
Diseño conceptual y preliminar de un tubo de choque supersónico.



Presentado por:

Daniela Alejandra Rodríguez Gutiérrez
Gineth Valeria Rivera Lozano

LOS LIBERTADORES
FUNDACIÓN UNIVERSITARIA

FUNDACIÓN UNIVERSITARIA LOS LIBERTADORES

Facultad de Ingeniería y Ciencias Básicas

Programa de Ingeniería Aeronáutica

Bogotá D.C, Colombia

2021

Página dejada en blanco intencionalmente

Diseño conceptual y preliminar de un tubo de choque supersónico.

Presentado por:

**Daniela Alejandra Rodríguez Gutiérrez
Gineth Valeria Rivera Lozano**

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

Dirigida por:

Iván Felipe Rodríguez Barón M.Sc.

Codirector

Jaime Enrique Orduy Rodríguez M.Sc.

LOS LIBERTADORES
FUNDACIÓN UNIVERSITARIA

Presentada a:

Fundación Universitaria Los Libertadores

Programa de Ingeniería Aeronáutica

Bogotá D.C, Colombia

2021

Página dejada en blanco intencionalmente

Notas de aceptación

Firma del presidente del jurado



LOS LIBERTADORES
FUNDACIÓN UNIVERSITARIA

Firma del jurado

Firma del jurado

Bogotá DC, 2021.

Página dejada en blanco intencionalmente



LOS LIBERTADORES

FUNDACIÓN UNIVERSITARIA

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

Página dejada en blanco intencionalmente

Agradecimientos

“En primer lugar, agradezco a Dios por ser mi fuente de motivación e inspiración, a mis abuelitos por enseñarme que con esfuerzo y perseverancia todo se consigue, a mi tía por nunca dejarme desfallecer, a toda mi familia por su apoyo incondicional, a mi mejor amiga Valeria por compartir conmigo todas las alegrías y tristezas de este proceso, a Cristian por hacerme ver la vida diferente y apoyar siempre mis decisiones, a Ramón y Lola por nunca dejarme sola, y a nuestros tutores por transmitirnos todos sus conocimientos y siempre impulsarnos a obtener los mejores resultados”.

1ª Daniela Alejandra Rodríguez Gutiérrez

“Agradezco infinitamente a Dios por permitirme alcanzar esta meta tan importante en mi vida, a mis padres por motivarme cada día a ser mejor y enseñarme a esforzarme por alcanzar mis sueños, a mis bellos abuelos por apoyarme siempre y ser el motor de mi vida, a mi hermano quien ha sido la razón por la cual quiero ser el mejor ejemplo a seguir, a mi compañera y mejor amiga Daniela por su apoyo durante estos cinco años, a nuestros tutores por su dedicación, conocimiento y paciencia al guiarnos durante este proceso y a cada una de las personas que ha creído en mí. Me siento muy agradecida por este logro pues hace parte de mi sueño de ser Ingeniera Aeronáutica”.

Gineth Valeria Rivera Lozano

Página dejada en blanco intencionalmente

Tabla de contenido

Índice de Figuras	13
Glosario	15
Resumen	19
Abstract	21
Capítulo 1	23
Introducción	23
Capítulo 2	25
Planteamiento del problema	25
2.1 Objetivos	26
2.1.1. Objetivo General	26
2.1.2. Objetivos Específicos	26
2.2 Justificación	26
2.3 Metodología	27
2.3.1 Diseño metodológico	28
Capítulo 3	29
Marco Referencial	29
3.1. Marco Histórico	29
3.2. Marco Conceptual	31
3.3. Marco Teórico	32
Capítulo 4	41
Desarrollo del Análisis Teórico-analítico para un tubo de choque	41
4.1 Análisis teórico-analítico de la onda de choque incidente	41
4.2 Relación del tubo de choque	43
4.3 Análisis teórico-analítico de la onda de choque reflejada	45
Capítulo 5	47
Dimensionamiento del tubo de choque supersónico	47
5.1 Línea Base	47
5.2 Recipientes de pared delgada	48
5.3 Altura ergonómica para operaciones en el tubo de choque	49
5.4 Soportes y Acoples del tubo	50
5.5 Dimensionamiento final	51
Capítulo 6	55
Resultados	55
6.1 Modelado en CAD para el tubo de choque supersónico	55
6.2 Simulación 2D en el <i>software</i> Ansys	56
Capítulo 7	63
Discusión de Resultados	63
Capítulo 8	65

Conclusiones	65
Capítulo 9	67
Recomendaciones	67
Anexo 1 (Bridas Roscadas 300lb)	71
Apéndice A (Iteraciones para Mr)	72
Apéndice B (Planos Tubo de Choque)	73

Índice de Figuras

Figura 1. Regímenes de flujo según el número Mach (Anderson, J., 2003).	17
Figura 2 Comportamiento de las propiedades aerotermodinámicas a través de una onda de choque normal (Anderson, J., 2003).	35
Figura 3 Condiciones iniciales para un tubo de choque (Coelho Lima, B. and de Paula Toro, P., 2013).	36
Figura 4 Diagrama de onda de choque incidente y de expansión a través del tubo de choque (Coelho Lima, B. and de Paula Toro, P., 2013).	37
Figura 5 Relación de presiones a través de la onda de choque incidente. (Coelho Lima, B. and de Paula Toro, P., 2013). Traducción libre.....	43
Figura 6. Relación de presiones a través de la onda de choque incidente para un número Mach de choque de 1,5. Traducción libre.....	44
Figura 7. Relación radio-espesor para un cilindro de pared delgada. (Chowdhury, P.n.d).....	49
Figura 8 Alturas ergonómicas para distintos tipos de trabajo. (Qualites, 2021)	50
Figura 9 Patrón de orden y ubicación de los pernos. (Ruiz, J., 2017)	51
Figura 10 Renderizado para un tubo de choque supersónico con soportes fijos al suelo. Fuente: Autores. Software Solid Edge	55
Figura 11 Ensamble para el acople de la sección Driver y Driven. Fuente: Autores. Software Solid Edge .	56
Figura 12 Geometría 2D del tubo de choque supersónico. Fuente: Autores. Software Ansys.	56
Figura 13 Malla computacional y cantidad de nodos y elementos para la geometría del tubo de choque supersónico. Fuente: Autores. Software Ansys.....	57
Figura 14 Malla computacional para la geometría del tubo de choque supersónico. Fuente: Autores. Software Ansys.	57
Figura 15 Definición del fluido para la simulación. Fuente: Autores. Software Ansys.	58
Figura 16 Definición de presión para la sección driven. Fuente: Autores. Software Ansys.....	58
Figura 17 Definición de presión para la sección driver. Fuente: Autores. Software Ansys.	58
Figura 18 Parámetros de ejecución de iteraciones. Fuente: Autores. Software Ansys.....	59
Figura 19 Proceso de iteración por parte del software Ansys. Fuente: Autores. Software Ansys.	59
Figura 20 Contorno de presión a lo largo del tubo de choque supersónico. Fuente: Autores. Software Ansys.....	60
Figura 21 Contorno de temperatura a lo largo del tubo de choque supersónico. Fuente: Autores. Software Ansys.....	60
Figura 22 Contorno de velocidad a lo largo del tubo de choque supersónico. Fuente: Autores. Software Ansys.....	61
Figura 23 Contorno de densidad a lo largo del tubo de choque supersónico. Fuente: Autores. Software Ansys.....	61

Página dejada en blanco intencionalmente

Glosario

Gas calóricamente perfecto

En un gas calóricamente perfecto, los calores específicos para presión constante y volumen constante, se mantienen constantes y no presentan cambios con respecto a la temperatura. Para este tipo de gases, se establece un valor determinado de constante que se denomina por la letra gamma “ γ ”. (J., Anderson, 2003).

Flujo quasi-unidimensional

Un flujo quasi-unidimensional está definido por el flujo que pasa por una sección la cual no tiene un área constante, este cambio de área causa que las propiedades del flujo (presión, densidad, velocidad y temperatura) varíen en función de la distancia recorrida a lo largo de la sección. (Anderson, J., 2003).

Volumen de control

Volumen cerrado establecido dentro de una región finita del flujo, este puede ser determinado en el espacio con el fluido moviéndose a través de él, o el volumen moviéndose con el fluido de manera que las mismas partículas de fluido estén siempre dentro de él. Los volúmenes de control se pueden definir según las necesidades del estudio, en el cual se evalúan las propiedades del fluido antes y después de los límites que se definan para dicho volumen. (Kai, Y., 2018).

Onda de choque normal

Las ondas de choque son pequeñas regiones que se crean en el gas cuando las propiedades del este cambian en gran medida. A través de una onda de choque, la presión estática, la temperatura y la densidad del gas aumentan casi instantáneamente. Los cambios en las propiedades del flujo son irreversibles y aumenta la entropía de todo el sistema. (Araujo Martos, J., 2017).

Onda de choque oblicua

Este tipo de onda se origina debido a la variación en la dirección del flujo supersónico o hipersónico, donde deberá ajustarse a las condiciones de contorno.

A través de la onda de choque oblicua, el número de Mach disminuye (a diferencia de la onda de choque normal, el número de Mach aún puede ser supersónico) y la temperatura, la presión y la densidad aumentan. Cuando un cuerpo entra en contacto con un flujo supersónico, se produce una repentina disminución de la velocidad y un fuerte aumento de la presión dando lugar a la formación de un choque oblicuo rectilíneo que puede permanecer o no adherido al obstáculo que lo produce (Araujo Martos, J., 2017).

Número Mach

El Número Mach se define como una medida de velocidad relativa, este es el cociente entre la velocidad de un objeto y la velocidad del sonido a una altura determinada, este número adimensional, busca relacionar la velocidad local de un flujo con respecto a la velocidad que alcanza el sonido a través de este. El número Mach se utiliza para definir cuatro regímenes de flujo diferentes en la dinámica de fluidos como lo expone Anderson en el libro *Modern Compressible Flow: With Historical Perspective* (2003):

- a) Flujo subsónico: En este régimen el número de Mach local es en todas partes menor que la unidad y por lo tanto la velocidad del flujo es en todas partes es menor que la velocidad del sonido, se caracteriza por líneas de flujo suaves y propiedades que varían continuamente.
- b) Flujo Transónico: Si el Mach, permanece subsónico, pero está lo suficientemente cerca de 1, la expansión del flujo sobre la superficie superior del perfil aerodinámico puede resultar en regiones localmente supersónicas, tal flujo de región mixta se define como transónico.
- c) Flujo supersónico: Un campo de flujo donde $M > 1$ en todas partes del cuerpo se define como supersónico. Los cuerpos utilizados en los flujos supersónicos se aproximan a una forma de cuña, los cuales, al estar en contacto con el flujo, generan una onda de choque recta y oblicua en la punta de la cuña. Antes de la onda de choque, las líneas de corriente son rectas, paralelas y horizontales; detrás del choque permanecen rectas y paralelas, pero en la dirección de la superficie de la cuña.
- d) Flujo hipersónico: Las propiedades como la temperatura, la presión y la densidad del flujo aumentan de manera casi explosiva a través de la onda de choque. A medida que el número Mach aumenta a velocidades

supersónicas más altas, estos cambios y aumentos de las propiedades se vuelven más severos. Al mismo tiempo, para valores de $M > 5$, la onda de choque está muy cerca de la superficie y el campo de flujo entre el choque y el cuerpo (la capa de choque) presenta una temperatura tan elevada que puede disociar o incluso ionizar el gas.

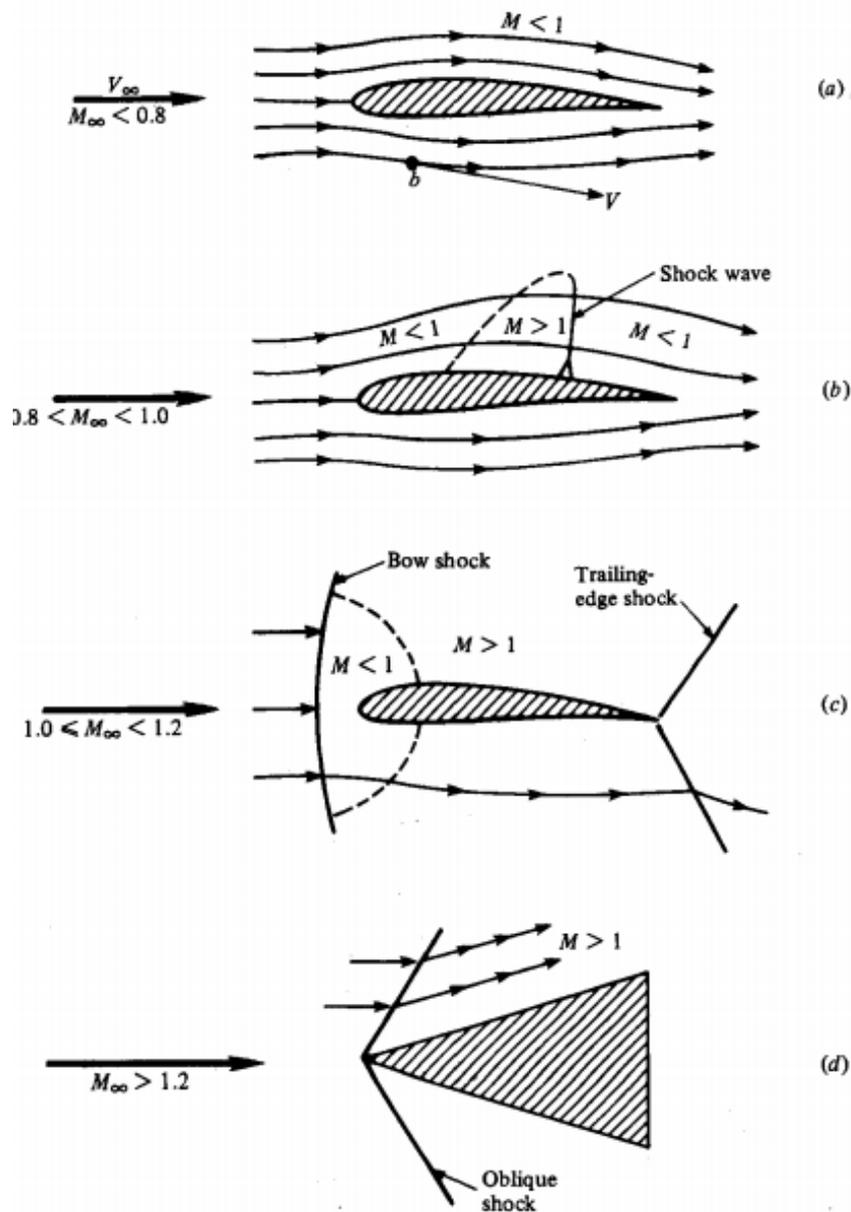


Figura 1. Regímenes de flujo según el número Mach (Anderson, J., 2003).

Página dejada en blanco intencionalmente

Diseño conceptual y preliminar de un tubo de choque supersónico

Resumen

Para llevar a cabo investigaciones aerodinámicas que implican altas velocidades y temperaturas, se han utilizado los túneles de choque, los cuales son instalaciones experimentales de prueba en tierra. Para este proyecto se desarrollará el diseño preliminar y conceptual de un tubo de choque supersónico, que representa la entrada del flujo al túnel de choque aproximando las extremas condiciones encontradas durante la reentrada de un vehículo espacial en la atmósfera terrestre a velocidades de vuelo supersónicas, es decir, que proporcionan flujos de alta entalpía. Inicialmente, un tubo de choque se divide en dos secciones: *Driver* (alta presión) y *Driven* (baja presión), separadas por un diafragma delgado que mantiene una presión diferente en cada sección, en el momento que este se rompe, se genera una onda de choque normal debido a que se fusionan las ondas de compresión. Posteriormente, dicha onda de choque normal se propaga hacia la sección de baja presión hasta llegar a la pared final del tubo y reflejarse, mientras que la onda de expansión viaja hacia la sección de alta presión. A partir de las ecuaciones establecidas en la aerodinámica supersónica para ondas de choque normal y oblicua, se pueden determinar las condiciones de flujo en el tubo de choque y a la salida de este para realizar los estudios en las demás secciones del túnel. Esta investigación se basa en la suposición de gas calóricamente perfecto (entalpía estable), para el cual las propiedades después de la onda de choque normal, son funciones únicamente dependientes del número de Mach de choque y de las propiedades iniciales definidas a nivel del mar. Adicionalmente, es necesario determinar las dimensiones del tubo y sus respectivos acoples, teniendo en cuenta la estandarización de partes (materiales COTS) y la teoría para recipientes de pared delgada a presión. En seguida, se realiza el modelado CAD por medio del *software* SolidEdge con las dimensiones estimadas y considerando los parámetros establecidos por la ergonomía en el trabajo para la operación del tubo. Finalmente se efectúa una simulación 2D en el *software* Ansys con el fin de observar el comportamiento del flujo a través de cuatro contornos distintos correspondientes a presión, temperatura, densidad y

velocidad presentes en el tubo de choque supersónico.

Palabras Claves: Túnel de choque, tubo de choque, onda de choque, presión, temperatura, densidad, velocidad, Mach, flujo.

