



Universidad del Valle

**Diseño estructural y aerodinámico de un
túnel de viento subsónico con capacidad
modular para funcionamiento en régimen
transónico y supersónico**

DANIELA MONDRAGÓN DUQUE

UNIVERSIDAD DEL VALLE
FACULTAD DE INGENIERÍA
ESCUELA DE INGENIERÍA MECÁNICA
SANTIAGO DE CALI – VALLE DEL CAUCA
2017



Universidad del Valle

Diseño estructural y aerodinámico de un túnel de viento subsónico con capacidad modular para funcionamiento en régimen transónico y supersónico

DANIELA MONDRAGÓN DUQUE

Código: 201030152

*Proyecto de grado presentado para obtener título de ingeniera
mecánica*

Jairo Antonio Valdés Ortiz, Ph.D
Director del Proyecto

Jair Alexander Ladino, M.Sc
Co-director del Proyecto

UNIVERSIDAD DEL VALLE
FACULTAD DE INGENIERÍA
ESCUELA DE INGENIERÍA MECÁNICA
SANTIAGO DE CALI – VALLE DEL CAUCA
2017

Nota de aceptación

Jairo Antonio Valdés, Ph.D
Director

Jair Alexander Ladino, M.Sc
Co- Director

Santiago de Cali, 6 Septiembre de 2017

DEDICATORIA

Agradezco primeramente a Dios por iluminar mi camino.

Agradezco a mi familia por acompañarme en cada etapa de mi vida.

Agradezco a mis profesores por cada uno de los conocimientos impartidos y que con facilidad o dificultad aprendí a lo largo de todo el estudio de mi carrera.

Por último agradezco a todos esos amigos que me dieron ánimo para seguir adelante y especialmente a aquellos que nunca pusieron en duda que lograría esta meta de convertirme en ingeniera.

CONTENIDO

Pág.

LISTA DE ILUSTRACIONES.....	I
LISTA DE GRÁFICAS	III
LISTA DE TABLAS.....	IV
LISTA DE SÍMBOLOS.....	V
Resumen	1
Abstract.....	2
1. Justificación.....	3
2. Objetivos	4
3. Marco teórico	4
3.1. Generalidades.....	4
3.2. Flujo isentrópico	6
3.3. Ondas de choque.....	10
3.3.1. Onda de choque normal	10
3.3.2. Onda de choque oblicua	12
3.4. Definición de túnel de viento	14
3.4.1. Tipos de túneles de viento.....	15
4. Estado del arte	19
4.1. Túneles trisónicos	19
4.2. Túneles de viento en colombia.....	20
5. Metodología de diseño	24
6. Desarrollo	26
6.1. Normatividad en túneles de viento	26
6.2. Diseño de elementos de túnel.....	27
6.2.1. Diseño de la cámara de pruebas	30
6.2.2. Diseño del sistema de abastecimiento	37
6.2.3. Selección de la válvula reguladora de presión	48
6.2.4. Diseño del cono de contracción.....	53
6.2.5. Diseño del difusor	57
6.2.6. Diseño de la cámara de asentamiento	64

6.2.7. Selección del compresor	67
6.3. Instrumentación.....	69
6.3.1. Soporte y mediciones sobre los modelos de pruebas	69
6.3.2. Instrumentación en el campo de flujo	70
6.3.3. Instrumentación para medir condiciones totales de prueba	71
7. Conclusiones.....	72
8. Recomendaciones y trabajos futuros	73
Bibliografía	74
Anexos	77

LISTA DE ILUSTRACIONES

	Pág.
Ilustración 1. Compresión de un elemento pequeño de fluido.....	6
Ilustración 2. Volumen de control fluido que atraviesa un ducto.....	8
Ilustración 3. Esquema y volumen de control de una Onda de choque normal.....	11
Ilustración 4. Geometría y volumen de control de una onda de choque oblicua ...	13
Ilustración 5. Ondas de choques formadas por cuñas	13
Ilustración 6. Ondas de choque formadas por esquinas	14
Ilustración 7. Túnel de viento en circuito cerrado (Izquierda) y abierto (Derecha).	15
Ilustración 8. Esquema de túnel de viento Blowdown	16
Ilustración 9. Esquema de túnel de viento Indraft.....	17
Ilustración 10. Esquema túnel de viento Vacuum-Pressure	18
Ilustración 11. Imagen didáctica sobre el rango de velocidades	18
Ilustración 12. Túnel de viento U. Nacional de Colombia	20
Ilustración 13. Túnel de viento Universidad de los Andes	21
Ilustración 14. Túnel de viento del CEA	21
Ilustración 15. Túnel de viento del EMAVI.....	22
Ilustración 16. Túnel de viento de la escuela Ing. Civil Univalle	23
Ilustración 17. Diagrama de flujo de la metodología de diseño llevada a cabo	25
Ilustración 18. Diagrama general del diseño del túnel de viento trisónico de Univalle	27
Ilustración 19. Esquema simplificado del TWT-UV.....	29
Ilustración 20. Diagrama de flujo del componente cámara de pruebas.....	30
Ilustración 21. Diagrama simplificado de un túnel de viento con difusor de onda de choque normal.....	31
Ilustración 22. Recipiente de sección transversal rectangular tipo I	35
Ilustración 23. Diagrama de flujo del componente sistema de abastecimiento	37
Ilustración 24. Tipos de válvulas reguladoras de presión.....	48
Ilustración 25. Esquema de la válvula de control tipo BR33®	51
Ilustración 26. Diagrama de flujo del componente cono de contracción.....	53
Ilustración 27. Esquema simplificado del cono de contracción.....	54

Ilustración 28. Diagrama de flujo del componente difusor	57
Ilustración 29. Diagrama simplificado de un túnel de viento con difusor de onda de choque oblicua	58
Ilustración 30. Esquema simplificado del difusor módulo 2-4 Mach	63
Ilustración 31. Diagrama de flujo del componente cámara de estancamiento.	65
Ilustración 32. Pantalla en acero inoxidable.	66
Ilustración 33. Esquema de la mayoría de geometrías de honeycombs (cuadrados, circular o hexagonal).	66
Ilustración 34. Compresor 3-multietapa B28 Bauer Compresoren.	68
Ilustración 35. Soportes para modelos de pruebas.	69
Ilustración 36. Perfil de ala con distribución de sensores de presión.	70
Ilustración 37. Sonda de presión Pitot estática Multi-agujero de nariz ojival.	71

LISTA DE GRÁFICAS

	Pág.
Gráfica 1. Flujo másico vs. Número de Mach.....	33
Gráfica 2. Volumen requerido vs. Velocidad supersónica para pruebas a 30s de duración	38
Gráfica 3. Volumen requerido vs. Velocidad para rango transónico.....	39
Gráfica 4. Volumen requerido vs. Velocidad de operación para pruebas a 30s y tanque a 20 atm y 697K	40
Gráfica 5. Volumen requerido vs. Velocidad con propiedades de tanque 20 atm y 695K variando coeficiente politrópico (a) para rango transónico (b) para rango supersónico	42
Gráfica 6. Volumen requerido vs. Velocidad bajo pruebas a 30s y 20 atm variando temperatura en el tanque de almacenamiento (a) para rango transónico (b) para rango supersónico	43
Gráfica 7. Volumen requerido vs. Velocidad bajo pruebas a 30s y 500 K variando presión en el tanque de almacenamiento (a) para rango transónico (b) para rango supersónico	45
Gráfica 8. Volumen requerido vs. velocidad de operación de operación para pruebas a 30s y aire almacenado a 35 atm y 500 K	47

LISTA DE TABLAS

	Pág.
Tabla 1. Ventajas y desventajas de los túneles de viento tipo blowdown	16
Tabla 2. Ventajas y desventajas de los túneles de viento tipo Indraft	17
Tabla 3. Distribución principal de los túneles de viento - hemisferio oeste	23
Tabla 4 . Matriz de decisión sobre el tipo de túnel de viento	28
Tabla 5. Presión total de prueba bajo condición de onda de choque normal	31
Tabla 6. Presión total de prueba para rango subsónico	32
Tabla 7. Propiedades mecánicas del AISI 304 (SA 240 18Cr-8Ni)	34
Tabla 8. Propiedades de diseño de la cámara de pruebas	35
Tabla 9. Esfuerzo de membrana y flexión resultantes en las localizaciones críticas de la cámara de pruebas.....	36
Tabla 10. Resumen de condiciones termodinámicas del cono de contracción.	55
Tabla 11. Resultados del análisis de los esfuerzos en el cono de contracción. ...	56
Tabla 12. Esfuerzo de membrana y flexión resultantes en las localizaciones críticas del cono de contracción.	56
Tabla 13. Evaluación de la condición de áreas de garganta.	60
Tabla 14. Esfuerzo de membrana y flexión resultante en la localidad crítica del difusor módulo subsónico.....	61
Tabla 15. Resumen de condiciones termodinámicas en el difusor módulo 1-2 Mach	62
Tabla 16. Resultado del análisis de esfuerzo en el difusor módulo 1-2 Mach	62
Tabla 17. Resumen de condiciones termodinámicas en el difusor 2-4 Mach.....	63
Tabla 18. Resultado del análisis de esfuerzo en el difusor módulo 2-4 mach	64
Tabla 19. Esfuerzo de membrana y flexión resultante en la localidad crítica del difusor módulo 2-4 Mach	64
Tabla 20. Parámetros geométricos de las pantallas.....	67

LISTA DE SÍMBOLOS

P	Presión / Presión de diseño	DN	Diámetro nominal
T	Temperatura	PN	Presión Nominal
V	Volumen	ΔP	Caída de presión
ρ	Densidad	A_t	Área de tubería
R	Constante de gas	θ	Ángulo de deflexión
C_p	Calor específico a presión constante	β	Ángulo de onda
C_v	Calor específico a volumen constante	th	Thickness (Espesor)
$\dot{m}$	Flujo másico	S_m	Esfuerzo de membrana
h	Entalpía	S_b	Esfuerzo de flexión
H	Altura	Re	Número de Reynolds
k	Energía cinética del sistema / coeficiente de dilatación adiabática	L	Longitud
ϑ	Volumen específico	μ	Viscosidad dinámica
A	Área	n	Coeficiente politrópico
a	Velocidad del fluido en el medio	τ	Compresibilidad
v	Velocidad		
M, Ma	Número de Mach		
m	Coeficiente por pérdida de presión		
K_v	Factor de flujo calculado		
K_{vs}	Factor de flujo de la válvula		
S	Entropía / Factor de seguridad		

Subíndices

0, to	Total o de estancamiento
<i>tan</i>	Tanque
<i>sal</i>	Salida
<i>amb</i>	Ambiente
s	Subsónico
ts	Transónico
tri	Trisónico
std	Standard (Estándar)
b	En bares
val	Salida del PRV
wd	Wide angle diffuser (Difusor de ángulo amplio)
tn	Garganta de la tobera
td	Garganta del difusor

Resumen

La industria aeroespacial es un sector de aplicación de varios campos de la ingeniería, donde se combinan los procesos de sistematización, uso de materiales y aplicación de leyes físicas con el fin de proponer múltiples soluciones a diferentes necesidades. Un aspecto que motiva al desarrollo de esta industria en Colombia es el apoyo en gran medida al desarrollo de la nación, no solo por la cantidad de nuevos empleos que pueden ser generados, de todos los niveles de formación, sino también por la variedad de áreas de conocimiento que son necesarias para su ejercicio y desarrollo de tecnologías implicadas.

El proyecto propone el diseño un túnel de viento trisónico tipo blowdown, el cual opera en un rango de velocidades 0,3 a 4 Mach, hace parte de un trabajo de investigación que pretende desarrollar un equipo con características modulares que permita abarcar todo el rango de operación propuesto. El diseño del *Túnel de Viento Trisónico de Univalle* (TWT-UV) aborda un desarrollo aerodinámico teórico para definir las propiedades de operación en rango subsónico y supersónico, con ello se definen las propiedades de diseño y selección de los elementos cámara de pruebas, cono de contracción, difusor, cámara de estabilización, válvula reguladora de presión (PRV), sistema de abastecimiento y demás accesorios necesarios para su funcionamiento. Las características modulares del túnel se refieren a que presenta diferentes configuraciones de acuerdo a la velocidad a la cual se vaya a experimentar.

El diseño del TWT-UV es una propuesta adecuada a las necesidades actuales y la construcción final de la idea brindará a la Universidad del Valle una herramienta para el apoyo de los proyectos de investigación actuales (Verificación de Simulación), para el desarrollo de nuevos proyectos de investigación y formación en el área aerodinámica; y al Clúster Aeroespacial del Valle del Cauca, una herramienta investigativa ineludible para impulsar el sector aeroespacial en el departamento y el país. En general contar con esta herramienta abre la posibilidad a alcanzar nuevos logros en investigación y desarrollo, buscando también producir conocimiento de calidad en esta área y haciendo la práctica actual más consiente y progresista.

Palabras claves: Túnel de viento trisónico, blowdown.

Abstract

The aerospace industry constitutes an application area of many engineering fields, where is joined the systematization process, material use and physics laws application, with which it has found a countless of models and solutions to different necessities over the years. A motivating aspect to the develop of this industry in Colombia is the support given to the nation development, not only for the quantity of jobs, of different level of studies, that could be created, but also the variety of knowledge areas that are needed to its practice and development of involved technologies.

The project proposes the design of a blowdown trisonic wind tunnel, which operates on a range of velocities from 0,3 to 4 Mach. This project is part of an investigation work, what aims to develop a facility with modular characteristics to achieve the proposed operation range. The design of the Trisonic Wind Tunnel of Univalle (TWT-UV) approaches an aerodynamic theoretical analysis to set the operation properties in the subsonic and supersonic range, with it are determinated the design and selection properties of the wind tunnel elements like test section, contraction cone, diffuser, stilling chamber, Pressure Regulation Valve (PRV), supply system and additional accessories needed for its performance. The wind tunnel modular characteristics reference that the tunnel features different configurations depending of the desirable test velocity.

The design of the TWT-UV is a suitable proposal to the current necessities and its final construction offers to the Universidad del Valle a facility to support the current and next investigation projects, also to support the academic training on aerodynamics. The TWT- UV furthermore offers the Aerospace Cluster of Valle del Cauca a necessary investigative facility to boost the aerospace sector in the region and country. In general, to count with this facility opens the possibility to reach new achievements in investigation and development of the Colombian aerospace's industry, looking for to produce quality knowledge in this area and making the current practice more conscious and progressive.

Key words: Trisonic Wind Tunnel, blowdown.

1. Justificación

La integración global, la cual es una mirada futurista de toda industria en general, ha abierto en los últimos años la posibilidad a los países emergentes de desarrollar tecnología aeroespacial desde cualquier parte del mundo[1]. Un aspecto que motiva al desarrollo de la industria aeroespacial a pesar de sus altos costes, es el apoyo que esta puede brindar al desarrollo de una nación no solo en términos económicos, sino también por la cantidad de nuevos empleos que pueden ser generados, gracias a la variedad de áreas de conocimiento que son necesarias para su ejercicio[2]–[5].

Con esto se aprecia el potencial que tiene esta industria en el mundo y en Colombia, que es un país con potencial para el desarrollo en esta área, puesto que cuenta con experiencia en servicios de mantenimiento especializado y reparación aeronáutica desde hace años [6]. En esta línea de ideas el principal motor para impulsar al país hacia una industria aeroespacial del futuro es impulsar la Investigación y Desarrollo (R&D) de tecnologías de uso aeroespacial.

Para lograr tal meta el país requiere no solo equipos de laboratorios que suplan necesidades del mercado aeronáutico actual colombiano, sino también que faciliten la apropiación del conocimiento en esta área de investigación. Es en este punto, donde los túneles aerodinámicos cobran importancia, en conjunto con métodos de visualización de flujo y toma de información, bancos de pruebas para motores cohetes y dinámica de combustión, equipo de pruebas termomecánicas y aeroacústicas, equipos para la determinación de propiedades termo-ópticas, plataformas de simulación en fluidos y estructuras, entre otros. Debido a esto, la universidad toma un papel importante en ser motivador, generador de conocimiento y principal espacio para la transformación, aplicación, y difusión de mismo.

Son muy pocas las universidades colombianas que tienen túneles de viento a disposición para prácticas estudiantiles y pruebas necesarias en el desarrollo de proyectos de investigación en el campo aeroespacial. La Universidad del Valle tiene la necesidad de implementar el túnel de viento como instrumento educativo e investigativo, puesto que no cuenta con esta herramienta para aplicación aeroespacial, necesidad que se acrecienta debido a la creación de nuevos programas educativos que involucren ésta área.

Para satisfacer dicha necesidad, este proyecto desarrolla el diseño estructural y aerodinámico de un túnel de viento tipo blowdown, que con la adaptación de cámara transónica y tobera convergente-divergente, es capaz de operar en un amplio rango de velocidades. Con esta herramienta se permite así la apropiación

del conocimiento aeroespacial y múltiples opciones de ensayos e investigación favorecida por el estudio en más regímenes de trabajo que poseer herramientas (túneles) individuales.

2. Objetivos

2.1. Objetivo general

Diseñar un túnel de viento subsónico que tenga la capacidad de adaptar cámaras de pruebas transónica y supersónica.

2.2. Objetivos específicos

- Establecer restricciones de diseño basado en legislaciones y normas.
- Realizar cálculos aerodinámicos del túnel asociados a su funcionamiento en régimen de trabajo subsónico, determinando la distribución de presiones y el flujo másico necesario.
- Determinar la geometría del tanque de almacenamiento que supla el requerimiento de aire para el funcionamiento.
- Diseñar los componentes de cada sección del túnel, como son cámara de pruebas modular, cámara de asentamiento, cono de contracción y difusor.
- Seleccionar válvulas, tuberías, compresor y elementos de medición necesarios.
- Realizar planos de detalle del túnel de viento subsónico.

3. Marco teórico

3.1. Generalidades

El fluido es una sustancia que se deforma cuando se somete a una fuerza cortante, sin importar que tan pequeño sea el tamaño del esfuerzo. [7] La Mecánica de los Fluidos, como ciencia, se ha dedicado al entendimiento de las propiedades del fluido, aplicación de leyes básicas de la mecánica, termodinámica y experimentación. Tales procesos permiten identificar cuáles son las ecuaciones

pertinentes según un fenómeno o comportamiento del fluido. La ecuación general de Navier-Stokes, se obtuvo a partir del aporte de la ecuación constitutiva de un fluido newtoniano (relación lineal entre la magnitud del esfuerzo cortante aplicado y la tasa de deformación) a la ley de conservación de cantidad de movimiento.

$$\rho \frac{D\mathbf{v}}{Dt} = -\nabla P + (\lambda + \mu)\nabla(\nabla \cdot \mathbf{v}) + \mu \nabla^2 \mathbf{v} + \rho \mathbf{b} \quad (3.1)$$

Esta ecuación no discrimina los efectos de compresibilidad de flujo, entendiendo que la incompresibilidad en aire es válida para bajas velocidades ($Mach < 0,3$), de ahí en adelante se tiene en cuenta la variación de la densidad. [8]

La Dinámica de Fluidos, sección de la mecánica de fluidos que estudia los efectos de las fuerzas de los fluidos en movimiento, puede ser categorizada según el fluido de estudio. Hidrodinámica es el término utilizado si el fluido en estudio es líquido. La densidad en los líquidos es casi constante, mientras que la densidad en los gases varía con la presión y la temperatura; por este hecho cuando el fluido es un gas la ciencia se llama entonces Gasodinámica. El aire es una mezcla de gases que debido a las muchas aplicaciones en las que es posible encontrarlo como fluido de estudio existe la Aerodinámica, ciencia que hace parte de la mecánica de fluidos y está principalmente enfocada en la predicción de fuerzas, momentos, flujos de calor asociados con el aire alrededor de un cuerpo. [9]

La experimentación con elementos a escala y condiciones controladas han de ser posible llevarse a la realidad siempre y cuando se utilicen parámetros de similitud; los parámetros más comunes en el estudio de la aerodinámica son el número Mach y el número de Reynolds.

El Número de Mach es la relación entre las raíces cuadradas de las fuerzas de inercia y las que tienen origen en la compresibilidad de flujo, lo que se puede expresar como el cociente entre la velocidad de corriente incidente y la velocidad de propagación del sonido en el medio, es decir, $M = v/a$ (3.2) (343 m/s a 20°C). [10]

Por otro lado el Número de Reynolds es la relación entre las fuerzas de inercia y las de fricción, este se expresa directamente proporcional a la densidad, velocidad de corriente incidente, longitud característica; es inversamente proporcional a la viscosidad dinámica $Re = \rho \cdot v \cdot L/\mu$. (3.3) [10]

Un fluido compresible se define básicamente como todo aquel que tiene densidad variable. En realidad todos los fluidos son compresibles, solo que bajo ciertas condiciones el cambio de densidad no es significativo, como el caso de la mayoría de los líquidos y gases a bajas velocidades.

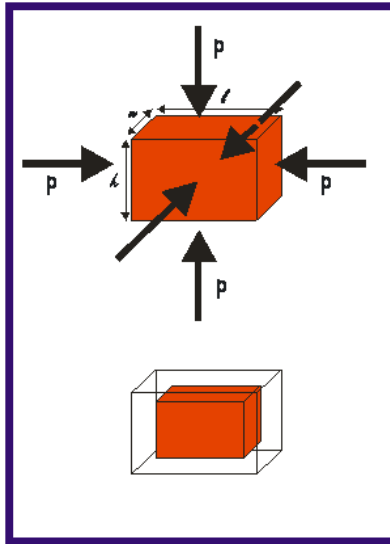


ILUSTRACIÓN 1. COMPRESIÓN DE UN ELEMENTO PEQUEÑO DE FLUIDO
 [TOMADO DE [HTTP://FCM.ENS.UABC.MX/~FISICA/FISICA_II/APUNTES/BULK.HTM](http://FCM.ENS.UABC.MX/~FISICA/FISICA_II/APUNTES/BULK.HTM)]

Para elaborar mejor este concepto se presenta elemento pequeño de fluido de volumen V , al cual se ejerce una presión P ; si la presión aumenta en una cantidad infinitesimal dP el volumen del elemento se comprime correspondientemente en una cantidad dV .

$$\tau = -\frac{1}{v} \frac{dV}{dP} \quad (3.4)$$

Así la compresibilidad τ es la propiedad de los fluidos que se define como el cambio fraccional de volumen de fluido por unidad de cambio de presión. [11]

3.2. Flujo isentrópico

Las relaciones de flujo isentrópico son el resultado del análisis de fluido bajo dos consideraciones:

1. Proceso adiabático $\rightarrow$ No hay transferencia de calor $dq = 0$.
2. Proceso reversible $\rightarrow$ No se producen fenómenos disipativos. No se tiene en cuenta la viscosidad, conductividad térmica o intercambios de masa $ds_{irrev} = 0$.

Así la primera de la termodinámica sería escrita como (3.5)

$$dq - dw = de$$

$$dw = Pdv$$

$$de = -Pdv \quad (3.5)$$

Así mismo la segunda ley de la termodinámica como (3.6)

$$ds = \frac{dq}{T} + ds_{irrev}$$

$$ds = s_2 - s_1 = 0 \quad (3.6)$$

El gas ideal es un modelo de sistema en el cual se tienen partículas esféricas con movimiento libre que entre ellas solo por colisiones perfectamente elásticas y la trayectoria libre media entre las colisiones es dependiente de la temperatura. El aire, fluido de trabajo, se considera un gas ideal [12], es decir que se comporta bajo la siguiente ecuación de estado conocida como *Ley de los gases ideales*, *Expresión 3.8*.

$$P\vartheta = RT \quad (3.8)$$

La entalpía es la propiedad que combina la energía interna y el trabajo sobre las paredes de un volumen de control (3.9)

$$h = u + P\vartheta \quad (3.9)$$

Para gases ideales esta propiedad se define como en la *Expresión 3.10*, donde la energía interna es una función de la temperatura y R es constante del gas, por lo tanto la entalpía es también solo dependiente de la temperatura.

$$h = u + RT \quad (3.10)$$

Al ser la energía interna y la entalpía solo dependientes de la temperatura los calores específicos se definen como a continuación.

$$du = C_v dT \quad dh = C_p dT$$

Y si además tenemos un gas calóricamente perfecto, es decir, donde C_p y C_v son constantes

$$u = C_v T \quad (3.11) \quad h = C_p T \quad (3.12)$$

Utilizando las *Expresiones 3.11* y *3.12* en *3.10* se obtiene

$$C_p = C_v + R \quad (3.13)$$

Y la relación entre calores específicos (3.14) se conoce como la constante de dilatación adiabática (k).

$$k = \frac{C_p}{C_v} \quad (3.14)$$

Juagando algebraicamente con la *Expresión 3.13* y *3.14* se obtiene

$$C_v = \frac{R}{k-1} \quad (3.15)$$

$$C_p = \frac{kR}{k-1} \quad (3.16)$$

Ahora se presenta un análisis aplicable para diseñar la mayoría de elementos de un túnel de viento.

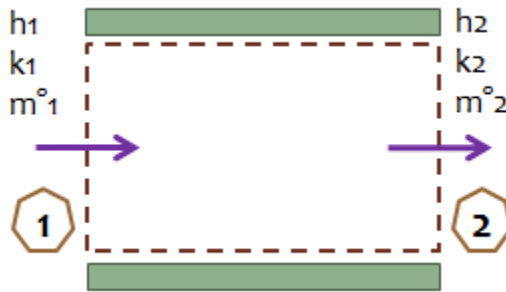


ILUSTRACIÓN 2. VOLUMEN DE CONTROL FLUIDO QUE ATRAVIESA UN DUCTO
[FUENTE PROPIA]

La ecuación de continuidad que expresa la conservación de masa del fluido en estado estacionario que fluye por el ducto se expresa como (3.17)

$$\dot{m}_1 = \dot{m}_2 = \dot{m} \quad (3.17)$$

$$\rho_1 v_1 A_1 = \rho_2 v_2 A_2$$

El balance de energía se presenta a continuación

$$\dot{E}_{in} = \dot{E}_{out}$$

$$-(h_1 + k_1)\dot{m}_1 = -(h_2 + k_2)\dot{m}_2$$

$$h_1 + k_1 = h_2 + k_2$$

$$h_{01} = h_{02}$$

$$h_0 = cte$$

Entalpia total (3.18) es entonces un nuevo término para denominar la entalpia y la energía cinética del sistema.

$$h_0 = h + \frac{v^2}{2} \quad (3.18)$$

Usando la *Expresión 3.12* en la *Expresión 3.18* se obtiene

$$T_0 = T + \frac{v^2}{2C_p} \quad (3.19)$$

Reemplazando la *Expresión 3.16* y *3.2* en la *Expresión 3.19* se consigue la conocida relación de temperatura total y estática para flujo isentrópico dependiente de la velocidad Mach.

$$\frac{T_0}{T} = 1 + \frac{(k-1)}{2} M^2 \quad (3.20)$$

En concordancia con lo anterior un proceso isentrópico para gases ideales es definido como $P\vartheta^k = cte$ (3.21).

$$P_1\vartheta_1^k = P_2\vartheta_2^k$$

$$\frac{P_1}{P_2} = \left(\frac{\vartheta_2}{\vartheta_1}\right)^k \quad (3.22)$$

Con el volumen específico, el inverso de la densidad, y la expresión anterior...

$$\vartheta = \frac{1}{\rho}$$

$$\frac{P_1}{P_2} = \left(\frac{\rho_1}{\rho_2}\right)^k \quad (3.23)$$

...se obtiene la *Expresión 3.23* que corresponde a la relación de las propiedades de presión y densidad para flujo isentrópico.

Usando de nuevo la *Expresión 3.22* y la Ley de gases ideales *Expresión 3.8*.

$$\frac{P_1}{P_2} = \left(\frac{P_1/RT_1}{P_2/RT_2}\right)^k$$

$$\frac{P_1}{P_2} = \left(\frac{P_1}{P_2}\right)^k \left(\frac{T_2}{T_1}\right)^k$$

$$\left(\frac{P_1}{P_2}\right)^{1-k} = \left(\frac{T_2}{T_1}\right)^k$$

$$\left(\frac{P_1}{P_2}\right)^{\frac{1-k}{k}} = \frac{T_2}{T_1}$$

$$\left(\frac{P_2}{P_1}\right)^{\frac{k-1}{k}} = \frac{T_2}{T_1} \quad (3.24)$$

$$\frac{P_2}{P_1} = \left(\frac{\rho_2}{\rho_1}\right)^k = \left(\frac{T_2}{T_1}\right)^{\frac{k}{k-1}} \quad (3.25)$$

La *Expresión 3.24* corresponde a la relación de las propiedades presión y temperatura para flujo isentrópico.

Utilizando la *Expresión 3.20* en la *Expresión 3.25* se obtienen la relación de presión y densidad total a estática para flujo isentrópico dependiente de la velocidad Mach.

$$\frac{P_0}{P} = \left(1 + \frac{(k-1)}{2} M^2\right)^{\frac{k}{k-1}} \quad (3.26)$$

$$\frac{\rho_0}{\rho} = \left(1 + \frac{(k-1)}{2} M^2\right)^{\frac{1}{k-1}} \quad (3.27)$$

En general las propiedades Totales o de Estancamiento corresponden entonces a llevar el fluido isentrópicamente al reposo, y se denotan con un subíndice cero.

3.3. Ondas de choque

El flujo compresible muestra naturalmente un fenómeno para altas velocidades, conocido como formación de ondas de choque. Las ondas de choque son ondas de presión abruptas ocasionadas por un objeto que viaja a mayores velocidades que la del sonido en el medio, es decir que para que se formen ondas de choque el fluido ha de haber superado la velocidad sónica. Los espesores característicos de una onda de choque son 1/1000mm.

3.3.1. Onda de choque normal

El primer tipo de onda de choque es la onda normal a la dirección del flujo. La más fuerte de las ondas que es posible formarse y se encuentra al frente de objetos de punta roma o plana.

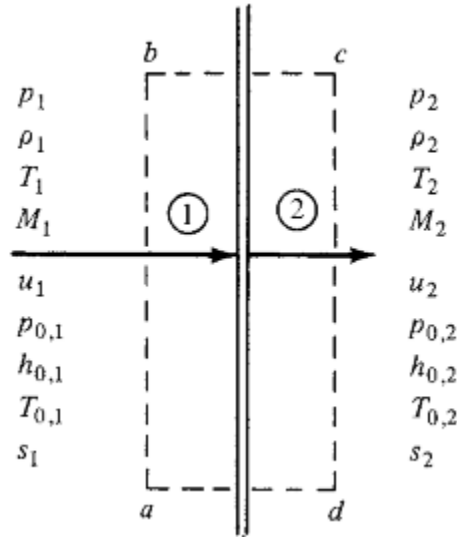


ILUSTRACIÓN 3. ESQUEMA Y VOLUMEN DE CONTROL DE UNA ONDA DE CHOQUE NORMAL
[TOMADO DE FUNDAMENTALS OF AERODYNAMICS. ANDERSON 2011] [9]

El proceso a través de una onda de choque normal es adiabático más no irreversible, ya que la onda en sí misma es una delgada región de flujo altamente viscoso. El incremento significativo de entropía justifica porque este no puede ser tratado con ecuaciones de flujo isentrópico. Entre las características más significativas de la onda normal, es que la velocidad luego de la onda es siempre subsónica; en general luego de la onda la velocidad y presión total disminuyen, densidad, presión y temperatura estática aumentan mientras que la temperatura total es constante. A continuación se presentan las ecuaciones de rigen este comportamiento, las ecuaciones de onda de choque normal:

$$M_2 = \sqrt{\frac{(k-1)M_1^2 + 2}{2kM_1^2 - (k-1)}} \quad (3.28)$$

$$\frac{P_2}{P_1} = \frac{1}{k+1} (2kM_1^2 - (k-1)) \quad (3.29)$$

$$\frac{T_2}{T_1} = (2 + (k - 1)M_1^2) \frac{(2kM_1^2 - (k - 1))}{(k + 1)^2 M_1^2} \quad (3.30)$$

$$\frac{\rho_2}{\rho_1} = \frac{V_2}{V_1} = \frac{(k + 1)M_1^2}{(k - 1)M_1^2 + 2} \quad (3.31)$$

$$\frac{A_1^*}{A_2^*} = \frac{P_{02}}{P_{01}} = \left[\frac{(k + 1)M_1^2}{(2 + (k - 1)M_1^2)} \right]^{\frac{k}{k-1}} \left[\frac{k + 1}{2kM_1^2 - (k - 1)} \right]^{\frac{1}{k-1}} \quad (3.32)$$

3.3.2. Onda de choque oblicua

El segundo tipo es la onda oblicua, esta se distingue de la anterior porque presenta una inclinación con respecto a la línea horizontal de flujo. La inclinación de la onda se conoce como ángulo de onda de choque y se representa con el símbolo β . Más ha de comprenderse que tal desviación no se produce sola sino por la geometría del objeto o ducto por el cual el fluido fluye. Objetos puntiagudos o esquinas presenta un ángulo el cual causa una respectiva desviación del flujo, este ángulo se conoce como ángulo de deflexión y se representa con el símbolo θ .

