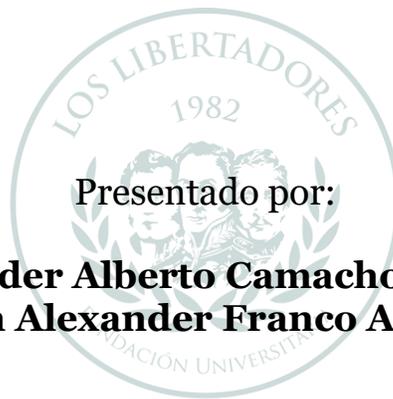

Diseño Conceptual De Una Tobera Convergente Divergente De Área Variable Para Un Túnel De Choque



Presentado por:

**Alexander Alberto Camacho Solano
Cristian Alexander Franco Almendra**

LOS LIBERTADORES
FUNDACIÓN UNIVERSITARIA

FUNDACIÓN UNIVERSITARIA LOS LIBERTADORES

Facultad de Ingeniería y Ciencias Básicas

Programa de Ingeniería Aeronáutica

Bogotá D.C.

2020

1



LOS LIBERTADORES

FUNDACIÓN UNIVERSITARIA

Diseño Conceptual De Una Tobera Convergente Divergente De Área Variable Para Un Túnel De Choque

Presentado por:

**Alexander Alberto Camacho Solano
Cristian Alexander Franco Almendra**

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

Dirigido por

Iván Felipe Rodríguez Barón M.Sc.

Codirector:

Jaime Enrique Orduy Rodríguez M.Sc.

Presentada a

FUNDACIÓN UNIVERSITARIA LOS LIBERTADORES

Facultad de Ingeniería y Ciencias Básicas

Programa de Ingeniería Aeronáutica

Bogotá D.C.

2020

3



LOS LIBERTADORES

FUNDACIÓN UNIVERSITARIA

Notas de aceptación



Firma del presidente del jurado

Firma del jurado

Firma del jurado

LOS LIBERTADORES
FUNDACIÓN UNIVERSITARIA

Bogotá D.C., octubre de 2020



LOS LIBERTADORES

FUNDACIÓN UNIVERSITARIA



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 siguiente documento. Estos corresponden únicamente a los autores y los resultados de su trabajo



LOS LIBERTADORES

FUNDACIÓN UNIVERSITARIA

Dedicatoria

Dedicamos este trabajo de grado al semillero de investigación AERSYS ya que fue fundamental el compromiso de sus integrantes en el desarrollo del contenido de este texto.

Cristian Franco y Alexander Camacho



LOS LIBERTADORES
FUNDACIÓN UNIVERSITARIA



LOS LIBERTADORES

FUNDACIÓN UNIVERSITARIA

Agradecimientos

Primero agradezco de antemano a la Universidad por abrirme sus puertas para poder estudiar mi carrera como ingeniero aeronáutico y a mis maestros los cuales me han brindado su apoyo y conocimientos.

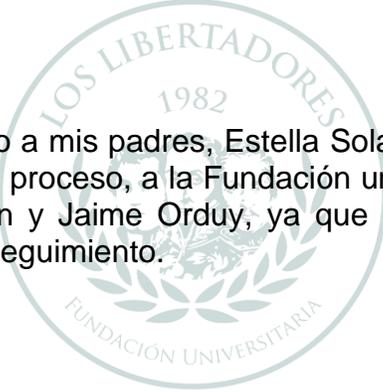
Agradezco también a mi familia por su apoyo incondicional a mi compañero de tesis ya que gracias a él tome la decisión de realizar un proyecto de grado y a mi pareja por apoyarme, aconsejarme siempre y no dejarme desfallecer.

Este logro se lo dedico más que nada a mi familia ya que si no hubiera sido por el apoyo de ellos no hubiera logrado llegar tan lejos. También a mis directores de proyecto de grado ya que sin su apoyo no lo hubiera logrado.

Cristian Franco

Primero que todo agradezco a mis padres, Estella Solano y Luis Camacho, por su apoyo incondicional en este proceso, a la Fundación universitaria los Libertadores, a los ingenieros Iván Barón y Jaime Orduy, ya que ellos hicieron posible estos resultados con su apoyo y seguimiento.

Alexander Camacho



LOS LIBERTADORES
FUNDACIÓN UNIVERSITARIA



LOS LIBERTADORES

FUNDACIÓN UNIVERSITARIA

Contenido

Capítulo 1	255
1.1 Introducción	25
1.2 Planteamiento del problema	26
1.3 Justificación	27
1.4 Objetivos	28
Capítulo 2	31
Marco Referencial	31
2.1 Marco Histórico	31
2.2 Marco Conceptual	32
2.3 Marco Teórico	32
Capítulo 3	43
Metodología	43
3.1 Diseño Metodológico	43
Capítulo 4	45
Diseño Conceptual	30
4.1 Análisis Teórico Analítico	30
4.2 Definición del Mecanismo y Diseño CAD	40
4.2.1 Ensamble	61
Capítulo 5	67
Conclusiones	67
Capítulo 6	69
Recomendaciones Y Investigaciones Futuras	69
Bibliografía	70
Apéndices	71



LOS LIBERTADORES

FUNDACIÓN UNIVERSITARIA

Índice de Figuras

Figura 1. Bell XS-1.....	Capítulo 2. 2.1. 20
Figura 2. túnel de viento supersónico (6x6)	Capítulo 2. 2.1. 21
Figura 3. velocidades dependiendo de la tobera.....	Capítulo 2. 2.1. 21
Figura 4. turbina de vapor.....	Capítulo 2. 2.1. 22
Figura 5. Esquema de un túnel de choque supersónico.....	Capítulo 2. 2.2. 23
Figura 6. Descripción del comportamiento del fluido en una tobera.....	Capítulo 2. 2.3. 27
Figura 7. comportamiento aerodinámico de un fluido isoentrópico.....	Capítulo 4. 4.1. 33
Figura 8. Comportamiento aerodinámico de un flujo a través de una tobera.....	Capítulo 4. 4.1. 34
Figura 9. Comportamiento aerodinámico 2.5 Mach.....	Capítulo 4. 4.1. 37
Figura 10. Comportamiento aerodinámico 3.5 Mach.....	Capítulo 4. 4.1. 37
Figura 11. Comportamiento aerodinámico 4.5 Mach.....	Capítulo 4. 4.1. 38
Figura 12. Gráficas de contorno en CFD para velocidad y presión sobre el comportamiento aerodinámico del fluido en una tobera convergente divergente.....	Capítulo 4. 4.1. 38
Figura 13. Gráficas de contorno en CFD para velocidad y presión sobre el comportamiento aerodinámico del fluido en una tobera convergente divergente.....	Capítulo 4. 4.1. 39
Figura 14. Propiedades del fluido en una tobera convergente divergente.....	Capítulo 4. 4.1. 39
Figura 15. Armadura móvil Inferior.....	Capítulo 4. 4.2. 41
Figura 16. Armadura móvil superior.....	Capítulo 4. 4.2. 41
Figura 17. Armadura Fija Inferior.....	Capítulo 4. 4.2. 42
Figura 18. Armadura Fija Superior.....	Capítulo 4. 4.2. 42
Figura 19. Guía de Armadura.....	Capítulo 4. 4.2. 43
Figura 20. Soporte de brazo.....	Capítulo 4. 4.2. 43
Figura 21. Brazo con Rodamiento.....	Capítulo 4. 4.2. 44
Figura 22. Guía Superior.....	Capítulo 4. 4.2. 44
Figura 23. Base soporte.....	Capítulo 4. 4.2. 45
Figura 24. Anillo Actuador.....	Capítulo 4. 4.2. 45
Figura 25. Brazo.....	Capítulo 4. 4.2. 46
Figura 26. Ensamble Armaduras Fijas.....	Capítulo 4. 4.2.1. 46
Figura 27. Ensamble componentes móviles.....	Capítulo 4. 4.2.1. 47
Figura 28. Ensamble del mecanismo.....	Capítulo 4. 4.2.1. 47
Figura 29. Ensamble de elementos que componen la armadura.....	Capítulo 4. 4.2.1. 48
Figura 30. Ensamble final del mecanismo con la armadura.....	Capítulo 4. 4.2.1. 48

Figura 31. Sistema con relación de área correspondiente a 2.5
Mach.....Capítulo 4. 4.2.1. 49

Figura 32. Relación de área Correspondiente a 3.5
Mach.....Capítulo 4. 4.2.1. 49

Figura 33. Tobera con relación de área correspondiente a 4.5
Mach.....Capítulo 4. 4.2.1. 50



LOS LIBERTADORES
FUNDACIÓN UNIVERSITARIA

Índice de tablas

Tabla 1 Regímenes de numero de Mach.....	Capítulo 2. 2.3. 25
Tabla 2. Condiciones iniciales.....	Capítulo 4. 4.1. 35
Tabla 3. Condiciones en el Punto Crítico.....	Capítulo 4. 4.1. 35
Tabla 4. Condiciones a 2.5 Mach.....	Capítulo 4. 4.1. 36
Tabla 5. Condiciones a 3.5 Mach.....	Capítulo 4. 4.1. 36
Tabla 6. Condiciones a 4.5 Mach.....	Capítulo 4. 4.1. 36
Tabla 7. Componentes y cantidades modelo CAD.....	Capítulo 4. 4.2. 40



LOS LIBERTADORES
FUNDACIÓN UNIVERSITARIA



LOS LIBERTADORES

FUNDACIÓN UNIVERSITARIA

Abreviaturas

CAD: Computational Assisted Design

CFD: Computational Fluid Dynamics

NACA: National Advisory Committee for Aeronautics

NASA: National Aeronautics and Space Administration



LOS LIBERTADORES
FUNDACIÓN UNIVERSITARIA



LOS LIBERTADORES

FUNDACIÓN UNIVERSITARIA

Resumen

Un túnel de choque supersónico es una herramienta utilizada para realizar pruebas a velocidades supersónicas de nuevos modelos y tecnologías en el campo de la ingeniería aeronáutica. Los túneles de choque están compuestos por diferentes partes que cumplen funciones indispensables para el desarrollo de una prueba. Uno de los componentes fundamentales de un túnel de choque es la tobera convergente divergente la cual se encarga de controlar la velocidad de un flujo según sea necesario para realizar la prueba. Al realizar una investigación de antecedentes de los túneles de choque se pudo encontrar que para el 2020 con relación al campo de investigación en Colombia la existencia de estas herramientas es nula, por lo cual, la finalidad de este proyecto de grado está en diseñar conceptualmente una tobera convergente divergente de área variable lo cual provee una facilidad más alta de manipulación a las demás toberas convergentes divergente que se encuentran en los túneles de choque comerciales.

Palabras clave: Aerodinámica supersónica, Tobera convergente divergente, Área variable, Túnel de choque supersónico.

LOS LIBERTADORES
FUNDACIÓN UNIVERSITARIA



LOS LIBERTADORES

FUNDACIÓN UNIVERSITARIA

Abstract

A supersonic shock tunnel is a tool used to test new models and technologies at supersonic speeds in the field of aeronautical engineering. The shock tunnels are made up of different parts that fulfill essential functions for the development of a test. One of the fundamental components of a shock tunnel is the divergent converging nozzle which is responsible for controlling the speed of a flow as necessary to perform the test. When conducting a background investigation of the shock tunnels we were able to find that currently in the field of research in Colombia the existence of these tools is null, therefore the purpose of this degree project is to conceptually design a convergent divergent area nozzle-variable, which provides a higher ease of handling than the other divergent converging nozzles found in commercial shock tunnels.

Key words

Supersonic aerodynamic, Convergent- divergent nozzle, Variable area, Supersonic shock tunnel.



LOS LIBERTADORES
FUNDACIÓN UNIVERSITARIA



LOS LIBERTADORES

FUNDACIÓN UNIVERSITARIA

Introducción

En esta investigación se aborda el tema de pruebas en tierra de motores aerorreactores para vuelos aeroespaciales a velocidades supersónicas ($Mach > 1$). Específicamente túneles de choque supersónico para el análisis del comportamiento aerotermodinámico del fluido a través de sistemas supersónicos. En la industria aeroespacial el desarrollo de nuevas tecnologías promovidas por el apoyo desde la investigación desde el punto de vista académico, estatal y por parte de la empresa privada es una necesidad, ya que este tipo de avances deben cumplir con ciclos de diseño en el cual se evalúan análisis teóricos-analíticos, computacionales y experimentales antes de ser puestos en operación. En el caso del rendimiento aerodinámico, es abordado por instalaciones en tierra, específicamente túneles de viento, clasificados por su rango de velocidades de operación.

Para vehículos de operación en velocidades supersónicas, se utilizan túneles de choque supersónicos, los cuales aceleran el fluido por medio de toberas convergentes-divergentes, las cuales son capaces de convertir la energía térmica y la presión de un fluido, en energía cinética. De esta forma, son ampliamente usadas tanto en equipos de pruebas en tierra, como en aeronaves de alta velocidad.

Por ejemplo, Robbert Goddard fue un ingeniero, profesor, físico e inventor estadounidense a quien se le atribuye la creación del primer cohete de combustible líquido el cual fue lanzado con éxito el 16 de marzo de 1926. Robbert y su equipo lanzaron 34 cohetes los cuales alcanzaron una altura de 2,6 km y sus velocidades eran cercanas a los 885 km/h. Un cohete es una maquina calorífica el cual convierte la energía calorífica en energía mecánica, es decir energía cinética de su chorro. Robbert al conocer la masa y la velocidad, logro deducir la energía cinética suministrada al gas. La conclusión a la que llegaron fue decepcionante ya que solamente el 2% de la energía disponible contribuía a la velocidad del chorro. Para la suerte de Goddard, este problema ya había sido solucionado por Gustav de Laval, el cual era un ingeniero sueco. Laval diseñó una turbina que gira mediante chorros de vapor. Usando esta tobera obtuvo velocidades de chorro entre 7000 y 8000 ft/sec y una eficiencia de hasta un 63%. (Julio, D., 2018)

Este tipo de toberas, conocidas también como toberas de Laval, posteriormente fueron implementadas para acelerar el fluido en túneles de choque supersónicos, los cuales contribuyeron con la aparición del ala en flecha como un medio para reducir la resistencia aerodinámica a velocidades supersónicas. La primera prueba supersónica en los Estados Unidos de la sugerencia de Jones fue realizada en el túnel supersónico de Langley de 9 pulgadas por Macon C. Ellis y Clinton Brown. En febrero de 1945, la NACA comenzó a diseñar su primer gran túnel de viento

supersónico en Langley. La guerra seguía en pie y un programa de construcción acelerado requería que el túnel estuviera en funcionamiento a fines de 1945, con un presupuesto de 900 000 USD. Los ingenieros aerodinámicos de Langley habían estado operando su pequeño túnel supersónico experimental de 9 pulgadas durante 3 años. Ahora enfrentaban la hercúlea tarea de construir un túnel de 4 x 4 pies mucho más poderoso en solo 10 meses. (WILLIAM, S 1987)

El uso de este tipo de Los túneles de choque supersónico son herramientas que se emplean para realizar pruebas que tengan como principio fundamental analizar el comportamiento aerodinámico a niveles supersónicos de un prototipo o tecnología, generando una facilidad de análisis como también una reducción en los costos de una investigación. Los componentes de este túnel de choque con funciones específicas suelen tener un alto nivel de complejidad, en este caso la tobera convergente-divergente, la cual es la encargada de aumentar la velocidad de un flujo necesario para la sección de prueba. Generalmente, las toberas en la mayoría de túneles son intercambiables dependiendo de la velocidad que se desea en la sección de prueba, ya que convencionalmente son de área fija y la velocidad de salida depende de la relación de áreas a través de ella.

De esta forma, el objetivo principal de esta investigación es realizar el diseño conceptual de una tobera convergente-divergente de área variable para la implementación en túneles de choque supersónicos, con el fin de tener un componente fijo y reducir la manipulación de un elemento que puede traer inconvenientes a la hora de realizar una prueba. Por medio de un método globalizador cuyo objetivo principal es mezclar diferentes métodos de estudios para así llegar a un desarrollo de un producto o servicio que se acople a las diferentes necesidades y requerimientos del interesado lo cual también brinda en parámetros y diferentes formas de abordar las necesidades técnicas en cada fase del diseño. (riba. C. 2002.)