Espacio dejado en blanco intencionalmente

Conceptual and preliminary design of a supersonic shock tube

Abstract

To carry out aerodynamic investigations involving high speeds and temperatures, crash tunnels have been used, which are experimental ground test facilities. For this project, the preliminary and conceptual design of a supersonic shock tube will be developed, which represents the flow entrance to the shock tunnel, approximating the extreme conditions encountered during the re-entry of a space vehicle into the Earth's atmosphere at supersonic flight speeds, that is, it provides high enthalpy fluxes. Initially, a shock tube is divided into two sections: Driver (high pressure) and Driven (low pressure), separated by a thin diaphragm that maintains a different pressure in each section, when it breaks, a wave is generated normal shock due to compression waves merging. Subsequently, that normal shock wave propagates towards the low pressure section until it reaches the end wall of the tube and is reflected, while the expansion wave travels towards the high pressure section. From the equations established in supersonic aerodynamics for normal and oblique shock waves, the flow conditions in the shock tube and at its outlet can be determined to carry out studies in the other sections of the tunnel. This investigation is based on the assumption of a calorically perfect gas (stable enthalpy), for which the properties after the normal shock wave are functions only dependent on the shock Mach number and the initial properties defined at sea level. Additionally, it is necessary to determine the dimensions of the tube and its respective couplings, taking into account the standardization of parts (COTS materials) and the theory for thin-walled pressure vessels. Then, CAD modeling is carried out using SolidEdge software with the estimated dimensions and considering the parameters established by ergonomics at work for the operation of the tube. Finally, a 2D simulation is carried out in the Ansys software in order to observe the behavior of the flow through four different contours corresponding to pressure, temperature, density and speed.

Keywords: Shock tunnel, shock tube, shock wave, pressure, temperature, density, velocity, Mach, flow.

Página dejada en blanco intencionalmente

Capítulo 1

Introducción

A través del crecimiento de la industria aeroespacial, las pruebas de vuelo, simulaciones de dinámica de fluidos computacionales y las instalaciones de pruebas en tierra han sido las metodologías utilizadas para cuantificar los entornos aerotermodinámicos que existen durante el vuelo de un vehículo aeroespacial a velocidades supersónicas. Las pruebas en vuelo se han caracterizado por altos costos, riesgos elevados y en algunos países, la escasez de herramientas e instrumentación para la obtención de datos. (Johnson, D., 2018). La principal solución para esto, es la implementación de instalaciones de prueba en tierra como, por ejemplo, los túneles de choque que permiten aproximar las extremas condiciones encontradas durante la reentrada de un vehículo espacial en la atmósfera terrestre a velocidades de vuelo supersónicas, es decir, que proporcionan flujos de altas propiedades como: presión, temperatura y densidad similares a las presentes a grandes altitudes. (Pinto D.R. et al., 2012).

Por otro lado, los túneles de choque y en este caso los tubos de choque, pueden complementar la capacidad de la dinámica de fluidos computacional (CFD), ya que en algunas ocasiones estos programas requieren mucho tiempo y gasto computacional para la obtención de resultados aproximados, por lo que estas soluciones numéricas necesitan pruebas de vuelo de alta calidad y/o datos experimentales, obtenidos a partir de instalaciones de prueba en tierra, para validar los datos disponibles. De manera que es viable implementar estas instalaciones en tierra para evitar un excesivo costo de pruebas en vuelo y gasto de tiempo en programas CFD.

En Latinoamérica existen reducidos centros de estudios con instalaciones de prueba en tierra y tecnología enfocada a la dinámica de fluidos computacional, estos han permitido el desarrollo de algunos proyectos como es el caso de los túneles de choque hipersónicos T1, T2 y T3 (Pinto D.R. et al., 2012). Estos proyectos existentes son el punto de partida para la implementación de este tipo

de tecnología y herramientas en otros países y centros de estudio.

Para el año 2017 en Colombia, se registra un TRL nivel 1 (Nivel de Madurez Tecnológica o por sus siglas en inglés Technology Readiness Level), esto corresponde al nivel más bajo de investigación científica sin ninguna aplicación comercial en cuanto a instalaciones de prueba en tierra para velocidades supersónicas, por tal motivo el eje central de este proyecto es el diseño conceptual y preliminar de un tubo de choque supersónico que hace parte del primer túnel de choque de bajo costo en el país. (Minciencias, 2018).

Capítulo 2

Planteamiento del problema

Para el desarrollo de nuevas tecnologías en ingeniería aeronáutica es necesario realizar pruebas a prototipos, que pueden generar dificultades, obstáculos y retrasos en el desarrollo de la investigación. Una opción para minimizar estos riesgos es la implementación de herramientas como los túneles de viento aerodinámicos, que tienen como finalidad acelerar un fluido a lo largo de una sección de prueba en donde se encuentra el objeto de estudio para visualizar su comportamiento aerodinámico. (Brun, 2009).

La existencia en Colombia de estos túneles de viento se reduce a 6 centros de estudio e investigación que cuentan con este tipo de tecnología, entre ellos: Centro de Estudios Aeronáuticos (CEA), Universidad de los Andes, Universidad Pontificia Bolivariana, Universidad de San Buenaventura Colombia, Universidad Nacional de Colombia y la Fundación Universitaria Los Libertadores.

En el caso de pruebas de alta velocidad ($Mach > 1$), se deben implementar túneles de choque supersónicos. Con base en la composición general de este tipo de dispositivos, uno de los componentes principales es el tubo de choque supersónico, el cual se encarga de aportar la velocidad inicial del fluido transportado hasta la sección de prueba. (Colombo, M., di Prisco, M. and Martinelli, P., 2011).

Según el Anexo 1. Niveles de Madurez Tecnológica “*Technology Readiness Levels* (TRL)” del Departamento Administrativo de Ciencia, Tecnología e Innovaciones - Minciencias, para realizar pruebas a altas velocidades (velocidades supersónicas) el desarrollo tecnológico en el país se encuentra en un TRL 1, esto corresponde al nivel más bajo en cuanto al nivel de madurez tecnológica, por lo tanto, en esta fase de desarrollo no existe todavía ningún grado de aplicación comercial. (Minciencias, 2018).

Acorde a lo anteriormente dicho, se plantea la siguiente pregunta: ¿Cómo se puede contribuir al diseño conceptual y preliminar de un túnel de choque supersónico de operación nacional desarrollando un dispositivo que simule las condiciones extremas por la alta velocidad de entrada y las ondas de choque generadas por las propiedades aerodinámicas variables?

2.1 Objetivos

2.1.1. Objetivo General

Realizar el diseño conceptual y preliminar de un tubo de choque que pueda ser implementado en un túnel de choque supersónico, de acuerdo con las necesidades del proyecto “Diseño conceptual de un túnel de choque supersónico de bajo costo”.

2.1.2. Objetivos Específicos

- Elaborar el análisis teórico-analítico del funcionamiento del tubo de choque supersónico.
- Determinar las dimensiones adecuadas para la implementación de un tubo de choque en el túnel de choque supersónico.
- Llevar a cabo el modelado del tubo de choque en un software CAD para el diseño preliminar.
- Efectuar en el *software* ANSYS la simulación en 2D del comportamiento aerodinámico del flujo en el tubo de choque supersónico.

2.2 Justificación

La implementación de un túnel de choque supersónico permite realizar diversos estudios avanzados a los vehículos que operan a altas velocidades, estos hacen parte de grandes proyectos de la Industria Aeroespacial que se ven reflejados en avances tecnológicos, ingresos económicos y reducción de costos de pruebas a escala real.

La finalidad de esta investigación es realizar el diseño conceptual y preliminar de

un tubo de choque supersónico, el cual tiene como objetivo recrear ondas de choque directas en un sistema supersónico, esto para analizar a profundidad un fluido a velocidades supersónicas ($Mach > 1$) y de esta manera medir en un amplio intervalo las propiedades aerodinámicas del fluido en contacto con un objeto de estudio, las cuales son difíciles de obtener en otros tipos de instalaciones de prueba. (Colombo, M., di Prisco, M. and Martinelli, P., 2011).

Adicionalmente, el tubo de choque permite hacer una aproximación de las reacciones químicas que se presentan bajo las extremas condiciones de operación de los modelos, esto permite replicar la operación de sistemas supersónicos de la industria aeroespacial y así aportar al desarrollo tecnológico. (Colombo, M., di Prisco, M. and Martinelli, P., 2011).

Con el crecimiento de la industria aeronáutica y aeroespacial, también ha crecido la necesidad de hacer uso de las velocidades supersónicas, que, en consecuencia, ha generado una mayor demanda de sistemas aeroespaciales que requieren análisis aerodinámicos por medio de estaciones de pruebas en tierra. Por esta razón, esta investigación se enfoca en llevar a cabo el diseño conceptual y preliminar de un tubo de choque supersónico, el cual, en conjunto con otras investigaciones complementará el desarrollo del primer túnel de choque supersónico de operación nacional.

2.3 Metodología

Para llevar a cabo el diseño conceptual y preliminar del tubo de choque supersónico, se aplican distintos tipos y métodos de investigación, de acuerdo con Vásquez (s.f) se realiza una investigación deductiva, en primer lugar se aplica una investigación teórica que permita la recolección de datos para el conocimiento de los conceptos generales, seguido de esto, se utiliza una investigación explicativa para establecer las relaciones de causa y efecto que conducen a la validación de las teorías aplicables; una vez aplicadas estas metodologías, se tienen las bases necesarias para aplicar modelos matemáticos que permitan el uso de una investigación cuasi experimental por medio de las simulaciones 2D del tubo de choque.

2.3.1 Diseño metodológico

El diseño metodológico utilizado para el desarrollo de este proyecto consta de cuatro etapas presentadas a continuación:

- Etapa 1: Fundamentación teórica de conceptos por medio de la recolección de datos e información que hacen parte de la investigación teórica.
- Etapa 2: Desarrollo de los diferentes modelos matemáticos que proporcionan la información requerida para la siguiente etapa, aplicando la investigación explicativa.
- Etapa 3: Con base en los datos obtenidos en la etapa anterior, llevar a cabo las simulaciones en el software Ansys para así analizar el comportamiento del fluido en el tubo de choque y si es necesario, realizar ajustes a las dimensiones del modelo original. Esta etapa se realiza a través de la investigación cuasi experimental.
- Etapa 4: A partir de los datos adquiridos en las etapas 2 y 3, plantear un método deductivo para proponer las conclusiones de este proyecto, que satisfacen las premisas descritas en el planteamiento del problema.

Capítulo 3

Marco Referencial

En este capítulo se describe la fundamentación teórica indispensable para la comprensión del presente proyecto, contextualizar la existencia de los túneles de choque supersónicos en Colombia y su influencia en el desarrollo académico y tecnológico este tipo de dispositivos. Adicionalmente, se incluyen los conceptos principales y las ecuaciones necesarias para el cálculo y diseño físico de sus componentes.

3.1. Marco Histórico

Históricamente, las personas han presentado necesidades para transportarse rápidamente de un lugar a otro y en especial para viajes de larga distancia y así, volar se convirtió en la forma más rápida de hacerlo.

Los aviones presentes en la segunda década del año 2000, son el producto de un crecimiento exponencial de la tecnología de los últimos 100 años. En 1930, los pasajeros viajaban en aeronaves como el Fokker el cual alcanzaba una velocidad máxima de 100mi/h, este avión demoraba 36 horas para volar de Nueva York a Los Ángeles. Posteriormente, en 1936 y 1955 surgen el Douglas DC-3 y Douglas Dc-7 con una velocidad máxima de 180mi/h, tardando 17 horas y 40 minutos de Nueva York a Los Ángeles. Sin embargo, en 1958 esta generación de aviones fue rápidamente reemplazada por el transporte a reacción. (Anderson, J., 2003).

En la década de los 90, el moderno Boeing 777 puede transportarse de Nueva York a Los Ángeles sin escalas en aproximadamente 5 horas, navegando a 0.83 la velocidad del sonido. Los aviones modernos de alta velocidad y los motores a reacción que los impulsan son ejemplo de la aplicación de una rama de la dinámica de fluidos llamada flujo compresible. Gracias a estos grandes avances la industria aeronáutica evolucionó para crear nuevas aeronaves que superaran las velocidades ya alcanzadas e incluso la del sonido, así es como hoy podemos transportarnos a velocidades supersónicas. Se inició por el transporte de

pasajeros supersónico anglo-francés Concorde, el cual demoraba solo 3 horas del aeropuerto Kennedy de Nueva York y llegando al aeropuerto de Heathrow en Londres, sin embargo, sólo bastó con un accidente para que se descontinuara esta flota debido a su gran magnitud e impacto; de allí surge la necesidad de realizar diferentes pruebas en los modelos antes de producirlos para evitar grandes pérdidas humanas y monetarias, a partir de esta necesidad aparece el esfuerzo de probar vehículos de vuelo a escala a un número de Mach supersónico, especialmente para duraciones largas, esto ha generado un interés en los centros de estudio a través de los años con el fin de realizar este tipo de pruebas. (Anderson, J., 2003).

Por ejemplo, en 1986 la Fuerza Aérea de EE.UU y la NASA iniciaron el programa Avión Aeroespacial Nacional (NASP), un importante programa de investigación de vuelo hipersónico que incluye 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. (Clark, A., Yu, C. and Choi, S., 2006).

En 1996, la NASA inició el programa Hyper-X que se centra en el desarrollo y las pruebas de vuelo de 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. (Clark, Wu, Mirmirani, & Choi, 2006).

Por otro lado, en 2007 el Laboratorio de Aerodinámica e Hipersónica del profesor Henry T. Nagamatsu en el Instituto de Estudios Avanzados (IEAv), Brasil, comenzó a investigar y desarrollar un vehículo hipersónico con motor scramjet integrado en el fuselaje como una opción de acceso espacial en el futuro cercano para un vuelo libre a 30 km de altitud y Mach número 10. (Araujo Martos, J., 2017).

Este tipo de vehículos requieren pruebas en tierra para conocer el comportamiento del flujo en el momento de su operación, para esto, el túnel de choque supersónico proporciona diferentes métodos para producir flujos

supersónicos comprobables gracias a su montaje detallado el cual incluye un tubo de choque. Este tubo, consiste en un cilindro de sección constante y se encarga de reflejar una onda de choque en movimiento que genera un flujo a alta temperatura y velocidad que idealmente es unidimensional y no disipativo. (Coelho Lima, B. and de Paula Toro, P., 2013).

Adicionalmente, las pruebas a escala real representan un elevado costo para los fabricantes, es por esto que los túneles de choque han aliviado muchos de estos requisitos de costo, al tiempo que facilita las pruebas a un número de Mach muy alto, a pesar de esto, estos sistemas requieren el manejo de gases a presiones y temperaturas que pueden ser restringidas para muchos entornos universitarios. (Brun, R., 2009).

Este tipo de herramientas y dispositivos han representado grandes avances tecnológicos a nivel mundial en cuanto a velocidades supersónicas, no obstante, en Colombia se han generado algunas investigaciones, pero sin un resultado visible. Algunos centros de investigación realizan estos estudios y diseños para la implementación de bancos de prueba, sin embargo, no se cuenta con la tecnología suficiente en el país para el desarrollo y fabricación de los prototipos.

3.2. Marco Conceptual

Un tubo de choque tiene la función de recibir el fluido y se acopla a una tobera convergente-divergente que conecta a la sección de baja presión del tubo, estos son las instalaciones experimentales de prueba en tierra más versátiles, que proporcionan flujos de alta entalpía que se aproximan a los presentes durante la entrada de un vehículo espacial en la atmósfera terrestre a velocidades de vuelo supersónicas. Las propiedades de los flujos varían después de la onda de choque de tal manera que se expande a alta velocidad y temperatura por el tubo de choque. Las ondas de choque se generan cuando la velocidad supersónica se reduce a subsónica y la presión se aumenta a través del cambio brusco en una región, esto depende de la geometría de los objetos que se encuentren en contacto con el fluido. (Araujo Martos, J., 2017).

Los tubos de choque consisten básicamente en una sección conductora “*Driver*” (alta presión) y una sección conducida “*Driven*” (baja presión), con área constante, separadas por un solo diafragma. El diafragma permite mantener una presión diferente en cada sección. Cuando el diafragma se abre debido a la alta presión, se generan ondas de compresión que se fusionan en una onda de choque normal. Este choque generado se propaga a la sección de baja presión mientras que la onda de expansión se propaga a la sección de alta presión, dicha onda impacta con la pared final de la sección conducida “*Driven*” y se refleja totalmente. (Coelho Lima, B. and de Paula Toro, P., 2013).

La onda de choque incidente unidimensional que se mueve hacia un gas estacionario y la onda de choque reflejada pueden ser utilizadas para calcular las condiciones de flujo en el tubo de choque y el flujo sobre el modelo de prueba. Se presenta un modelo de flujo de las propiedades aguas abajo de la onda de choque para el tubo de choque, considerando diferentes gases a la misma temperatura ambiente inicial utilizados en las secciones *Driver* y *Driven*. (Coelho Lima, B. and de Paula Toro, P., 2013).

El análisis teórico se presenta para una suposición de gas calóricamente perfecto, cuyas propiedades aguas abajo de la onda de choque son funciones sólo del número de Mach, del gas y las propiedades aguas arriba de la onda de choque. El modelado y el análisis de la onda de choque reflejada al final de la sección *Driven* por el tubo de choque, indica la posibilidad de utilizar una alta presión (presión de estancamiento) para la aplicación del túnel de choque con velocidades mayores a $Mach = 1$, para un flujo unidimensional y no disipativo. (Brun, R., 2009).