La relación entre el ángulo de deflexión y el ángulo de onda están determinado por la *Expresión 3.33*, la cual muestra es principalmente dependiente de la velocidad Mach del flujo antes de la onda.

$$\tan(\theta) = 2 \cot(\beta) \left[\frac{M_1^2 \sin(\beta - 1)}{M_1^2(k + \cos 2\beta) + 2} \right] \quad (3.33)$$

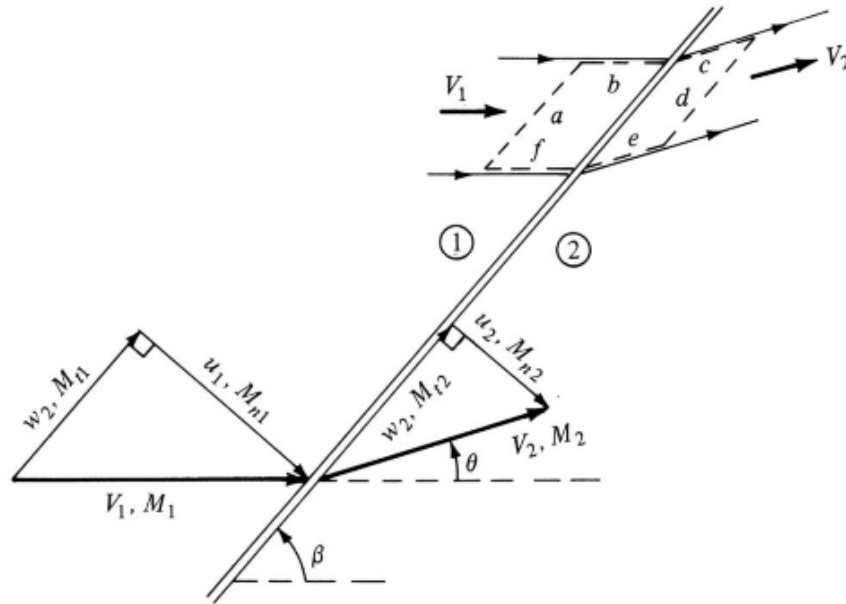


ILUSTRACIÓN 4. GEOMETRÍA Y VOLUMEN DE CONTROL DE UNA ONDA DE CHOQUE OBLICUA
[TOMADO DE FUNDAMENTALS OF AERODYNAMICS. ANDERSON 2011] [9]

Las propiedades luego de éste tipo de onda se comportan igual que el caso anterior con una sola excepción, la velocidad sigue siendo menor pero no necesariamente subsónica, es decir, el flujo luego de una onda oblicua puede ser supersónico a una velocidad menor que el flujo inicial (M_1).

Para analizar una onda oblicua se debe comprender que la componente normal de velocidad de flujo que incide en la onda (M_{n1}) se comporta como si atravesara una onda normal. Mientras que la componente transversal (M_{t1}) se conserva luego de la onda, pues esta simplemente no la ha atravesado. Por ello el flujo se deflecta el mismo ángulo que causó la formación de la onda oblicua.

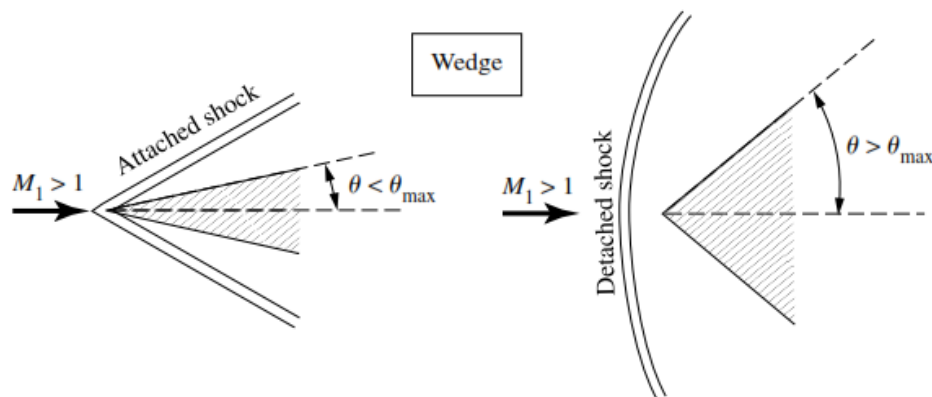


ILUSTRACIÓN 5. ONDAS DE CHOQUES FORMADAS POR CUÑAS
[TOMADO DE FUNDAMENTALS OF AERODYNAMICS. ANDERSON 2011] [9]

El ángulo de deflexión tiene gran influencia en el tipo de onda que ha de formarse. Como se observa en la *Ilustración 5*, es posible obtener ondas unidas a objeto o separadas de este. El límite se presenta en θ_{Max} , es el ángulo de deflexión para el cual existe el máximo ángulo de onda a una determinada velocidad Mach.

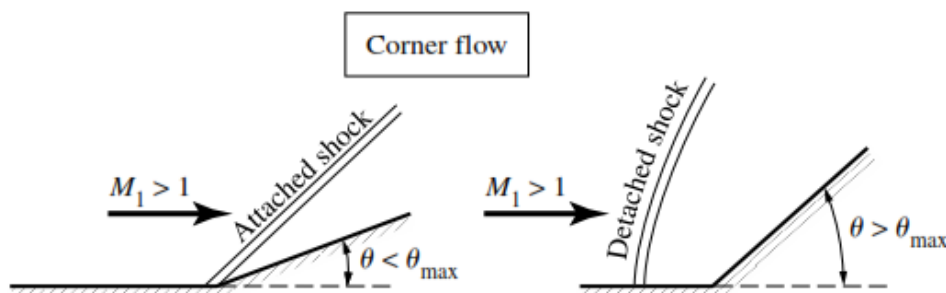


ILUSTRACIÓN 6. ONDAS DE CHOQUE FORMADAS POR ESQUINAS
[TOMADO DE FUNDAMENTALS OF AERODYNAMICS. ANDERSON 2011] [9]

Una onda de choque unida “Attached” nace en el origen de la perturbación; mientras que una onda separada “Detached” se desplaza del objeto que la formó presentando un frente que puede considerarse una onda normal al flujo incidente.

3.4. Definición de túnel de viento

Los túneles de viento son dispositivos que proveen corrientes de aire fluyendo bajo condiciones controladas, así que modelos (unidades a escala del vehículo o parte a experimentar) de interés pueden ser probados en ellos.[13]

El túnel de viento o aerodinámico es una herramienta utilizada en la investigación aerodinámica, que responde a la necesidad de experimentar el fluido (gas) en movimiento alrededor de elementos sólidos (modelos), esta herramienta es entonces un facilitador de la extrapolación de los efectos de capa límite en los objetos a escala real.[14]

3.4.1. Tipos de túneles de viento

Para entender su variedad se presenta a continuación los diferentes criterios de clasificación:

3.4.1.1. Según el tipo de circuito

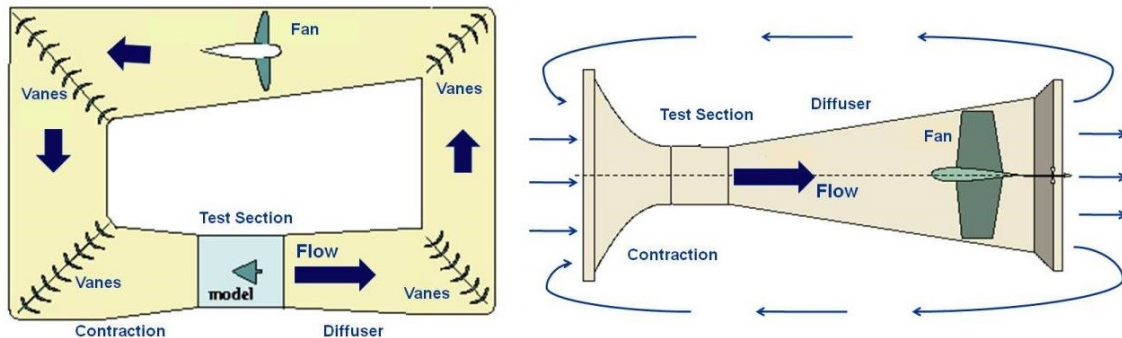


ILUSTRACIÓN 7. TÚNEL DE VIENTO EN CIRCUITO CERRADO (IZQUIERDA) Y ABIERTO (DERECHA)
[TOMADO DE [HTTPS://WWW.GRC.NASA.GOV/](https://www.grc.nasa.gov/)]

Según el tipo de circuito puede ser de tipo cerrado o abierto.

En un túnel cerrado el fluido recorre continuamente las partes del túnel logrando tener las condiciones para una determinada prueba; esta configuración también permite el desarrollo de herramientas con entornos controlados. Por otro lado un túnel de viento abierto tiene la entrada y/o salida del fluido al ambiente. [15]

3.4.1.2. Según el tipo de operación

Según el tipo de operación puede ser continuo o intermitente.

Las condiciones de prueba en un túnel de viento continuo se conservan durante el tiempo que se mantenga encendido el sistema motriz; este sistema suele ser un ventilador o turbina. A pesar de ser posible alcanzar todos los rangos de velocidad con esta configuración, en cuanto el requerimiento de velocidad aumenta lo potencia requerida puede hacerse económicamente insostenible.

Es por ello que los túneles intermitentes sacrifican el tiempo de prueba por lograr especialmente pruebas a altas velocidades, son herramientas de diseño ligeramente más simple y ganan con ello una disminución en los costos. La

diferencia de presión lograda entre inicio y salida del túnel permite que el fluido fluya a lo largo de la geometría del túnel, consiguiendo varias condiciones de pruebas en un solo equipo. Aquí se encuentran tres configuraciones.[16]

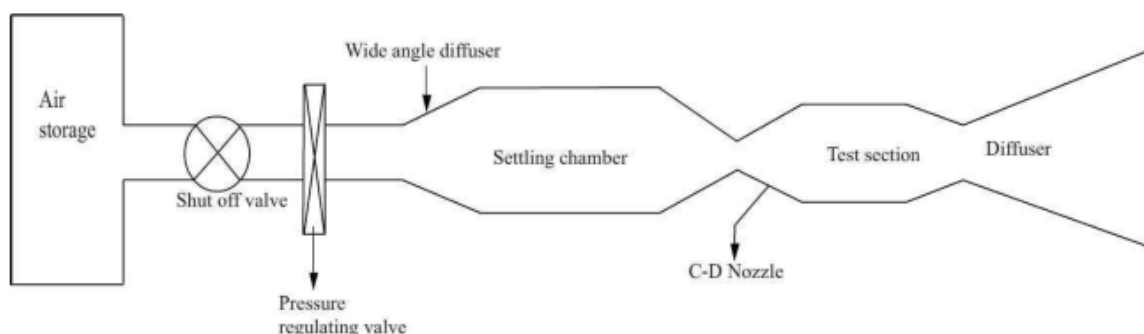


ILUSTRACIÓN 8. ESQUEMA DE TÚNEL DE VIENTO BLOWDOWN
[TOMADO DE HIGH SPEED WIND TUNNELS J. KURIAN. NPTEL] [16]

Un túnel de viento tipo Blowdown presenta una presión positiva (tanque de alta presión) aguas arriba de la cámara de pruebas y su salida es al ambiente. El rango de operación más común de esta herramienta es 0,5 y 5 Mach.[17]

TABLA 1. VENTAJAS Y DESVENTAJAS DE LOS TÚNELES DE VIENTO TIPO BLOWDOWN

Ventajas	Desventajas
Más simple de los túneles de alta velocidad y más económico de construir	Tiempo de carga puede durar demasiado
Tamaños grandes de cámara de pruebas y altos números de Mach (hasta $Ma=4$) pueden ser obtenidos	Temperatura de estancamiento variable durante el recorrido afectando el Número de Reynolds. Reynolds bajo debido a la presión estática.
Operación a presión constante y tiempos de prueba considerables pueden ser alcanzados	Carga inicial es alta y no hay manera de controlarla

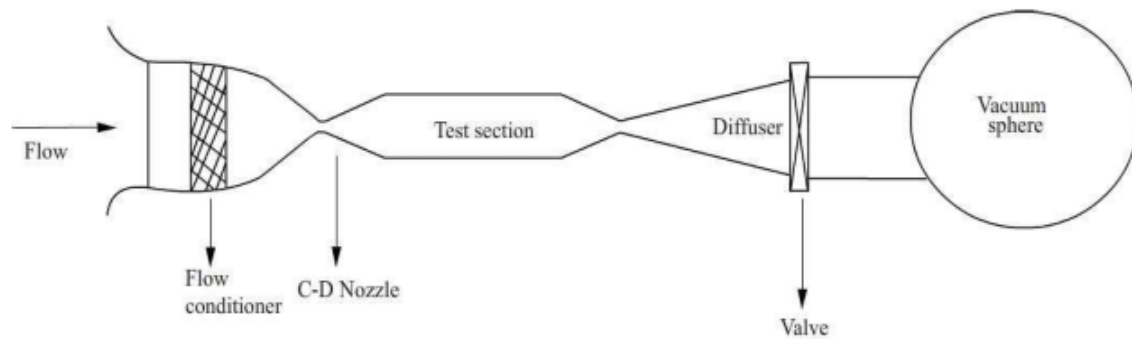


ILUSTRACIÓN 9. ESQUEMA DE TÚNEL DE VIENTO INDRAFT
[TOMADO DE HIGH SPEED WIND TUNNELS. J. KURIAN. NPTEL] [16]

Un túnel de viento tipo Indraft presenta una presión negativa (tanque de vacío) aguas abajo de la cámara de pruebas y su toma es desde el ambiente. Maneja rangos de operación similares al tipo Blowdown.

TABLA 2. VENTAJAS Y DESVENTAJAS DE LOS TÚNELES DE VIENTO TIPO INDRAFT

Ventajas	Desventajas
Presión y temperatura son constantes	Secador es ser muy grande, gran flujo másico en corta duración. Tanque de vacío es también muy grande.
No hay contaminación de aire, debido a la ubicación de la bomba	Altos números de Mach ($Ma > 2$) no son alcanzables debido al alto requerimiento de la succión.
Inicio y paradas de operación son sencillas	Reynolds muy bajo, porque la presión de estancamiento es atmosférica

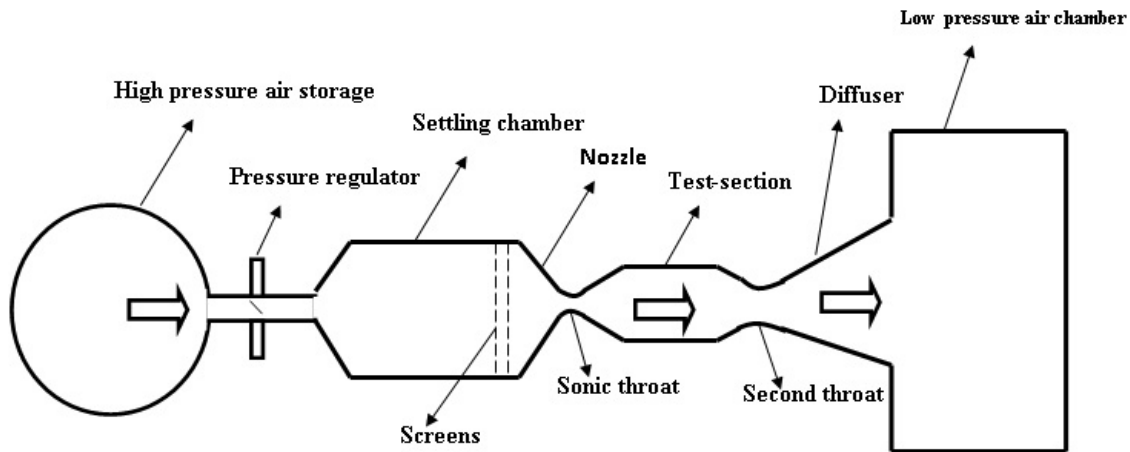


ILUSTRACIÓN 10. ESQUEMA TÚNEL DE VIENTO VACUUM-PRESSURE
[TOMADO DE [HTTP://NPTEL.AC.IN/COURSES/101103004/MODULE8/LEC2/1.HTML](http://NPTEL.AC.IN/COURSES/101103004/MODULE8/LEC2/1.HTML)]

El túnel de viento vacuum-pressure es la combinación de las dos configuraciones anteriores, es decir cuenta con un tanque de alta presión al inicio del recorrido como con un tanque de vacío al final, con el fin de alcanzar de mayores diferencia de presión, que a su vez representan velocidades mayores. Esta configuración es ideal para rango de operaciones de Mach 5 en adelante.

3.4.1.3. Según el rango de velocidad

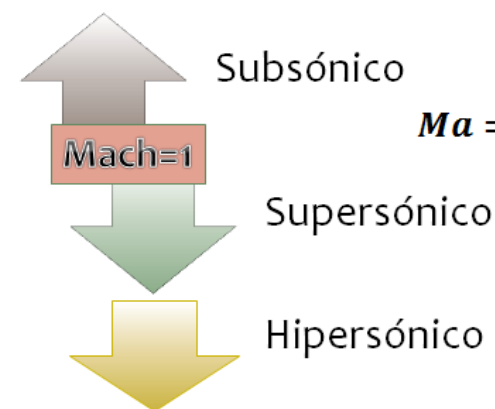


ILUSTRACIÓN 11. IMAGEN DIDÁCTICA SOBRE EL RANGO DE VELOCIDADES

[FUENTE PROPIA]

La clasificación por el rango de velocidades se da en cuatro categorías: subsónico, transónico, supersónico e hipersónico. El túnel *subsónico* tiene velocidades entre 0,1 y 0,8 Mach; el túnel *transónico* maneja números de Mach entre 0,8 y 1,2. Los túneles *supersónicos* están en el rango de velocidades entre 1,2 y 5 Mach mientras que los túneles *hipersónicos* presentan números de mach mayor de 5. Esta división en números de Mach se debe a la importancia de los efectos de la incompresibilidad del flujo. [15]

Partiendo de la categoría anterior un túnel de viento trisónico es aquel que opera en tres regímenes de velocidad (subsónico, transónico y supersónico).

4. Estado del arte

4.1. Túneles trisónicos

Como se ha expresado anteriormente un túnel de viento trisónico son las herramientas que permiten experimentar en tres regímenes de velocidad. El aire en este tipo de túneles puede ser desplazado por medio de turbina, tanques de altas presión o tanques de vacío según las necesidades y recursos de la entidad o institución. Por medio de la *Tabla 1* se presentan una base de datos los *túneles de viento trisónicos* en el mundo con sus principales características.

TABLA 1. TÚNELES DE VIENTO TRISÓNICOS EN EL MUNDO Y SUS PRINCIPALES CARACTERÍSTICAS

Nombre	Ubicación	Velocidad	Cámara	Abastecimiento
SWIFT trisonic wind tunnel [18], [19]	National University of Singapur	sub-sup (Mach 4)	1.2 x 1.2 m	8 Tanques esféricos
Trisonic Wind tunnel [20]	Institute of Aviation Warsaw	0.2 - 2.3 Mach	0.6 x 0.6 x 1.5 m	2 Tanques esféricos volumen total 2880 m ³ máx. P 6.5 atm
INCAS Trisonic wind tunnel [21]	National Institute for Aerospace Research Rumania	0.1 - 3.5 Mach	1.2 x 1.2 m	3 Tanques conectados en serie capacidad total 1985 m ³ máx. P 20 bar
Transsonischer Windkanal Göttingen (DNW-TWG) [22]	Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt DLR Göttingen	0.3 - 2.21 Mach	1 x 1 x 4.5 m	Continuo (Compresor axial 8 etapas - motor eléctrico 12MW)
Boeing Transonic Wind Tunnel (BTWT) [23]	Boeing USA	0.3 - 1.1 Mach	2.4 x 3.6 m	Continuo
Polysonic Wind Tunnel (PSWT) [23]	Boeing USA	sub-sup	1.2 x 1.2 m	Compresor-Turbina Gas/ 2 etapas compresión previa
Polysonic Wind Tunnel (PSWT) [24]	Florida State University	0.2 - 5 Mach	0.3 x 0.3 m	6 Tanques volumen total 113.6 m ³ a 34 atm
IAR 1.5 m trisonic wind tunnel [25]	National Research Council Canada	0.1 - 4.25 Mach	1.5 x 1.5 m	No información al respecto
T-38 1.5M trisonic blowdown wind tunnel [26]	Military Technical Institute Belgrade Serbia	0.2 - 4 Mach	1.5 x 1.5 m	2600 m ³ a 20 bar
1.2/0.6 m Trisonic Wind Tunnel [27]	CSIR-National Aerospace Laboratories Bengaluru India	0.2 - 4 Mach	1.2 x 1.2 m / 0.6 x 0.6 m	3600 m ³ compresores de 2-4-6 etapas

Trisonische Messstrecke Köln (TMK) [28]	Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt DLR Köln	0.5 - 5.7 Mach	0.6 x 0.6 m	<i>No información al respecto</i>
0.3 Trisonic Wind Tunnel [29]	CSIR-National Aerospace Laboratories Bengaluru India	0.2 - 4 Mach	0.3x0.3 sup/ 0.3x0.38 trans	<i>No información al respecto</i>
20-inch Supersonic Wind Tunnel (SWT) [30]	NASA Langley, USA	1.6 - 5 Mach (0.35 - 0.75 Air foils)	0.5 x 0.45 m	<i>No hay información al respecto</i>

4.2. Túneles de viento en colombia



ILUSTRACIÓN 12. TÚNEL DE VIENTO U. NACIONAL DE COLOMBIA
[TOMADO DE

[HTTP://WWW.AGENCIADENOTICIAS.UNAL.EDU.CO/NDETALLE/ARTICLE/DESARROLLAN-PRIMER-TUNEL-DEL-VIENTO-EN-COLOMBIA.HTML](http://www.agenciadenoticias.unal.edu.co/ndetalle/article/desarrollan-primer-tunel-del-viento-en-colombia.html)][31]

A conocerse en nuestro país se encuentran pocos túneles de viento, más no todos se encuentran en funcionamiento o no son de vinculación directa con la universidad. El primero que se va a citar en este momento es el considerado como el primer túnel de viento construido en Colombia, fue un proyecto desarrollado en la Universidad Nacional, impulsado por el profesor Roberto Martínez del Departamento de física, el cual es un elemento de bajo costo de construcción (6 millones de pesos) y de dimensiones pequeñas. Su cámara de pruebas es de sección cuadrada de 30 x 30 cm y alcanza velocidades máximas de 72km/h o 259,2m/s. Este túnel de circuito abierto es una herramienta para el estudio y caracterización de aviones pequeños sin tripulación y de estructuras.[32]



ILUSTRACIÓN 13. TÚNEL DE VIENTO UNIVERSIDAD DE LOS ANDES
 [TOMADO DE [HTTPS://REVISTACONTACTO.UNIANDES.EDU.CO/INDEX.PHP/EDICION/2-NUMERO1/NUMERO1/4-TUNEL-DE-VIENTO](https://revistacontacto.uniandes.edu.co/index.php/edicion/2-numero1/numero1/4-tunel-de-viento)]

Un segundo túnel de viento se encuentra en la Universidad de los Andes, considerado el túnel de mayor potencia en el país. [33] Su cámara es de sección cuadrada de 1 x 1 m por 2 m de longitud. Su construcción representó una inversión de ciento veinticinco mil dólares sin instrumentación y tiene su límite mínimo de velocidad en 180km/h o 50m/s [34]. Este túnel de circuito cerrado es una herramienta perteneciente al Laboratorio de Fluidos de Ingeniería Mecánica facilitando la experimentación en mecánica de fluidos y aerodinámica.



ILUSTRACIÓN 14. TÚNEL DE VIENTO DEL CEA
 [TOMADO DE
[HTTP://WWW.AEROCIVIL.GOV.CO/EDUCACION/CEA/SERVICIOS/LAB/PUBLISHINGIMAGES/TUNEL%20DE%20VIENTO%20I.JPG](http://www.aerocivil.gov.co/educacion/cea/servicios/lab/publishingimages/tunel%20de%20viento%20I.jpg)]

Otro túnel existente del cual no se tienen suficiente información en este momento es el que se encuentra en el Centro de Estudios de ciencias Aeronáuticas (CEA) como herramienta de laboratorio desde el 2011, pareciera ser un equipo adquirido

por la entidad de proveedores internacionales, algunos pueden tener un costo parecido al túnel de la Universidad de los Andes. Un proyecto próximo en este túnel es la implementación de laboratorio con asistencia virtual para evitar que muchas personas trabajen al tiempo en él [35].



ILUSTRACIÓN 15. TÚNEL DE VIENTO DEL EMAVI
[PROPIA]

La Escuela Militar de Aviación (EMAVI) dentro de su Centro de Investigación en Tecnología Aeroespacial cuenta con un túnel de viento de circuito cerrado, sección de pruebas de 60x60 cm, con una potencia de 15HP en el motor de hélice, la variación de la velocidad se realiza desde un micro, hasta el momento se sabe que presenta velocidades máximas de 110km/h o 396m/s. Esta herramienta se encuentra sin uso debido a problema de des financiación del laboratorio, lo que no ha permitido solucionar problemas con la adquisición de datos e instrumentación faltante. Sin embargo proyectos venideros pondrán en funcionamiento esta herramienta.

Un túnel de viento que se encuentra en la Escuela de Ingeniería Civil en la Universidad del Valle es un túnel de capa límite o cámara atmosférica, el cual se usa para simular condiciones de flujo del aire comunes en prototipos de estructuras. Maneja bajas velocidades, en un rango de 0 a 30 m/s (8,33km/h) con un ventilador de 100HP. Este túnel causó grandes expectativas en la escuela de mecánica, más su configuración actual limita las prestaciones para estudios de elementos diferentes a estructuras civiles.



ILUSTRACIÓN 16. TÚNEL DE VIENTO DE LA ESCUELA ING. CIVIL UNIVALLE
[TOMADO DE [HTTP://EICG.UNIVALLE.EDU.CO/INDEX.HTML](http://EICG.UNIVALLE.EDU.CO/INDEX.HTML)]

La *Tabla 3* presenta el acumulado de túneles de viento hasta junio del 2008 existentes en la parte occidental del planeta categorizados según el número de Mach.

TABLA 3. DISTRIBUCIÓN PRINCIPAL DE LOS TÚNELES DE VIENTO - HEMISFERIO OESTE

Ubicación	Subsónico	Supersónico	Hipersónico	Desconocido	Total
Argentina	1				1
Brasil	4		1	2	7
Canadá	6	2			8
Estados Unidos	44	28	12	5	89
TOTAL	55	30	13	7	105

[TOMADO DE WIND TUNNEL OF THE WESTERN HEMISPHERE. THE LIBRARY OF CONGRESS. AGOSTO 2008] [36]

Así mismo otro reporte de la misma línea fue publicado en agosto del 2008, presentando los túneles existentes en la parte oriental del mundo, con ello fue posible apreciar que ha sido el continente Europeo el que más ha desarrollado este elemento de investigación [23], más sigue siendo Estado Unidos el país con más número de túneles de viento. A modo comparativo se evidencia la poca disponibilidad de estas herramientas en Latinoamérica, hecho que apoya el déficit de investigación en estos países.

5. Metodología de diseño

La *Ilustración 17* presenta el diagrama con el proceso de diseño llevado a cabo. La lectura de este diagrama aporta información sobre decisiones y suposiciones tomadas a lo largo del diseño; también esta herramienta ayuda a validar que se ha cumplido con los objetivos planteados en este proyecto de grado.

Se propone una estructura metodológica de 4 etapas:

1. Definición de geometría global y alcance de pruebas
2. Cálculos aerodinámicos
3. Cálculos estructurales y selección de componentes
4. Documentación

La primera etapa comprende la idea conceptual del túnel, así como los puntos de partida concertados con los proyectos adjuntos. Seguida de esta, los cálculos aerodinámicos comprenden cada uno de procesos realizados para determinar propiedades termodinámicas, dimensiones, condiciones de operaciones entre otras características de cada una de las secciones del túnel que lo requieran. La tercera etapa comprende los cálculos o recomendaciones tenidas en cuenta para seleccionar materiales y determinar espesores de las secciones del túnel; así como se realiza la selección de componentes necesarios para operación del túnel. Para esta etapa se utilizó la norma ASME de Recipientes a presión del 2010[37] y los catálogos de proveedores. Por último la etapa de documentación hace referencia a presentación detallada del proceso y sus resultados consignados en este documento y sus respectivos anexos.

El diagrama utiliza las figuras convencionales de un diagrama de flujo con su respectivo uso, únicamente se aclara a continuación las convenciones adicionales para una mejor comprensión. Los rectángulos naranja pálido corresponden a suposiciones realizadas, los recuadros morados de línea gruesa corresponde a proceso iterativos, los rectángulos de esquinas redondeadas son hitos de los procesos anteriores a ellos y por últimos los recuadros pintados de color turquesa son necesarios para realizar el modelo CAD con las dimensiones correctas.

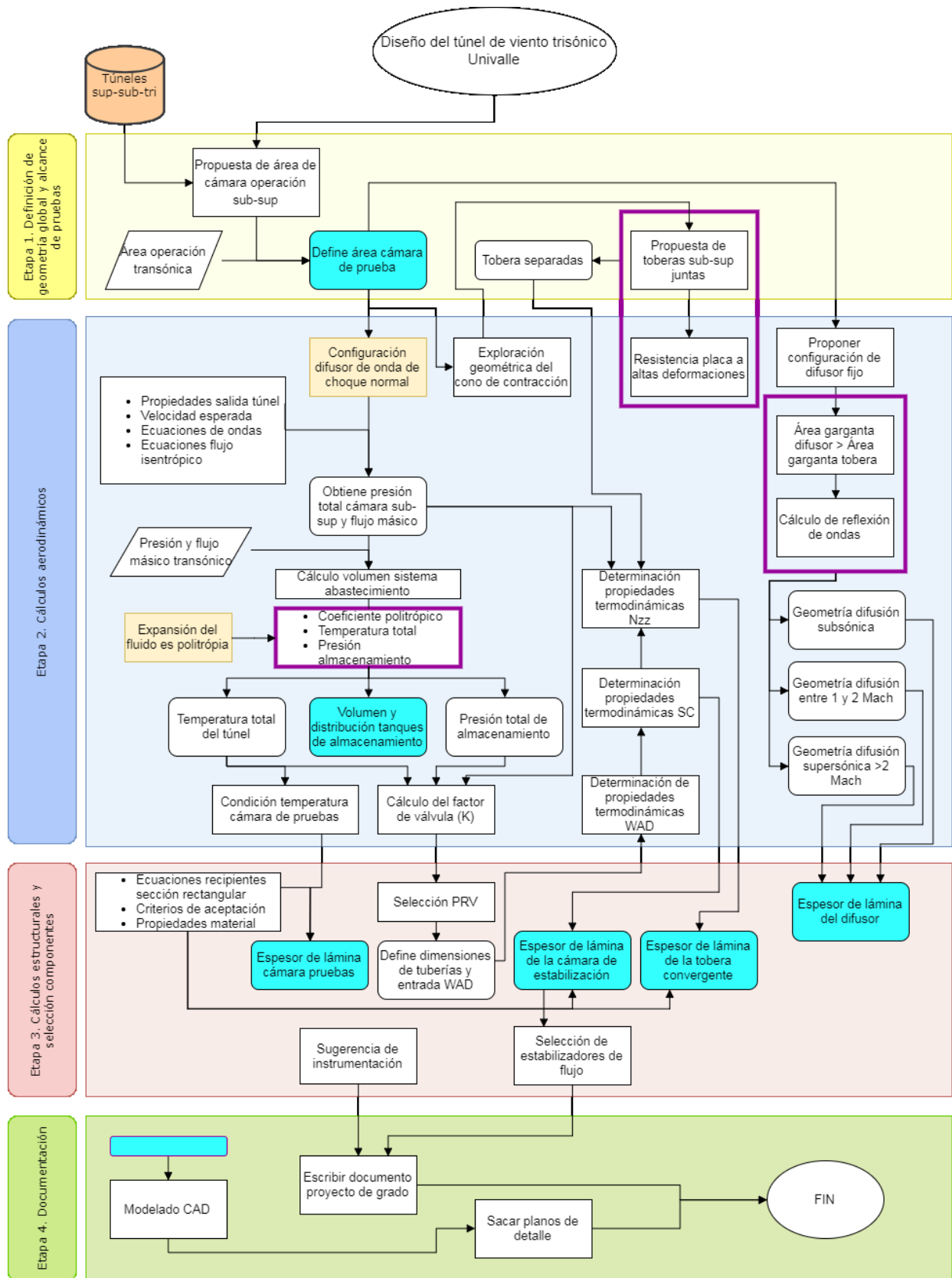


ILUSTRACIÓN 17. DIAGRAMA DE FLUJO DE LA METODOLOGÍA DE DISEÑO LLEVADA A CABO

6. Desarrollo

6.1. Normatividad en túneles de viento

En este estudio no se encontró información referente a normativas que reúnan las guías o restricciones de diseño de los mismos. Este hecho es precisamente efecto de la variabilidad entre un equipo a otro ya sea por la aplicación, fluido de operación, condiciones termodinámicas del lugar de construcción entre otros factores[10].

Por otro lado existen unos cuantos documentos desarrollados por la AIAA, American Institute of Aeronautics and Astronautics, con el fin de dar las pautas para la experimentación con túneles de vientos y/o cómo calibrarlos.

1. *Calibration of Subsonic and Transonic Wind Tunnels* [38]
2. *Wind Tunnel Testing – Part 1: Management Volume* [39]
3. *Wind Tunnel Testing – Part 2: Practitioners Volume* [40]

El primero de ellos resalta la importancia de desarrollar las prácticas de calibración adecuada para garantizar las condiciones reales de operación en la cámara de pruebas. Una herramienta calibrada da veracidad a experimentos que en ella se lleven a cabo, así como genera confianza a los clientes de los resultados o efectos encontrados. Claro está que estos procesos requieren de la existencia de la herramienta así como de los instrumentos de medición adecuados.

El segundo expresa que la experimentación en túneles de viento es un componente crítico en el desarrollo de vehículos aerodinámicos y sus tecnologías asociadas. Se reconoce que el tiempo y costos de las pruebas en túneles son significativos, más un túnel de viento es una herramienta esencial en la reducción de riesgos asociados a la producción de vehículos aéreos o desarrollo de nuevas tecnologías, pues pruebas con prototipos a tamaño real y pruebas de vuelo técnicamente riesgosas han de ser más onerosas que la experimentación en sí. El volumen anteriormente mencionado describe los aspectos amplios del desarrollo, implementación y administración de un programa de experimentación; así que provee a los administradores una serie de herramientas para la facilitar la exploración y desarrollo de un balanceado y exitoso programa de experimentación a partir de las capacidades del dispositivo, así como de los recursos existentes y posibles mercados.

