



UNIVERSIDAD DE
COSTA RICA

FACULTAD DE INGENIERÍA
ESCUELA DE INGENIERÍA MECÁNICA

DISEÑO DE TOBERA, CÁMARA DE
COMBUSTIÓN Y SISTEMA DE
ENFRIAMIENTO PARA LA PRUEBA
ESTÁTICA DE UN MOTOR DE COHETE
CON COMBUSTIBLE LÍQUIDO

Trabajo final de graduación sometido a la consideración de la

UNIVERSIDAD DE COSTA RICA

como parte de los requisitos
para aspirar al título y grado de

LICENCIATURA EN INGENIERÍA MECÁNICA

Mauricio Alfaro Benavides B40156
Esteban Jiménez Sánchez B13519

Ciudad Universitaria Rodrigo Facio
Junio 2020

Hoja de tribunal

Este proyecto de graduación fue aceptado por la Comisión de Trabajos Finales de Graduación de la Escuela de Ingeniería Mecánica de la Universidad de Costa Rica, como requisito parcial para optar por el grado y título de Licenciatura en Ingeniería Mecánica.

_____ Director de la Unidad Académica

Dr. Pietro Scaglioni Solano

Director Escuela de Ingeniería Mecánica

_____ Asesor director

Lic. José Fernando Salas Fumero

Escuela de Ingeniería Mecánica

_____ Asesor interno

Mag. Sergio Ferreto Brenes

Escuela de Ingeniería Mecánica

_____ Asesor externo

Mag. Rodolfo Soto Urbina

Escuela de Ingeniería Mecánica

_____ Docente curso Proyecto II

Mag. Marco Vinicio Calvo Vargas

Escuela de Ingeniería Mecánica

Por acuerdo unánime del tribunal examinador de este trabajo final de graduación, se aprueba con distinción de sobresaliente, al amparo de lo establecido en el Artículo 39 del Reglamento de Trabajos Finales de Graduación.

_____ Ponente

Mauricio Alfaro Banavides

_____ Ponente

Esteban Jiménez Sánchez

Agradecimientos

A nuestras familias, sin su apoyo este proyecto no habría sido posible.

Dedicatoria

A Jim y Becky Green, por su apoyo incondicional y hospitalidad,

A Leonora de Lemos, por promover nuestro aprendizaje de cohetería,

A los aficionados a la cohetería, que hicieron esta tesis posible.

Epígrafe

*“Elegimos ir a la luna en esta década y hacer las otras cosas,
no porque sean fáciles, sino porque son difíciles”*

- John F. Kennedy

Índice general

Hoja de Tribunal	ii
Agradecimientos	iii
Dedicatoria	iv
Epígrafe	v
Índice de figuras	ix
Índice de cuadros	xi
Simbología	xii
Abreviaturas	xiv
Resumen	xv
1. Introducción	1
1.1. Descripción General	1
1.2. Objetivos	1
1.2.1. Objetivo general	1
1.2.2. Objetivos específicos	1
1.3. Justificación	2
1.4. Antecedentes	3
1.5. Metodología	4
1.6. Alcance y limitaciones	5
2. Marco Teórico	7
2.1. Conceptos Fundamentales	7
2.1.1. Tipos de Motores de Cohete	9
2.1.2. Impulso	10
2.1.3. Velocidad Característica	12
2.1.4. Razón Oxidante - Combustible	13
2.1.5. Longitud Característica	13
2.1.6. Idealizaciones del Cohete Ideal	14
2.2. Motores Preexistentes	15
2.3. Flujo Isoentrópico	15
2.3.1. Relación con el Número Mach	19
2.4. Flujo Estrangulado	20
2.5. Tipos de Tobera	23
2.5.1. Toberas cónicas	23
2.5.2. Toberas parabólicas	24
2.5.3. Tobera de Campana	24
2.6. Propelentes	27
2.6.1. Óxido Nitroso	27
2.6.2. Jet A-1	27

2.7.	Transferencia de Calor	28
2.7.1.	Convección	28
2.7.2.	Radiación	34
2.7.3.	Recombinación	34
2.7.4.	Intercambiadores de Calor	35
2.8.	Sistemas de Enfriamiento	35
2.8.1.	Enfriamiento Regenerativo	36
3.	Diseño General	38
3.1.	Selección de Propelentes	38
3.1.1.	Óxido Nitroso	40
3.1.2.	Jet A-1	41
3.2.	Cálculos Termoquímicos	41
3.2.1.	Valores Intermedios para bajas presiones	42
3.2.2.	Valores Finales	43
3.3.	cámara	44
3.4.	Tobera	47
3.4.1.	Eficiencia Teórica	49
3.5.	Diseño Preliminar	50
3.5.1.	Selección preliminar de material	50
4.	Sistema de Enfriamiento	53
4.1.	Metodología	53
4.2.	Régimen de Operación	53
4.2.1.	Suposiciones	54
4.2.2.	Ecuaciones usadas	54
4.2.3.	Condiciones de Inicio	56
4.2.4.	Resultados	56
4.3.	Cargas Térmicas	57
4.3.1.	Determinación de Características Físicas	57
4.3.2.	Determinación de la Temperatura de Pared	58
4.3.3.	Cálculo de Factores de Corrección	59
4.3.4.	Cálculo de Transferencia por Convección	59
4.3.5.	Cálculo de Transferencia por Radiación	60
4.3.6.	Valor Final de la Carga Térmica	63
4.3.7.	Conducción en la pared interna	63
4.4.	Método de Enfriamiento	64
4.4.1.	Selección	64
4.4.2.	Determinación de la Capacidad del Refrigerante	64
4.4.3.	Temperatura del Refrigerante	65
4.4.4.	Efecto de la transferencia de calor al exterior	65
4.4.5.	Cálculo del coeficiente de transferencia por convección	66
4.4.6.	Determinación del Diámetro Hidráulico	66
4.4.7.	Parámetros de Flujo	67
5.	Análisis de Resultados	70
5.1.	Análisis de Flujos	70
5.1.1.	Primer análisis de flujo	70
5.2.	Verificación de Sistema	72

5.2.1. Verificación de Temperaturas	72
5.2.2. Flujo de calor máximo y el efecto de Leidenfrost	74
5.3. Resistencia de Materiales	74
5.3.1. Esfuerzos	75
5.3.2. Efectos térmicos	76
5.3.3. Efectos de Soldadura	78
6. Diseño Final	79
6.1. Dimensiones finales	79
6.1.1. Diseño del distribuidor	81
6.1.2. Diseño de Inyector	82
6.2. Sistema de distribución	84
6.2.1. Método de distribución de propelentes	84
6.2.2. Componentes para trasiego	85
6.3. Prueba e Instrumentación	86
6.3.1. Instalaciones de prueba	87
6.3.2. Instrumentación del sistema	87
7. Conclusiones	89
8. Recomendaciones	91
Referencias	93
Anexos	97
Anexo A.1. Planos	97
Anexo A.2. Tabla de expansión isoentrópica	114
Anexo A.3. Macros de Excel	121
Anexo A.4. Programa de análisis en estado transitorio	122

Índice de figuras

2.1. Diagrama de motor de combustible sólido . Fuente: NASA	9
2.2. Diagrama de motor de combustible líquido. Fuente: NASA	10
2.3. Diagrama de motor de cohete. Fuente: Sutton & Biblarz	20
2.4. Comportamiento de diferentes variable a través del eje axial del motor. Fuente: Sutton & Biblarz	21
2.5. Comportamiento de presión a través del eje axial del motor. Fuente: Sutton & Biblarz.	22
2.6. Parámetros de diseño de tobera. Fuente: Rocket Propulsion Elements	23
2.7. Curvas para pendientes de tobera. Fuente: <i>Rocket Propulsion Elements</i>	25
2.8. Diseño de tobera por el método de características. Fuente: Trabajo Propio	26
2.9. Trazado de líneas características. Fuente: Trabajo Propio	26
2.10. Comportamiento del punto de evaporación del óxido nitroso con respecto a la temperatura y presión. Datos obtenidos del NIST.	27
2.11. Resistencia térmica de depósito de carbono en paredes de cámara de com- bustión. Fuente: Modern Engineering for Design of Liquid Propellant Rocket Engines. (Huzel & Huang, 1992)	31
2.12. Regímenes de transferencia de calor de una pared caliente hacia un refrigerante. Fuente: Rocket Propulsion Elements. (Sutton & Biblarz, 2001)	33
2.13. Ilustración de transferencia de calor de una sola dimensión. Fuente: <i>Regenera- tive Cooling of Liquid Rocket Engine Thrust Chambers</i>	37
2.14. Diagrama de distribución de temperatura en la pared de cámara de un motor de cohete típico. Fuente: Sutton & Biblarz.	37
3.1. Variación de la velocidad característica con respecto a la razón de mezcla O/F. Fuente: trabajo propio.	42
3.2. Velocidades características para diferentes razones O/F para una presión de 1,03 MPa (150 psi). Fuente: trabajo propio.	43
3.3. Composición de los gases a través de la tobera. Fuente: trabajo propio.	44
3.4. Composición final de los gases en el escape de la tobera. Datos obtenidos del CEA. Fuente: trabajo propio.	45
3.5. Concepto de motor (Versión 3). Fuente: trabajo propio.	51
3.6. Concepto de motor (Versión 3), sección trasera. Fuente: trabajo propio.	52
4.1. Resultados de primera prueba de estado transitorio. Fuente: trabajo propio.	56
4.2. Temperatura de la pared interna. Fuente: trabajo propio.	59
4.3. Emisividad de los gases de combustión en términos de la presión. Fuente: tra- bajo propio.	62
4.4. Carga total de calor para cada punto de cálculo. Fuente: trabajo propio.	63

4.5.	Coeficiente de calor por convección para el refrigerante. Fuente: trabajo propio.	66
4.6.	Diámetro hidráulico. Fuente: trabajo propio.	68
4.7.	Velocidad del refrigerante. Fuente: trabajo propio.	68
5.1.	Comportamiento de la velocidad. Fuente: trabajo propio.	71
5.2.	Comportamiento de la temperatura. Fuente: trabajo propio.	72
5.3.	Comportamiento de la presión. Fuente: trabajo propio.	73
5.4.	Distribución de temperaturas. Fuente: trabajo propio.	73
5.5.	Flujos de calor. Fuente: trabajo propio.	75
5.6.	Variación de los esfuerzos de tensión últimos y de cedencia con la temperatura para acero inoxidable 321. Fuente: Gráfica generada a base de la información de Allegheny Ludlum.	76
6.1.	Diseño final. Fuente: trabajo propio.	80
6.2.	Diseño final. Vista Isométrica Fuente: trabajo propio.	81
6.3.	Diseño final. Fuente: trabajo propio.	81
6.4.	Comportamiento de las variables dentro del distribuidor. Fuente: trabajo propio.	82
6.5.	Distribuidor. Fuente: trabajo propio.	83
6.6.	Inyector. Fuente: trabajo propio.	84
6.7.	Diagrama de presurización. Fuente: trabajo propio.	85
6.8.	Diagrama sistema de distribución. Fuente: trabajo propio.	86
6.9.	Diagrama adquisición de datos. Fuente: trabajo propio.	88

