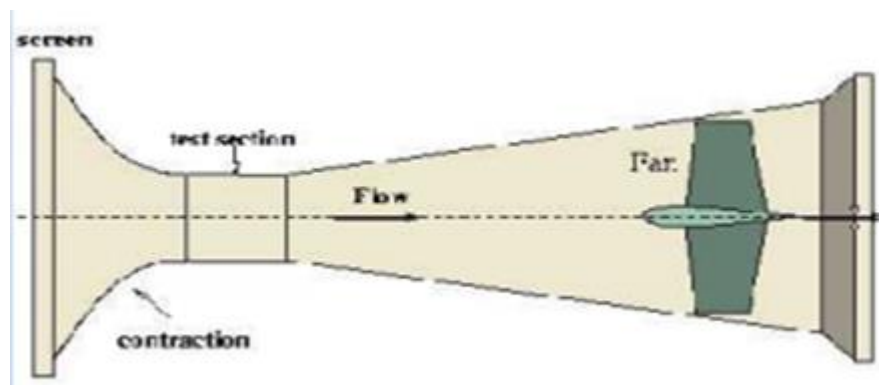
Gracias a los túneles de viento subsónicos se pueden estudiar fenómenos reales como el que experimenta un perfil aerodinámico de una aeronave el cual es sometido a un flujo o corriente libre. Tal como se observa en la Figura [8] el caso real de un perfil enfrentado a una corriente libre en un túnel de viento real.



*Figura 8. Foto de un perfil aerodinámico tipo NACA en el túnel de viento de la Fundación Universitaria Los Libertadores*

## Túnel de viento subsónico de tipo abierto:

Para el caso del túnel de viento subsónico de tipo abierto se podría decir que es el más simple debido a que tiene un funcionamiento como se esquematiza figura [3], donde el fan o motor ventilador, toma aire de la atmósfera y lo comprime a través de una contracción de área, hasta llegar a la sección de prueba para luego pasar por un difusor que lleva nuevamente el aire tomado a la atmósfera [13].



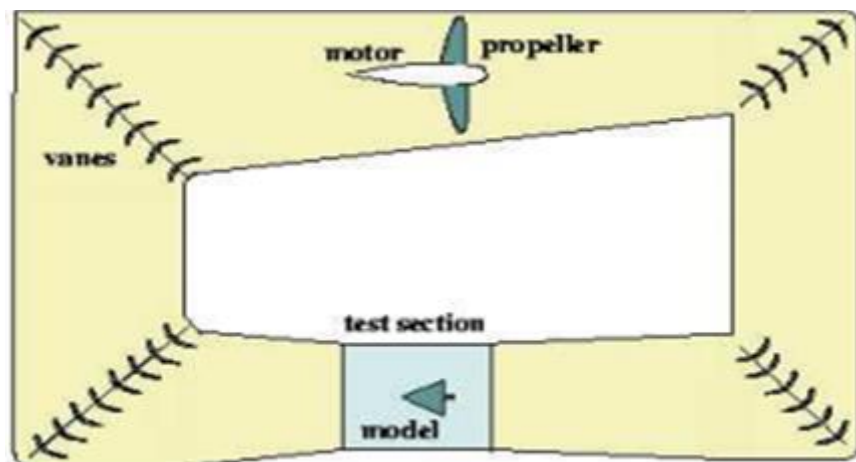
*Figura 9. Esquema túnel de viento de circuito abierto [13]*



*Figura 10. túnel de viento (circuito abierto) de la Fundación Universitaria Los Libertadores*

### **Túnel de viento subsónico de tipo cerrado:**

No solo se puede estudiar el flujo subsónico (bajo de la velocidad del sonido o  $M < 1$ ) en túneles de tipo abierto, para el caso de los túneles de viento subsónicos de tipo cerrado se puede analizar su funcionamiento a través de un esquema mostrado a continuación:



*Figura 11. Esquema túnel de viento subsónico circuito cerrado [13]*



*Figura 12. túnel de viento de la FAC en Emavi (circuito cerrado) [14]*

## **Supersónicos:**

Es preciso denotar también que los túneles de viento supersónicos pueden ser diseñados y contruidos de maneras diferentes tal como los túneles subsónicos. Estos túneles de viento supersónicos en general consisten en un depósito de alta presión, una tobera convergente divergente, una sección de prueba, difusores supersónicos y subsónicos (en algunos casos) y un depósito de baja presión. Son posibles muchas variaciones del sistema anterior, los más comúnmente utilizados son los que utilizan la atmósfera como reservorio del flujo [15].

### **Posible purga en un túnel de viento supersónico**

Los túneles de viento supersónicos tienen el gran problema de no poder contener por mucho tiempo este flujo en la sección de pruebas (debido al intercambio de calor en la región donde aparece la onda de choque, lo cual genera grandes presiones y temperaturas elevadas). Por esta razón, disipar dicho flujo supersónico a la atmósfera sin generar ningún tipo de daño es una parte fundamental en el funcionamiento del túnel de viento de purga, que refiere a un túnel con difusores del flujo acelerado, en la siguiente figura [13] se pueden observar 2 tipos de difusores los cuales sirven para disipar el flujo después de haber sido usado en cada prueba del túnel, [16] tal que:

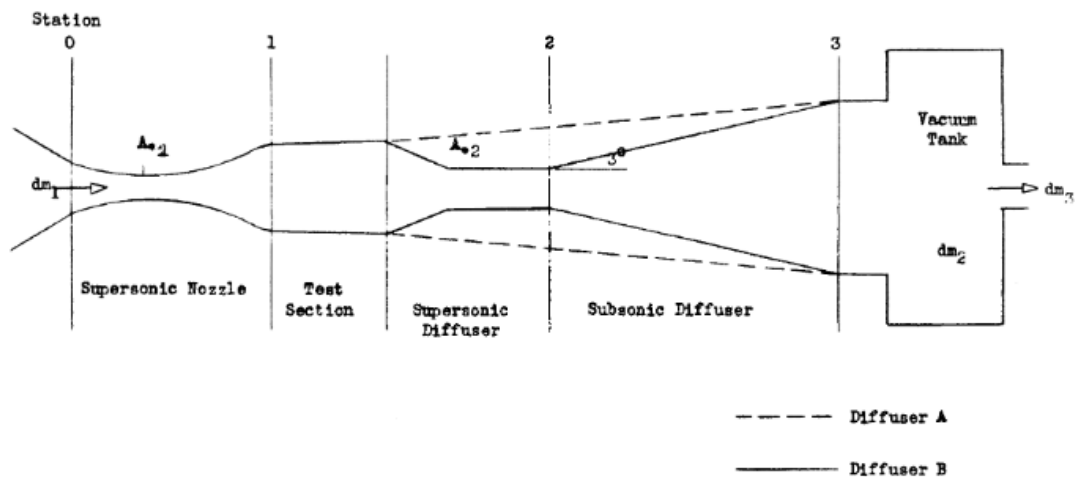


Figura 13. Esquema de un túnel de viento supersónico con posible sistema de purga [16]

**Difusor A.** Un difusor que utiliza una onda de choque normal solo en un canal de área constante después de la sección de prueba para reducir el flujo a velocidad subsónica y pasarlo al difusor subsónico.

**Difusor B.** Un difusor construido el cual provoca una contracción del canal del túnel de viento después de la sección de prueba por dos cuñas que reducen el área del canal constante a un área de inicio mínima con dos ondas oblicuas que se cruzan y se cancelan en las paredes opuestas al área mínima [16].

### Túnel de viento supersónico por tubo de choque

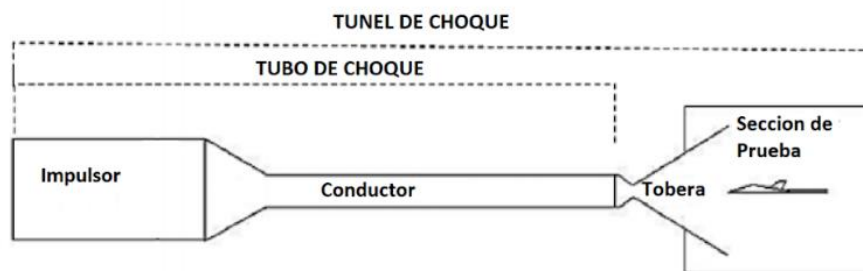
Ahora bien, se desea diseñar un mecanismo para el montaje de objetos de estudio en el túnel de viento supersónico es fundamental conocer la disposición de los demás componentes a realizar como se ve en la figura [14], empezando por el impulsor y el conductor, que unidos forman el tubo de choque, aquí es donde el fluido será sometido a altas presiones en la cámara del impulsor, para después ser enviado de manera súbita y a altas velocidades por el tubo conductor hacia la tobera convergente-divergente. [17]

Ya la tobera convergente-divergente es la encargada de controlar la velocidad del



fluido comprimido, proveniente del conductor, o más concretamente su energía cinética, adaptando está a las condiciones necesarias requeridas por la prueba planteada.

Donde la sección de pruebas estará siempre en contacto con dicho flujo supersónico, por esto, contará con los sensores necesarios para realizar las mediciones de presión y temperatura, además de poseer una ventana para observar el flujo interactuando con la muestra. Por lo cual se deberá diseñar un mecanismo lo suficientemente capaz de mantenerse estático y en óptimas condiciones bajo este flujo, soportando las presiones generadas por el flujo y sobre todo manteniendo la muestra fija en la posición que se desee planteando un mecanismo que permita por lo menos 2° de libertad, ampliando las opciones para hacer pruebas.



*Figura 14. Esquema del túnel de viento supersónico [Rolim, 2009 / 17].*

### **1.1.3 Mecanismos para el montaje de objetos de estudio**

Concretamente todos los túneles de viento cuentan con su debido mecanismo para el montaje de objetos de estudio, ya que por medio de este las pruebas a analizar pueden estar enfrentadas al flujo del aire como se puede ver en la siguiente Figura:

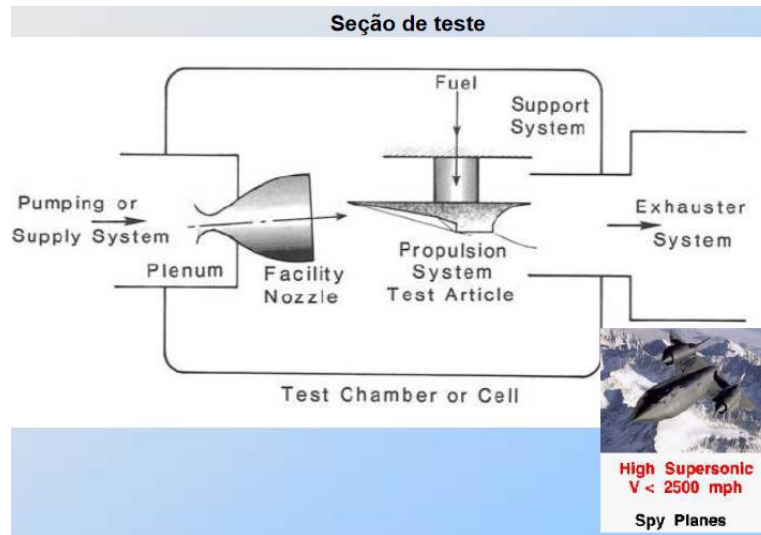


Figura 15. Esquema conceptual de la sección de prueba de un túnel de viento supersónico [18]

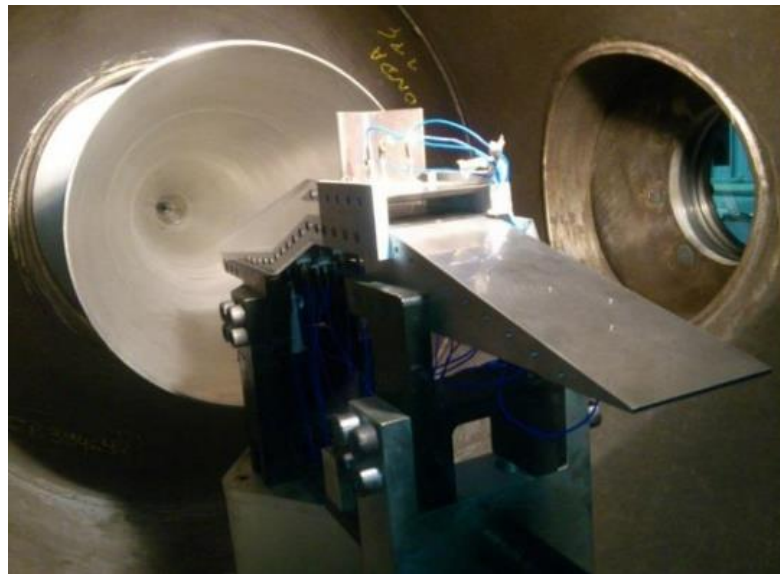
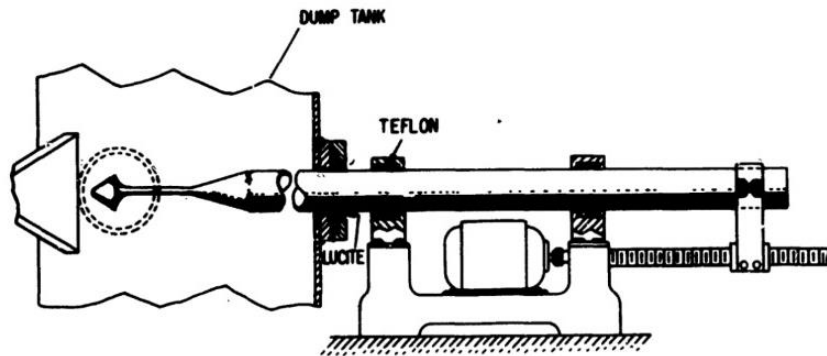


Figura 16. modelo VHA 14-X B puesto a 84 mm de la tobera en la sección de prueba [18].

En la imagen se puede observar un modelo de pruebas del 14-X B enfrentando a la corriente de flujo del túnel de choque T3 del laboratorio aerodinámico e hipersónico Prof. Henry T. Nagamatsu belonging del instituto de estudios avanzados (IEAV) [19]. En este tipo de sujeción del túnel está planteado como el del presente proyecto ya que su anclaje directamente esta al suelo como se puede

observar. Pero así mismo pueden existir tubos de choque los cuales enfrentan sus pruebas al flujo de una manera diferente, así como se observa en la siguiente Figura:



*Figura 17. Ensamblaje del mecanismo para el modelo de cuñas. [19]*

Donde el tanque de descarga fue diseñado para su utilización vertical u horizontal donde fue diseñada inicialmente para ser probada verticalmente para así permitir una longitud más corta en las cuñas de las pruebas [19].

## **1.2 Marco Teórico**

El estudio del aire desde un principio ha sido algo que no deja de causar curiosidad, teniendo en cuenta que gracias a este estudio se pueden poner objetos en el aire como aeronaves o cohetes en forma de transporte aéreo y viajes espaciales. El conocimiento que se tiene de cómo el aire se comporta, se puede resumir a la naturaleza del flujo bajo en cual se encuentre sometido un cuerpo [9] teniendo en cuenta que el flujo (Aire) puede sufrir variaciones por su velocidad. Específicamente el aire cuando sobrepasa la velocidad del sonido sufre un efecto de compresibilidad, lo que genera un fuerte cambio en las propiedades bajo las cuales estaría sometido un cuerpo al flujo [5].

### 1.2.1 Regímenes del comportamiento del aire

Con el propósito de estudiar el aire, se considera este como un flujo, el cual se puede comportar en diversos regímenes según la velocidad a la cual se mueve un cuerpo con respecto a este [9]. para un mejor entendimiento es prudente precisar en un esquema de los diferentes regímenes del flujo compresible, considerando un cuerpo aerodinámico en movimiento a través de un gas como se ve a continuación:

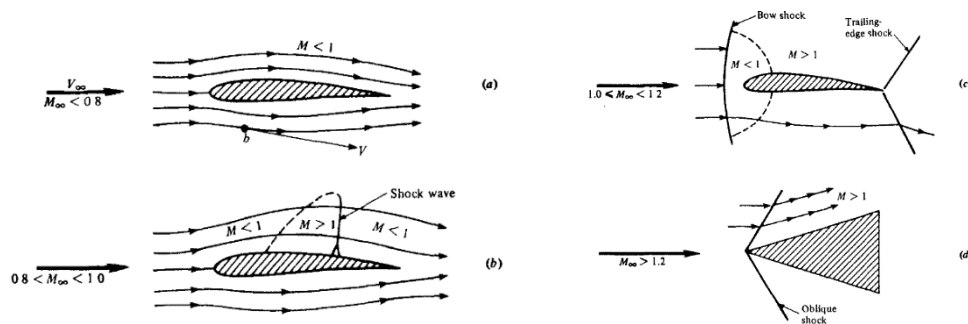


Figura 18. Cambio de fase en régimen transónico de un perfil [9]

Considerando definiciones como corriente libre del aire a una velocidad “ $V_{\infty}$ ”. ahora bien, se deben tener en cuenta los principios físicos que se encargan de estudiar este fenómeno, por lo cual se tomarán en cuenta para el presente proyecto dichos principios para así concluir con las ecuaciones que servirán como herramienta para cuantificar las condiciones bajo las cuales estará expuesto el mecanismo del túnel de viento.