El tercero provee información complementaria a la parte I, detalles en métodos exitosos que integran el desarrollo y la ejecución del programa de pruebas

relacionada principalmente con el capital humano disponible para la operación de la herramienta.

Existen normas y recomendaciones específicas para diferentes secciones del túnel, estas serán tenidas en cuenta en el capítulo de diseño de componentes, conformando paso a paso la estructura de túnel de viento trisónico de la escuela de ingeniería mecánica de Univalle TWT-UV.

6.2. Diseño de elementos de túnel

En esta sección se presenta el proceso llevado para el diseño de cada uno de los elementos de túnel. El esquema presentado en las *Ilustración 18* muestra la relación de este proyecto y los proyectos correspondientes a la cámara transónica y la tobera convergente-divergente, así como los puntos de conexión de dichos proyectos.

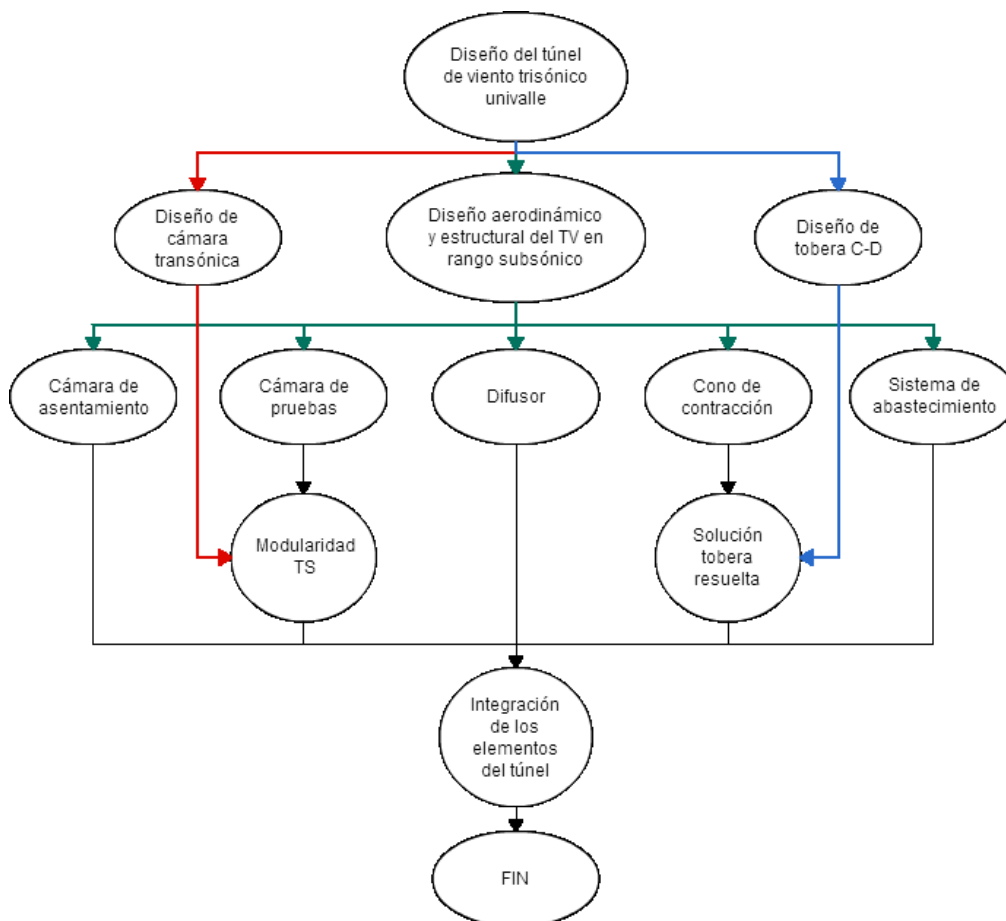


ILUSTRACIÓN 18. DIAGRAMA GENERAL DEL DISEÑO DEL TÚNEL DE VIENTO TRISÓNICO DE UNIVALLE
[FUENTE PROPIA]

A partir de ésta etapa se dan las primeras restricciones del diseño, que de manera general corresponden a:

- Aire disponible en Cali ($T_{\text{promedio}} = 23^{\circ}\text{C}$ y $P = 1\text{atm} = 90,625\text{kPa}$)
- Rango de operación 0,3 a 4 Mach
- Tiempo mínimo de prueba 30s
- Posible construcción en el edificio 344A.

Hasta este punto aún falta definir el tipo de túnel a diseñar; para ello se presenta en la *Tabla 4* la matriz de decisión entre los tipos de configuración de túneles de viento que operan hasta velocidades supersónica, es decir, tipo continuo o intermitente tipo blowdown o Indraft. Por otro lado los criterios de diseño corresponden a características relevantes dentro del proceso de diseño de un túnel de viento.

TABLA 4 . MATRIZ DE DECISIÓN SOBRE EL TIPO DE TÚNEL DE VIENTO

Criterio de diseño	Túnel continuo	Túnel tipo Blowdown	Túnel tipo Indraft
Alcance de operación	4	8	6
Requerimiento de espacio	4	6	6
Costo de fabricación	5	8	5
Seguridad	8	6	8
Pérdida por incidente	3	7	4
Impacto ambiental	5	5	5
Complejidad elementos adicionales	8	8	5
Total	39	50	41

Para esta matriz se utilizó una escala numérica del uno (1) al diez (10), donde 1 corresponde a la insatisfacción del criterio y por ende 10 es la satisfacción completa del criterio. El criterio *Alcance de operación* relaciona la capacidad de la configuración en alcanzar la velocidad máxima de 4 Mach; el *Requerimiento de espacio* comprende que la herramienta ha de ser construida en los predios de la universidad y reconoce la limitación de espacio designados por laboratorios. El *Costo de fabricación* relaciona este criterio basándose en diferente bibliografía consultada para el desarrollo del proyecto. La *Seguridad* evalúa el riesgo de tener la herramienta en operación para un estudiante, profesor, etc... La *Pérdida por*

incidente evalúa el costo material de casos como el que se despenda el modelo u otro tipo de irregularidades de operación; El *Impacto ambiental* por su parte evalúa el efecto provocado por el cambio de las propiedades del aire a la salida del túnel y/o condiciones de ruido; por último la *Complejidad de elementos adicionales* se evalúa por los requerimientos de diseño de elementos necesarios para mejorar la operación, como por ejemplo un secador de aire.

Al ver los resultados obtenidos se confirma que el tipo de configuración de túnel de viento que mejor se ajusta a las primeras restricciones de diseño es el túnel de viento tipo Blowdown. Desde este punto el que sea un túnel de viento tipo Blowdown es una restricción más dentro del proceso de diseño presentado a lo largo de este documento.

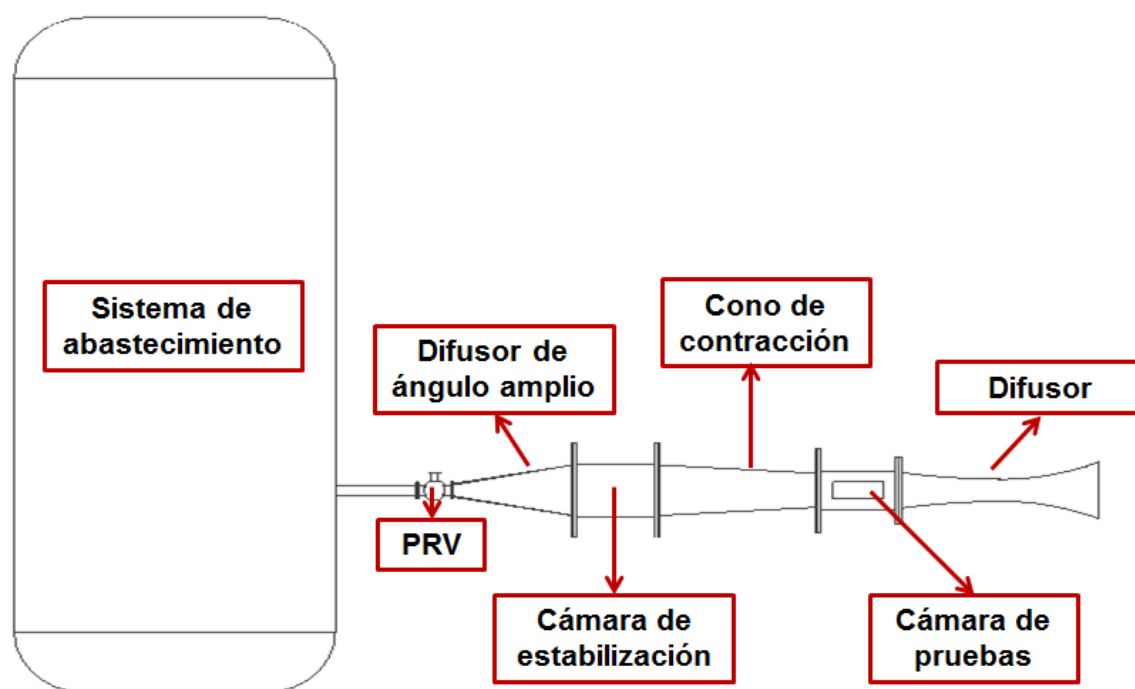


ILUSTRACIÓN 19. ESQUEMA SIMPLIFICADO DEL TWT-UV
[FUENTE PROPIA]

La *Ilustración 19* es un diagrama conceptual de la propuesta de túnel de viento tipo Blowdown presentada en este proyecto. El cono de contracción es un módulo de túnel que se acopla con la tobera convergente-divergente (C-D) cuando se desea probar en rango supersónico ($Mach > 1$). La cámara de pruebas es un segundo módulo que opera en un rango de 0,3 a 0,8 Mach y de 1,2 a 4 Mach; este módulo es intercambiable con la cámara de pruebas transónica, que se usa para el rango de operación entre velocidades 0,8 a 1,2 Mach.

6.2.1. Diseño de la cámara de pruebas

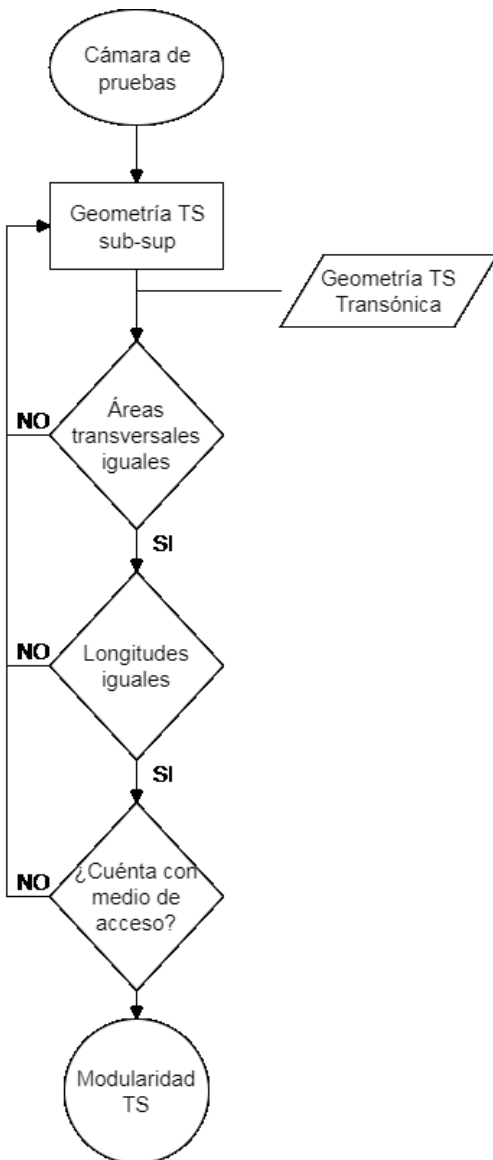


ILUSTRACIÓN 20. DIAGRAMA DE FLUJO DEL COMPONENTE CÁMARA DE PRUEBAS

[FUENTE PROPIA]

La cámara de pruebas es el elemento principal de un túnel de viento, pues es en él donde se ejecuta la labor de experimentar. La cámara de pruebas es el elemento que alberga el modelo de prueba, así como gran parte de la instrumentación que recopila la información necesaria.

La cámara de pruebas aquí tratada es la misma para funcionamiento en régimen subsónico y supersónico, debido a que la experimentación en ambos regímenes es posible con una sección de pruebas de paredes cerradas.

Este elemento es intercambiable por la cámara de pruebas transónica; razón por la cual deben guardar similitud geométrica para poder ensamblar los elementos anteriores y posteriores a ellas.

Se obtiene como solución una cámara de pruebas de sección cuadrada de 50 x50 cm; el área se definió principalmente por la limitante de que los modelos en el rango transónico deben tener un área frontal del 1% del área de la cámara de pruebas, para evitar exceder el área de bloqueo del túnel. [41] [42]

Durante la etapa del diseño de la cámara de pruebas se definen las propiedades de funcionamiento para cada corrida del túnel y se realiza en análisis estructural de este elemento.

6.2.1.1. Diseño aerodinámico de la sección de pruebas

Para encontrar el requerimiento de presión total o de estancamiento se utilizó la configuración sugerida en la literatura de “difusor de onda de choque normal” (normal shock diffuser)[9], [13], la cual considera la existencia de una onda de

choque normal al final de la cámara, teniendo así condiciones termodinámicas subsónicas de flujo luego de la onda de choque; esta suposición permite determinar el requerimiento mínimo teórico de presión total para cada una de las corridas del túnel en velocidades supersónicas. La sección *Cálculos Aerodinámicos presión total supersónico* del Anexo 1 presenta los valores correspondiente al rango de velocidad de 1 a 4 Mach variando cada 0.1 Mach; más la *Tabla 5* muestra algunos resultados para facilitar la lectura del documento.

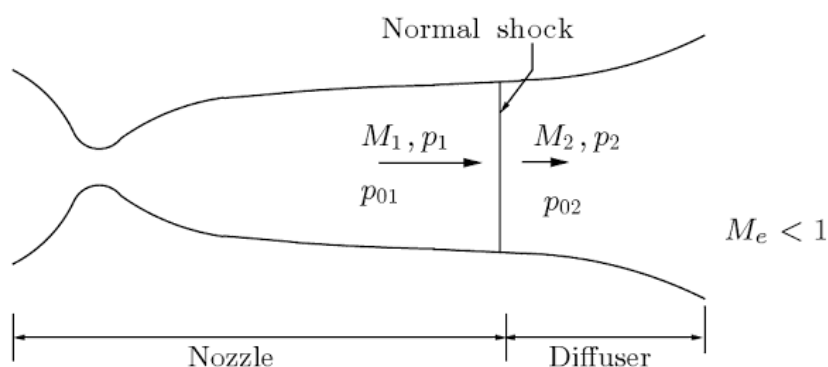


ILUSTRACIÓN 21. DIAGRAMA SIMPLIFICADO DE UN TÚNEL DE VIENTO CON DIFUSOR DE ONDA DE CHOQUE NORMAL
[TOMADO DE APPLIED GAS DYNAMICS. RATHAKRISHNAN 2010][13]

TABLA 5. PRESIÓN TOTAL DE PRUEBA BAJO CONDICIÓN DE ONDA DE CHOQUE NORMAL

Mach	Presión total (atm)	Presión total (kPa)
1	1,8929	171,6016
1,5	1,4933	135,3737
2	1,7388	157,6261
2,5	2,3980	217,3907
3	3,5548	322,2550
3,5	5,3998	489,5143
4	8,2073	744,0254

Por otro lado también se requiere establecer la condición de presión total de prueba para operación subsónica. Para el rango subsónico el flujo no supera la velocidad sónica en ningún punto del túnel, es decir, el aire recorre el túnel isentrópicamente. Los valores obtenidos se presentan en la *Tabla 6.*, y el proceso realizado en la sección *Cálculos aerodinámicos rango subsónico* del Anexo 1.

TABLA 6. PRESIÓN TOTAL DE PRUEBA PARA RANGO SUBSÓNICO

Mach	Presión total (atm)	Presión total (kPa)
0,3	1,0644	96,4949
0,4	1,1166	101,2199
0,5	1,1862	107,5349
0,6	1,2755	115,6295
0,7	1,3871	125,7463
0,8	1,5243	138,1875
0,9	1,6913	153,3234
1	1,8929	171,6016

Otra propiedad de importancia para determinar en la etapa de diseño de la sección de pruebas es la temperatura total. La temperatura no puede ser calculada bajo la consideración de onda de choque al final de la cámara de pruebas porque, como ya se introdujo, las ondas de choque son adiabáticas, es decir la temperatura total es constante a través de ellas. Por ello si el túnel operara a una temperatura de estancamiento igual a la atmosférica la temperatura estática de operación serían severamente bajas presentando grandes limitaciones al material y es difícil controlar presión y temperatura cuando corresponden a estados termodinámicos significativamente distantes.

Inicialmente se consideró utilizar el valor de temperatura correspondiente a la presión hallada en el cálculo anterior (sección *Compresión Adiabática* del Anexo 1), pero estas temperaturas presentaban varios inconvenientes que serán discutidos posteriormente en diseño del sistema de abastecimiento. Téngase en cuenta que el análisis utilizado se rige por comportamiento de flujo isentrópico y los pasos por las válvulas se consideran procesos adiabáticos lo que implica que la temperatura total es constante en todo punto del túnel de viento. Se comprende así que la temperatura debe definirse con las condiciones de almacenamiento de tanque y en concordancia con lo discutido en la sección 6.2.3 se establece temperatura de estancamiento del túnel en 500 K.

Conociendo la temperatura y presiones totales se procede a calcular el flujo másico requerido para operación de la herramienta investigativa, por tanto este valor no es sólo característico de la cámara de pruebas; con una mirada macro el túnel de viento es un ducto sin pérdidas de flujo, es decir, el flujo másico ($\dot{m}$) es constante en todo el recorrido.

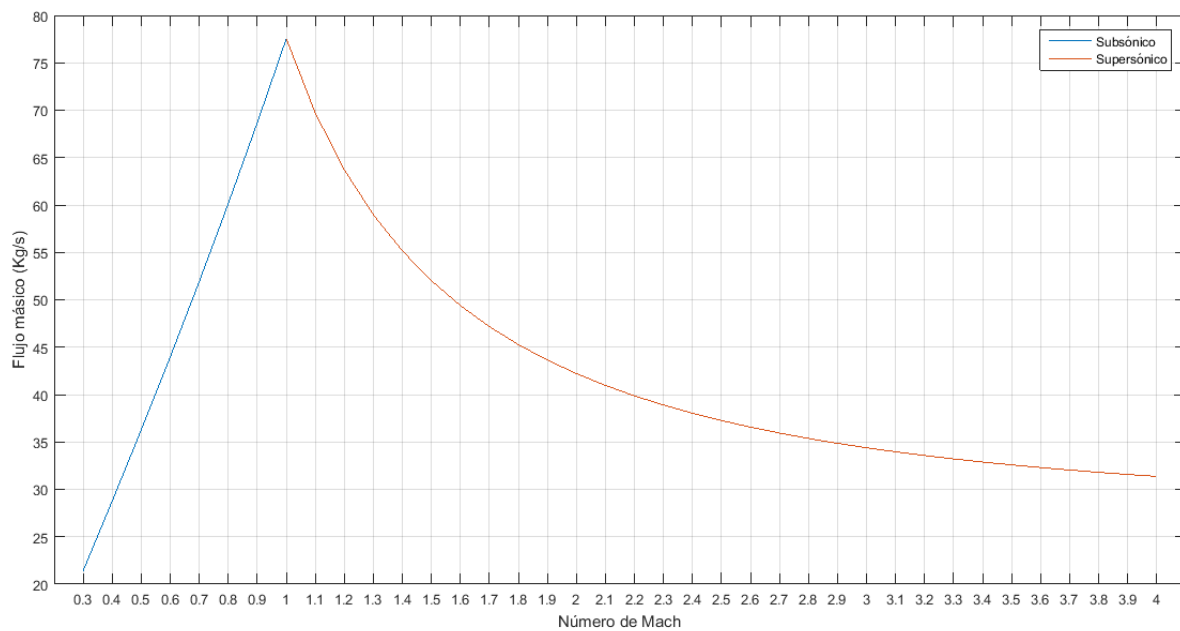
$$\dot{m} = \rho v A \quad (6.1)$$

Utilizando la *Expresión 6.1* se encontraron los valores de flujo másico, proceso registrado en la sección *Flujo másico supersónico* del Anexo 1. Tales valores

también es posible hallarlos con la *Expresión 6.2*, la cual se encuentra registrada en la literatura para un gas que fluye isentrópicamente. [9], [11], [13], [43]

$$\frac{\dot{m}}{A} = \sqrt{\frac{k}{R}} \frac{P_0}{\sqrt{T_0}} M \left(1 + \frac{k-1}{2} M^2 \right)^{\frac{-(1+k)}{2(k-1)}} \quad (6.2)$$

GRÁFICA 1. FLUJO MÁSICO VS. NÚMERO DE MACH



En la *Gráfica 1* se evidencia lo que a primera vista sería un comportamiento no esperado, pero si analizamos la expresión (6.1) vemos tanto velocidad como densidad son directamente proporcionales al flujo másico. Ciertamente es que a mayores velocidades el flujo másico aumenta, así como aumenta la velocidad la densidad en un fluido compresible disminuye. [9] Entonces se evidencia que desde la velocidad sónica en adelante la variación de densidad ejerce mayor influencia que el aumento mismo de la velocidad, ocasionando tal disminución de flujo másico a altas velocidades. [11]

6.2.1.2. *Diseño estructural de la sección de pruebas*

Para completar las especificaciones del componente cámara de pruebas del TWT-UV se procede a realizar el análisis estructural del mismo. La norma utilizada para tal fin es el código ASME para calderas y recipientes presión 2010 (BPVC). [37]

El material seleccionado fue el acero inoxidable AISI 304 (ASME 240). Los criterios utilizados para su selección son sus propiedades de alta ductilidad, alta resistencia, amplia variedad de aplicaciones; principalmente en recipientes a presión incluso de características criogénicas. [44] El rango de temperaturas criogénico inicia para algunos científicos en -150°C y para otros en -180°C ; los gases que tienen un punto de licuefacción menor a estas temperaturas son considerados criogénicos, es decir el aire es un fluido criogénico común.[45] El hecho de que el material AISI 304 trabaje aún en rango criogénico garantiza que es el material soporta la condición de temperatura mínima de aire en la cámara de pruebas ($-154,1^{\circ}\text{C}$). Se le suma a los aspectos anteriores el hecho de que se encuentren diferentes proveedores nacionales de este material.

En la Tabla 5A de la Sección II - Parte D - Subparte I del BPVC se encuentran las propiedades del material seleccionado, las cuales se presentan a continuación.

TABLA 7. PROPIEDADES MECÁNICAS DEL AISI 304 (SA 240 18Cr-8Ni)

Resistencia a la tracción	515 MPa
Resistencia a la fluencia	205 MPa
Temperatura máxima de operación	816 °C
Máximo esfuerzo permisible a 225°C	125 MPa
Máximo esfuerzo permisible a $-30/-40^{\circ}\text{C}$	138 MPa

Cabe recordar que la presión de diseño (P) es la condición más severa en operación normal, es decir, la máxima diferencia en presión entre en interior y el exterior del recipiente (UG-21 Sección VIII-División 1 del BPVC). Mientras que las temperaturas de diseño serán las temperaturas más alta y más baja esperadas bajo operación (UG-20 Sección VIII-División 1 del BPVC). Ninguna de las dos temperaturas debe exceder los límites correspondientes del material. Las condiciones de operación de la cámara de pruebas se presentan a continuación.

TABLA 8. PROPIEDADES DE DISEÑO DE LA CÁMARA DE PRUEBAS

Presión de diseño	-85,7538 kPa
Temperatura máxima a 0,3 Ma	491,159 K (218,009 °C)
Temperatura mínima a 4 Ma	119,05 K (-154,1°C)

El apéndice 13 de la Sección VIII-División 1 del BPVC reúne los requerimientos de diseño de recipientes a presión de secciones transversales no circulares. La configuración geométrica seleccionada para la cámara de pruebas es un recipiente de sección rectangular donde dos lados opuestos pueden tener un espesor distinto al de los otros dos, como se muestra en la *Ilustración 22*.

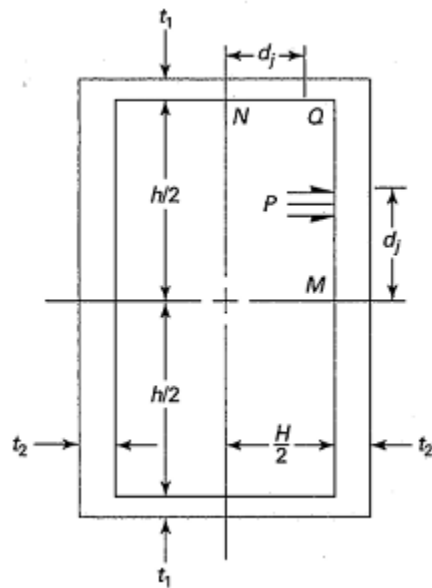


ILUSTRACIÓN 22. RECIPIENTE DE SECCIÓN TRANSVERSAL RECTANGULAR TIPO I

[TOMADO DE BPVC 2010-2011] [37]

Considerando los cordones de soldadura en las esquinas de la cámara se determinó el factor de eficiencia de soldadura (E) para la localización Q de la *Ilustración 22*. El factor de eficiencia de soldadura se define como una cantidad numérica que multiplica el esfuerzo permisible del material para incluir los efectos de soldadura. El valor de dicho factor depende de solo del tipo de soldadura y en cierta medida al grado de inspección; este valor se obtiene de la Tabla UW-12 de la Sección VIII del código ASME. Proponiendo uniones a tope con grado completo de inspección el valor del factor E es 1; cabe hacer notar que las uniones a tope

sometidas a compresión, como las esquinas de la cámara bajo la presión de diseño, tienen también un factor E igual a la unidad.

El análisis sugerido en la norma se basa en cálculos de esfuerzos de membrana (S_m) y esfuerzos de flexión (S_b) en cada punto crítico de la estructura, evaluados tanto en la superficie interna como externa de la placa. El caso particular aquí tratado es un recipiente de sección transversal cuadrada con lados de igual espesor. Los criterios de aceptación establecidos por la norma dictan que el esfuerzo de membrana no debe exceder el esfuerzo permisible del material (S) y la suma del esfuerzo de membrana con cada esfuerzo de flexión lo equivalente a 1,5 veces dicho esfuerzo.

El *Anexo 2* contiene las ecuaciones para recipientes no reforzados de sección rectangular. El proceso de encontrar el espesor de pared que cumple con los criterios de aceptación es iterativo, se realizó y utilizó un programa en Matlab, el resultado de este es un espesor mínimo de 7,26 mm. El espesor comercial de lámina de AISI 304 más cercano proveído es 7,5 mm (Imporinox), el cual debe ser solicitado, de lo contrario el espesor del cual hay disponibilidad es de 3/8" (9mm).

Los resultados de esfuerzos obtenidos con el espesor de 7,5 mm son presentados en la *Tabla 9*.

TABLA 9. ESFUERZO DE MEMBRANA Y FLEXIÓN RESULTANTES EN LAS LOCALIZACIONES CRÍTICAS DE LA CÁMARA DE PRUEBAS

	Esfuerzos (kPa)		
	S_m	S_b Interno	S_b Externo
Localización N	-2858,5	9,5283E+04	-9,5283E+04
Localización Q		-1,9056E+05	1,9056E+05

6.2.2. Diseño del sistema de abastecimiento

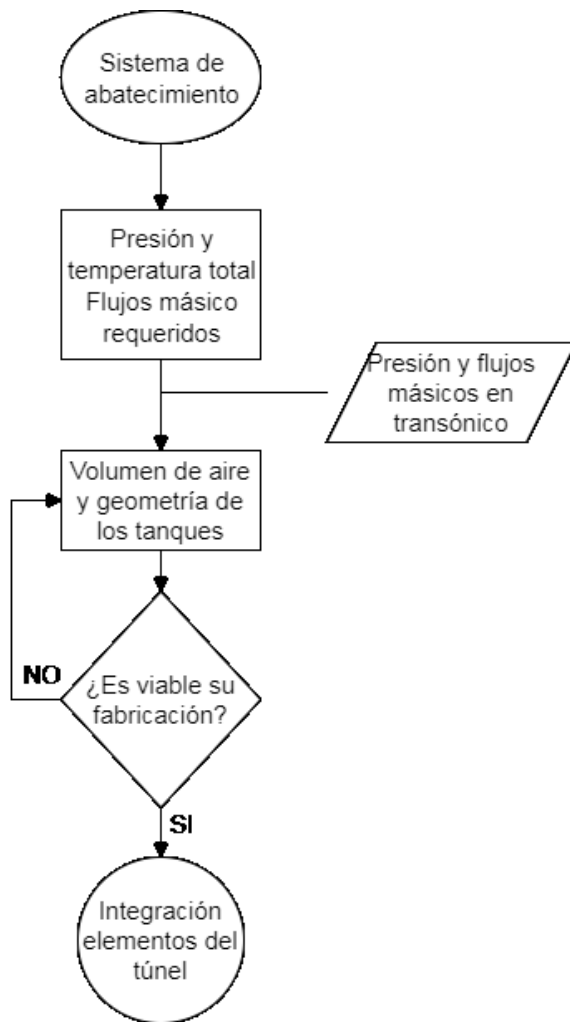


ILUSTRACIÓN 23. DIAGRAMA DE FLUJO DEL COMPONENTE SISTEMA DE ABASTECIMIENTO

[FUENTE PROPIA]

El sistema de abastecimiento es el elemento motriz del TWT-UV. Como se ha nombrado con anterioridad, el fluido dentro de este túnel será desplazado gracias a la diferencia de presiones entre un tanque de presión positiva aguas arriba de la cámara de pruebas y la salida del túnel a presiones atmosféricas (Túnel de viento tipo blowdown).

Para esta etapa se tiene en cuenta las condiciones de operación en rango transónico (0,8 a 1,2); estas se presentan a continuación.

Presión total: 430,6540 kPa

Temperatura total: 338,15 K

Flujo másico: 181,31-185,36 Kg/s

Teniendo en cuenta también las propiedades de corrida del túnel (velocidades subsónicas y supersónicas) se procede saber cuál es el volumen a almacenar que garantiza tales condiciones a un determinado tiempo de prueba, para ello existe una ecuación que relaciona las propiedades del fluido desde el tanque hasta las condiciones de prueba en un proceso politrópico de descarga de un reservorio a presión. [13]

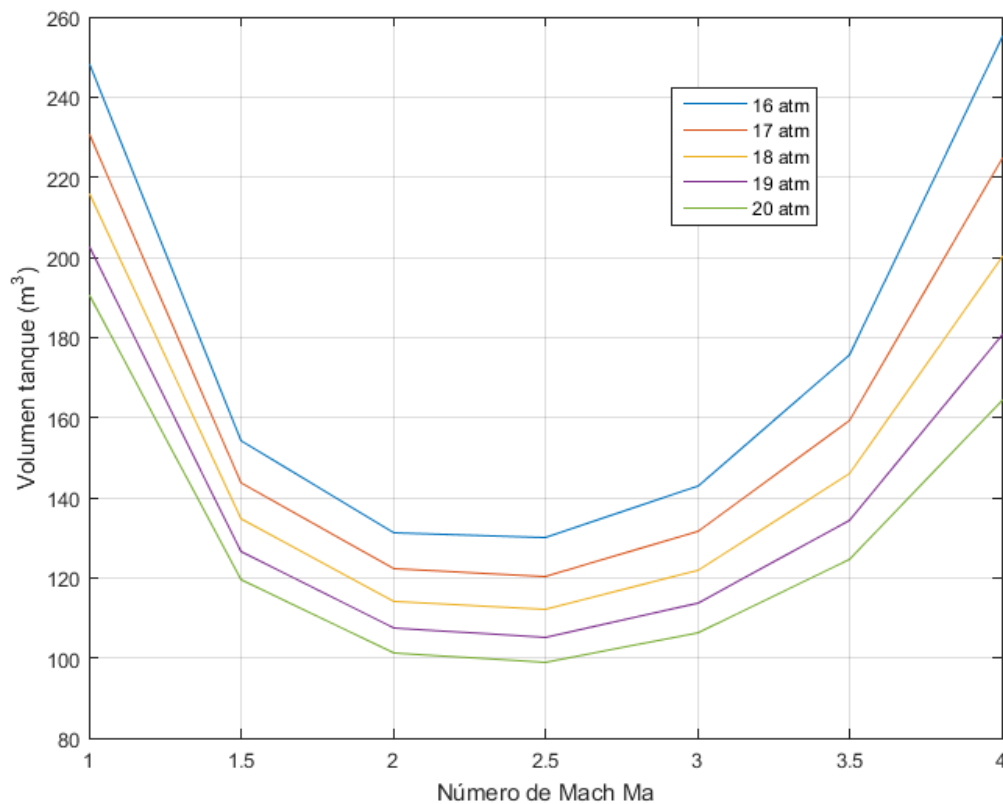
El subíndice “T” se refiere al tanque y “0” a total o de corrida del túnel.

$$V_T = \frac{t\dot{m}RT_T}{P_T} \left[1 - \left(\frac{P_0}{P_T} \right)^{\frac{1}{n}} \right]^{-1} \quad (6.3)$$

La mayoría de sistemas de abastecimiento para túneles supersónicos o trisónicos son llevados a 300 psi (20 atm), es por ello que primeramente se calculó cuál sería el requerimiento de volumen a condiciones cercanas de presión. Para este caso

se tomó la temperatura correspondiente a cada presión total. La gráfica muestra este primer acercamiento.