La investigación es desarrollada de la siguiente forma: En el capítulo 1, se encuentra el fundamento del cual partió la necesidad de la realización de este proyecto, los objetivos a cumplir en el desarrollo de este documento como también la introducción a este campo de investigación. En capítulo 2, se encuentran fundamentos teóricos, históricos y legales en los cuales fue necesario basar el desarrollo de este proyecto. El capítulo 3, presenta la metodología de investigación para cumplir los objetivos planteados al comienzo de este proyecto. Ya con todos los conceptos planteados en los capítulos anteriores, en el capítulo 4 se realiza el diseño de la tobera y se realiza un análisis de viabilidad del proyecto. En este capítulo se exponen y se analizan los resultados arrojados por las pruebas para verificar si cumplen con los objetivos planteados en el comienzo. En el último capítulo se exponen las conclusiones de este proyecto.

Con este tipo de desarrollos, se espera que esta investigación permita realizar nuevos desarrollos que tengan como finalidad facilitar la vida del ser humano, dando

soluciones más óptimas y rápidas a los problemas a que se van presentando en la vida del humano; Problemas como transporte de distancias largas en cada vez más tiempo como también fines militares de todo tipo.

1. 2 Planteamiento del problema

Para la evolución del ser humano fue necesario implementar nuevas tecnologías las cuales se encargan de facilitar los trabajos duros y de suplir sus necesidades. A medida que la historia del ser humano avanza las necesidades van cambiando y con esto la implementación de nuevas tecnologías se ha convertido en una necesidad latente.

Para el desarrollo de nuevas tecnologías en la ingeniería aeroespacial es necesario someter los diseños propuestos a análisis teórico-analíticos, computacionales y experimentales antes de realizar pruebas en vuelo en los prototipos. Como una opción de evaluar el rendimiento aerodinámico experimentalmente en instalaciones en tierra, se implementan herramientas como los túneles de viento, 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, con el fin de recrear el comportamiento del fluido a diferentes condiciones de operación. La existencia en Colombia de estos túneles de viento se reduce a unas pocas universidades y centros de investigación, pero con la evolución de la aviación de usos militares y civiles el rango de velocidades que se desean explorar es mayor, por lo cual las velocidades requeridas superan la velocidad del sonido (velocidades supersónicas).

La realización de este tipo de pruebas, generalmente son llevadas a cabo en túneles de choque supersónico, los cuales, para acelerar el fluido en la sección de prueba, usan toberas convergentes-divergentes, que convencionalmente usan gargantas intercambiables de área fija, quiere decir que para cada velocidad que se desea recrear, se debe colocar una tobera de área fija con diferentes razones de área, lo cual requiere una manipulación de elementos que interfieren constantemente con la alineación de los dispositivos.

De esta forma se plantea la siguiente pregunta: ¿Qué tipo de tobera debe implementarse como un componente fijo de un túnel de choque supersónico para evitar su manipulación constante y que permita el cambio de la velocidad en la sección de prueba del mismo?

1. 3 Justificación

Según Deloitte, la industria aeroespacial mundial en 2018 experimentó un año sólido con la demanda de pasajeros y el fortalecimiento del gasto militar mundial que continúa aumentando. A su vez, se espera que continúe su trayectoria de crecimiento en 2019 y los años siguientes, liderado por la creciente producción de aviones comerciales y un fuerte gasto en defensa. El crecimiento de la producción de aeronaves requiere que los diseños estén respaldados por el conocimiento y la experiencia de personal calificado. En el caso del rendimiento aerodinámico, se evalúa a partir del rango de velocidad considerando flujo incompresible o compresible para velocidades subsónicas y supersónicas, respectivamente.

Con base en el conocimiento adquirido en el espacio académico Aerodinámica Supersónica, sobre fluido isoentrópico a través de una tobera convergente-divergente, se propone diseñar una tobera de área variable, como un componente fijo del túnel, el cual evite que el túnel de choque supersónico sea desalineado y movido, cada vez que se desea una velocidad supersónica diferente en la sección de prueba, generando inconvenientes tales como el tiempo requerido para realizar el cambio de este componente, el elevado costo operacional y la desalineación de los componentes involucrados en la prueba.

En vista de estas problemáticas la solución más viable es el desarrollo de una tobera convergente divergente de área variable, la cual ofrece que ya no sea necesario el cambio de la tobera dependiendo de la velocidad del flujo que se requiera en el experimento, si no que la razón de áreas, pueda ser variado por medio de mecanismos acoplados en la sección divergente de la tobera. de modo que el tiempo se vería reducido por el uso de una tobera de área variable automatizada y se lograría reducir el costo de fabricación. La precisión en la toma de datos en este tipo de análisis es un factor muy relevante a la hora de realizar estos análisis por que el tener una tobera de área variable nos brindaría más fiabilidad en la recolección de datos ya que podremos escoger la velocidad que deseemos según sea requerido para el experimento.

Este tipo de tobera, podría ofrecer una solución eficiente a estos inconvenientes reduciendo costos y facilitando la operación de estos túneles de viento.

1. 4 Objetivos

Objetivo general

- Realizar el diseño conceptual de una tobera convergente-divergente de área variable para la implementación en túneles de choque supersónicos.

objetivos específicos

- Realizar un análisis aerotermodinámico de la tobera a diferentes velocidades de salida de la sección convergente.
- Determinar el mecanismo a usar para el movimiento autónomo de la tobera convergente-divergente de área variable.
- Determinar los componentes, que permitan a la tobera convergente-divergente ser de área variable para alcanzar diferentes velocidades supersónicas según sea requerido en experimentos.
- Realizar el diseño CAD y ensamble de los componentes de la tobera convergente-divergente de área variable.



LOS LIBERTADORES
FUNDACIÓN UNIVERSITARIA



LOS LIBERTADORES

FUNDACIÓN UNIVERSITARIA

Marco referencial

De acuerdo al diseño de un túnel de viento a regímenes supersónicos, permite realizar pruebas de las cuales se podrían utilizar para la investigación de tecnología de sistemas supersónicos las cuales tendrían una utilidad tanto en el campo militar y/o civil. Por ejemplo, la compañía estadounidense Boom realiza el desarrollo de la aeronave X-59 QueSST capaz de volar a Mach 1.42 (tecnología supersónica silenciosa) generando un sonido tan fuerte como el cierre de una puerta de un auto y de lograr un vuelo de Londres a Nueva York en poco más de tres horas. La clave para eliminar el fuerte sonido está en el diseño de un fuselaje que logra que las ondas de choque permanezcan separadas a medida que se alejan del avión. Esto significa que alcanzan el suelo aun separadas. Hasta el momento en Colombia solo se ha abordado este tipo de investigaciones de forma teórica y desde las instituciones de educación superior. (Tim, B., 2018).

2.1. Marco histórico

Uno de los descubrimientos más relevantes que el hombre ha desarrollado en la historia es la capacidad de volar, este descubrimiento le ha permitido atravesar largas distancias en un tiempo muy reducido, para cumplir esta misión el hombre diseñó una serie de vínculos con diferentes métodos para emprender el vuelo, principalmente diseñó una serie de aeronaves que eran más ligeras que el viento lo que le permitía realizar un vuelo pero sin control del mismo, después se diseñaron las aeronaves de ala fija, o aerodinos estas aeronaves ya tenían la particularidad de tener control del vehículo voladores. A medida que la historia del hombre avanzó encontró diversas herramientas que usó en cumplimiento de su misión de volar y cada vez con una misión más compleja que la anterior. (Sole, 2010)

Cuando una aeronave atraviesa el aire con una velocidad mayor a la velocidad del sonido se considera un vuelo supersónico para efectos prácticos se denominó el número Mach como punto de referencia para estas velocidades. El número Mach depende directamente de las condiciones atmosféricas, presión y temperatura, en condiciones ideales de 10°C y a presión a nivel del mar el número Mach (velocidad del sonido) está alrededor de 1225 Kilómetros por hora (7600 millas por hora), cuando un objeto llega a estas velocidades puede generar efectos de compresibilidad como las ondas de choque. (Adam Augustyn, 2014)

El primer avión que llegó a superar estas velocidades fue el avión de investigación Bell X-1. El cual tenía un cohete de propulsión pilotado por el Mayor Charles E. Yeager de la fuerza aérea de Los Estados Unidos de América el 14 de octubre de

1947, la siguiente aeronave en romper la barrera del sonido fue la aeronave XS-1 Figura (1) con una velocidad de 1.06 Mach. Desde este momento de la historia se han diseñado un gran número de aeronaves supersónicas de usos militares y de exploración hasta el día de hoy. (Adam Augustyn, 2014)



Figura 34. Bell XS-1. (Smithsonian – National Air and Space Museum)

En junio de 1968 la aeronave de pasajero de la unión soviética Tupolev Tu-144 realizó el primer vuelo de transporte comercial de pasajeros en regímenes supersónicos, mientras que en el año siguiente la empresa francesa Aerospatiale actualmente Airbus y la empresa británica BAC actualmente BAE Systems realizaban el primer vuelo del concorde el cual fue uno de los aviones supersónicos comerciales más icónicos de su época. (Adam Augustyn, 2014).

Los túneles de viento nacieron con la necesidad de realizar pruebas y diseñar elementos para la fabricación de piezas de aviones con lo cual observaban los efectos aerodinámicos sobre los elementos. El primer túnel de viento fue creado por el británico Frank Wenham, el cual lo presentó a la sociedad aeronáutica de Gran Bretaña en 1871. Este túnel de viento era de un tamaño muy reducido en comparación a los ya existentes. (RUIZ, J. M 2007)

Convencionalmente, los túneles de viento no se encuentran en la capacidad de realizar pruebas para el diseño de aeronaves supersónicas, las cuales son capaces de alcanzar velocidades mayores a un Mach ($Mach > 1$) para esto es necesario de los túneles supersónicos. La primera aparición de los túneles supersónicos fue en febrero de 1945, NACA comenzó a diseñar su primer gran túnel de viento supersónico en Langley donde también tuvo lugar el diseño aerodinámico de un compresor axial de siete etapas. (Jonas.D., 2008)

El primer túnel supersónico fue de 4x4 pies donde se realizaron pruebas de aviones militares y de vehículos espaciales como el Century Series (F-102, F-105, etc.), este túnel fue tan valioso en ese momento que optaron por instalarle nuevos motores de accionamiento en 1950, elevando la potencia de 6000 caballos de fuerza a 45000 caballos de fuerza. Tiempo después NACA construiría un túnel supersónico de 6x6 pies que se muestra en la Figura (2) y el cual se le realizaron algunas mejoras que

aumentaron la eficiencia del túnel, una de esas características nuevas fue la implementación de poder modificar el control de la boquilla de manera continua mientras el túnel aún estaba en funcionamiento.

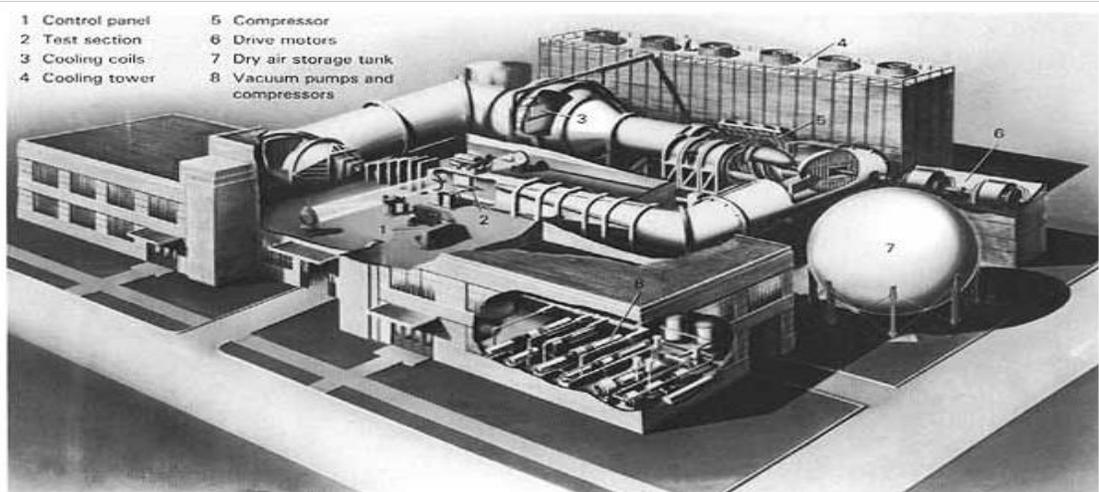


Figura 35. túnel de viento supersónico (6x6). (modificado WILLIAM S. AIKEN, JR./ sf)

La sección que diferencia a los túneles de viento de la velocidad que pueden alcanzar es la boquilla que dependiendo de la variación de su área se podrá alcanzar velocidades subsónicas, transónicas, supersónicas e hipersónicas. Como se muestra en la siguiente Figura (3).

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

Figura 36. velocidades dependiendo de la tobera. (modificado de WILLIAM, S., AIKEN, JR., Wind Tunnels of NASA/2007)

Esta modificación de velocidad se da ya que la tobera es un dispositivo que convierte la energía térmica y de presión de un fluido en energía cinética, su uso no solo se puede observar en los túneles de viento supersónicos sino también en turbo maquinas, de propulsión a chorro, entre otros.

El comienzo de las turbinas fue gracias a Carl Gustaf Patrik de Laval el cual diseñó la turbina de vapor con experimentación, en una época que demostrara el comportamiento de los gases, el diseño una tobera convergente-divergente la cual permitía extraer la máxima energía a un chorro de gas caliente, este invento se utilizó primeramente a máquinas de vapor para separar mantequilla, como se muestra en la Figura (4). (Mendez, J., 2001)

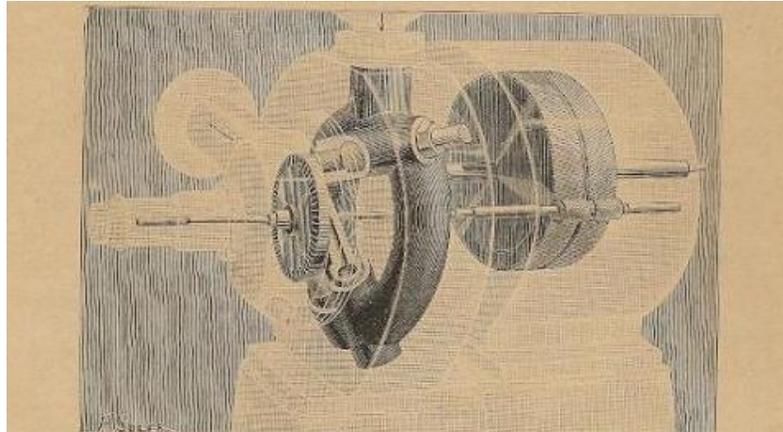


Figura 37. turbina de vapor. (logosgooglewordpress 2013)

Con la necesidad de poder lograr salir al espacio el ingeniero Robbert Goddard el cual, probando el desarrollo de la turbina de vapor de Laval, diseñó una turbina donde una rueda giraba mediante chorros de vapor y al usar la tobera de Laval, obtuvo velocidades de chorro entre los 7000 y 8000 ft/sec con eficiencias de un 63%. (Mendez, J., 2001. Robert Goddard y Sus Cohetes. Nasa.Gov.) Desde entonces se han ido creando varios tipos de toberas como lo son:

Las toberas cónicas: fueron usadas en las primeras aplicaciones de los motores cohete. Este tipo de toberas permiten que su fabricación sea muchas más sencilla y que sean adaptables a un radio de expansión mayor o menor mediante el alargamiento de la parte divergente de la tobera.

Toberas contorneadas: fueron diseñadas para lograr obtener mayores prestaciones y con longitudes menores. En este tipo de toberas se emplean una sección de rápida expansión en el principio de la parte divergente.

Tobera del motor cohete: es una tobera de propulsión que por lo general es del tipo Laval, la cual se utiliza para lograr expandir y acelerar los gases producidos por la combustión de los propergoles. (Jose, A., 2011.)