Índice de cuadros

2.1. Clasificación de motores	11
2.2. Resumen de investigación de motores preexistentes	15
3.1. Tabla de decisión de combustible	39
3.2. Tabla de decisión de oxidante	40
3.3. Valores obtenidos mediante el análisis de CEA	43
3.4. Valores iniciales de diseño	44
3.5. Volúmenes específicos	46
3.6. Temperaturas y presión	46
3.7. Velocidades	46
4.1. Valores de inicio de simulación	56
4.2. Coeficientes de ecuación polinomial de grado 5 para la descripción de la emisividad	62
5.1. Valores límite establecidos para las temperaturas de los materiales	73
5.2. Valores de flujo máximo de calor para ebullición nucleada	74
5.3. Valores de presión	76
5.4. Esfuerzos tangenciales	76
5.5. Coeficientes para ecuación de variación de esfuerzos con temperatura	77
5.6. Resultados de cálculo de esfuerzos	77
6.1. Dimensiones finales del motor	79
6.2. Valores de diseño del distribuidor	82
6.3. Parámetros de inyector	83
6.4. Variables para adquisición de datos	87

Simbología

$\vec{F}_C$: Fuerza del cohete (N)
 $\dot{m}$: Flujo másico de los gases ($\frac{kg}{s}$)
 $\vec{u}$: Velocidad de los gases de escape ($\frac{m}{s}$)
 I_T : Impulso Total ($N * s$)
 I_{sp} : Impulso Específico (s)
 W_p : Peso del propelente (N)
 g_0 : Aceleración Gravitacional Estándar ($\frac{m}{s^2}$)
 c^* : Velocidad Característica ($\frac{m}{s}$)
 A_t : Área transversal de garganta (m^2)
 r : Razón O/F (Adimensional)
 L^* : Longitud Característica (m)
 m_O : Masa de Oxidante (kg)
 m_F : Masa de Combustible (kg)
 V_C : Volumen Específico en la cámara. ($\frac{m^3}{kg}$)
 V_t : Volumen Específico en la garganta. ($\frac{m^3}{kg}$)
 V_e : Volumen Específico en el escape. ($\frac{m^3}{kg}$)
 T_C : Temperatura en la cámara. (K)
 T_t : Temperatura de la garganta. (K)
 T_e : Temperatura del escape. (K)
 R : Constante del gas específico por unidad de peso para la mezcla de gases de escape. ($\frac{J}{kg * K}$)
 P_C : Presión en la cámara. (Pa)
 P_t : Presión en la garganta. (Pa)
 P_e : Presión en el escape. (Pa)
 P_{amb} : Presión ambiente promedio (Pa)
 P^* : Presión Crítica (Pa)
 A_n : Área transversal para un punto n particular. (m^2)
 γ : Razón de calores específicos para la mezcla de gases de escape. (Adimensional)
 k : Razón de calores específicos para la mezcla de gases de escape.
 q_{conv} : Calor por conducción ($\frac{W}{m^2}$)
 h : Coeficiente de transferencia de calor por convección
($\frac{W}{m^2 * ^\circ C}$)
 T_W : Temperatura en la pared de la cámara (K)
 k : Conductividad Térmica ($\frac{W}{m * K}$)
 D : Diámetro Local (m)
 μ : Viscosidad Dinámica ($\frac{N * s}{m^2}$)
 q_{rad} : Calor por radiación ($\frac{W}{m^2}$)

α_W : Absortividad de la pared (*Adimensional*)
 σ : Constante de Stefan - Boltzmann
 M : Número Mach
 ν : Función de Prandtl-Meyer
 D_* : Diámetro de garganta (m)
 c_p : Calor Específico a presión constante $\left(\frac{J}{kgK}\right)$
 r_c : Radio de Curvatura de la Tobera (m)
 Pr : Número de Prandtl
 σ : Factor adimensional de viscosidad y densidad

Abreviaturas

NASA: *National Aeronautics and Space Administration* (Administración Nacional de Aeronáutica y el Espacio)

NIST: *National Institute of Standards and Technology* (Instituto Nacional de Estándares y Tecnología)

CEA: *Chemical Equilibrium with Applications* (Equilibrio Químico con Aplicaciones)

ESA: *European Space Agency* (Agencia Espacial Europea)

GIA: Grupo de Ingeniería Aeroespacial de la Universidad de Costa Rica

ASTM: *American Society for Testing and Materials* (Sociedad Americana para Pruebas y Materiales)

RECOPE: Refinadora Costarricense de Petróleo

EIGA: *European Industrial Gases Association* (Asociación Europea de Gases Industriales)

Resumen

Se presenta el Trabajo Final de Graduación que consiste en el diseño de la tobera, la cámara de combustión y del sistema de enfriamiento de un motor de cohete que opera con combustibles en estado líquido. El motor opera con una mezcla de óxido nitroso y combustible de aviación (Jet A-1) para lograr un empuje teórico de 5 kN. La cámara de combustión trabaja a una presión de 1,03 MPa (150 psi), y mediante una tobera convergente-divergente, logra una aceleración de los gases hasta una velocidad de 2070 m/s. Se realizó un modelado computacional de su comportamiento por medio de un método de elementos finitos tomando un enfoque hacia la distribución de la carga térmica. La misma alcanza unos 170,2 kW de potencia térmica a remover, con el objetivo de una operación continua en estado estacionario del motor. Se presenta un diseño de sistema de enfriamiento para lograr dicho objetivo, mediante el uso del mismo combustible como medio refrigerante.

Capítulo 1

Introducción

1.1. Descripción General

Los motores de cohete con combustible líquido son ideales para alcanzar velocidades orbitales. Son de considerable complejidad para su investigación y desarrollo debido a la gran cantidad de áreas de conocimiento que interactúan. Además, son un elemento fundamental en la industria aeroespacial ya que han permitido a la humanidad alcanzar metas que antes de la existencia de éstos, se consideraban inalcanzables.

El Grupo de Ingeniería Aeroespacial de la Universidad de Costa Rica ha trabajado en el desarrollo de tecnologías relacionadas con el sector aeroespacial y con la cohetaría en específico. El trabajo se ha concentrado principalmente en la investigación de motores de combustible sólido, de baja a media potencia. Sin embargo, no se ha realizado una investigación profunda hacia el desarrollo de motores de cohete con combustible líquido. El presente documento busca incentivar ese primer acercamiento a sistemas de propulsión más complejos y abrir las puertas al desarrollo de esta tecnología en el país.

La etapa inicial de investigación y desarrollo de un motor de este tipo contempla desde la selección del combustible a utilizar hasta la prueba estática del mismo. En este documento se busca realizar el diseño de la tobera, la cámara de combustión y del sistema de enfriamiento del motor. Se espera lograr disparos de larga duración para poder hacer múltiples pruebas sin comprometer su integridad estructural. Este análisis abarca el estudio de la transferencia de calor, la configuración del compartimiento para el fluido refrigerante y la selección de este fluido.

1.2. Objetivos

1.2.1. Objetivo general

Diseño de la cámara de combustión, tobera y sistema de enfriamiento para la prueba estática de un motor de cohete impulsado con óxido nitroso y Jet A-1 operando en estado estacionario.

1.2.2. Objetivos específicos

- Diseñar la cámara de combustión acorde con los propelentes seleccionados.

- Dimensionar una tobera convergente - divergente para lograr la expansión y aceleración de un flujo a velocidades supersónicas.
- Modelar el comportamiento térmico de la tobera y la cámara de combustión mediante las herramientas de análisis de elementos finitos para poder describir los comportamientos térmicos del sistema.
- Definir la configuración del sistema de enfriamiento a utilizar para extraer calor tanto de la tobera como de la cámara de combustión.
- Definir el tipo de refrigerante a utilizar para el enfriamiento del motor.
- Diseñar el sistema de circulación de refrigerante, incluyendo los conductos y elementos necesarios para la demanda requerida.

1.3. Justificación

El desarrollo de sistemas de propulsión con propelentes en estado líquido permite el desarrollo de cohetes a una mayor escala, en comparación con la cohetes de estado sólido. Esto dado que el tipo de propelentes disponibles en estado líquido hace posible la operación de un motor con un mayor nivel energético, lo cual posibilita un mayor rendimiento, y por tanto, mejores resultados. Este alto nivel energético, se debe a un alto diferencial de temperatura que hace necesario el uso de sistemas de enfriamiento para garantizar la integridad estructural del motor.

El sistema de enfriamiento se encuentra entre los sistemas principales que se requieren con miras a la realización de una prueba estática del motor. Sin la presencia de un sistema de enfriamiento, la mencionada prueba estática del motor sería limitada, sin permitir una adecuada comprensión del funcionamiento del motor y comprometiendo otros sistemas auxiliares.

Actualmente, el trabajo con combustibles sólidos del Grupo de Ingeniería Aeroespacial ha generado una base de conocimiento en el diseño de motores de cohete, sin embargo el salto hacia motores de combustible líquido implica sistemas más complejos, los cuales no han sido estudiados aún por el grupo. Con este proyecto final de graduación se da un primer paso hacia el desarrollo de esta tecnología en el país aportando conocimientos que permitirán al grupo dar ese salto.

Se pretende llegar a un diseño de sistema de enfriamiento específico para la tobera y cámara de combustión resultantes de las etapas iniciales del proyecto, las cuales tendrán características dimensionales definidas. Por este motivo, el sistema de enfriamiento final funcionará para un motor que cumpla con estas dimensiones. Sin embargo se espera que el razonamiento, el diseño y la teoría implementada funcionen como una base teórica para que futuros diseñadores puedan concretar un sistema de enfriamiento personalizado para sus motores de una manera más eficiente.

Todo gran viaje se comienza dando pasos pequeños. La industria aeroespacial en Costa Rica ha empezado a surgir y tanto en instituciones no gubernamentales como en instituciones públicas cada vez son más las personas que se han comenzado a unir para llevar a cabo proyectos en esta área de la ingeniería que ha sido poco explorada. Existe, sin embargo, un vacío de conocimiento en el sector de propulsión en términos generales y no existen actualmente

intentos de desarrollar la tecnología de propulsión líquida en el país.

Más allá de un sistema de enfriamiento para una prueba estática, o un proyecto en el ámbito aeroespacial, este proyecto final de graduación es una oportunidad para aportar conocimiento técnico a grupos universitarios y generar una herramienta de dominio público que pueda ser utilizada por estudiantes e investigadores que quieran desarrollar nuevos proyectos en el área de tecnología aeroespacial. Esta expansión del conocimiento puede llevar al nacimiento de una industria aeroespacial en el país que contribuya al desarrollo económico y además aporte un escalón importante en el camino hacia sistemas de propulsión más potentes que permitan avanzar de una manera sólida en el ámbito aeroespacial.

1.4. Antecedentes

La cohetaría de motores líquidos ve sus orígenes en el siglo 20 cuando un ciudadano de los Estados Unidos de Norte América, Robert H. Goddard, se interesó en buscar una forma de alcanzar alturas superiores a las alcanzadas por globos más livianos que el aire. Este interés lo llevó a realizar una serie de experimentos que iniciaron con cohetes de combustible sólido, sin embargo, Goddard estaba convencido de que los combustibles líquidos funcionarían mejor que los sólidos. Este pensamiento llevó a Goddard a ser el primero en construir y volar un cohete impulsado por un motor de combustible líquido. Algunos años después, en las épocas cercanas a la segunda guerra mundial, cerca de las orillas del Mar Báltico, ingenieros y científicos alemanes, incluido el ingeniero y escritor Hermann Oberth iniciaron con la construcción de uno de los cohetes más avanzados de esas épocas, el V-2. Este proyecto fue liderado por quien se convertiría en uno de los ingenieros más influyentes de la cohetaría moderna, Wernher von Braun. Después de la segunda guerra mundial muchos científicos abandonaron sus tierras natales lo que llevó a von Braun a llegar a Norte América.