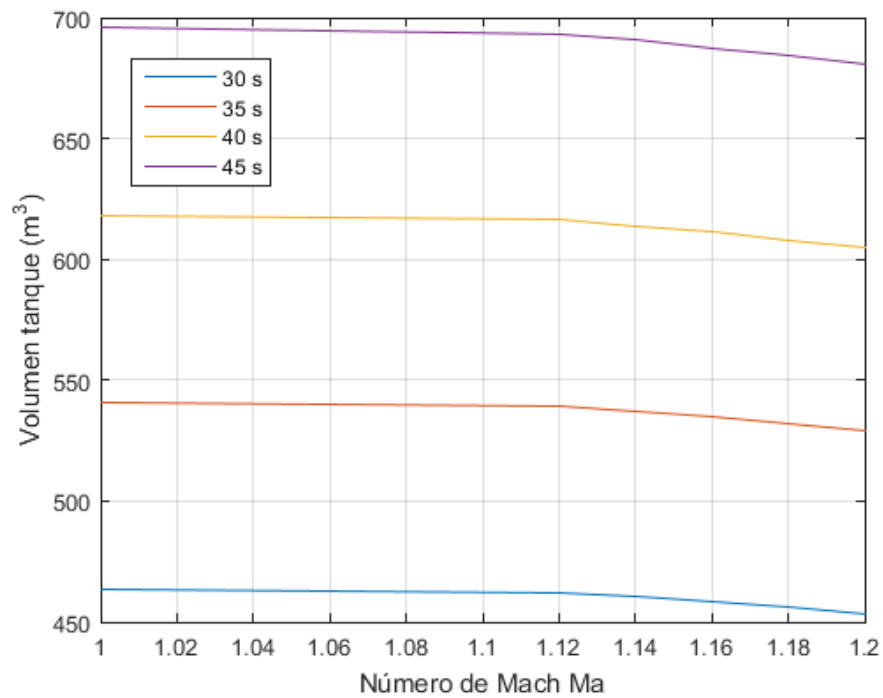
GRÁFICA 2. VOLUMEN REQUERIDO VS. VELOCIDAD SUPERSÓNICA PARA PRUEBAS A 30s DE DURACIÓN



De aquí se aprecia que el requerimiento se hace más grande en los valores de Mach cercanos a la unidad, lo que lleva a incluir con certeza las condiciones en rango transónico utilizando las propiedades definidas y ya presentadas en el proyecto de grado aliado de la cámara transónica.

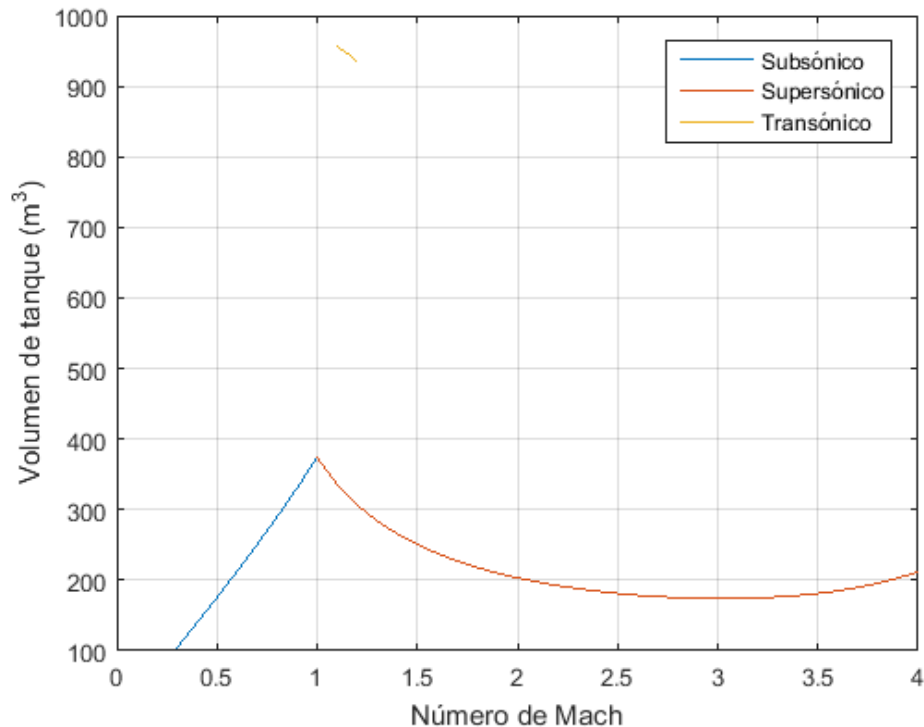
Para la *Gráfica 3* se utilizó presión del tanque a 20 atm, temperatura total del rango transónico y se varió el parámetro tiempo. En la gráfica se aprecia que hay mayor requerimiento en el rango transónico, velocidades cercanas a 1 Mach, provocando que el tiempo de pruebas más cortos (30s) sean restringidos a este rango.

GRÁFICA 3. VOLUMEN REQUERIDO VS. VELOCIDAD PARA RANGO TRANSÓNICO



Retornando a la *Expresión 6.3* la temperatura debe ser la temperatura de almacenamiento del tanque, es por ello que utilizar la temperatura de estancamiento de cada corrida no es realmente un estado fácil de obtener en el tanque. Por ello se prueba con la temperatura alcanzada por comprimir adiabáticamente el aire a 20 atm desde la atmosfera, esta temperatura es 697 K.

GRÁFICA 4. VOLUMEN REQUERIDO VS. VELOCIDAD DE OPERACIÓN PARA PRUEBAS A 30S Y TANQUE A 20 ATM Y 697K



En el caso para el cual se tuviera un tanque perfectamente aislado podría pensarse que 697 K, correspondiente a las 20 atm de almacenamiento, es una temperatura adecuada; pero realmente el proceso de compresión a tal dimensión puede tardar alrededor de una hora y la transferencia de calor con el medio hará que la temperatura descienda.

Frente a los valores obtenidos bajo las condiciones tomadas para la *Gráfica 4* se presentan dos complicaciones: primero es demasiado volumen a almacenar y se ha de recordar que este proyecto tiene una limitación de espacio a utilizar y segundo los valores más altos de presión de corrida provocan que bajo ciertas corridas la temperatura no logre estar en un rango adecuado de operación de válvula controladora. Por los motivos anteriores se decide almacenar el aire a condiciones diferentes a las convencionales (20 atm).

Se considera para esta propuesta tres aspectos adicionales relacionados con la influencia del coeficiente politrópico, la temperatura y la presión de almacenamiento; a partir de los cuales se determinaron las condiciones del tanque y su geometría.

6.2.2.1. Influencia del coeficiente politrópico

Para determinar la corrida del túnel se han hecho hasta el momento unas cuantas asunciones. La principal de ella es que la expansión del aire a lo largo del túnel es isentrópico, pero en este punto otra es la protagonista “la expansión del gas en el tanque de almacenamiento es politrópica”. [13]

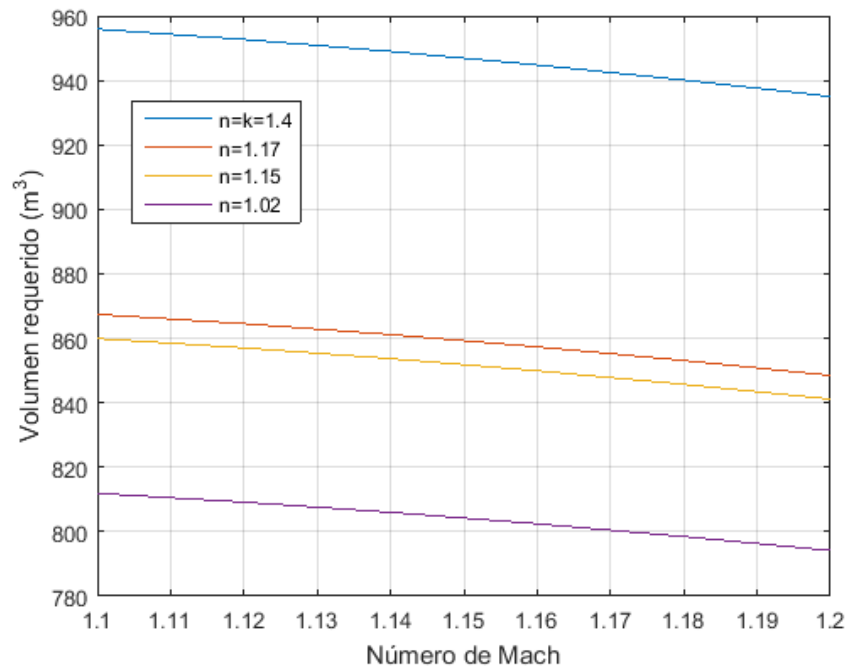
Esta suposición determina que la presión del tanque de almacenamiento cae acorde a un proceso politrópico $PV^n = constante$. El término n se conoce como coeficiente politrópico y puede tomar valores entre la unidad hasta el coeficiente de dilatación adiabática ($1 \leq n \leq k$). Para corridas de túnel de corta duración con altas tasas de flujo másico el coeficiente politrópico es 1,4, mientras que para largas duraciones de corrida y masa térmica en el tanque el coeficiente politrópico se aproxima a 1.

El valor apropiado del coeficiente politrópico utilizado en la *Expresión 6.3* depende de la tasa a la cual es utilizado el aire almacenado a alta presión, de la cantidad de aire y de la forma del tanque de almacenamiento. El valor de n tiende a 1,4 en si tanque se aproxima a una forma esférica. O si se añade un sistema que force a que la expansión se acerque al proceso isotérmico, el coeficiente tiende a 1. [13]

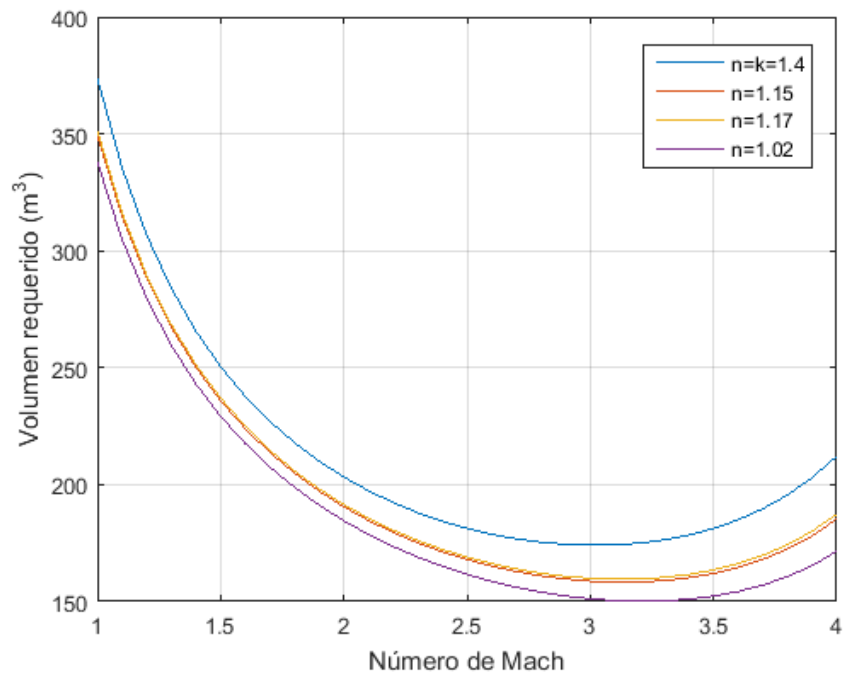
Para hacer tal comparación se utilizaron los datos obtenidos a partir de un modelo experimental desarrollado para el estudio del clásico problema de carga y descarga de un tanque presurizado. [46] En las gráficas siguientes (*Gráfica 5 y 6*) se aprecia que a menor coeficiente politrópico se ve disminuido el requerimiento de volumen para una determinada corrida. Lo cual es un hecho bastante ventajoso para el sistema, pues determinando un coeficiente más cercano al comportamiento real se puede lograr una disminución significativa en el volumen a almacenar o en su defecto conservando el volumen calculado, obtener mayores tiempos de prueba. También se puede apreciar que el rango transónico de operación es más sensible que el rango supersónico a la manipulación de este parámetro.

Bajo consideraciones de diseño, los resultados presentados de aquí en adelante respecto al volumen utilizan el coeficiente n igual a k , ya que corresponde a la condición máxima de requerimiento de volumen que podría obtenerse dependiendo de este parámetro.

GRÁFICA 5. VOLUMEN REQUERIDO VS. VELOCIDAD CON PROPIEDADES DE TANQUE 20 ATM Y 695K
VARIANDO COEFICIENTE POLITRÓPICO (A) PARA RANGO TRANSÓNICO (B) PARA RANGO SUPERSÓNICO



(A)

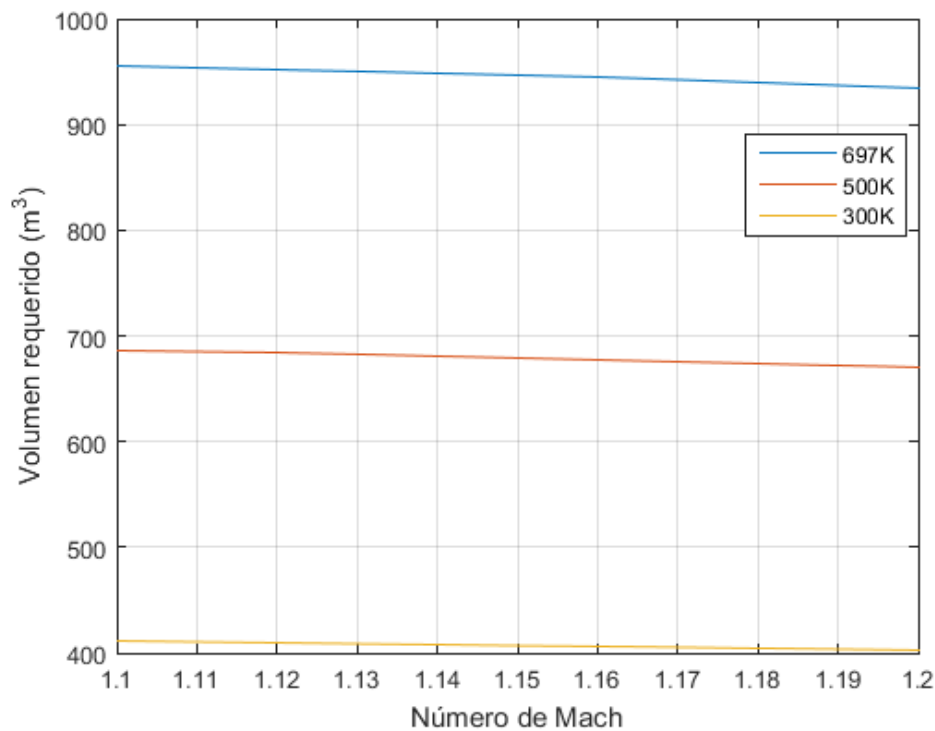


(B)

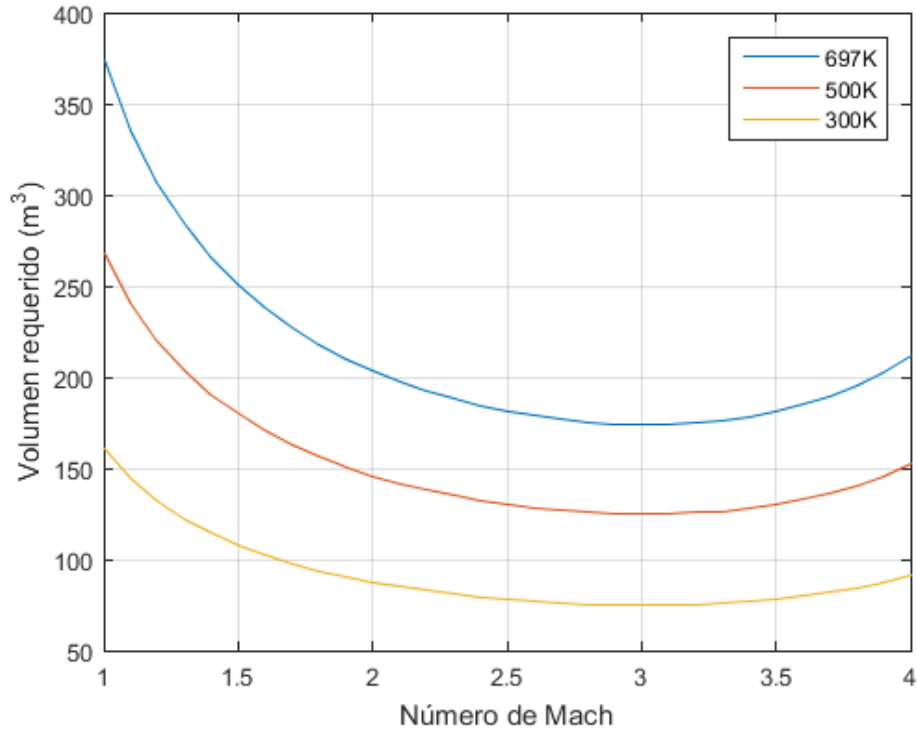
6.2.2.2. Influencia de la temperatura

A primera vista no habría mucho que considerar frente a la temperatura, si el único objetivo fuera disminuir el volumen requerido, ya que la temperatura es directamente proporcional al volumen. En cuanto a mayor temperatura esté el fluido más volumen va a requerir para almacenar una misma cantidad de masa que si estuviera a una menor.

GRÁFICA 6. VOLUMEN REQUERIDO VS. VELOCIDAD BAJO PRUEBAS A 30S Y 20 ATM VARIANDO TEMPERATURA EN EL TANQUE DE ALMACENAMIENTO (A) PARA RANGO TRANSÓNICO (B) PARA RANGO SUPERSÓNICO



(A)



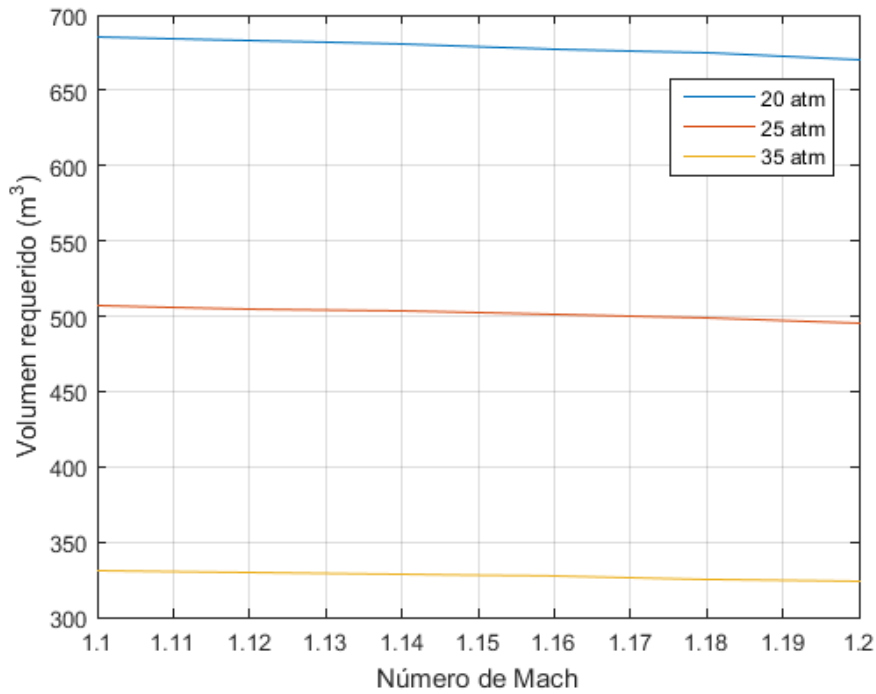
(B)

Un valor de 300 K es entonces muy bajo, pues la temperatura sensible luego de la expansión del fluido y las velocidades que el flujo alcanzaría implican temperaturas mínimas de 71,42 K (-201,72 °C) comprometiendo significativamente la capacidad de material (Ver 6.2.1). Por otro lado con temperatura de almacenamiento de 500 K la temperatura estática más baja que se alcanzaría, correspondiente a un flujo a velocidad 4 Mach, es 119,05 K (-154,01 °C).

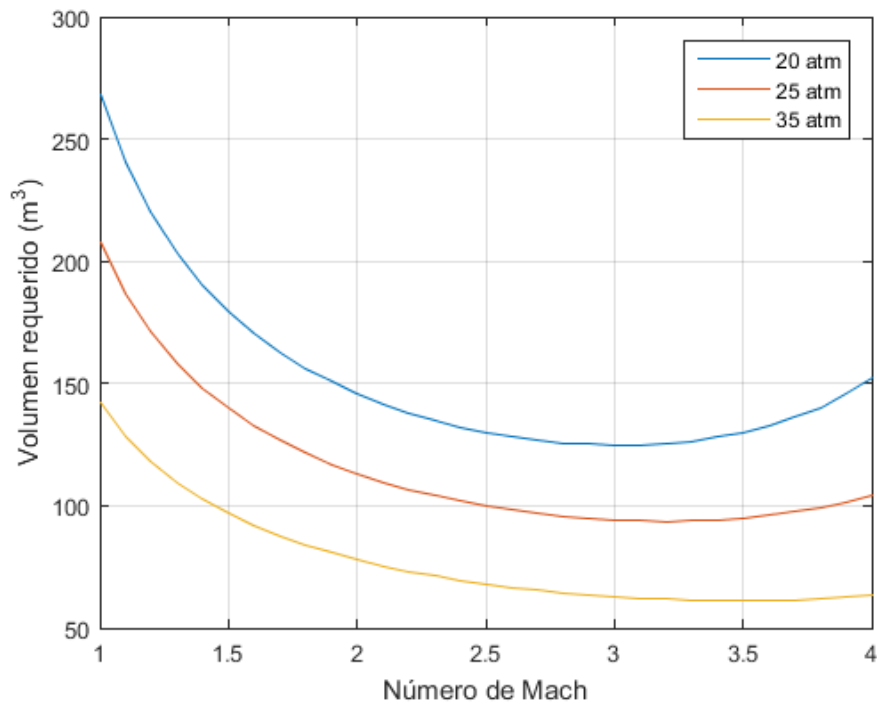
6.2.2.3. Influencia de la presión de almacenamiento

Como se ha notado en la *Gráfica 2.*, en la cual se modificó la presión del tanque de 16 a 20 atm, la presión se comporta inversamente proporcional al volumen requerido, es decir en cuanto más alta sea la presión en el tanque menos volumen se requiere para almacenar una misma cantidad de masa de aire que uno que se encuentra a un presión menor.

GRÁFICA 7. VOLUMEN REQUERIDO VS. VELOCIDAD BAJO PRUEBAS A 30s Y 500 K VARIANDO PRESIÓN EN EL TANQUE DE ALMACENAMIENTO (A) PARA RANGO TRANSÓNICO (B) PARA RANGO SUPERSÓNICO



(A)



(B)

Para esta etapa se modificó de nuevo el parámetro presión en un rango más amplio; según la literatura [13] a pesar de que en su mayoría los túneles manejan presiones máximas en el sistema de abastecimiento de 2MPa, es posible aumentar esta presión hasta 15MPa si es necesario para espacios reducidos. El túnel trisónico del *Florida State University* [24] presentó durante su etapa de diseño la misma limitación, razón por la cual la presión de su sistema de abastecimiento es de 35 atm.

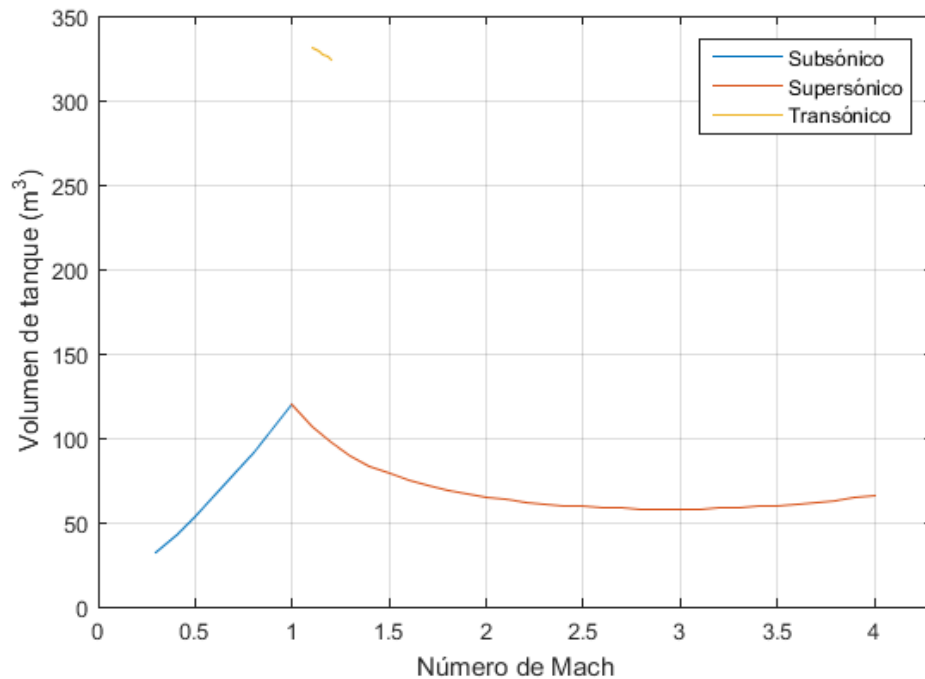
Aún a 20 atm y la consideración de temperatura y coeficiente politrópico tratado anteriormente el volumen requerido se establece en 685,73 m³ de aire, siendo este aún muy alto. En la *Gráfica 7* es posible apreciar lo significativo que es la reducción del volumen al llevar el gas de 20 atm hasta 35 atm. Las 35 atm es un valor relativamente alto de presión, pero aun así es posible encontrar válvulas reguladoras de presión industriales que soporten este parámetro; para presiones más altas el mercado de válvulas se ve muy limitado. La búsqueda de la válvula será discutida en la *sección 6.2.3*.

6.2.2.4. *Determinación de las condiciones del tanque y su volumen*

Luego de explorar varias posibilidades se definen las condiciones de almacenamiento del tanque en 35 atm (3172,9 kPa) y 500 K. La *Gráfica 8* muestra el requerimiento de volumen bajo ésta definición.

Los valores correspondientes a cada corrida del túnel se encuentran en la *sección Cálculos del sistema de abastecimiento del Anexo 1*.

GRÁFICA 8. VOLUMEN REQUERIDO VS. VELOCIDAD DE OPERACIÓN DE OPERACIÓN PARA PRUEBAS A 30s Y AIRE ALMACENADO A 35 ATM Y 500 K



Bajo estas condiciones determinadas se presume la necesidad de un sistema adicional que logre mantener la temperatura en el tanque a los 500 K y así garantizar las condiciones calculadas dependientes de este parámetro.

Se toma un total de 400 m³ de aire a almacenar, con tal de compensar las pérdidas del recorrido sin disminuir el tiempo de prueba, y se propone dividir este volumen nueve (9) tanques (cada uno con 44,44 m³ de aire), esto para facilitar la versatilidad del sistema.

6.2.3. Selección de la válvula reguladora de presión

El sistema de control de la presión de estancamiento para un túnel Blowdown utiliza una válvula de control entre el reservorio de almacenamiento y la cámara de estabilización para mantener la presión en la cámara de pruebas. La importancia de este dispositivo radica en que cambia la descarga del tanque de un proceso transitorio a un proceso estacionario, garantizando que se puedan mantener los parámetros de prueba durante la duración de esta.

Las válvulas reguladoras de presión, PRV por sus siglas en inglés, son un dispositivo controlador que reduce la presión de entrada de un fluido a una presión deseada a la salida. En su mayoría se componen de un diafragma y una válvula en su interior.

Existen dos tipos de válvulas de diafragma, de una sola etapa o de doble etapa. Sus configuraciones se presentan en la *Ilustración 24*.

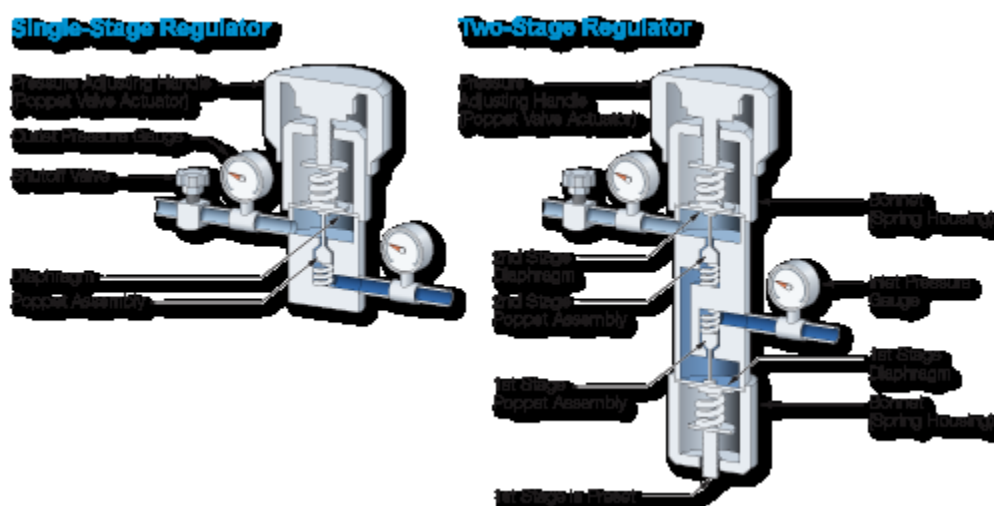


ILUSTRACIÓN 24. TIPOS DE VÁLVULAS REGULADORAS DE PRESIÓN

Para abordar la selección de este momento es necesario tener las características en unidades estándar. Hasta el momento todos los cálculos han sido desarrollados con las condiciones atmosféricas de la ciudad de Cali. El proceso realizado para obtener estos parámetros en unidades estándar se encuentra registrado en la sección *Selección PRV – Conversiones para selección de válvula del Anexo 1*.

Las características de operación de la PRV para el TWT-UV son:

Fluido:	Aire
Temperatura entrada:	500 K (226,85 °C)
Presión de entrada:	31,729 bares
Caudal:	Rango subsónico 11,746 – 28,178 m ³ /s Rango supersónico 3,997 – 28,178 m ³ /s Rango transónico 34,146 – 34,909 m ³ /s
Kv:	205,09 – 1774,2 m ³ /h

6.2.3.1. Sobre la determinación del Kv

El Factor de Flujo (Kv), o Coeficiente de Flujo (Cv), es utilizado comúnmente para especificar la capacidad de una válvula de control. Si este coeficiente se halla en unidades inglesas se denomina Cv, más si es en unidades métricas se denomina Kv [47]. Con los coeficientes de flujo se pueden comparar las capacidades de las válvulas en diferentes tamaños, tipos y fabricantes. Los coeficientes se determinan por regla general experimentalmente y se define como el flujo de agua entre 5 a 30 °C que pasa a través de una válvula medida en metros cúbicos por hora con una caída de presión de un bar. [48]

El cálculo de factor de flujo Kv para cada corrida del túnel se desarrolló con la *Expresión 6.4* tomada de la Guía para cálculo de válvulas de SAMSON S.A.[49]

$$W = 14,2 \cdot Kv \cdot m \cdot \sqrt{P_1 \cdot \rho_1} \quad (6.4)$$

Donde W es caudal volumétrico en kg/h, presiones absolutas en bares, densidad en kg/m³ y m es el coeficiente de pérdida de presión.

El criterio para la determinación de m indica que si la presión reducida es menor al 60% que la presión de entrada, este parámetro toma el valor de 1; de lo contrario debe ser leído de una gráfica proporcionada en la guía.

$$\frac{P_{\text{salida válvula min}}}{P_{\text{abastecimiento}}} = \frac{96,495 \text{ kPa}}{3172,9 \text{ kPa}} = 0,0304$$

$$\frac{P_{salida\ válvula\ max}}{P_{abastecimiento}} = \frac{744,03\ kPa}{3172,9\ kPa} = 0,2345$$

Como se aprecia ninguna de las condiciones de configuración para la válvula supera una relación de presión del 0,6; es por ello que para la selección de la válvula reguladora el coeficiente de pérdida de presión toma un valor igual a la unidad.

La densidad ρ_1 corresponde a las condiciones de abastecimiento, es decir que puede ser hallada usando la gráfica proporcionada en la guía de SAMSON S.A. junto con la corrección de temperatura ahí sugerida, así como utilizando la *Expresión 3.8*.

El procedimiento realizado para la obtención del factor de flujo y sus resultados se encuentran en la sección *Selección PRV – según guía para selección de válvulas SAMSON S.A. del Anexo 1*.

6.2.3.2. Sobre los fabricantes o proveedores

Se buscó en diferentes proveedores de válvulas de diafragma y/o válvulas controladoras. El fabricante Honeywell fue descartado por ofrecer válvulas con rangos de control de presión bajos o presiones máximas de abastecimiento no mayores a 25 bares. Festo ofrecía productos solo de uniones roscadas y rango máximo de control de presión de 12 bares. Saunders [50] en válvulas de diafragma presentaba por su parte productos con materiales resistentes incluso a bajas temperaturas, pero limitaciones en la presión requerida. Los productos Aerre manejan presiones requeridas muy cercanas, pero aun así no suficientes. Las válvulas reguladoras Swagelok tenían rango de presión amplios (34,4 bar) y presiones de entradas muy altas (hasta 689 bares) pero dimensiones no mayores a 2" y limitación por material del diafragma (temperaturas no mayores a 150 °C).