3.3. Marco Teórico

La aerodinámica estudia el comportamiento de las fuerzas que ejerce un fluido relativo sobre un cuerpo que se encuentra sumergido en el mismo. Según Anderson (2003), el comportamiento de estas fuerzas depende de varias variables, entre ellas, las propiedades de los fluidos atribuidos al régimen de

velocidad en que se encuentren, siendo el punto de referencia la velocidad del sonido (Mach=1). Las variables que se deben tener en cuenta son:

- **a:** Velocidad del sonido.
- **γ :** Relación entre calores específicos a Presión y volumen constante para gases ideales.
- **R:** Constante universal de los gases.
- **T:** Temperatura
- **M:** número Mach
- **P:** Presión
- **ρ :** Densidad
- **u:** Velocidad del fluido.
- **Cp:** Calor específico a presión constante.
- **Cv:** Calor específico a volumen constante.
- **h:** Entalpía.
- **Ms:** número Mach salida
- **Mr:** número Mach onda reflejada.

Para Anderson (2003), los fluidos se clasifican en 2 clases, primero los flujos incompresibles que se encuentran en un rango de 0 a 0.3 Mach y por otro lado los flujos compresibles que se encuentran en valores de Mach mayores a 0.3. También es importante analizar cómo se clasifican los regímenes de flujo según el número de Mach en el que se encuentran:

Número de Mach	Régimen de flujo	Velocidad (m/s)	Velocidad (Km/h)
$0 < M < 1$	Subsónico	$0 < V < 268$	$0 < V < 964.8$
$0.8 < M < 1.2$	Transónico	$268 < V < 400$	$964.8 < V < 1440$
$M = 1$	Sónico	$V = 344$	$V = 1238.4$
$1 < M < 5$	Supersónico	$400 < V < 1680$	$1440 < V < 6840$
$M > 5$	Hipersónico	$V > 1680$	$V > 6840$

Tabla 1. Regímenes de flujo según número de Mach. (Anderson, J., 2003)

Para tomar la velocidad del sonido como referencia es importante considerar que esta no es constante en toda la atmósfera ya que depende de las diferentes propiedades del fluido (aire). Para poder calcular la velocidad del sonido en función de la temperatura (que depende de la altitud) se utiliza la Ecuación 1, donde, a es la velocidad del sonido, γ corresponde a la constante adiabática de los gases, R representa la constante universal de los gases (Ecuación 2), y T la temperatura, adicionalmente, se debe tomar en cuenta la relación de calores específicos a presión y volumen constante (Ecuación 3). (Anderson, J., 2003)

$$a = \sqrt{\gamma RT}$$

Ecuación 1. Velocidad del sonido para un gas ideal (Anderson, J., 2003 Eq. 3.20).

$$R = c_p - c_v$$

Ecuación 2. Ecuación constante universal de los gases (Anderson, J., 2003 Eq. 1.20).

$$\gamma = \frac{c_p}{c_v}$$

Ecuación 3. Ecuación para determinar la relación entre calores específicos a Presión y volumen constante para gases ideales. (Anderson, J., 2003 Eq. 1.21).

Conociendo la velocidad del sonido se puede efectuar una relación entre dicha velocidad y la velocidad del fluido en estudio para calcular el número Mach como se muestra en la Ecuación 4. Donde, M representa el número Mach y V la velocidad relativa del fluido o el objeto de estudio.

$$M = \frac{V}{a}$$

Ecuación 4. Número de Mach

Al superar la velocidad del sonido, los fluidos experimentan fenómenos de compresibilidad, esto se refiere a que los fluidos cambian su densidad al entrar en contacto con algún objeto, un ejemplo claro de esto son las ondas de choque como lo establece Anderson (2003), que se pueden entender como una perturbación violenta en la propagación de la presión que se mueve más rápido que la velocidad del sonido en el aire lo que produce un aumento considerable de temperatura y cambios en la densidad. A continuación, se ilustra el comportamiento de las propiedades aerotermodinámicas antes y después de una

onda de choque:

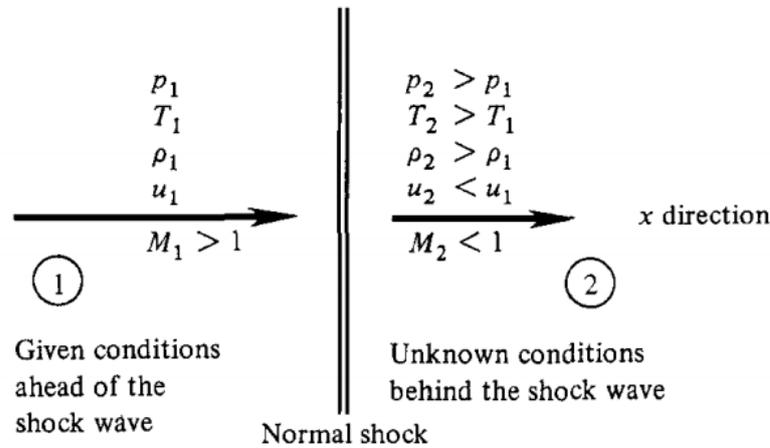


Figura 2 Comportamiento de las propiedades aerotermodinámicas a través de una onda de choque normal (Anderson, J., 2003).

Dicha variación en las propiedades aerotermodinámicas, son calculadas por medio de las ecuaciones 5, 6 y 7 extraídas del artículo “Analytic theoretical analysis of the incident and the Reflected shock waves applied to shock tubes” (Coelho Lima, B. and de Paula Toro, P., 2013) para relaciones de densidad, presión y temperatura, respectivamente. Es importante considerar dos puntos de referencia, el punto 1, se encuentra antes de la perturbación (antes del contacto con el objeto) y el punto 2, que se encuentra después de la perturbación.

$$\frac{\rho_2}{\rho_1} = \frac{(\gamma_1 + 1)M_s^2}{(\gamma_1 - 1)M_s^2 + 2}$$

Ecuación 5. Relación de densidades para una onda de choque normal. (Coelho Lima, B. and de Paula Toro, P., 2013 Eq. 11).

$$\frac{P_2}{P_1} = \frac{2\gamma_1 M_s^2 - (\gamma_1 - 1)}{\gamma_1 + 1}$$

Ecuación 6. Relación de presiones para una onda de choque normal. (Coelho Lima, B. and de Paula Toro, P., 2013 Eq. 9).

$$\frac{T_2}{T_1} = \frac{P_2 \rho_1}{P_1 \rho_2} = \frac{[2\gamma_1 M_s^2 - (\gamma_1 - 1)][(\gamma_1 - 1)M_s^2 + 2]}{(\gamma_1 + 1)^2 M_s^2}$$

Ecuación 7. Relación de temperaturas para una onda de choque normal. (Coelho Lima, B. and de Paula Toro, P., 2013 Eq. 10).

Según Coelho y Toro (2013) es importante conocer cómo se comportan las propiedades aerodinámicas a través del tubo de choque, por ello a continuación se ilustran los puntos de referencia establecidos en el artículo "Analytic theoretical analysis of the incident and the Reflected shock waves applied to shock tubes", aplicando de igual manera las ecuaciones planteadas allí (ecuaciones 8-20):

1. En $t = 0$ (Figura 3) las propiedades termodinámicas (presión, temperatura, densidad), se encuentran en equilibrio, así como las velocidades de los gases, presurizados en una sección conductora (*Driver*) p_4 y una sección conducida (*Driven*) p_1 , ambos gases a temperatura ambiente $T_4 = T_1$, se identifican mediante el subíndice (4) y (1), respectivamente.

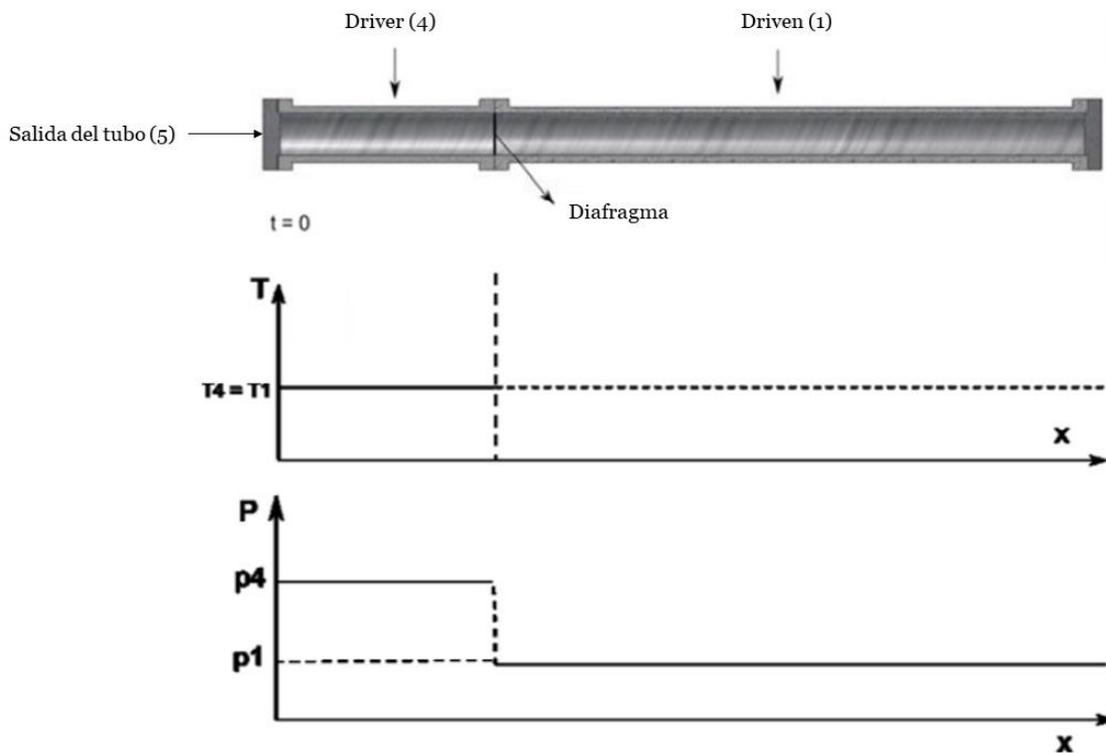


Figura 3 Condiciones iniciales para un tubo de choque (Coelho Lima, B. and de Paula Toro, P., 2013).

En $t = 0$, el diafragma se rompe instantáneamente, y el gas en el tanque de

alta presión se expande en dirección a la sección de baja presión (*Driven* section), generando una onda de choque normal (T_1, p_1, u_1).

2. En $t = t_1$, a medida que la onda de choque normal se propaga hacia la región de baja presión (*Driven*) con velocidad u_s (Figura 3), aumenta la presión del gas detrás de la onda de choque e induce un movimiento de masa con velocidad u_2 . La onda de expansión se propaga a la región de alta presión, disminuyendo continuamente su presión hasta el valor más bajo p_2 detrás de la onda de expansión.

$$u_2 = \frac{2}{\gamma_1 + 1} u_s \left(\frac{M_s^2 - 1}{M_s^2} \right) = \frac{2}{\gamma_1 + 1} a_1 \left(M_s - \frac{1}{M_s} \right)$$

Ecuación 8. Velocidad del fluido después de la onda de choque. (Coelho Lima, B. and de Paula Toro, P., 2013 Eq. 12).

$$M_2 = \frac{2(M_s^2 - 1)}{\sqrt{[(\gamma_1 - 1)M_s^2 + 2][2\gamma_1 M_s^2 - (\gamma_1 - 1)]}}$$

Ecuación 9. Número Mach después de la onda de choque. (Coelho Lima, B. and de Paula Toro, P., 2013 Eq. 13).

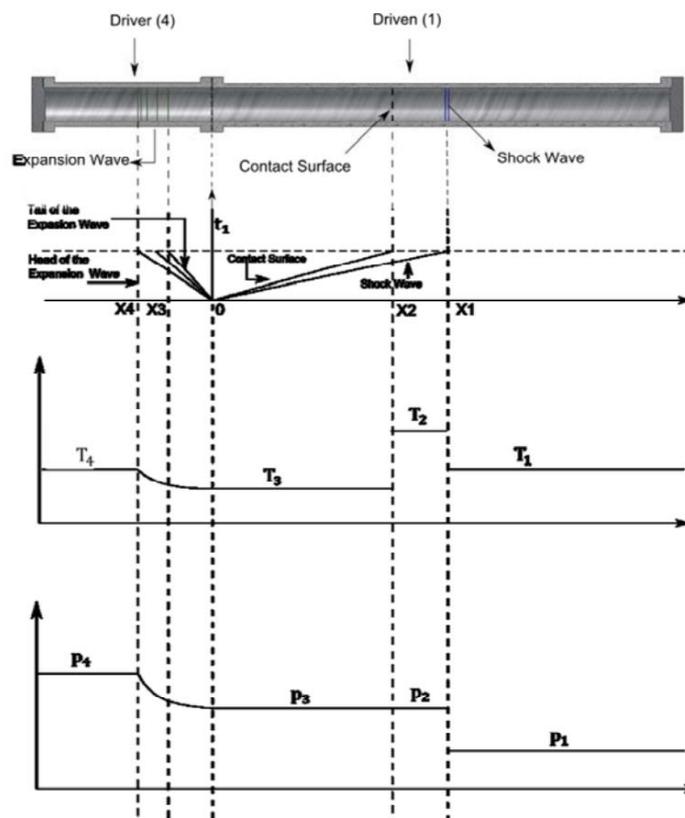


Figura 4 Diagrama de onda de choque incidente y de expansión a través del tubo de choque (Coelho Lima, B. and de Paula Toro, P., 2013).

3. En $t = t_2$, la onda de choque incidente alcanza el final del tubo de choque

en la sección de baja presión, y la onda se refleja totalmente. En $t = t_3$ (Figura 4), la onda de choque normal reflejada interactúa con la superficie de contacto. El gas entre la onda de choque y la superficie de contacto, en el depósito de baja presión, tiene una velocidad constante u_2 , presión constante p_2 , temperatura constante T_2 y densidad constante ρ_2 .

4. Una vez que se determinan las condiciones posteriores a la onda de choque incidente (ecuaciones 5-7), se pueden encontrar las condiciones existentes en la onda de choque normal reflejada. La onda de choque incidente se refleja totalmente, entonces $u_5 = 0$.

$$M_r = -\frac{u_2 - u_r}{a_2}$$

Ecuación 10. Mach de la onda de choque reflejada. (*Coelho Lima, B. and de Paula Toro, P., 2013 Eq. 16*).

$$M_2 = \frac{u_r}{a_2} = \frac{2}{\gamma_1 + 1} \left(M_r - \frac{1}{M_r} \right)$$

Ecuación 11. Mach después de la onda de choque de incidencia. (*Coelho Lima, B. and de Paula Toro, P., 2013 Eq. 17*).

$$\frac{M_r}{M_r^2 - 1} = \frac{M_s}{M_s^2 - 1} \sqrt{1 + \frac{2(\gamma_1 - 1)}{(\gamma_1 + 1)^2} (M_s^2 - 1) \left((\gamma_1 + 1) \frac{1}{M_s^2} \right)}$$

Ecuación 12. Relación del número Mach de la onda de choque reflejada. (*Coelho Lima, B. and de Paula Toro, P., 2013 Eq. 18*).

5. Luego, el gas enrarecido, a una presión p_3 , y enfriado, a una temperatura T_3 , en un proceso isentrópico s_3 , procedente del gas de la sección de alta presión, se mueve con velocidad u_3 , acelerando el gas en la dirección de la onda de choque.
6. El frente de la onda de expansión se mueve a la velocidad del sonido mientras que la cola de la onda de expansión se mueve a la misma velocidad que el gas experimentó al pasar por el depósito de baja presión. Entonces se puede decir que $p_2 = p_3$ y $u_2 = u_3$, sin embargo $T_2 \neq T_3$ y $s_2 \neq s_3$.
7. Debido a una discontinuidad por superficie de contacto, el gas es separado

en el gas comprimido y calentado por la onda de choque y el gas enrarecido y enfriado por la onda de expansión, y se mueve en la misma velocidad del gas, $u_2 = u_3$, con presión $p_2 = p_3$. P_2 se calcula teniendo en cuenta la ecuación 6 de la relación de presiones conociendo p_1 a nivel del mar.

8. Simultáneamente con la apertura instantánea del diafragma (entre los depósitos de alta y baja presión) se propaga una onda de rarefacción en el tubo *Driver* de alta presión. Suponiendo expansión isentrópica, la relación de presiones en esta región viene dada por:

$$\frac{P_4}{P_3} = \left(\frac{a_4}{a_3}\right)^{\frac{2\gamma_4}{\gamma_4-1}}$$

Ecuación 13. Relación de presión en el diafragma. (*Coelho Lima, B. and de Paula Toro, P., 2013 Eq. 14*).

$$\frac{P_4}{P_1} = \frac{P_2}{P_1} \left\{ 1 - \left[\frac{a_1(\gamma_4 - 1)}{a_4(\gamma_1 + 1)} \right] \left[M_s - \frac{1}{M_s} \right] \right\}^{-\frac{2\gamma_4}{(\gamma_4-1)}}$$

Ecuación 14. Relación de presión entre la sección *Driven* y *Driver*. (*Coelho Lima, B. and de Paula Toro, P., 2013 Eq. 15*).