Posterior a los conflictos de la guerra, los Estados Unidos de Norte América y la Unión Soviética vieron un gran potencial en la cohetaría e iniciaron una variedad de programas experimentales que en general contemplaban una carrera por armamento más potente que progresivamente se convirtió en una carrera espacial. Los Soviéticos fascinaron al mundo con el primer satélite, el Sputnik I y posterior a esto, lanzaron un nuevo satélite llevando a una perra llamada Laika. Unos meses después del lanzamiento del Sputnik 1, los Estados Unidos lanzaron su propio satélite, el *Explorer 1*. En octubre de 1958 se creó la Administración Nacional del Aire y el Espacio de los Estados Unidos de América, (NASA) en búsqueda de ser una agencia civil con una meta pacífica de indagar en la exploración espacial para el bienestar de la humanidad. (NASA, 2014)

Como se puede apreciar en el texto anterior, extraído de fuentes de la NASA y traducido por los autores de este documento, el camino de los motores de combustible líquido ha sido cursado por muchos ingenieros y científicos cuyas labores llevaron a este tipo de motores a tener la capacidad suficiente para hacer a la humanidad a experimentar eventos como llevar astronautas al espacio, la construcción de la Estación Espacial Internacional, los alunizajes de las misiones Apolo de la NASA y muchos otros proyectos que han contribuido a aumentar los conocimientos acerca de los cuerpos celestes, la propulsión y otras áreas de la ciencia y la tecnología.

El Grupo de Ingeniería Aeroespacial (GIA) de la Universidad de Costa Rica ha dedicado los últimos años al desarrollo de la cohería en Costa Rica. Su trabajo consiste en actividades con carácter social como los Campamentos Aeroespaciales celebrados en los años 2015 y 2016. Adicionalmente el GIA se ha enfocado en actividades de investigación como el desarrollo de conceptos de satélites como el RETI-SAT con el objetivo del rastreo de mareas rojas en el país, y el desarrollo de cohetes con combustibles sólidos.

Este grupo ha funcionado como una plataforma que permite a estudiantes trabajar en proyectos ligados con el diseño de cohetes propulsados por motores de combustible sólido, generando así conocimientos que se han transmitido y expandido a cada vez más miembros. Los autores de este proyecto de graduación han sido integrantes del GIA, lo que les ha permitido participar en distintos campamentos como colaboradores. Dicha participación brindó la oportunidad de viajar a Reno, Nevada, EEUU, con el fin de obtener certificaciones en los niveles 1 y 2 de cohería de alta potencia otorgados por la asociación de cohería *Tripoli Rocketry Association*.

En el segmento de propulsión, el GIA ha trabajado en el desarrollo de motores con combustible sólido. Esto ha permitido la comprensión de los conceptos básicos de cohería, desde la mecánica de fluidos, hasta los conceptos particulares de impulso relativos al rendimiento del motor. Se han desarrollado y construido motores que han permitido ahondar en los mecanismos de manufactura requeridos.

1.5. Metodología

Esta sección se dividirá en tres etapas cada una integrada por una cantidad específica de pasos que permitan dar un flujo ordenado a las etapas de diseño.

Etapas 1: Diseño de la cámara de combustión y de la tobera.

1. Realización de cálculos químicos utilizando la herramienta CEA.
2. Investigación bibliográfica.
3. Dimensionado de la cámara de combustión para asegurar una correcta combustión de los propelentes.
4. Realización de cálculos de flujo isentrópico para el dimensionado de parámetros para la tobera convergente - divergente.
5. Diseño preliminar de la figura interna del motor, buscando optimización de flujo.

Etapas 2: Análisis termodinámico, selección de configuración de sistema de enfriamiento y selección de líquido refrigerante.

1. Realización de modelo computacional para la determinación de los niveles de carga térmica asociada a cada segmento.
2. Diseño preliminar del sistema de enfriamiento.
3. Modelado de dicho sistema y rediseño.

4. Definición del fluido refrigerante a utilizar.

Etapas 3: Diseño y selección de elementos requeridos para el funcionamiento del sistema de enfriamiento en la prueba estática.

1. Diseño del sistema de enfriamiento final.
2. Verificación de rendimiento teórico mediante modelo computacional.
3. Rediseño del sistema en caso de ser necesario.

1.6. Alcance y limitaciones

Se plantea el diseño de un sistema de enfriamiento para un motor de cohete líquido con un empuje de 5000 N.

Dicho motor usará óxido nítrico como oxidante y Jet A-1 como combustible los cuales se utilizarán en una proporción definida. La misma, será uno de los parámetros que saldrá como resultado de los cálculos termo-químicos iniciales. Una de las principales características por la cual fueron escogidos estos combustibles es la propiedad que les permite estar en estado líquido sin necesidad de un sistema de refrigeración auxiliar.

El diseño se realiza para un motor de cohete en estado estacionario, por tanto, se contempla un periodo de operación máximo de 10 minutos, pero esperando asegurar una operación mínima de 2 minutos. Esto debido a que este se vuelve el rango típico de operación de un motor líquido para alcanzar órbita. Sin embargo, al ser un valor variable y dependiente de la capacidad del motor, éste se toma también como un parámetro definido por los diseñadores.

El sistema de enfriamiento se visualiza en miras de una prueba estática del motor, es decir el sistema se encontrará montado en un banco de pruebas y no en un cohete. Este sistema se realizará para las dimensiones resultantes de las fases iniciales de diseño de cámara de combustión y tobera. Debido a que el sistema está diseñado para ciertas características específicas del motor con relaciones no necesariamente lineales entre sí, la escalabilidad de éste se ve limitada, por lo que se especificará al final del proyecto hasta qué punto se puede adaptar el diseño escogido.

Los cálculos y datos termo-químicos, que son fundamentales para el diseño y el análisis de transferencia de calor serán obtenidos mediante la herramienta pública CEA (*Chemical Equilibrium with Applications*) de la Administración Nacional del Aire y el Espacio de los Estados Unidos de América, (NASA)(Gordon y McBride, 1994). Esto implica que el presente proyecto no entrará en detalle con los cálculos químicos de los combustibles. Como limitación, no se planea el diseño del sistema de inyección de los propelentes a la cámara de combustión. Esto dado que se sale del enfoque principal del proyecto.

Este proyecto está centrado en el diseño del sistema de enfriamiento, de la cámara de combustión y de la tobera del motor. Estas dos últimas darán como resultado la geometría específica para la cual se realizará el sistema de enfriamiento. Estas fases quedarán documentadas en el presente escrito y sirven como fuente para que futuros lectores puedan orientar su diseño y logren conocer textos y herramientas que le serán de suma utilidad.

Una de las principales limitantes que se encuentran al elaborar proyectos en esta área del conocimiento es el alto nivel de peligro que se ve involucrado a la hora de implementarlos. Los motores de cohete trabajan con fluidos inflamables a altas presiones, temperaturas y velocidades. Para realizar las pruebas pertinentes a este tipo de sistemas se requiere de instalaciones especiales, alejadas lo más posible de las zonas habitadas y además de esto, se requieren protocolos de seguridad tanto a la hora de las pruebas como antes de estas cuando se manipulan los combustibles. Otro detalle importante de mencionar es el costo de manufactura de estos motores debido a la complejidad de su geometría, que usualmente requiere de métodos de fabricación muy precisos desarrollados para disminuir los riesgos a la hora de la operación del motor.

Lo anteriormente mencionado contempla las principales razones por las cuales, los autores del presente documento tomaron la decisión de no realizar ningún prototipo o prueba ya que las mismas pueden generar un alto riesgo tanto para ellos como para otros involucrados. Es por esto que el documento final se enfocará en resultados teóricos que permitan dar origen a una serie de planos y simulaciones que permitan plasmar los detalles del sistema diseñado.

Capítulo 2

Marco Teórico

2.1. Conceptos Fundamentales

Las principales referencias a usar durante el desarrollo de este trabajo serán literatura referente al diseño de motores de cohete con uso de combustible líquido. Con el objetivo de lograr una comprensión del caso específico de motores de cohete líquido, se debe de iniciar con un estudio de los parámetros básicos comunes en los motores de cohete. En general la fuerza de un motor de cohete se basa en la definición fundamental de la segunda ley de Newton:

$$\sum \vec{F} = \frac{d\vec{p}}{dt} \quad (2.1)$$

Donde:

- $\sum \vec{F}$: Suma de las fuerzas externas. (N)
- $\vec{p}$: Momento del sistema. ($kg * \frac{m}{s}$)

A partir de la derivación de la anterior expresión se puede obtener la descripción de la fuerza del cohete.

$$\vec{F}_C = \dot{m} * \vec{u} \quad (2.2)$$

Donde:

- $\vec{F}_C$: Fuerza del cohete. (N)
- $\dot{m}$: Flujo másico de los gases. ($\frac{kg}{s}$)
- $\vec{u}$: Velocidad de los gases de escape. ($\frac{m}{s}$)

Es importante aclarar que la expresión anterior supone una velocidad de escape de los gases constante. En caso contrario se debe de sumar el término correspondiente a la debida aceleración de los gases. Dado que en la mayoría de escenarios se busca mantener dicho valor constante, se puede realizar la simplificación.

A partir de la expresión anterior se puede determinar que los dos valores requeridos para la determinación de la fuerza de un cohete son el flujo másico y la velocidad de los gases de escape. Esto implica que en el diseño de cualquier cohete se busca maximizar estos dos valores.

En general el flujo másico se selecciona a la hora de definir el tamaño físico que tendrá el cohete o como valor dependiente a la fuerza deseada, dejando por especificar la velocidad de escape de los gases. La velocidad de los gases de escape depende de distintos valores y parámetros de los cuales, se mencionan a continuación los más relevantes:

- *Presión de cámara (P_C)*: Se considera como un parámetro de diseño del motor, y por tanto se deja a criterio del diseñador. En general, entre mayor sea la presión de cámara, mayor será la velocidad de gases de escape.
- *Razón de presiones*: La razón de presiones es la relación entre la presión de cámara (P_C) y la presión ambiente externa (sea presión atmosférica local o el vacío del espacio exterior).
- *Eficiencia de la tobera*: La tobera tiene una eficiencia asociada tanto a su forma como al mecanismo de manufactura y acabado de la misma. Para una tobera convergente - divergente de forma cónica se estima una eficiencia que puede rondar el 80 % (Nakka, 2007).
- *Selección de combustible*: La selección de combustible afecta el contenido energético disponible. Adicionalmente, influye la composición de los productos finales de la combustión, lo que lleva a un cambio en las características de los gases de escape.
- *Eficiencia de combustión*: La eficiencia de la combustión implica un posible cambio en la composición, o en las proporciones de los productos finales de la reacción, afectando el comportamiento de los gases.
- *Razón de mezcla*: La razón de mezcla (conocida en inglés como “*O/F ratio*”) afecta de manera directa la composición y la liberación de energía de la reacción.

Es importante observar que la velocidad de los gases depende principalmente de valores específicos a la selección de presión y a la combustión de los propelentes. No existe una vinculación importante entre la velocidad de los gases y el tamaño del motor de cohete, en la etapa de selección. Durante el proceso de diseño, la velocidad determinada por los valores del combustible y la presión determina a su vez las dimensiones físicas de la cámara y tobera.