La utilidad de las toberas convergentes-divergentes dependen de uso que se requiera, las más conocidas son las usadas en cohetes, en jets supersónicos o en túneles de choques supersónicos.

2.2. Marco conceptual

En la obtención de resultados de pruebas a prototipos en el campo de la ingeniería representa altos costos y riesgosos procedimientos lo cual representa limitaciones en los estudios, una herramienta muy implementada en la actualidad es la dinámica de fluidos computacional (CFD) y las investigaciones en centros de pruebas en tierra, son implementados con el fin de proveer información a los ingenieros o científicos relacionados en la investigación. (Barón, 2015).

Con el paso del tiempo, el interés por la aviación supersónica e hipersónica ha permitido que centros de investigación tengan nuevos enfoques, para lograr comprender los complejos fenómenos físicos que se manifiestan a este tipo de velocidades. Por esta razón, se realizan mejoras continuas en las instalaciones de pruebas en tierra. (Tim. B. 2018).

Muchos de las mejoras continuas de estas instalaciones están dadas a la los túneles de choque silenciosos para la transición de la capa límite de un régimen de velocidad a otro, mayor tiempo en los experimentos, mayores presiones dinámicas, la implementación de aire más limpio y propiedades físico químicas de los fluidos más aproximados a la realidad. (Tim. B. 2018).

A pesar de que las instalaciones de pruebas en tierras son capaces de recrear un ambiente controlado con propiedades químicas y físicas de los fluidos aproximados a la realidad, los valores de los experimentos en estos lugares no son reales, pero son aproximaciones aplicables a la realidad. (Schneider, 2017).

Un túnel de choque es una herramienta usada la ingeniería capaz de producir fluidos con número de Mach supersónicos convirtiendo la energía térmica y de presión en energía cinética, con el fin de estudiar el comportamiento de un objeto sometido a diferentes condiciones. Este túnel de choque este compuesto por un tubo de choque

el cual conecta con una tobera convergente divergente a una sección de prueba como se ve en la Figura (5). (Araujo, 2017).

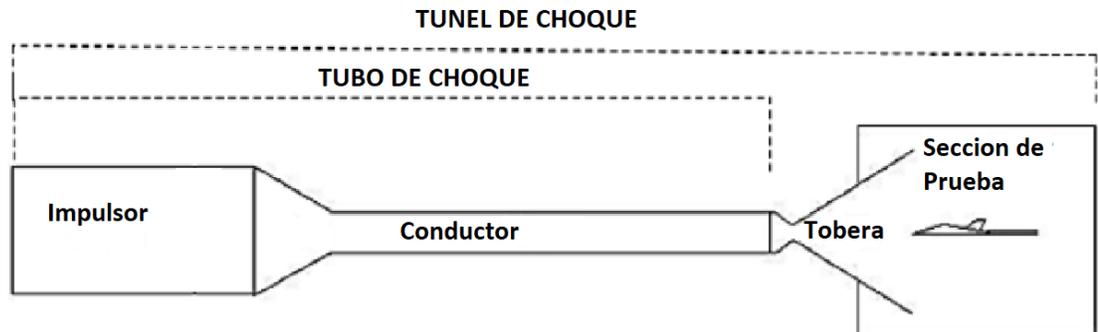


Figura 38. Esquema de un túnel de choque supersónico. (Rodríguez, 2015)

El tubo de choque de un túnel de choque está compuesto por dos secciones principalmente el impulsor el cual es el encargado administrar energía a un fluido con diferentes métodos en la actualidad la forma más común para realizar este proceso consiste en una cámara de alta presión en donde el fluido es comprimido a presión de aproximadamente 5000 psi, para después descomprimirlo de forma explosiva. (Barón, 2014).

Cuando el fluido es impulsado entra a un tubo conductor el cual tiene como función principal organizar el flujo y generar ondas de choque o de expansión a lo largo de una sección circular con el fin de generar un flujo homogéneo al entrar a la tobera convergente-divergente. (Mauro A. Dagaro et al., 2019).

La tobera convergente-divergente de un túnel de choque es la encargada de regular la energía cinética del flujo con el fin de controlar la velocidad del fluido y de esta forma simular unas condiciones específicas en la sección de prueba del túnel de choque según sea necesario en el experimento. (Poe, Goin, 1965).

La sección de prueba es la zona encargada de la toma de muestra de presión y temperaturas sobre un cuerpo a estudiar, en esta sección está ubicada antes de una cámara de vacío la cual es la encargada de generar una diferencia de presiones junto con el impulsor para de esta forma generar un flujo de aire con mayor energía para el estudio. (Poe, Goin, 1965).

Es preciso notar que el fluido a través de la tobera que finalmente llega a la sección de prueba es modelado por las ecuaciones de fluido isoentrópico.

2.3. Marco Teórico

En este proyecto de investigación, se utilizarán ciertas ecuaciones para el análisis de una tobera convergente divergente.

a velocidad del sonido.

γ constante adiabática.

R constante del gas.

T temperatura.

m masa molecular del gas.

M número mach.

A1 área inicial de la tobera.

A2 área media de la tobera.

A3 área final de la tobera.

V1 velocidad en la entrada de la tobera.

V2 velocidad en la etapa media de la tobera.

V3 velocidad a la salida de la tobera.

ρ densidad a la entrada de la tobera.

V es la velocidad del fluido en un punto conocido previamente calculado.

P es la presión estática del fluido en el punto en el que el coeficiente de presión es evaluado.

P_a es la presión del flujo libre, es decir, que se encuentra fuera de cualquier perturbación creada por el cuerpo extraño.

ρ_a es la densidad del fluido en el flujo.

V_a es la velocidad de flujo libre del fluido, o la velocidad del cuerpo a través del fluido.

Uno de los factores influyentes en la industria aeroespacial, es la aerodinámica, la cual se encarga de estudiar el comportamiento de las fuerzas que ejerce un viento relativo sobre un cuerpo que se encuentra sumergido en el mismo. El comportamiento de estas fuerzas depende según Anderson de muchos aspectos, principalmente de las propiedades de los fluidos atribuidos al régimen de velocidades al que se encuentre el mismo, tomando como punto de referencia la velocidad del sonido (Mach 1) según este autor los fluidos se clasifican en 2 tipos principales, Flujos incompresibles los cuales están en un rango de 0 hasta 0.3 Mach y los flujos compresibles los cuales los podemos encontrar con valores de Mach mayores a 0.3.(Anderson,1990).

Otra de las clasificaciones de los flujos más relevantes que tenemos según Anderson son los diferentes rangos de velocidades de un fluido, entre los que tenemos: Fluidos subsónicos que los podemos encontrar entre 0 y 0.7 MACH, flujo transónicas en los que tenemos de 0.7 hasta 1.2 MACH, los flujos supersónicos que se encuentran entre 1.2 y 5 MACH y para valores mayores de 5 MACH tenemos los flujos hipersónicos como se ve en la tabla 1 . (Anderson,2003).

Número de Mach	Régimen de flujo
$0 < M < 1$	subsónico
$0.8 < M < 1.2$	Transónico
$M = 1$	Sónico
$1 < M < 5$	Supersónico
$M > 5$	Hipersónico

Tabla 8. Regímenes de número de Mach. (Anderson 2003)

Para tomar como referencia la velocidad del sonido es necesario considerar que esta no es constante a lo largo de la atmósfera ya que esta depende de las diferentes características del fluido en el que se esté midiendo y ya que en la tierra la atmósfera no es constante podemos encontrar una variación la cual podemos expresar en la Ecuación (1) en donde γ corresponde a la constante adiabática de los gases, R corresponde a la constante universal de los gases, T es la temperatura y a la velocidad del sonido.

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

Ecuación. 1 velocidad del sonido para gas ideal. (Anderson, 2003)

Teniendo la velocidad del sonido se realiza una relación entre la velocidad del fluido en estudio y la velocidad del sonido para conocer el número Mach como se muestra en la Ecuación (2). En donde "M" corresponde al número Mach y V a la velocidad relativa del fluido o el objeto de estudio. (Anderson, 2003)

$$V = aM$$

Ecuación 2. Velocidad local. (Anderson, 2003)

Cuando un fluido supera la velocidad del sonido, es posible encontrar una serie de fenómenos relacionados con la compresibilidad de los fluidos lo que quiere decir que los fluidos cambian su densidad al entrar en contacto con algún objeto, entre los fenómenos más relevantes tenemos las ondas de choque donde tenemos cambios en el, cómo un cambio de velocidad, temperatura y presión. Estos cambios de propiedades aerodinámicas, se pueden ver expresados por las ecuaciones (3), (4) y (5) para las relaciones de temperatura, presión y densidad, respectivamente. Teniendo como referencia dos puntos en el espacio, el punto 1, el cual corresponde al no perturbado (fluido antes del contacto con el objeto) y el punto 2, que representa un punto después presentarse un algún tipo de fenómeno sobre el cuerpo. (Anderson, 2003).

$$\frac{T_1}{T_2} = \frac{1 + \left[\frac{\gamma - 1}{2}\right] M_2^2}{1 + \left[\frac{\gamma - 1}{2}\right] M_1^2}$$

Ecuación 3. Relación de temperaturas. (Anderson, 2003)

$$\frac{P1}{P2} = \left(\frac{1 + \left[\frac{\gamma - 1}{2} \right] M2^2}{1 + \left[\frac{\gamma - 1}{2} \right] M1^2} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}}$$

Ecuación 4. Relación de presiones. (Anderson, 2003)

$$\frac{\rho1}{\rho2} = \left(\frac{1 + \left[\frac{\gamma - 1}{2} \right] M2^2}{1 + \left[\frac{\gamma - 1}{2} \right] M1^2} \right)^{\frac{1}{\gamma - 1}}$$

Ecuación 5. Relación de densidades. (Anderson, 2003)

Cuando hay un flujo a través de una tobera convergente-divergente a velocidades supersónicas, son creados diferentes fenómenos aerodinámicos que pueden ser modelados con las ecuaciones (6) y (7), las cuales representan las relaciones de área entre la entrada, la salida de la tobera, la garganta y cualquier punto de la tobera, respectivamente.

$$\frac{A1}{A2} = \frac{M2}{M1} \left(\frac{1 + \left[\frac{\gamma - 1}{2} \right] M2^2}{1 + \left[\frac{\gamma - 1}{2} \right] M1^2} \right)^{-\left[\frac{\gamma + 1}{2(\gamma - 1)} \right]}$$

Ecuación 6. Relación de áreas. (Anderson, 2003)

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

Ecuación 7. Relación de áreas. (Anderson, 2003)

En donde A representa el área transversal en el punto de estudio. Como se puede ver en la Figura (6) hay 3 diferentes áreas a lo largo de una sección y a su vez tres puntos de estudio en la misma. El primer punto lo tenemos en la entrada de la geometría en donde se podría considerar el flujo tiene unas condiciones iniciales, una velocidad menos a Mach 1 y sin fenómenos aerodinámicos ingresa a la sección en donde se comprime el fluido aumentando su velocidad.

La segunda sección de la geometría en donde el aire aumento su velocidad hasta Mach 1 y también es este punto en donde se genera un fenómeno de los fluidos conocido como onda de expansión en donde el fluido empieza a descomprimirse y aumenta su velocidad. En el tercer punto se encuentra la salida de la geometría en donde el fluido totalmente acelerado sale de esta con propiedades aerodinámicas diferentes de las iniciales. (Anderson, 1990).

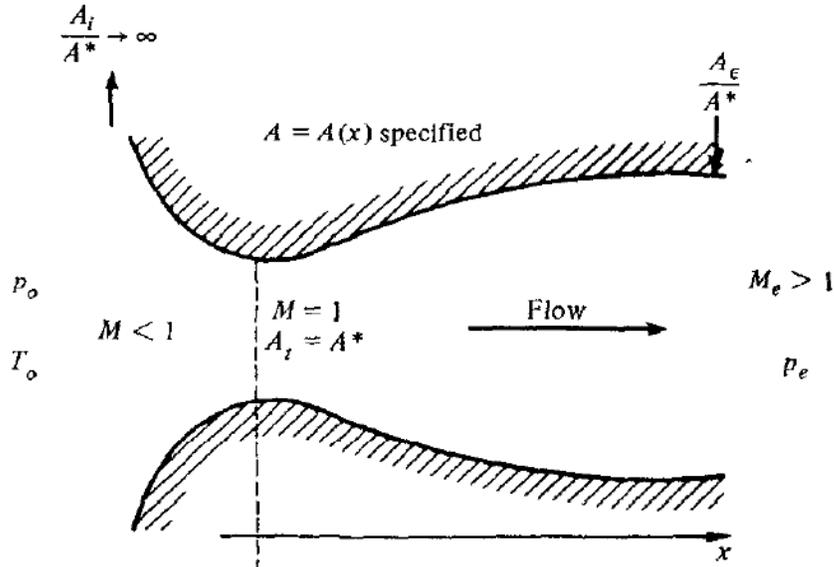


Figura 39. Descripción del comportamiento del fluido en una tobera. (Anderson,2003)

Una particularidad que tiene el segundo punto de estudio además de tener la menor área de la geometría debe tener una velocidad igual a Mach 1. (Anderson,2003).

La expansión y compresión del flujo afecta todas las propiedades aerodinámicas, tales como la densidad, temperatura y la presión en los diferentes puntos, la relación de cambio de densidad esta modelada por las ecuaciones (8) y (9) teniendo en cuenta los subíndices "0" como las propiedades originales del flujo antes de entrar a la geometría mientras que el subíndice "*" representa el punto número dos de estudio y el subíndice "2" a la salida de la misma. (Anderson,2003).

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

Ecuación 8. Relación de densidad. (Anderson, 2003)

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

Ecuación 9. Relación de densidad. (Anderson, 2003)

Los cambios de temperatura (T) está dada por la ecuación (10) teniendo en cuenta las mismas referencias de subíndices, y los cambios de presión (P) están contempladas en la ecuación (11). (Anderson,2003).

$$\frac{T}{T_0} = \left(1 + \frac{(\gamma - 1)}{2} M^2\right)^{-1}$$

Ecuación 10. Relación de temperatura. (Anderson, 2003)

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

Ecuación 11. Relación de presión. (Anderson, 2003)

Las ecuaciones de gobierno del fluido isoentrópico a través de la tobera convergente-divergente, son utilizadas para realizar el análisis del comportamiento aerodinámico del fluido.



LOS LIBERTADORES
FUNDACIÓN UNIVERSITARIA



LOS LIBERTADORES

FUNDACIÓN UNIVERSITARIA

Metodología.

El desarrollo de este diseño conceptual se llevará a cabo un método globalizador cuyo objetivo principal es mezclar diferentes métodos de estudios para así llegar a un desarrollo de un producto o servicio que se acople a las diferentes necesidades y requerimientos del interesado lo cual también brinda en parámetros y diferentes formas de abordar las necesidades técnicas en cada fase del diseño. (riba. C. 2002.)

3.1 Diseño metodológico

El proyecto, es desarrollado en 4 fases, las cuales son explicadas a continuación:

Fase 1

En la primera fase del desarrollo del proyecto se tendrá en cuenta la metodología descriptiva con el fin de realizar una conceptualización de antecedentes de túneles de choque supersónicos, como los conceptos básicos aplicables en una tobera convergente divergente.

Fase 2

En la segunda fase de este proyecto por medio de la metodología analítica se realiza el diseño preliminar de una tobera convergente divergente de área variable, asimismo, se realiza un análisis matemático por medio del método de la caracterización (riba. C. 2002.), analizando los resultados obtenidos para el diseño de la tobera.

Fase 3

En esta fase del proyecto, por medio de *software*, se realiza un diseño CAD del mecanismo de área variable de la tobera.

Fase 4

En la última fase de este proyecto, por medio de la metodología analítica reflexiva, se analizarán los resultados obtenidos en las diferentes pruebas generando una discusión entre la parte teórico analítica y el análisis numérico de las toberas. (riba. C. 2002.).



LOS LIBERTADORES

FUNDACIÓN UNIVERSITARIA

Diseño conceptual

El diseño conceptual de la tobera convergente-divergente, se lleva a cabo realizando inicialmente un análisis teórico-analítico del comportamiento aerodinámico del fluido a través de la tobera, esto con el fin de conocer las condiciones de estructurales máximas y mínimas a las cuales va a ser sometido el mecanismo. Posteriormente es seleccionado el mecanismo y sus componentes, y es realizado un diseño CAD de la tobera y sus diferentes configuraciones.