9. Finalmente, a la salida del tubo la onda de choque reflejada presenta ciertas propiedades termodinámicas (subíndice 5) las cuales serán las propiedades de entrada a la tobera del túnel de choque supersónico.

$$\frac{P_5}{P_2} = \frac{2\gamma_1 M_r^2 - (\gamma_1 - 1)}{\gamma_1 + 1}$$

Ecuación 15. Relación de presión entre la onda de choque reflejada y la onda incidente. (*Coelho Lima, B. and de Paula Toro, P., 2013 Eq. 20*).

$$\frac{T_5}{T_2} = \frac{P_5 \rho_2}{P_2 \rho_5} = \frac{[2\gamma_1 M_r^2 - (\gamma_1 - 1)][(\gamma_1 - 1)M_r^2 + 2]}{(\gamma_1 - 1)^2 M_r^2}$$

Ecuación 16. Relación de temperatura entre la onda de choque reflejada y la onda incidente. (*Coelho Lima, B. and de Paula Toro, P., 2013 Eq. 21*).

$$\frac{\rho_5}{\rho_2} = \frac{(\gamma_1 - 1)M_r^2}{(\gamma_1 - 1)M_r^2 + 2}$$

Ecuación 17. Relación de densidad entre la onda de choque reflejada y la onda incidente. (*Coelho Lima, B. and de Paula Toro, P., 2013 Eq. 22*).

$$\frac{P_5}{P_1} = \frac{P_5}{P_2} \frac{P_2}{P_1} = \left[\frac{2\gamma_1 M_r^2 - (\gamma_1 - 1)}{\gamma_1 + 1} \right] \left[\frac{2\gamma_1 M_s^2 - (\gamma_1 - 1)}{\gamma_1 + 1} \right]$$

Ecuación 18. Relación de presiones entre la onda de choque reflejada y la onda normal. (Coelho Lima, B. and de Paula Toro, P., 2013 Eq. 23).

$$\frac{T_5}{T_1} = \frac{T_5}{T_2} \frac{T_2}{T_1} = \left[\frac{[2\gamma_1 M_r^2 - (\gamma_1 - 1)][(\gamma_1 - 1)M_r^2 + 2]}{(\gamma_1 + 1)^2 M_r^2} \right] \left[\frac{[2\gamma_1 M_s^2 - (\gamma_1 - 1)][(\gamma_1 - 1)M_s^2 + 2]}{(\gamma_1 + 1)^2 M_s^2} \right]$$

Ecuación 19. Relación de temperaturas entre la onda de choque reflejada y la onda normal. (Coelho Lima, B. and de Paula Toro, P., 2013 Eq. 24).

$$\frac{\rho_5}{\rho_1} = \frac{\rho_5}{\rho_2} \frac{\rho_2}{\rho_1} = \left[\frac{(\gamma_1 + 1)M_r^2}{(\gamma_1 - 1)M_r^2 + 2} \right] \left[\frac{(\gamma_1 + 1)M_s^2}{(\gamma_1 - 1)M_s^2 + 2} \right]$$

Ecuación 20. Relación de densidades entre la onda de choque reflejada y la onda normal. (Coelho Lima, B. and de Paula Toro, P., 2013 Eq. 25).

Capítulo 4

Desarrollo del Análisis Teórico-analítico para un tubo de choque

A continuación, se lleva a cabo el procedimiento para el análisis teórico-analítico de un tubo de choque supersónico, aplicando las ecuaciones ilustradas en el marco teórico:

4.1 Análisis teórico-analítico de la onda de choque incidente

En primer lugar, se toman las propiedades iniciales del aire establecidas a nivel del mar, para ello es necesario tener en cuenta que el valor del número Mach de entrada se define en 1,5 ya que es la velocidad del flujo estipulado para el túnel de choque supersónico de este proyecto.

T1 (K)	P1 (kpa)	ρ_1 (kg/m ³)	Ms	M1	R (J/kgK)	γ_1
288,16	101,325	1,225	1,5	1,5	287	1,4

Tabla 2 Propiedades iniciales del aire a nivel del mar

Para calcular la velocidad del sonido a nivel del mar se aplica la ecuación 1. teniendo en cuenta las condiciones iniciales

$$a = \sqrt{\gamma RT}$$
$$a = \sqrt{1,4(287 \frac{J}{kgK})(288,16K)} = 340,2685 \frac{m}{s}$$

Posteriormente, se deben reemplazar estos valores en las ecuaciones 5, 6 y 7 para hallar las propiedades del aire detrás de la onda de choque de incidencia.

$$\frac{P_2}{P_1} = \frac{2\gamma_1 M_s^2 - (\gamma_1 - 1)}{\gamma_1 + 1}$$
$$\frac{P_2}{P_1} = \frac{(2 * 1,4 * 1,5^2) - (1,4 - 1)}{1,4 + 1} = 2,4583$$
$$P_2 = 2,4583 * 101,325kPa = 249,0906kPa$$

$$\frac{T_2}{T_1} = \frac{P_2 \rho_1}{P_1 \rho_2} = \frac{[2\gamma_1 M_s^2 - (\gamma_1 - 1)][(\gamma_1 - 1)M_s^2 + 2]}{(\gamma_1 + 1)^2 M_s^2}$$

$$\frac{T_2}{T_1} = \frac{[(2 * 1,4 * 1,5^2) - (1,4 - 1)][(1,4 - 1) * 1,5^2 + 2]}{(1,4 + 1)^2 * 1,5^2} = 1,3202$$

$$T_2 = 1,3202 * 288,16K = 380,4334K$$

$$\frac{\rho_2}{\rho_1} = \frac{(\gamma_1 + 1)M_s^2}{(\gamma_1 - 1)M_s^2 + 2} = \frac{(1,4 + 1) * 1,5^2}{(1,4 - 1) * 1,5^2 + 2} = 1,8620$$

$$\rho_2 = 1,8620 * 1,225 \frac{kg}{m^3} = 2,2810 \frac{kg}{m^3}$$

Para calcular la velocidad del aire y el número Mach detrás de la onda de choque incidente, se utilizan los parámetros de entrada mencionados anteriormente para ser reemplazados en la ecuación 8 y 9:

$$u_2 = \frac{2}{\gamma_1 + 1} a_1 \left(M_s - \frac{1}{M_s} \right)$$

$$u_2 = \left(\frac{2}{(1,4 + 1)} * 340,2685 \frac{m}{s} \right) * \left(1,5 - \frac{1}{1,5} \right) = 236,297 \frac{m}{s}$$

$$M_2 = \frac{2(M_s^2 - 1)}{\sqrt{[(\gamma_1 - 1)M_s^2 + 2][2\gamma_1 M_s^2 - (\gamma_1 - 1)]}}$$

$$= \frac{2 * (1,5^2 - 1)}{\sqrt{[(1,4 - 1) * (1,5^2 + 2)][(2 * 1,4 * 1,5^2) - (1,4 - 1)]}} = 0,6043$$

Estas propiedades corresponden al gas conducido en la sección *driven*, el cual se dirige a la sección *driver* en donde se expande, de manera que genera una onda de expansión que hace referencia al subíndice 3 (gas conductor). En esta sección se genera un proceso isentrópico, es decir la energía interna del gas no cambia debido a que no existe transferencia de calor, por tal motivo se establece una relación entre las presiones y velocidades P2, P3, u2 y u3 de 1 (constantes). (Coelho Lima, B. and de Paula Toro, P., 2013).

4.2 Relación del tubo de choque

Con el objetivo de conocer la variación de las propiedades del aire a través del tubo, se realiza una relación entre la presión en la sección *driven* y la sección *driver*. Esta relación se puede observar en la gráfica “Pressure ratio across incident shock wave” de Coelho y Toro (2013), la cual es obtenida a partir de ensayos experimentales. A continuación, teniendo en cuenta el Mach de choque utilizado en este proyecto de 1,5, se establece una relación de presiones a través de la onda de choque incidente:

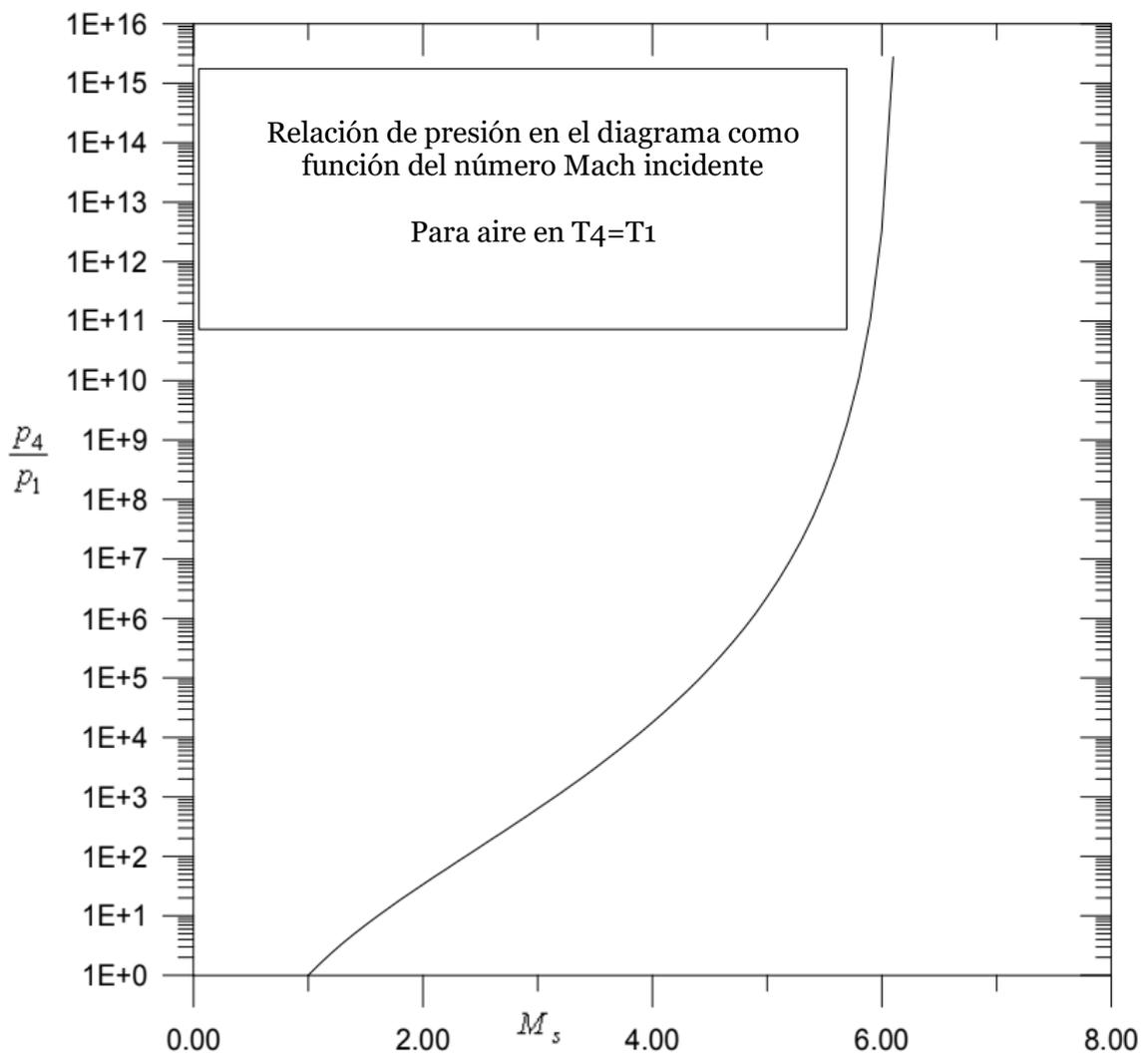


Figura 5 Relación de presiones a través de la onda de choque incidente. (Coelho Lima, B. and de Paula Toro, P., 2013). Traducción libre.

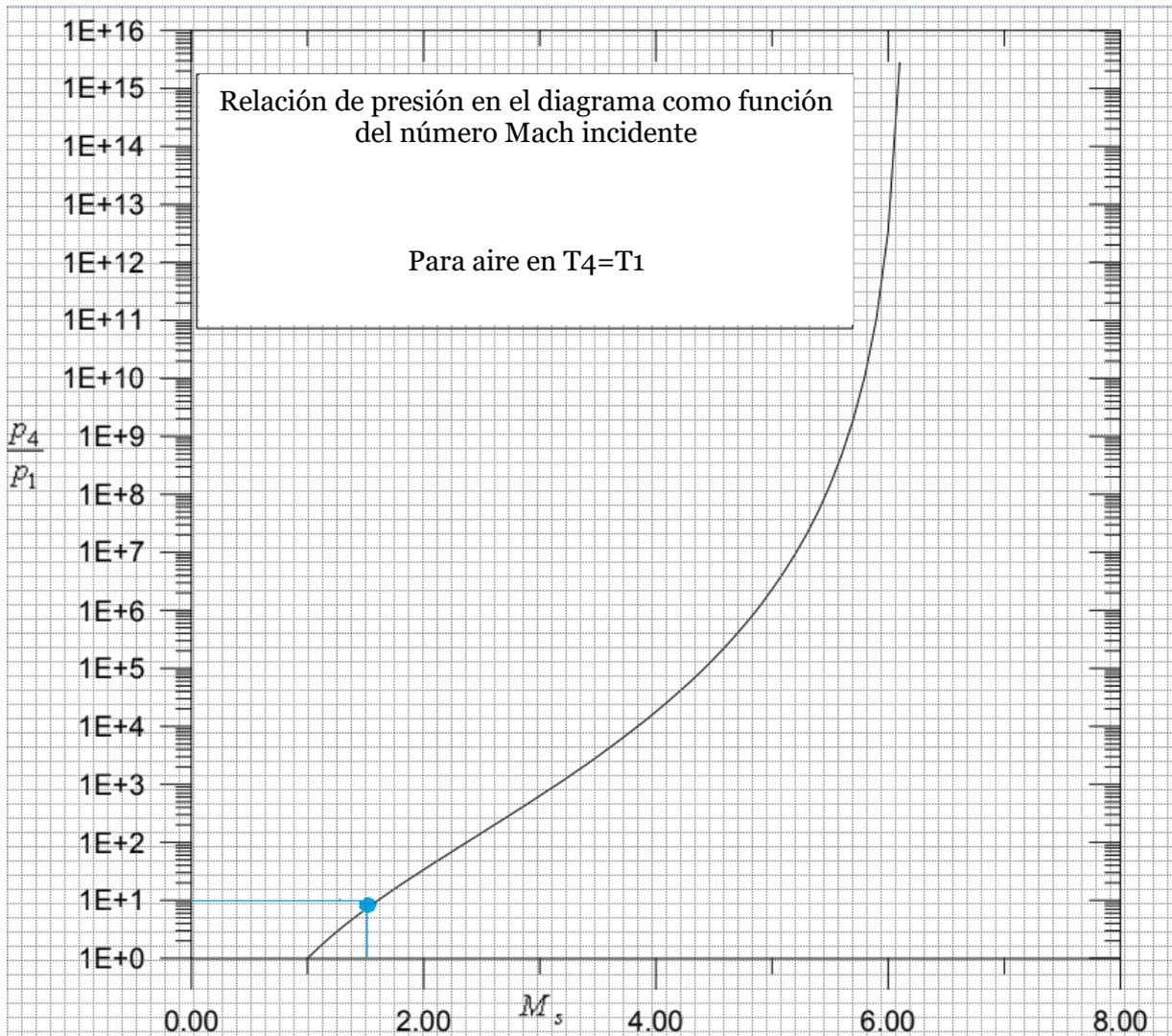


Figura 6. Relación de presiones a través de la onda de choque incidente para un número Mach de choque de 1,5. Traducción libre.

A partir de la Figura 6 se estima la siguiente relación:

$$\frac{P_4}{P_1} = 10$$

Por lo tanto, se determina que la presión en la sección *driver* de alta presión es 10 veces mayor que en la sección *driven* de baja presión.

Al conocer la relación de presiones a través de la onda de choque incidente y con el valor de P_1 (correspondiente al nivel del mar), se calcula el valor máximo de presión de operación del tubo de choque.

$$P_4 = 10 * 101,325kPa = 1013,25 kPa$$

4.3 Análisis teórico-analítico de la onda de choque reflejada

Con el fin de calcular el valor del número de Mach de la onda de choque reflejada, se ejecuta una serie de iteraciones basadas en la igualdad de la ecuación 12. En la cual se conoce el lado derecho, teniendo en cuenta los valores conocidos de γ_1 y M_s .

$$\begin{aligned} & \frac{M_s}{M_s^2 - 1} \sqrt{1 + \frac{2(\gamma_1 - 1)}{(\gamma_1 + 1)^2} (M_s^2 - 1) \left((\gamma_1 + 1) \frac{1}{M_s^2} \right)} \\ &= \frac{1,5}{1,5^2 - 1} \sqrt{1 + \frac{2(1,4 - 1)}{(1,4 + 1)^2} (1,5^2 - 1) \left((1,4 + 1) * \frac{1}{1,5^2} \right)} = 1,306394 \end{aligned}$$

Conociendo el valor del lado derecho de la igualdad, se obtiene:

$$\frac{M_r}{M_r^2 - 1} = 1,306394$$

Para realizar las iteraciones, se establece un valor inicial para el número Mach de la onda de choque reflejada M_r que sea mayor a 1 y se procede a reemplazarlo en el lado izquierdo de la igualdad, de tal manera que:

$$\frac{M_r}{M_r^2 - 1} = \frac{1,010}{(1,010^2) - 1} = 50,2487$$

Una vez encontrada la primera relación de este número Mach, se efectúa la resta entre los valores del lado izquierdo y derecho de la igualdad hasta encontrar la diferencia más aproximada a cero.