Se determina que existen ciertos parámetros que son considerados de diseño. A continuación se presentan los más importantes:

1. Presión de cámara (P_C)
2. Variable de combustión
 - a) Temperatura de combustión
 - b) Razón de mezcla
 - c) Razón de calores específicos de productos de reacción

- d) Constante de gas específica de productos de reacción
- 3. Presión ambiente promedio de operación (P_{amb})
- 4. Empuje / flujo másico
- 5. Longitud característica y razón de contracción

Durante el desarrollo de este trabajo se estarán definiendo los valores para cada uno de estos parámetros.

2.1.1. Tipos de Motores de Cohete

Si bien existen diferentes tipos de motores de cohetes, algunos ya consolidados, otros en proceso de desarrollo, se enfocará esta sección para hablar de los dos tipos más comunes y utilizados, los motores de combustible sólido y los de combustible líquido. Siendo utilizados muchas veces de manera simultánea, estos dos tipos son los principales métodos de propulsión que se han utilizado a lo largo de la historia aeroespacial.

Motores de combustible sólido

Como lo establece su nombre, los motores de combustible sólido se caracterizan por usar propelentes (combustible y oxidante) en estado sólido. Esto facilita el transporte y carga de combustible al no ser necesario un sistema de bombeo y al trabajar a temperatura ambiente.

En este tipo de motor, el combustible y el oxidante son pre-mezclados en un cilindro sólido al cuál se le realiza un hoyo de extremo a extremo, concéntrico al mismo, que cumple la función de cámara de combustión. Cuando se da la ignición de la mezcla, se generan gases a altas temperaturas y presiones. Estos gases son acelerados a través de la tobera generando, conforme a la tercera ley de Newton, la fuerza de empuje. La magnitud de esta fuerza está fuertemente ligada al diseño de la tobera y el tamaño de su sección más angosta, la garganta. (NASA, 2015b) Adicionalmente, las características del combustible también generan un alto grado de impacto en el comportamiento del motor.

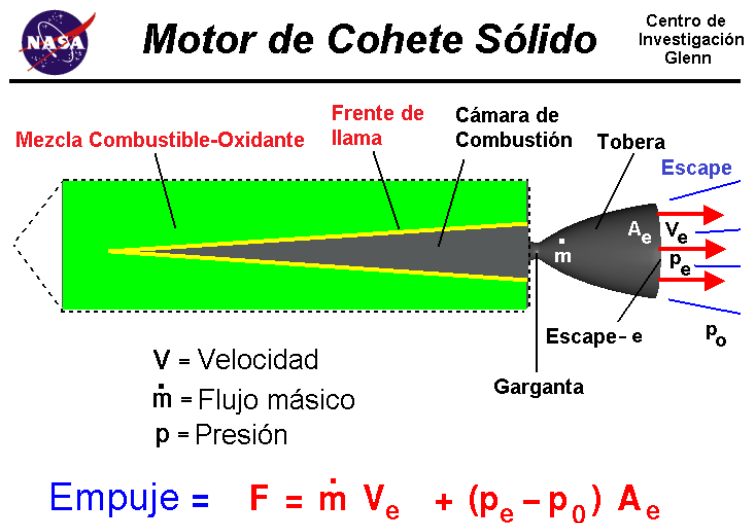


Ilustración 2.1: Diagrama de motor de combustible sólido . Fuente: NASA

Motores de combustible líquido

Estos motores han sido utilizados por la mayoría de cohetes, tanto comerciales como gubernamentales, para poner a humanos, satélites, y muchos otros proyectos espaciales en órbita. En este tipo de motores, el combustible y el oxidante son almacenados por separado en estado líquido, para luego ser bombeados hacia la cámara de combustión donde son mezclados y quemados. Esta combustión genera grandes cantidades de gases de escape a altas temperaturas y presiones. Estos gases son acelerados en la tobera generando una fuerza de empuje. Algunos de los factores que afectan esta fuerza son: el flujo másico que circula a través del motor, la velocidad de escape y la presión a la salida de la tobera. (NASA, 2015a) En la Ilustración 2.2 se observa un esquema de un tipo de motor líquido.

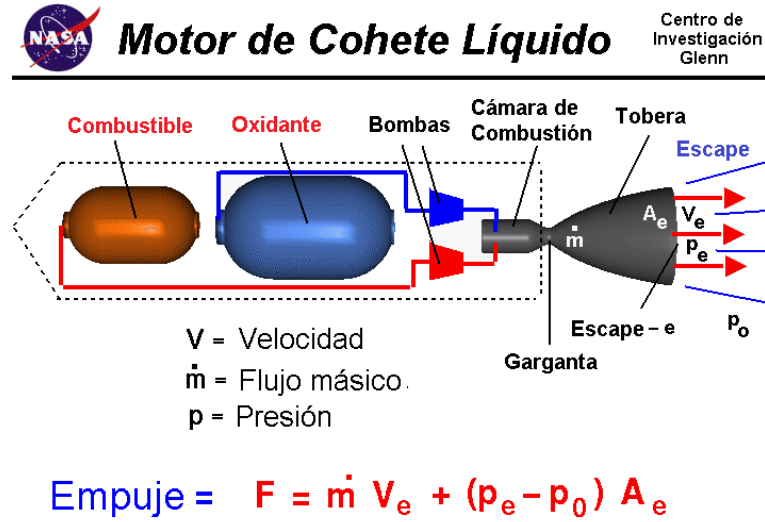


Ilustración 2.2: Diagrama de motor de combustible líquido. Fuente: NASA

Existen múltiples estilos de motores de cohete, con variaciones en su forma de bombeo, métodos de enfriamiento, métodos de almacenaje de combustible, entre otros. Se busca en el desarrollo de este trabajo el uso de los sistemas más sencillos con el objetivo de facilitar una futura construcción del motor presentado.

2.1.2. Impulso

Existen dos conceptos fundamentales relacionados con el concepto de impulso. Existe el impulso total y el impulso específico.

Impulso total

El impulso total (I_T) se refiere a la cantidad total de fuerza impartida por el motor de cohete por todo el tiempo que esté activo. Este concepto se puede expresar matemáticamente mediante la siguiente ecuación:

$$I_T = F_C * t \quad (2.3)$$

Donde:

- I_T : Impulso Total ($N * s$)
- F_C : Fuerza del Cohete (N)
- t : Tiempo (s)

El Impulso Total es una medida muy útil para determinar el tamaño de un cohete. Esto se da particularmente en los motores de combustible sólido, y no es usado con regularidad en los motores que usan combustible líquido. El Cuadro 2.1 presenta las clasificaciones de motores de cohete sólido para tamaños modelo y amateur de acuerdo a la Asociación Norteamericana de Cohetería (NAR) y a la asociación TRIPOLI.

Cuadro 2.1: Clasificación de motores

Clasificación de Motores					
Tipo	Rango de Impulso (N*s)		Nivel de Certificación TRIPOLI-NAR	Clasificación	
A	1,25	2,5	0	Baja Potencia	Cohete Modelo
B	2,5	5			
C	5	10			
D	10	20			
E	20	40			
F	40	80			
G	80	160			
H	160	320	1	Alta Potencia	Cohete Amateur
I	320	640			
J	640	1280	2		
K	1280	2560			
L	2560	5120			
M	5120	10240	3		
N	10240	20480			
O	20480	40960			

(NAR, 2000)

Impulso Específico

El Impulso Específico es la relación entre el Impulso Total del motor y el peso del propelente utilizado. Dado que da una relación entre el Impulso y el Peso, se considera como una medida de eficiencia en términos de masa. Se puede expresar matemáticamente con la siguiente expresión.

$$I_{sp} = \frac{I_T}{W_p} \quad (2.4)$$

Donde:

- I_{sp} : Impulso Específico (s)

- I_T : Impulso Total ($N * s$)
- W_p : Peso del propelente (N)

Aplicando las ecuaciones 2.2 y 2.3 se puede simplificar la ecuación 2.4 dando la siguiente expresión:

$$I_{sp} = \frac{\vec{u}}{g_0} \quad (2.5)$$

Donde:

- I_{sp} : Impulso Específico (s)
- $\vec{u}$: Velocidad de los gases de escape ($\frac{m}{s}$)
- g_0 : Aceleración Gravitacional Estándar ($\frac{m}{s^2}$)

El impulso se trabaja en unidades de tiempo y es usado extensivamente para determinar la eficiencia de un motor de cohete. Adicionalmente es usado para lograr comparaciones entre diferentes motores de cohete, y por lo tanto determinar la capacidad de ellos para entregar masa a órbita.

Es importante señalar que el Impulso Específico no es una medida independiente de las condiciones físicas de la tobera y cámara de combustión. Por el contrario, pequeñas modificaciones en la manufactura de la tobera, aparte de otros factores¹, afectan directamente el valor real del Impulso Específico.

2.1.3. Velocidad Característica

La velocidad característica es una medida de la eficiencia de la combustión de los propelentes. En contraste con el Impulso Específico y de manera semejante la velocidad de los gases de escape, es independiente de las características de la tobera. Esto implica que puede ser usada como método de comparación entre diferentes tipos de propelentes, e inclusive entre diferentes tipos de tecnologías. Puede ser expresada matemáticamente de la siguiente forma:

$$c^* = \frac{P_C * A_t}{\dot{m}} \quad (2.6)$$

Donde:

- c^* : Velocidad Característica ($\frac{m}{s}$)
- P_C : Presión de cámara (Pa)
- A_t : Área transversal de garganta (m^2)
- $\dot{m}$: Flujo másico ($\frac{kg}{s}$)

¹La calidad del combustible, la eficiencia del mezclado, y el nivel de finalización de la combustión juegan papeles importantes dentro del valor real del Impulso Específico. Sin embargo estos factores no serán tratados dentro de este documento.

La velocidad característica es en general una mejor medida de la eficiencia de la combustión, en comparación con el Impulso Específico dado que se concentra en relacionar la cantidad de combustible que debe de ser quemado para lograr mantener la presión de cámara del motor. Teniendo una combustión de alta eficiencia, la demanda de flujo másico va a ser baja, y por lo tanto el valor de velocidad característica va a ser alto. (Kraemer, 1961)

Esta particularidad de la velocidad característica permite usar este valor para realizar decisiones de diseño sin necesariamente definir valores específicos de la tobera y el motor, dado que son independientes de dichos valores.

2.1.4. Razón Oxidante - Combustible

La razón oxidante - combustible, llamada también como razón O/F se refiere a la razón, de masas entre el oxidante y el combustible.

$$r = \frac{m_O}{m_F} \quad (2.7)$$

Donde:

- r : Razón O/F (Adimensional)
- m_O : Masa de Oxidante (kg)
- m_F : Masa de Combustible (kg)

La razón apropiada entre el oxidante y el combustible depende en gran manera de los componentes específicos, y de las condiciones de la cámara de combustión. Es común que el punto de mayor eficiencia para un motor de cohete sea diferente a la razón de mezcla predicho por medio de un análisis por estequiometría. En general, la mayoría de motores operan con mezclas más ricas en combustible que lo normalmente predicho.

Algunos motores sufren adicionalmente de problemas de calentamiento, dada la alta temperatura de la reacción de combustión. Con el objetivo de disminuir la carga térmica que dichos motores producen, es común la disminución de la razón de oxidante - combustible. (Sutton y Biblarz, 2001)

2.1.5. Longitud Característica

La longitud característica es una razón entre el volumen de la cámara de combustión y el área transversal de la garganta de la tobera. La importancia de esta razón es que permite la determinación del volumen de la cámara para una determinada apertura de tobera.

$$L^* = \frac{V_c}{A_t} \quad (2.8)$$

La longitud característica mantiene una relación con el concepto de estadía de los propulsores dentro de la cámara de combustión. Si se da una longitud característica más grande, se logra un mayor volumen de motor, lo que a su vez, genera un aumento en el tiempo de permanencia dentro de la cámara. Entre mayor es el tiempo de permanencia, mayor la probabilidad que se de una combustión completa dentro de la cámara y que no se den combustiones secundarias dentro de la tobera.