4.1. Análisis teórico analítico.

Para el Análisis de las propiedades iniciales en la tobera se tuvo que analizar primero las secciones de un túnel supersónico y verificar los puntos más relevantes para investigación. También, se debe tener en cuenta el M_s (velocidad con la que el fluido entra a la tobera), el M_r (velocidad del flujo reflejado en la onda reflexión), Como consideración importante se establece que las condiciones iniciales se tomaran de las tablas de atmosfera estándar de Anderson, siendo: una altura de 2600 metros sobre el nivel del mar en la parte convergente de la tobera y el número mach será de 1,5 entrando a la parte convergente de la tobera, en la garganta de la tobera será de mach 1 y la parte divergente de la tobera la velocidad máxima será de Mach 5. Con eso se podrá calcular la presión, densidad y temperatura en los puntos esenciales de la tobera convergente-divergente.

A continuación, se presentan las ecuaciones que se utilizaron para los cálculos de la tobera:

- Ecuaciones para hallar las condiciones en el punto 2 que son esenciales para lograr hallar las condiciones en la parte convergente de la tobera.

$$M_s = \frac{U_1}{a_1}$$

Ecuación 12. Numero Mach. (Anderson, 2003)

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

Ecuación 13. Relación de presiones. (Anderson, 2003)

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

Ecuación 14. Relación de densidad. (Anderson, 2003)

$$\frac{T_2}{T_1} = \frac{2 * g_1 * Ms^2 - (g_1 - 1)}{g_1 + 1} * \frac{(g_1 - 1) * Ms^2 + 2}{(g_1 + 1) * Ms^2}$$

Ecuación 15. Relación de temperatura. (Anderson, 2003)

Dónde:

P_1, ρ_1, T_1 = condiciones iniciales a una altura de 2600 metros.

P_2, ρ_2, T_2 = son las condiciones antes de entrar a la tobera convergente-divergente las cuales se tienen que hallar.

g_1 = Gravedad.

Ms = Velocidad con la que el fluido entra a la tobera.

U_1 =Energía.

a_1 =velocidad del sonido.

- Para el punto 5 el cual es la parte convergente de la tobera se usó el Mr que se calculó por iteración en las ecuaciones (16), (17) y (18).

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

Ecuación 16. Relación de presiones. (Anderson, 2003)

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

Ecuación 17. Relación de densidades. (Anderson, 2003)

$$\frac{T_5}{T_2} = \frac{P_5 \rho_5}{P_2 \rho_2}$$

Ecuación 18. Relación de temperatura. (Anderson, 2003)

Dónde:

P_2, ρ_2, T_2 = son las condiciones antes de entrar a la tobera convergente divergente las cuales se tienen que hallar.

P_5, ρ_5, T_5 = son las condiciones en la parte convergente de la tobera.

Mr = velocidad del flujo reflejado en la onda reflexión.

- Para hallar las condiciones del flujo ecuaciones (20), (21) y (22) y la relación de área ecuación (19).

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

Ecuación 19. Relación de áreas. (Anderson, 2003)

$$\frac{P^*}{P_5} = \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_5^2\right)^{-\frac{\gamma}{\gamma+1}}$$

Ecuación 20. Relación de presiones. (Anderson, 2003)

$$\frac{\rho_5}{\rho^*} = \left(\frac{\gamma+1}{2}\right)^{\frac{1}{\gamma-1}}$$

Ecuación 21. Relación de densidades. (Anderson, 2003)

$$\frac{T^*}{T_5} = \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_5^2\right)^{-1}$$

Ecuación 22. Relación de temperatura. (Anderson, 2003)

Dónde:

$\frac{A}{A^*}$ = relación de áreas.

P^*, ρ^*, T^* = condiciones en la garganta de la tobera.

P_5, ρ_5, T_5 = son las condiciones en la parte convergente de la tobera.

M_5 = Velocidad con la que el fluido entra a la tobera.

- Para lograr hallar las condiciones en la parte divergente de la tobera se realiza un cambio del punto 5, remplazado por (*) en las ecuaciones (9), (10) y (11), para lograr hallar las condiciones finales.
-

$$\frac{P_6}{P^*} = \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_6^2\right)^{-\frac{\gamma}{\gamma+1}}$$

Ecuación 23. Relación de presiones. (Anderson, 2003)

$$\frac{\rho^*}{\rho_6} = \left(\frac{\gamma+1}{2}\right)^{\frac{1}{\gamma-1}}$$

Ecuación 24. Relación de densidades. (Anderson, 2003)

$$\frac{T_6}{T^*} = \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_6^2\right)^{-1}$$

Ecuación 25. Relación de temperaturas. (Anderson, 2003)

Dónde:

P^*, ρ^*, T^* = condiciones en la garganta de la tobera.

P_6, ρ_6, T_6 = condiciones en la parte divergente de la tobera.

En la parte del código que se realizó el Y14 corresponde a la parte convergente de la tobera que se tendrán en cuenta 500 puntos de estudio, el Y4 corresponde a la parte divergente de la tobera la cual tendrá 1000 puntos de estudio y todo lo correspondiente a Y será el área de la relación de aérea de la tobera. Los resultados que arroja el código que se diseñó no son valores exactos del comportamiento de la tobera convergente-divergente, ya que hay que tener en cuenta diferentes

factores como los ambientales, de manipulación y fabricación del dispositivo. Ver apéndice 1.

El análisis teórico-analítico realizado, es basado en el comportamiento aerodinámico de un fluido isentrópico a través de una tobera convergente-divergente mostrado en la Figura (7).

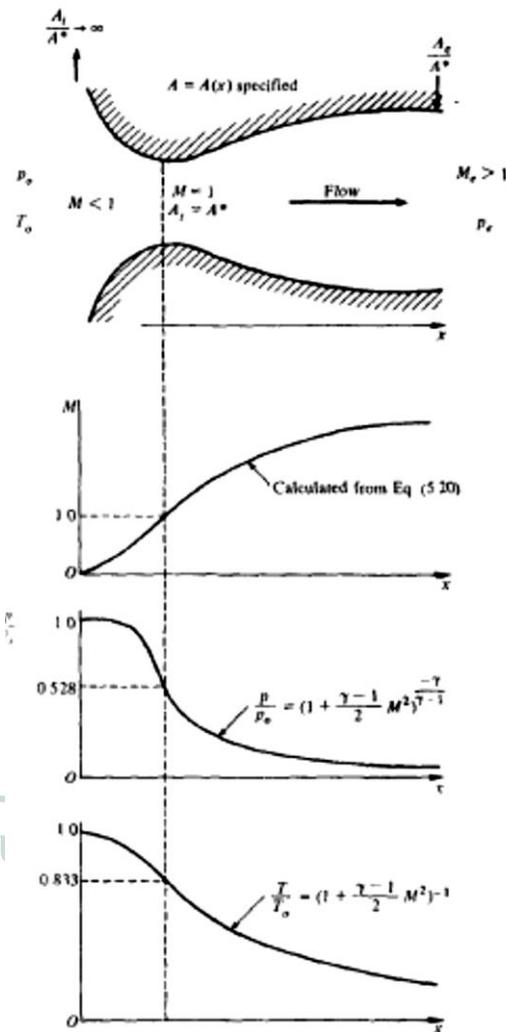


Figura 40. comportamiento aerodinámico de un fluido isentrópico. (Adaptada de Anderson, 2003)

En la Figura (8), se muestra la relación de área y las condiciones atmosféricas en cada punto de estudio versus el número Mach, por lo tanto, permite observar donde se logra los puntos más altos de las propiedades aerodinámicas del fluido, condiciones a las cuales será expuesta la tobera.

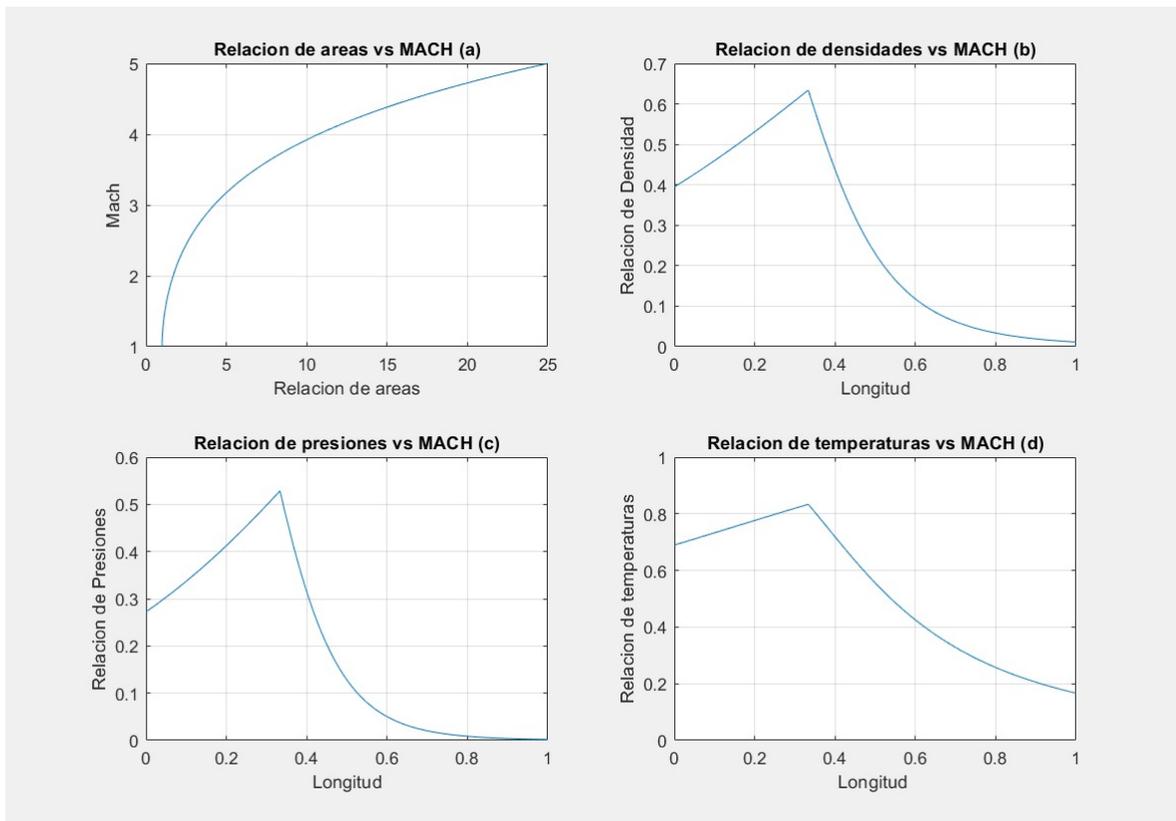


Figura 41. Comportamiento aerotermodinámico de un flujo a través de una tobera.

La Figura (8)a presenta la gráfica correspondiente a el número de Mach contra la relación de área de una tobera, ahí se puede observar que la velocidad tiene un comportamiento lineal lo cual indica que para una mayor relación de área en una tobera se obtiene un numero de mach mayor a la salida de esta. Por otro lado, la relación de densidad tiene un comportamiento diferente a lo largo de la tobera, como se puede ver en la Figura (8)b la densidad tiende a aumentar la zona convergente de la tobera y hasta llegar a un punto máximo al terminar la reducción de área lo largo de toda la geometría el cual recibe el nombre de punto crítico, después de este punto la densidad disminuye con la expansión del fluido.

Las presiones a lo largo de la tobera están modeladas por la Figura (8)c en donde se observa que la energía en el flujo tiene un comportamiento similar a la densidad ya que en la zona convérgete la presión en el fujo aumenta hasta llegar al punto crítico en donde el fluido tiene una pérdida de energía potencial mientras aumenta la velocidad del flujo por la descompresión hasta llegar a la presión atmosférica inicial.

La temperatura es otra característica del comportamiento importante a tener en cuenta en el diseño de este sistema, ya que este puede afectar el funcionamiento de los diferentes materiales con lo que se fabrique dicho sistema, como se puede

ver en la Figura (8)d, el comportamiento de la temperatura es similar al comportamiento de la densidad y la presión teniendo en cuenta este comportamiento, se puede afirmar que el punto crítico de una tobera es donde al tener menor área, el flujo tiene una mayor energía la cual se ve representada en las altas presiones, temperaturas y densidades pero a su vez en este punto la velocidad es menos que en cualquier otro punto del sistema, lo que indica que el flujo tiene un aumento de energía potencial y una reducción de su energía cinética para después ser descomprimido y acelerado según sea requerido para el experimento.

Para el modelo matemático las condiciones iniciales fueron tomadas de las tablas de la atmosfera estándar para 2600 metros sobre el nivel del mar que corresponden a el lugar de diseño del sistema los cuales se encuentran en la Tabla 2.

Propiedades	Magnitud	Unidades
Área	4.418e-03	m ²
Densidad	9.475e-01	Kg/m ³
Presión	7.3759e+04	N/m ²
Temperatura	271.27	K
Velocidad	1.5	Mach

Tabla 9. Condiciones iniciales

La geometría de la tobera es fija en la sección convergente hasta la estrangulación máxima de la garganta, es decir, el punto crítico donde el valor de la velocidad del fluido debe ser Mach=1. Las propiedades del punto crítico (tabla 3) de operación del sistema, como se explicó anteriormente, se encuentra en la zona en donde el área es menor a lo largo de la geometría y estos fueron los valores obtenidos por el Apéndice 1 en la ecuación (26) tenemos el reemplazo de la ecuación (15) considerando una relación de calores específicos a presión y volumen constante de 1.4 y un número mach entrante de 1.5 de igual forma la ecuación (27), (28) y (29) corresponden a el remplazo de las ecuaciones (20), (21) y (22) respectivamente con los valores de la tabla 1.

$$\left(\frac{A}{A^*}\right) = \frac{1}{1.5^2} \left[\frac{2}{(1.4+1)} \left(1 + \frac{1.4-1}{2} 1.5^2 \right) \right]^{\frac{1.4+1}{1.4-1}} = 0.66$$

Ecuación 26. Relación de áreas en el punto crítico.

$$\frac{P^*}{P_5} = \left(1 + \frac{1.5-1}{2} 1.5^2 \right)^{-\frac{1.4}{1.4+1}} = 0.5283$$

Ecuación 27. Relación de presiones en el punto crítico.

$$\frac{\rho_5}{\rho^*} = \left(\frac{1.4 + 1}{2} \right)^{\frac{1}{1.4-1}} = 0.6339$$

Ecuación 28. Relación de densidades en el punto crítico.

$$\frac{T^*}{T_5} = \left(1 + \frac{1.4-1}{2} 1.5^2\right)^{-1} = 0.333$$

Ecuación 29. Relación de temperatura en el punto crítico.

Propiedades	Relación	Magnitud	Unidades
Área	0.66	1.963e-3	m ²
Densidad	0.6339	1.8910	Kg/m ³
Presión	0.5283	2.0323	N/m ²
Temperatura	0.8333	374.5562	K
Velocidad	X	1	Mach

Tabla 10. Condiciones en el Punto Crítico

La variación de área de la tobera convergente-divergente, se realiza en la sección divergente de la tobera hasta la salida de la misma. Lo anterior para variar la relación de área de la tobera y de esta forma recrear diferentes velocidades en la sección de prueba del túnel de choque supersónico.

En esta investigación se propone inicialmente la variación del área para acelerar el fluido desde 1.5 Mach hasta tres velocidades diferentes de salida, las cuales son 2.5 Mach, 3.5 Mach y 4.5 Mach, las relaciones de área y propiedades aerodinámicas a través de la tobera, son expresadas en las Tablas (4), (5), y (6). En donde La relación corresponde al cambio entre la característica de entrada al sistema y la magnitud corresponde al valor de la característica a la salida del sistema.