### 1.2.2 Principios físicos

Se considera un campo de flujo sobre un cuerpo arbitrario como se puede ver en la figura [19] o un campo de flujo para su estudio, con el fin de entender el comportamiento de dicho flujo es de vital interés el conocer sus propiedades, tales como:

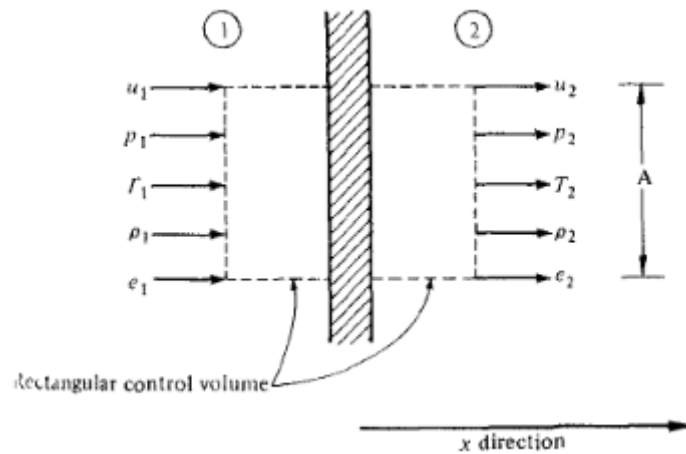


Figura 19. Volumen de control en flujo unidimensional [9]

V=Velocidad ; P=Presión ; T=Temperatura ;  $\rho$ =Densidad ;  
e=Energía interna

Si estas propiedades son conocidas en cada punto del campo, así se podría conocer la situación que el flujo experimenta en cada punto de un campo seleccionado. Así mismo se pueden calcular las propiedades en la superficie del cuerpo y a su vez, a partir de la distribución superficial de las propiedades mencionadas anteriormente se pueden calcular las fuerzas aerodinámicas (sustentación y arrastre), los momentos y la transferencia de calor del cuerpo [8]. Para lo cual el cálculo de dicha información práctica es una de las principales funciones de la mecánica de fluidos (ya sea un misil balístico, un submarino en el agua o un rascacielos sometido a un huracán). El punto es obtener información práctica involucrada con el campo de flujo que se desee analizar, para calcular las propiedades de un campo de flujo son necesarias las ecuaciones algebraicas, diferenciales e integrales que se puedan obtener de las leyes fundamentales de la naturaleza aplicadas a los fluidos. donde para la obtención de dichas ecuaciones del movimiento de fluidos siempre se toma el siguiente enfoque [9]:

Elegir la fundamentación apropiada de los principios físicos de las leyes de la naturaleza tales como:

- Conservación de masa
- Segunda ley de newton ( $F=m \cdot a$ )
- Conservación de la energía

Aplicar estos principios físicos a un modelo adecuado del flujo de esta aplicación, extraer la ecuación matemática que encarna tales principios físicos de tal manera que se obtengan las tres ecuaciones fundamentales para estudiar el flujo que son:

*Ecuación 1. Conservación de masa*

$$\rho_1 u_1 = \rho_2 u_2$$

*Ecuación 2. Conservación del momento*

$$p_1 + \rho_1 u_1^2 = p_2 + \rho_1 u_2^2$$

*Ecuación 3. Conservación de la energía*

$$h_1 + \frac{u_1^2}{2} + q = h_2 + \frac{u_2^2}{2}$$

### **1.2.3 Velocidad del sonido y numero de mach**

Si se considera el aire como un medio, el cual está compuesto por moléculas que se mueven aleatoriamente con velocidades y energías instantáneas en diferentes lapsos de tiempo. En dichos lapsos de tiempo la exactitud de las velocidades y energía molecular para un gas perfecto puede definirse solamente como función de la temperatura. Teniendo en cuenta esto, se puede considerar una pequeña explosión arbitraria, de tal manera que las moléculas que rodean dicha explosión serán víctimas de un intercambio abrupto de energía, lo que se traduce en un aumento de su velocidad local-molecular y a su vez estas moléculas chocan con otras moléculas de su entorno en un intercambio de energía hasta que esta sea disipada, este fenómeno se denomina como una onda de energía viajando a través del aire una velocidad determinada y relacionada a un estado inicial, ahora bien, debido a dichas colisiones moleculares son las que generan la propagación de la onda, la energía local en aumento también genera un aumento notable en: presión, temperatura y en general las propiedades del fluido (si este fenómeno es experimentado por un humano, la pequeña variación de energía que llega a los tímpanos del oído se interpretan como un sonido) [9].

Una onda de esta naturaleza por más débil que sea será definida como una onda sonora la cual se esquematiza a continuación:

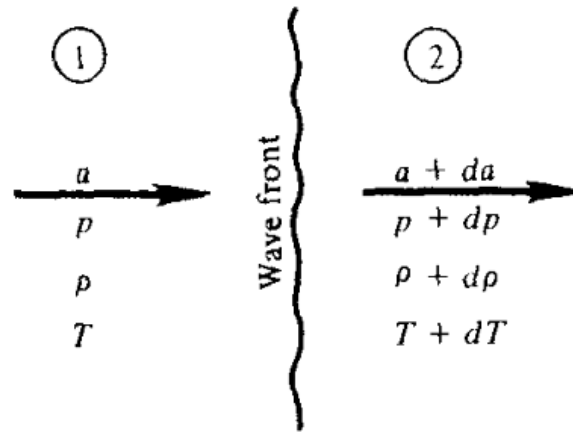


Figura 20. onda de sonido esquematizada [9]

Teniendo en cuenta que el sonido se mueve o se propaga con una velocidad “a” a través de un gas teniendo en cuenta:

*Ecuación 4. Gases ideales*

$$P = \rho RT$$

Así se puede afirmar que la velocidad del sonido en unas condiciones de aire estándar y a nivel del mar es:

*Ecuación 5. Velocidad del sonido a nivel del mar*

$$a = \sqrt{\frac{p}{\rho} \gamma} = \sqrt{\gamma RT} = 340.9 \frac{m}{s} = 1117 \frac{ft}{s}$$

$$\gamma = 1.4$$

$$R = 287$$

Debido al cambio drástico en las propiedades del flujo. El cual se denomina cambio en el régimen transónico como se puede observar en la Figura [21], un objeto moviéndose en régimen subsónico (a) y en régimen supersónico (b)

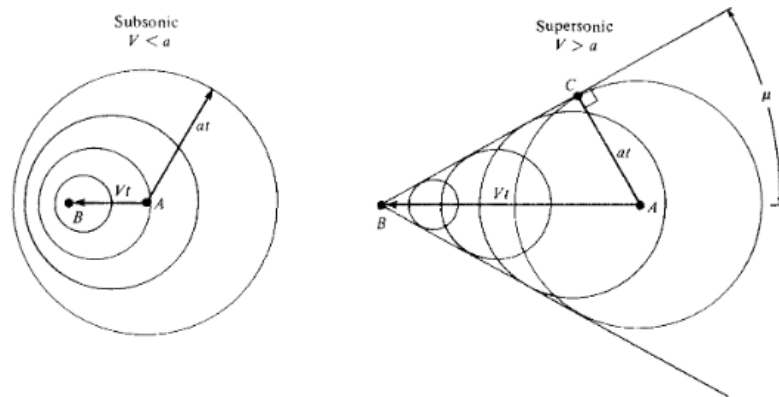


Figura 21. Propagación de onda (a) subsónico (b) supersónico [9]

Un objeto supera la velocidad a la cual se mueve el sonido, este se ve sometido a un cambio extremo en las condiciones del flujo por el cual se mueve. para el estudio de este fenómeno, el físico y filósofo austriaco Ernst Mach (1838-1916) propuso un número adimensional el cual relaciono de una manera muy útil este fenómeno observado, se denominó “El número de mach” [8][9] y se expresa:

*Ecuación 6. Numero de mach*

$$M = \frac{\text{Velocidad del cuerpo}}{\text{Velocidad del sonido}_{\text{en el medio}}}$$

El cual resulta de mucha utilidad por expresar matemáticamente el fenómeno de estos regímenes subsónico y supersónico donde:

M=1 expresa un cuerpo moviéndose exactamente a la velocidad del sonido

M<1 expresa un cuerpo en régimen subsónico

M>1 expresa un cuerpo en régimen supersónico



## 1.3 Régimen Supersónico

### 1.3.2. Onda de choque (Flujo unidimensional)

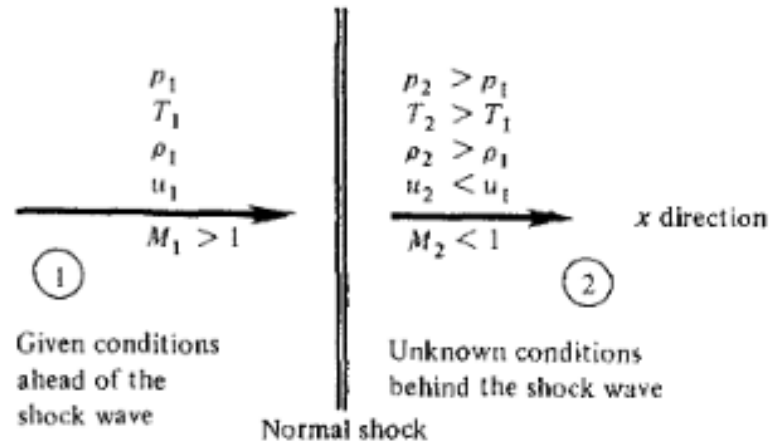


Figura 22. onda de choque normal [9]

Donde las propiedades del flujo están dadas tal que:

u=Velocidad; P=Presión; T=Temperatura;  $\rho$ =Densidad;  
e=Energía interna

Las siguientes ecuaciones corresponden al análisis aerotermodinámica de un elemento de fluido cuya velocidad se reduce a 0 al entrar en contacto con un objeto.

Ecuación 7. Temperatura total o de estancamiento

$$\frac{T_0}{T} = 1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2$$

Ecuación 8. Presión total o de estancamiento

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

*Ecuación 9. Densidad total o de estancamiento*

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

### **1.3.3. Tobera convergente-divergente**

Cuando hay un flujo pasando por una tobera convergente divergente como la Figura [23]. a velocidades supersónicas, son creados diferentes fenómenos aerodinámicos que son modelados con las siguientes ecuaciones: [20]

*Ecuación 10. Relación de Áreas*

$$\frac{A_1}{A_2} = \frac{M_2}{M_1} \left( \frac{(1 + [\frac{\gamma - 1}{2}] M_2^2)}{(1 + [\frac{\gamma - 1}{2}] M_1^2)} \right)^{-[\frac{\gamma + 1}{2(\gamma - 1)}]}$$

*Ecuación 11. Relación de Área Crítica*

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

En donde A representa el área transversal en el punto de estudio. Como se puede ver en la Figura [23]. hay diferentes áreas a lo largo de una sección donde ocurre un efecto de compresibilidad del aire y aumento de velocidad a las condiciones iniciales, una velocidad menor a Mach 1 y sin fenómenos aerodinámicos ingresa a la sección en donde se comprime el fluido aumentando su velocidad. [20]

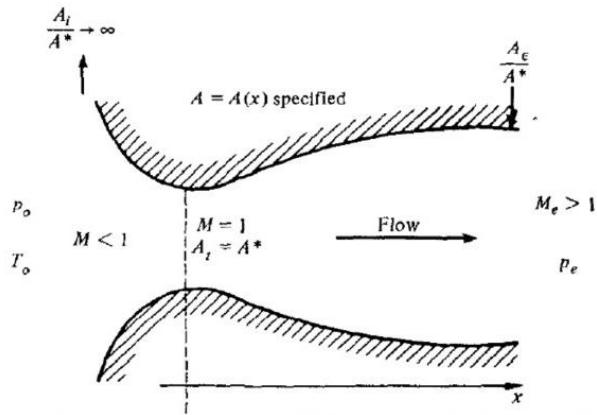


Figura 23. Descripción del comportamiento del fluido en una tobera [9]

La segunda sección de la geometría en donde el aire aumenta su velocidad hasta MACH 1, también es este punto en donde se genera un fenómeno de fluidos conocido como “onda de expansión” en donde el fluido empieza a descomprimirse y aumenta su velocidad [9].

En el tercer punto se encuentra la salida de la geometría en donde el fluido totalmente acelerado sale de esta con propiedades Aero-termodinámicas diferentes de las iniciales. [20]

## 1.4 Teoría de análisis estructural del mecanismo para el montaje de objetos de estudio

Debido a que el presente proyecto tiene como finalidad el planteamiento de un mecanismo para el montaje de objetos de estudio para la sección de pruebas de un túnel de viento supersónico, entonces es necesario tener en cuenta dicho planteamiento para las ecuaciones de resistencia de materiales, encontrando los esfuerzos internos, deformaciones y tensiones actuantes en el mecanismo que deberá estar expuesto a el flujo supersónico ya mencionado. Así mismo el análisis dinámico se ve necesario, debido a posibles vibraciones no deseadas que puedan llegar a presentarse en la estructura los cuales no son para nada deseados ya que

dicha estructura y su estabilidad es de vital importancia para cada prueba realizada.

#### **1.4.1 Modelado matemático y software**

Para un modelo de análisis estructural estático lineal, el cual no considera ninguna otra condición externa (como humedad, fuerzas de impacto, inerciales, etc), se utiliza una ecuación de una matriz general para el modelo matemático usado en el programa computacional (en este caso *Ansys workbench*, en su versión estudiantil) para solucionar los esfuerzos y desplazamientos resultantes, todo esto por medio de un análisis por elementos finitos usado en este tipo de software de simulación computacional [21], como es el caso de la siguiente ecuación:

$$[M]\{u\} = \{f\}$$

*Ecuación 12. Matriz Global o general para un análisis estructural estático*

Donde  $[M]$ , es la matriz de rigidez del material,  $\{u\}$  es el vector de desplazamiento y  $\{f\}$  es el vector de fuerza externa aplicada.

Una vez entendido esto, la simulación computacional sigue por lo general una serie de pasos que varían muy poco dependiendo del estudio que se quiere realizar, en el caso de un análisis estructural estático lineal, los pasos a seguir son:

Paso 1, se crea o se importa la geometría de la pieza a estudiar. Paso 2, se seleccionan los materiales en la parte de *Engineering data*, para ser designados en cada zona de la pieza de estudio según corresponda. Paso 3, una vez seleccionados los materiales en la pieza, se crea el enmallado, el cual puede ser creado manualmente para ser más detallado (dependiendo si el estudio lo requiere), o simplemente con la opción de mallado por defecto. Paso 4, se establecen todas las condiciones del sistema planteado, desde los grados de libertad del sistema por medio del mecanismo y sus variedades, hasta el tipo de fuerza externa que actuará en la pieza para causar las reacciones. Paso 5, seleccionar el tipo de estudios se quiere realizar, seleccionando entre esfuerzos

cortantes, de compresión, deformaciones totales, entre otros. Paso 6, Solucionar el sistema planteado. Paso 7, visualizar los resultados para las cargas y esfuerzos seleccionados [22].

### **Análisis por elementos finitos para estructuras**

Para este tipo de análisis existen una diversa cantidad de métodos por elementos finitos para evaluar deformaciones, tensiones, fuerzas y esfuerzos en todo tipo de estructuras con cualquier material que se desee y a las condiciones que el estudio requiera. Estos métodos son: [23]

- **Método de desplazamiento:** Aquí la estructura es seleccionada para aplicar cargas o desplazamientos específicos, donde la principal variable que se busca son las tensiones, esfuerzos y deformaciones, usando una matriz de rigidez. Siendo este el método más común.
- **Método de fuerza:** Se aplican cargas y desplazamientos específicos en zonas concretas de la estructura, donde las principales variables son las fuerzas a la que está sometida el miembro, esfuerzos y tensiones, por medio de una matriz de flexibilidad. Calculando esta matriz de flexibilidad por medio de elementos estructurales discretos.
- **Método mixto:** La estructura es seleccionada para aplicar cargas o desplazamientos específicos. Este método utiliza coeficientes de rigidez muy extensos y por otro lado, coeficientes de flexibilidad muy pequeños en la misma matriz.
- **Método híbrido:** La estructura es seleccionada para aplicar cargas y esfuerzos de condiciones de frontera. Este método híbrido se caracteriza por la aplicación del método FEA (*Finite element analysis*), usando la matriz de flexibilidad y dispersión del FEM para dispersores no homogéneos complicados.

Página dejada en blanco intencionalmente

## Capítulo 2

### Definición de requisitos funcionales

El objetivo principal del presente documento es diseñar un mecanismo para el montaje de objetos de estudio para ser implementado en un túnel de choque supersónico de operación entre 1.5 y 4.5 Mach. Por esta razón fue necesario un análisis de onda de choque normal (el cual se verá en la sección 2.1.1), para tener en cuenta la presión, velocidad y temperatura a la cual será expuesto para posteriormente hacer los debidos análisis a la geometría planteada.

Para el análisis y diseño del presente proyecto se recurrió como ayuda el libro *System engineering general requirements* [33] el cual brinda una guía para el análisis y principios de diseño que puede llegar a tener un mecanismo para el soporte de objetos de estudio de un tubo de choque supersónico, para lo cual se pretende Estimar las necesidades y requisitos cuantitativos de la misión.

#### 2.1 Necesidades y requisitos funcionales.

Con base al documento “*system engineering general requirements* [33]” el cual define los objetivos, como requisitos preliminares. Clasificando estos requisitos como funcionales, operacionales y restricciones.