2.1.6. Idealizaciones del Cohete Ideal

En general, dado la complejidad del sistema en cuestión, se toman algunas idealizaciones que facilitan el proceso de diseño de un motor de cohete. El libro *Rocket Propulsion Elements* de los autores George P. Sutton y Oscar Biblarz realiza un resumen de dichas idealizaciones (Sutton y Biblarz, 2001), las cuales serán utilizadas en este documento.

1. El fluido de trabajo (Productos de la reacción química) es homogéneo.
2. Todas las especies de este fluido son gaseosas. Aquellas que no lo sean son despreciables.
3. El fluido obedece la Ley del Gas Ideal.
4. No existe transferencia de calor con las paredes del motor, por tanto se obtiene un fluido adiabático.
5. No existe fricción apreciable con las paredes de la tobera, y cualquier efecto de frontera es despreciable.
6. No existen efectos de choque o discontinuidades en el flujo.
7. El flujo del propelente es constante y continuo. La expansión del gas es continua y uniforme sin vibraciones.
8. Los momentos de transición (encendido y apagado) se consideran muy cortos y por tanto despreciables.
9. Todos los gases tienen una dirección paralela al eje axial de la tobera.
10. La velocidad del gas, temperatura, presión y densidad se consideran uniformes en un corte normal al eje axial de la tobera.
11. El equilibrio químico se logra en la cámara de combustión y la composición del gas no cambia dentro de la tobera.
12. Los propelentes almacenados están a temperatura ambiente.

Estas idealizaciones se usan exclusivamente para el proceso de diseño preliminar del motor, pero se vuelven insostenibles en el desarrollo del diseño final. En especial cuando se requiere un motor con una duración mayor a unos cuantos segundos.

2.2. Motores Preexistentes

Existen múltiples casos de motores preexistentes, los cuales se pueden observar en el cuadro siguiente:

Cuadro 2.2: Resumen de investigación de motores preexistentes

Autor	Oxidante	Combustible	Presión de cámara	Empuje	Longitud Característica	Razón de Contracción
Youngblood ²	N_2O	Etanol	6,89 MPa (1000 psi)	667N	7,33m - 6,6m	5,71
Herdy ³	N_2O	Propano	1,03 MPa (150 psi)	222,4 N (50 lbf)	1m - 3 m	11,9
Palacz ⁴	N_2O	RP-1	2,00 MPa (290 psi)	N/A	114,3 - 132,8 cm	N/A
		Etanol			125,6cm - 167,8cm	
Soller et al ⁵	GOX ⁶	Queroseno	4-10 Mpa	N/A	0,75m - 1,2m	2,5
Tokudome et al. ⁷	N_2O	Etanol	1,81 - 2,98 MPa	700N	1,24m	2,94
			1,45 - 2,77 Mpa	7,5kN	1m	2,05
Pillai ⁸	N_2O	Jet A-1	1,52 Mpa	10kN	1,5m	5

2.3. Flujo Isoentrópico

La mejor manera para generalizar las anteriores idealizaciones es considerar el flujo como un flujo isoentrópico. Esto permite simplificar las ecuaciones y realizar un diseño general de las áreas requeridas para el flujo correcto de los gases.

Se consideran como principales variables de interés:

- Volúmenes Específicos
- Temperaturas
- Presiones
- Velocidades
- Entalpías

La segunda idealización a realizar consiste en considerar las anteriores variables como constantes dentro de un mismo plano perpendicular al eje axial (eje longitudinal central del

²(Youngblood, 2015)

³(Herdy, s.f.)

⁴(Palacz, 2017)

⁵(Soller, Wagner, Kau, Martin, y Maeding, 2005)

⁶GOX: Oxígeno Gaseoso

⁷(Tokudome, Yagishita, Habu, Shimada, y Daimo, 2007)

⁸(Pillai, 2018)

motor). Por tanto, sólo se da variación de las anteriores propiedades a través del eje axial del motor, conforme el gas se empieza a mover de la cámara de combustión, atravesando la tobera, hasta el exterior.

Esto genera ciertos puntos de interés de mayor trascendencia con respecto al resto del motor. Estas son las condiciones en la cámara de combustión, las condiciones en la garganta de la tobera, y las condiciones en la posición de escape del motor. En general se usarán los siguientes subíndices para denotar diferentes posiciones dentro del motor.

- C : Se refiere a la posición dentro de la cámara o en el inicio de la tobera.
- t : Se refiere a la posición de la garganta. El punto de máxima restricción del flujo.
- e : Se refiere a la posición del escape. El punto exacto donde los gases salen de la tobera.

Volúmenes Específicos

El volumen específico se puede definir como la cantidad de volumen necesario para dar cabida a una unidad de masa de una sustancia. Se puede observar entonces que el volumen específico es el inverso de la densidad de una sustancia.

En general se entiende que el volumen específico varía con el movimiento del gas a través del movimiento del mismo por el eje axial de la tobera. Por tanto se analiza en las tres posiciones previamente mencionadas.

Cámara

$$V_C = \frac{T_C * R}{P_C} \quad (2.9)$$

Garganta

$$V_t = V_C * \left(\frac{\gamma + 1}{2} \right)^{\left(\frac{1}{\gamma - 1} \right)} \quad (2.10)$$

Escape

$$V_e = V_C * \left(\frac{P_C}{P_e} \right)^{\left(\frac{1}{\gamma} \right)} \quad (2.11)$$

Donde:

- V_C : Volumen Específico en la cámara. $\left(\frac{\text{m}^3}{\text{kg}} \right)$
- V_t : Volumen Específico en la garganta. $\left(\frac{\text{m}^3}{\text{kg}} \right)$
- V_e : Volumen Específico en el escape. $\left(\frac{\text{m}^3}{\text{kg}} \right)$
- T_C : Temperatura en la cámara. (K)
- R : Constante del gas por unidad de peso para la mezcla de gases de escape. $\left(\frac{\text{J}}{\text{kg} * \text{K}} \right)$
- P_C : Presión en la cámara. (Pa)
- P_e : Presión en el escape. (Pa)
- γ : Razón de calores específicos para la mezcla de gases de escape. (Adimensional)

Temperaturas

De manera semejante con los Volúmenes Específicos se tienen diferentes temperaturas para diferentes posiciones. No se reporta ecuación para la temperatura en la cámara dado que esta se considera como un parámetro de diseño.

- **Garganta**

$$T_t = T_C * \left(\frac{V_C}{V_t} \right)^{(\gamma-1)} \quad (2.12)$$

- **Escape**

$$T_e = T_C * \left(\frac{P_e}{P_C} \right)^{\left(\frac{\gamma-1}{\gamma} \right)} \quad (2.13)$$

Donde:

- V_C : Volumen Específico en la cámara. $\left(\frac{\text{m}^3}{\text{kg}} \right)$
- V_t : Volumen Específico en la garganta. $\left(\frac{\text{m}^3}{\text{kg}} \right)$
- T_C : Temperatura en la cámara. (K)
- T_t : Temperatura de la garganta.(K)
- T_e : Temperatura del escape. (K)
- P_C : Presión en la cámara. (Pa)
- P_e : Presión en el escape. (Pa)
- γ : Razón de calores específicos para la mezcla de gases de escape. (Adimensional)

Presiones

Las ecuaciones de presión se consideran de particular importancia para la condición de flujo estrangulado que se explicará más adelante.

- **Cámara:** La Presión dentro de la cámara (P_C) se considera un valor de diseño.
- **Garganta:** En la sección de flujo estrangulado se discutirá en mayor profundidad los valores de presión en la garganta, y la necesidad del cumplimiento de la ecuación 2.14

$$P_t = P_C * \left(\frac{V_C}{V_t} \right)^{\gamma} \quad (2.14)$$

- **Escape** En general la presión de escape se busca sea lo más cercana posible a la presión ambiente promedio. Por tanto se asume una igualdad entre las dos durante el proceso de diseño.

$$P_e = P_{amb} \quad (2.15)$$

Donde:

- P_C : Presión en la cámara. (Pa)

- P_t : Presión en la garganta. (Pa)
- P_e : Presión en el escape. (Pa)
- P_{amb} : Presión ambiente promedio. (Pa)
- V_C : Volumen Específico en la cámara. $\left(\frac{\text{m}^3}{\text{kg}}\right)$
- V_t : Volumen Específico en la garganta. $\left(\frac{\text{m}^3}{\text{kg}}\right)$
- γ : Razón de calores específicos para la mezcla de gases de escape. (Adimensional)

Velocidades

Mediante el uso de las siguientes ecuaciones se pueden determinar los valores de velocidad promedio del fluido en las diferentes secciones transversales de la tobera.

▪ Garganta

$$v_t = \sqrt{\frac{2 * \gamma}{\gamma + 1} * R * T_C} \quad (2.16)$$

▪ Escape

$$v_e = \sqrt{\frac{2 * \gamma}{\gamma - 1} * R * T_C * \left(1 - \left(\frac{P_e}{P_C}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}\right)} \quad (2.17)$$

Donde:

- v_t : Velocidad de gas en la garganta. $\left(\frac{\text{m}}{\text{s}}\right)$
- v_e : Velocidad de gas en el escape. $\left(\frac{\text{m}}{\text{s}}\right)$
- γ : Razón de calores específicos para la mezcla de gases de escape. (Adimensional)
- R : Constante del gas por unidad de peso para la mezcla de gases de escape. $\left(\frac{\text{J}}{\text{kg} * \text{K}}\right)$
- T_C : Temperatura en la cámara. (K)
- P_C : Presión en la cámara. (Pa)
- P_e : Presión en el escape. (Pa)

Determinación de Áreas

La determinación de áreas resulta de los principales pasos del proceso de diseño. Las siguientes ecuaciones permiten tomar los datos descubiertos mediante las fórmulas de flujo isoentrópico y obtener dimensiones físicas que pueden empezar a ser aplicadas en un diseño final.

$$A_n = \dot{m} \frac{V_n}{v_n} \quad (2.18)$$

Donde:

- n : Subíndice. Valores posibles de t y e .
- $\dot{m}$: Flujo másico. $\left(\frac{kg}{s}\right)$
- A_n : Área transversal en el segmento de la tobera indicado. (m^2)
- V_n : Volumen específico. $\left(\frac{m^3}{kg}\right)$
- v_n : Velocidad del fluido en el punto determinado. $\left(\frac{m}{s}\right)$

A partir de estas ecuaciones se puede empezar a determinar las dimensiones para la garganta y sección de escape de la tobera convergente - divergente.

Mediante la determinación de los valores de Volúmenes Específicos y Velocidades en los puntos de la garganta y escape siguiendo las ecuaciones 2.10, 2.11, 2.16 y 2.17, se puede determinar los valores de las áreas de la garganta y del escape de la tobera, usando la ecuación 2.18 para cada punto.