En total se llevaron a cabo 193 iteraciones (Apéndice A) hasta encontrar una diferencia de 7,767E-06 para un valor de $M_r = 1,45347$ el cual permitirá calcular la relación de presión, temperatura y densidad para las propiedades a la salida del tubo que conduce a la tobera del túnel con respecto a las condiciones que se encuentran justo detrás de la onda de choque incidente, aplicando las ecuaciones 15, 16 y 17. Una vez obtenidas las relaciones y conociendo el valor de las propiedades en el subíndice 2, se pueden estimar las propiedades en el subíndice 5:

$$\frac{P_5}{P_2} = \frac{2\gamma_1 M_r^2 - (\gamma_1 - 1)}{\gamma_1 + 1} = \frac{(2 * 1,4 * 1,4534^2) - (1,4 - 1)}{1,4 + 1} = 2,2980$$

$$P_5 = 2,2980 * 249,0906 kPa = 572,4113 kPa$$

$$\begin{aligned} \frac{T_5}{T_2} &= \frac{P_5 \rho_2}{P_2 \rho_5} = \frac{[2\gamma_1 M_r^2 - (\gamma_1 - 1)][(\gamma_1 - 1)M_r^2 + 2]}{(\gamma_1 - 1)^2 M_r^2} \\ &= \frac{[(2 * 1,4 * 1,4534^2) - (1,4 - 1)][(1,4 - 1) * (1,4534^2 + 2)]}{(1,4 - 1)^2 * 1,4534^2} = 1,2894 \end{aligned}$$

$$T_5 = 1,2894 * 380,4334 K = 490,5609 K$$

$$\frac{\rho_5}{\rho_2} = \frac{(\gamma_1 - 1)M_r^2}{(\gamma_1 - 1)M_r^2 + 2} = \frac{(1,4 - 1) * 1,4534^2}{[(1,4 - 1) * 1,4534^2] + 2} = 1,7821$$

$$\rho_5 = 1,7821 * 2,2810 \frac{kg}{m^3} = 4,0650 \frac{kg}{m^3}$$

Finalmente, para conocer la relación de presión, temperatura y densidad entre la salida y la entrada del tubo, se aplican las ecuaciones 18,19 y 20:

$$\begin{aligned} \frac{P_5}{P_1} &= \frac{P_5}{P_2} \frac{P_2}{P_1} = \left[\frac{2\gamma_1 M_r^2 - (\gamma_1 - 1)}{\gamma_1 + 1} \right] \left[\frac{2\gamma_1 M_s^2 - (\gamma_1 - 1)}{\gamma_1 + 1} \right] \\ &= \left[\frac{(2 * 1,4 * 1,4534^2) - (1,4 - 1)}{(1,4 + 1)} \right] \left[\frac{(2 * 1,4 * 1,5^2) - (1,4 - 1)}{(1,4 + 1)} \right] = 5,6491 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \frac{T_5}{T_1} &= \frac{T_5}{T_2} \frac{T_2}{T_1} = \left[\frac{[2\gamma_1 M_r^2 - (\gamma_1 - 1)][(\gamma_1 - 1)M_r^2 + 2]}{(\gamma_1 + 1)^2 M_r^2} \right] \left[\frac{[2\gamma_1 M_s^2 - (\gamma_1 - 1)][(\gamma_1 - 1)M_s^2 + 2]}{(\gamma_1 + 1)^2 M_s^2} \right] \\ &= (4,0953) * (4,5775) = 18,7462 \end{aligned}$$

$$\frac{\rho_5}{\rho_1} = \frac{\rho_5}{\rho_2} \frac{\rho_2}{\rho_1} = \left[\frac{(\gamma_1 - 1)M_r^2}{(\gamma_1 - 1)M_r^2 + 2} \right] \left[\frac{(\gamma_1 - 1)M_s^2}{(\gamma_1 - 1)M_s^2 + 2} \right] = (1,7821) * (1,8620) = 3,3182$$

Capítulo 5

Dimensionamiento del tubo de choque supersónico

Para determinar las dimensiones del tubo de choque, se aplican 2 métodos de diseño; en primer lugar, se desarrolla una línea base recolectando información de tubos de choque diseñados e implementados en laboratorios y, por otro lado, se emplea la teoría de recipientes cilíndricos metálicos de pared delgada para presión interna.

5.1 Línea Base

En el desarrollo de la línea base se extrae la información de 5 tubos de choque para número Mach mayor a 1, diseñados en centros de estudio ubicados en diferentes países del mundo. Las variables que se tienen en cuenta para este estudio son: El diámetro de la sección *Driven* y *Driver*, la longitud de estas dos secciones y la presión máxima de operación del tubo.

El objetivo de la línea base es realizar una base de datos cuantitativa que relaciona tubos de choque de características similares al tubo de choque que se está diseñando en este proyecto; una vez se da cumplimiento a los datos que conforman la línea base, se utilizan medidas de tendencia central (mediana), para encontrar un valor medio en los datos.

Por lo tanto, en la parte inferior de la tabla 3 “Línea Base” se encuentran las dimensiones medias de las secciones del tubo de choque, respetando los valores máximos y mínimos establecidos en la línea base. Las referencias de los datos extraídos para el desarrollo de este método se localizan en el pie de tabla.

Nombre del túnel	Autores	País	Diámetro Driver (mm)	Diámetro Driven (mm)	Longitud Driver (mm)	Longitud Driven (mm)	Longitud Total (mm)	Presión Máxima (kPa)
Hypersonic Shock Tunnel T2	Paulo G. P. Toro, Marco A. S. Minucci, Tiago C. Rolim, Roberto C. Follador, Alberto M. Santos, Giannino P. Camillo, Luiz G. Barreta.	Brasil	95	63	1790	6026	8016	2500
Shock tube T1 del Instituto de Estudos Avançados	Rafael Augusto Cintra, Tiago Cavalcanti Rolim, Bruno Coelho Lima	Brasil	68	68	2219,1	2853,45	5142,85	5730
KAIST shock-tube	Korea Advanced Institute of Science and Technology	Sur Corea	68	47,5	2000	3000	5000	2600
Shock tube de Amirkabir University of Technology (AUT)	Amrollah Moradi, Fata Mohammadi Fard, Mahmoud Mani, Mohamadali Ranjbar, Mobin Mottaghipour	Irán	67	67	640	1440	2080	480
Open End Compressed Air Shock Tube	Josue O. Ruiz	Estados Unidos	51	51	304,8	3060	3364,8	827,37
Mediana			68	63	1790	3000	5000	2500

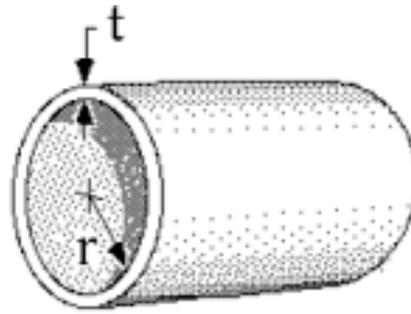
Tabla 3. Línea Base. Toro, P. et al., (2012); Cintra, R., Rolim, T., & Lima, B. (2017); Keunyeong, K., & Gisu, P. (2020); Moradi, A., et al., (2012). Ruiz, J. (2017).

5.2 Recipientes de pared delgada

Teniendo en cuenta las extremas condiciones de presión y temperatura que debe soportar el tubo en la operación, es fundamental emplear teorías para los cálculos con el fin de conocer las dimensiones óptimas y seguras de diseño, es por esto que, se utilizan ecuaciones estructurales para recipientes a presión de paredes delgadas para aproximar el espesor mínimo que debe tener el tubo para cumplir el estándar establecido para cilindros de pared delgada.

Según la Universidad Uttara de Bangladesh “El cilindro tiene un espesor, t , y un radio, r . Para que un cilindro califique como de "paredes delgadas", la relación entre el radio y el espesor (r / t) debe ser de al menos 10” de tal manera que:

$$\frac{r}{t} \geq 10$$



Radio = r
Espesor = t

Figura 7. Relación radio-espesor para un cilindro de pared delgada. (Chowdhury, P.n.d). Traducción libre.

A partir de la Figura 7, se establece la relación para calcular el espesor del tubo teniendo en cuenta la relación mínima (10) entre el radio y el espesor:

$$t = \frac{r}{10}$$

5.3 Altura ergonómica para operaciones en el tubo de choque

Para el diseño y la operación del tubo de choque supersónico, es importante considerar la altura que tendrán los soportes del tubo, es por esto que se tiene en cuenta la ergonomía, esta consiste en adaptar el trabajo, las herramientas, los métodos y el entorno a las personas basándose en los aspectos fisiológicos y psicológicos del trabajo según el laboratorio de Metrología, mantenimiento, reparación y calibración de equipos de control de calidad – Qualites. (Qualites, 2021)

Para este proyecto, la altura se basa en la ergonomía para una tarea de precisión (93-119cm) que requiere, por lo general, que el trabajo se realice cerca del cuerpo y los ojos, por esta razón, la parte superior debe elevarse en el nivel correcto como se puede observar en la Figura 8 de Qualites.

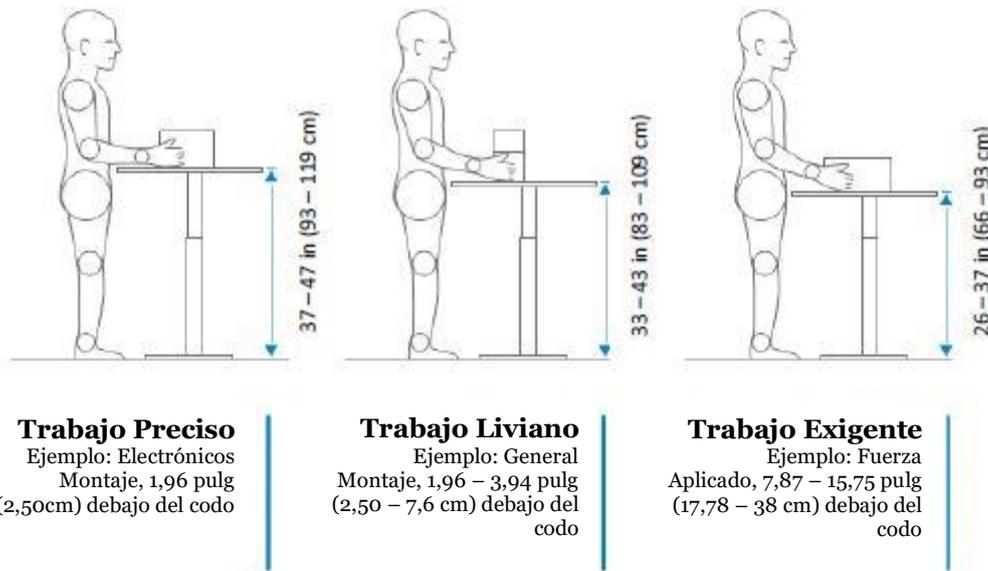


Figura 8 Alturas ergonómicas para distintos tipos de trabajo. (Qualites, 2021). Traducción libre.

Teniendo en cuenta la altura promedio de las personas en Colombia, según El Tiempo se determina que los hombres miden en promedio 172 cm y las mujeres 160 cm, por consiguiente, se establece una altura para el tubo de 110cm. (Tiempo, 2013)

5.4 Soportes y Acoples del tubo

En el diseño del tubo de choque supersónico se debe considerar la altura ergonómica anteriormente mencionada y de igual manera, garantizar que las extremas condiciones de operación no causarán vibraciones que representen riesgo a la infraestructura y al personal. De modo que, se lleva a cabo el diseño de dos soportes que estarán anclados al suelo simulando columnas que proporcionan estabilidad estructural, evitando el desplazamiento del tubo en el momento que se genere la onda de choque.

Para ensamblar la sección *driver* con la sección *driven*, se implementan al diseño dos bridas roscadas de acero aleado ASTM A182 de dos pulgadas de diámetro (Anexo 1), las cuales permiten que la tubería pueda ser desarmada sin necesidad de procedimientos destructivos, ya que posee una circunferencia de agujeros donde se colocan los pernos de unión. (Flanges – Fitvalv, 2019). Para la implementación de estas bridas, se considera la presión máxima de operación del

tubo (P4) con el objetivo de proporcionar seguridad operacional, por esta razón se seleccionan las bridas clase 300 que pueden soportar hasta una presión de dos megapascales (2Mpa). A partir de la tesis “Manufacturing And Instrumentation Of An Open End Compressed Air Shock Tube” (Ruiz, J., 2017) se establece la configuración de las bridas para el ensamble del tubo de choque de la siguiente manera:

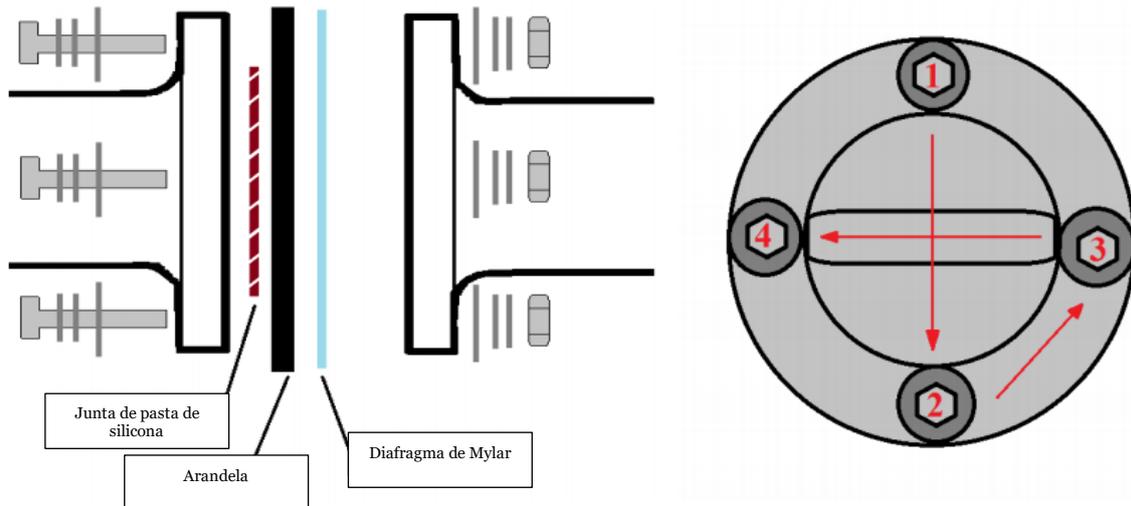


Figura 9 Patrón de orden y ubicación de los pernos. (Ruiz, J., 2017). Traducción libre.

Este ensamble se hace con el objetivo de sostener el diafragma que separa la sección *driver* de la sección *driven*, el cual se encuentra asegurado en la mitad de las dos bridas. Como se puede observar en la Figura 9, los pernos se introducen en los orificios y en cada lado se utilizan tres arandelas: dos arandelas estándar y una arandela de brida ancha. Según Ruiz, J. (2017) esto se hace para utilizar un perno más largo, y así distribuir la tensión uniformemente a lo largo de una mayor superficie. Luego, se utiliza una tuerca estándar para asegurar los pernos y arandelas y se ajusta para que el perno no exceda el 80 por ciento de su límite elástico.

5.5 Dimensionamiento final

Teniendo en cuenta cada parámetro mencionado en los subcapítulos anteriores, se determinan las dimensiones que se deben utilizar para el modelado CAD del tubo de choque. Es importante resaltar que las medidas obtenidas a partir de la línea base, deben adaptarse a las dimensiones estándar más cercanas existentes

en el mercado Colombiano, de tal manera que cada componente se pueda adquirir fácilmente para la instalación del tubo sin necesidad de requerir modelos personalizados.

Al implementar dichos componentes estándar, se obtiene un diseño *low-cost* basado en los materiales COTS (*Commercial off-the-shelf*) los cuales según Blamey (2009) son productos tecnológicos, de amplia distribución que están disponibles para el público en múltiples e idénticas copias. *“La motivación por el empleo de componentes COTS está en que éstos permiten reducir tanto los costos como el tiempo de desarrollo debido a que pueden ser comprados en el mercado en lugar de tener que ser desarrollados; específicamente para la necesidad identificada. Muchos consideran que gracias a los componentes COTS, los costos generales y tiempo de desarrollo pueden ser definitivamente reducidos”*. (Blamey Ponce, 2009).

A partir de la relación definida en el subcapítulo 5.2, se calcula el espesor del tubo a partir de la relación mínima (10) entre el radio y el espesor. Tomando como referencia las dimensiones del diámetro de las bridas estándar mencionadas en el capítulo 5.4 que corresponden a dos pulgadas (63,5mm), de tal manera que se obtiene el espesor del tubo:

$$t = \frac{31,75mm}{10} = 3,175 \text{ mm}$$

Partiendo desde la línea base y teniendo en cuenta las dimensiones estándar (materiales COTS) de los tubos y los acoples, se definen las dimensiones para el tubo de choque supersónico:

Parámetro	Longitud (mm)
Diámetro <i>Driven</i>	63,5
Diámetro <i>Driver</i>	63,5
Longitud <i>Driven</i>	3000
Longitud <i>Driver</i>	1790
Espesor de los tubos	3,175

Tabla 4. Dimensiones para el tubo de choque supersónico

5.6 Parámetros de diseño para el tubo de choque supersónico

El modelo se ha desarrollado mediante algunas hipótesis que permiten caracterizar e identificar los parámetros que influyen en el funcionamiento. Estos parámetros se establecen con el objetivo de proporcionar una guía en la etapa de diseño conceptual y preliminar. Para el diseño de este tubo de choque supersónico se requiere de un análisis detallado de los siguientes parámetros:

- Las propiedades iniciales para el aire a nivel del mar: Estas propiedades son la base principal para desarrollar el análisis teórico-analítico del tubo de choque.
- Teoría para ondas de choque normales, incidentes y de expansión: Permite entender cómo se comporta el fluido con respecto a las propiedades aerodinámicas a través del tubo.
- Gas calóricamente perfecto: Para los cálculos de las propiedades, se asume un gas calóricamente perfecto en el cual los calores específicos para presión constante y volumen constante no presentan cambios.
- Consideración de las presiones P_2 y P_3 iguales, por lo tanto, $u_2 = u_3$: Este parámetro se establece para un proceso de expansión isentrópica, es decir sin transferencia de energía interna.
- Temperatura máxima del proceso: Se estima un valor de $T_5 = 490,5$ K en la salida del tubo.
- Presión máxima del proceso: Se estima un valor de $P_4 = 1013,25$ Kpa en la sección *driver* teniendo en cuenta una relación de presiones establecida experimentalmente como se observa en la Fig. 6.
- Material: Se debe determinar un material que soporte la temperatura y presión máxima calculadas para el tubo.
- Modelo *low-cost*: Diseño basado en partes estándar (materiales COTS).