Ahora bien, como se desea implementar esto en el presente proyecto, se clasifican las necesidades y requisitos en la tabla [2], tal que:

FUNCIONAL	
REQUERIMIENTO	FACTORES QUE NORMALMENTE AFECTAN EL REQUISITO
Ubicación	Posición de la ventana en la sección de prueba, impacto con el flujo
Buena toma de datos	Diseño de geometría, base disponible con tomas de aire, ajuste de las muestras
Supervivencia	Universidades, Fuerzas militares,
sensibilidad	Procesamiento de datos, datos de entrada, controlador

OPERACIONAL	
REQUERIMIENTO	FACTORES QUE NORMALMENTE AFECTAN EL REQUISITO
Proceso y transfer. de datos	Computación de datos, datos de entrada, controlador, diseño de la base con debidas tomas de aire
Longevidad	Resistencia de materiales, elección de materiales, diseño
Comando y control	Diseño del mecanismo, materiales del mecanismo, capacitación del operador,
Campo de utilidad	Universidades, Fuerzas militares, industria aeronáutica
disponibilidad	Tamaño, patrocinadores, diseño, resultados observados

RESTRICCIONES	
REQUERIMIENTO	FACTORES QUE NORMALMENTE AFECTAN EL REQUISITO
Costo	Tamaño, materiales, diseño, resultados, utilidad
Regulaciones	Leyes y políticas
Ambiente	Contaminación auditiva
Patrocinio	Interesados en el proyecto
Programas de diseño y modelado	Licencias, conceptos de diseño, estudios previos (aerodinámica)

*Tabla 2. Requisitos: Funcionales, Operacionales, Restricciones*

### **2.1.1 Análisis de onda de choque normal**

En la siguiente figura [24] se representa el funcionamiento en general del tubo de choque supersónico en desarrollo por parte de los estudiantes de la Fundación Universitaria Los libertadores en anteriores proyectos de diseño propuestos [24][25][20].



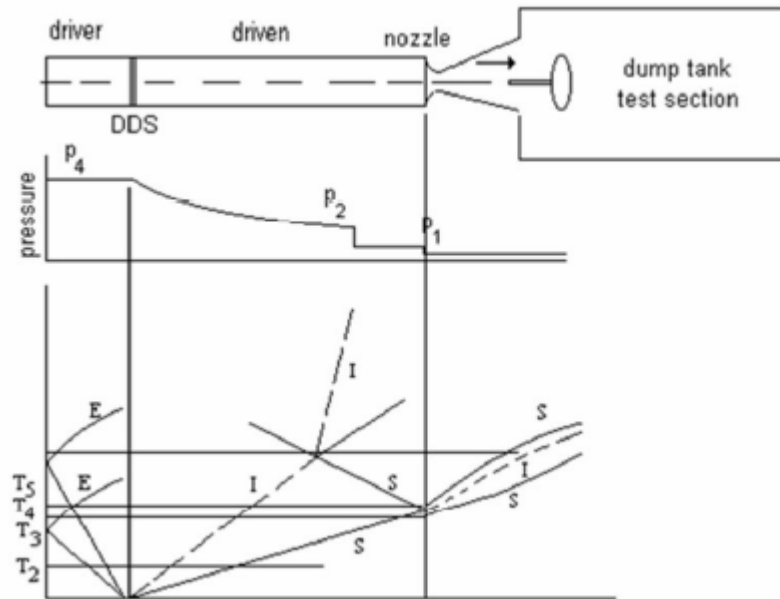


Figura 24. Funcionamiento general del tubo de choque

En la siguiente tabla [2], se presentan las propiedades internas y externas del fluido a tener en cuenta para el cálculo en la sección de prueba y primer contacto con el banco de anclaje: [24]

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 3. Propiedades del flujo en la sección de prueba*

Las ondas de choque generadas requieren un análisis, para conocer el comportamiento del flujo, razón por la cual se utilizan las relaciones de propiedades para una onda de choque normal, teniendo en cuenta el número de Mach al cual está sometida el interior de la sección de prueba [9].

Teniendo en cuenta las ondas de choque generadas a dicho número de mach, se calcula una onda de choque teniendo en cuenta las anteriores como parámetros iniciales de esta nueva onda de choque con ayuda de las ecuaciones [7][8][9] como se muestra en la siguiente tabla:

Número 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	1.86206897	2.45833333	1.32021605	10.03375862	737648.3727	597.7410185
2.5	3.33333333	7.125	2.1375	10.71966667	1331333.325	1009.766543
3.5	4.26086957	14.125	3.31505102	6.016347826	1172103.43	1583.990385
4.5	4.81188119	23.4583333	4.87508573	2.959788119	851981.8478	2340.261506

*Tabla 4. Cálculo de onda de choque normal*

También gracias a las ecuaciones de velocidad del sonido y numero de mach [5] y [6] respectivamente se obtiene la velocidad del sonido a condiciones de Bogotá con una temperatura promedio de 19°C, tal que:

$$19^{\circ}C = 292.15 \text{ K}$$

$$a = \sqrt{292.15(1.4)(287)} \frac{m}{s} = 342.616 \frac{m}{s}$$

Para de esta manera despejar la velocidad que debe tener el cuerpo que fluye o el fluido impactando el cuerpo, tal que:

$$Mach (1.5; 2.5; 3.5; 4.5) = \frac{Velocidad \text{ del cuerpo}}{342.616}$$

$$Velocidad \text{ del cuerpo} = 342.616 * Mach (1.5; 2.5; 3.5; 4.5)$$

Una vez definidos los requisitos y primeros parámetros de funcionalidad se tomo en cuenta que el mecanismo estará en la sección de prueba ya planteada en el proyecto anterior “Diseño conceptual y preliminar de la sección de prueba de un túnel de choque supersónico [24]” del túnel de choque supersónico, se establecerá el lugar adecuado en el cual debe estar ubicado el mecanismo. También se realiza una investigación de materiales comerciales de manufactura que pueden ser usados en la fabricación del soporte para poder realizar una comparación entre ellos. Como se desea proponer al mecanismo de montaje la capacidad de manipular la posición de objetos de estudio en al menos dos grados de libertad, dentro de la sección de prueba de un túnel de choque supersónico.

Página dejada en blanco intencionalmente

## Capítulo 3

### Exploración de posibles soluciones y selección del mecanismo

Para la misión planteada que va a cumplir el mecanismo en el túnel de choque se exploran diversos tipos de mecanismos ya existentes de todo tipo, como lo son poleas de transmisión, piñones con cremalleras para los movimientos verticales y un mecanismo tipo pistón, el cual permite movimientos lineales mediante movimientos circulares de la biela [26], tal como se observa en las figuras 25, 26 y 27.

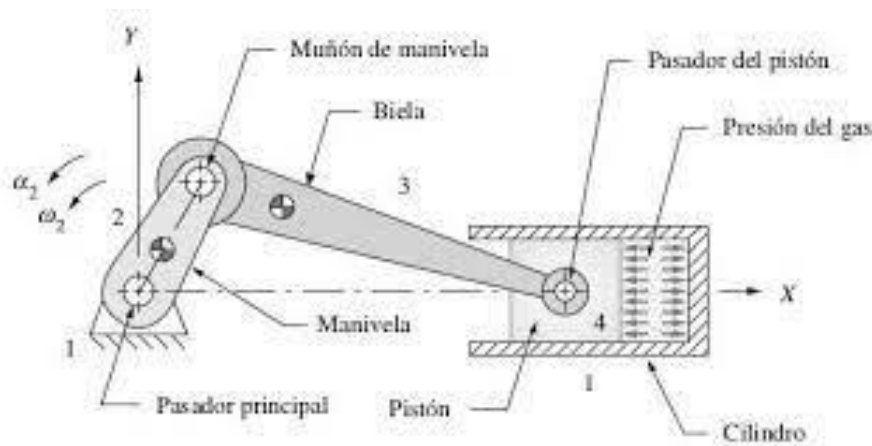


Figura 25. Diagrama de movimiento de un pistón [26]

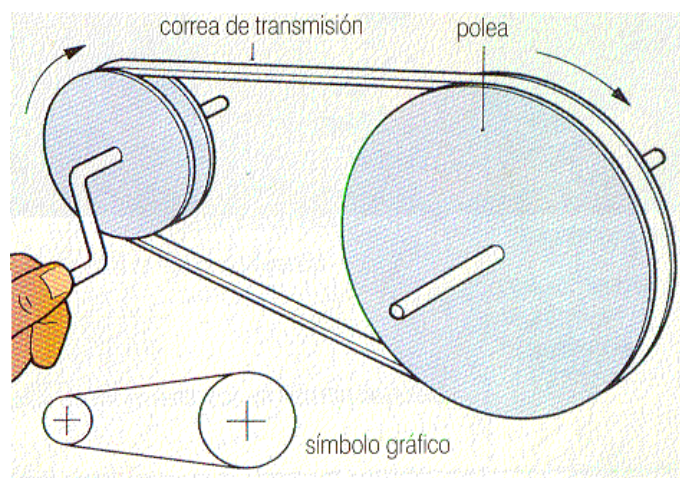
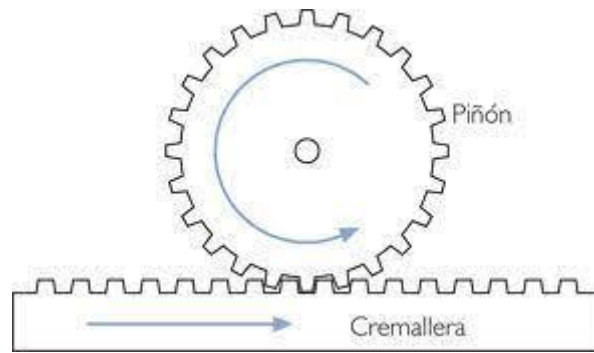
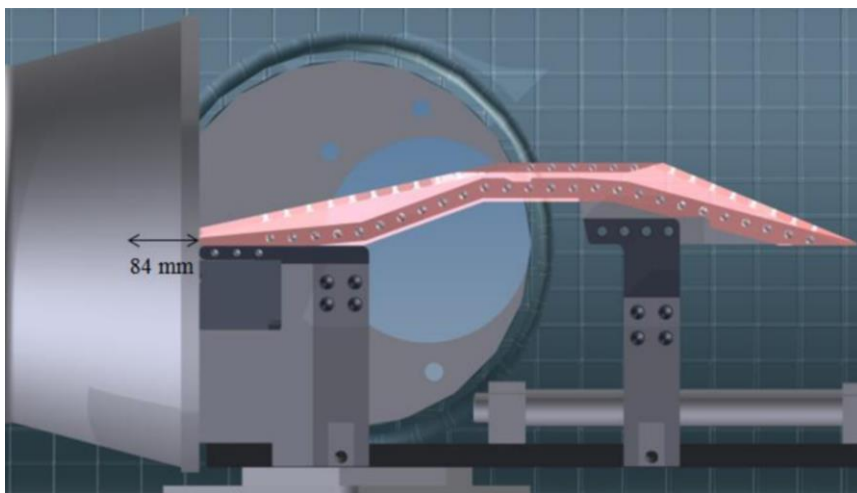


Figura 26. Movimiento de transmisión con poleas



*Figura 27. Mecanismo piñón-cremallera*

Inicialmente se observan los soportes usados en anteriores túneles de choque, como se describen en el capítulo 1.1.3., en donde se resaltan de manera general por ser soportes robustos, sin ningún ángulo de libertad y manteniendo el objeto de estudio anclado y estático. Teniendo en cuenta esto, se basa el mecanismo en su mayor parte del soporte empleado en el túnel T3, como se ve en la figura 28, por el hecho de que se tiene pensado estudiar el mismo tipo de modelos en el túnel de choque de La Fundación Universitaria los Libertadores. Por ende, se toma como base la misma forma de este soporte, adaptando este a las medidas de la sección de prueba y modificando su interior para funcionar con el mecanismo deseado el cual permita los dos grados de libertad como se ve en el capítulo 5.



*Figura 28. Soporte y modelo túnel T3 [18]*

Finalmente, se selecciona el mecanismo tipo pistón de la figura [25], ya que de los 3 analizados es el que presenta una mayor simplicidad en cuanto a su funcionamiento y el que más se adaptaba a la forma del soporte del túnel de

choque T3, además de ser un mecanismo comercialmente común y accesible, obteniendo resultado el cabezal del mecanismo que se puede observar en la figura [32] y permitiendo así un movimiento vertical o de cabeceo entre  $5^{\circ}$ ,  $0^{\circ}$  y  $-5^{\circ}$ , agregando unas barras rectangulares desplegables y retractiles en la parte delantera y trasera del cabezal principal del soporte para una mayor estabilidad. En cuanto a los movimientos horizontales, se emplea en el mecanismo un par de rieles, mejor descritos en el capítulo 8.

Página dejada en blanco intencionalmente



# Capítulo 4

## Análisis y selección de materiales

### 4.1 Análisis de materiales de manufactura

En los procesos de manufactura la clasificación de los materiales puede esquematizarse como lo sugiere la Universidad Mayor de San Simón [27] de la siguiente manera:

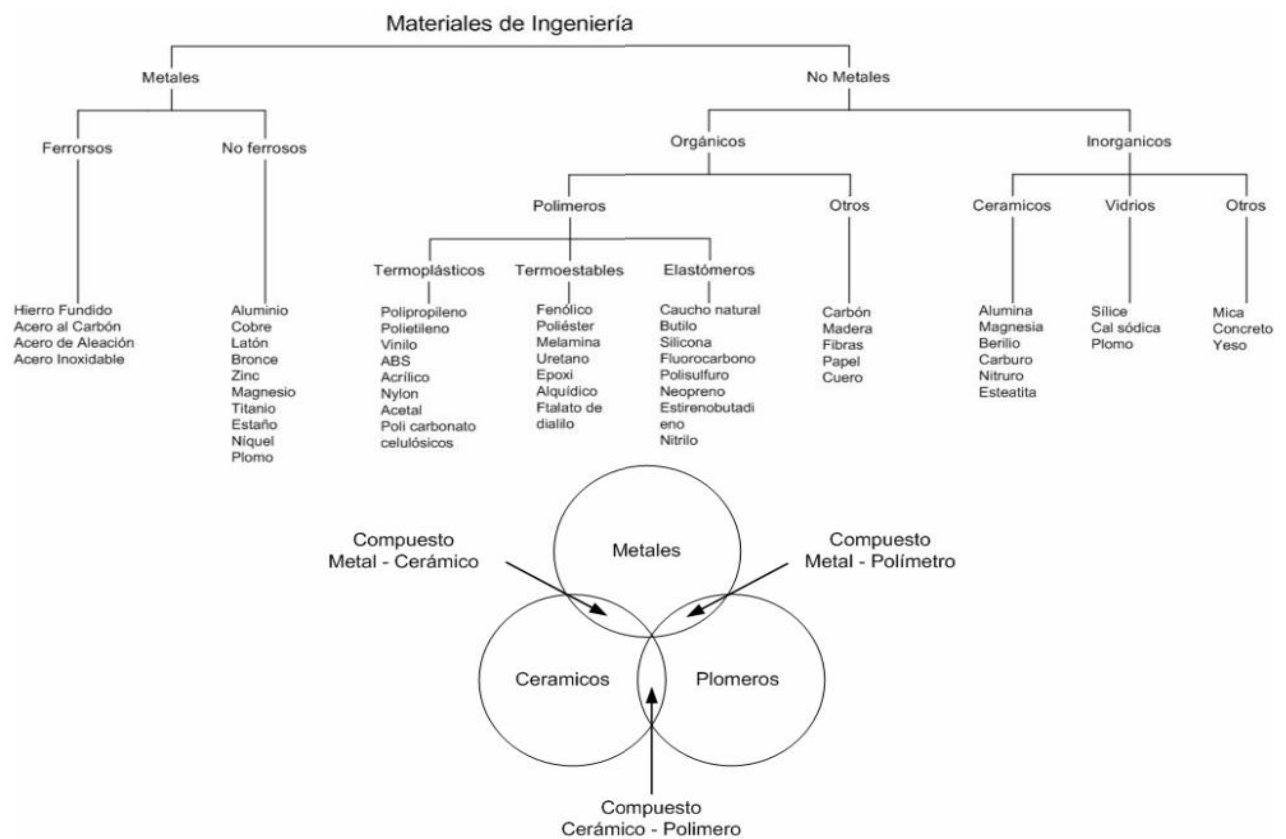


Figura 29. Materiales de Ingeniería

De esta manera se puede observar una gran cantidad de materiales usados en la industria. Para el caso del mecanismo que se desea diseñar se tomaran en cuenta solo propiedades mecánicas, dejando de lado las propiedades químicas Y electromagnéticas debido a que se desea hacer un análisis estructural con dichos

materiales. Teniendo en cuenta lo anterior, se opta por trabajar solamente con materiales metálicos, donde los mas usados en la manufactura son comúnmente aleaciones, las cuales están compuestas de dos o más elementos, en donde por lo menos uno es metálico. Los metales pueden dividirse en dos grupos:

- **Ferrosos**

- **No ferrosos**

**Los metales ferrosos:** se basan en el hierro; el grupo incluye acero y Hierro colado éstos constituyen el grupo de materiales comerciales más importantes y comprende más de las tres cuartas partes del tonelaje de metal que se utiliza en todo el mundo. El hierro puro tiene poco uso comercial; pero aleado con el carbón tiene más usos y mayor valor comercial que cualquier otro metal. Las aleaciones de hierro y carbón pueden formar acero y hierro colado.

**Los metales no ferrosos:** son aquellos que incluyen elementos metálicos y aleaciones que no se basan en el hierro. Los metales de ingeniería más importantes en el grupo de los no ferrosos son: el aluminio, el cobre, el magnesio, el níquel, el titanio, el zinc y sus aleaciones.

El grupo de metales no ferrosos no puede igualar la resistencia de los aceros, algunas aleaciones no ferrosas tienen características, como resistencia a la corrosión y relaciones resistencia-peso, que los hacen competitivos con los aceros en aplicaciones para esfuerzos moderados y altos [27][28].