2.3.1. Relación con el Número Mach

Otra manera de describir el flujo isoentrópico es mediante una serie de relaciones dependientes del número Mach. Streeter y Wylie presentan las siguientes ecuaciones para los diferentes razones de temperatura, presión y densidad, con respecto a sus valores en condiciones de estagnación. (Streeter y Wylie, 1979)

$$\frac{T_0}{T} = 1 + \frac{\gamma - 1}{2} * M^2 \quad (2.19)$$

$$\frac{P_0}{P} = \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} * M^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \quad (2.20)$$

$$\frac{\rho_0}{\rho} = \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} * M^2\right)^{\frac{1}{\gamma - 1}} \quad (2.21)$$

De manera adicional se puede obtener una relación de áreas entre un área cualquiera y el área de estrangulamiento, dependiente del valor del número Mach. (Streeter y Wylie, 1979) Donde el subíndice 0 representa el valor de la variable de estagnación.

$$\frac{A}{A_t} = \frac{1}{M} \left(\frac{1 + \left(\frac{\gamma - 1}{2}\right) M^2}{\frac{\gamma + 1}{2}} \right)^{\frac{\gamma + 1}{2(\gamma - 1)}} \quad (2.22)$$

La importancia de estas ecuaciones radica en que permiten la descripción completa de un flujo, a partir del valor de su número Mach. Por tanto, permite la descripción del flujo a todo lo largo del motor. La Ilustración 2.4 presenta el comportamiento de las variables mencionadas a través del motor.

2.4. Flujo Estrangulado

Previo a entender el concepto de flujo estrangulado se debe de entender el comportamiento del flujo de gases dentro de un motor de cohete, como ya se ha mencionado anteriormente. Un motor de cohete consiste en dos partes principales, una cámara de combustión y una tobera convergente - divergente.

La cámara de combustión se convierte en el receptor donde se da la mezcla y combustión de los propelentes. Debe de contar con dimensiones suficientes para permitir la correcta y completa combustión de todo el propelente para asegurar la mayor eficiencia de reacción.

El principal objetivo de una tobera es el lograr impartirle la máxima velocidad a los gases de escape sacrificando presión y temperatura. Para tal objetivo se usa la tobera convergente - divergente, también conocida como la tobera de De Laval. Con esta tobera se tienen dos tipos de secciones. La primera de estas, la sección convergente, usa una serie de disminuciones de diámetro continuas para acelerar los gases hasta alcanzar la condición de flujo estrangulado.

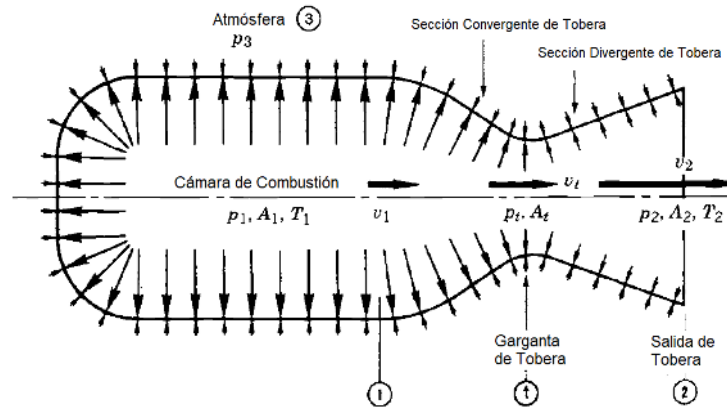


Ilustración 2.3: Diagrama de motor de cohete. Fuente: Sutton & Biblarz

(Sutton y Biblarz, 2001) La Ilustración 2.3 presenta una vista esquemática de un motor de cohete genérico. Se puede observar una vista de la presión sobre las paredes en la forma de flechas perpendiculares a la superficie, con su longitud variando de acuerdo a la magnitud de la variable en un punto determinado. Adicionalmente en el eje axial se puede ver una representación análoga para la variable velocidad. En dicha Ilustración se usan los coeficientes 1 y 2 en lugar de c y e usados en este documento.

Al buscar analizar la Ilustración 2.3, se observa que conforme el gas atraviesa la tobera se da una disminución de la presión pero un aumento de la velocidad, confirmando el comportamiento previamente expresado.

(Sutton y Biblarz, 2001) La Ilustración 2.4 presenta una serie de gráficos donde se comparan diferentes variables con respecto a la presión, y por tanto con respecto a la posición axial del motor. En esta ilustración se toma un motor operando a 2,07 MPa (300 psi) y se observa la variación de diferentes parámetros con respecto a la disminución de la presión.

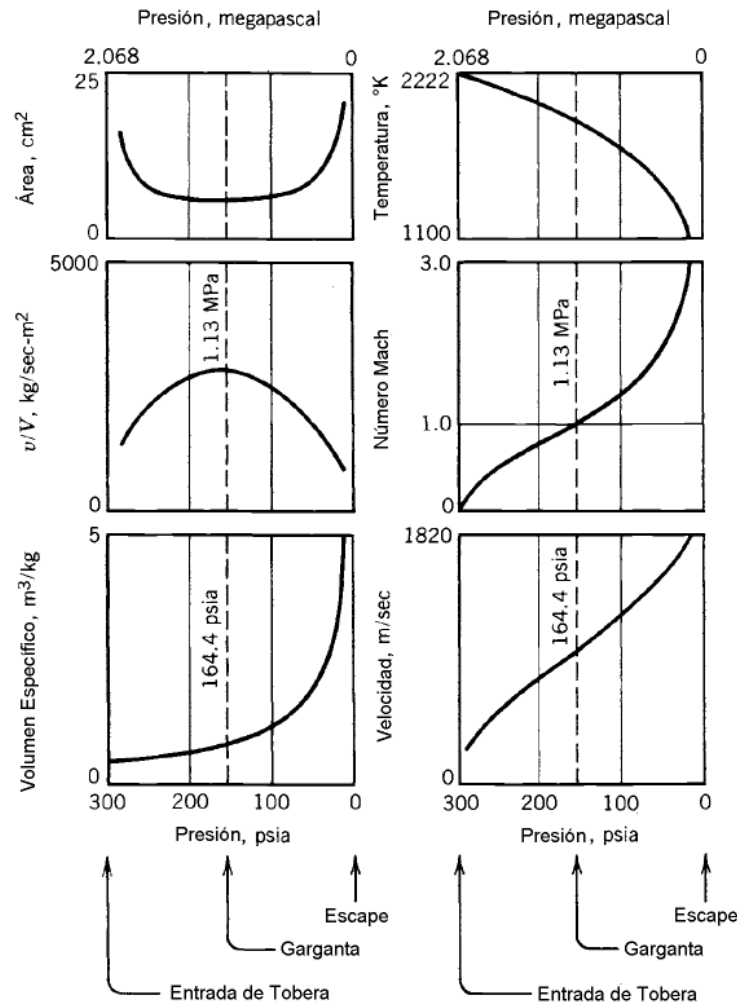


Ilustración 2.4: Comportamiento de diferentes variables a través del eje axial del motor. Fuente: Sutton & Biblarz

Condición de Flujo Estrangulado

El flujo estrangulado (conocido en inglés como *choked flow*) se refiere a la condición en la que un flujo alcanza la velocidad sónica local (Mach 1) y no se puede seguir acelerando mediante constricciones sucesivas de la apertura. De esta manera, entendiendo que el objetivo de la tobera es lograr la máxima velocidad posible de los gases de escape, se hace un cambio de dirección. En otras palabras se pasa de la sección convergente a la divergente de la tobera.

La sección divergente, en lugar de una aceleración por contracción, procede a expandir el flujo gaseoso con un aumento continuo (aunque no necesariamente lineal) del diámetro, con el objetivo de continuar acelerando el gas a velocidades supersónicas.

Esto genera la interrogante: ¿Cuál es la condición que hace que el fluido, en lugar de desacelerarse al aumentar el diámetro se acelere? Existe para ello lo siguiente: Primeramente se debe de garantizar que se de la condición de flujo estrangulado. Para ello se debe presentar una presión crítica en la garganta de la tobera (Punto de mayor restricción, ubicado entre la sección convergente y divergente).

$$P^* = P_0 * \left(\frac{2}{\gamma + 1} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \quad (2.23)$$

Donde:

- P^* : Presión Crítica. (Pa)
- P_0 : Presión de cámara. (Pa)
- γ : Razón de calores específicos para la mezcla de gases de escape. (Adimensional)

Si la presión en la garganta de la tobera cae por debajo de dicha presión crítica se tiene una condición de flujo estrangulado. En caso contrario, si se mantiene una estructura convergente - divergente, el flujo se empezará a desacelerar, causando un aumento de presión en el flujo. Retornando a la Ilustración 2.4, se puede observar que la presión crítica para la tobera usada corresponde a 1.13 MPa (164.4 psia). La Ilustración 2.5 presenta un esquema explicando el concepto de presión crítica.

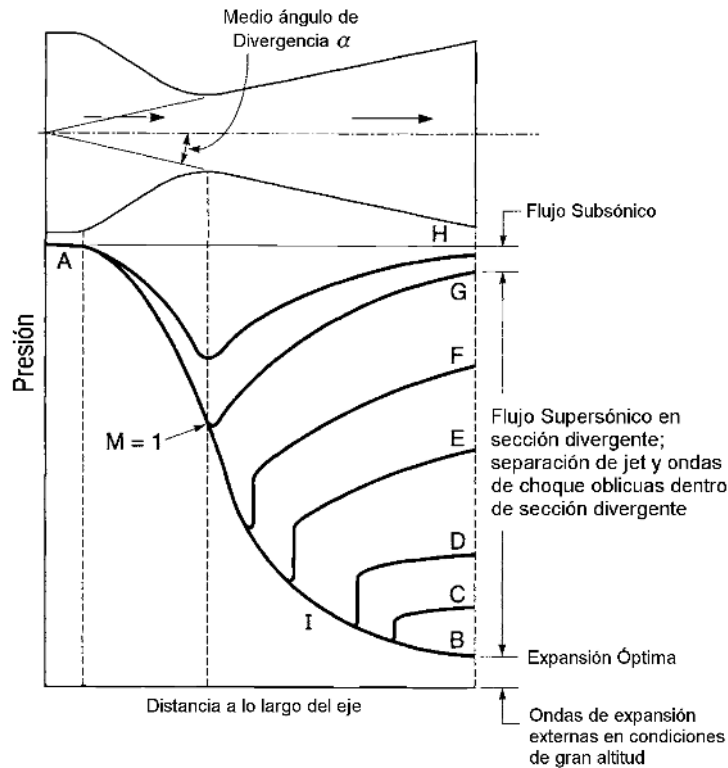


Ilustración 2.5: Comportamiento de presión a través del eje axial del motor. Fuente: Sutton & Biblarz.

(Sutton y Biblarz, 2001) La Ilustración 2.5 presenta diferentes comportamientos de acuerdo a diferentes escenarios que pueden darse. El caso ideal se da en la curva conectando los puntos A y B. Esta curva presenta una disminución continua de la presión a través del recorrido por el eje axial del motor. Los puntos C, D, E, y F presentan los escenarios donde

se da un fenómeno llamado desprendimiento del jet. Este desprendimiento, como puede verse por su efecto en la presión es desfavorable y por tanto debe ser evitado. Se hablará más de este fenómeno conforme se avance en el documento. Finalmente las curvas terminando en los puntos G y H presentan el comportamiento del flujo cuando no se logra el estrangulamiento del mismo. Cuando la presión no decae por debajo de la presión característica, el flujo empieza a aumentar presión una vez entra en la sección divergente de la tobera.

Esto puede verse también como una relación de presiones entre la cámara de combustión y la presión ambiente. La relación de presiones se entiende como la relación entre la presión de cámara y la presión ambiente. Existe un valor mínimo, dependiente de la razón de calores específicos del gas, para la razón de presiones entre la presión de cámara de combustión y la presión ambiental. Superado dicho valor límite, se garantiza la existencia de un flujo estrangulado, suponiendo que la presión baje lo suficiente en la restricción de la garganta.