Página dejada en blanco intencionalmente

Capítulo 6

Resultados

6.1 Modelado en CAD para el tubo de choque supersónico

Esta sección del documento plasma los resultados obtenidos del diseño de un tubo de choque supersónico por medio del *software* SolidEdge 2021 (licencia gratuita), teniendo en cuenta las dimensiones calculadas por medio de la línea base y la teoría mencionada en el capítulo 5.

En primer lugar, se realiza el modelado de cada componente principal del tubo: la sección *driver* y *driven*, dos bridas, dos soportes, un diafragma y sus correspondientes uniones (pernos, arandelas y tuercas). Además, se selecciona como material el acero inoxidable 304L que se caracteriza por su resistencia a altas temperaturas y su elevada resistencia a la deformación según el reconocido proveedor Atlas Steels (2011).

Posteriormente, se lleva a cabo el ensamblaje de todas las piezas para obtener la construcción final del tubo como se aprecia en la Figura 10.



Figura 10 Renderizado para un tubo de choque supersónico con soportes fijos al suelo. Fuente: Autores. Software Solid Edge

Aplicando la información para los soportes y acoples del tubo, el ensamble para el acople de ambas secciones (*driver* y *driven*) propuesto para este proyecto, se ilustra de la siguiente manera:

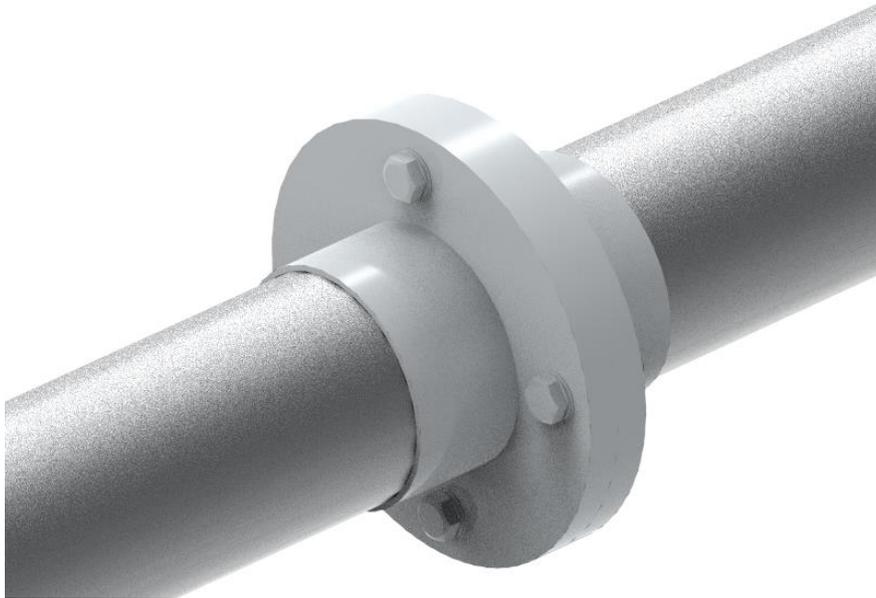


Figura 11 Ensamble para el acople de la sección Driver y Driven. Fuente: Autores. Software Solid Edge

Con base en el modelo final, se generan los planos que permiten conocer las dimensiones y distribución de los componentes del tubo de choque supersónico, estos se encuentran en el apéndice B.

6.2 Simulación 2D en el *software* Ansys

Para el desarrollo de la simulación en el *software* Ansys se diseña una placa rectangular con las dimensiones determinadas para el tubo, teniendo en cuenta que se realiza una simulación 2D, se requiere visualizar el flujo sobre la vista lateral del tubo, es por esto por lo que la geometría se define como una sección plana rectangular.

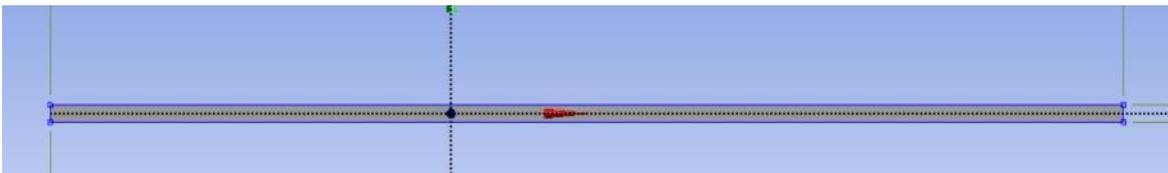


Figura 12 Geometría 2D del tubo de choque supersónico. Fuente: Autores. Software Ansys.

En la Figura 12 se observa que se debe establecer el origen del plano justo en la posición en la que se ubica el diafragma del tubo, ya que posteriormente esto define la distribución de la sección *driver* y *driven*.

Una vez se tiene la geometría definida, se procede a la construcción de la malla computacional, en la cual se deben definir la cantidad de nodos según el contorno superior e inferior junto con la entrada y la salida del tubo, como resultado se obtienen 122061 nodos y 120000 elementos que se visualizan en la Figura 13.

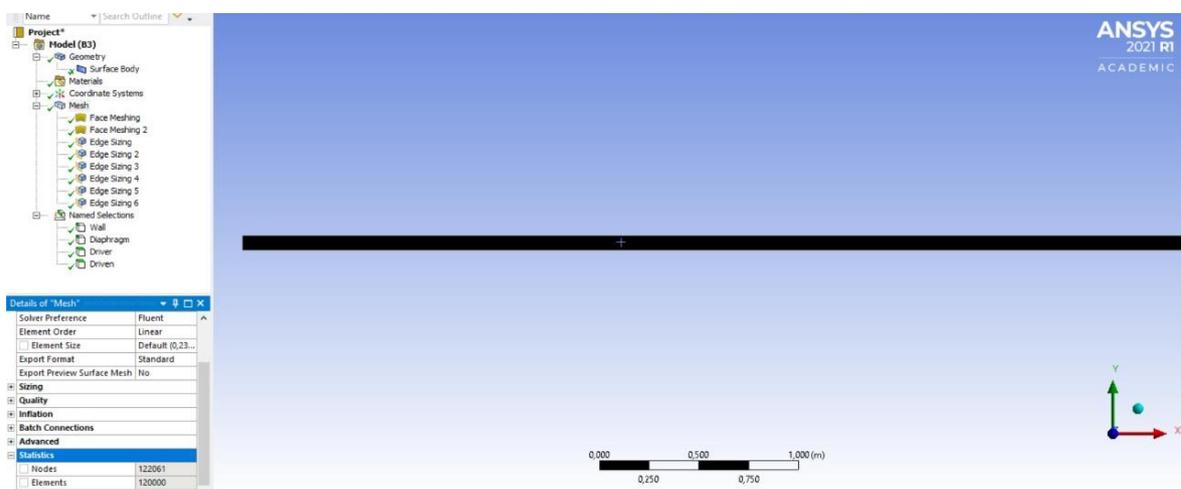


Figura 13 Malla computacional y cantidad de nodos y elementos para la geometría del tubo de choque supersónico. Fuente: Autores. Software Ansys.

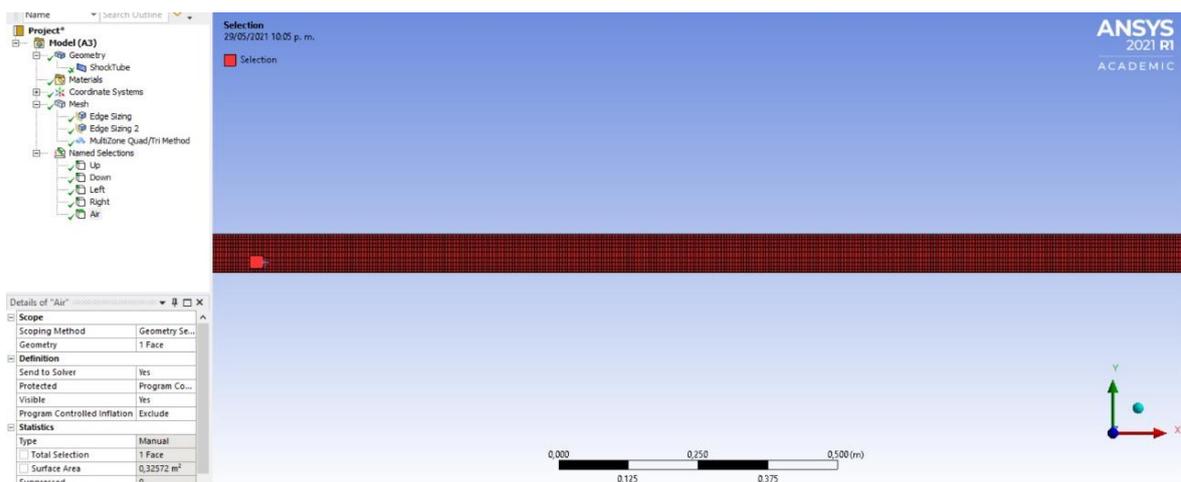


Figura 14 Malla computacional para la geometría del tubo de choque supersónico. Fuente: Autores. Software Ansys.

Como siguiente paso, se debe llevar a cabo la configuración (*Setup*) de los

parámetros necesarios para ejecutar la simulación, teniendo en cuenta algunas consideraciones iniciales para el flujo de aire en la sección *driven* como: Gas ideal, sin viscosidad, propiedades a nivel del mar (Figura 15 y 16). Estas corresponden a los parámetros establecidos a lo largo de este proyecto con el subíndice 1. Posteriormente, para la sección *driver* se introducen en el programa las propiedades correspondientes para el subíndice 4 (Figura 17).

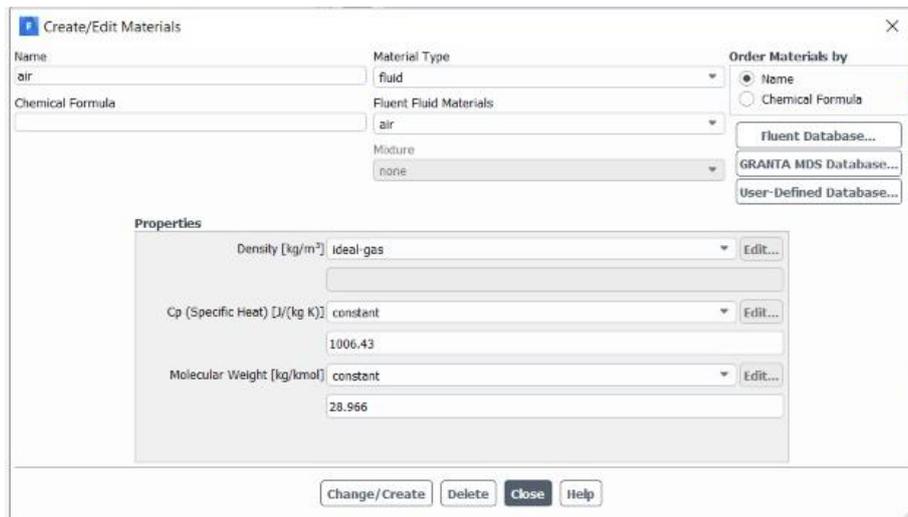


Figura 15 Definición del fluido para la simulación. Fuente: Autores. Software Ansys.



Figura 16 Definición de presión para la sección *driven*. Fuente: Autores. Software Ansys.



Figura 17 Definición de presión para la sección *driver*. Fuente: Autores. Software Ansys.

Adicionalmente, se establecen los parámetros para ejecutar las iteraciones como se aprecia en la Figura 18, considerando un costo computacional no muy elevado pero asegurando resultados.

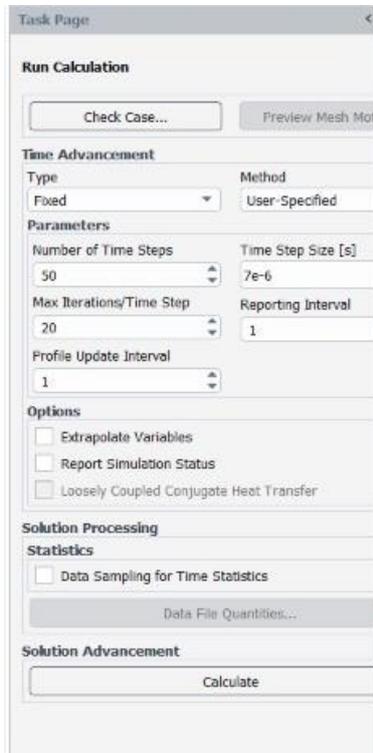


Figura 18 Parámetros de ejecución de iteraciones. Fuente: Autores. Software Ansys.

Finalmente, después del procedimiento de iteración realizado por el programa (Figura 19), se obtienen 4 contornos diferentes que representan la presión, temperatura, velocidad y densidad a lo largo del tubo de choque, estos se pueden observar en las Figura 20 a 23.

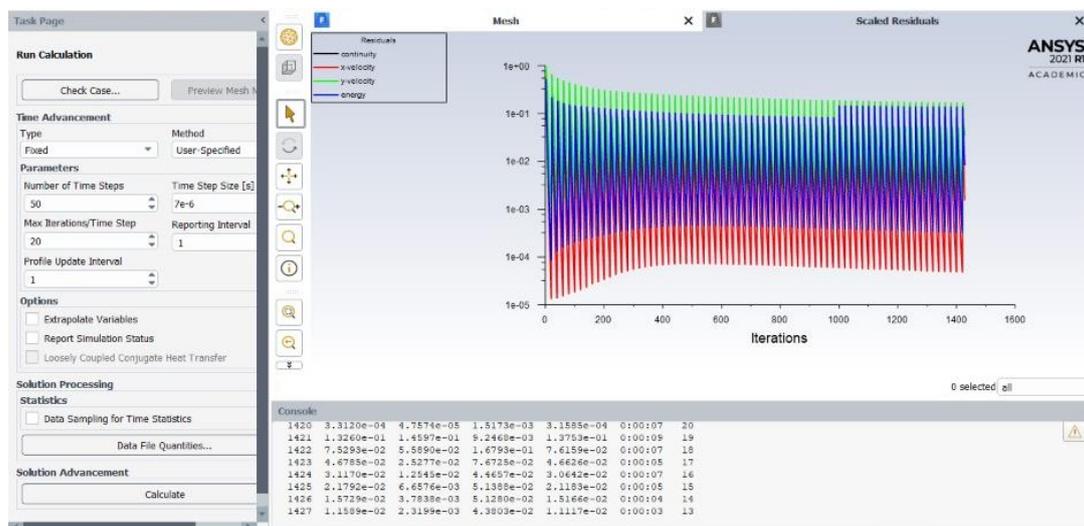


Figura 19 Proceso de iteración por parte del software Ansys. Fuente: Autores. Software Ansys.

Para el primer contorno correspondiente a la presión a lo largo del tubo se puede observar la variación de esta propiedad en un intervalo de 0,101Mpa a 1,01Mpa, en donde el valor máximo corresponde a la presión en el *Driver* y el valor mínimo en el *Driven*.

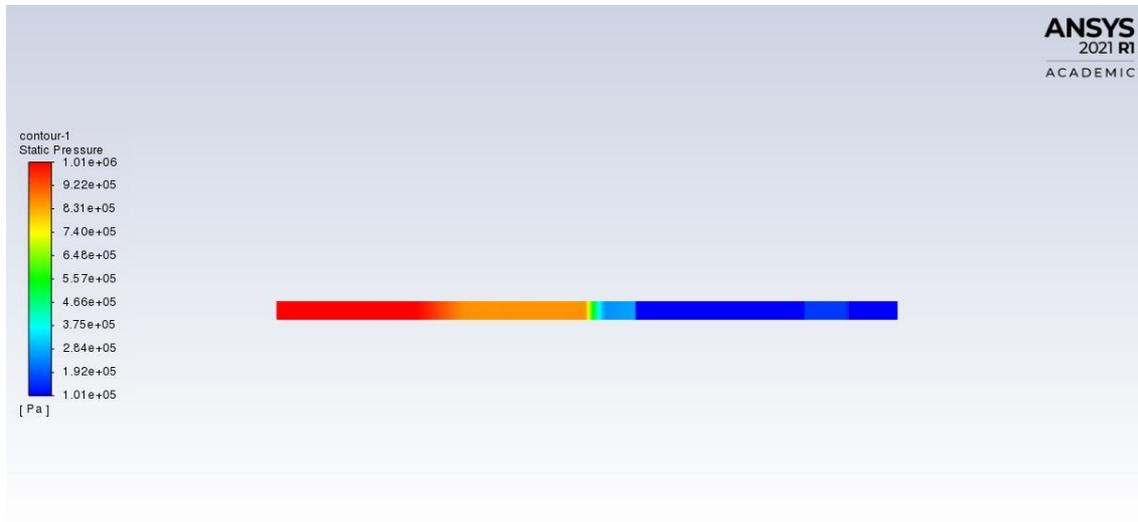


Figura 20 Contorno de presión a lo largo del tubo de choque supersónico. Fuente: Autores. Software Ansys.