## **4.2 Selección de materiales para el mecanismo**

Para este estudio se compararon dos de los materiales más usados en estructuras de todo tipo, como lo son la aleación de aluminio y el acero estructural (sus propiedades se pueden observar gracias al software Ansys en la tabla 4), esto con el fin de encontrar el material óptimo para la misión del mecanismo.

elemento	Acero estructural	Aleación de aluminio
Densidad <Kg/m <sup>3</sup> >	7850	2770
Coeficiente de Expansión térmica <°C <sup>-1</sup> >	1.2 E-5	2.3 E-5
Módulo de Young <Pa>	2 E+11	7.1 E+10
Relación de Poison <Pa>	0.3	0.33
Fuerza ultima a tensión <Pa>	4.6 E+8	3.1 E+8

*Tabla 5. Propiedades obtenidas con el software ANSYS para acero estructural y aleación de aluminio*

Por lo general, las aleaciones de aluminio cuestan entre cuatro y cinco veces más que el acero en costo de materiales. Mientras que el costo del acero es de aproximadamente \$500/ton, las aleaciones de aluminio cuestan alrededor de \$2500/ton. Teniendo en cuenta que cuantos más elementos de aleación contenga el acero y cuanto más complejo sea el procedimiento de tratamiento térmico, más caro será [28].

El aluminio y sus aleaciones se utilizan ampliamente en aplicaciones aeroespaciales, automotrices, arquitectónicas, entre otras. Es el principal material de construcción para la industria aeronáutica debido a que aproximadamente el 70% de las estructuras de las aeronaves civiles comerciales están hechas de aleaciones de aluminio, y sin el aluminio la aviación civil no sería

económicamente viable. El aluminio 6111 y la aleación de aluminio 2008 se utilizan ampliamente para paneles externos de carrocería de automóviles. Los bloques de cilindros y los cárteres suelen estar hechos de aleaciones de aluminio.

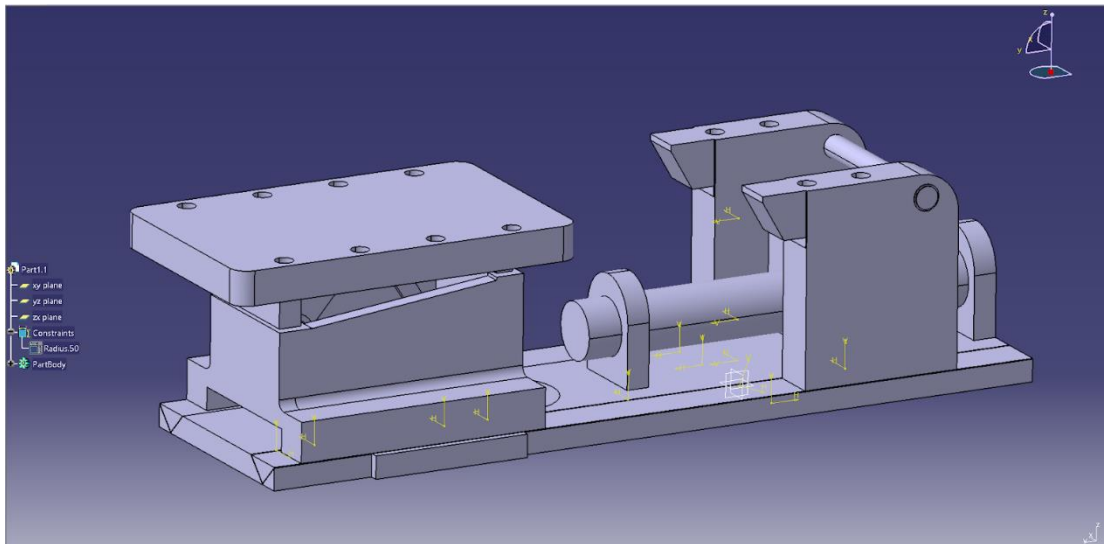
El acero estructural es un término general para una gran familia de aleaciones de hierro resistentes a la corrosión que contienen al menos un 10,5% de cromo y pueden contener otros elementos de aleación. La mayoría de las aplicaciones estructurales se producen en las industrias de la ingeniería química y energética, que representan más de la tercera parte del mercado de productos de acero inoxidable. Para ver un ejemplo, la variedad de aplicaciones del acero incluye recipientes de reactores nucleares e intercambiadores de calor. Debido a su fuerza y resistencia el acero es generalmente elegido material de equipos de resistencia también como los yunques [29] [30].

Página dejada en blanco intencionalmente

## Capítulo 5

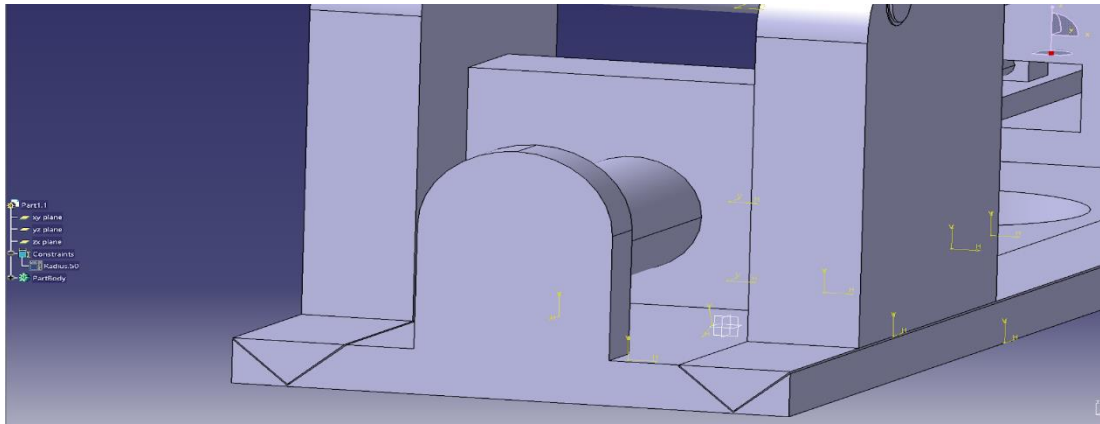
### Diseño conceptual y representación CAD

Como base para el diseño de la geometría del mecanismo se tuvieron en cuenta las condiciones previstas para la sección de prueba del túnel de choque supersónico y la geometría de este, pues al estar en el interior de esta sección se debe considerar que el espacio en el interior (siendo de un cilindro de 444.38 mm de ancho por 1125.17 mm de largo), debe ser suficiente para que quepan tanto el mecanismo como el modelo que se va a estudiar. Es por eso por lo que el prototipo de mecanismo en su versión final, que se puede observar en la figura 25, tiene 700 mm de largo, 200 mm de ancho y 190 mm de alto [24].



*Figura 30. Prototipo final del mecanismo para el montaje de objetos de estudio*

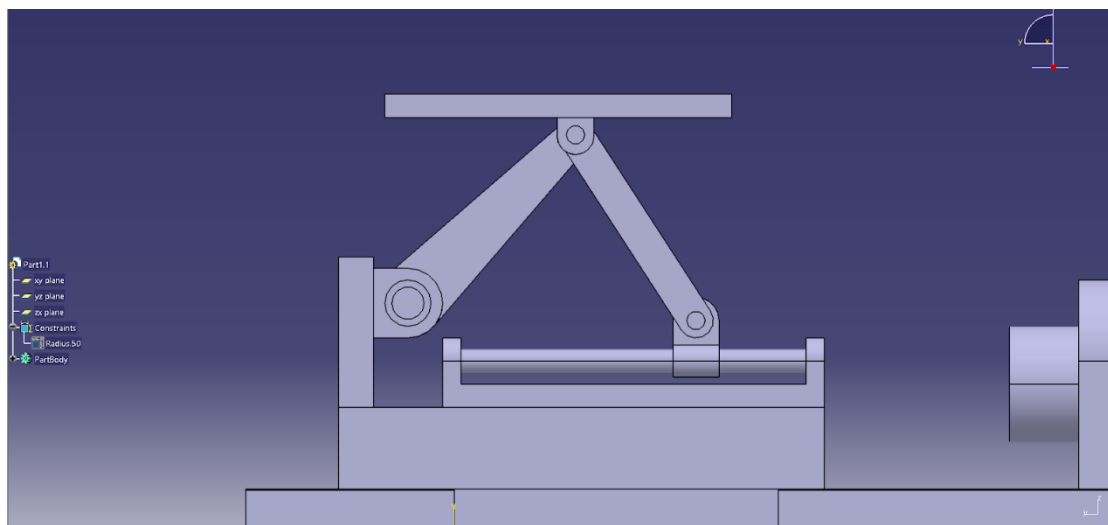
En cuanto al funcionamiento interno del mecanismo, lo que se diseñó fue un sistema que permitiera 2° de libertad, permitiendo que el mecanismo tenga movimientos horizontales y verticales.



*Figura 31. Rieles y tornillo sin fin del mecanismo para movimientos horizontales*

Por un lado, para los movimientos horizontales, se ubicó el mecanismo sobre un par de rieles, como se ve en la figura 26. Los cuales mediante un tornillo sin fin permiten que el mecanismo se mueva hacia adelante y hacia atrás en la sección de prueba, permitiendo no sólo el movimiento, sino controlar la velocidad del fluido al acercar o alejar el mecanismo y por ende el modelo de estudio de la tobera convergente-divergente.

Por otro lado, para el movimiento vertical se plantea un sistema basado en un pistón, como el seleccionado en el capítulo 6, tal como se puede observar en las figuras 27 y 28, con el fin de otorgar al mecanismo y al modelo que se desea estudiar movimientos de cabeceo que puedan variar en 3 posiciones, siendo estas de  $5^\circ$ ,  $0^\circ$  y  $-5^\circ$ , los cuales son los óptimos para estos estudios a velocidades supersónicas [31][32].



*Figura 32. interior del cabezal del mecanismo.*

Página dejada en blanco intencionalmente

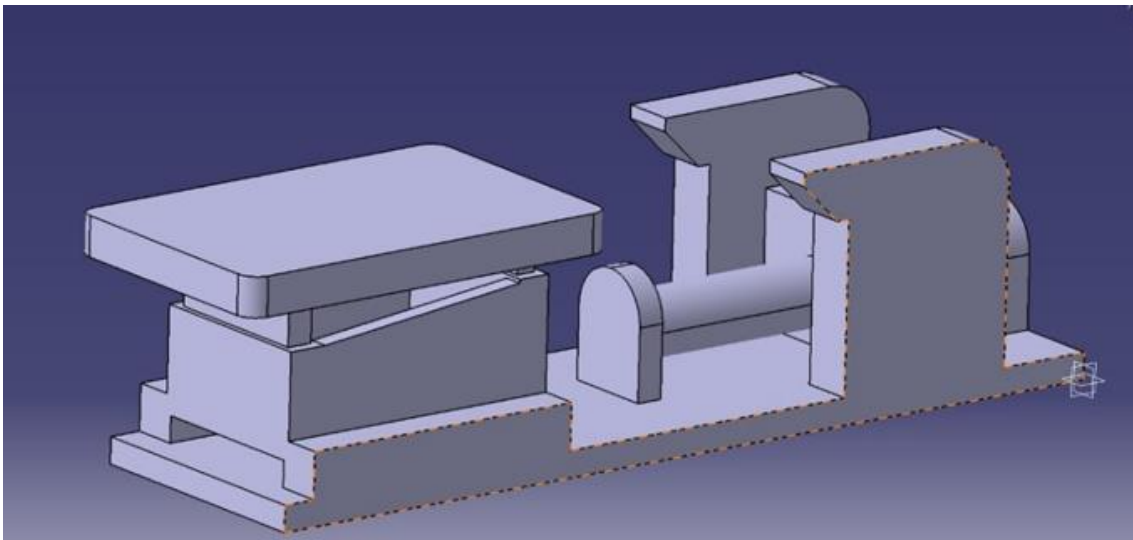


## Capítulo 6

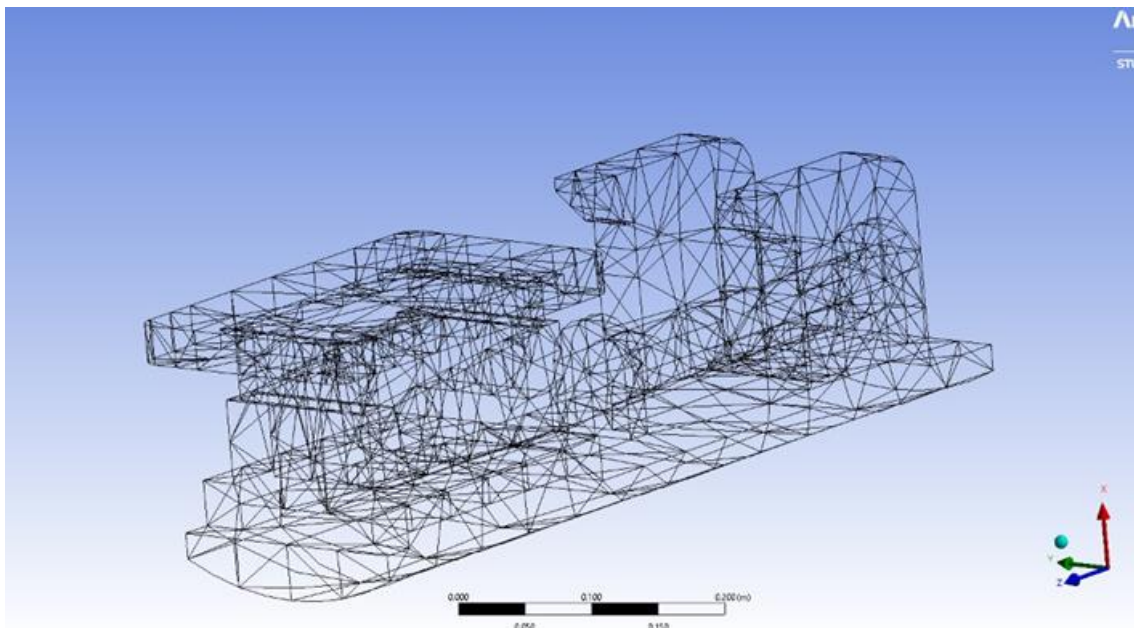
### Análisis estructural

El análisis estructural es una parte fundamental del diseño, ya que permite observar las fuerzas internas a las que se estará sometida cualquier estructura (en este caso el mecanismo para el montaje de objetos de estudio), partiendo de una fuerza aplicada sobre este.

Realizando este estudio en el programa Ansys workbench en su versión estudiantil, se inicia importando la geometría de una versión simplificada del prototipo de mecanismo para el montaje de objetos de estudio (ya que el mecanismo original no lo soporta la versión estudiantil por el número de nodos generados), como se ve en la figura 33, a la sección de “*Geometry*” y se procede realizando un mallado automático de la pieza como se puede observar en la figura 34, El cual crea automáticamente 16285 nodos y 9065 elementos, tal como se puede observar en el Anexo C.

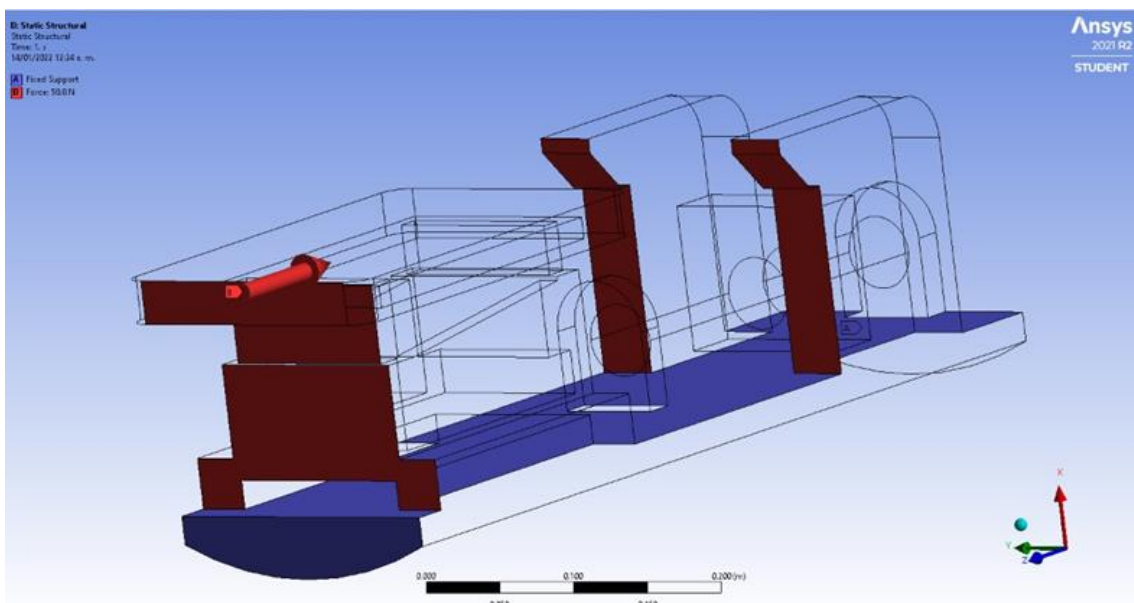


*Figura 33. Mecanismo simplificado*



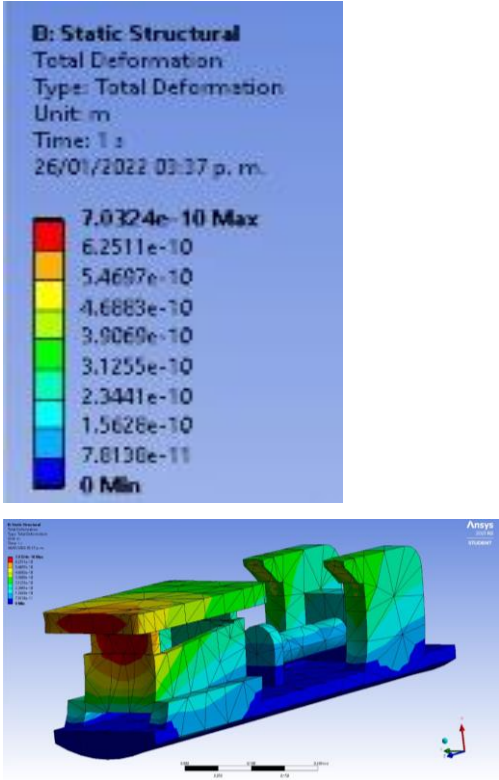
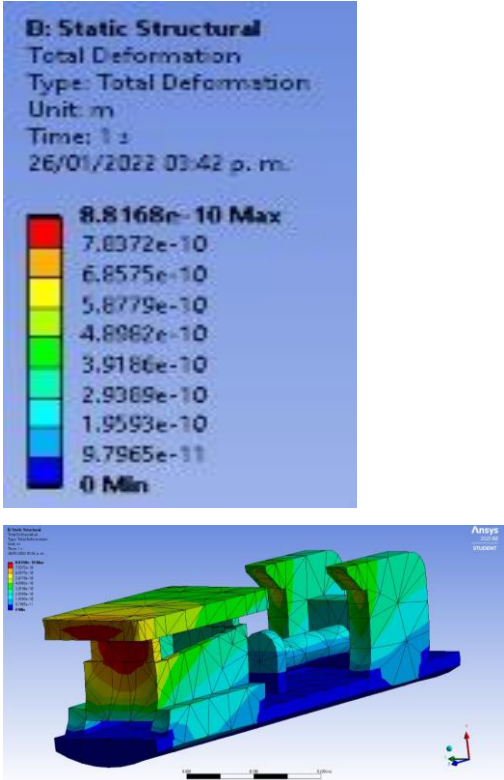
*Figura 34. Mallado de la pieza*