Algunos fabricantes como Saunders o Aerre, que tienen productos con características similares, cuentan con servicio de diseño de válvulas para propósitos específicos. Tomar tal servicio sería una muy buena opción en caso de desear un elemento de control muy acorde al sistema, de preferencia no un regulador simple [51], lo que podría mejorar condiciones de prueba o ampliar el tiempo de la misma. Según Aerre las características de operación listadas al inicio del capítulo son suficientes para especificar la válvula deseada. [52]

6.2.3.3. Válvula de control

Para propósitos de desarrollo del proyecto se propuso encontrar una válvula comercial que cumpla la misión de regular las condiciones de pruebas. Las válvulas controladoras son dispositivos que controlan principalmente el flujo a través de la válvula y consecuentemente propiedades como la presión. La válvula seleccionada es la válvula de control tipo BR33® de POLNA corp. [53]

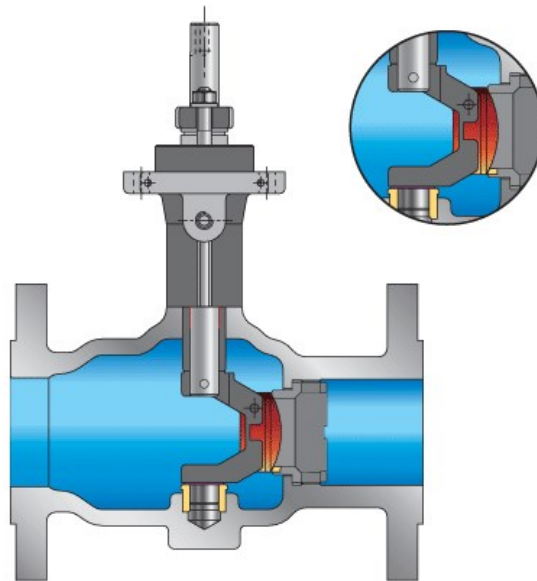


ILUSTRACIÓN 25. ESQUEMA DE LA VÁLVULA DE CONTROL TIPO BR33®
[TOMADO DE [HTTP://WWW.POLNACORP.EU/EN/KATALOG/DETAIL/BR-33/26.HTML](http://www.polnacorp.eu/en/katalog/detail/BR-33/26.html)]

La temperatura máxima de operación se presenta a la entrada de la válvula (condiciones de almacenamiento del tanque); en la *Tabla 2* del catálogo se selecciona el tipo de empaque según el rango de temperatura. Para temperatura entre +200...+250 los empaques serán de grafito, esta característica implica que la clasificación de filtraciones es IV.[54]

Seguidamente se toma el material del cuerpo de la válvula, la *Tabla 3.4* del catálogo presenta la presión permisible de trabajo de diferentes material a su correspondiente temperatura. El material WCB según ASTM A216 permite 36,95 bares de presión máxima de trabajo a 225°C, valor que es 1,16 veces la presión de entrada de la válvula. Esta característica clasifica la válvula a una presión nominal de tubería de 40 bares (PN 40).

La *Tabla 5* del catálogo presenta las relaciones de flujo Kvs y las caídas de presión ΔP para una clasificación de filtraciones de IV. Para valores de Kvs 1800 y 2160 m^3/h , a 100% y 120% de apertura respectivamente, la máxima caída de presión es 12 MPa; bajo estas características queda determinado el diámetro nominal (DN 300) y el actuador sugerido tipo 99-3-R. Se recuerda que el factor de seguridad de válvula se obtiene con la relación del factor de flujo de válvula dado el calculado, es decir, que esta válvula tiene un factor de seguridad de 1,2175 para la condición más exigente (1.1 Mach).

Recapitulando, la referencia seleccionada **R99-BR33 FL L 4 3 DN300 PN40 KVS1800** corresponde a una válvula de control tipo BR33 con actuador tipo 99, conexiones bridadas, fluido característico lineal, clasificación de filtraciones: estándar y cuerpo de acero aleado fundido.

El diseño de este dispositivo trae ventajas de operación para el túnel, como el recorrido simplificado del aire dentro de la válvula en comparación con los modelos tradicionales, que puede traducirse en disminución del riesgo de daño de este dispositivo si el aire aun presenta partículas líquidas, menor pérdidas por recorrido en la válvula y posibilidad de apertura a un 120% aumentando el caudal que puede circular por la válvula, hecho que aumenta el factor de seguridad de la válvula.

6.2.3.4. Otras configuraciones

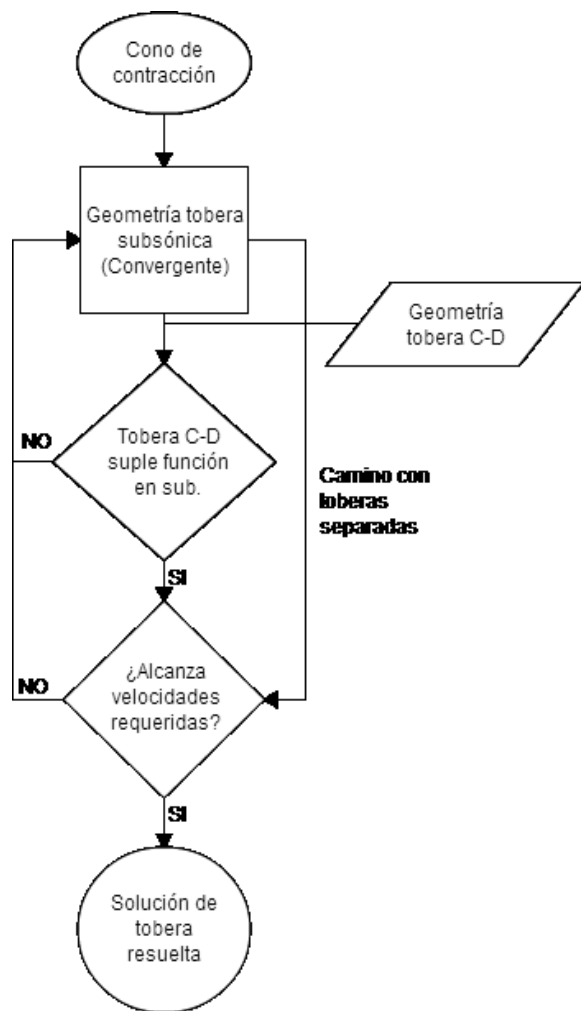
Antes de decidirse por un solo dispositivo de control, se probaron configuraciones de válvulas en serie y paralelo para cumplir la misma función.

Para configuración en serie se requeriría de una primera válvula igual a la anteriormente descrita, luego de una segunda que operaría en un rango menor de presiones pero con la misma condición de flujo másico. Una segunda válvula que opere a tales condiciones no se encontró disponible comercialmente. Los cálculos se encuentran en la sección *Selección PRV – 2 válvulas en serie* del Anexo 1.

La configuración en paralelo reduce el flujo másico a la mitad pero conserva la condición de presiones. Para este caso se requerirían dos válvulas de PN 40 y DN 250 con Kvs 1250 – 1500 m^3/h , a 100 y 120 % de apertura respectivamente. El factor de seguridad para estas válvulas es de 1,4091 en la condición más exigente. Los cálculos se encuentran en la sección *Selección PRV – 2 válvulas en paralelo* del Anexo 1.

Entonces la pregunta es ¿se deben utilizar dos válvulas o una sola? La instalación de las dos válvulas en paralelo es más compleja, requiere de más tubería y elementos de seguridad adicionales en comparación con instalar solo una. Además la diferencia operacional y de dimensiones de los dos dispositivos no es significativamente grande, razón por la cual se prefiere mantener la selección del dispositivo descrito en la sección anterior 6.2.3.3.

6.2.4. Diseño del cono de contracción



El cono de contracción o tobera convergente, como se llamaría en operación subsónica, cumple la función de tomar el flujo estabilizado a la salida de cámara de estabilización y acelerarlo de tal manera que dependiendo del flujo másico y velocidad entrante alcance las condiciones deseadas en la cámara de pruebas.

La salida del componente tobera convergente ensambla con dos elementos según el tipo de operación deseada; el primero es la cámara de pruebas, cuando la operación es subsónica, y el segundo es la tobera convergente divergente, si la operación es supersónica. Ambos elementos tienen áreas de entrada de 0,25 m², hecho que fija inmediatamente el área de la salida de la tobera convergente.

Para saber entonces cual debe ser su área de entrada se utiliza la *Expresión 6.5*, la cual se obtiene de la relación de flujo másico constante junto con la *Expresión 6.2*.

ILUSTRACIÓN 26. DIAGRAMA DE FLUJO DEL COMPONENTE CONO DE CONTRACCIÓN.

[FUENTE PROPIA]

$$\frac{A_1}{A_2} = \frac{M_2}{M_1} \left[\frac{2 + (k-1)M_1^2}{2 + (k-1)M_2^2} \right]^{\frac{k+1}{2(k-1)}} \quad (6.5)$$

Utilizando la expresión anterior se exploró cuáles serían las alturas necesarias para acelerar el flujo a las velocidades más exigentes para este elemento que sería 0,8, 0,9 y 1 Mach. Las velocidades de entrada se variaron desde 0,1 Mach.

En el *Anexo 3* se encuentran tabuladas todas las posibilidades exploradas. Si se toma una velocidad promedio esperada en la cámara de estancamiento de 0,45 Mach y la geometría de este elemento conservará la dimensión horizontal del 50 cm, entonces la dimensión vertical es de 72 cm.

6.2.4.1. Condiciones termodinámicas en puntos críticos

Las propiedades termodinámicas varían, como en la mayoría de elementos, dependiendo de las condiciones de la prueba. Esta subsección se va a dedicar a aclarar cuáles fueron los estados termodinámicos tenidos en cuenta para el cono de contracción.

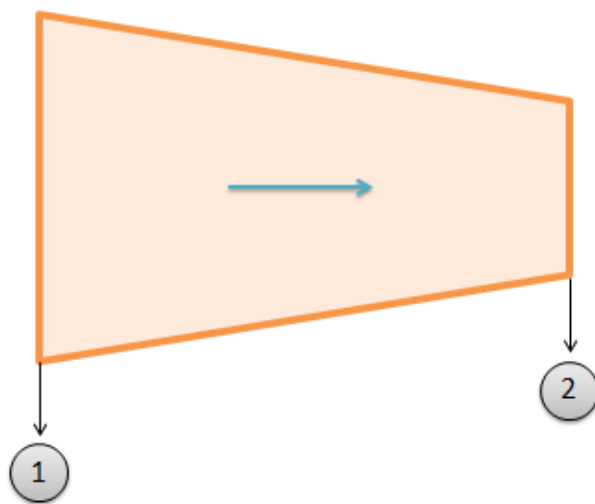


ILUSTRACIÓN 27. ESQUEMA SIMPLIFICADO DEL CONO DE CONTRACCIÓN.

[FUENTE PROPIA]

Como se muestra en la Ilustración 27 el aire fluye de izquierda a derecha a lo largo del elemento, por ende, el *Punto 1* sería la entrada y *Punto 2* la salida de la tobera.

Los cálculos realizados correspondientes a los resultados presentados en la *Tabla 10* se encuentran en la sección Cono de contracción del *Anexo 1*. El primer estado de termodinámico está dado por la velocidad promedio en la entrada, condición con la cual fue seleccionada esta geometría (0,45 Mach).

TABLA 10. RESUMEN DE CONDICIONES TERMODINÁMICAS DEL CONO DE CONTRACCIÓN.

		Presión (kPa)	Temperatura (°C)
Entrada (Punto 1)	0,45 Mach	149,3393	207,3882
	4 Mach	743,2974	226,7102
	1,2 Mach transónico	377,8840	208,5205
	1,2 Mach supersónico	127,4641	208,5205
Salida (Punto 2)	4 Mach	742,5087	226,5586
	1,2 Mach transónico	276,9106	167,5806
	1,2 Mach supersónico	934,0470	167,5806

Para la operación supersónica es necesario que este elemento se acople a la tobera C-D. La tobera C-D ya tiene una relación de compresión establecida y por ende sus requerimientos en términos de número Mach corresponden a 0,054 y 0,82 para corridas de 4 Mach y 1,2 Mach respectivamente.

Para el *Punto 2* se debe tener en cuenta la velocidad Mach esperada y las condiciones totales (Presión y temperaturas totales), con ello y las relaciones de flujo isentrópico es posible obtener las propiedades estáticas en este punto. Para las pruebas a 1,2 Mach bien se conoce que tenemos dos condiciones de presión total, una para cuando se utilice la cámara transónica y el otro para la cámara supersónica; razón por la cual para una misma velocidad se tienen dos presiones estáticas presentadas.

En el *Punto 1* el primer paso es encontrar la velocidad en la entrada de la tobera. Se recuerda que el factor de contracción de la tobera convergente está definido; corresponde claramente a la relación de área entre la entrada y salida de este elemento. Iterando la relación de áreas se encontró cuáles eran las velocidades de entrada que corresponden a 0,0374 y 0,4362 Mach para corridas de 4 Mach y 1,2 Mach respectivamente. De la misma manera como se hizo para el *Punto 1* se encontraron las propiedades termodinámicas a cada condición de prueba.

6.2.4.2. Análisis estructural en puntos críticos

Las parejas de condiciones descritas y presentadas en la sección 6.2.4.1 determinan la presión de diseño y su respectivo esfuerzo permisibles. Para cada una de estas parejas fue hallado un espesor de lámina. Esta información se resume en la *Tabla 11*.

TABLA 11. RESULTADOS DEL ANÁLISIS DE LOS ESFUERZOS EN EL CONO DE CONTRACCIÓN.

		Presión de diseño (kPa)	Esfuerzo permisible (kPa)	Espesor (mm)
Entrada (Punto 1)	0,45 Mach	58,6853	128.000	7,96
	4 Mach	652,6434	125.000	27,3
	1,2 Mach transónico	287,2300	128.000	17,75
	1,2 Mach supersónico	36,8101	128.000	6,3
Salida (Punto 2)	4 Mach	651,8547	125.000	27,29
	1,2 Mach transónico	186,2566	135.280	10,83
	1,2 Mach supersónico	2,7507	135.280	1,31

El proceso llevado a cabo en este punto sigue las mismas directrices y criterios de aceptación dictados por el BPVC 2011[37]. Las secciones transversales del cono de contracción son rectangulares. La entrada tiene una longitud larga de 72 cm y una longitud corta 50 cm, razón por la cual hay que tener también se presentarán los esfuerzos en Punto M de la *Ilustración 22*.

De la *Tabla 11* se lee que la condición termodinámica más relevante en este elemento es a la entrada del cono de contracción para una corrida de Mach 4, requiriendo un espesor mínimo de lámina de 27,3mm. El espesor comercial de lámina de AISI 304 más cercano es de 27,5mm.

Los resultados de esfuerzos obtenidos con el espesor de 27,5mm son presentados en la *Tabla 12*.

TABLA 12. ESFUERZO DE MEMBRANA Y FLEXIÓN RESULTANTES EN LAS LOCALIZACIONES CRÍTICAS DEL CONO DE CONTRACCIÓN.

	Esfuerzos (kPa)		
	Sm	Sb Interno	Sb Externo
Localización N	5933,1	-1,5931E+05	1,5931E+05
Localización Q S	5933,1	1,7622E+05	-1,7622E+05
Localización M	8.543,7	1,4412E+04	-1,4412E+04
Localización Q L	8.543,7	1,7622E+05	-1,7622E+05

6.2.5. Diseño del difusor

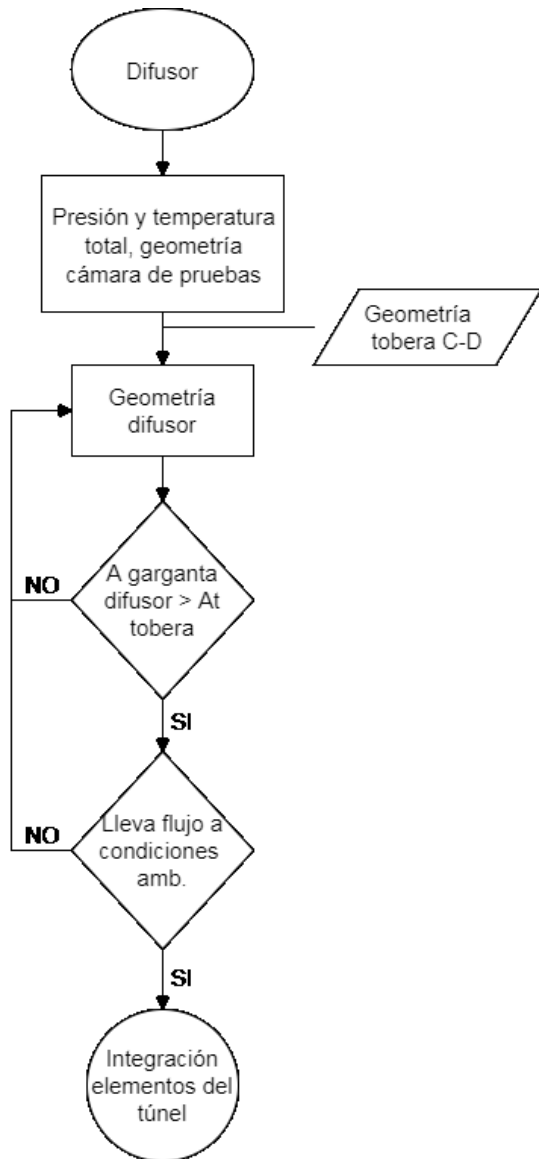


ILUSTRACIÓN 28. DIAGRAMA DE FLUJO DEL COMPONENTE DIFUSOR

[PROPIA]

En los túneles de viento toda la difusión debe tomar lugar en los confines de un ducto; este ducto se conoce como difusor. El difusor es el elemento del túnel que cumple la función de recuperar la energía cinética de fluido de trabajo en energía de presión de la manera más efectiva posible.

Para este proyecto se propone una geometría fija de difusor válida para el rango completo de operación.

A lo largo de este capítulo se discutirán los aspectos de la difusión subsónica y supersónica, y se tendrán en cuenta las recomendaciones para la propuesta de difusor aquí presentada.

6.2.5.1. Difusión subsónica

La difusión subsónica se logra principalmente con la expansión de la sección transversal del ducto. El gradiente de presión adversa que se introduce provoca el rápido crecimiento de la capa límite con la consecuente separación del flujo y la inversión de la velocidad en la capa límite. Razón por la cual la difusión subsónica nunca es completamente eficiente. [55]

Experimentalmente se ha mostrado que las pérdidas del difusor pueden ser minimizadas al restringir el ángulo de divergencia alrededor de 7 grados. Por otro lado si la longitud se hace excesiva las pérdidas por fricción en las paredes puede pesar más que la mejora lograda con la reducción del gradiente.

Estas recomendaciones serán tenidas en cuenta, junto con las de la difusión supersónica, para dar la propuesta de difusor.

6.2.5.2. Difusión supersónica

Cuando se trató el diseño aerodinámico de la cámara de pruebas, se supuso una difusión por medio de una onda de choque normal (Ver sección 6.2.1.2). Luego se pensó en que la difusión es también lograda como un proceso isentrópico, lo cual requeriría hacer una compresión isentrópica y luego expansión del flujo después de la cámara de pruebas.

De hecho existen tres (3) características inherentes de los difusores supersónicos, estas son: trabajan con corrientes que son a menudo muy turbulentas provocadas por el modelo en la cámara de pruebas y el sistema de soporte; segundo el proceso de difusión debe hacerse en un ducto de paredes cerradas, pues salidas de aire pueden alterar las condiciones de prueba sin posibilidad de controlarlas; tercero la capa límite a la entrada del difusor se encuentra completamente desarrollada. [55] Así se concluye que ambos modelos, compresión isentrópica y el método de la onda normal son complicados en la práctica por la presencia de la capa límite.[13], [55]

El conocimiento básico sobre ondas de choque dice que las ondas de choque normales son las más fuertes, y que el flujo experimenta mayores pérdidas a través de esta, que a través de una onda de choque oblicua. Por consiguiente es posible pensar en modificar el difusor de tal manera que comprima el flujo supersónico a través de una serie de ondas oblicuas antes de que sea expandido como flujo subsónico, este hecho resultaría en una mejor recuperación de presión. El modelo se conoce como difusor de onda oblicua y se presenta en la *Ilustración 29*.

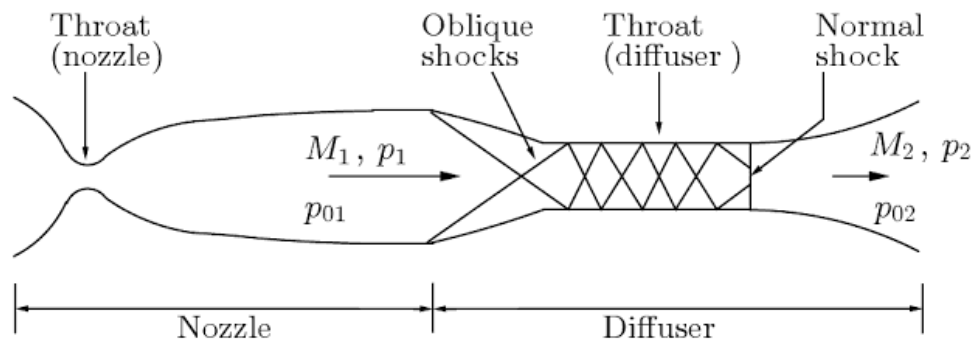


ILUSTRACIÓN 29. DIAGRAMA SIMPLIFICADO DE UN TÚNEL DE VIENTO CON DIFUSOR DE ONDA DE CHOQUE OBLICUA

[TOMADO DE APPLIED GAS DYNAMICS. RATHAKRISHNAN 2010][13]

Esta configuración tiene una condición la cual debe ser cumplida para una adecuada operación del túnel. El proceso del flujo a través de una onda en adiabático, por lo tanto para mantener el flujo másico se debe cumplir que la presión total antes de la onda por el área de garganta de la tobera sea igual a la presión total después de la onda por el área de la garganta del difusor. Este hecho implica que puede pasar a través del difusor solo si el área de garganta del difusor es más grande que el área de garganta de la tobera.[13] La peor condición en términos de pérdida de presión es una onda de choque que se presenta en la cámara de pruebas, entonces el área del difusor queda limitada mediante la *Expresión 6.6*.

$$\frac{A_{2min}^*}{A_1^*} = \left(\frac{P_{01}}{P_{02}} \right)_{Mts} \quad (6.6)$$

Donde $\left(\frac{P_{01}}{P_{02}} \right)_{Mts}$ es la relación de presiones de estancamiento a través de una onda presentada en la sección de pruebas.

De esta manera se conoce la contracción máxima posible para un túnel de viento supersónico de geometría fija, que permitirá que el flujo supersónico sea estabilizado en la sección de pruebas. Si la garganta del difusor tiene el área ligeramente menor a la dictada por la *Expresión 6.6* la onda de choque propuesta se presentará en la zona divergente de la tobera y por ende no se obtendrá flujo supersónico en la cámara de pruebas, es decir, en cuanto esta área siga decreciendo la onda seguirá viajando hacia la garganta de la tobera hasta desaparecer, obtenido una experiencia subsónica en todo el recorrido del túnel.

Según lo anterior se evidencia que el área de garganta del difusor debe ser lo suficientemente grande para que al momento de inicio del túnel el aire fluya correctamente a lo largo de todo el circuito y el flujo supersónico sea estabilizado en la cámara de pruebas y “tragado” en la garganta del difusor. [13]

La sección *Difusor supersónico* del Anexo 1 presenta el desarrollo de la ecuación y los resultados se presentan a continuación en la *Tabla 13*.

TABLA 13. EVALUACIÓN DE LA CONDICIÓN DE ÁREAS DE GARGANTA.

Mach de corrida	Área garganta tobera (m ²)	Área garganta difusor (m ²)	Altura garganta difusor (m)
1,2	0,24	0,2417	0,4835
1,5	0,21	0,2259	0,4517
2,0	0,15	0,2081	0,4162
2,5	0,09	0,1804	0,3607
3,0	0,06	0,1827	0,3655
3,5	0,04	0,1878	0,3757
4,0	0,02	0,1441	0,2883

Haciendo una mirada a estos resultados vemos que elegir un valor que satisfaga todo el rango de operación es desventajoso, pues implica que la difusión por medio de ondas oblicuas a altas velocidades requiere de cadena de reflexión de ondas de choque muy larga, o simplemente no existe una contracción significativa para desacelerar el flujo.

Adicionalmente por referencias experimentales se sugiere que los ángulos de contracción para el difusor varíen entre 5° y 10° para velocidades Mach menores a 4. Así como la sección de contracción suele ser entre 5 y 10 veces la altura (o el diámetro) de la cámara de pruebas [55].

6.2.5.3. Definición de geometría del difusor

Teniendo en cuenta las sugerencias y condiciones anteriores se propone un difusor compuesto de tres partes.

Para la difusión supersónica hasta valores de Mach cercanos a 2 se puede lograr con un ducto de área constante y relación de longitud dado altura de la cámara de pruebas de 4 [55]. Es decir, que este módulo se ve como un ducto de 50 cm x 50 cm x 2 m.

Con la definición anterior se procede a especificar el módulo de difusión de Mach 2 hasta 4. Se toma el valor de altura de garganta de difusor de 0,42 m, valor que es ligeramente mayor que el mostrado *Tabla 13* para Mach 2. Para definir el ángulo de contracción se buscó que para ninguna de las velocidades presentara menos de tres (3) zonas de reflexión de ondas oblicuas, pero que tampoco fuera demasiadas para las altas velocidades. Los cálculos correspondientes a las diferentes configuraciones se presentan en la sección *Difusor supersónico* del Anexo 1; la versión final (V4) utiliza un ángulo de contracción de 10° con el cual

efectivamente se presentan tres zonas de reflexión para Mach 2 y 8 para Mach 4. A sugerencia [55] el ángulo de contracción no debe presentarse inmediatamente después de la cámara de pruebas, sino que requiere una distancia de 0,5 veces la altura de la cámara para evitar los cambios abruptos. Seguido de la garganta es necesaria hacer una expansión de área y recuperar la altura de 50 cm (compatibilidad dimensional), el ángulo de divergencia es de nuevo 7° pues las velocidades en este punto son subsónicas. Con cada una de estas consideraciones la longitud total del este módulo es de 272,6 cm.

Por último, el módulo de difusión subsónica es un ducto de secciones cuadradas que aumenta su área con un ángulo de divergencia de 7° ; la entrada es de 50 x 50 cm, la salida de 1,2 x 1,2 m y la longitud del ducto es 2,85 m. Los cálculos para hallar la dimensión de la salida a una velocidad Mach de 0,1 se encuentran en la sección *Difusor subsónico* del Anexo 1.

Con estos tres módulos se da solución al proceso de difusión del TWT-UV en todo en rango de operación. Claro está que para la difusión en rango subsónico se necesita un solo módulo, pero para las velocidades supersónicas, según la velocidad de corrida, se debe instalar el módulo de 1-2 Mach o de 2-4 Mach seguido del módulo subsónico.

6.2.5.4. Análisis estructural en los módulos del difusor

Se procederá de manera similar a la sección 6.2.4.1 y 6.2.4.2. y siguiendo los criterios de aceptación del BPVC 2011[37].

Para el módulo de difusión subsónico la condición crítica es su entrada, ya que la salida es al ambiente. La presión de diseño y temperatura en este punto son 136,85 kPa y $143,52^\circ\text{C}$ respectivamente para lo cual se requeriría un espesor de 9,18mm.

Los resultados de esfuerzos obtenidos con el espesor de 9,5 mm son presentados en la *Tabla 14*.

TABLA 14. ESFUERZO DE MEMBRANA Y FLEXIÓN RESULTANTE EN LA LOCALIDAD CRÍTICA DEL DIFUSOR MÓDULO SUBSÓNICO.

	Esfuerzos (kPa)		
	S_m	S_b Interno	S_b Externo
Localización N	3601,4	-9,4773E+04	9,4773E+04
Localización Q		1,8955E+05	-1,8955E+05

Para el módulo de difusión de velocidades entre 1 y 2 Mach se analizó tanto la entrada como la salida del ducto. En la *Tabla 15* se reportan las parejas termodinámicas más significativas, seguidamente la *Tabla 16* muestra los espesores correspondientes a cada una de las condiciones reportadas en la *Tabla 15*. Con ellos se aprecia que el espesor mínimo de este elemento es de 9,18mm.

TABLA 15. RESUMEN DE CONDICIONES TERMODINÁMICAS EN EL DIFUSOR MÓDULO 1-2 MACH

		Presión (kPa)	Temperatura (°C)
Entrada	1,1 Mach transónico	201,6986	129,4265
	2 Mach supersónico	20,1460	4,6278
Salida	1 Mach transónico	227,5067	143,5167

TABLA 16. RESULTADO DEL ANÁLISIS DE ESFUERZO EN EL DIFUSOR MÓDULO 1-2 MACH

		Presión de diseño (kPa)	Esfuerzo permisible (kPa)	Espesor (mm)
Entrada	1,1 Mach transónico	111,0446	138.000	8,26
	2 Mach supersónico	-70,5080	138.000	6,57
Salida	1 Mach transónico	136,8527	138.000	9,18

Los esfuerzos de membrana y flexión para este elemento son exactamente iguales a los reportados en la *Tabla 14*, utilizando también un espesor de 9,5 mm (espesor comercial más cercano).

Finalmente en el módulo de difusión de velocidades entre 2 y 4 Mach se analizaron los siguientes puntos: uno (1) y tres (3) son entrada y salida respectivamente; el punto dos (2) es la garganta del difusor supersónico, aquí se encuentra el punto 2a, que equivale al lugar donde se termina la reflexión de ondas oblicuas para una corrida de Mach 2, y el punto 2b, lugar donde se termina la reflexión de ondas oblicuas para una corrida de Mach 4. Los puntos son indicados en la *Ilustración 30*.

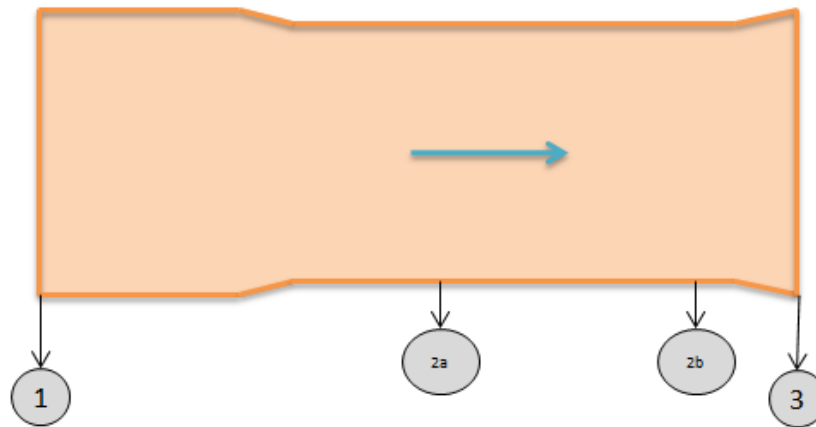


ILUSTRACIÓN 30. ESQUEMA SIMPLIFICADO DEL DIFUSOR MÓDULO 2-4 MACH

[FUENTE PROPIA]

La entrada de este módulo de difusor coincide con la cámara de pruebas, razón por la cual la condición de estudio en este punto es de nuevo una corrida en Mach 4. Para el punto 3 fue necesario encontrar la velocidad subsónica debido a la expansión en la garganta; el valor encontrado es de 0,575 Mach proveniente de desacelerar los 0,83571 Mach que se obtienen luego de la reflexión de ondas oblicuas para una corrida de Mach 4. En la *Tabla 17* se presentan las parejas termodinámicas de cada punto estudiado dentro del difusor supersónico y en la *Tabla 18* los espesores mínimos para cada condición.

TABLA 17. RESUMEN DE CONDICIONES TERMODINÁMICAS EN EL DIFUSOR 2-4 MACH

		Presión (kPa)	Temperatura (°C)
Entrada (Punto 1)	4 Mach	4,9002	-154,1024
Garganta (Punto 2)	(a) 2 Mach	100,1178	171,9719
	(b) 4 Mach	397,6850	170,6770
Salida (Punto 3)	0,575 Mach	502,2893	468,9882

TABLA 18. RESULTADO DEL ANÁLISIS DE ESFUERZO EN EL DIFUSOR MÓDULO 2-4 MACH

		Presión de diseño (kPa)	Esfuerzo permisible (kPa)	Espesor (mm)
Entrada (Punto 1)	4 Mach	-85,7538	138.000	7,26
Garganta (Punto 2)	(a) 2 Mach	9,4638	134.000	2,27
	(b) 4 Mach	307,031	134.000	13,05
Salida (Punto 3)	0,575 Mach	411,6353	129.000	16,58

Todos los cálculos de este subcapítulo se encuentran en la sección *Análisis estructural* del Anexo 1. De los resultados anteriores se toma el espesor de 17 mm para todo el módulo difusor 2-4 Mach. En la *Tabla 19* se presentan el estado de esfuerzos más exigente para este componente (Punto 3).

TABLA 19. ESFUERZO DE MEMBRANA Y FLEXIÓN RESULTANTE EN LA LOCALIDAD CRÍTICA DEL DIFUSOR MÓDULO 2-4 MACH

		Esfuerzos (kPa)		
		Sm	Sb Interno	Sb Externo
Localización N	6053,5		-8,9021E+04	8,9021E+04
Localización Q			1,7804E+05	-1,7804E+05

6.2.6. Diseño de la cámara de asentamiento

La cámara de asentamiento, o cámara de estabilización, es una sección del túnel de gran área y baja velocidad que se encarga de mejorar la uniformidad del flujo de prueba.