	Relación	Magnitud	Unidades
Área	2.63	13.581e-3	m ²
Densidad	0.131	0.1248	Kg/m ³
Presión	0.0585	4.316e+03	N/m ²
Temperatura	0.444	120.5644	K
Velocidad	X	2.5	Mach

Tabla 11. Condiciones a 2.5 Mach

	Relación	Magnitud	Unidades
Área	6.78	90.258e-3	m ²
Densidad	0.0452	0.0429	Kg/m ³
Presión	0.0131	967.048	N/m ²
Temperatura	0.2899	103.8072	K
Velocidad	x	3.5	Mach

Tabla 12. Condiciones a 3.5 Mach

	Relación	Magnitud	Unidades
Área	16.56	0.538	m ²
Densidad	0.0174	0.0165	Kg/m ³
Presión	0.0035	254.856	N/m ²
Temperatura	0.1980	53.71	K
Velocidad	x	4.5	Mach

Tabla 13. Condiciones a 4.5 Mach

En la Figura 9 es posible visualizar el comportamiento aerodinámico del fluido a través de la tobera para un valor de 2.5 Mach en donde la Figura 9 (a) muestra el comportamiento del número Mach con relación al cambio de área, La Figura 9 (b) muestra el cambio de la densidad en una unidad de longitud a través de la tobera en relación con el valor inicial de la misma, la Figura 9 (c) muestra el valor del comportamiento de la presión a lo largo de la tobera en una unidad de longitud, en la Figura 9 (d) se puede visualizar el comportamiento de la temperatura en relación con la longitud. De igual manera las Figuras (10) y (11) muestra el comportamiento del flujo correspondiente para 3.5 y 4.5 Mach.

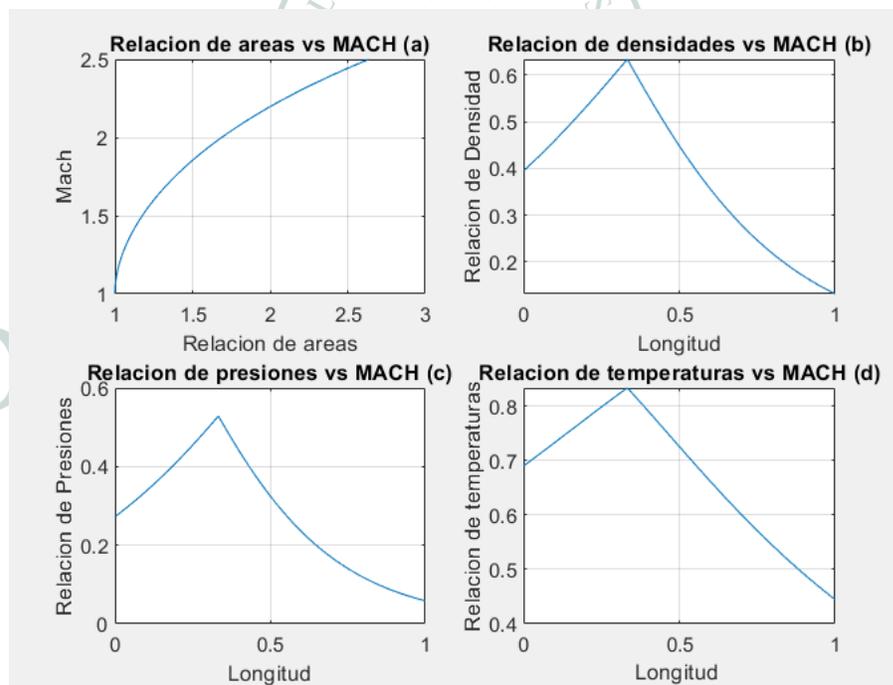


Figura 42. Comportamiento aerodinámico 2.5 Mach.

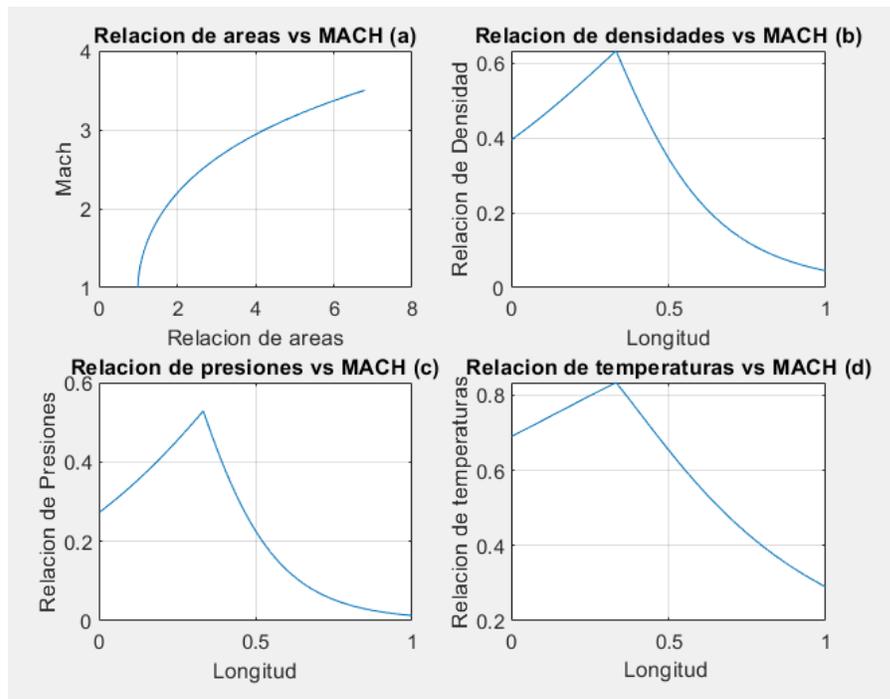


Figura 43. Comportamiento aerotermodinámico 3.5 Mach.

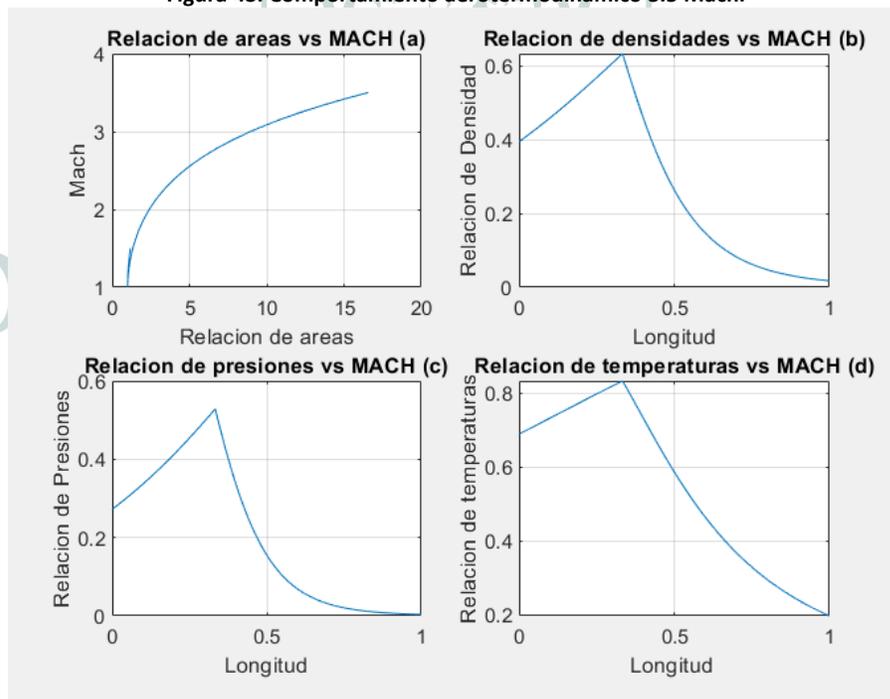
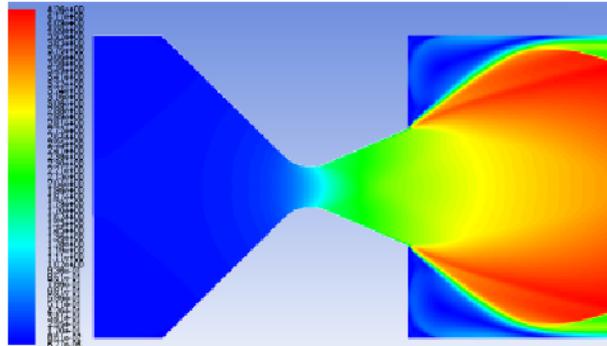


Figura 44 Comportamiento aerotermodinámico 4.5 Mach.

Estos resultados son comparados con el comportamiento encontrado en simulaciones de fluidos computacionales (CFD - Computational Fluid Dynamics) por Mohammad Olivera P. Kostić n et al. Publicados en 2015 en el documento titulado **“CFD Modeling of Supersonic Airflow Generated by 2D Nozzle With and**

Without an Obstacle at the Exit Section". En la Figura 12 es posible visualizar la recopilación de las gráficas de contorno del comportamiento aerodinámico de velocidad y presión a través de una tobera convergente divergente.



Mach number distribution obtained by CFD calculations for case without obstacle

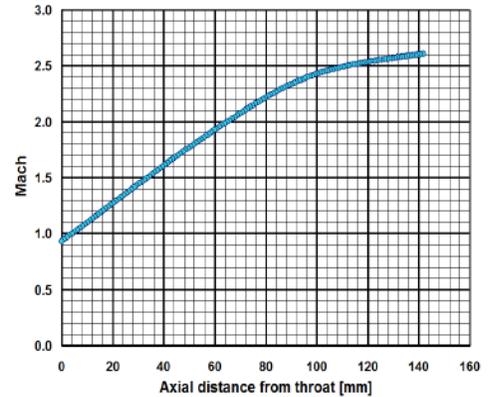
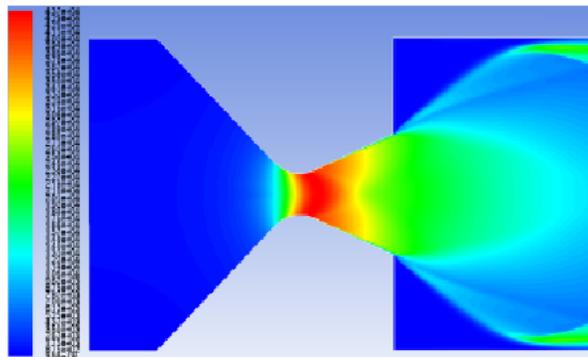
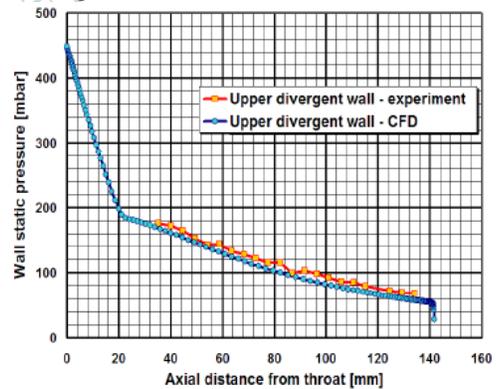


Figura 45 Gráficas de contorno en CFD para velocidad y presión sobre el comportamiento aerodinámico del fluido en una tobera convergente divergente



Dynamic pressure distribution obtained by CFD calculations for case without obstacle



Upper divergent nozzle wall - static pressure comparisons, without obstacle

Figura 46. Gráficas de contorno en CFD para velocidad y presión sobre el comportamiento aerodinámico del fluido en una tobera convergente divergente (modificado de Olivera P. Kostić n et al. 2015)

La temperatura y densidad el fluido a través de la tobera tienen un comportamiento similar al de la presión visualizada en la Figura (14), como lo presenta Ragnar larussson en 2017 en su tesis doctoral titulada **“Modal Analysis of Supersonic Flow Separation in Nozzles”**.

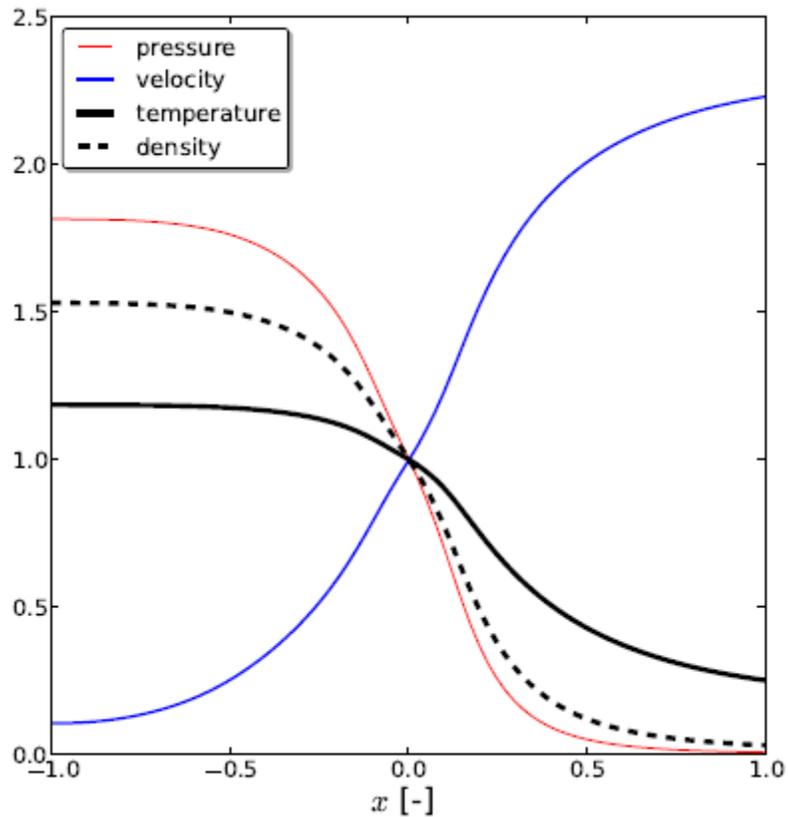


Figura 47. Propiedades del fluido en una tobera convergente-divergente (Larsson R. 2017)

De esta forma, al igual que las gráficas calculadas para la tobera divergente – divergente de área variable propuesta, es posible deducir que la velocidad en la sección divergente de la tobera aumenta con respecto a la sección convergente y el punto crítico (máximo punto de estrangulación).

Con base en el comportamiento aerodinámico del fluido, a continuación, se realiza la definición del mecanismo necesario para el diseño de una tobera convergente-divergente con la capacidad de realizar por lo menos tres relaciones de área puntuales, variando su geometría.

4.2. Definición del mecanismo y diseño CAD

Esta tobera convergente divergente se diseñó con base a los motores que utilizan los aviones de combate que son capaces de alcanzar altas velocidades gracias a su tobera de área variable.

Nombre del Componente	Figura	Cantidad
-----------------------	--------	----------

Armadura Móvil Inferior	Figura 15	7
Armadura Móvil Superior	Figura 16	7
Armadura Fija Inferior	Figura 17	7
Armadura Fija Superior	Figura 18	7
Guía Armadura	Figura 19	21
Soporte de Brazo	Figura 20	7
Brazo con rodamiento	Figura 21	14
Guía superior	Figura 22	7
Base Soporte	Figura 23	1
Anillo Actuador	Figura 24	1
Brazo	Figura 25	7

Tabla 14. Componentes y cantidades modelo CAD

El mecanismo de ampliación y reducción de área, es aplicado en la sección de salida (o sección convergente de la tobera), ya que la sección de entrada (o sección divergente) de la tobera tiene una relación fija con respecto al tubo de choque acoplada a ella y la garganta debe tener una relación fija con respecto a esta sección, para aproximar la velocidad en este punto a Mach=1.

A continuación, se realiza una descripción de las piezas del mecanismo.

1. La Armadura móvil Inferior (Figura 15) se encarga de proveer y mantener la geometría en la zona convergente del sistema, mientras que a su vez está unida en la parte superior de la Base (Figura 23) con una unión de bisagra como se ve en la (Figura 27) la cual permite el cambio de posición si se requiere en el sistema.