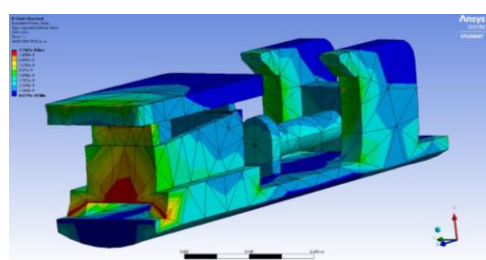
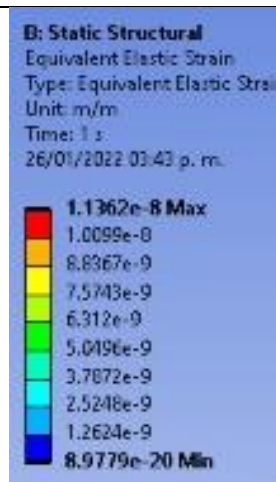
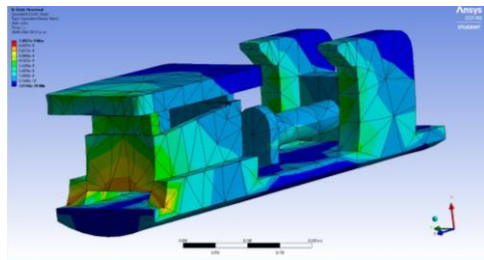
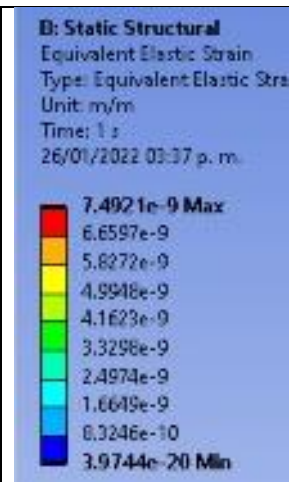
Tal como se observa en la figura 35, se establece el soporte fijo del sistema en la base del mecanismo. Mientras que, para la fuerza, se seleccionan las zonas frontales del mecanismo donde estaría en contacto directo con el flujo del tubo de choque. Para esta fuerza se toma la presión en la entrada de la sección de prueba que es de 1548.2 Pa. [24]



*Figura 35. Presión aplicada y mecanismo fijo del sistema*

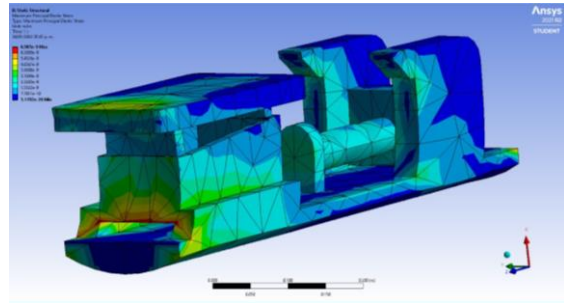
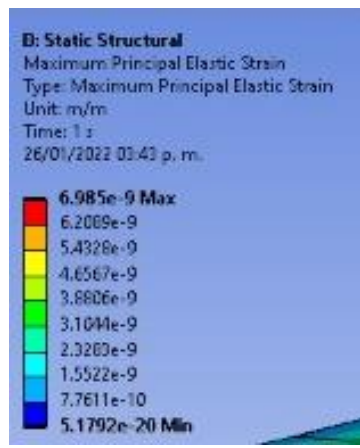
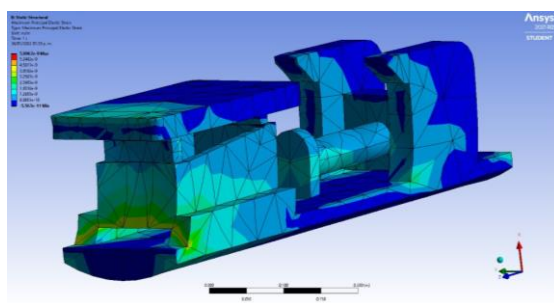
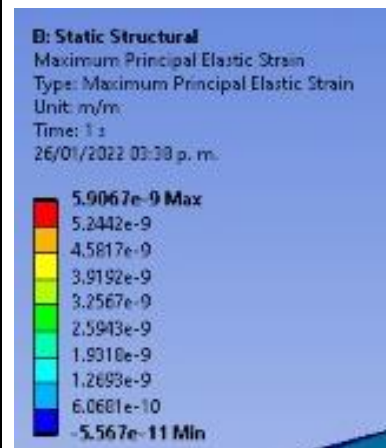
Este procedimiento de análisis estructural se repite para ambos materiales para así obtener los resultados de la tabla [5], tal que:

Acero estructural	Aleación de aluminio
Deformación Total	Deformación Total
 <p><b>B: Static Structural</b> Total Deformation Type: Total Deformation Unit: m Time: 1 s 26/01/2022 03:37 p. m.</p> <p>7.0324e-10 Max 6.2511e-10 5.4697e-10 4.6883e-10 3.9069e-10 3.1255e-10 2.3441e-10 1.5626e-10 7.8136e-11 0 Min</p>	 <p><b>B: Static Structural</b> Total Deformation Type: Total Deformation Unit: m Time: 1 s 26/01/2022 03:42 p. m.</p> <p>8.8168e-10 Max 7.8372e-10 6.8575e-10 5.8779e-10 4.8982e-10 3.9186e-10 2.9369e-10 1.9593e-10 9.7965e-11 0 Min</p>
Tensiones	Tensiones

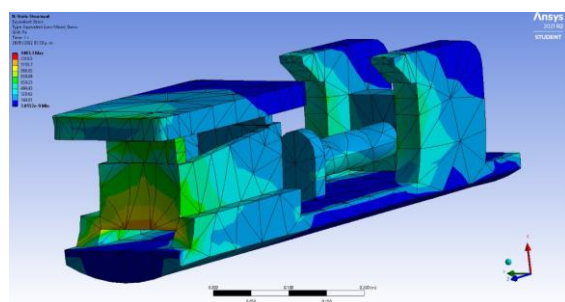


Tensión elástica principal máxima

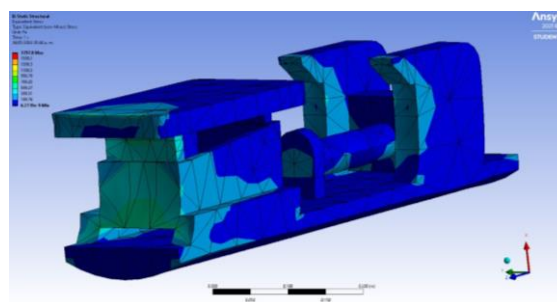
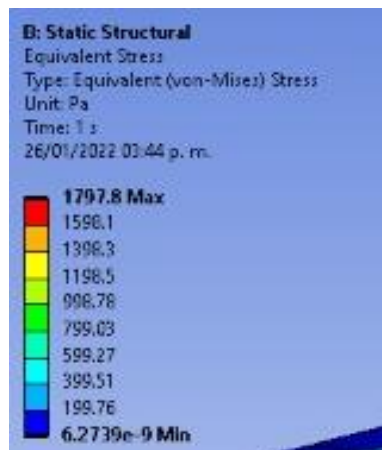
Tensión elástica principal máxima



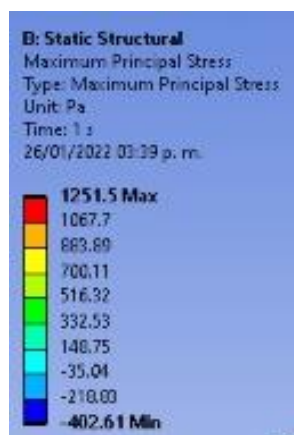
Esfuerzos equivalentes



Esfuerzos equivalentes



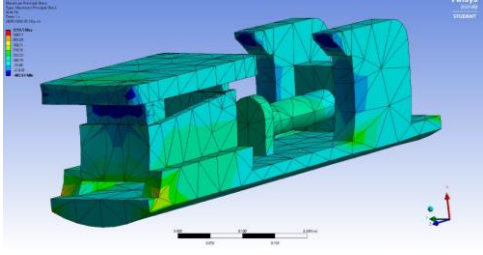
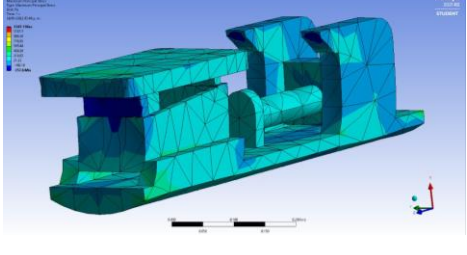

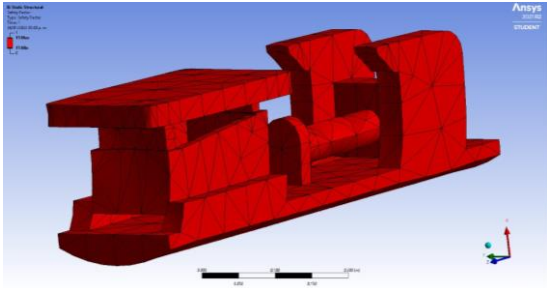

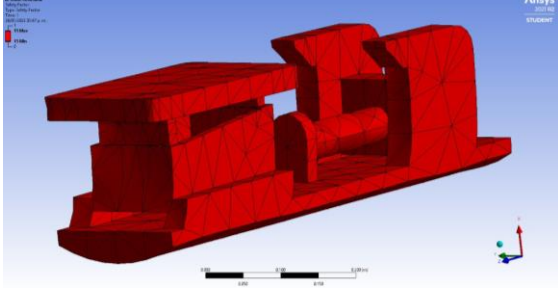
Estrés máximo principal



Estrés máximo principal





	
Factor de seguridad	Factor de seguridad
 	 

*Tabla 6. Resultados obtenidos con el software ANSYS para acero estructural y aleación de aluminio*

Con ayuda de las tablas [5] y [6] se pueden comparar de una manera práctica, tanto los resultados estructurales obtenidos como las algunas de las propiedades termo-mecánicas principales, los cuales se organizarán debidamente en la siguiente tabla [7] en la cual por medio de un puntaje ponderado se determinó la calidad de la variable de interés con respecto al material empleado para el soporte y teniendo en cuenta una escala para cualquier tipo de metal.

<b>Variable de interés para el Acero estructural</b>	<b>Puntaje 1/100</b>	<b>Variable de interés para el Aleación de aluminio</b>	<b>Puntaje 1/100</b>
Deformación total	85	Deformación total	75
Tensiones	95	Tensiones	80
Esfuerzos	90	Esfuerzos	80
Estrés	90	Estrés	85
Precio	95	Precio	25
Expansión térmica	95	Expansión térmica	90
Densidad	95	Densidad	80
Módulo de Young	90	Módulo de Young	85
Fuerza ultima a la tensión	90	Fuerza ultima a la tensión	90

*Tabla 7. Puntuaciones y comparación de cada material*

De lo cual se puede observar que el material más apto para la implementación del mecanismo de montaje de objetos es el acero estructural.

Página dejada en blanco intencionalmente



## Conclusiones

1. Según el análisis realizado, se observó que las principales necesidades que tiene el mecanismo en cuanto a operación, es trabajar en las condiciones presentes en el interior de la sección de prueba [24], condiciones funcionales del fluido establecidas en un intervalo de número de mach entre 1.5 y 4.5. Sabiendo esto, es necesario diseñar el mecanismo para operar si fallas, bajo la velocidad máxima generada por el túnel de choque la cual es de 4.5 Mach y obteniendo unos requisitos funcionales de operación en el interior de la sección de prueba en cuanto a densidad, presión y temperatura de 0,1278 Kg/m<sup>3</sup>, 1548,2319 Pa y 98,46 K Respectivamente. Para un túnel de choque ubicado en Bogotá, a 2640 m de altitud aproximadamente.
2. De acuerdo al estudio desarrollado, se analizan una variedad de mecanismos con el fin de encontrar una combinación que permita algo jamás visto en los soportes empleados en este tipo de túneles de choque, y es que permita movimientos en el interior de la sección de prueba. Partiendo de la clase de objetos de prueba que se desea estudiar, se basa el diseño en el soporte usado en el túnel de choque T3 [18], seguido de combinarlo con mecanismos simples y comercialmente accesibles, para mantener el estándar de bajo costo, donde finalmente se escogen el mecanismo tipo pistón para los movimientos verticales y los rieles para los movimientos horizontales. Llegando así a un mecanismo con 2° de libertad.

Así mismo, esta conclusión abre la puerta a nuevas investigaciones y preguntas problema, puesto que tanto el mecanismo, como la estructura base, pueden estar sometidas a cambios y/o optimizaciones a la hora de una construcción real del túnel de choque.

3. En cuanto a los materiales empleados, se realizó una investigación en busca de los materiales óptimos para cumplir el objetivo principal del mecanismo, el cual es ofrecer una estructura resistente a un flujo supersónico, manteniendo estático un modelo u objeto de prueba en dicho flujo. Para esto se observa que los materiales más apropiados para esta estructura son los metales, por su alta resistencia y accesibilidad en el mercado, razón por la cual se hace una comparación entre las propiedades de unos de los materiales más usados, escogiendo el acero estructural para los materiales ferrosos y la aleación de aluminio para los no ferrosos.

Finalmente, por medio de un software de simulación, se someten los dos materiales a la presión máxima que puede alcanzar la sección de prueba, de 1548,2319 Pa, por medio de un análisis estructural estático, con el fin de hallar las deformaciones máximas que presenta cada material ante este flujo. Se tuvo como resultado que el acero estructural y el aluminio tendrían una deformación total de  $7.0324 \times 10^{-10}$  m y  $8.8168 \times 10^{-10}$  m respectivamente, concluyendo así que el material que presenta una menor deformación es el acero estructural.

4. De acuerdo al análisis aerodinámico realizado, se tiene que, al someter el mecanismo al flujo, se obtiene una onda de choque normal la cual puede ser estudiada mediante las ecuaciones de estado dadas por la literatura, por medio de las ecuaciones 7, 8 y 9. En donde se tiene como resultado un aumento en la densidad, presión y temperatura de estancamiento para todas las velocidades, llegando a valores máximos de  $2.9597 \text{ Kg/m}^3$ , 851981.84 Pa y 23040.26 K respectivamente para un Mach de 4.5 y tomando como condiciones iniciales las presentes en la entrada de la sección de prueba. Sin embargo, se concluye que estos aumentos en las propiedades aerotermodinámicas del fluido pueden ser despreciados para la estructura, debido a que el mecanismo estará expuesto al flujo en lapsos de tiempo cortos, por lo cual no se está

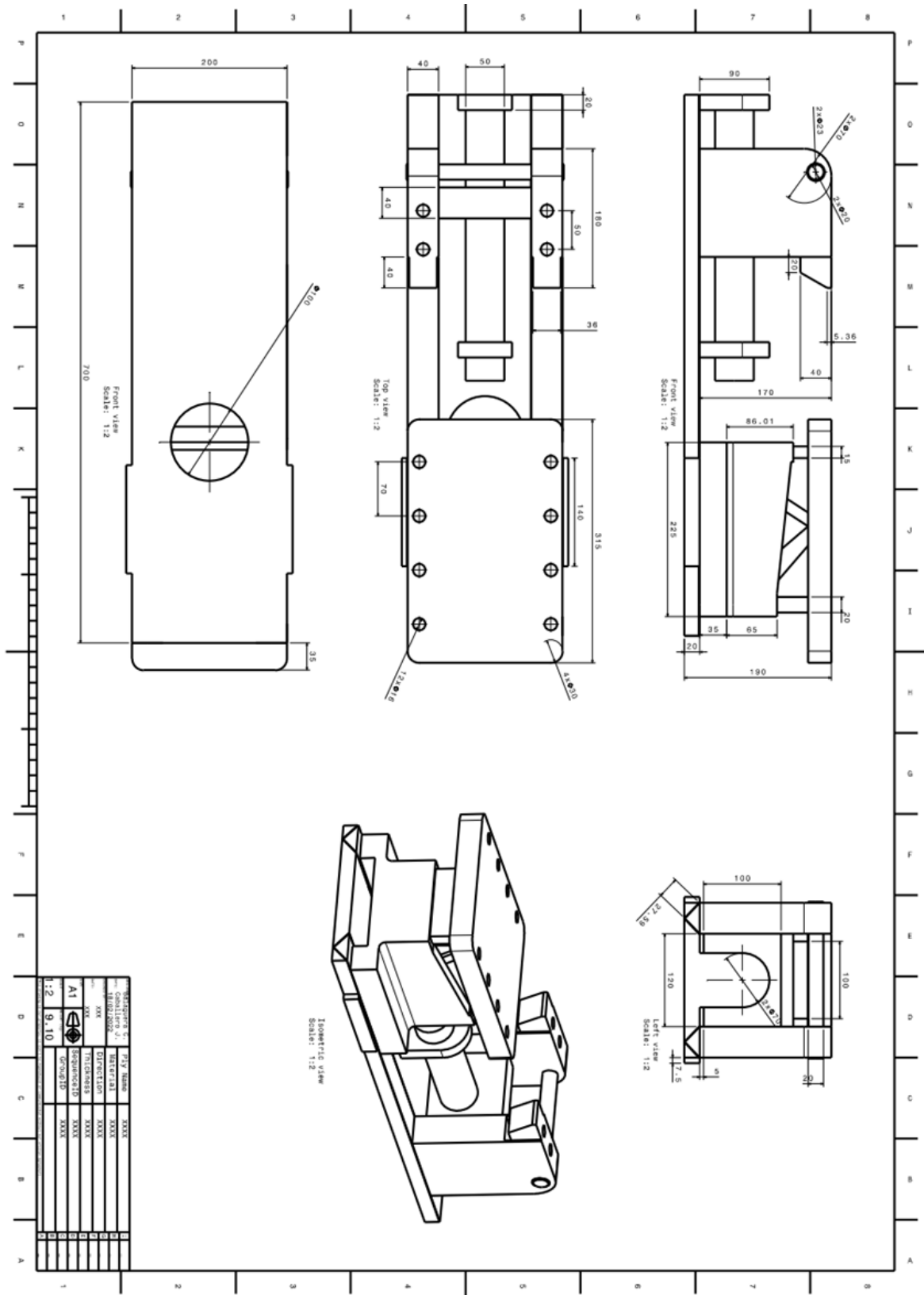
expuesto al flujo el suficiente tiempo como para que pueda afectar las propiedades de los materiales usados.