Esta se encuentra ubicada previo a la contracción del túnel y después del difusor de ángulo amplio; debe ser lo suficientemente larga para obtener un flujo uniforme y debe proveerse de pantallas y *honeycombs* para reducir la turbulencia en el flujo de aire.[56]

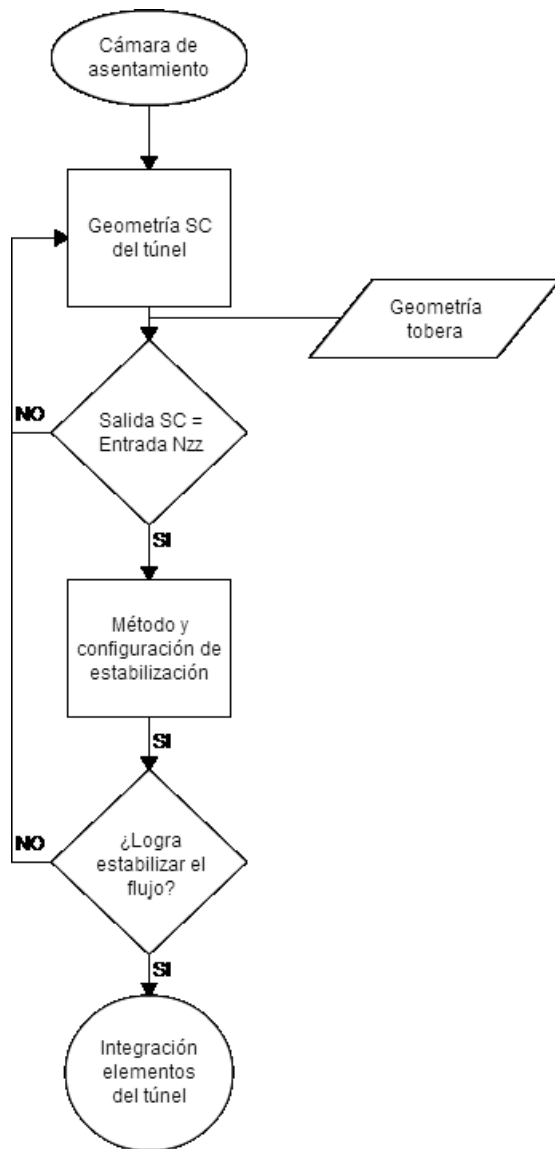


ILUSTRACIÓN 31. DIAGRAMA DE FLUJO DEL COMPONENTE CÁMARA DE ESTANCAMIENTO.

Las pantallas son elementos que se encargan de reducir la turbulencia, convirtiendo los remolinos grandes en otros más pequeños que sean capaces de extinguirse o fácil de comprimirse posteriormente. Se recomienda que las pantallas estén ubicadas lo más alejada posible de la cámara de pruebas.

Por otros lado los honeycombs tienen comportamiento controversial como método para reducción de turbulencia en los túneles de viento, pero su principal ventaja es que homogeniza la distribución de la velocidad [57].

Comprobado experimentalmente se sugiere utilizar la siguiente configuración: debido a que el honeycomb por sí solo no logra obtener un valor de turbulencia adecuado para operación del túnel, se añade tres (3) pantallas con los cuales se logra obtener un valor de 0,26 intensidad de turbulencia para pruebas de baja velocidad. La caída de presión para la configuración completa del factor de 2. [58]



ILUSTRACIÓN 32. PANTALLA EN ACERO INOXIDABLE.

[TOMADO DE [HTTP://WWW.BZWIREMESH.COM/](http://www.bzwiremesh.com/)]

La relación de longitud dado diámetro para un honeycomb utilizado en túneles de viento varía entre 8 a 10.[59] Para una relación de 10 es indiferente que tipo de geometría tenga en honeycomb; las dimensiones de este estabilizador son diámetro de 20mm y longitud de 200mm.

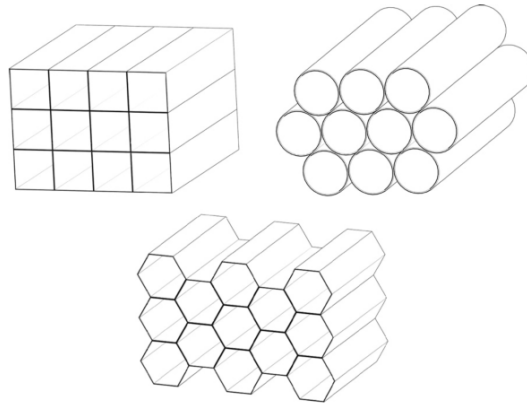


ILUSTRACIÓN 33. ESQUEMA DE LA MAYORÍA DE GEOMETRÍAS DE HONEYCOMBS (CUADRADOS, CIRCULAR O HEXAGONAL).

[TOMADO DE SIMULATION OF HONEYCOMB-SCREEN COMBINATION] [58]

Se recomienda que la separación entre cada estabilizador se flujo sea de 250mm y que el honeycomb sea inicialmente ubicado a 5 mm del inicio de la cámara de estabilización. Con esta distribución la longitud de la cámara de estabilización queda definida con a 120,5 cm. A continuación, *Tabla 20*, se presenta información de las pantallas seleccionadas.

TABLA 20. PARÁMETROS GEOMÉTRICOS DE LAS PANTALLAS.

Orden de pantalla en dirección del flujo	Diámetro del alambre (mm)	Relación de bloqueo	Porosidad
1	1,5	0,64	0,36
2	1	0,62	0,38
3	0,5	0,6	0,4

Estructuralmente esta sección del túnel es analizada bajo los mismos criterios del BPVC 2011 [37]. La condición termodinámica más exigente corresponde a la compartida con la entrada del cono de contracción para una corrida de Mach 4. Tanto las propiedades como los resultados de esfuerzos pueden ser consultados en las *Tablas 10, 11 y 12* en la *Sección 6.2.4*. El espesor de este elemento es 27,5mm.

6.2.7. Selección del compresor

Continuando con el desarrollo del proyecto en esta sección se discuten generalidades de la compresión de aire para funcionamiento del túnel.

Hay una gran variedad de compresores que pueden ser utilizados para bombear el aire a los tanques de almacenamiento de un túnel de viento tipo Blowdown. Por razones de tipo económicas y de disponibilidad comercial en diferentes tamaños, el tipo de compresor frecuentemente utilizado son los compresores de pistón [56].

Para garantizar la operación adecuada del túnel el compresor ha de lograr una descarga de presión mayor a la máxima de operación del túnel. El margen de esta condición es tan pequeño como un 20 por ciento, o incluso menor dependiendo de las características del sistema de control y relaciones tamaño del tanque de almacenamiento frente flujo másico del túnel. [56]

Regularmente los compresores de una etapa proveen aire a la descarga de hasta 150 psi (10,34 bar). Durante el diseño del túnel se debe acercarse a la anterior condición si las capacidades de los compresores de una etapa no son ligeramente mayor a la presión máxima requerida o si el flujo másico a la mayor presión de operación del túnel es pequeño en comparación con el máximo flujo másico del túnel. Efectivamente la operación del TWT-UV debe cumplir con esta condición para la cual el compresor debe alcanzar presiones de descarga de 38,0748 bares (552,23 psi).

Los cilindros del pistón de compresor normalmente requieren aceite de lubricación, pero la presencia de aceite representa un considerable grado de peligro (explosiones aire-aceite) en túneles de viento, sin olvidar mencionar que la limpieza del aire es una condición preferente en el desarrollo del prueba. Razón por la cual la selección del compresor se restringe a un compresor libre de aceite (oil-free).

En este orden de ideas se selecciona el compresor B 28.3 - 110 de Bauer Compresoren. Es un compresor multi-etapa (3 etapas), con máxima presión de descarga de 68 bar y entrega efectiva de aire a 240 cfm. Es un compresor idea para sistemas de almacenamiento, y a pesar de requerir lubricación cuenta con un sistema de protección ante explosiones. [60]

Frente a las buenas características de este equipo cabe aclarar que lo tiempo de carga no son muy favorables; entre 11 a 29 horas de carga para pruebas en el rango transónico. Por ello se propone reconsiderar las condiciones de operación de la cámara transónica con el fin de reducir los tiempos de carga de carga del sistema de abastecimiento o bajar en sí mismo el requerimiento de presión.



ILUSTRACIÓN 34. COMPRESOR 3-MULTIETAPA B28 BAUER COMPRESOREN.

6.3. Instrumentación

A lo largo de este capítulo se discutirán aspectos relacionados con la instrumentación necesaria para la operación del TWT-UV.

6.3.1. Soporte y mediciones sobre los modelos de pruebas

El posicionamiento de los modelos de prueba dentro de la cámara se realiza mediante soportes diseñados exclusivamente para ellos. Existen diversos tipos de soporte partiendo del tipo de modelos y la velocidad a la cual se vaya a realizar la prueba.

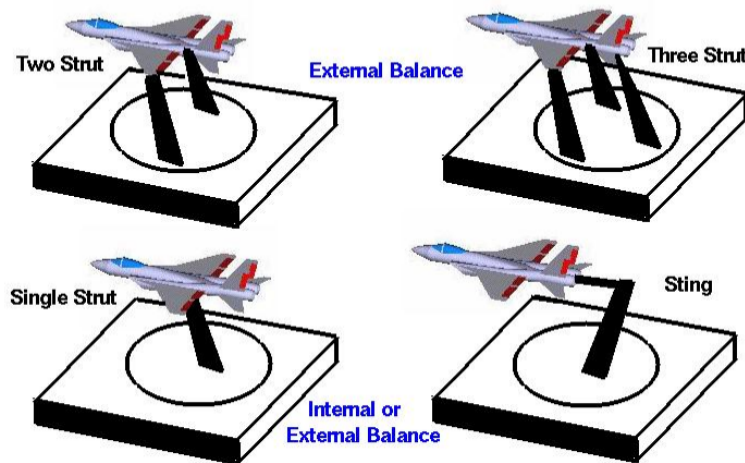


ILUSTRACIÓN 35. SOPORTES PARA MODELOS DE PRUEBAS.

[TOMADO DE MODEL MOUNTS][61]

Para las pruebas subsónicas son preferibles los soportes que no interfieran las terminaciones de los modelos de prueba con los Single Strut, Two Strut o Three Strut, presentados en la *Ilustración 35*. Por otro lado para pruebas en rango supersónico se utiliza soporte tipo Sting, con el fin de que éste no interfiera, o cree ondas de choque no propias del modelo.

Estos soportes presentan un balanceador, o *Force balance* en inglés, que básicamente de encarga de medir directamente las fuerzas y momentos

aerodinámicos en el modelo. Las fuerzas corresponden a sustentación, arrastre y cargas laterales y los momentos cabeceo, guiada y giro. Los balanceadores pueden encontrarse ubicados en la base del soporte, es decir fuera del modelo, o dentro de éste.

Se ve que no hay una plataforma estandarizada para posicionamiento de modelos, que funcione para ambos regímenes de velocidad, se permite considerar en concordancia con los requerimientos del rango transónico un *model cart*, módulo adicional posterior a la cámara de pruebas que se utiliza exclusivamente para contener el soporte del modelo y posicionarlo adecuadamente en la cámara de pruebas.[42]

Adicional a las fuerzas y momentos generados sobre el modelo, han de medirse las propiedades termodinámicas sobre el mismo. Generalmente los modelos, diseñados o comercialmente adquiridos, presentan una serie de agujeros en la superficie que a su vez se conectan con manómetros o transductores de presión para poder registrar esta propiedad, así como se muestra en la *Ilustración 36*. De la misma manera, filamentos o películas (sensores *hot-film*) como sensores de temperatura pueden ser instalados en las superficies del modelo.

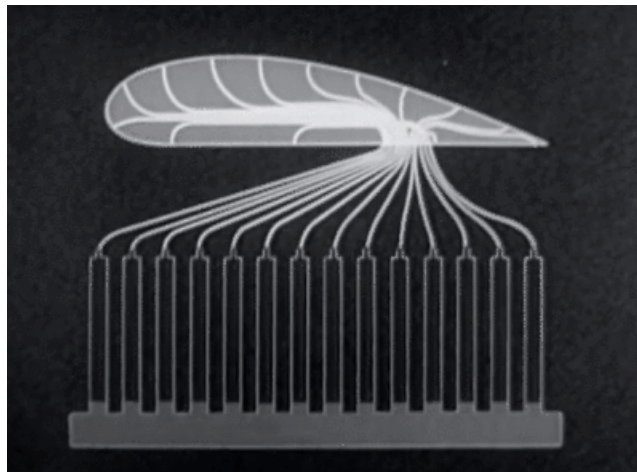


ILUSTRACIÓN 36. PERFIL DE ALA CON DISTRIBUCIÓN DE SENSORES DE PRESIÓN.

6.3.2. Instrumentación en el campo de flujo

Para realizar un monitoreo y calibración del túnel es necesario hacer mediciones del campo de flujo para verificar que se estén obteniendo las velocidades de pruebas adecuadas. Para este fin son utilizadas las sondas de presión.

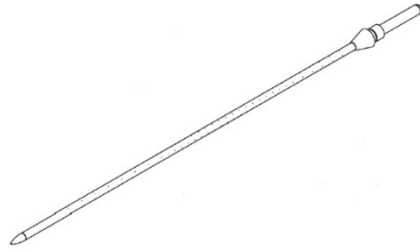


ILUSTRACIÓN 37. SONDA DE PRESIÓN PITOT ESTÁTICA MULTI-AGUJERO DE NARIZ OJIVAL.

El elemento de la *Ilustración 37* es en una sonda de presión *pitot*-estática multi-agujero de nariz ojival. Su configuración permite realizar mediciones de presión total a partir del agujero ubicado en el extremo de la nariz; tomas de presión estática distribuida a lo largo del todo el elemento gracias a los múltiples agujeros y mediciones de las componentes de velocidad de flujo gracias a la zona ojival en la nariz de la sonda.

Este tipo de sonda puede ser instalado en un soporte tipo Sting y su rigidez es la suficiente para no tomar muestras desviadas debido al flujo. Una ventaja significativa es que su relación de aspecto es tan baja que implica poca posibilidad de bloqueo para el túnel y evita la creación de ondas de choque.

6.3.3. Instrumentación para medir condiciones totales de prueba

Estas propiedades deben ser tomadas de preferencia en la cámara de asentamiento, porque es aquí donde se presentan menos perturbaciones a la prueba debido a las bajas velocidades que en este elemento se manejan.

Para este objetivo también ha de utilizarse un tubo *pitot* en la dirección de flujo. Cabe aclarar que la ubicación de este sensor debe ser luego de haber logrado estabilizar el flujo. Aproximadamente a unos 200mm luego de la última de las pantallas instaladas.

Finalmente, se puede utilizar un sensor de temperatura total tan complejo como los ofrecidos por Goodrich [62], o termómetros industriales y por medio de las relaciones de flujo isentrópico conocer la correspondiente temperatura total.

7. Conclusiones

- ✓ El desarrollo de este proyecto utilizó un procedimiento sistemático que garantiza haber abordado todas las etapas del diseño mecánico en la integridad del TWT-UV.
- ✓ Se diseñó una cámara de pruebas subsónica-supersónica con geometría y configuración adaptable, aerodinámica y estructuralmente, a los componentes respectivos del túnel trisónico; que corresponden al difusor en la parte posterior y la tobera C-D o solo convergente en la parte anterior.
- ✓ El diseño de la cámara de pruebas subsónica-supersónica cumple con los requerimientos aerodinámicos de presión y temperatura que permiten su operación en un rango de velocidades de 0,3 a 0,8 y 1,2 a 4 Mach.
- ✓ La capacidad del sistema de abastecimiento permite realizar corridas en el rango completo de operación del túnel (0,3 a 4 Mach) conservando las propiedades termodinámicas correspondiente a cada caso y tiempo mínimos de prueba de 30 segundos.
- ✓ La configuración del sistema de abastecimiento es versátil, es decir, no es necesario llenar el sistema por completo para las pruebas que no requiere tanto volumen de aire.
- ✓ La válvula BR33® seleccionada tiene la capacidad de regular las condiciones de prueba para el rango completo de operación con un factor de seguridad mínimo del 1,2.
- ✓ Se logró difundir el flujo de manera efectiva hacia el ambiente mediante la propuesta de tres configuraciones de difusor de acuerdo a la velocidad a la cual sea la corrida de prueba.
- ✓ Cada uno de los elementos o secciones del túnel cumple con los requerimientos de diseño estructural establecidos en el código ASME de recipientes a presión.
- ✓ Las condiciones aerodinámicas y estructurales de la cámara de pruebas y la cámara de estabilización definieron el tipo de instrumentación estándar sugerida, sus especificaciones de desempeño, rangos de operación y tipo de montaje.

8. Recomendaciones y trabajos futuros

Con el objeto de dar continuidad y apoyar la realización del proyecto TWT-UV se sugiere:

- Rediseñar el sistema de extracción del aire para la cámara transónica.
- Diseñar un sistema de adquisición de datos para el túnel.
- Diseñar un silenciador acoplado a la salida del túnel para evitar inconvenientes por ruidos en los alrededores.
- Diseñar un secador de aire acoplado previo a la compresión para evitar efectos de condensación durante las pruebas y cuidar la integridad de los componentes.
- Diseñar un sistema que controle la temperatura del tanque en 500K.
- Construir el túnel de viento trisónico en la Universidad del Valle.
- Ejecutar la calibración del túnel bajo prácticas recomendadas.

Bibliografía

- [1] C. Bédier, M. Vancauwenberghe, and W. van Sintern, “The growing role of emerging markets in aerospace | McKinsey & Company,” *April 2008*. [Online]. Available: <http://www.mckinsey.com/industries/travel-transport-and-logistics/our-insights/the-growing-role-of-emerging-markets-in-aerospace>. [Accessed: 01-Apr-2017].
- [2] FLIGHT DAILY NEWS, “Recognising the importance of the aerospace industry,” 14 *Junio*, 2005. [Online]. Available: <https://www.flightglobal.com/news/articles/recognising-the-importance-of-the-aerospace-industry-199501/>. [Accessed: 01-Apr-2017].
- [3] M. Prisk, “Importance of aerospace - GOV.UK,” 2012. [Online]. Available: <https://www.gov.uk/government/speeches/importance-of-aerospace>. [Accessed: 01-Apr-2017].
- [4] SelectUSA.gov, “Aerospace Industry Spotlight.” [Online]. Available: <https://www.selectusa.gov/aerospace-industry-united-states>. [Accessed: 01-Apr-2017].
- [5] J. Niosi, “R&D Support for the Aerospace Industry A Study of Eight countries and One Region,” 2012.
- [6] C. Radio, “Avianca abre el Centro de mantenimiento técnico en el aeropuerto de Rionegro,” 2016.
- [7] V. Streeter, B. Wylie, and K. Bedford, *Mecánica de fluidos*, 9na ed. 2001.
- [8] J. D. Anderson, *Fundamentals of aerodynamics*, 2da ed., vol. 48, no. 12. 2010.
- [9] J. D. Anderson, *Fundamentals of aerodynamics*, 5th Editio. 2011.
- [10] J. Meseguer and A. Sanz, *Aerodinámica del vuelo: Aves y Aeronaves*. .
- [11] J. D. Anderson Jr, *Modern Compressible Flow: With Historical Perspective*. 1990.
- [12] Y. A. Cengel and M. A. Boles, *Termodinámica*, 5ta Edició. 2006.
- [13] E. Rathakrishnan, *Applied Gas Dynamics*. 2010.
- [14] NASA, “What are wind tunnel?” [Online]. Available: http://www.nasa.gov/audience/forstudents/k-4/stories/what-are-wind-tunnels-k4.html#.U54Z6PI5P_E.
- [15] NASA, “Types of wind tunnel.” [Online]. Available: <https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/tuntype.html>.
- [16] J. Kurian, “High speed wind tunnels,” *Nptel*, no. i, pp. 1–27.
- [17] NASA, “Blowdown Wind Tunnel.” [Online]. Available: <https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/tunblow.html>.
- [18] NUS, “National Wind Tunnel Project.” [Online]. Available: http://serve.me.nus.edu.sg/MeNus/MeNus_0002/National Wind Tunnel.htm. [Accessed: 27-Dec-2016].
- [19] “Facilities Fluids Lab NUS.” [Online]. Available: <http://serve.me.nus.edu.sg/fluid/facilities.html>. [Accessed: 27-Dec-2016].
- [20] Institute of Aviation, “Aerodynamics research laboratory.” Warsaw.

- [21] M. Florin, "Incas Trisonic Wind Tunnel," *Incas Bulletin*, vol. 1, no. 1. pp. 5–11, 2009.
- [22] DLR, "Transsonischer Windkanal Göttingen (DNW-TWG)." [Online]. Available: <http://messtec.dlr.de/de/technologie/business-unit-goettingen-und-koeln-guk/transsonischer-windkanal-goettingen/?sid=bd207c8483a568f801999bda9c83cdde56a237799bf05>. [Accessed: 27-Dec-2016].
- [23] Boeing, "Boeing: Wind Tunnels and Propulsion Testing Services." [Online]. Available: <http://www.boeing.com/company/key-orgs/boeing-technology-services/wind-tunnels-and-propulsion.page>. [Accessed: 27-Dec-2016].
- [24] F. S. University, "Polysonic Wind Tunnel." [Online]. Available: <http://polysonic.fsu.edu/overview.html>. [Accessed: 27-Dec-2016].
- [25] National Research Council Canada, "1.5 m trisonic wind tunnel." [Online]. Available: http://www.nrc-cnrc.gc.ca/eng/solutions/facilities/wind_tunnel/trisonic.html. [Accessed: 28-Dec-2016].
- [26] B. MEDVED and G. ELFSTROM, "The Yugoslav 1.5M trisonic blowdown wind tunnel," in *14th Aerodynamic Testing Conference*, 1986.
- [27] CSIR-NAL, "National Trisonic Aerodynamic Facilities."
- [28] DLR - Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik, "Trisonische Messstrecke Köln (TMK)." [Online]. Available: http://www.dlr.de/as/desktopdefault.aspx/tabid-194/407_read-5447/. [Accessed: 28-Dec-2016].
- [29] CSIR, "Test facilities ♦," pp. 1–9, 1989.
- [30] NASA Langley Research Center, "Wind Tunnel Testing Guide at Nasa Langley," pp. 3–4, 2016.
- [31] R. Mart, "Construcción y caracterización de túnel de viento a bajas velocidades , parte I : Aspectos teóricos .," 2011.
- [32] R. Mart, "Construcción y caracterización de túnel de viento a bajas velocidades II : Aspectos Experimentales y Prácticos," 2011.
- [33] S. Caicedo and A. Pinilla, "El túnel de viento," *Construccion metálica: Materiales y sistemas N.8*, Sep-2009.
- [34] S. Callejas, "Desarrollo del túnel de viento TVIM-49-60-1x1," Universidad de los Andes, 2008.
- [35] J. C. Q. P, E. B. Yossa, and N. Agredo, "Centro de estudios aeronauticos 'Básico control de aeródromo, ATC-030.'"
- [36] M. Goodrich, "WIND TUNNELS OF THE WESTERN HEMISPHERE." Library of Congress.
- [37] ASME, "ASME Boiler and Pressure Vessel Code," 2011.
- [38] AIAA, *Recommended Practice Calibration of Subsonic and Transonic Wind Tunnels Recommended Practice Calibration of Subsonic and Transonic Wind*. 2003.
- [39] AIAA, "Recommended Practice Wind Tunnel Testing - Part 1 Management Volume," 2003.
- [40] AIAA, "Recommended Practice Wind Tunnel Testing - Part 2 Practitioners Volume," 2002.
- [41] LOCKHEED MARTIN MISILES AND FIRE CONTROL, *High Speed Wind Tunnel*

- [42] I. VALENCIA VÉLEZ and J. A. VALDÉS ORTIZ, "DISEÑO DE UNA CÁMARA TRANSÓNICA PARA UN TÚNEL DE VIENTO TRISÓNICO."
- [43] J. P. White, *Fluid Mechanics S1.2*, vol. 6, no. 3. 2010.
- [44] "304 Stainless Steel." [Online]. Available: <http://www.matweb.com/search/datasheet.aspx?MatGUID=abc4415b0f8b490387e3c922237098da&ckck=1>. [Accessed: 01-Jun-2017].
- [45] R. E. Bilstein, *Stages to Saturn: A Technological History of the Apollo/Saturn Launch Vehicle - Roger E. Bilstein - Google Libros*. DIANE Publishing, 1999.
- [46] G. Thorncroft, J. S. Patton, and R. Gordon, "Modeling Compressible Air Flow in a Charging or Discharging Vessel and Assessment of Polytropic Exponent," *ASEE Annu. Conf. Expo.*, no. 801, pp. 419–446, 2007.
- [47] "Flow Coefficients - C_v - and Formulas for Liquids, Steam and Gases - Online Calculators." [Online]. Available: http://www.engineeringtoolbox.com/flow-coefficients-d_277.html. [Accessed: 18-Jan-2017].
- [48] "Flow Coefficient C_v and Flow Factor K_v ." [Online]. Available: http://www.engineeringtoolbox.com/flow-coefficient-factor-d_238.html. [Accessed: 18-Jan-2017].
- [49] Samson, "Guía para el cálculo de válvulas. Ejemplos de cálculo de válvulas," pp. 1–12, 2012.
- [50] Saunders, "Industrial Diaphragm Valves." .
- [51] T. D. Reed, T. C. Pope, and J. M. Cooksey, "Calibration of transonic and supersonic Wind tunnel."
- [52] ARBROS S.A. Ingeniería y servicios, "Cátalogo Aerre." pp. 1–32.
- [53] "CONTROL VALVE TYPE BR33 ®," 2012.
- [54] SVF Flow Controls Inc., "Leakage classifications of control valves," *Test*. 1976.
- [55] L. L. Cronvich and D. V. Faro, "Handbook of Supersonic Aerodynamics - Ducts, Nozzles and Diffusers," 1964.
- [56] A. Pope and K. L. Goin, *High-Speed Wind Tunnel Testing*. 1965.
- [57] R. C. Pankhurst and D. W. Holder, *Wind Tunnel Technique An account of experiemental methods in Low- and High-Speed Wind Tunnels*. 1968.
- [58] V. Kulkarni, N. Sahoo, and S. D. Chavan, "Simulation of honeycomb-screen combinations for turbulence management in a subsonic wind tunnel," *J. Wind Eng. Ind. Aerodyn.*, vol. 99, no. 1, pp. 37–45, 2011.
- [59] J. B. Barlow, W. H. Rae, A. Pope, and A. Kassaei, "Low-Speed Wind Tunnel Testing 4e," 2011.
- [60] Bauer COMPRESOREN, "Air-cooled compressors for medium pressure K 22–K 28 for air and nitro." [Online]. Available: <http://www.bauer-kompressoren.de/products/industry/air-cooled-compressors/30-68-bar-air-nitrogen-b-series/670-6800-lmin-large-scale-block-k-22-k-28/>. [Accessed: 06-Sep-2017].
- [61] Glenn Research Center NASA, "Model Mounts." [Online]. Available: <https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/tunbalmnt.html>. [Accessed: 31-Aug-

2017].

- [62] T. M. Stickney, M. W. Shedlov, and D. I. Thompson, "Total Temperature Sensors Technical Report 5755," 1994.

Anexos

1. Hojas de cálculos en Matlab
2. Ecuaciones para recipientes no reforzados de sección rectangular
3. Exploración para dimensionar el cono de contracción
4. Planos

Anexo 1. Hoja de cálculos en Matlab

Contents

- Cálculos aerodinámicos presión total supersónico
- Compresión Adiabática
- Flujo másico supersónico
- Cálculos aerodinámicos rango subsónico
- Cálculos del sistema de abastecimiento
- Ensayos
- Expansión Adiabática (Flujo Isentrópico)
- Selección PRV
- Difusor de ángulo amplio
- Cono de contracción
- Difusor supersónico
- Difusor Subsónico
- Análisis estructural

Cálculos aerodinámicos presión total supersónico

Bajo concepto de onda normal y difusor subsónico

```
clc
Ma=[1;1.1;1.2;1.3;1.4;1.5;1.6;1.7;1.8;1.9;2;2.1;2.2;2.3;2.4;2.5;2.6;2.7;2.8;2.9;3;3.1;3.2;3.3;3.4;3.5;3.6;3.7;3.8;3.9;4];
k=1.4;
R=287 ; % Nm/KgK
P2=1; %atm
P2_1 = Pdosuno(Ma,k);
P1= P2*P2_1.^(-1) %atm
P0_1=Ptotaluno(Ma,k);
P0=P0_1.*P1 %atm
Pamb=90.654
Pto=P0.*Pamb % kPa
```

P1 =

1.0000
0.8032
0.6608
0.5540
0.4717
0.4068
0.3546
0.3120
0.2768
0.2472
0.2222
0.2009
0.1825
0.1665
0.1526
0.1404
0.1295
0.1199
0.1114
0.1037
0.0968
0.0905
0.0849
0.0798
0.0751

0.0708
0.0669
0.0633
0.0600
0.0569
0.0541

P0 =

1.8929
1.7150
1.6024
1.5350
1.5011
1.4933
1.5072
1.5401
1.5902
1.6565
1.7388
1.8369
1.9512
2.0823
2.2309
2.3980
2.5847
2.7923
3.0221
3.2757
3.5548
3.8611
4.1967
4.5635
4.9638
5.3998
5.8741
6.3891
6.9478
7.5528
8.2073

Pamb =

90.6540

Pto =

171.6016
155.4688
145.2640
139.1574
136.0782
135.3737
136.6373
139.6154
144.1548
150.1704
157.6261
166.5220
176.8863
188.7699
202.2426
217.3907
234.3151
253.1304

273.9638
296.9549
322.2550
350.0274
380.4469
413.7003
449.9859
489.5143
532.5080
579.2019
629.8437
684.6937
744.0254

Compresión Adiabática

Temperatura alcanzada por compresión del aire

```
Tamb=296.15; %K
Ptan=35*Pamb %kPa
T2_1=(Pto./Pamb).^((k-1)/k);
Tto=T2_1.*Tamb
Ttan_amb=(Ptan./Pamb).^((k-1)/k);
Ttan_35atm=Ttan_amb.*Tamb
Tto=500 %Selección por factores de volumen y operación de PRV
Ttan=Tto %Procesos adiabáticos
```

Ptan =

3.1729e+03

Tto =

355.3800
345.4953
338.8580
334.7254
332.5923
332.0994
332.9821
335.0398
338.1167
342.0894
346.8583
352.3421
358.4732
365.1950
372.4595
380.2257
388.4580
397.1258
406.2020
415.6629
425.4875
435.6569
446.1544
456.9649
468.0747
479.4714
491.1438
503.0815
515.2751
527.7158

540.3958

Ttan_35atm =

817.8507

Tto =

500

Ttan =

500

Flujo másico supersónico

Cálculo de flujo másico con propiedades estáticas

```
hts=0.5;
A=hts^2; %m^2
d0=Pto./(R/1000)./Tto;
d0_1=dtotaluno(Ma,k);
d=d0./d0_1;
T0_1=Ttotaluno(Ma,k);
T1=Tto./T0_1;
a=sqrt(k.*R.*T1);
v=a.*Ma;
mpto=d.*v.*A %Kg/s
mpun=mpto_area(Ma,k,R,Tto,Pto).*A; %usada para verificar
```

mpto =

77.5453
69.7026
63.7044
58.9738
55.1540
52.0115
49.3869
47.1671
45.2698
43.6332
42.2103
40.9647
39.8676
38.8958
38.0308
37.2573
36.5628
35.9369
35.3707
34.8570
34.3894
33.9626
33.5720
33.2136
32.8840
32.5802
32.2996
32.0400
31.7992

31.5755
31.3674

Cálculos aerodinámicos rango subsónico

Solo flujo isentropico

```
Mas=[0.3;0.4;0.5;0.6;0.7;0.8;0.9;1];  
P2=1;  
P0_1s=Ptotaluno(Mas,k);  
P0s=P0_1s.*P2;  
Ptos=P0s.*Pamb % kPa  
T2_1s=(Ptos./Pamb).^((k-1)/k);  
Ttos=T2_1s.*Tamb  
Ttos=500 %Selección por factores de volumen y operación de PRV  
mptos=mpto_area(Mas,k,R,Ttos,Ptos).*A
```

Ptos =

96.4949
101.2199
107.5349
115.6295
125.7463
138.1875
153.3234
171.6016

Ttos =

301.4807
305.6268
310.9575
317.4728
325.1727
334.0572
344.1263
355.3800

Ttos =

500

mptos =

21.4269
28.7650
36.2685
43.9758
51.9235
60.1464
68.6769
77.5453

Cálculos del sistema de abastecimiento

% Solo supersónico

t=30 % s

```

n=k
Vtan=Vol(n,R,t,mpto,Ttan,Ptan,Pto) % m^3
d0tan=Ptan/R*1000/Ttan
dsal=((Pto./Ptan).^(1/n)).*d0tan
Q=mpto./dsal % m^3/s

```

% Solo transónico

```

tts=30
Ptots=430.6540
Ttots=338.15
Mats=[1.1;1.12;1.14;1.16;1.18;1.2];
mptots=[185.36;184.7390;184.0190;183.2050;182.3;181.31]
Vtants=Vol(n,R,tts,mptots,Ttan,Ptan,Ptots)
dsalts=((Ptots./Ptan).^(1/n)).*d0tan
Qts=mptots./dsalts % m^3/s

```

% Solo subsónico

```

ts=30 % s
Vtans=Vol(n,R,ts,mptos,Ttan,Ptan,Ptos) % m^3
dsals=((Ptos./Ptan).^(1/n)).*d0tan
Qs=mptos./dsals % m^3/s

```

t =

30

n =

1.4000

Vtan =

120.1712
 106.9818
 97.1721
 89.6198
 83.6558
 78.8550
 74.9344
 71.6980
 69.0058
 66.7553
 64.8700
 63.2916
 61.9753
 60.8865
 59.9979
 59.2885
 58.7419
 58.3456
 58.0902
 57.9692
 57.9786
 58.1166
 58.3834
 58.7816
 59.3158
 59.9929
 60.8225
 61.8171
 62.9927
 64.3694
 65.9725

d0tan =

22.1107

dsal =

2.7520
2.5646
2.4432
2.3694
2.3318
2.3232
2.3387
2.3750
2.4299
2.5019
2.5900
2.6936
2.8123
2.9460
3.0947
3.2585
3.4378
3.6328
3.8439
4.0717
4.3165
4.5791
4.8599
5.1597
5.4791
5.8187
6.1793
6.5617
6.9665
7.3947
7.8469