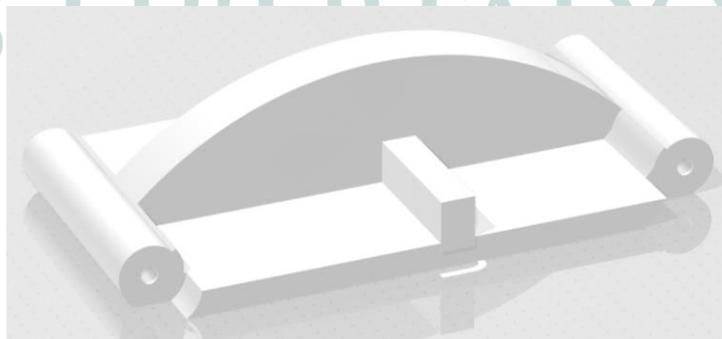


Figura 48. Armadura móvil Inferior.

2. La Armadura móvil superior (Figura 16) se encarga de mantener la geometría en la zona divergente del sistema que a su vez está acoplada al Brazo (Figura 24) el cual es capaz de modificar la posición de este componente, este componente está ubicado en la parte superior de la armadura móvil superior y en su parte frontal tiene dos acoples para el Brazo con Rodamiento como se ve en la Figura (28).

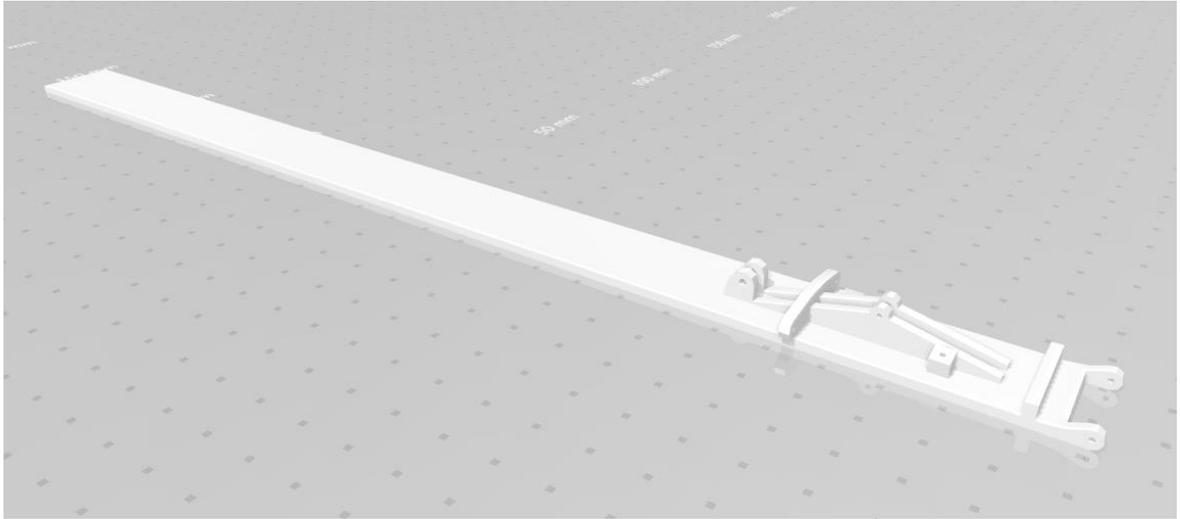


Figura 49. Armadura móvil superior.

3. La Armadura Fija Inferior (Figura 17) es la encargada al igual que mantener la geometría en la zona convergente del sistema con la particularidad de que el movimiento de este componente esta únicamente guiado por la Armadura Móvil inferior, este componente va acoplado a la Base (Figura 23) y tiene un acople de bisagra con un pasador como se ve en la (Figura 27), este componente sirve de acople en su parte frontal a una Guía de Armadura (Figura 19).



Figura 50. Armadura Fija Inferior.

4. La Armadura Fija Superior (Figura 18) se encarga de complementar la geometría en la zona divergente del sistema, al igual que la Armadura Fija Inferior (Figura 17), el movimiento de este componente depende de otro que en este caso corresponde a la Armadura Móvil Superior (Figura 16), como se observa en la (Figura 26) este componente está ensamblado en la parte superior de la Armadura Fija Inferior. En la parte frontal de este componente podemos encontrar los componentes con el fin de modelar y asegurar el

movimiento del mismo, Guía de Armadura (Figura 19) y Soporte de brazo (Figura 20).

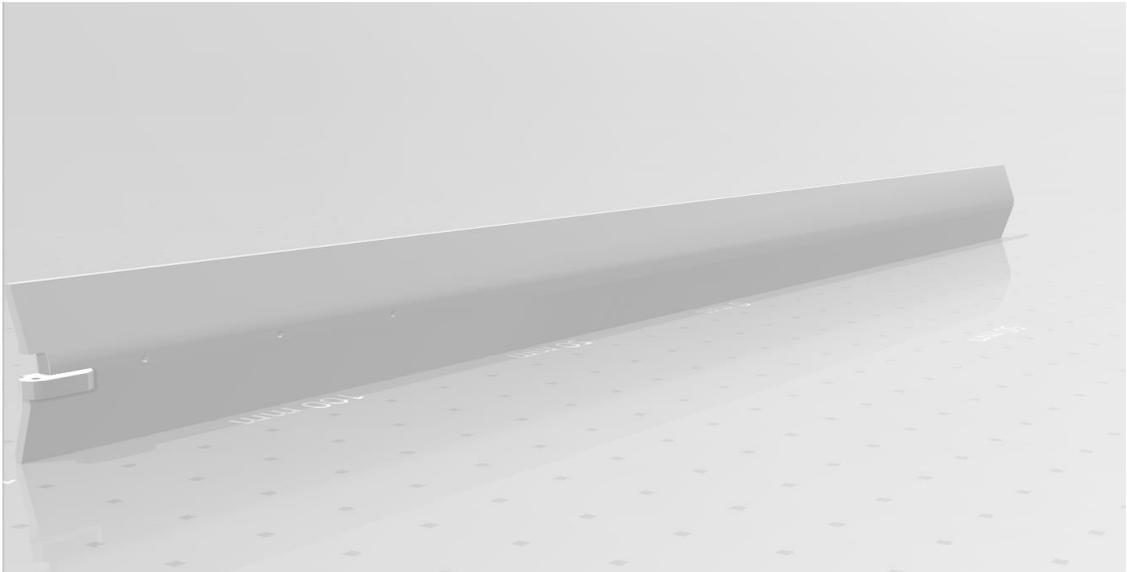


Figura 51. Armadura Fija Superior.

5. La Guía de Armadura (Figura 19) es la encargada de mantener la Armadura Fija superior (Figuras 17, 18) e inferior acopladas a la Armadura Móvil (Figuras 15, 16) superior e inferior y también tiene como función principal guiar el movimiento de las Armaduras móviles a las fijas a la hora de modificar la geometría, va acoplada como se aprecia en la Figura (28) en la parte posterior de la Armadura Fija superior e inferior.

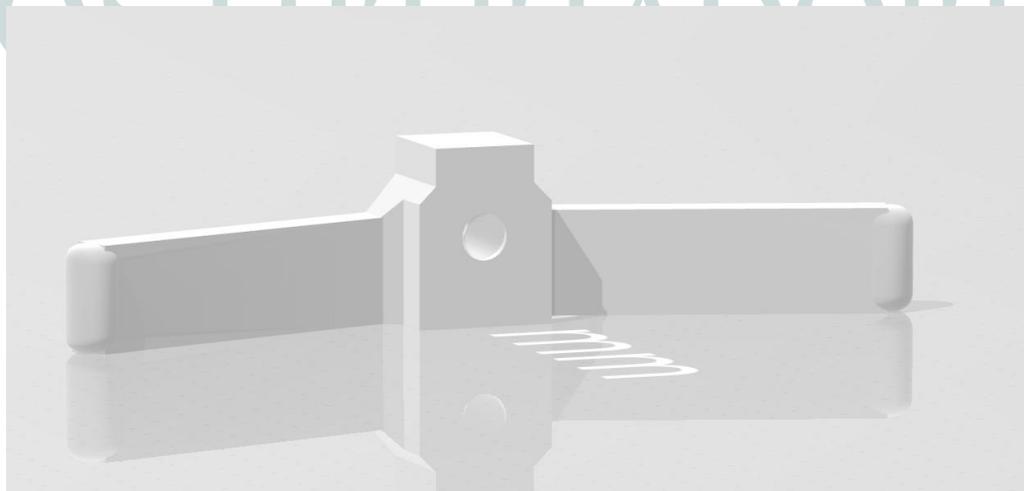


Figura 52. Guía de Armadura.

6. El soporte de Brazos (Figura 20) es el encargado de dar movimiento circular al Brazo con rodamiento para mantener los componentes fijos en una sola

posición y se puede encontrar acoplado en la parte posterior de la Armadura Fija superior (Figura 18) como se ve en la Figura (28).

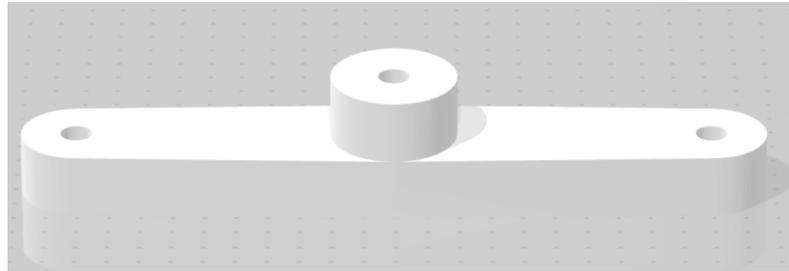


Figura 53. Soporte de brazo.

7. El Brazo con Rodamiento (Figura 21) es el encargado de dar un límite al movimiento de la zona divergente del sistema así mismo esta se encarga de mantener la distancia entre las armaduras móviles y fijas, se puede encontrar con la parte del rodamiento sobre el soporte de Brazo (Figura 20) y unida con un pasador a la Armadura Móvil superior (Figura 16).



Figura 54. Brazo con Rodamiento.

8. La Guía superior (Figura 22) es la encargada de mantener una posición uniforme entre las armaduras móviles y fijas sin permitir que estas tengan un movimiento al largo del eje Z, se puede encontrar acoplada en la parte posterior de la Armadura Fija Superior como se puede ver en la Figura (28).

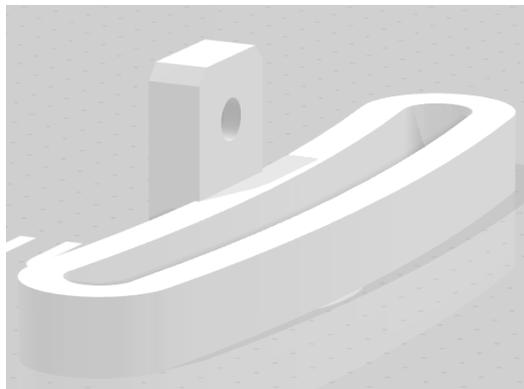


Figura 55. Guía Superior.

9. La Base (Figura 23) es la encargada de servir como soporte para las armaduras y demás componentes del sistema, mientras que su vez es la encargada de acoplar el sistema con el túnel de viento y demás componentes. Se encuentra acoplada en el sistema como se ve en la Figura (28).

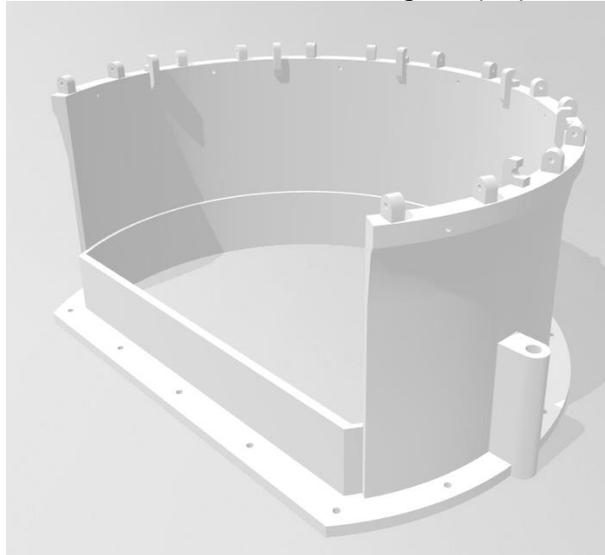


Figura 56. Base soporte.

10. El Anillo Actuator (Figura 24) es el encargado de proporcionar las dimensiones del sistema con un movimiento sobre el eje longitudinal del sistema acoplado a los Brazos (Figura 25), mientras que mantiene la posición alrededor de la Base (Figura 23).

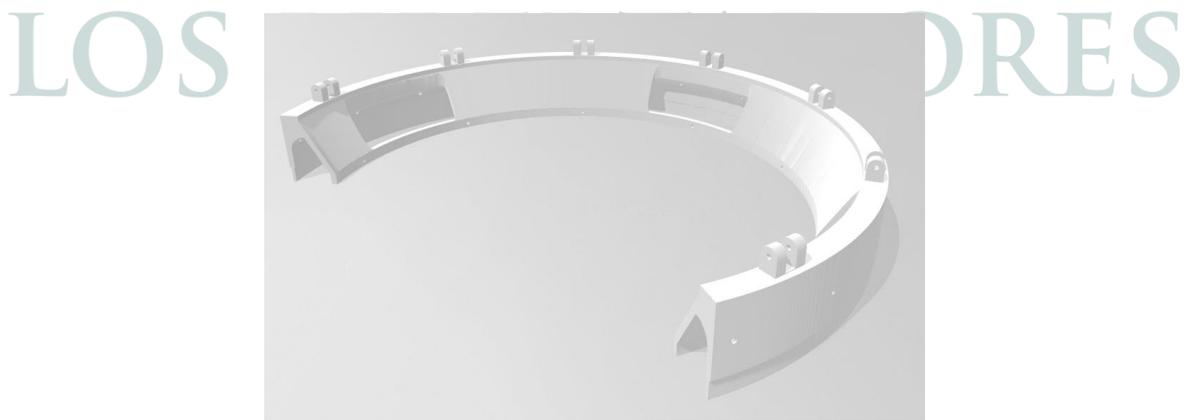


Figura 57. Anillo Actuator.

11. Brazo (Figura 25), este componente tiene la función de guiar el movimiento de la Armadura móvil superior (Figura 16) dependiendo de la magnitud del movimiento proporcionada por el usuario al anillo actuar, este componente se

encuentra acoplado al Anillo Actuador (Figura 24) como se puede apreciar en la (Figura 21).



Figura 58. Brazo.

A continuación, se realiza el ensamble de las piezas mencionadas en esta sección.

4.2.1. Ensamble

En la Figura (26) se puede observar el ensamble de la armadura fija del mecanismo en donde los componentes armadura fija superior e inferior unidas con un pasador permitiendo un movimiento de bisagra. Sobre la armadura fija superior se puede encontrar en la parte superior una Guía superior en el medio del componente esta un soporte de brazo con dos brazos con rodamiento a los extremos, mientras que en la parte inferior de este se encuentra una guía de armadura; en la armadura fija inferior se encuentra una guía de armadura.

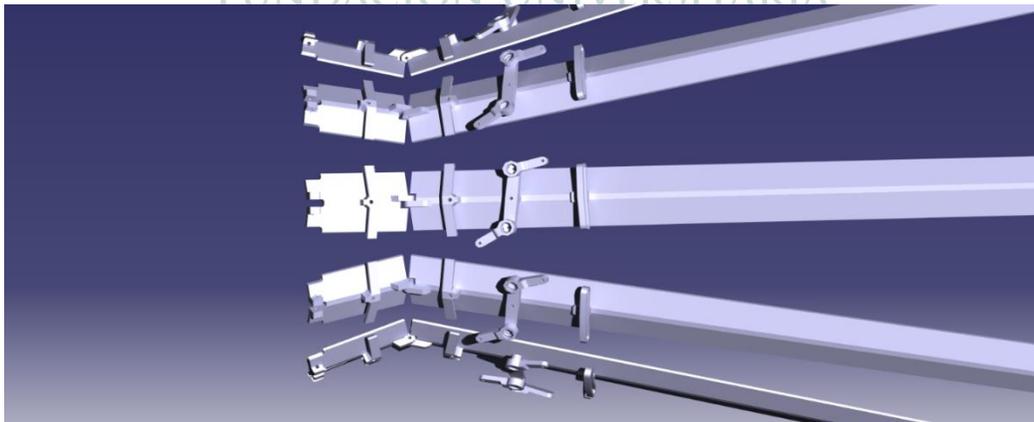


Figura 59. Ensamble Armaduras Fijas.