# Referencias

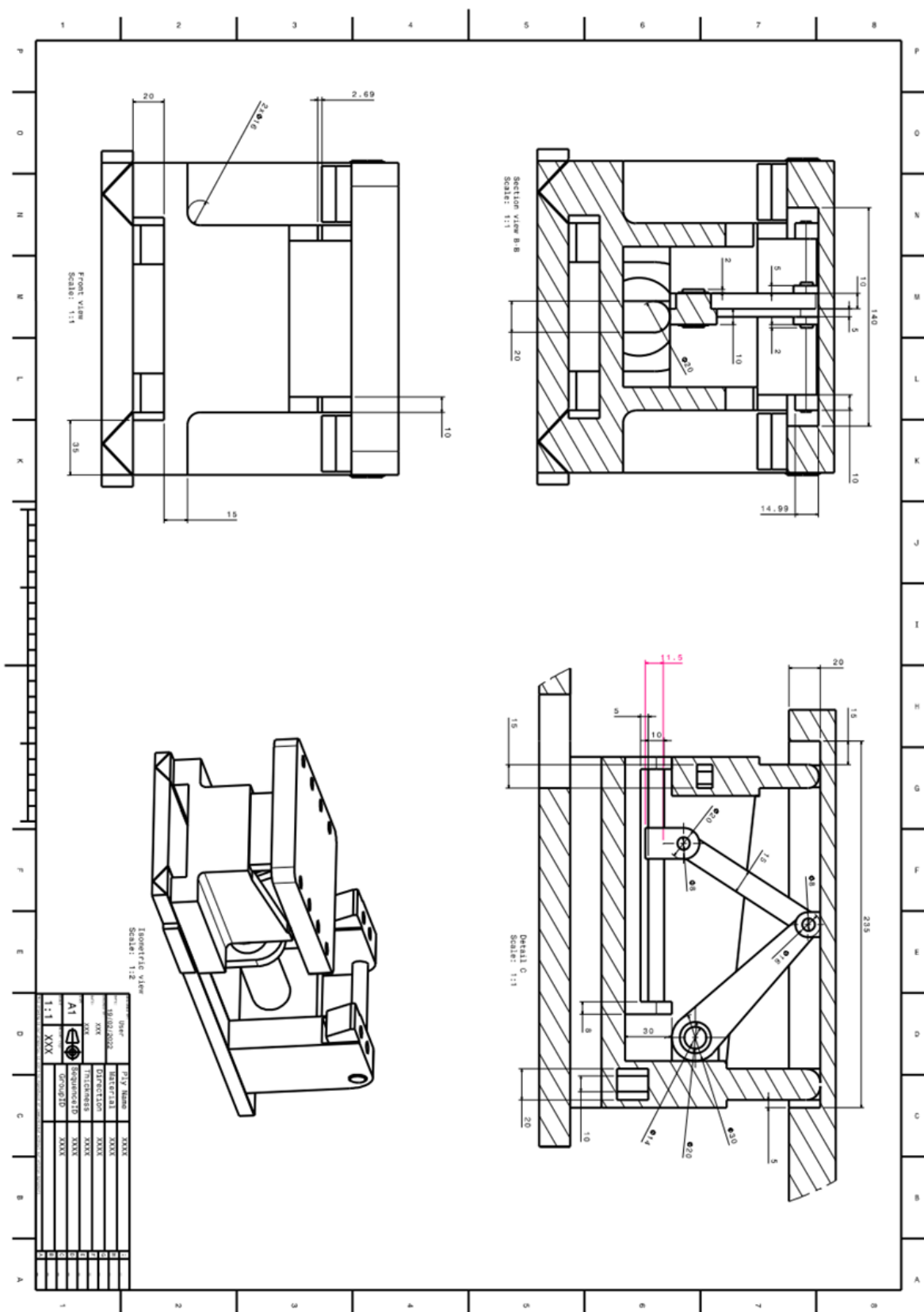
- [1]. Johnson, D., 2018. The Design and Implementation of a Supersonic Indraft Tube Wind Tunnel for the Demonstration of Supersonic Flows. Maestría. Faculty of California Polytechnic State University, San Luis Obispo.
- [2]. A. Arango and J. M. Yepes, “Diseño, Construcción y Puesta en funcionamiento 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.
- [3]. C. Isidore, “United planea vuelos supersónicos para 2029,” CNN, 2021, [Online]. Available: <https://cnnespanol.cnn.com/2021/06/04/united-vuelos-supersonicos-2029-trax/>
- [4]. Minciencias, 2018. ANEXO 1. TECHNOLOGY READINESS LEVELS - TRL. Bogotá, pp.1-3.
- [5]. J. D. Anderson, Jr, (1997). “*A History of Aerodynamics and Its Impact on Flying Machines*”. Cambridge University Press.
- [6]. Sampieri, R. H. (2014). “Metodología de la investigación: las rutas cuantitativa, cualitativa y mixta. McGraw Hill México”.
- [7]. John D. Anderson, Jr, (2004). “*Introduction to flight*, McGraw Hill, 5th Edition. Cambridge University Press.
- [8]. John D. Anderson, Jr, (1991). “*Fundamentals of aerodynamics*, McGraw Hill, 2nd Edition”. Cambridge University Press.
- [9]. John D. Anderson, Jr, (1990). “*Modern Compressible Flow*, McGraw Hill, 2nd Edition”. Cambridge University Press.
- [10]. 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.
- [11]. Clark, A., Yu, C. and Choi, S., (2006). “Development of an Airframe-Propulsion Integrated Generic Hypersonic Vehicle Model”. In: University of Southern California. Los Angeles, California.
- [12]. WILLIAM, S., AIKEN, JR., (1987) Wind Tunnels of NASA. EE. UU.
- [13]. L. Cattafesta, C. Bahr, and J. Mathew, “Fundamentals of Wind-Tunnel Design,” in *Encyclopedia of Aerospace Engineering*, American Cancer Society, 2010.
- [14]. J. Orozco, (2015). “En Cali funciona el único túnel subsónico de viento de Colombia para probar aviones”. El país [en línea], disponible en: <https://www.elpais.com.co/multimedia/fotos/en-cali-funciona-el-unico-tunel-subsonico-de-viento-de-colombia-para-probar-aviones.html>
- [15]. Lockheed Martin Missiles and Fire Control, (). “High Speed Wind Tunnel and Test Systems Design Handbook”. Dallas, Texas.
- [16]. Clark, R.L., Powers, P.W., Mann, R.J. (2014). “DESIGN OP A BLOW-DOWN SUPERSONIC WIND TUNNEL”, Faculty of the Department of Mechanical Engineering, University of southeren California.
- [17]. Peter, M (2009). Design of a Supersonic Wind Tunnel. Graduation project. Worcester Polytechnic Institute
- [18]. Rodriguez Baron, I.F. (2014) “Experimental Investigation of the Scramjet Demonstrator 14-X B at Mach Number 6 to 12 in the Hypersonic Shock Tunnel”. Campo Montenegro, São José dos Campos, SP – Brazil.
- [19]. H.T. Nagamatsu, R.E. sheer, jr. L.A. Osburg, and K.H. Cary: “Design Features of the General Electric laboratory hypersonic shock tunnel”, General elcectrics.
- [20]. Camacho Solano, A. A. & Franco Almendra, C. A. (2020) “Diseño conceptual de una tobera convergente-divergente de área variable para un túnel de choque”.

- [21]. Hong, C. C., Chang, C. L., & Lin, C. Y. (2016). Static structural analysis of great five-axis turning–milling complex CNC machine. *Engineering Science and Technology, an International Journal*, 19(4), 1971-1984.
- [22]. Lawrence, K. L. (2010). *ANSYS workbench tutorial: structural & thermal analysis using the ANSYS workbench release 12.1 environment*. SDC Publications.
- [23]. Musa, S. M., Kulkarni, A. V., & Havanur, V. K. (2014). *Finite element analysis: a primer*. Mercury Learning and Information.
- [24]. Cala Cardona, E. L., & Bautista Unda, H. D. (2021) “Diseño conceptual y preliminar de la sección de prueba de un túnel de choque supersónico.”
- [25]. Rodríguez Gutiérrez, D. A., & Rivera Lozano, G. V. (2021) “Diseño conceptual y preliminar de un tubo de choque supersónico”.
- [26]. M. Escuder Olivencia, (2016). “Estudio de un motor de 6 cilindros en V”. Universidad Politecnica de Cataluña
- [27]. UMSS – Facultad de Ciencias y Tecnología Ing. Mecánica (2017). *Tecnología Mecánica II* 34 1.7 “CLASIFICACIÓN DE LOS MATERIALES PARA MANUFACTURA”
- [28]. Ashby, Michael; Hugh Shercliff; David Cebon (2007). *Materiales: ingeniería, ciencia, procesamiento y diseño* (1ª ed.)
- [29]. Departamento de Energía de EE.UU., Ciencia de Materiales. *Manual de fundamentos del DOE*, Volumen 1 y 2. enero de 1993.
- [30]. William D. Callister, David G. Rethwisch. *Ciencia e Ingeniería de Materiales: Introducción* 9ª Edición, Wiley; 9a edición (4 de diciembre de 2013)
- [31]. S.N.P. Laiton, P.G.P Toro, (2017) “ANÁLISIS TEÓRICO DE LA ENTRADA DE AIRE DEL VEHÍCULO 14-X B EN CONDICIONES DE ANGULO DE ATAQUE”.
- [32]. S.N.P Laiton, (2015) “Estudio teórico-analítico el vehículo hipersónico aeroespacial 14-X B en angulo de ataque”
- [33]. (Webmaster), K. (2017). ECSS-E-ST-10C Rev.1 – System engineering general requirements (15 February 2017) | European Cooperation for Space Standardization. Retrieved 29 November 2018, from <https://ecss.nl/standard/ecss-e-st-10c-rev-1-system-engineering-general-requirements-15-february-2017/>

## Anexo A



## Anexo B

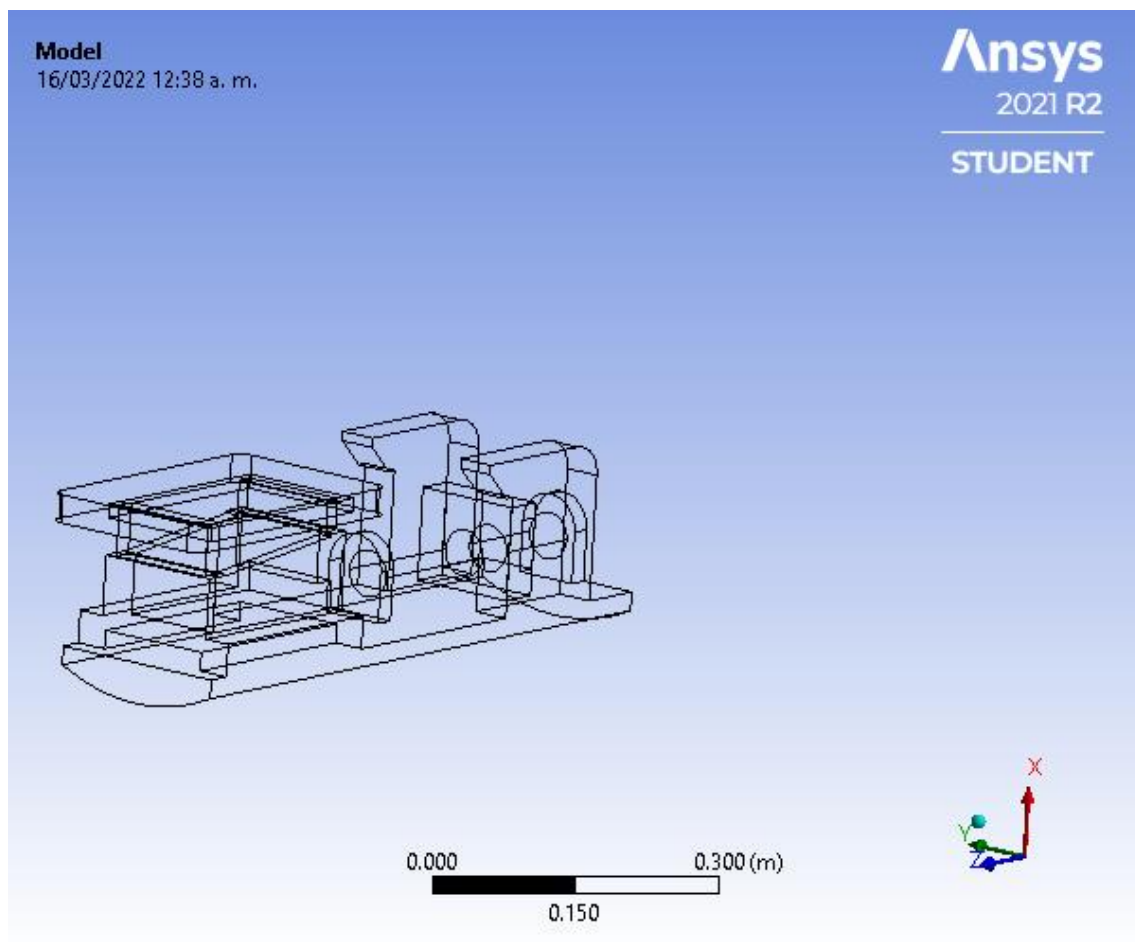


## Anexo C



### Project\*

Author	Carlos Balaguera - Joseph Caballero
First Saved	Friday, December 10, 2021
Last Saved	Wednesday, March 16, 2022
Product Version	2021 R2
Save Project Before Solution	No
Save Project After Solution	No





# Contents

- [Units](#)
- [Model \(B4\)](#)
  - [Geometry](#)
    - [Parts](#)
  - [Materials](#)
  - [Coordinate Systems](#)
  - [Connections](#)
    - [Contacts](#)
      - [Contact Region 2](#)
  - [Mesh](#)
  - [Named Selections](#)
  - [Static Structural \(B5\)](#)
    - [Analysis Settings](#)
    - [Loads](#)
    - [Solution \(B6\)](#)
      - [Solution Information](#)
      - [Results](#)
      - [Stress Tool](#)
        - [Safety Factor](#)
- [Material Data](#)
  - [Structural Steel 2](#)
  - [Structural Steel](#)

## Units

**TABLE 1**

Unit System	Metric (m, kg, N, s, V, A) Degrees rad/s Celsius
Angle	Degrees
Rotational Velocity	rad/s
Temperature	Celsius

## Model (B4)

### Geometry

**TABLE 2**  
**Model (B4) > Geometry**

Object Name	<i>Geometry</i>
State	Fully Defined
<b>Definition</b>	
Source	C:\Users\User\Documents\soporte_files\dp0\Geom\DM\Geom.agdb
Type	DesignModeler
Length Unit	Meters
Element Control	Program Controlled
Display Style	Body Color
<b>Bounding Box</b>	
Length X	0.61344 m
Length Y	0.6 m
Length Z	1.1252 m
<b>Properties</b>	
Volume	0.31974 m <sup>3</sup>

Mass	2509.9 kg
Scale Factor Value	1.
<b>Statistics</b>	
Bodies	2
Active Bodies	2
Nodes	16285
Elements	9065
Mesh Metric	None
<b>Update Options</b>	
Assign Default Material	No
<b>Basic Geometry Options</b>	
Parameters	Independent
Parameter Key	
Attributes	Yes
Attribute Key	
Named Selections	Yes
Named Selection Key	
Material Properties	Yes
<b>Advanced Geometry Options</b>	
Use Associativity	Yes
Coordinate Systems	Yes
Coordinate System Key	
Reader Mode Saves Updated File	No
Use Instances	Yes
Smart CAD Update	Yes
Compare Parts On Update	No
Analysis Type	3-D
Import Facet Quality	Source
Clean Bodies On Import	No
Stitch Surfaces On Import	None
Decompose Disjoint Geometry	Yes
Enclosure and Symmetry Processing	Yes