En el segundo contorno se encuentran las variaciones de temperatura presentes en la operación del tubo, el valor máximo para esta propiedad se evidencia en la salida del tubo, esta tiene un valor de 491K y el valor mínimo es de 274K, aproximadamente la temperatura a nivel del mar.

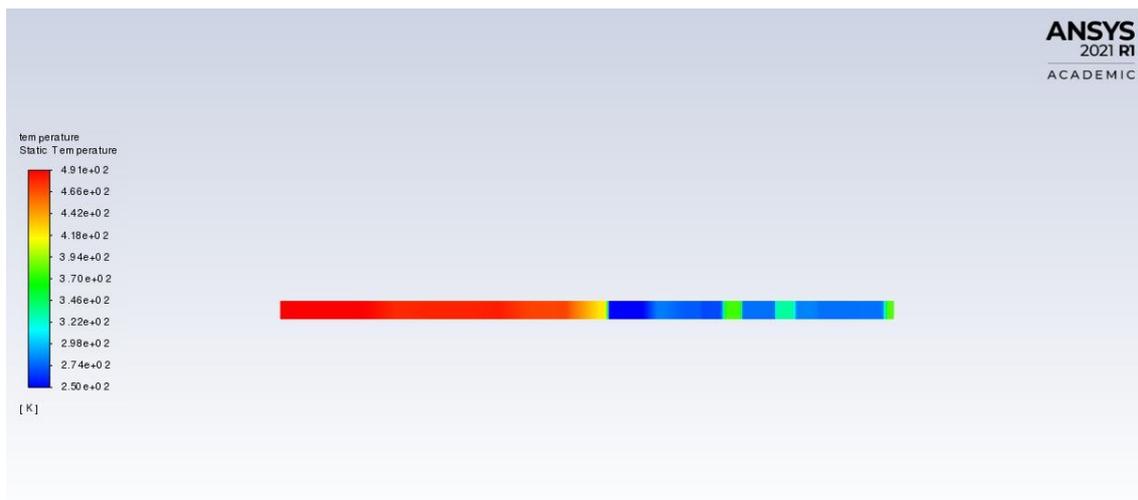


Figura 21 Contorno de temperatura a lo largo del tubo de choque supersónico. Fuente: Autores. Software Ansys.

Para el contorno de velocidad a lo largo del tubo, es posible aproximar el valor máximo de velocidad del fluido situado justo después de la rotura del diafragma que corresponde a 532m/s.

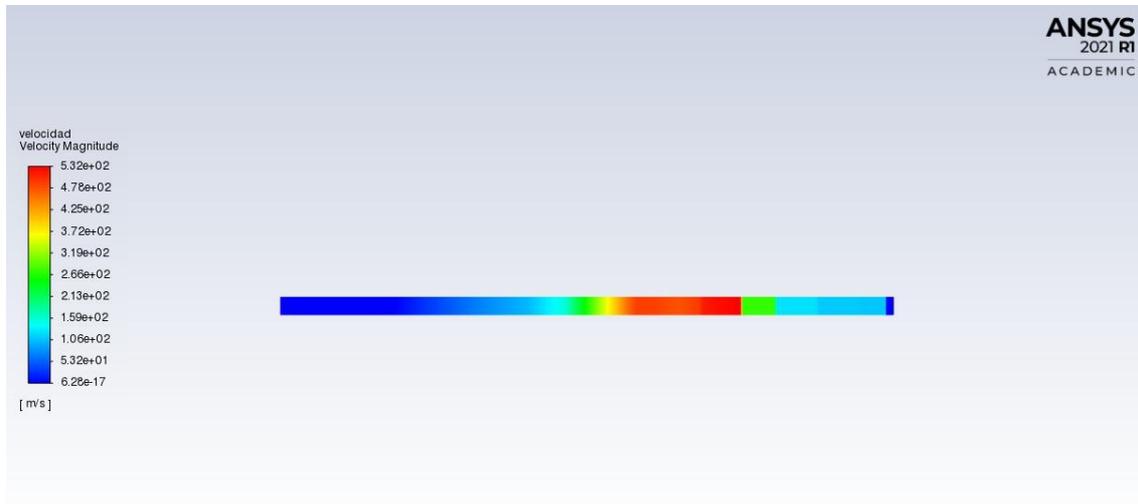


Figura 22 Contorno de velocidad a lo largo del tubo de choque supersónico. Fuente: Autores. Software Ansys.

Finalmente, para el contorno de densidad, se observa un valor de 1,18kg/m³ el cual se aproxima a la densidad del aire a nivel del mar y a la salida del tubo se evidencia un valor de 4,04kg/m³.

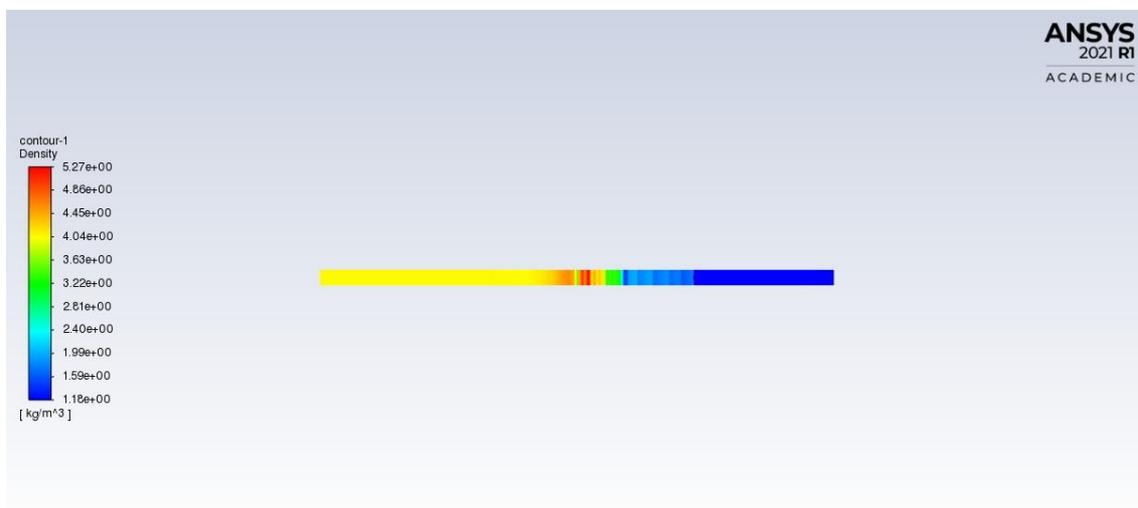


Figura 23 Contorno de densidad a lo largo del tubo de choque supersónico. Fuente: Autores. Software Ansys.

Página dejada en blanco intencionalmente

Capítulo 7

Discusión de Resultados

Se realiza el diseño conceptual y preliminar para un tubo de choque supersónico por medio de un diseño CAD que permite la simulación en el *software* Ansys, esto con el fin de identificar las extremas condiciones producidas por la alta velocidad de entrada y las ondas de choque generadas por las propiedades aerodinámicas variables en el tubo.

Para corroborar las propiedades calculadas en el análisis teórico-analítico, se realiza una comparación con respecto a los resultados obtenidos en la simulación de Ansys, en donde se evidencia una similitud entre los valores, de tal manera que: Se analiza el contorno correspondiente a la presión, para el cual se tienen en cuenta los valores máximos y mínimos de operación del tubo calculados ($P_4 = 1,01325\text{Mpa}$ y $P_1 = 0,101325\text{Mpa}$), en la figura 20 se comprueban estos cálculos realizados por medio de las ecuaciones expuestas en el análisis teórico-analítico, puesto que se evidencia que la presión más baja en el tubo corresponde a la presión a nivel del mar y esta se representa con el color azul en el contorno; y el valor más alto, se encuentra después de la onda de choque normal, es decir en el subíndice 2 representado por el color rojo, es decir $P_4 = 1,01\text{Mpa}$ y $P_1 = 0,101\text{Mpa}$.

En cuanto al contorno de temperatura de la Figura 21 y los valores calculados, es posible observar que los valores máximos y mínimos estimados en los subíndices 5 y 1 respectivamente ($T_5 = 490,561\text{K}$ y $T_1 = 288,16\text{K}$), son congruentes ya que coinciden con los valores computados en la simulación, estos representan la transición de la temperatura desde el color celeste, pasando por el verde hasta el rojo donde se sitúa la onda de choque generada en donde $T_5 = 491\text{K}$ y $T_1 = 274\text{K}$. Por otro lado, en el *Driven* se refleja una variación de la temperatura (color celeste y verde) esto debido a la reflexión de la onda incidente en el momento que entra en contacto con la pared final del tubo.

Para el contorno de velocidad obtenido en la Figura 22, es importante tener en

cuenta el valor de la velocidad calculado para la onda de choque ($u_s = 510,4028\text{m/s}$) para corroborar el resultado obtenido mediante la simulación en el cual $u_s = 527\text{m/s}$ representado por el color rojo situado justo después de la apertura del diafragma. A pesar de que los valores son cercanos, se presenta una variación debido a que en el análisis teórico-analítico se calcula teniendo en cuenta el Mach de entrada a diferencia de la simulación en la cual el fluido comienza su recorrido en velocidad de cero.

Finalmente, con respecto a la densidad, en el contorno obtenido en la figura 23 se visualiza una densidad a la salida del tubo de $\rho_5 = 4,04\text{ kg/m}^3$ (color amarillo), este valor permite validar los resultados del análisis teórico-analítico donde $\rho_5 = 4,0651\text{ kg/m}^3$, para dar un soporte de esta simulación se puede observar el valor mínimo de entrada $\rho_1 = 1,18\text{ kg/m}^3$ que representa la densidad a nivel del mar, teniendo en cuenta que la real es $\rho_1 = 1,225\text{ kg/m}^3$.

Capítulo 8

Conclusiones

Este proyecto de grado generado a partir del macroproyecto “Diseño Conceptual y Preliminar de un Túnel de Choque Supersónico”, realiza una primera aproximación, desde la Fundación Universitaria Los Libertadores, al diseño conceptual y preliminar de un tubo de choque supersónico de operación nacional, con el fin de apoyar las pruebas en tierra a velocidades supersónicas para centros de estudio en Colombia. Por lo anterior, se presenta como es descrito en el objetivo general, un diseño conceptual y preliminar por medio de un modelo CAD y simulaciones 2D.

Con el propósito de conocer las propiedades aerodinámicas a través del tubo, se lleva a cabo un análisis teórico-analítico en el capítulo 4 “Desarrollo del análisis teórico-analítico para un tubo de choque”, en donde teniendo en cuenta las propiedades del aire a nivel del mar, se aplica la teoría de ondas de choque planteada por Anderson y de esta manera se obtienen los resultados de presión, temperatura, densidad y velocidad para cada punto de referencia del tubo.

Para conocer las dimensiones del tubo, es necesario aplicar dos métodos de diseño; en primer lugar, en el subcapítulo 5.1 se desarrolla una línea base construida a partir de estudios recientes a nivel mundial de tubos de choque supersónicos, para obtener dimensiones de referencia y aproximarlas a las medidas estándar encontradas en el mercado para cada componente, por otro lado, al querer diseñar un tubo que soporte altas condiciones de operación como presión y temperatura, se considera un cilindro basado en la teoría para recipientes de pared delgada a presión y sus respectivos parámetros como se observa en el subcapítulo 5.2. Posteriormente, en el subcapítulo 5.5 se encuentra la aplicación de los métodos seleccionados para el dimensionamiento teniendo en cuenta los materiales COTS.

Teniendo en cuenta las dimensiones calculadas para el tubo, se realiza el modelado CAD a través del *software* SolidEdge 2021, por medio de un

ensamblaje de los principales componentes como los soportes, las dos secciones del tubo, las bridas y el diafragma, esto se puede visualizar en el subcapítulo 6.1 en donde se presenta un diseño preliminar del modelo del tubo. Adicionalmente, para garantizar una correcta operación del tubo, se tienen en cuenta los conceptos de ergonomía en el trabajo que brindan la altura necesaria para ubicar el tubo y de esta forma implementarlo en el diseño del túnel. En otro orden de ideas, el material seleccionado para este diseño es el acero inoxidable 304L ya que presenta alta tolerancia a la deformación y soporta altas propiedades térmicas, lo cual es de gran importancia para la seguridad operacional del túnel.

Finalmente, se efectúa una simulación 2D en el *software* Ansys considerando los parámetros iniciales de operación y dimensionamiento del tubo, para esta geometría se genera una malla computacional que establece el dominio y los puntos sobre los que se pretende calcular una solución para cuatro variables distintas (presión, temperatura, densidad y velocidad) y además, proporciona precisión en la aproximación de los resultados. Se obtienen cuatro contornos que ilustran el comportamiento de las propiedades aerotermodinámicas a través del tubo; de esta manera, se encuentra una considerable similitud en los resultados calculados teóricamente con respecto a los simulados, debido a que se encuentran en un mismo rango de valores.

Capítulo 9

Recomendaciones

Para investigaciones futuras se recomienda tener en cuenta el cálculo de todas las propiedades a través del tubo sin realizar estimaciones experimentales, lo que puede permitir obtener resultados más precisos.

Adicionalmente, si se desea realizar un prototipo *low-cost* es necesario considerar la estandarización de partes para el dimensionamiento del tubo ya que en el mercado son más asequibles partes con medidas estándar que las partes con medidas adaptadas.

Se propone para próximas investigaciones aplicar métodos adicionales como la norma técnica Asme para recipientes a presión de pared delgada con el fin de realizar el diseño mecánico de las partes del tubo de choque.

Por otro lado, se sugiere realizar un análisis teórico-analítico del tubo de choque con las propiedades iniciales a diferentes alturas y de esta manera observar si se presentan variaciones en el comportamiento del flujo a través del tubo.

Página dejada en blanco intencionalmente

Referencias

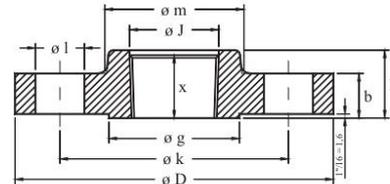
- [1] Anderson, J., 2003. ISE Modern Compressible Flow: With Historical Perspective. 3rd ed.
- [2] Kai, Y., 2018. Micro Shock Wave - A Study of Supersonic Compressible Flow with Low Reynolds Number by Application of Ultra Short Laser Pulse and Interferometry. Doctorado. Facultad de Matemáticas y Ciencias de la Universidad Carl von Ossietzky de Oldenburg.
- [3] Araujo Martos, J., 2017. Aerothermodynamic Design, Manufacturing and Testing Of a 3-D Prototyped Scramjet. Doctorado. Campo Montenegro São José dos Campos, SP - Brasil.
- [4] Anderson, J. D., 2003. Illustration of different regimes of flow. [Figura]. En Modern Compressible Flow: With Historical Perspective. (3.a ed., p. 16).
- [5] Pinto D.R. et al., 2012 Flow Characterization of the T3 Hypersonic Shock Tunnel. In: Kontis K. (eds) 28th International Symposium on Shock Waves. Springer, Berlin, Heidelberg.
- [6] Minciencias, 2018. ANEXO 1. TECHNOLOGY READINESS LEVELS - TRL. Bogotá, pp.1-3.
- [7] Vásquez Hidalgo, I., n.d. Tipos de estudio y métodos de investigación. In: Gestipolis. pp.6-10.
- [8] 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.
- [9] Brun, R., 2009. Shock Tubes and Shock Tunnels: Design and Experiments. Francia.
- [10] Nagamatsu, H.T.: Shock Tube Technology and Design. In: Ferri, A. (ed.) Fundamental Data Obtained from Shock Tube Experiments, ch. III. Pergamon Press (1961)
- [11] Colombo, M., di Prisco, M. and Martinelli, P., 2011. A new shock tube facility for tunnel safety. Italia.
- [12] 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.
- [13] Coelho Lima, B. and de Paula Toro, P., 2013. Analytic theoretical analysis of the incident and the Reflected shock waves applied to shock tubes. In: Faculdade de Tecnologia de São José dos Campos. Ribeirão Preto, Brasil.
- [14] Anderson, J. D., 2003. Diagram of a normal shock. [Figura]. En Modern Compressible Flow: With Historical Perspective. (3.a ed., p. 70).
- [15] Coelho Lima, B. and de Paula Toro, P., 2013. Pressure ratio across incident shock wave. [Figura]. En Analytic theoretical analysis of the incident and the Reflected shock waves applied to shock tubes. (p.8).
- [16] Chowdhury, P., "Thin Walled Pressure Vessel". Uttara University. Bangladesh. n.d.
- [17] Qualites. (2021). Ergonomía en su puesto de trabajo: Oficina y Taller - Qualites. Retrieved 29 May 2021, from <https://qualites.net/ergonomia-en-su-puesto-de-trabajo-oficina-y-taller/>
- [18] Flanges – Fitvalv. (2019). Retrieved 29 May 2021, from <https://fitvalv.cl/2019/08/07/flanges/>
- [19] Ruiz, J. (2017). Manufacturing and Instrumentation of an Open End Compressed Air Shock Tube (Maestría). Faculty of California Polytechnic State University.
- [14] Ruiz, J. (2017). How to properly seal the tube. (Left) Order of feeding hardware (Right) Bolt tightening pattern. [Figura]. En Manufacturing and Instrumentation of an Open End Compressed Air Shock Tube (p. 93).