En la Figura (27) se puede observar el ensamble de los componentes móviles unidos al mecanismo actuador del sistema, en donde las Armadura móvil superior e inferior unidas con un pasador permitiendo un movimiento de bisagra. En la Armadura móvil superior se encuentran anclados con un pasador un extremo del brazo mientras que por el otro extremo de este componente se encuentra anclado con un pasador el anillo actuador que a su vez es concéntrico a la base.

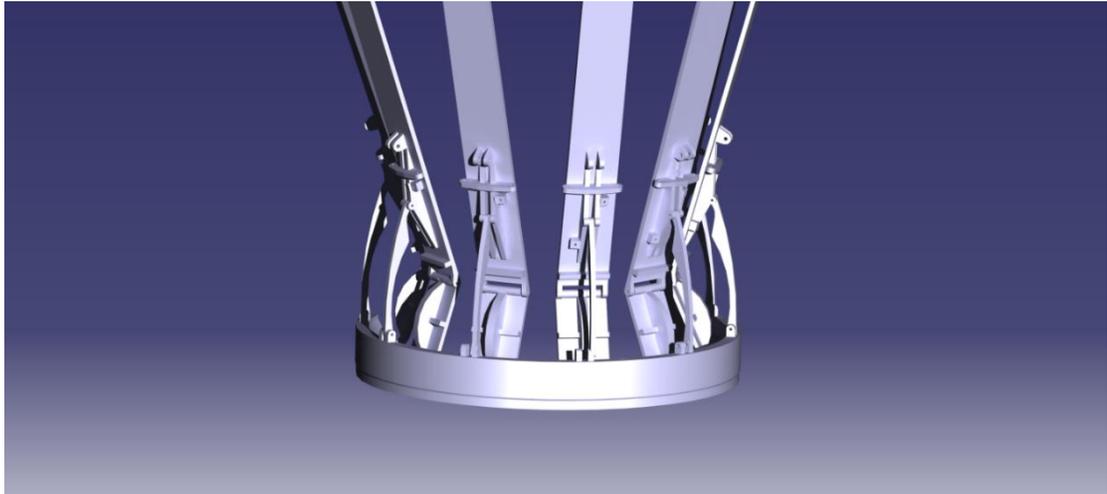


Figura 60. Ensamble componentes móviles.

En las Figuras (28) y (29) se puede visualizar el ensamble de las Figuras 26 y 27 junto con la base, también es posible visualizar la forma en que la guía de armadura mantiene la forma entre las armaduras fijas y las móviles mientras que el brazo con rodamiento unido a la armadura móvil superior por un extremo mientras que al otro lado, está anclado a la armadura fija superior.

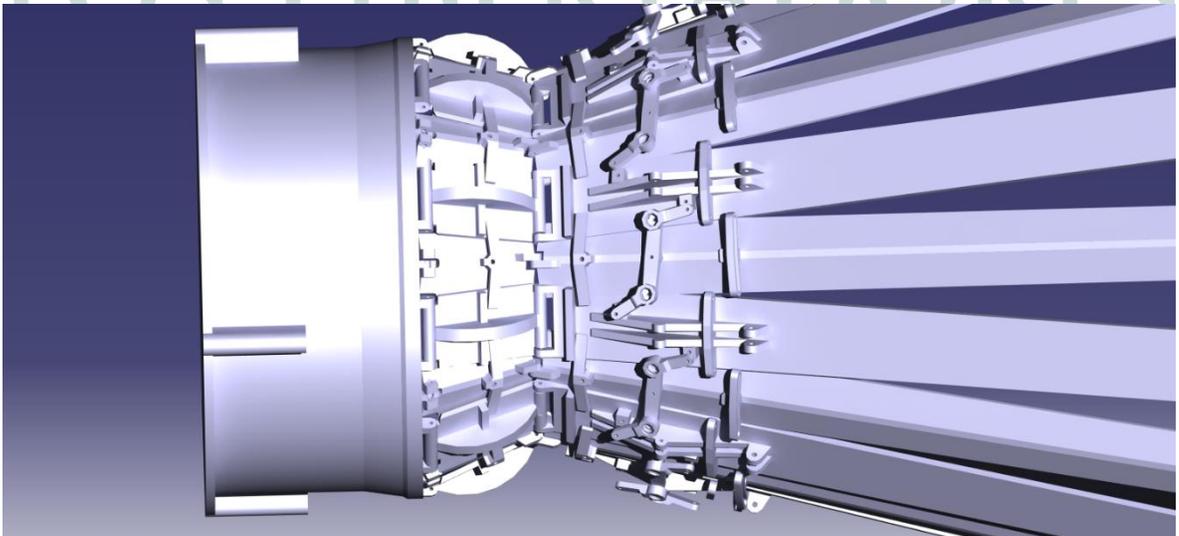


Figura 61. Ensamble del mecanismo.

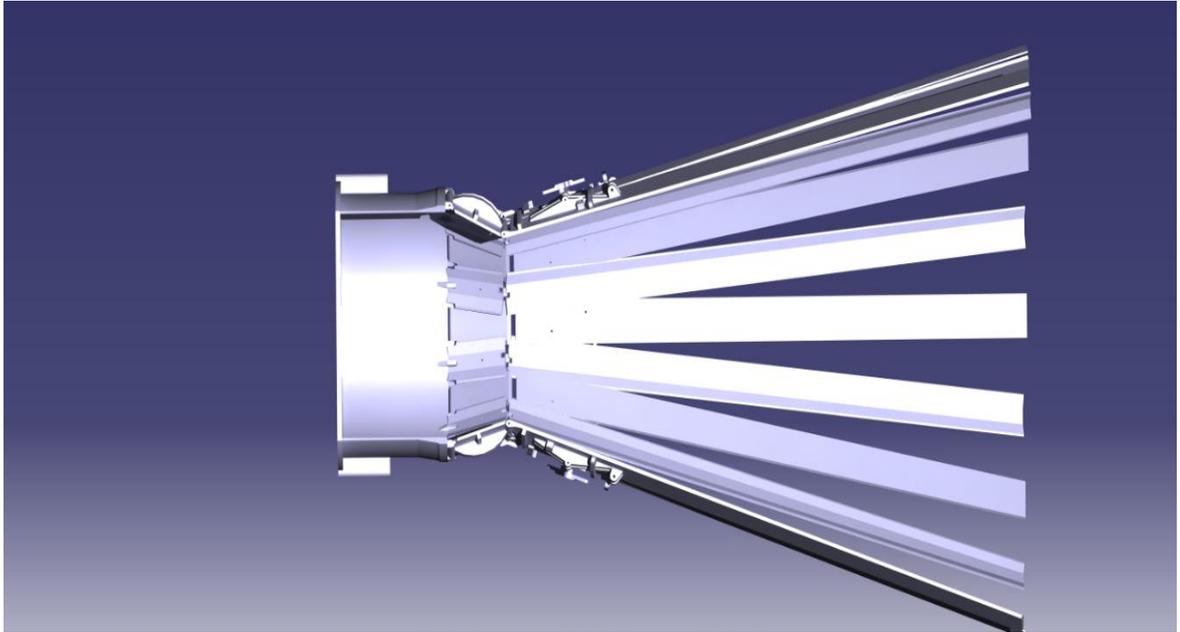


Figura 62. Ensamble de elementos que componen la armadura.

En la Figura (30) se encuentra el ensamble final de todo el sistema con el anillo actuador, al cambiar la posición del anillo actuador sobre el eje longitudinal de la base se modifica el área de la geometría a la salida.

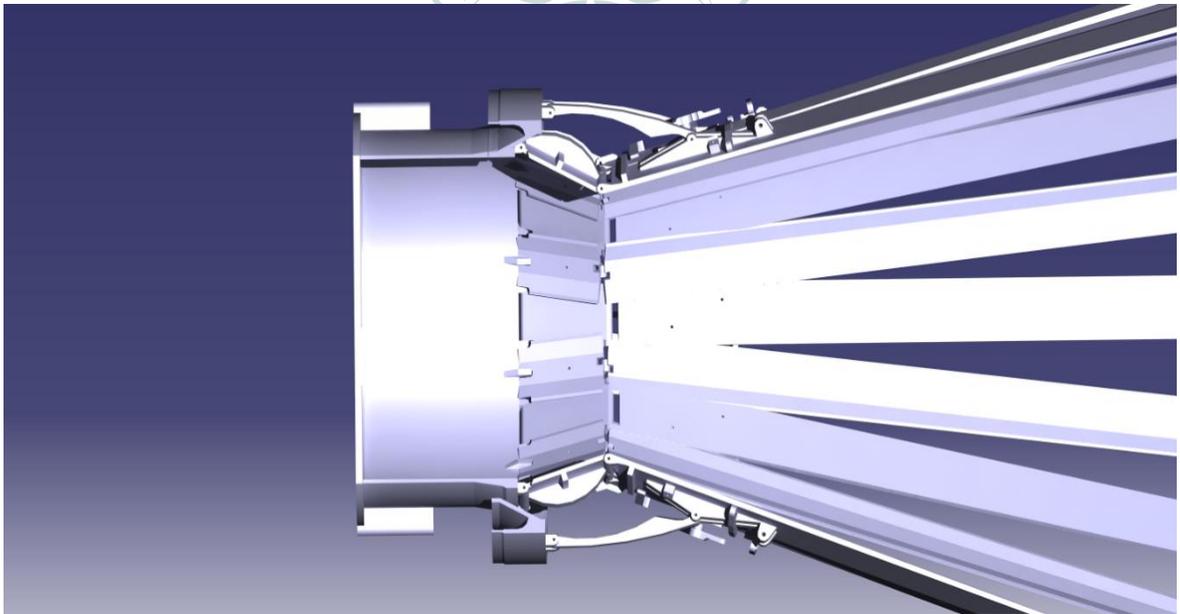


Figura 63 Ensamble final del mecanismo con la armadura.

El sistema tiene tres posiciones principales correspondientes a las diferentes relaciones de áreas obtenidas en el capítulo anterior con la ecuación (6) correspondiente a las tres diferentes velocidades a la salida del sistema.

Tobera con relación de áreas para Mach=2.5

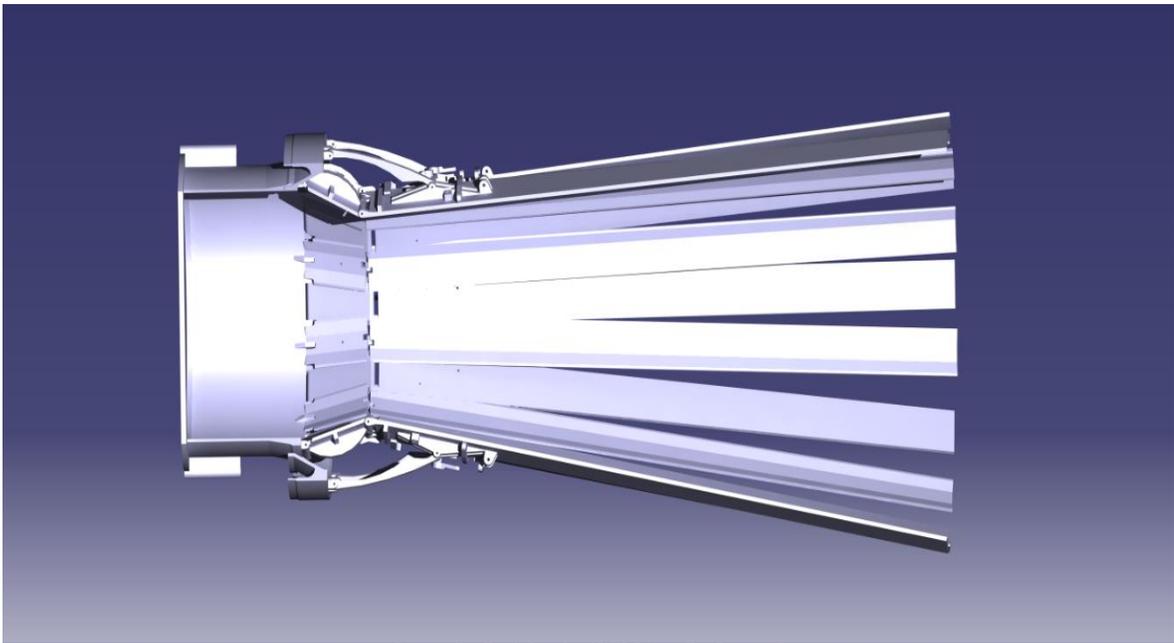


Figura 64. Sistema con relación de área correspondiente a 2.5 Mach.

Tobera con relación de áreas para Mach=3.5

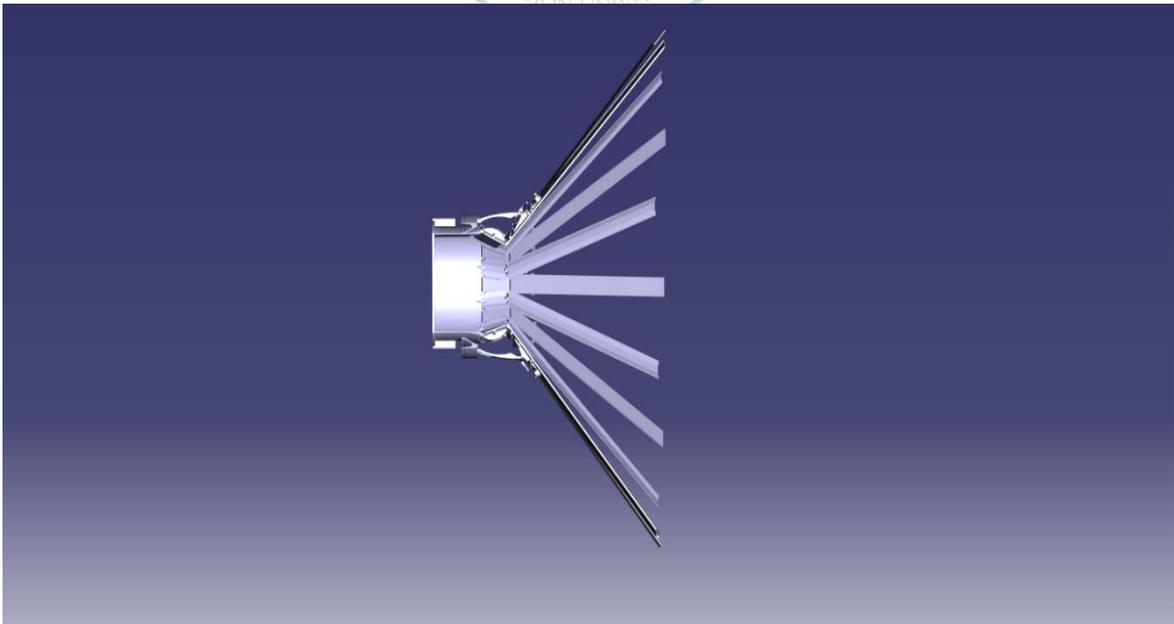


Figura 65. Relación de área Correspondiente a 3.5 Mach.

Tobera con relación de áreas para Mach=4.5

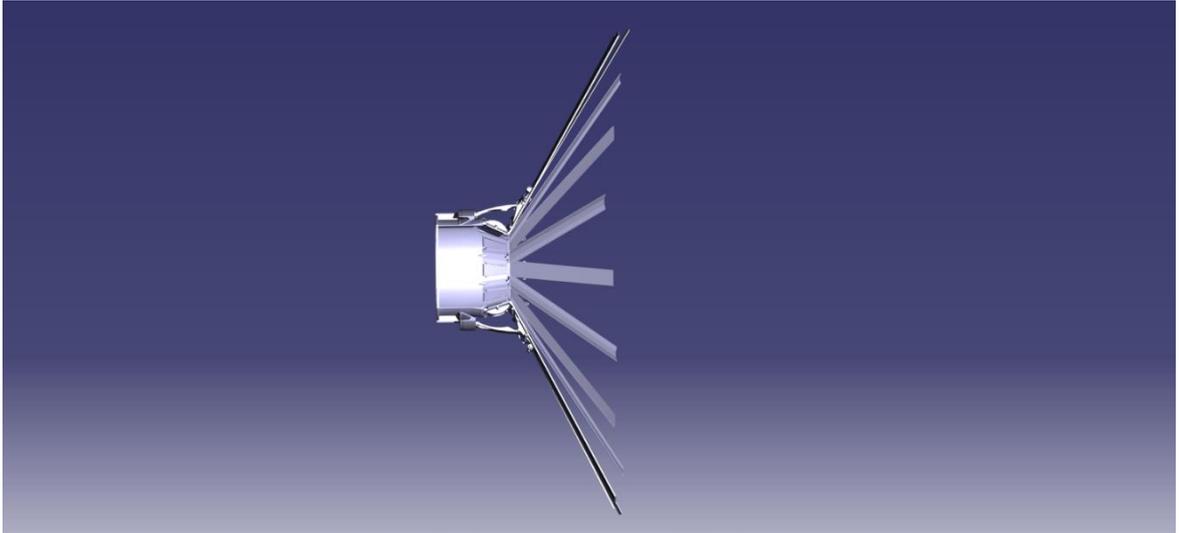


Figura 66. Tobera con relación de área correspondiente a 4.5 Mach.