**TABLE 3**  
**Model (B4) > Geometry > Parts**

Object Name	Soporte	Sección de prueba
State	Meshed	Hidden
Graphics Properties		
Visible	Yes	No
Transparency	1	
Definition		
Suppressed	No	
Stiffness Behavior	Flexible	
Coordinate System	Default Coordinate System	
Reference Temperature	By Environment	
Treatment	None	
Material		
Assignment	Structural Steel 2	Structural Steel
Nonlinear Effects	Yes	

Thermal Strain Effects	Yes	
Bounding Box		
Length X	0.21344 m	0.6 m
Length Y	0.2 m	0.6 m
Length Z	0.735 m	1.1252 m
Properties		
Volume	1.1652e-002 m³	0.30809 m³
Mass	91.467 kg	2418.5 kg
Centroid X	6.0553e-002 m	0.29704 m
Centroid Y	0.10002 m	9.9999e-002 m
Centroid Z	0.48661 m	0.56498 m
Moment of Inertia Ip1	4.5681 kg·m²	313.35 kg·m²
Moment of Inertia Ip2	4.6436 kg·m²	309.49 kg·m²
Moment of Inertia Ip3	0.69989 kg·m²	106.84 kg·m²
Statistics		
Nodes	3770	12515
Elements	1751	7314
Mesh Metric	None	

**TABLE 4**  
**Model (B4) > Materials**

Object Name	<i>Materials</i>
State	Fully Defined
<b>Statistics</b>	
Materials	3
Material Assignments	0

## Coordinate Systems

**TABLE 5**  
**Model (B4) > Coordinate Systems > Coordinate System**

Object Name	<i>Global Coordinate System</i>
State	Fully Defined
<b>Definition</b>	
Type	Cartesian
Coordinate System ID	0.
<b>Origin</b>	
Origin X	0. m
Origin Y	0. m
Origin Z	0. m
<b>Directional Vectors</b>	
X Axis Data	[ 1. 0. 0. ]
Y Axis Data	[ 0. 1. 0. ]
Z Axis Data	[ 0. 0. 1. ]

## Connections

**TABLE 6**  
**Model (B4) > Connections**

Object Name	<i>Connections</i>
State	Fully Defined
<b>Auto Detection</b>	
Generate Automatic Connection On Refresh	Yes
<b>Transparency</b>	

Enabled	Yes
---------	-----

**TABLE 7**  
**Model (B4) > Connections > Contacts**

Object Name	<i>Contacts</i>
State	Fully Defined
<b>Definition</b>	
Connection Type	Contact
<b>Scope</b>	
Scoping Method	Geometry Selection
Geometry	All Bodies
<b>Auto Detection</b>	
Tolerance Type	Slider
Tolerance Slider	0.
Tolerance Value	3.5376e-003 m
Use Range	No
Face/Face	Yes
Face-Face Angle Tolerance	75. °
Face Overlap Tolerance	Off
Cylindrical Faces	Include
Face/Edge	No
Edge/Edge	No
Priority	Include All
Group By	Bodies
Search Across	Bodies
<b>Statistics</b>	
Connections	1
Active Connections	1

**TABLE 8**  
**Model (B4) > Connections > Contacts > Contact Regions**

Object Name	<i>Contact Region 2</i>
State	Fully Defined
<b>Scope</b>	
Scoping Method	Geometry Selection
Contact	82 Faces
Target	82 Faces
Contact Bodies	Soporte
Target Bodies	Sección de prueba
Protected	No
<b>Definition</b>	
Type	Bonded
Scope Mode	Automatic
Behavior	Program Controlled
Trim Contact	Program Controlled
Trim Tolerance	3.5376e-003 m
Suppressed	No
<b>Advanced</b>	
Formulation	Program Controlled
Small Sliding	Program Controlled
Detection Method	Program Controlled
Penetration Tolerance	Program Controlled
Elastic Slip Tolerance	Program Controlled

## Mesh

Normal Stiffness	Program Controlled
Update Stiffness	Program Controlled
Pinball Region	Program Controlled
<b>Geometric Modification</b>	
Contact Geometry Correction	None
Target Geometry Correction	None

**TABLE 9**  
**Model (B4) > Mesh**

Object Name	<i>Mesh</i>
State	Solved
<b>Display</b>	
Display Style	Use Geometry Setting
<b>Defaults</b>	
Physics Preference	Mechanical
Element Order	Program Controlled
Element Size	Default
<b>Sizing</b>	
Use Adaptive Sizing	Yes
Resolution	Default (2)
Mesh Defeaturing	Yes
Defeature Size	Default
Transition	Fast
Span Angle Center	Coarse
Initial Size Seed	Assembly
Bounding Box Diagonal	1.415 m
Average Surface Area	2.507e-002 m <sup>2</sup>
Minimum Edge Length	2.7e-003 m
<b>Quality</b>	
Check Mesh Quality	Yes, Errors
Error Limits	Aggressive Mechanical
Target Quality	Default (0.050000)
Smoothing	Medium
Mesh Metric	None
<b>Inflation</b>	
Use Automatic Inflation	None
Inflation Option	Smooth Transition
Transition Ratio	0.272
Maximum Layers	5
Growth Rate	1.2
Inflation Algorithm	Pre
View Advanced Options	No
<b>Advanced</b>	
Number of CPUs for Parallel Part Meshing	Program Controlled
Straight Sided Elements	No
Rigid Body Behavior	Dimensionally Reduced
Triangle Surface Mesher	Program Controlled
Topology Checking	Yes
Pinch Tolerance	Please Define
Generate Pinch on Refresh	No
<b>Statistics</b>	

Nodes	16285
Elements	9065

## Named Selections

**TABLE 10**  
**Model (B4) > Named Selections > Named Selections**

Object Name	Entrada	Salida	Pared	Contactoaire	ContactoVDC
State	Fully Defined				
Scope					
Scoping Method	Geometry Selection				
Geometry	1 Face			83 Faces	82 Faces
Definition					
Send to Solver	Yes				
Protected	Program Controlled				
Visible	Yes				
Program Controlled Inflation	Exclude				
Statistics					
Type	Imported				
Total Selection	1 Face			83 Faces	82 Faces
Surface Area	0.28131 m²	1.9757 m²	0.91666 m²	0.75688 m²	
Suppressed	0				
Used by Mesh Worksheet	No				

## Static Structural (B5)

**TABLE 11**  
**Model (B4) > Analysis**

Object Name	<i>Static Structural (B5)</i>
State	Solved
<b>Definition</b>	
Physics Type	Structural
Analysis Type	Static Structural
Solver Target	Mechanical APDL
<b>Options</b>	
Environment Temperature	22. °C
Generate Input Only	No

**TABLE 12**  
**Model (B4) > Static Structural (B5) > Analysis Settings**

Object Name	<i>Analysis Settings</i>
State	Fully Defined
<b>Step Controls</b>	
Number Of Steps	1.
Current Step Number	1.
Step End Time	1. s
Auto Time Stepping	Program Controlled
<b>Solver Controls</b>	
Solver Type	Program Controlled
Weak Springs	Off
Solver Pivot Checking	Program Controlled
Large Deflection	Off
Inertia Relief	Off
Quasi-Static Solution	Off

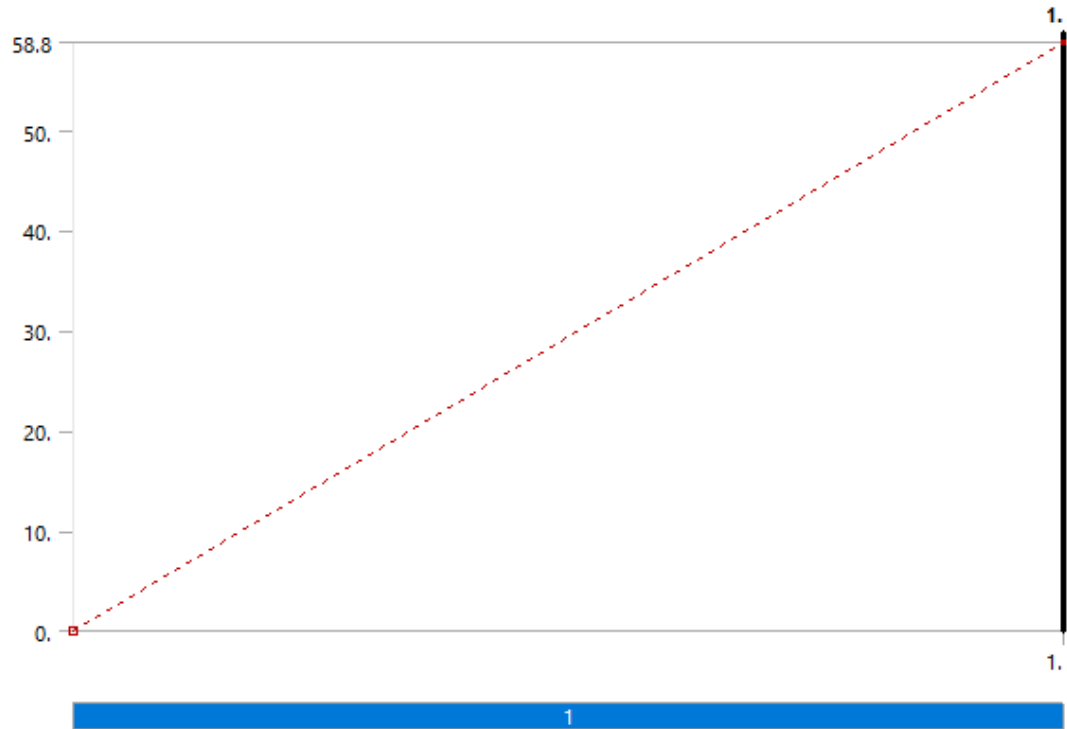
Rotordynamics Controls	
Coriolis Effect	Off
Restart Controls	
Generate Restart Points	Program Controlled
Retain Files After Full Solve	Yes
Combine Restart Files	Program Controlled
Nonlinear Controls	
Newton-Raphson Option	Program Controlled
Force Convergence	Program Controlled
Moment Convergence	Program Controlled
Displacement Convergence	Program Controlled
Rotation Convergence	Program Controlled
Line Search	Program Controlled
Stabilization	Program Controlled
Advanced	
Inverse Option	No
Contact Split (DMP)	Off
Output Controls	
Stress	Yes
Surface Stress	No
Back Stress	No
Strain	Yes
Contact Data	Yes
Nonlinear Data	No
Nodal Forces	No
Volume and Energy	Yes
Euler Angles	Yes
General Miscellaneous	No
Contact Miscellaneous	No
Store Results At	All Time Points
Result File Compression	Program Controlled
Analysis Data Management	
Solver Files Directory	C:\Users\User\Documents\soporte_files\dp0\SYS-1\MECH\
Future Analysis	None
Scratch Solver Files Directory	
Save MAPDL db	No
Contact Summary	Program Controlled
Delete Unneeded Files	Yes
Nonlinear Solution	No
Solver Units	Active System
Solver Unit System	mks

**TABLE 13**  
**Model (B4) > Static Structural (B5) > Loads**

Model (B4) > State Structural (B5) > Loads		
Object Name	Fixed Support	Force
State	Fully Defined	
Scope		
Scoping Method	Geometry Selection	
Geometry	2 Faces	9 Faces
Definition		
Type	Fixed Support	Force
Suppressed	No	

Define By		Vector
Applied By		Surface Effect
Magnitude		58.8 N (ramped)
Direction		Defined

**FIGURE 1**  
**Model (B4) > Static Structural (B5) > Force**



Solution (B6)

**TABLE 14**  
**Model (B4) > Static Structural (B5) > Solution**

Object Name	<i>Solution (B6)</i>
State	Solved
<b>Adaptive Mesh Refinement</b>	
Max Refinement Loops	1.
Refinement Depth	2.
<b>Information</b>	
Status	Done
MAPDL Elapsed Time	8. s
MAPDL Memory Used	461. MB
MAPDL Result File Size	6.9375 MB
<b>Post Processing</b>	
Beam Section Results	No
On Demand Stress/Strain	No

**TABLE 15**  
**Model (B4) > Static Structural (B5) > Solution (B6) > Solution Information**

Object Name	<i>Solution Information</i>
State	Solved
<b>Solution Information</b>	

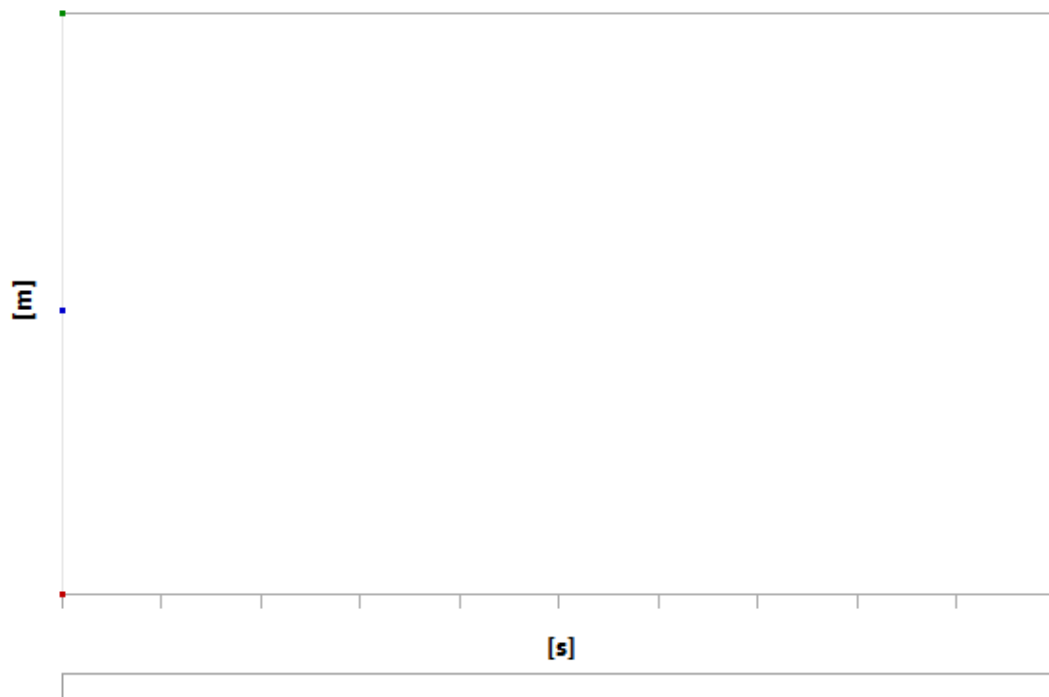


Solution Output	Solver Output
Newton-Raphson Residuals	0
Identify Element Violations	0
Update Interval	2.5 s
Display Points	All
<b>FE Connection Visibility</b>	
Activate Visibility	Yes
Display	All FE Connectors
Draw Connections Attached To	All Nodes
Line Color	Connection Type
Visible on Results	No
Line Thickness	Single
Display Type	Lines

**TABLE 16**  
**Model (B4) > Static Structural (B5) > Solution (B6) > Results**

Model (B4) > Static Structural (B5) > Solution (B6) > Results					
Object Name	Total Deformation	Equivalent Elastic Strain	Maximum Principal Elastic Strain	Equivalent Stress	Maximum Principal Stress
State	Solved				
Scope					
Scoping Method	Geometry Selection				
Geometry	All Bodies				
Definition					
Type	Total Deformation	Equivalent Elastic Strain	Maximum Principal Elastic Strain	Equivalent (von-Mises) Stress	Maximum Principal Stress
By	Time				
Display Time	Last				
Calculate Time History	Yes				
Identifier					
Suppressed	No				
Results					
Minimum	0. m	3.2166e-020 m/m	1.9966e-020 m/m	6.4133e-009 Pa	-322.24 Pa
Maximum	6.867e-010 m	9.9906e-009 m/m	7.2679e-009 m/m	1855.5 Pa	1261.9 Pa
Average	3.3456e-010 m	1.0959e-009 m/m	6.5132e-010 m/m	199.62 Pa	88.722 Pa
Minimum Occurs On	Soporte				
Maximum Occurs On	Sección de prueba				
Information					
Time	1. s				
Load Step	1				
Substep	1				
Iteration Number	1				
Integration Point Results					
Display Option		Averaged			
Average		No			

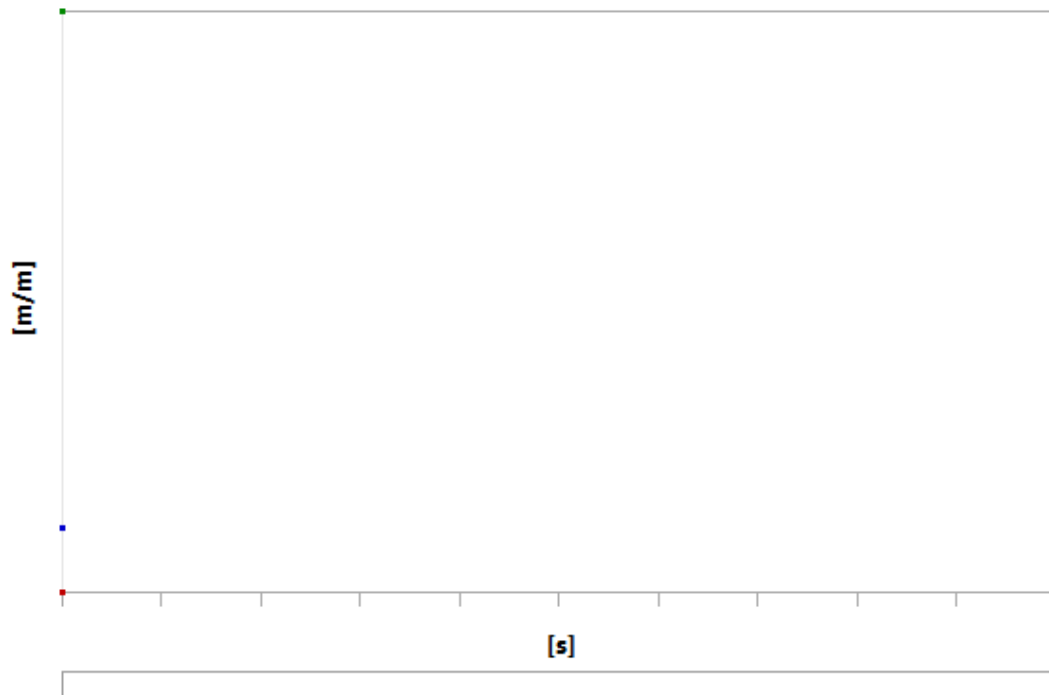
**FIGURE 2**  
**Model (B4) > Static Structural (B5) > Solution (B6) > Total Deformation**