2.5. Tipos de Tobera

Una vez determinadas las áreas necesarias para lograr la correcta expansión de los gases y a la vez garantizar un estrangulamiento del flujo, se puede proseguir con el diseño de la tobera del motor de cohete. Existen tres geometrías análogas para el diseño de toberas para motores de cohete. Existen toberas cónicas, aproximación parabólica, y de campana.

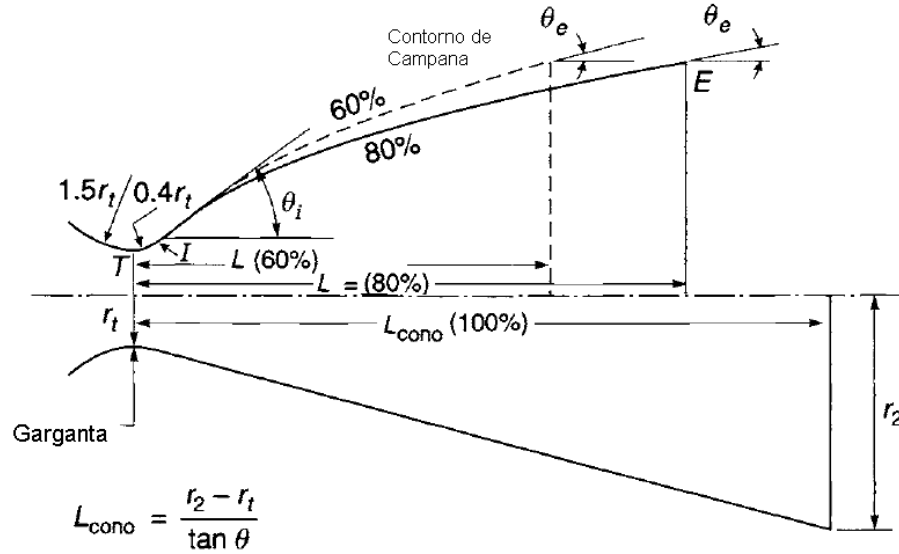


Ilustración 2.6: Parámetros de diseño de tobera. Fuente: Rocket Propulsion Elements

2.5.1. Toberas cónicas

Las toberas cónicas consisten el tipo de tobera más sencillo, tanto desde el punto de vista de diseño, como en el punto de vista de manufactura.

La tobera cónica representa una apertura cónica que inicia desde el borde de la apertura de la garganta, prosigue en una línea recta, con un ángulo constante, hasta alcanzar la apertura de escape de la tobera, medido desde un eje axial a la misma. De acuerdo a Sutton & Biblarz

(Sutton y Biblarz, 2001), este ángulo constante con respecto al eje se encuentra dentro del rango de 12° a 15° . Un ángulo menor, si bien generaría una mejor expansión de los gases, esta mejora en eficiencia no compensa la ganancia en peso. En el otro escenario, un ángulo mayor no garantizará que en todos los escenarios se de una adhesión del flujo a la pared de la tobera.

2.5.2. Toberas parabólicas

Las toberas parabólicas existen como un compromiso en donde se busca un mejor rendimiento y menor peso entre una tobera cónica y un análisis por método de características. El método busca el mejor ajuste de una curva matemática parabólica a las condiciones de expansión de la tobera. De manera general se puede expresar de manera matemática una parábola usando la siguiente fórmula:

$$y = ax^2 + bx + c \quad (2.24)$$

Dado que se conoce que la tobera es simétrica alrededor de su eje axial (eje y), se puede tomar el segundo valor $b = 0$.

$$y = ax^2 + c \quad (2.25)$$

Por tanto, para lograr la descripción de esta parábola simétrica, se debe de lograr determinar los valores para las constantes a y c . Esto se puede lograr mediante una determinación de dos puntos particulares por donde debe pasar la curva.

La determinación de los dos puntos se puede lograr mediante el análisis de la Ilustración 2.6. En esta se tiene un segmento de tobera parabólica. La transición de la sección convergente a la garganta se realiza con un arco de radio de $1,5r_t$, mientras que su complemento en la sección divergente se realiza con un arco de radio $0,4r_t$. Por tanto las transiciones se realizan, en relaciones ancladas a la dimensión de la garganta. Para la determinación de la curva parabólica se presentan un ángulo de entrada y salida de la tobera (θ_i y θ_e respectivamente). Los valores de dichos ángulos dependen de dos valores principales, la razón de áreas en la expansión (valor que sale del diseño por expansión isentrópica), y el porcentaje de longitud de la tobera. Este porcentaje se obtiene basado en la longitud de una tobera cónica equivalente en expansión con un semi-ángulo de 15° .

2.5.3. Tobera de Campana

La tobera de campana es un estilo de tobera que busca lograr una expansión óptima de los gases de combustión. Esta expansión óptima se puede obtener mediante un estudio detallado de las ondas de choque, con el objetivo de minimizar su formación dentro de la tobera del motor. Esto se puede lograr utilizando una técnica llamada el **método de características**. (García, 2019)

Método de Características

El método de características busca minimizar el número de ondas de choque dentro de la tobera, y al mismo tiempo reducir la longitud de la sección divergente de la tobera. Esto lo logra maximizando el ángulo de expansión de los gases a su máximo teórico, y seguidamente reduciendo dicha expansión con el objetivo de lograr que el flujo se mueva principalmente en una dirección paralela al eje central del motor. (Anderson Jr, 2001)

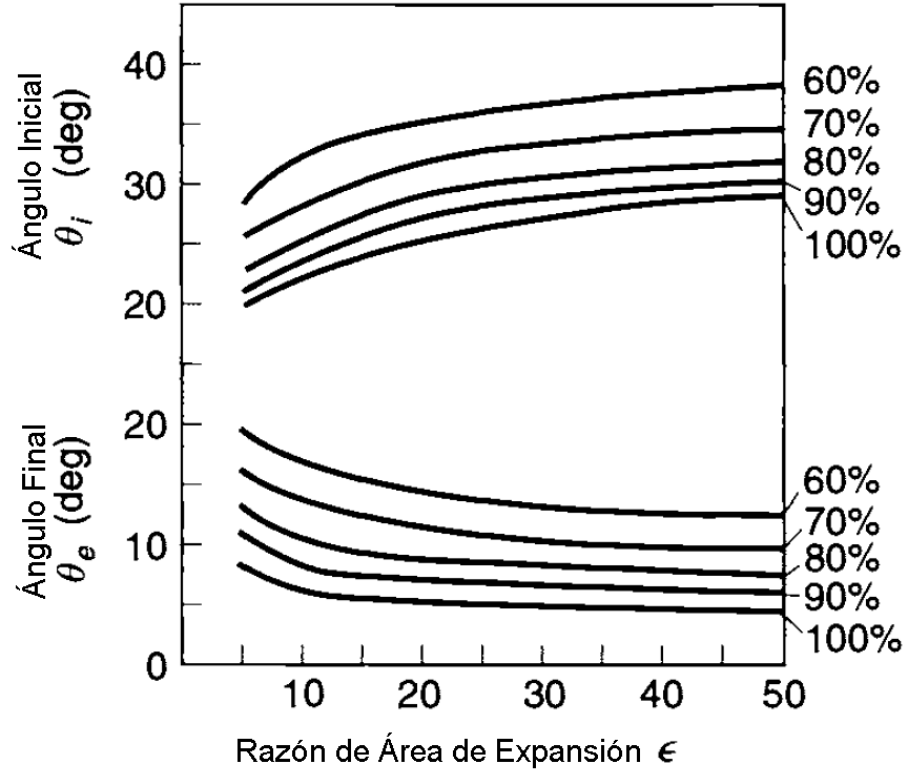


Ilustración 2.7: Curvas para pendientes de tobera. Fuente: *Rocket Propulsion Elements*

Esencialmente, se intenta lograr una pared que se ajuste a alguna de las líneas de flujo (*streamlines*) en un área de expansión libre. De esta manera el flujo no genera nuevas ondas de choque, y las ondas de choque ya generadas se ven neutralizadas por la pared.

Giro de un flujo supersónico y la función de Prandtl-Meyer

Todo giro de un flujo supersónico genera ondas de choque, dados los cambios en las velocidades de los fluidos.⁹ La función de Prandtl-Meyer presenta una manera de lograr predecir los ángulos de las ondas de choque en la forma de una función dependiente del cambio de las condiciones del fluido en términos del cambio de su número Mach. (Anderson Jr, 2003)

$$\nu(M) = \sqrt{\left(\frac{\gamma+1}{\gamma-1}\right)} * \arctan\left(\sqrt{\left(\frac{\gamma-1}{\gamma+1}\right)}\right) - \arctan \sqrt{M^2 - 1} \quad (2.26)$$

Donde:

- $\nu(M)$: Función de Prandtl-Meyer
- M : Número Mach
- γ : Razón de Calores Específicos

⁹Toda modificación del estado de un fluido de supersónico a subsónico y viceversa genera ondas de choque normales. En casos de giro de fluidos, estos cambios se dan en las componentes de la velocidad, generando así ondas oblicuas.

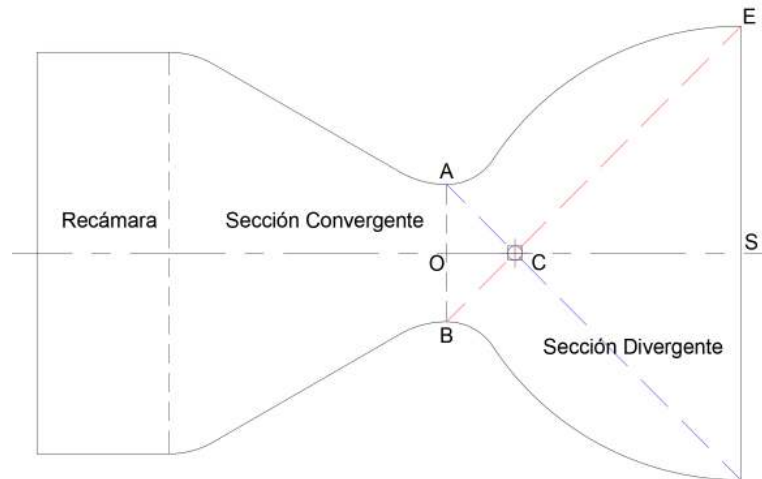


Ilustración 2.8: Diseño de tobera por el método de características. Fuente: Trabajo Propio

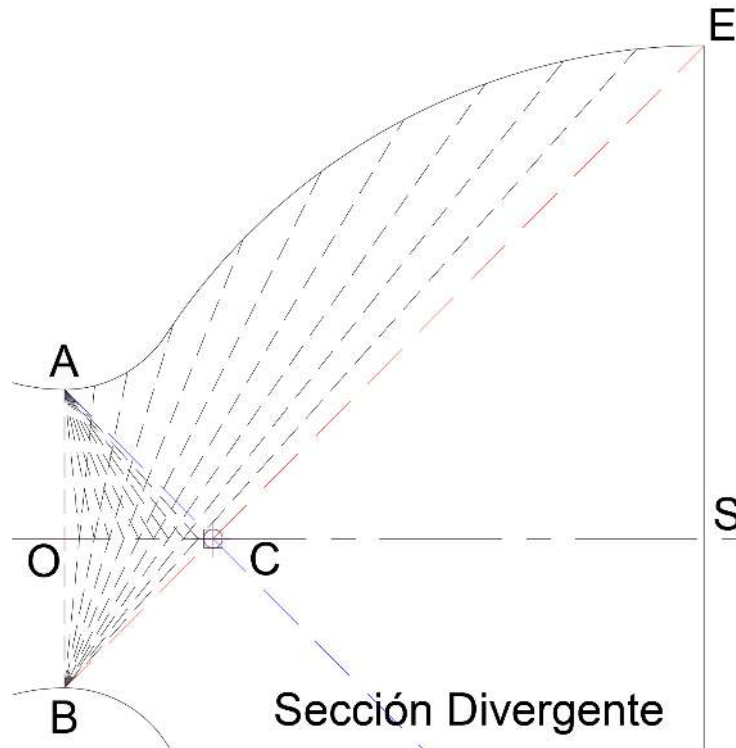


Ilustración 2.9: Trazado de líneas características. Fuente: Trabajo Propio

Las ilustraciones 2.8 y 2.9 presentan una vista de ejemplo del proceso práctico del desarrollo de líneas características. Anderson Jr (2003) presenta en “*Modern Compressible Flow*” una vista más detallada del proceso de desarrollo de las líneas características.