- [15] Tiempo, C. (2013). ¿Está usted dentro del rango de estatura promedio de los colombianos?. Retrieved 30 May 2021, from <https://www.eltiempo.com/archivo/documento/CMS-13128617#:~:text=Dentro%20de%20los%20principales%20hallazgos,148%2C5%20y%20171%20cm.>
- [16] Toro, P. et al., 2012 Brazilian 14-X Hypersonic Aerospace Vehicle Project. In AIAA. Francia.
- [17] Cintra, R., Cavalcanti, T., & Coelho Lima, B. (2017). "Experimental Investigation of Ionization Sensors under Shock Tube Stagnation Conditions."
- [18] Reynier, P. (2016). Survey of high-enthalpy shock facilities in the perspective of radiation and chemical kinetics investigations. In Progress in Aerospace Science.
- [19] Moradi, A., et al., 2012 Experimental and numerical investigation of AUT shock tube. In European Journal of Experimental Biology. Tehran.
- [20] 2011. Grade Data Sheet 304 304L 304H. [PDF] Disponible en: <<https://atlassteels.com.au/>> [Accessed 31 May 2]
- [21] Blamey Ponce, C. (2009). Conviviendo con la tecnología COTS. Revismar, (6).
- [22] Tubinox. BRIDAS FORJADAS ANSI SEGÚN NORMA ASTM A182 (p. 28). Madrid. Retrieved from <http://tubosinoxidables.com/pdf/3.1.BridasForj.pdf>
- [23] Cintra, R., Rolim, T., & Lima, B. (2017). Experimental Investigation of Ionization Sensors Under Shock Tube Stagnation Conditions. *Journal Of Aerospace Technology And Management*, 9(2), 218-224. doi: 10.5028/jatm.v9i2.708
- [24] Keunyeong, K., & Gisu, P. (2020). Study of Test Time Extension in KAIST Shock Tunnel. *Journal Of Propulsion And Energy*, 11-23.

Anexo 1 (Bridas Roscadas 300lb)



BRIDAS ROSCADAS
THREADED FLANGES
300 Lbs.



ASME B16.5-1996

Diámetro nominal Nominal pipe size	Brida Flange					Cuello Hub m mm. inches	Resalte Raised Face g mm. inches	Taladros Drilling template			Peso aprox. Approx. weight Kg. Pounds
	D mm. inches	J mm. inches	b mm. inches	h mm. inches	x mm. inches			Número Number	l mm. inches	k mm. inches	
1/2"	95,2 3 3/4	23,6 0.93	14,3 9/16	22,2 7/8	15,9 5/8	38,1 1 1/2	34,9 1 3/8	4	15,9 5/8	66,7 2 5/8	0,7 1.5
3/4"	117,5 4 5/8	28,95 1.14	15,9 5/8	25,4 1	15,9 5/8	47,6 1 7/8	42,9 1 11/16	4	19,05 3/4	82,5 3 1/4	1,2 2.6
1"	123,8 4 7/8	35,8 1.41	17,5 11/16	27,0 1 1/16	17,5 11/16	54,0 2 1/8	50,8 2	4	19,05 3/4	88,9 3 1/2	1,4 3.1
1 1/4"	133,35 5 1/4	44,45 1.75	19,1 3/4	27,0 1 1/16	20,6 13/16	63,5 2 1/2	63,5 2 1/2	4	19,05 3/4	98,4 3 7/8	1,9 4.2
1 1/2"	155,6 6 1/8	50,5 1.99	20,6 13/16	30,2 1 3/16	22,2 7/8	69,9 2 3/4	73,0 2 7/8	4	22,2 7/8	114,3 4 1/2	2,8 6.2
2"	165,1 6 1/2	63,5 2.5	22,2 7/8	33,3 1 5/16	28,6 1 1/8	84,1 3 5/16	92,1 3 5/8	8	19,05 3/4	127,0 5	3,3 7.3
2 1/2"	190,5 7 1/2	76,2 3	25,4 1	38,1 1 1/2	31,7 1 1/4	100,0 3 15/16	104,8 4 1/8	8	22,2 7/8	149,2 5 7/8	4,6 10.1
3"	209,55 8 1/4	92,2 3.63	28,6 1 1/8	42,9 1 11/16	31,7 1 1/4	117,5 4 5/8	127,0 5	8	22,2 7/8	168,3 6 5/8	6,3 13.9
3 1/2"	228,6 9	104,9 4.13	30,2 1 3/16	44,4 1 3/4	36,5 1 7/16	133,35 5 1/4	139,7 5 1/2	8	22,2 7/8	184,15 7 1/4	7,8 17.2
4"	254,0 10	117,6 4.63	31,8 1 1/4	47,6 1 7/8	36,5 1 7/16	146,05 5 3/4	157,2 6 3/16	8	22,2 7/8	200,0 7 7/8	10,2 22.4
5"	279,4 11	144,5 5.69	34,9 1 3/8	50,8 2	42,9 1 11/16	177,8 7	185,7 7 5/16	8	22,2 7/8	234,95 9 1/4	12,9 28.4
6"	317,5 12 1/2	171,45 6.75	36,5 1 7/16	52,4 2 1/16	46,0 1 13/16	206,4 8 1/8	215,9 8 1/2	12	22,2 7/8	269,9 10 5/8	18 39
8"	381,0 15	222,25 8.75	41,3 1 5/8	61,9 2 7/16	50,8 2	260,35 10 1/4	269,9 10 5/8	12	25,4 1	330,2 13	26 57.2
10"	444,5 17 1/2	276,65 10.88	47,6 1 7/8	66,7 2 5/8	55,6 2 3/16	320,7 12 5/8	323,8 12 3/4	16	28,6 1 1/8	387,3 15 1/4	37,5 82.5
12"	520,7 20 1/2	328,7 12.94	50,8 2	73,0 2 7/8	60,3 2 3/8	374,6 14 3/4	381,0 15	16	31,7 1 1/4	450,8 17 3/4	52 114
14"	584,2 23	360,4 14.19	54,0 2 1/8	76,2 3	63,5 2 1/2	425,4 16 3/4	412,7 16 1/4	20	31,7 1 1/4	514,3 20 1/4	72 158
16"	647,7 25 1/2	411,2 16.19	57,2 2 1/4	82,5 3 1/4	68,3 2 11/16	482,6 19	469,9 18 1/2	20	34,9 1 3/8	571,5 22 1/2	100 220
18"	711,2 28	462,0 18.19	60,3 2 3/8	88,9 3 1/2	39,8 2 3/4	533,4 21	533,4 21	24	34,9 1 3/8	628,6 24 3/4	126 277
20"	774,7 30 1/2	512,8 20.19	63,5 2 1/2	95,2 3 3/4	73,0 2 7/8	587,4 23 1/8	584,2 23	24	34,9 1 3/8	685,8 27	148 325
24"	914,4 36	614,4 24.19	69,9 2 3/4	106,4 4 3/16	82,5 3 1/4	701,7 27 5/8	692,1 27 1/4	24	41,3 1 5/8	812,8 32	222 490

Apéndice A (Iteraciones para Mr)

Se incluirá en este Apéndice A, el proceso de iteraciones realizado para calcular el Mach de la onda de choque reflejada M_r por medio de la herramienta Excel.

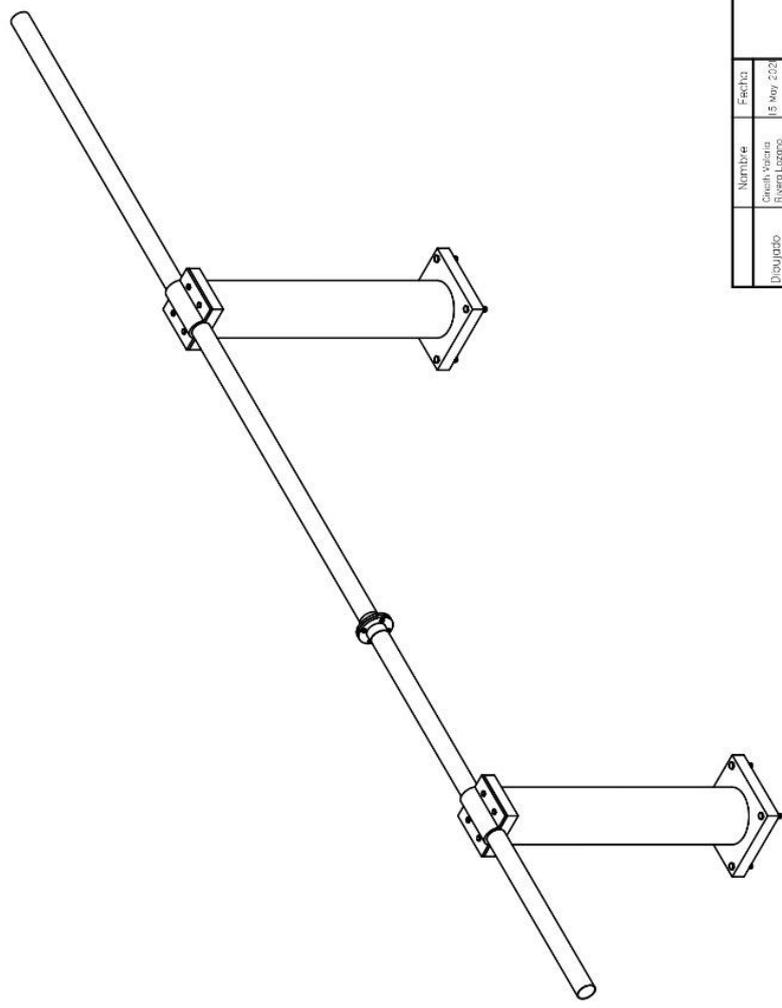
Mr	Iteración	Diferencia									
1,01000	50,24876	48,94236	1,33100	1,72507	0,41868	1,35500	1,62076	0,31437	1,37900	1,52943	0,22304
1,11000	4,78242	3,47603	1,33200	1,72043	0,41404	1,35600	1,61672	0,31032	1,38000	1,52587	0,21948
1,21000	2,60720	1,30080	1,33300	1,71582	0,40942	1,35700	1,61269	0,30630	1,38100	1,52233	0,21594
1,31000	1,82935	0,52296	1,33400	1,71123	0,40484	1,35800	1,60869	0,30230	1,38200	1,51881	0,21241
1,31100	1,82407	0,51768	1,33500	1,70667	0,40028	1,35900	1,60471	0,29832	1,38300	1,51530	0,20891
1,31200	1,81883	0,51243	1,33600	1,70214	0,39574	1,36000	1,60075	0,29436	1,38400	1,51181	0,20542
1,31300	1,81361	0,50722	1,33700	1,69763	0,39124	1,36100	1,59682	0,29042	1,38500	1,50834	0,20195
1,31400	1,80843	0,50204	1,33800	1,69315	0,38675	1,36200	1,59290	0,28651	1,38600	1,50489	0,19850
1,31500	1,80328	0,49689	1,33900	1,68869	0,38230	1,36300	1,58901	0,28261	1,38700	1,50146	0,19506
1,31600	1,79817	0,49177	1,34000	1,68426	0,37787	1,36400	1,58513	0,27874	1,38800	1,49804	0,19165
1,31700	1,79308	0,48669	1,34100	1,67986	0,37347	1,36500	1,58128	0,27489	1,38900	1,49464	0,18825
1,31800	1,78803	0,48164	1,34200	1,67548	0,36909	1,36600	1,57745	0,27105	1,39000	1,49126	0,18486
1,31900	1,78301	0,47661	1,34300	1,67113	0,36473	1,36700	1,57364	0,26724	1,39100	1,48789	0,18150
1,32000	1,77802	0,47162	1,34400	1,66680	0,36040	1,36800	1,56984	0,26345	1,39200	1,48454	0,17815
1,32100	1,77306	0,46666	1,34500	1,66249	0,35610	1,36900	1,56607	0,25968	1,39300	1,48121	0,17481
1,32200	1,76813	0,46173	1,34600	1,65822	0,35182	1,37000	1,56232	0,25593	1,39400	1,47789	0,17150
1,32300	1,76323	0,45683	1,34700	1,65396	0,34757	1,37100	1,55859	0,25220	1,39500	1,47459	0,16820
1,32400	1,75836	0,45196	1,34800	1,64973	0,34333	1,37200	1,55488	0,24848	1,39600	1,47131	0,16491
1,32500	1,75352	0,44712	1,34900	1,64552	0,33913	1,37300	1,55119	0,24479	1,39700	1,46804	0,16165
1,32600	1,74870	0,44231	1,35000	1,64134	0,33494	1,37400	1,54751	0,24112	1,39800	1,46479	0,15839
1,32700	1,74392	0,43753	1,35100	1,63718	0,33078	1,37500	1,54386	0,23747	1,39900	1,46155	0,15516
1,32800	1,73917	0,43277	1,35200	1,63304	0,32665	1,37600	1,54022	0,23383	1,40000	1,45833	0,15194
1,32900	1,73444	0,42805	1,35300	1,62893	0,32253	1,37700	1,53661	0,23022	1,40100	1,45513	0,14874
1,33000	1,72974	0,42335	1,35400	1,62483	0,31844	1,37800	1,53301	0,22662	1,40200	1,45194	0,14555

Mr	Iteración	Diferencia									
1,40300	1,44877	0,14237	1,42700	1,37698	0,07058	1,45100	1,31265	0,00625	1,45324	1,30698	0,00059
1,40400	1,44561	0,13922	1,42800	1,37416	0,06776	1,45200	1,31011	0,00372	1,45325	1,30696	0,00056
1,40500	1,44247	0,13607	1,42900	1,37135	0,06495	1,45300	1,30758	0,00119	1,45326	1,30693	0,00054
1,40600	1,43934	0,13295	1,43000	1,36855	0,06216	1,45301	1,30756	0,00117	1,45327	1,30690	0,00051
1,40700	1,43623	0,12983	1,43100	1,36577	0,05938	1,45302	1,30753	0,00114	1,45328	1,30688	0,00049
1,40800	1,43313	0,12674	1,43200	1,36300	0,05661	1,45303	1,30751	0,00112	1,45329	1,30685	0,00046
1,40900	1,43005	0,12365	1,43300	1,36024	0,05385	1,45304	1,30748	0,00109	1,45330	1,30683	0,00044
1,41000	1,42698	0,12059	1,43400	1,35750	0,05110	1,45305	1,30746	0,00106	1,45331	1,30680	0,00041
1,41100	1,42393	0,11753	1,43500	1,35476	0,04837	1,45306	1,30743	0,00104	1,45332	1,30678	0,00039
1,41200	1,42089	0,11450	1,43600	1,35204	0,04565	1,45307	1,30741	0,00101	1,45333	1,30675	0,00036
1,41300	1,41786	0,11147	1,43700	1,34934	0,04294	1,45308	1,30738	0,00099	1,45334	1,30673	0,00033
1,41400	1,41485	0,10846	1,43800	1,34664	0,04024	1,45309	1,30736	0,00096	1,45335	1,30670	0,00031
1,41500	1,41186	0,10546	1,43900	1,34395	0,03756	1,45310	1,30733	0,00094	1,45336	1,30668	0,00028
1,41600	1,40888	0,10248	1,44000	1,34128	0,03489	1,45311	1,30731	0,00091	1,45337	1,30665	0,00026
1,41700	1,40591	0,09951	1,44100	1,33862	0,03223	1,45312	1,30728	0,00089	1,45338	1,30663	0,00023
1,41800	1,40295	0,09656	1,44200	1,33597	0,02958	1,45313	1,30726	0,00086	1,45339	1,30660	0,00021
1,41900	1,40001	0,09362	1,44300	1,33333	0,02694	1,45314	1,30723	0,00084	1,45340	1,30658	0,00018
1,42000	1,39709	0,09069	1,44400	1,33071	0,02431	1,45315	1,30721	0,00081	1,45341	1,30655	0,00016
1,42100	1,39417	0,08778	1,44500	1,32809	0,02170	1,45316	1,30718	0,00079	1,45342	1,30653	0,00013
1,42200	1,39128	0,08488	1,44600	1,32549	0,01910	1,45317	1,30716	0,00076	1,45343	1,30650	0,000108
1,42300	1,38839	0,08199	1,44700	1,32290	0,01651	1,45318	1,30713	0,00074	1,45344	1,30648	0,000083
1,42400	1,38552	0,07912	1,44800	1,32032	0,01393	1,45319	1,30711	0,00071	1,45345	1,30645	0,000058
1,42500	1,38266	0,07626	1,44900	1,31775	0,01136	1,45320	1,30708	0,00069	1,45346	1,30643	0,000033
1,42600	1,37981	0,07342	1,45000	1,31519	0,00880	1,45321	1,30706	0,00066	1,45347	1,30640	7,768,E-06

Apéndice B (Planos Tubo de Choque)

Se incluirá en este Apéndice B, los planos correspondientes al isométrico y la vista lateral del modelo diseñado en CAD para un tubo de choque supersónico.

Revisiones			
Rev	Descripción	Fecha	Aprobado



Dibujado	Nombre César Velasco Rivera Lopez	Fecha 18 May 2021	Solid Edge
Dibujado	Nombre Asignado Rodríguez Juárez RZ	18 May 2021	Título: Tubo de choque supersónico
Fundación Universitaria Los Libertadores			Rev 014
Escala: 1:30			Cotas en mm
			Hoja: 1 de 2

SOLID EDGE ACADEMIC COPY