**TABLE 17**  
**Model (B4) > Static Structural (B5) > Solution (B6) > Total Deformation**

Time [s]	Minimum [m]	Maximum [m]	Average [m]
1.	0.	6.867e-010	3.3456e-010

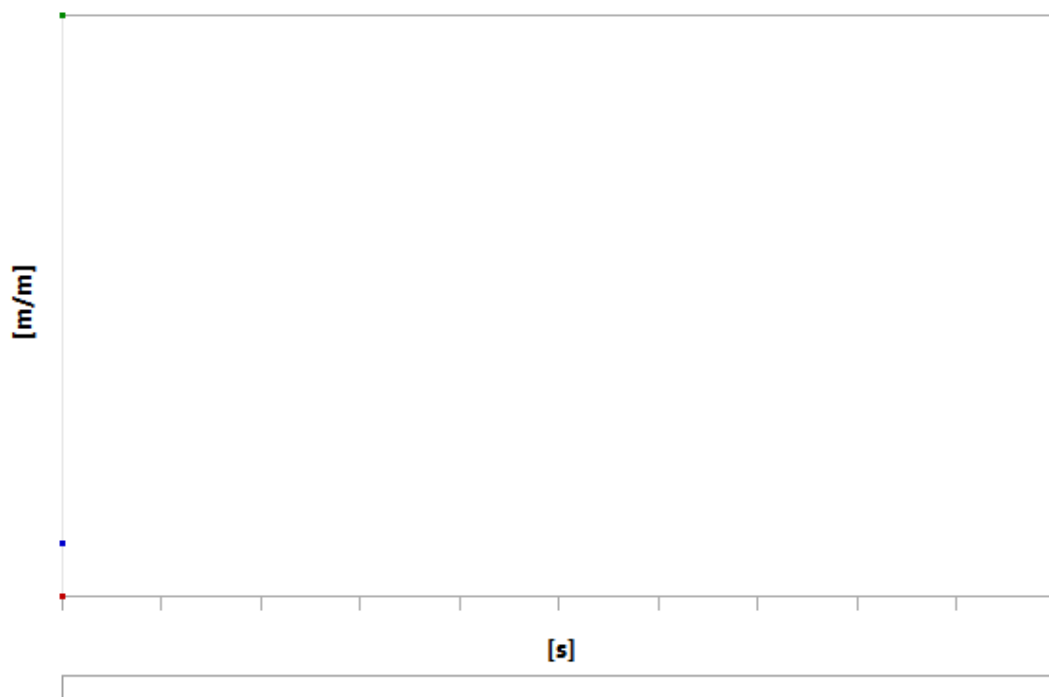
**FIGURE 3**  
**Model (B4) > Static Structural (B5) > Solution (B6) > Equivalent Elastic Strain**



**TABLE 18**  
**Model (B4) > Static Structural (B5) > Solution (B6) > Equivalent Elastic Strain**

Time [s]	Minimum [m/m]	Maximum [m/m]	Average [m/m]
1.	3.2166e-020	9.9906e-009	1.0959e-009

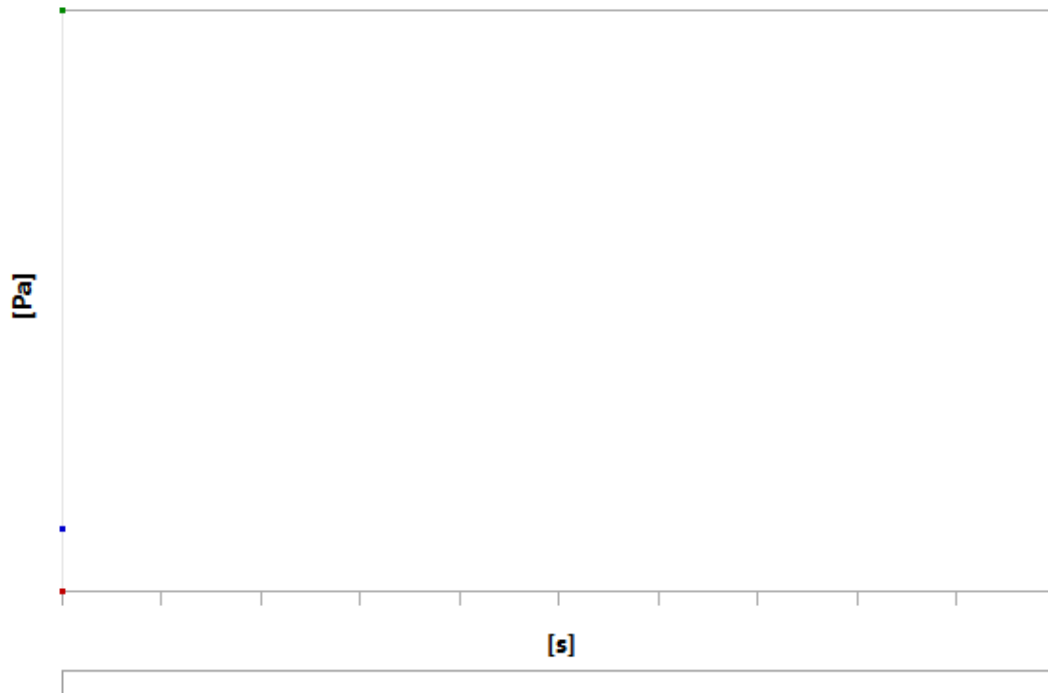
**FIGURE 4**  
**Model (B4) > Static Structural (B5) > Solution (B6) > Maximum Principal Elastic Strain**



**TABLE 19**  
**Model (B4) > Static Structural (B5) > Solution (B6) > Maximum Principal Elastic Strain**

Time [s]	Minimum [m/m]	Maximum [m/m]	Average [m/m]
1.	1.9966e-020	7.2679e-009	6.5132e-010

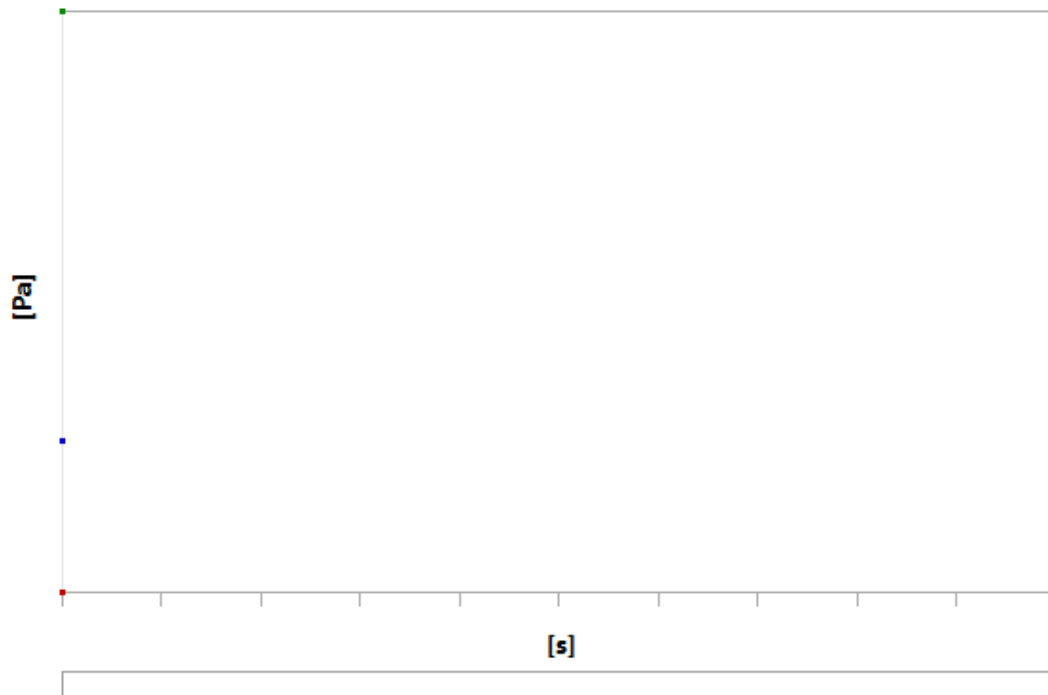
**FIGURE 5**  
**Model (B4) > Static Structural (B5) > Solution (B6) > Equivalent Stress**



**TABLE 20**  
**Model (B4) > Static Structural (B5) > Solution (B6) > Equivalent Stress**

Time [s]	Minimum [Pa]	Maximum [Pa]	Average [Pa]
1.	6.4133e-009	1855.5	199.62

**FIGURE 6**  
**Model (B4) > Static Structural (B5) > Solution (B6) > Maximum Principal Stress**



**TABLE 21**  
**Model (B4) > Static Structural (B5) > Solution (B6) > Maximum Principal Stress**

Time [s]	Minimum [Pa]	Maximum [Pa]	Average [Pa]
1.	-322.24	1261.9	88.722

**TABLE 22**  
**Model (B4) > Static Structural (B5) > Solution (B6) > Stress Safety Tools**

Object Name	<i>Stress Tool</i>
State	Solved
<b>Definition</b>	
Theory	Max Equivalent Stress
Stress Limit Type	Tensile Yield Per Material

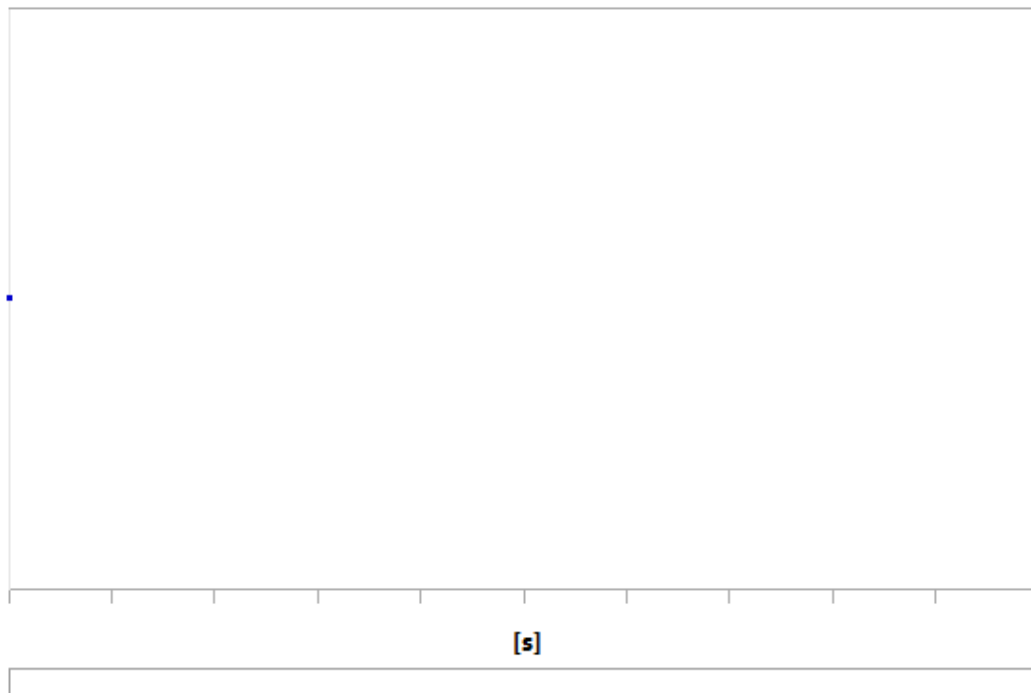
**TABLE 23**  
**Model (B4) > Static Structural (B5) > Solution (B6) > Stress Tool > Results**

Object Name	<i>Safety Factor</i>
State	Solved
<b>Scope</b>	
Scoping Method	Geometry Selection
Geometry	All Bodies
<b>Definition</b>	
Type	Safety Factor
By	Time
Display Time	Last
Calculate Time History	Yes
Identifier	
Suppressed	No
<b>Integration Point Results</b>	
Display Option	Averaged
Average Across Bodies	No

Results	
Minimum	> 10
Minimum Occurs On	Soporte
Information	
Time	1. s
Load Step	1
Substep	1
Iteration Number	1

**FIGURE 7**

**Model (B4) > Static Structural (B5) > Solution (B6) > Stress Tool > Safety Factor**



**TABLE 24**

**Model (B4) > Static Structural (B5) > Solution (B6) > Stress Tool > Safety Factor**

Time [s]	Minimum	Maximum	Average
1.	15.	15.	15.

## Material Data

### Structural Steel 2

**TABLE 25**

**Structural Steel 2 > Constants**

Density	7850 kg m <sup>-3</sup>
Coefficient of Thermal Expansion	1.2e-005 C <sup>-1</sup>
Specific Heat	434 J kg <sup>-1</sup> C <sup>-1</sup>
Thermal Conductivity	60.5 W m <sup>-1</sup> C <sup>-1</sup>
Resistivity	1.7e-007 ohm m

**TABLE 26**

**Structural Steel 2 > Color**

Red	Green	Blue
132	139	179

**TABLE 27**  
**Structural Steel 2 > Compressive Ultimate Strength**

Compressive Ultimate Strength Pa
0

**TABLE 28**  
**Structural Steel 2 > Compressive Yield Strength**

Compressive Yield Strength Pa
2.5e+008

**TABLE 29**  
**Structural Steel 2 > Tensile Yield Strength**

Tensile Yield Strength Pa
2.5e+008

**TABLE 30**  
**Structural Steel 2 > Tensile Ultimate Strength**

Tensile Ultimate Strength Pa
4.6e+008

**TABLE 31**  
**Structural Steel 2 > Isotropic Secant Coefficient of Thermal Expansion**

Zero-Thermal-Strain Reference Temperature C
22

**TABLE 32**  
**Structural Steel 2 > S-N Curve**

Alternating Stress Pa	Cycles	Mean Stress Pa
3.999e+009	10	0
2.827e+009	20	0
1.896e+009	50	0
1.413e+009	100	0
1.069e+009	200	0
4.41e+008	2000	0
2.62e+008	10000	0
2.14e+008	20000	0
1.38e+008	1.e+005	0
1.14e+008	2.e+005	0
8.62e+007	1.e+006	0

**TABLE 33**  
**Structural Steel 2 > Strain-Life Parameters**

Strength Coefficient Pa	Strength Exponent	Ductility Coefficient	Ductility Exponent	Cyclic Strength Coefficient Pa	Cyclic Strain Hardening Exponent
9.2e+008	-0.106	0.213	-0.47	1.e+009	0.2

**TABLE 34**  
**Structural Steel 2 > Isotropic Elasticity**

Young's Modulus Pa	Poisson's Ratio	Bulk Modulus Pa	Shear Modulus Pa	Temperature C
2.e+011	0.3	1.6667e+011	7.6923e+010	

**TABLE 35**  
**Structural Steel 2 > Isotropic Relative Permeability**

Relative Permeability
10000

## Structural Steel

**TABLE 36**  
**Structural Steel > Constants**

Density	7850 kg m <sup>-3</sup>
Coefficient of Thermal Expansion	1.2e-005 C <sup>-1</sup>
Specific Heat	434 J kg <sup>-1</sup> C <sup>-1</sup>
Thermal Conductivity	60.5 W m <sup>-1</sup> C <sup>-1</sup>
Resistivity	1.7e-007 ohm m

**TABLE 37**  
**Structural Steel > Color**

Red	Green	Blue
132	139	179

**TABLE 38**  
**Structural Steel > Compressive Ultimate Strength**

Compressive Ultimate Strength Pa
0

**TABLE 39**  
**Structural Steel > Compressive Yield Strength**

Compressive Yield Strength Pa
2.5e+008

**TABLE 40**  
**Structural Steel > Tensile Yield Strength**

Tensile Yield Strength Pa
2.5e+008

**TABLE 41**  
**Structural Steel > Tensile Ultimate Strength**

Tensile Ultimate Strength Pa
4.6e+008

**TABLE 42**  
**Structural Steel > Isotropic Secant Coefficient of Thermal Expansion**

Zero-Thermal-Strain Reference Temperature C
22

**TABLE 43**  
**Structural Steel > S-N Curve**

Alternating Stress Pa	Cycles	Mean Stress Pa
3.999e+009	10	0
2.827e+009	20	0
1.896e+009	50	0
1.413e+009	100	0
1.069e+009	200	0
4.41e+008	2000	0
2.62e+008	10000	0
2.14e+008	20000	0



1.38e+008	1.e+005	0
1.14e+008	2.e+005	0
8.62e+007	1.e+006	0

**TABLE 44**  
**Structural Steel > Strain-Life Parameters**

Strength Coefficient Pa	Strength Exponent	Ductility Coefficient	Ductility Exponent	Cyclic Strength Coefficient Pa	Cyclic Strain Hardening Exponent
9.2e+008	-0.106	0.213	-0.47	1.e+009	0.2

**TABLE 45**  
**Structural Steel > Isotropic Elasticity**

Young's Modulus Pa	Poisson's Ratio	Bulk Modulus Pa	Shear Modulus Pa	Temperature C
2.e+011	0.3	1.6667e+011	7.6923e+010	

**TABLE 46**  
**Structural Steel > Isotropic Relative Permeability**

Relative Permeability
10000