En las Figuras (32) y (33) se observa el diseño de 3D y asimismo se logra apreciar la tobera convergente-divergente en su posición de apertura.

Es necesario aclarar que el mecanismo necesita un recubrimiento interno que evite tanto la fuga del fluido, como la creación de fenómenos aerodinámicos en los puntos donde se encuentren cambios significativos de geometría.

LOS LIBERTADORES
FUNDACIÓN UNIVERSITARIA



LOS LIBERTADORES

FUNDACIÓN UNIVERSITARIA

Conclusiones

En este proyecto de investigación es propuesto el diseño conceptual de una tobera convergente-divergente de área variable en la sección divergente, la cual es la encargada de dirigir el fluido a la velocidad deseada a la sección de prueba de un túnel de choque supersónico.

Al realizar las comparaciones de los resultados obtenidos en este proyecto, con los resultados vistos en otros Documentos. Se puede concluir que los datos que obtenidos en la tobera convergente-divergente de área variable, son congruentes con el comportamiento aerodinámico del fluido en toberas convergentes-divergentes convencionales, analizadas por CFD.

El mecanismo determinado que permite realizar la expansión o retracción de la sección divergente de la tobera, fue abordado con base al mecanismo encontrado en toberas de propulsión vectorial usado en aeronaves de combate. En este caso fueron necesarios 86 componentes, los cuales fueron ensamblados de forma tal que, por medio de su trabajo sinérgico, permita la variación de área deseada, adicionalmente fue aumentada la longitud de los componentes de la sección convergente para alcanzar la relación de áreas deseada según el ángulo medio escogido para cada uno de las velocidades esperadas en la sección de pruebas.

Del diseño presentado en esta investigación es posible concluir que se hace necesario el diseño de una membrana interior que evite el escape del fluido y al mismo tiempo la formación de fenómenos aerodinámicos supersónicos tales como ondas de choque y sus derivaciones a través de la tobera.



LOS LIBERTADORES

FUNDACIÓN UNIVERSITARIA

Recomendaciones e investigaciones futuras

Se recomienda que se investigue el diseño de una membrana interior que evite el escape del fluido y al mismo tiempo la formación de fenómenos aerodinámicos supersónicos tales como ondas de choque y sus derivaciones a través de la tobera.

Adicionalmente, es necesario realizar un análisis computacional del fluido, en orden de determinar la influencia del ángulo medio y apertura y la longitud de la sección divergente de la tobera.

Finalmente, es recomendado realizar el estudio de integración de la tobera con los demás sistemas y subsistemas del túnel de choque supersónico.



LOS LIBERTADORES
FUNDACIÓN UNIVERSITARIA



LOS LIBERTADORES

FUNDACIÓN UNIVERSITARIA

Bibliografía

Alan, P., Kenneth, L., (1965). High-Speed Wind Tunnel Testing. EE. UU. Printed in the United States of America.

Arnold, E., Dan, E., (2002). Advanced Hypersonic Test Facilities. Texas, EE. UU. American institute of aeronautics and astronautics, Inc.

Bell X-1 «Glamorous Glennis». (s. f.). National Air and Space Museum. Recuperado 19 de octubre de 2020, de https://airandspace.si.edu/collection-objects/untitled-not-processed/nasm_A19510007000

Dennis, M., Requisitos de prueba de tierra hipersónica. New york. EE. UU. NASA Langley Research Center, Inc.

Ignacio, D. Cavada. Aerodinamica (1991). Laboratorio de aerodinámica, E.T.S.I. Aeronáuticos, universidad Politécnica de Madrid.

Ivan, F., (2015). Experimental Investigation of the Scramjet Demonstrator 14-X B at Mach Number 6 to 12 in the Hypersonic Shock Tunnel. Thesis. Instituto Tecnológico de Aeronáutica. Brazil.

Jhon, A., (1990). Modern Compressible Flow. New york. EE. UU. McGraw-Hill, Inc.

João, F., (2017). Aerothermodynamic Design, Manufacturing and Testing of a 3D prototyped scramjet. Thesis for: Doctor in Science in the Program of Space Science and Technology.

Jonas, D., (2008) Túneles Aerodinámicos. NASA. EE. UU.

Kelly, B., David, C., Brian, E., Stacey, M., Evan. M., Michael, S., (2010) Design and Construction of a Supersonic Wind Tunnel. Graduation project. Worcester Polytechnic Institute.

Mauro A. Dagaró, M., Peralta, L., Ludueña Donato, G., Lorenzon, D., Garcia, J., Galeasso, Á. and Bustamante, J., 2019. *Sobre El Diseño Y Construcción De Un Túnel De Viento Supersónico Bidimensional*. Departamento de Aeronáutica, Universidad Nacional de Córdoba.

NASA Ames Research Center. 2005. Wind Tunnel Operations Division. California. Technical Publications Group. California.

Olivera P. Kostic (2014). CFD modeling of supersonic air flow generated by 2D nozzle with and without an obstacle at the exit section. University of Belgrade.

Peter, M (2009). Design of a Supersonic Wind Tunnel. Graduation project. Worcester Polytechnic Institute.

Prototyped Scramjet. Thesis. Instituto Tecnológico de Aeronautica. Brazil.

R. Lárusso (2017). Modal analysis of supersonic flow separation in nozzle. Chalmers university of technology.

R. Lineberger . "2019 global aerospace and defense industry outlook" Deloitte. no. pp. 12, 2019

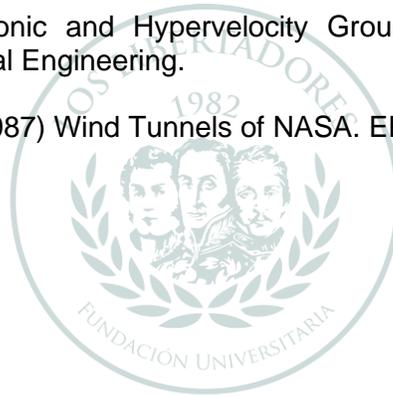
R. S. M. Chue*, C.-Y. Tsai , R. J. Bakos¹ , and J. I. NASA's HYPULSE Facility at GASL. A Dual Mode, Dual Driver Reflected-Shock/Expansion Tunn. New York, EE. UU. NASA Langley Research Center, Inc.

Ruíz, J. M. (2007). Aerodinámica del Vuelo: Aves y Aeronaves. Madrid: Centro de documentación y Publicaciones de AENA.

Soriano, J. A.. 2011. Toberas y Difusores. <http://www.uco.es/termodinamica/ppt/pdf/termo%205-2.pdf>.

Steven, P., (2007). Hypersonic and Hypervelocity Ground Test Facilities. School of Aeronautical and Astronautical Engineering.

WILLIAM, S., AIKEN, JR., (1987) Wind Tunnels of NASA. EE. UU.



LOS LIBERTADORES
FUNDACIÓN UNIVERSITARIA

APÉNDICES

APÉNDICE 1

Código

```
clc,clear
```

```
%condiciones a 2600 m sobre el nivel del mar.
```

```
P1=7.3759E4;%N/m^2 presion.
```

```
T1=271.27;%K TEmperatura.
```

```
ro1=9.4759E-1;%Kg/m3 Densidad.
```

```
G1=1.4;%contatnes gama en el punto inicial.
```

```
R1=287.15;%constante de los gases idales.
```

```
a1=(G1*R1*T1);%velocidad del solnido en le punto  
inicial.
```

```
Ms=1.5; %velocidad esperada ala entrada de la tobera.
```

```
Mr=1.40050855; %velocidad de la onda refeljada. (se  
caluculo amano con una ecuacion que depende de ms
```

```
G4=G1;
```

```
R4=R1;
```

```
T4=T1;
```

```
a4=(G4*R4*T1);
```

```
%presiones
```

```
P2=((2*G1*(Ms^2)-(G1-1))/(G1+1))*P1;
```

```
P4=(P2/P1)*(1-((a1*(G4-1))/(a4*(G1+1)))*((Ms^2)-  
1)/(Ms))^(-(2*G4)/(G4-1));
```

```
P5=((2*G1*(Mr^2)-(G1-1))/(G1+1))*P2;
```

```
%densidades
```

```
ro2=((G1+1)*(Ms^2))/((G1-1)*(Ms^2)+2))*ro1;
```

```
ro6=P4/(R4*T4);
```

```
ro5=((G1+1)*(Mr^2))/((G1-1)*(Mr^2)+2))*ro2;
```

```
%temperaturas
```

```
T2=((2*G1*(Ms^2)-(G1-1))/(G1+1))*((G1-  
1)*(Ms^2)+2)/((G1+1)*(Ms^2)))*T1;
```

```
T5=(P5/P2)*(ro2/ro5))*T2;
```

```
%relacion de areas
```

```
y=((1/(Ms^2))*((2/(G1+1))*(1+((G1-  
1)/2)*(Ms^2))))^((G1+1)/(G1-1))^(1/2);
```

```
%tenemos 3 relaciones de area dependiendo de el numero  
mach que se desea
```

```
%entre 2.5 ,3.5, 4.5
```

```
M51=2.5;
```

```
Y25=(M51/Ms)*((1+((G1-1)/2)*(M51^2))/(1+((G1-  
1)/2)*(Ms^2)))^(-(G1+1)/(2*(G1-1)))
```

```

M52=3.5;
Y52=(M52/Ms)*((1+((G1-1)/2)*(M52^2))/(1+((G1-1)/2)*(Ms^2)))^(-(G1+1)/(2*(G1-1)))
M53=4.5;
Y53=(M53/Ms)*((1+((G1-1)/2)*(M53^2))/(1+((G1-1)/2)*(Ms^2)))^(-(G1+1)/(2*(G1-1)))

m=linspace(1,5,1000);
m1=linspace(1.5,1,500);
x=linspace(0,1,1500);
% Parte convergente
Y14=(m1./Ms)*((1+((G1-1)/2)*(m1.^2))/(1+((G1-1)/2)*(m1.^2)))^(-(G1+1)/(2*(G1-1)));
R106=(1+((G4-1)/2)*(m1.^2)).^(-1/(G4-1));
P16=(1+((G4-1)/2)*(m1.^2)).^(-G4/(G4-1));
T16=(1+((G4-1)/2)*(m1.^2)).^(-1);
% Parte divergente
Y4=(m./Ms)*((1+((G1-1)/2)*(m.^2))/(1+((G1-1)/2)*(m.^2)))^(-(G1+1)/(2*(G1-1)));
RO6=(1+((G4-1)/2)*(m.^2)).^(-1/(G4-1));
P6=(1+((G4-1)/2)*(m.^2)).^(-G4/(G4-1));
T6=(1+((G4-1)/2)*(m.^2)).^(-1);

Y44=[Y14 Y4];
ro66=[R106 RO6];
P66=[P16 P6];
T66=[T16 T6];
M=[m1 m];
subplot(2,2,1)
plot(Y44,M)
title('Relacion de areas vs MACH (1)')
xlabel('Relacion de areas')
ylabel('Mach')
grid on
subplot(2,2,2)
plot(x,ro66)
title('Relacion de densidades vs MACH (2)')
xlabel('Longitud')
ylabel('Relacion de Densidad')
grid on
subplot(2,2,3)
plot(x,P66)

```

```

title('Relacion de presiones vs MACH (3)')
xlabel('Longitud')
ylabel('Relacion de Presiones')
grid on
subplot(2,2,4)
plot(x,T66)
title('Relacion de temperaturas vs MACH (4)')
xlabel('Longitud ')
ylabel('Relacion de temperaturas')
grid on
Pmax=(P6(1,1))
Tmax=(T6(1,1))
Romax=(RO6(1,1))
ymin=(Y4(1,1))

%Caracteristicas aerotermodinamica del fluido a la
salida desaeada

% Parte divergente 2.5
Yx1=((1/(2.5^2))*(2/(G1+1))*(1+((G1-1)/2)*(2.5^2)))^((G1+1)/(G1-1))^(1/2)
RxO1=((1+((G4-1)/2)*(2.5^2)).^(-1/(G4-1)))*ro1
Px1=((1+((G4-1)/2)*(2.5^2)).^(-G4/(G4-1)))*P1
Tx1=((1+((G4-1)/2)*(2.5^2)).^(-1))*T1

% Parte divergente 3.5
Yx2=((1/(3.5^2))*(2/(G1+1))*(1+((G1-1)/2)*(3.5^2)))^((G1+1)/(G1-1))^(1/2)
ROx2=((1+((G4-1)/2)*(3.5^2)).^(-1/(G4-1)))*ro1
Px2=((1+((G4-1)/2)*(3.5^2)).^(-G4/(G4-1)))*P1
Tx2=((1+((G4-1)/2)*(3.5^2)).^(-1))*T2

% Parte divergente 4.5
Yx3=((1/(4.5^2))*(2/(G1+1))*(1+((G1-1)/2)*(4.5^2)))^((G1+1)/(G1-1))^(1/2)
ROx3=((1+((G4-1)/2)*(4.5^2)).^(-1/(G4-1)))*ro1
Px3=((1+((G4-1)/2)*(4.5^2)).^(-G4/(G4-1)))*P1
Tx3=((1+((G4-1)/2)*(4.5^2)).^(-1))*T1

m=linspace(1,5,1000);
m1=linspace(1.5,1,500);
x=linspace(0,1,1500);

```

```

% Parte convergente
Y14=(m1./Ms)*((1+((G1-1)/2)*(m1.^2))/(1+((G1-1)/2)*(m1.^2)))^(-
(G1+1)/(2*(G1-1)));
R1O6=(1+((G4-1)/2)*(m1.^2)).^(-1/(G4-1));
P16=(1+((G4-1)/2)*(m1.^2)).^(-G4/(G4-1));
T16=(1+((G4-1)/2)*(m1.^2)).^(-1);
% Parte divergente
Y4=(m./Ms)*((1+((G1-1)/2)*(m.^2))/(1+((G1-1)/2)*(m.^2)))^(-(G1+1)/(2*(G1-
1)));
RO6=(1+((G4-1)/2)*(m.^2)).^(-1/(G4-1));
P6=(1+((G4-1)/2)*(m.^2)).^(-G4/(G4-1));
T6=(1+((G4-1)/2)*(m.^2)).^(-1);
Y44=[Y14 Y4];
ro66=[R1O6 RO6];
P66=[P16 P6];
T66=[T16 T6];
M=[m1 m];
subplot(2,2,1)
plot(Y44,M)
title('Relación de áreas vs MACH (1)')
xlabel('Relación de área')
ylabel('Mach')
grid on
subplot(2,2,2)
plot(x,ro66)
title('Relación de densidades vs MACH (2)')
xlabel('Longitud')
ylabel('Relación de Densidad')
grid on
subplot(2,2,3)
plot(x,P66)
title('Relación de presiones vs MACH (3)')
xlabel('Longitud')
ylabel('Relación de Presiones')
grid on
subplot(2,2,4)
plot(x,T66)
title('Relación de temperaturas vs MACH (4)')
xlabel('Longitud ')
ylabel('Relación de temperaturas')
grid on

```



LOS LIBERTADORES
FUNDACIÓN UNIVERSITARIA