Q =

28.1777
27.1785
26.0740
24.8897
23.6526
22.3878
21.1175
19.8600
18.6305
17.4401
16.2975
15.2083
14.1762
13.2030
12.2891
11.4338
10.6356
9.8924
9.2018
8.5609
7.9669
7.4169
6.9079
6.4371

6.0018
5.5992
5.2271
4.8829
4.5646
4.2700
3.9974

tts =

30

Ptots =

430.6540

Ttots =

338.1500

mptots =

185.3600
184.7390
184.0190
183.2050
182.3000
181.3100

Vtants =

330.9831
329.8742
328.5886
327.1351
325.5191
323.7513

dsalts =

5.3099

Qts =

34.9086
34.7916
34.6560
34.5027
34.3323
34.1458

ts =

30

Vtans =

31.6864
42.6714

54.0251
65.8487
78.2500
91.3471
105.2711
120.1712

dsals =

1.8242
1.8875
1.9709
2.0758
2.2040
2.3576
2.5393
2.7520

Qs =

11.7461
15.2394
18.4017
21.1850
23.5592
25.5117
27.0457
28.1777

Ensayos

% Cambios de coeficiente politropico

Vt1=Vol(1.17,R,t,mpto,Ttan,Ptan,Pto); % n=1.15
Vt2=Vol(1.15,R,t,mpto,Ttan,Ptan,Pto); % n=1.17
Vt3=Vol(1.02,R,t,mpto,Ttan,Ptan,Pto); % n=1.02

Vt1ts=Vol(1.17,R,tts,mptots,Ttan,Ptan,Ptots);
Vt2ts=Vol(1.15,R,tts,mptots,Ttan,Ptan,Ptots);
Vt3ts=Vol(1.02,R,tts,mptots,Ttan,Ptan,Ptots);

% Cambios de Temperatura

VtT1=Vol(n,R,t,mpto,500,Ptan,Pto);
VtT2=Vol(n,R,t,mpto,300,Ptan,Pto);

VtT1ts=Vol(n,R,tts,mptots,500,Ptan,Ptots);
VtT2ts=Vol(n,R,tts,mptots,300,Ptan,Ptots);

% Cambios de Presión

Ptan=25*Pamb;
VtP1=Vol(n,R,t,mpto,Ttan,Ptan,Pto);
Ptan=35*Pamb;
VtP2=Vol(n,R,t,mpto,Ttan,Ptan,Pto);

Ptan=25*Pamb;
VtP1ts=Vol(n,R,tts,mptots,Ttan,Ptan,Ptots);
Ptan=35*Pamb;
VtP2ts=Vol(n,R,tts,mptots,Ttan,Ptan,Ptots);

% Cambios de Presión supersónico a 500K

Ptan=20*Pamb;
VtT5P=Vol(n,R,t,mpto,500,Ptan,Pto);
Ptan=25*Pamb;
VtT5P1=Vol(n,R,t,mpto,500,Ptan,Pto);
Ptan=35*Pamb;

```
VtT5P2=Vol(n,R,t,mpto,500,Ptan,Pto);
```

```
% Cambios de Presión supersónico a 300K
```

```
Ptan=20*Pamb;
```

```
VtT3P=Vol(n,R,t,mpto,300,Ptan,Pto);
```

```
Ptan=25*Pamb;
```

```
VtT3P1=Vol(n,R,t,mpto,300,Ptan,Pto);
```

```
Ptan=35*Pamb;
```

```
VtT3P2=Vol(n,R,t,mpto,300,Ptan,Pto);
```

```
% Cambios de Presión transónico a 300K
```

```
Ptan=25*Pamb;
```

```
VtT3P1ts=Vol(n,R,tts,mptots,300,Ptan,Ptots);
```

```
Ptan=35*Pamb;
```

```
VtT3P2ts=Vol(n,R,tts,mptots,300,Ptan,Ptots);
```

```
% Cambios de Presión transónico a 500K
```

```
Ptan=25*Pamb;
```

```
VtT5P1ts=Vol(n,R,tts,mptots,500,Ptan,Ptots);
```

```
Ptan=35*Pamb;
```

```
VtT5P2ts=Vol(n,R,tts,mptots,500,Ptan,Ptots);
```

Expansión Adiabática (Flujo Isentrópico)

Temperatura alcanzada por expansión del aire en cámara de pruebas

```
Ma_tri=[Mas;Mats;Ma]  
Ttan_1=Ttotaluno(Ma_tri,k);  
T1_tri=Ttan./Ttan_1 %K  
Ttri=T1_tri-273.15 %°C
```

Ma_tri =

0.3000

0.4000

0.5000

0.6000

0.7000

0.8000

0.9000

1.0000

1.1000

1.1200

1.1400

1.1600

1.1800

1.2000

1.0000

1.1000

1.2000

1.3000

1.4000

1.5000

1.6000

1.7000

1.8000

1.9000

2.0000

2.1000

2.2000

2.3000

2.4000

2.5000

2.6000

2.7000

2.8000
2.9000
3.0000
3.1000
3.2000
3.3000
3.4000
3.5000
3.6000
3.7000
3.8000
3.9000
4.0000

T1_tri =

491.1591
484.4961
476.1905
466.4179
455.3734
443.2624
430.2926
416.6667
402.5765
399.7186
396.8506
393.9738
391.0894
388.1988
416.6667
402.5765
388.1988
373.6921
359.1954
344.8276
330.6878
316.8568
303.3981
290.3600
277.7778
265.6748
254.0650
242.9543
232.3420
222.2222
212.5850
203.4174
194.7040
186.4280
178.5714
171.1157
164.0420
157.3317
150.9662
144.9275
139.1982
133.7614
128.6008
123.7011
119.0476

Ttri =

218.0091
211.3461

203.0405
193.2679
182.2234
170.1124
157.1426
143.5167
129.4265
126.5686
123.7006
120.8238
117.9394
115.0488
143.5167
129.4265
115.0488
100.5421
86.0454
71.6776
57.5378
43.7068
30.2481
17.2100
4.6278
-7.4752
-19.0850
-30.1957
-40.8080
-50.9278
-60.5650
-69.7326
-78.4460
-86.7220
-94.5786
-102.0343
-109.1080
-115.8183
-122.1838
-128.2225
-133.9518
-139.3886
-144.5492
-149.4489
-154.1024

Selección PRV

```
% Conversiones para selección de válvula
Pto_tri=[Ptos;Ptots;Ptots;Ptots;Ptots;Ptots;Ptots;Pto]
Ptostd=Pto_tri./101.325; %atm standard
Ptob=Ptostd.*1.01325 %bar
Ptanstd=Ptan/101.325; %atm standard
Ptanb=Ptanstd.*1.01325 %bar
deltaP=Ptanb-Ptob %bar

% Según guía para selección de válvulas SAMSON S.A.
mpto_tri=[mptos;mptots;mpto]; %kg/s
dtan=Ptan./(R/1000)./Ttan %kg/m^3
mptoh=mpto_tri*3600 %kg/h
m=1; %Criterio por relación P<0,6
Kv=mptoh./(14.2*m*sqrt(dtan*Ptanb)) %m^3/h
Kvs=2160 %BR33 Polnalcorp
S=Kvs./Kv

% 2 válvulas en paralelo
mptoh2p=mpto_tri*3600/2 %kg/h
m=1; %Criterio por relación P
```

```

Kv2p=mptoh2p./(14.2*m*sqrt(dtan*Ptanb)) %m^3/h
Kvs2p=1250 %BR33 Polnalcorp
S2p=Kvs2p./Kv2p

```

```
% 2 válvulas en serie
```

```

m=1; %Criterio por relación P
Kv2s1=mptoh./(14.2*m*sqrt(dtan*Ptanb)) %m^3/h
Kvs2s1=1800 %BR33 Polnalcorp
S2s1=Kvs2s1./Kv2s1
m=1; %Criterio por relación P
T20=((2000./Ptan).^((k-1)/k))*Ttan;
d20=2000./(R/1000)./T20;
Kv2s2=mptoh./(14.2*m*sqrt(d20*20)) %m^3/h
%BR33 Polnalcorp no es alcanzable

```

```
Pto_tri =
```

```

96.4949
101.2199
107.5349
115.6295
125.7463
138.1875
153.3234
171.6016
430.6540
430.6540
430.6540
430.6540
430.6540
430.6540
171.6016
155.4688
145.2640
139.1574
136.0782
135.3737
136.6373
139.6154
144.1548
150.1704
157.6261
166.5220
176.8863
188.7699
202.2426
217.3907
234.3151
253.1304
273.9638
296.9549
322.2550
350.0274
380.4469
413.7003
449.9859
489.5143
532.5080
579.2019
629.8437
684.6937
744.0254

```

```
Ptob =
```

```
0.9649
```

1.0122
1.0753
1.1563
1.2575
1.3819
1.5332
1.7160
4.3065
4.3065
4.3065
4.3065
4.3065
4.3065
1.7160
1.5547
1.4526
1.3916
1.3608
1.3537
1.3664
1.3962
1.4415
1.5017
1.5763
1.6652
1.7689
1.8877
2.0224
2.1739
2.3432
2.5313
2.7396
2.9695
3.2225
3.5003
3.8045
4.1370
4.4999
4.8951
5.3251
5.7920
6.2984
6.8469
7.4403

Ptanb =

31.7289

deltaP =

30.7640
30.7167
30.6536
30.5726
30.4714
30.3470
30.1957
30.0129
27.4224
27.4224
27.4224
27.4224
27.4224
27.4224
30.0129

30.1742
30.2763
30.3373
30.3681
30.3752
30.3625
30.3327
30.2874
30.2272
30.1526
30.0637
29.9600
29.8412
29.7065
29.5550
29.3857
29.1976
28.9893
28.7594
28.5064
28.2286
27.9244
27.5919
27.2290
26.8338
26.4038
25.9369
25.4305
24.8820
24.2886

dtan =

22.1107

mptoh =

1.0e+05 *

0.7714
1.0355
1.3057
1.5831
1.8692
2.1653
2.4724
2.7916
6.6730
6.6506
6.6247
6.5954
6.5628
6.5272
2.7916
2.5093
2.2934
2.1231
1.9855
1.8724
1.7779
1.6980
1.6297
1.5708
1.5196
1.4747
1.4352

1.4002
1.3691
1.3413
1.3163
1.2937
1.2733
1.2549
1.2380
1.2227
1.2086
1.1957
1.1838
1.1729
1.1628
1.1534
1.1448
1.1367
1.1292

Kv =

1.0e+03 *

0.2051
0.2753
0.3471
0.4209
0.4970
0.5757
0.6573
0.7422
1.7742
1.7683
1.7614
1.7536
1.7449
1.7354
0.7422
0.6672
0.6098
0.5645
0.5279
0.4978
0.4727
0.4515
0.4333
0.4176
0.4040
0.3921
0.3816
0.3723
0.3640
0.3566
0.3500
0.3440
0.3386
0.3336
0.3292
0.3251
0.3213
0.3179
0.3148
0.3118
0.3092
0.3067
0.3044
0.3022

0.3002

Kvs =

2160

S =

10.5319

7.8452

6.2221

5.1316

4.3461

3.7520

3.2859

2.9101

1.2175

1.2215

1.2263

1.2318

1.2379

1.2446

2.9101

3.2376

3.5424

3.8266

4.0916

4.3388

4.5694

4.7844

4.9849

5.1719

5.3463

5.5088

5.6604

5.8018

5.9338

6.0570

6.1720

6.2795

6.3801

6.4741

6.5621

6.6446

6.7219

6.7944

6.8625

6.9265

6.9867

7.0433

7.0966

7.1469

7.1943

mptoh2p =

1.0e+05 *

0.3857

0.5178

0.6528

0.7916

0.9346

1.0826

1.2362

1.3958
3.3365
3.3253
3.3123
3.2977
3.2814
3.2636
1.3958
1.2546
1.1467
1.0615
0.9928
0.9362
0.8890
0.8490
0.8149
0.7854
0.7598
0.7374
0.7176
0.7001
0.6846
0.6706
0.6581
0.6469
0.6367
0.6274
0.6190
0.6113
0.6043
0.5978
0.5919
0.5864
0.5814
0.5767
0.5724
0.5684
0.5646

Kv2p =

102.5452
137.6639
173.5740
210.4596
248.4960
287.8490
328.6743
371.1169
887.0970
884.1250
880.6792
876.7836
872.4524
867.7145
371.1169
333.5833
304.8770
282.2373
263.9562
248.9170
236.3562
225.7327
216.6523
208.8199
202.0105
196.0493

190.7984
186.1477
182.0079
178.3062
174.9826
171.9870
169.2775
166.8189
164.5811
162.5385
160.6691
158.9539
157.3765
155.9227
154.5798
153.3370
152.1846
151.1142
150.1181

Kvs2p =

1250

S2p =

12.1897
9.0801
7.2015
5.9394
5.0303
4.3426
3.8032
3.3682
1.4091
1.4138
1.4194
1.4257
1.4327
1.4406
3.3682
3.7472
4.1000
4.4289
4.7356
5.0218
5.2886
5.5375
5.7696
5.9860
6.1878
6.3759
6.5514
6.7151
6.8678
7.0104
7.1436
7.2680
7.3843
7.4932
7.5950
7.6905
7.7800
7.8639
7.9427
8.0168

8.0864
8.1520
8.2137
8.2719
8.3268

Kv2s1 =

1.0e+03 *

0.2051
0.2753
0.3471
0.4209
0.4970
0.5757
0.6573
0.7422
1.7742
1.7683
1.7614
1.7536
1.7449
1.7354
0.7422
0.6672
0.6098
0.5645
0.5279
0.4978
0.4727
0.4515
0.4333
0.4176
0.4040
0.3921
0.3816
0.3723
0.3640
0.3566
0.3500
0.3440
0.3386
0.3336
0.3292
0.3251
0.3213
0.3179
0.3148
0.3118
0.3092
0.3067
0.3044
0.3022
0.3002

Kvs2s1 =

1800

S2s1 =

8.7766
6.5377
5.1851

4.2764
3.6218
3.1266
2.7383
2.4251
1.0145
1.0180
1.0219
1.0265
1.0316
1.0372
2.4251
2.6980
2.9520
3.1888
3.4097
3.6157
3.8078
3.9870
4.1541
4.3099
4.4552
4.5907
4.7170
4.8349
4.9448
5.0475
5.1434
5.2330
5.3167
5.3951
5.4684
5.5371
5.6016
5.6620
5.7188
5.7721
5.8222
5.8694
5.9139
5.9558
5.9953

Kv2s2 =

1.0e+03 *

0.3046
0.4089
0.5156
0.6252
0.7381
0.8550
0.9763
1.1024
2.6351
2.6263
2.6160
2.6044
2.5916
2.5775
1.1024
0.9909
0.9056
0.8384
0.7841
0.7394

0.7021
0.6705
0.6436
0.6203
0.6001
0.5824
0.5668
0.5529
0.5406
0.5297
0.5198
0.5109
0.5028
0.4955
0.4889
0.4828
0.4773
0.4722
0.4675
0.4632
0.4592
0.4555
0.4521
0.4489
0.4459

Difusor de ángulo amplio

"val" se refiere salida del PRV y "wd" salida del difusor

```
Tval_tan=(Pto_tri./Ptan).^((k-1)/k);
Tval=Tval_tan.*Ttan
DN=0.3 %m
Aval=pi()*DN^2/4 %m^2
dval=Pto_tri./(R/1000)./Tval %kg/m^3
Vval=mpto_tri./dval./Aval %m/s
aval=sqrt(k.*R.*Tval)
Maval=Vval./aval
```

Tval =

184.3128
186.8475
190.1065
194.0897
198.7971
204.2287
210.3845
217.2646
282.5937
282.5937
282.5937
282.5937
282.5937
282.5937
217.2646
211.2215
207.1637
204.6372
203.3331
203.0318
203.5715
204.8295
206.7105

209.1393
212.0548
215.4073
219.1556
223.2651
227.7063
232.4542
237.4871
242.7862
248.3351
254.1191
260.1254
266.3426
272.7603
279.3694
286.1614
293.1289
300.2649
307.5631
315.0178
322.6236
330.3756

DN =

0.3000

Aval =

0.0707

dval =

1.8242
1.8875
1.9709
2.0758
2.2040
2.3576
2.5393
2.7520
5.3099
5.3099
5.3099
5.3099
5.3099
5.3099
2.7520
2.5646
2.4432
2.3694
2.3318
2.3232
2.3387
2.3750
2.4299
2.5019
2.5900
2.6936
2.8123
2.9460
3.0947
3.2585
3.4378
3.6328

3.8439
4.0717
4.3165
4.5791
4.8599
5.1597
5.4791
5.8187
6.1793
6.5617
6.9665
7.3947
7.8469

Vval =

166.1732
215.5936
260.3315
299.7071
333.2949
360.9168
382.6181
398.6326
493.8550
492.2005
490.2822
488.1134
485.7022
483.0646
398.6326
384.4975
368.8713
352.1172
334.6155
316.7225
298.7508
280.9622
263.5670
246.7274
230.5622
215.1535
200.5523
186.7842
173.8550
161.7549
150.4628
139.9490
130.1783
121.1118
112.7087
104.9275
97.7268
91.0665
84.9076
79.2131
73.9479
69.0789
64.5755
60.4087
56.5520

aval =

272.1339
273.9988

276.3780
279.2584
282.6246
286.4596
290.7448
295.4605
336.9661
336.9661
336.9661
336.9661
336.9661
336.9661
295.4605
291.3225
288.5106
286.7459
285.8308
285.6189
285.9983
286.8806
288.1949
289.8830
291.8966
294.1949
296.7435
299.5128
302.4771
305.6143
308.9050
312.3324
315.8814
319.5388
323.2930
327.1337
331.0515
335.0382
339.0865
343.1897
347.3420
351.5379
355.7726
360.0419
364.3417

Maval =

0.6106
0.7868
0.9419
1.0732
1.1793
1.2599
1.3160
1.3492
1.4656
1.4607
1.4550
1.4486
1.4414
1.4336
1.3492
1.3198
1.2785
1.2280
1.1707
1.1089
1.0446

0.9794
0.9145
0.8511
0.7899
0.7313
0.6758
0.6236
0.5748
0.5293
0.4871
0.4481
0.4121
0.3790
0.3486
0.3207
0.2952
0.2718
0.2504
0.2308
0.2129
0.1965
0.1815
0.1678
0.1552

Cono de contracción

"sc" se refiere salida de la cámara de estabilización y "cn" tobera covergente

```
rn=a1a2(0.45,[0.8;0.9;1],k)
Asc=rn.*A
Hsc=Asc/0.5
Hsc=0.72 %m
rcn=Hsc*hts/A

%Estado velocidad promedio 0.45Mach entrada tobera
Pcn=Ptos(8)/Ptotaluno(0.45,k)
Tcn=Ttos/Ttotaluno(0.45,k);
Tcn=Tcn-273.15

%Estado corrida 4Mach - 0.054Mach salida tobera
Pcn=Pto(31)/Ptotaluno(0.054,k)
Tcn=Tto/Ttotaluno(0.054,k);
Tcn=Tcn-273.15

%Estado corrida 1.2Mach transónico - 0.82Mach salida tobera
Pcn=Ptots/Ptotaluno(0.82,k)
Tcn=Ttan/Ttotaluno(0.82,k);
Tcn=Tcn-273.15

%Estado corrida 1.2Mach supersónico - 0.82Mach salida tobera
Pcn=Pto(3)/Ptotaluno(0.82,k)
Tcn=Tto/Ttotaluno(0.82,k);
Tcn=Tcn-273.15

%Estado corrida 4Mach - 0.0374Mach entrada tobera
rcnv=a1a2(0.0374,0.054,k)
Pcn=Pto(31)/Ptotaluno(0.0374,k)
Tcn=Tto/Ttotaluno(0.0374,k);
Tcn=Tcn-273.15

%Estado corrida 1.2Mach transónico - 0.4362Mach entrada tobera
rcnv=a1a2(0.4362,0.82,k)
Pcn=Ptots/Ptotaluno(0.4362,k)
Tcn=Ttan/Ttotaluno(0.4362,k);
```

Tcn=Tcn-273.15

%Estado corrida 1.2Mach supersónico - 0.4362Mach entrada tobera

Pcn=Pto(3)/Ptotaluno(0.4362,k)

Tcn=Tto/Ttotaluno(0.4362,k);

Tcn=Tcn-273.15

rn =

1.3953

1.4359

1.4487

Asc =

0.3488

0.3590

0.3622

Hsc =

0.6977

0.7180

0.7243

Hsc =

0.7200

rcn =

1.4400

Pcn =

149.3393

Tcn =

207.3882

Pcn =

742.5087

Tcn =

226.5586

Pcn =

276.9106

Tcn =

167.5806

Pcn =
93.4047

Tcn =
167.5806

rcnv =
1.4425

Pcn =
743.2974

Tcn =
226.7102

rcnv =
1.4401

Pcn =
377.8840

Tcn =
208.5205

Pcn =
127.4641

Tcn =
208.5205

Difusor supersónico

"td" se refiere a garganta del difusor

```
Magar=[1.2;1.5;2;2.5;3;3.5;4]
po11=Pttotaluno(Magar,k)
p12=(Pdosuno(Magar,k).^(-1))
ma2=Ma2(Magar,k)
p2o2=(Pttotaluno(ma2,k).^(-1))
areas=po11.*p12.*p2o2
Atn=[0.24;0.21;0.15;0.09;0.06;0.04;0.02]
Atd=areas.*Atn
Htd=Atd./0.5
Htd=0.42
relrat=A./Atd %usado para verificar con graf. experimentales
```

%Proceso a Ma=4 y Theta=4° (V1)

```
P21=Pdosuno(1.1848,k);
P32=Pdosuno(1.1717,k);
P43=Pdosuno(1.1604,k);
P54=Pdosuno(1.1500,k);
P65=Pdosuno(1.1408,k);
P76=Pdosuno(1.1326,k);
P87=Pdosuno(1.1250,k);
P98=Pdosuno(1.1180,k);
P109=Pdosuno(1.1114,k);
P1110=Pdosuno(1.1056,k);
P1211=Pdosuno(1.1004,k);
P1312=Pdosuno(1.0958,k);
P1413=Pdosuno(1.0918,k);
P1514=Pdosuno(1.0889,k);
P1615=Pdosuno(1.0877,k);
P1716=Pdosuno(1.0909,k);
P171=P21*P32*P43*P54*P65*P76*P87*P98*P109*P1110*P1211*P1312*P1413*P1514*P1615*P1716;
P17=P171*P1(31)*Pamb; %kPa
```

%Proceso a Ma=1.2 y Theta=4° (V1)

```
P21=Pdosuno(1.1394,k);
P2sup=P21*P1(3)*Pamb; %kPa
P2trans=P21*(Ptotaluno(Mats(6),k))^( -1)*Ptots; %kPa
```

%Proceso a Ma=4 y Theta=15° (V3)

```
P21=Pdosuno(1.8172,k);
P32=Pdosuno(1.5868,k);
P43=Pdosuno(1.4526,k);
P54=Pdosuno(1.4213,k);
P65=Pdosuno(1.0386,k);
P61=P21*P32*P43*P54*P65;
P6=P61*P1(31)*Pamb; %kPa
```

%Proceso a Ma=2.5 y Theta=15° (V3)

```
P21=Pdosuno(1.5011,k);
P32=Pdosuno(1.4086,k);
P43=Pdosuno(1.3313,k);
P41=P21*P32*P43;
P4=P41*P1(16)*Pamb;
```

%Proceso a Ma=4 y Theta=10° (V4)

```
P21=Pdosuno(1.5114,k);
P32=Pdosuno(1.4165,k);
P43=Pdosuno(1.3480,k);
P54=Pdosuno(1.2964,k);
P65=Pdosuno(1.2593,k);
P76=Pdosuno(1.2449,k);
P87=Pdosuno(1.2105,k);
P81=P21*P32*P43*P54*P65*P76*P87
P8=P81*P1(31)*Pamb %kPa
Msa14=Ma2(1.2105,k)
P08=Ptotaluno(Msa14,k)*P8
```

```
T21=Tdosuno(1.5114,k);
T32=Tdosuno(1.4165,k);
T43=Tdosuno(1.3480,k);
T54=Tdosuno(1.2964,k);
T65=Tdosuno(1.2593,k);
T76=Tdosuno(1.2449,k);
T87=Tdosuno(1.2105,k);
T81=T21*T32*T43*T54*T65*T76*T87
T8=T81*T1_tri(45) %K
T8=T8-273.15 %°C
```

%Proceso a Ma=2 y Theta=10° (V4)

```
P21=Pdosuno(1.2660,k);
```

```
P32=Pdosuno(1.2440,k);
P43=Pdosuno(1.2919,k);
P41=P21*P32*P43
P4=P41*P1(11)*Pamb %kPa
Msa12=Ma2(1.2919,k)
P04=Ptotaluno(Msa12,k)*P4
```

```
T21=Tdosuno(1.2660,k);
T32=Tdosuno(1.2440,k);
T43=Tdosuno(1.2919,k);
T41=T21*T32*T43
T4=T41*T1_tri(25) %K
T4=T4-273.15 %°C
```

Magar =

```
1.2000
1.5000
2.0000
2.5000
3.0000
3.5000
4.0000
```

po11 =

```
2.4250
3.6710
7.8244
17.0859
36.7327
76.2723
151.8352
```

p12 =

```
0.6608
0.4068
0.2222
0.1404
0.0968
0.0708
0.0541
```

ma2 =

```
0.8422
0.7011
0.5774
0.5130
0.4752
0.4512
0.4350
```

p2o2 =

```
0.6286
0.7202
0.7978
0.8357
0.8568
0.8697
0.8781
```

areas =

1.0073
1.0755
1.3872
2.0039
3.0456
4.6960
7.2069

Atn =

0.2400
0.2100
0.1500
0.0900
0.0600
0.0400
0.0200

Atd =

0.2417
0.2259
0.2081
0.1804
0.1827
0.1878
0.1441

Htd =

0.4835
0.4517
0.4162
0.3607
0.3655
0.3757
0.2883

Htd =

0.4200

relrat =

1.0342
1.1069
1.2015
1.3862
1.3681
1.3309
1.7345

P81 =

81.1566

P8 =

397.6850

Msa14 =

0.8357

P08 =

628.4668

T81 =

3.7281

T8 =

443.8270

T8 =

170.6770

P41 =

4.9698

P4 =

100.1178

Msa12 =

0.7901

P04 =

151.1282

T41 =

1.6024

T4 =

445.1219

T4 =

171.9719

Difusor Subsónico

"d" se refiere a difusor

```
rd=a1a2([1;Msa14;Msa12],0.1,k)
Adc1=A./rd
Hdc1=sqrt(Adc1) %Sección cuadrada
```

rd =

```
0.1718
0.1761
0.1791
```

Adc1 =

```
1.4555
1.4199
1.3962
```

Hdc1 =

```
1.2064
1.1916
1.1816
```

Análisis estructural

ASME Boiler and Pressure Vessel Code 2010-11 Material SA-240 (AISI 304 18Cr-8Ni)

```
E=181000 %MPa @225°C
Sawh=125 %MPa @225°C
Saw1=138 %MPa @-30°C o menos
Sy=139 %MPa @225°C
Su=439 %MPa @225°C
```

%Cámara de pruebas

% Esfuerzo de membrana

```
th=7.5 %mm
Hts=500 %mm;
P=(-1+P1(31))*Pamb %kPa Presión de diseño
Sm=P*Hts/2/th %kPa
```

% Esfuerzo de flexión

```
c=th/2;
SbN=(-0.5*Hts^2*c./th.^3).*P %kPa
SbQ=(Hts^2*c/th^3).*P %kPa
```

% Esfuerzo totales

```
STNi=Sm+SbN
STNo=Sm-SbN
STQi=Sm+SbQ
STQo=Sm-SbQ
```

%Difusor subsónico

% Esfuerzo de membrana

```
th=9.5 %mm
Hts=500 %mm;
P=Ptots/Ptotaluno(Ma(1),k)-Pamb %kPa Presión de diseño
Sm=P*Hts/2/th %kPa
```

% Esfuerzo de flexión

```
c=th/2;
SbN=(-0.5*Hts^2*c./th.^3).*P %kPa
```

```

SbQ=(Hts^2*c/th^3).*P %kPa

% Esfuerzo totales
STNi=Sm+SbN
STNo=Sm-SbN
STQi=Sm+SbQ
STQo=Sm-SbQ

%Difusor supersónico 2-4 Mach

%Garganta difusor Punto 2A-2B
% Esfuerzo de membrana
th=13.5 %mm
Ss=420 %mm
Ls=500 %mm
aph=Ls/Ss
P=P8-Pamb %kPa Presión de diseño
Sms=P*Ss/2/th %kPa
Sml=P*Ls/2/th %kPa

% Esfuerzo de flexión
c=th/2;
SbN=((1+aph^3)/(1+aph)).*Ss^2-1.5*Ls^2).*P*c/th^3 %kPa
SbQ=(Ss^2*c/th^3).*P*(1+aph^3)/(1+aph) %kPa
SbM=(-1.5+((1+aph^3)/(1+aph)).*P*Ss^2*c/th^3 %kPa

% Esfuerzo totales
STNi=Sms+SbN
STNo=Sms-SbN
STQi=Sms+SbQ
STQos=Sms-SbQ
STMi=Sml+SbN
STMo=Sml-SbN
STQi1=Sml+SbQ
STQo1=Sml-SbQ

%Punto 3
rdc2=hts*Htd/A
Ma3=0.575
rv=a1a2(Msa14,Ma3,k) %relación de áreas iteración-verificación
P3=P08/Ptotaluno(0.575,k)-Pamb
T3=Ttan/Ttotaluno(Ma3,k) %K
T3=T3-273.15 %°C

% Esfuerzo de membrana
th=17 %mm
Hts=500 %mm;
P=P3 %kPa Presión de diseño
Sm=P*Hts/2/th %kPa

% Esfuerzo de flexión
c=th/2;
SbN=(-0.5*Hts^2*c./th.^3).*P %kPa
SbQ=(Hts^2*c/th^3).*P %kPa

% Esfuerzo totales
STNi=Sm+SbN
STNo=Sm-SbN
STQi=Sm+SbQ
STQo=Sm-SbQ

%Difusor supersónico 1-2 Mach
% Esfuerzo de membrana
th=9.5 %mm
Hts=500 %mm;
P=Ptots/Ptotaluno(Ma(1),k)-Pamb %kPa Presión de diseño
Sm=P*Hts/2/th %kPa

```

```

% Esfuerzo de flexión
c=th/2;
SbN=(-0.5*Hts^2*c./th.^3).*P %kPa
SbQ=(Hts^2*c/th^3).*P %kPa

% Esfuerzo totales
STNi=Sm+SbN
STNo=Sm-SbN
STQi=Sm+SbQ
STQo=Sm-SbQ

%Cono de contracción
% Esfuerzo de membrana
th=27.5 %mm
Ss=500 %mm
Ls=720 %mm
aph=Ls/Ss
P=Pto(31)/Ptotaluno(0.0374,k)-Pamb %kPa Presión de diseño
Sms=P*Ss/2/th %kPa
Sml=P*Ls/2/th %kPa

% Esfuerzo de flexión
c=th/2;
SbN=((1+aph^3)/(1+aph)).*Ss^2-1.5*Ls^2).*P*c/th^3 %kPa
SbQ=(Ss^2*c/th^3).*P*(1+aph^3)/(1+aph) %kPa
SbM=(-1.5+((1+aph^3)/(1+aph))).*P*Ss^2*c/th^3 %kPa

% Esfuerzo totales
STNi=Sms+SbN
STNo=Sms-SbN
STQis=Sms+SbQ
STQos=Sms-SbQ
STMi=Sml+SbM
STMo=Sml-SbM
STQil=Sml+SbQ
STQol=Sml-SbQ

%Difusor de angulo amplio
%Punto 1 entrada del WAD
P=max(Pto_tri./Ptotaluno(Maval,k)-Pamb) %kPa
T=Ttan/Ttotaluno(Maval(45),k)-273.15
Sawp=106000; %kPa @225°C
E=1;
thc=P*(DN/2*1000)/(Sawp*E-0.6*P)
thl=P*(DN/2*1000)/(2*Sawp*E+0.4*P)

%Punto 2 cambio de sección
P=Ptots/Ptotaluno(Ma_tri(9),k)-Pamb
T=Ttan/Ttotaluno(Ma_tri(9),k)-273.15
Sawp=117000; %kPa @ 40°C
thc=P*(DN/2*1000)/(Sawp*E-0.6*P)
thl=P*(DN/2*1000)/(2*Sawp*E+0.4*P)

%Punto 3 salida del WAD
rwad=Aval/Hsc/hts
rwadv=a1a2(1,0.1145,k)
P=Ptots/Ptotaluno(0.1145,k)-Pamb
T=Ttan/Ttotaluno(0.1145,k)-273.15
Sawp=106000; %kPa @225°C

% Esfuerzo de membrana
th=19.5 %mm
Ss=500 %mm
Ls=720 %mm
aph=Ls/Ss
P=Ptots/Ptotaluno(0.1145,k)-Pamb %kPa Presión de diseño
Sms=P*Ss/2/th %kPa
Sml=P*Ls/2/th %kPa

```

```

% Esfuerzo de flexión
c=th/2;
SbN=((1+aph^3)/(1+aph)).*Ss^2-1.5*Ls^2).*P*c/th^3 %kPa
SbQ=(Ss^2*c/th^3).*P*(1+aph^3)/(1+aph) %kPa
SbM=(-1.5+((1+aph^3)/(1+aph))).*P*Ss^2*c/th^3 %kPa

% Esfuerzo totales
STNi=Sms+SbN
STNo=Sms-SbN
STQiS=Sms+SbQ
STQoS=Sms-SbQ
STMi=Sml+SbN
STMo=Sml-SbN
STQiI=Sml+SbQ
STQoI=Sml-SbQ

```

E =

181000

Sawh =

125

Sawl =

138

Sy =

139

Su =

439

th =

7.5000

Hts =

500

P =

-85.7538

Sm =

-2.8585e+03

SbN =

9.5282e+04

SbQ =

-1.9056e+05

STNi =

9.2424e+04

STNo =

-9.8140e+04

STQi =

-1.9342e+05

STQo =

1.8771e+05

th =

9.5000

Hts =

500

P =

136.8527

Sm =

3.6014e+03

SbN =

-9.4773e+04

SbQ =

1.8955e+05

STNi =

-9.1172e+04

STNo =

9.8375e+04

STQi =

1.9315e+05

STQo =

-1.8595e+05

th =

13.5000

Ss =

420

Ls =

500

aph =

1.1905

P =

307.0310

Sms =

4.7760e+03

Sml =

5.6858e+03

SbN =

-1.3359e+05

SbQ =

1.8228e+05

SbM =

-4.0601e+04

STNi =

-1.2882e+05

STNo =

1.3837e+05

STQis =

1.8706e+05

STQos =

-1.7751e+05

STMi =

-1.2791e+05

STMo =

1.3928e+05

STQi1 =

1.8797e+05

STQo1 =

-1.7660e+05

rdc2 =

0.8400

Ma3 =

0.5750

rv =

0.8405

P3 =

411.6353

T3 =

468.9882

T3 =

195.8382

th =

17

Hts =

500

P =

411.6353

Sm =

6.0535e+03

SbN =

-8.9021e+04

SbQ =

1.7804e+05

STNi =

-8.2968e+04

STNo =

9.5075e+04

STQi =

1.8410e+05

STQo =

-1.7199e+05

th =

9.5000

Hts =

500

P =

136.8527

Sm =

3.6014e+03

SbN =

-9.4773e+04

SbQ =

1.8955e+05

STNi =

-9.1172e+04

STNo =

9.8375e+04

STQi =

1.9315e+05

STQo =

-1.8595e+05

th =

27.5000

Ss =

500

Ls =

720

aph =

1.4400

P =

652.6434

Sms =

5.9331e+03

Sml =

8.5437e+03

SbN =

-1.5931e+05

SbQ =

1.7622e+05

SbM =

1.4412e+04

STNi =

-1.5338e+05

STNo =

1.6524e+05

STQis =

1.8216e+05

STQos =

-1.7029e+05

STMi =

2.2956e+04

STMo =

-5.8684e+03

STQi1 =

1.8477e+05

STQo1 =

-1.6768e+05

P =

640.9586

T =

224.4523

thc =

0.9103

th1 =

0.4530

P =

111.0446

T =

129.4265

thc =

0.1424

thl =

0.0712

rwad =

0.1963

rwadv =

0.1963

P =

336.0710

T =

225.5424

th =

19.5000

Ss =

500

Ls =

720

aph =

1.4400

P =

336.0710

Sms =

4.3086e+03

Sml =

6.2044e+03

SbN =

-1.6315e+05

SbQ =

1.8048e+05

SbM =

1.4760e+04

STNi =

-1.5884e+05

STNo =

1.6746e+05

STQis =

1.8478e+05

STQos =

-1.7617e+05

STMi =

-1.5695e+05

STMo =

1.6936e+05

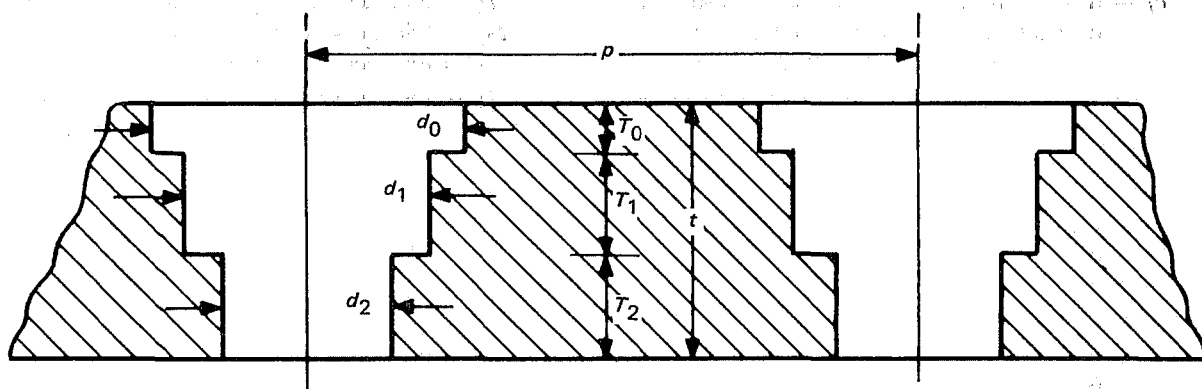
STQi1 =

1.8668e+05

STQo1 =

-1.7427e+05

FIG. 13-6 PLATE WITH MULTIDIAMETER HOLE PATTERN



(b) *Ligament Efficiency of Plate With Multidiameter Holes Subject to Bending Stress.* Figure 13-6 shows a plate with multidiameter holes. In the case of bending loads, the ligament efficiency is given by

$$e_b = (p - D_E)/p \quad (3)$$

where

$$D_E = p - 6I/t^2c \quad (4)$$

$$I = \frac{1}{12} \left(b_o T_o^3 + b_1 T_1^3 + b_2 T_2^3 + \dots + b_n T_n^3 \right)$$

$$+ b_o T_o \left(\frac{T_o}{2} + T_1 + T_2 + \dots + T_n - \bar{X} \right)^2$$

$$+ b_1 T_1 \left(\frac{T_1}{2} + T_2 + \dots + T_n - \bar{X} \right)^2$$

$$+ b_2 T_2 \left(\frac{T_2}{2} + \dots + T_n - \bar{X} \right)^2$$

$$+ b_n T_n \left(\bar{X} - \frac{T_n}{2} \right)^2$$

$$\bar{X} = \left[b_o T_o \left(\frac{T_o}{2} + T_1 + T_2 + \dots + T_n \right) \right.$$

$$+ b_1 T_1 \left(\frac{T_1}{2} + T_2 + \dots + T_n \right)$$

$$+ b_2 T_2 \left(\frac{T_2}{2} + \dots + T_n \right) + b_n T_n \left(\frac{T_n}{2} \right) \left. \right]$$

$$\times (b_o T_o + b_1 T_1 + b_2 T_2 + \dots + b_n T_n)^{-1} \quad (5)$$

$$c = \text{the larger of } \bar{X} \text{ or } (t - \bar{X})$$

That is, $I = bt^3/12$, where $b = 1.0$. The moments M_A and M_r have dimensions (force $\times$ length/length) = force. See para. 13-4(k).

(a) *Vessel per Fig. 13-2(a) Sketch (1)*

(1) *Membrane Stress*

Short-side plates:

$$S_m = Ph/2t_1 \quad (1)$$

Long-side plates:

$$S_m = PH/2t_2 \quad (2)$$

(2) *Bending Stress*

Short-side plates:

$$(S_b)_N = \frac{Pc}{12I_1} \left[-1.5H^2 + h^2 \left(\frac{1 + \alpha^2 K}{1 + K} \right) \right] \quad (3)$$

$$(S_b)_Q = \frac{Ph^2c}{12I_1} \left(\frac{1 + \alpha^2 K}{1 + K} \right) \quad (4)$$

Long-side plates:

$$(S_b)_M = \frac{Ph^2c}{12I_2} \left[-1.5 + \left(\frac{1 + \alpha^2 K}{1 + K} \right) \right] \quad (5)$$

$$(S_b)_Q = \frac{Ph^2c}{12I_2} \left(\frac{1 + \alpha^2 K}{1 + K} \right) \quad (6)$$

(3) *Total Stress*

Short-side plates:

$$(S_T)_N = \text{eq. (1)} + \text{eq. (3)} \quad (7)$$

$$(S_T)_Q = \text{eq. (1)} + \text{eq. (4)} \quad (8)$$

Long-side plates:

$$(S_T)_M = \text{eq. (2)} + \text{eq. (5)} \quad (9)$$

$$(S_T)_Q = \text{eq. (2)} + \text{eq. (6)} \quad (10)$$

13-7 UNREINFORCED VESSELS OF RECTANGULAR CROSS SECTION

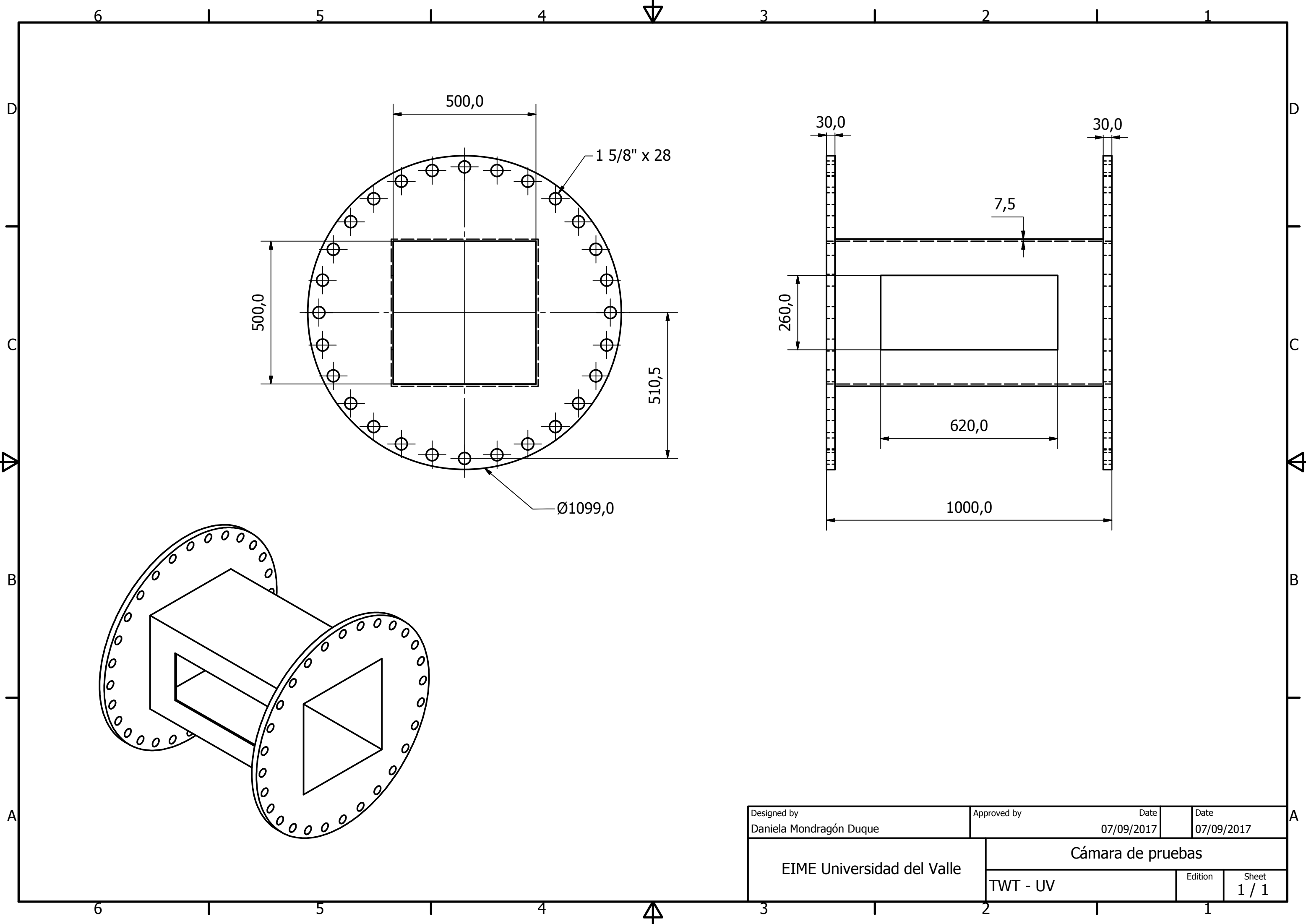
For the equations in these paragraphs, the moments and moments of inertia are calculated on a per-unit-width basis.

Anexo 3. Exploración para dimensionar cono de contracción.

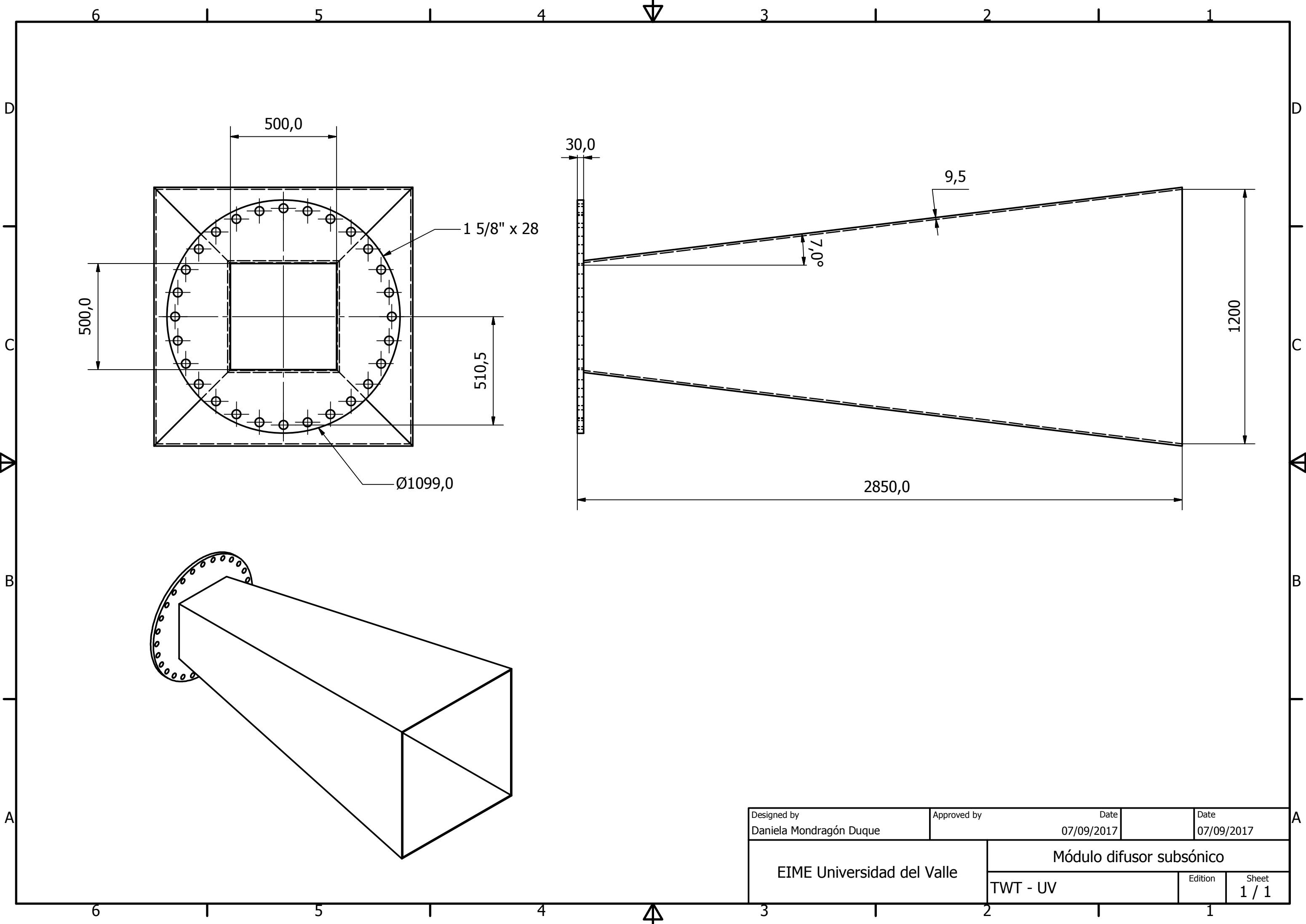
Mach(0,8)	A1 (m2)	Lsecc (m)
0,1	1,401864	2,803728
0,15	0,941589	1,883177
0,2	0,713599	1,427198
0,25	0,578559	1,157118
0,3	0,490032	0,980065
0,35	0,428125	0,85625
0,4	0,382897	0,765794
0,45	0,348832	0,697664
0,5	0,322627	0,645254
0,55	0,302184	0,604369
0,6	0,286112	0,572224
0,65	0,27345	0,5469
0,7	0,263519	0,527038
0,75	0,255824	0,511648
0,8	0,25	0,5

Mach(0,9)	A1 (m2)	Lsecc (m)
0,1	1,442671	2,885342
0,15	0,968998	1,937995
0,2	0,734371	1,468743
0,25	0,595401	1,190801
0,3	0,504297	1,008594
0,35	0,440587	0,881175
0,4	0,394043	0,788085
0,45	0,358986	0,717973
0,5	0,332018	0,664037
0,55	0,310981	0,621961
0,6	0,29444	0,588881
0,65	0,28141	0,56282
0,7	0,27119	0,542379
0,75	0,263271	0,526542
0,8	0,257277	0,514555
0,85	0,252925	0,505851
0,9	0,25	0,5

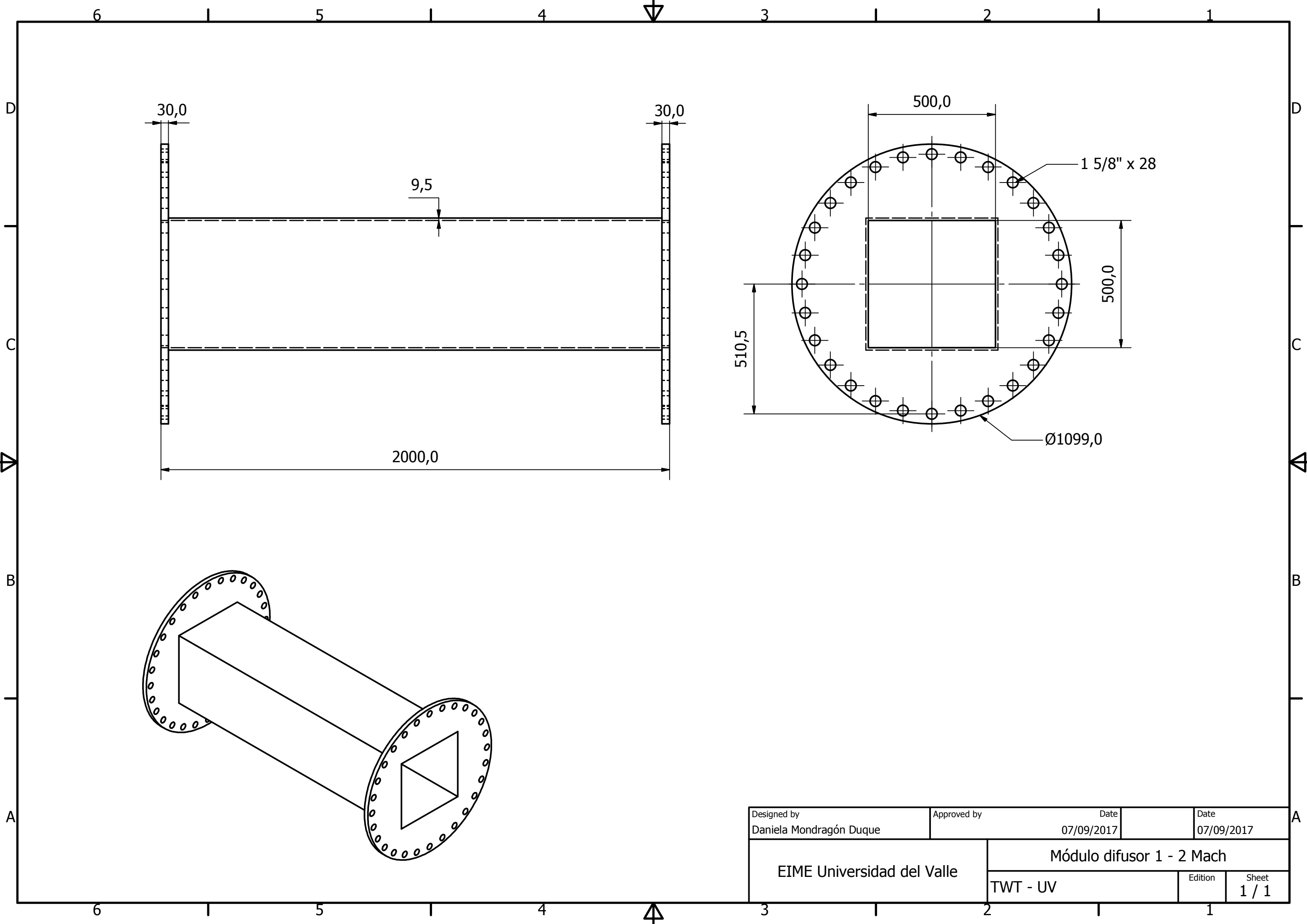
Mach(1)	A1 (m2)	Lsecc (m)
0,1	1,455457	2,910914
0,15	0,977586	1,955171
0,2	0,74088	1,48176
0,25	0,600677	1,201355
0,3	0,508766	1,017533
0,35	0,444492	0,888984
0,4	0,397535	0,79507
0,45	0,362168	0,724336
0,5	0,334961	0,669922
0,55	0,313737	0,627474
0,6	0,29705	0,5941
0,65	0,283904	0,567808
0,7	0,273593	0,547186
0,75	0,265604	0,531209
0,8	0,259558	0,519115
0,85	0,255167	0,510334
0,9	0,252216	0,504431
0,95	0,250536	0,501073
1	0,25	0,5

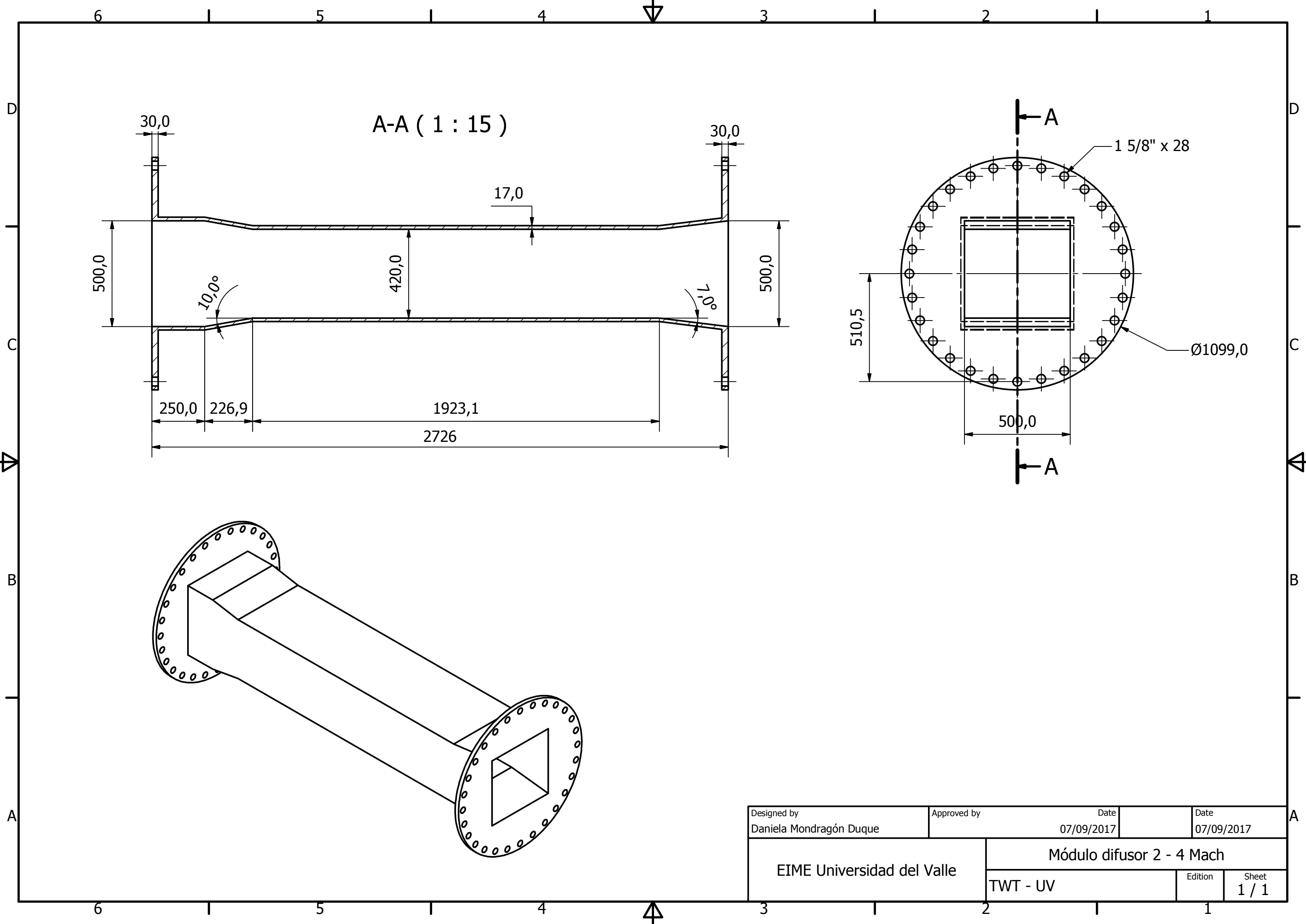


Designed by Daniela Mondragón Duque	Approved by 07/09/2017	Date 07/09/2017	Date 07/09/2017
EIME Universidad del Valle	Cámara de pruebas		
	TWT - UV	Edition	Sheet 1 / 1

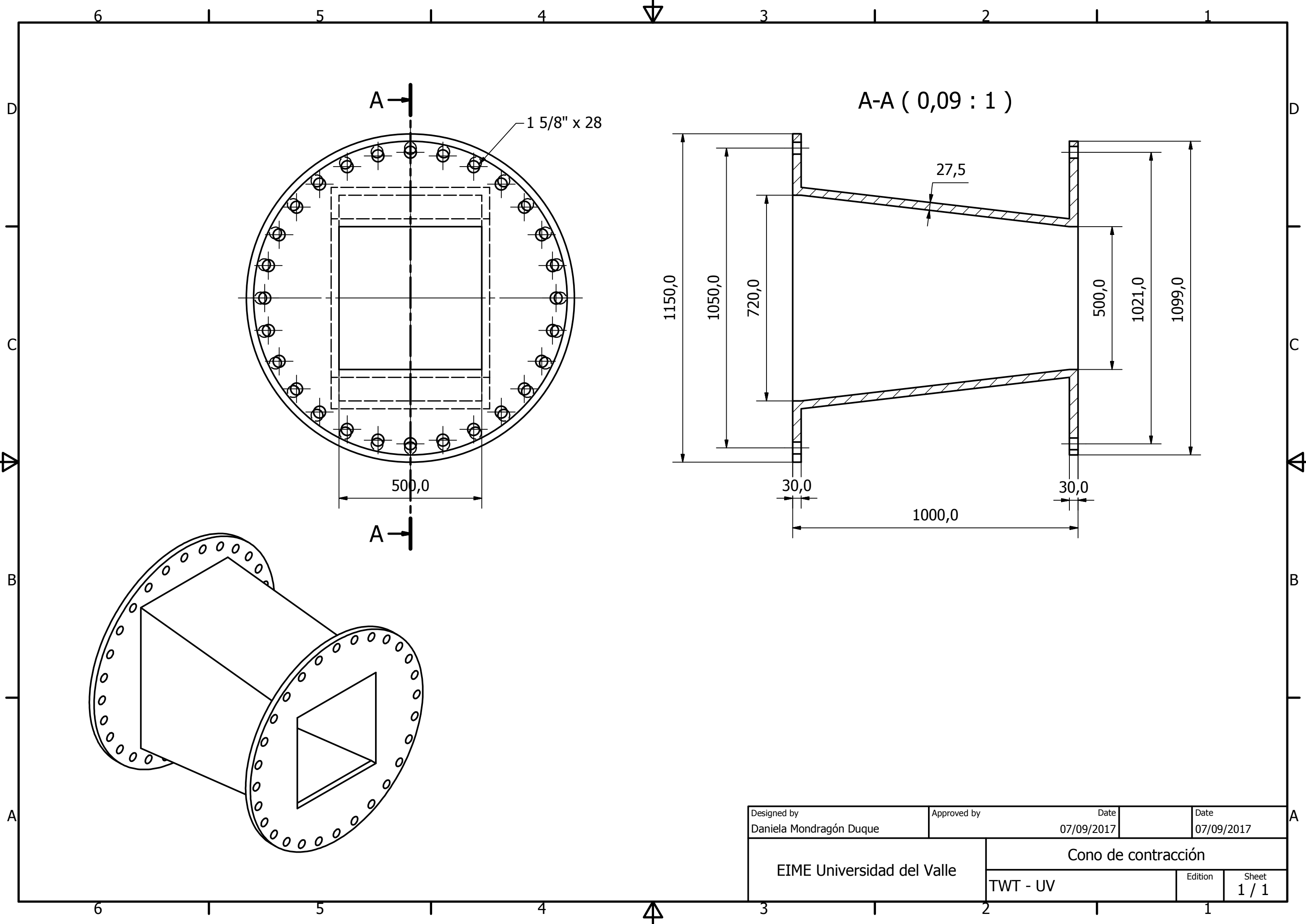


Designed by Daniela Mondragón Duque	Approved by 07/09/2017	Date 07/09/2017	Date 07/09/2017
EIME Universidad del Valle	Módulo difusor subsónico		
	TWT - UV	Edition	Sheet 1 / 1

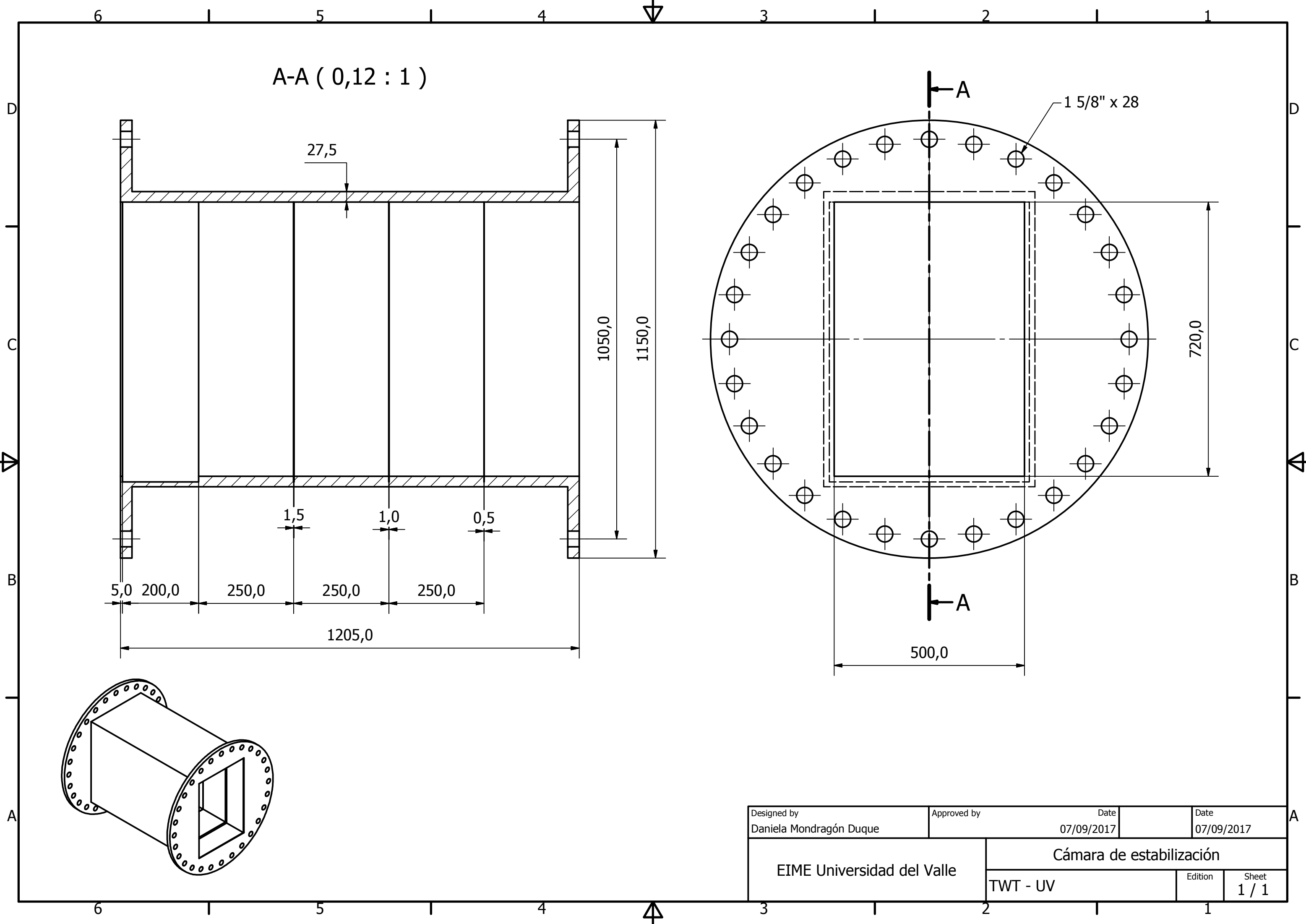




Designed by Daniela Mondragón Duque	Approved by 07/09/2017	Date 07/09/2017	Date 07/09/2017
EIME Universidad del Valle	Módulo difusor 2 - 4 Mach		
	TWT - UV	Edition	Sheet 1 / 1



Designed by Daniela Mondragón Duque	Approved by 07/09/2017	Date 07/09/2017	Date 07/09/2017
EIME Universidad del Valle	Cono de contracción		
	TWT - UV	Edition	Sheet 1 / 1



Designed by Daniela Mondragón Duque	Approved by 07/09/2017	Date 07/09/2017	Date 07/09/2017
EIME Universidad del Valle	Cámara de estabilización		
	TWT - UV	Edition	Sheet 1 / 1