Para el desarrollo de este documento se limitará al desarrollo de toberas con perfiles cónicos y parabólicos. Se deja de lado el desarrollo del método de características dada su complejidad

en su aplicación.

2.6. Propelentes

Se usa el término propelente para denotar tanto al componente oxidante, como al componente combustible. Existen múltiples tipos de oxidantes y combustibles. Para los oxidantes los dos más comunes en la cohetaría son el oxígeno líquido (criogénico) y el óxido nitroso. Con respecto a los combustibles existe el hidrógeno líquido (criogénico), queroseno (RP-1, Jet A-1, sin refinar), alcoholes, entre otros.

2.6.1. Óxido Nitroso

El óxido nitroso es un compuesto químico oxidante. Es un gas incoloro no inflamable a temperatura ambiente. Sus principales usos comprenden usos médicos como anestésico, y sus usos en carreras automovilísticas para mejorar el rendimiento de la combustión.

Como parte del proceso de recopilación de información se obtuvieron datos del Libro de Química del *National Institute of Standards and Technology* (NIST). (NIST, 2017) A partir de los datos obtenidos se conformó el gráfico presentado en la Ilustración 2.10.

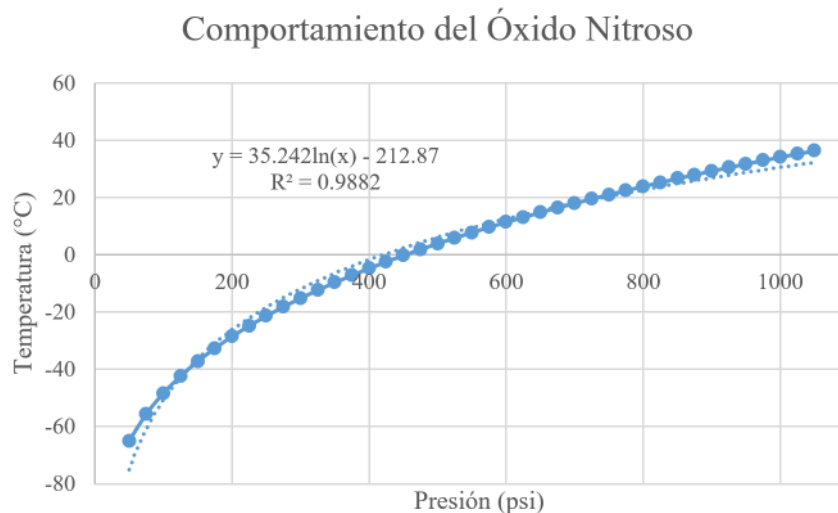


Ilustración 2.10: Comportamiento del punto de evaporación del óxido nitroso con respecto a la temperatura y presión. Datos obtenidos del NIST.

Se puede observar en la Ilustración 2.10 la variación del punto de evaporación del óxido nitroso con respecto a las variables de temperatura y presión. A partir de esta información se puede concluir que el motor deberá de operar a presiones por encima de las 4,83 MPa (700 psi), para lograr realizarlo sin una necesidad de refrigeración de las líneas del oxidante.

2.6.2. Jet A-1

En el Manual de productos de la Refinadora Costarricense de Petróleo. (RECOPE), se menciona que el Jet A-1 Es una mezcla de hidrocarburos donde predominan las parafinas y compuestos nafténicos; contiene pequeñas cantidades de olefinas y un contenido de aromáticos restringido.

Algunas propiedades importantes que se pueden encontrar en este manual son mencionadas a continuación:

Densidad a 25 °C , medida con la norma ASTM D-1296:

- Promedio: 804,7 kg/m³
- Mínimo: 792,9 kg/m³
- Máximo: 819,3 kg/m³
- Límite de especificación: de 775,0 a 840,0 kg/m³

Temperatura de inflamación, medida con la norma ASTM D-56:

- Promedio: 51,95°C
- Mínimo: 41,00°C
- Máximo: 63,00°C
- Límite de especificación: Mínimo 38,0°C

También se menciona que el punto final de ebullición de 300°C máximo en la norma, excluye la presencia de compuestos pesados que producen una pobre vaporización. El valor promedio del punto final es de 249,17°C. (RECOPE, 2011)

2.7. Transferencia de Calor

Como se ha mencionado con anterioridad el problema de transferencia de calor es de interés y requiere atención. En la mayoría de los casos implica un diferencial térmico de entre 2200 °C a 3300 °C (Huzel y Huang, 1992). Esto, normalmente, hace obligatorio el uso de algún mecanismo de control de temperatura para asegurar la supervivencia del motor.

En general, de acuerdo a Degner (1961), se dan 3 mecanismos de intercambio de energía térmica:

1. Convección
2. Radiación
3. Recombinación

Adicionalmente se tiene un proceso de transferencia por conducción en la pared del motor.

2.7.1. Convección

El proceso de transferencia de calor mediante convección se da en múltiples segmentos del motor y dependerá, en gran medida, del sistema de enfriamiento empleado. En términos generales se puede describir el proceso de transferencia de calor por convección mediante la siguiente fórmula básica.

$$q_{conv} = h * (T_C - T_W) \quad (2.27)$$

Donde:

- q_{conv} : Flujo de calor por conducción. $\left(\frac{W}{m^2}\right)$
- h : Coeficiente de transferencia de calor por convección. $\left(\frac{W}{m^2 \cdot ^\circ C}\right)$
- T_C : Temperatura dentro de la cámara. (K)
- T_W : Temperatura en la pared de la cámara. (K)

Sección de Gas Caliente

El punto de principal transferencia se da en la zona de transición entre el flujo de gases que recorren el motor desde el punto de inyección hasta el escape por la tobera. En este punto se da una convección interna forzada entre el flujo de gases mencionado y la pared de la cámara. La sección de gas caliente se refiere a la transferencia que sucede entre la cámara de combustión y la pared que separa esta del exterior o del compartimiento del refrigerante en el caso de un motor con chaqueta de enfriamiento. En general se puede dividir esta transferencia por dos métodos, la transferencia por convección forzada, y la radiación. Esta última se estudiará en más detalle en las siguientes secciones.

El autor estadounidense D. R. Bartz (Bartz, 1957) desarrolló una metodología para la estimación de coeficientes de transferencia de calor por convección en el interior de los motores de cohete.

$$h_g = \left[\frac{0,026}{D_*^{0,2}} \left(\frac{\mu^{0,2} C_p}{Pr^{0,6}} \right)_0 \left(\frac{p_c g}{C^*} \right)^{0,8} \left(\frac{D_*}{r_c} \right)^{0,1} \right] \left(\frac{A_*}{A} \right)^{0,9} \sigma \quad (2.28)$$

Donde:

- h_g : Coeficiente de Transferencia de Calor por Convección. $\left(\frac{W}{m^2 \cdot ^\circ C}\right)$
- D_* : Diámetro de la garganta. (m)
- μ : Viscosidad Dinámica. $\left(\frac{N \cdot s}{m^2}\right)$
- C_p : Calor Específico a presión constante. $\left(\frac{J}{kg \cdot K}\right)$
- Pr : Número de Prandtl.
- p_c : Presión de cámara. (Pa)
- g : Constante gravitacional. $\left(9,81 \frac{m}{s^2}\right)$
- C^* : Velocidad característica. $\left(\frac{m}{s}\right)$
- r_c : Radio de curvatura de la tobera. (m)
- A_* : Área transversal de la garganta. (m^2)
- A : Área transversal local. (m^2)
- σ : Factor adimensional para considerar la variación de densidad y viscosidad.

$$\sigma = \frac{1}{\left[\frac{1}{2} \frac{T_w}{T_0} \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2 \right) + \frac{1}{2} \right]^{0,8-(\omega/5)} \left[1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2 \right]^{\omega/5}} \quad (2.29)$$

Donde:

- T_w : Temperatura de pared. (K)
- T_0 : Temperatura de estancamiento. (K)
- M : Número Mach.
- ω : Exponente de temperatura en ecuación de viscosidad.

Bartz presenta las siguientes aproximaciones basadas en la teoría cinética para obtener resultados aproximados del número de Prandtl (ecuación 2.30) y de la viscosidad de la mezcla de gases (ecuación 2.31).

$$Pr = \frac{4\gamma}{9\gamma - 5} \quad (2.30)$$

Describiendo el número de Prandtl, Bartz expresa que el número de Prandtl y el calor específico c_p no varían de forma apreciable con la temperatura en estos escenarios, y por tanto se pueden tomar como valores constantes.

El cálculo de la viscosidad del fluido se lleva a cabo mediante la siguiente ecuación expresada para el sistema inglés.

$$\mu = (46,6 * 10^{-10})(M)^{1/2}(T)^\omega \quad (2.31)$$

Donde:

- μ : Viscosidad Dinámica. $\left(\frac{lb}{in-s} \right)$
- m : Peso molecular promedio de los gases de combustión. $\left(\frac{lb}{mol} \right)$
- T : Temperatura estática. ($^{\circ}R$)
- ω : Exponente de la ecuación de temperatura. ($\omega = 0,60$)

Se utiliza sistema ingles en este caso debido a la ecuación utilizada. Se recomienda hacer conversiones al Sistema Internacional de Unidades para valores finales. Bartz (1957) advierte que este método predice de manera exitosa el coeficiente de transferencia, excepto en las siguientes situaciones:

Predicción muy baja

- Una fracción sustancial de los gases son radiadores.
- Hay una sustancial disociación con una subsecuente recombinación cerca de la pared.
- Existen inestabilidades de alta frecuencia.

Predicción muy alta

- Los gases de combustión depositan sólidos en las paredes.
- Las reacciones de combustión no son completadas en la cámara.

Acumulación de Carbón en la pared

Los motores que usan combustibles que se basan en hidrocarburos presentan un efecto de deposición de carbón en la superficies internas de la cámara de combustión. Este efecto es difícil de determinar por medios teóricos, y en general se debe de determinar por medios experimentales. En general se toma como una resistencia térmica asociada, con un efecto descrito por la siguiente ecuación: (Huzel y Huang, 1992)

$$h_{gc} = \frac{1}{\frac{1}{h_g} + R_d} \quad (2.32)$$

Donde:

- h_g : Coeficiente de Transferencia de calor por convección sin deposición. $\left(\frac{W}{m^2 \cdot K}\right)$
- h_{gc} : Coeficiente de Transferencia de calor por convección con deposición. $\left(\frac{W}{m^2 \cdot K}\right)$
- R_d : Resistencia térmica de deposito de carbón. $\left(\frac{m^2 \cdot K}{W}\right)$

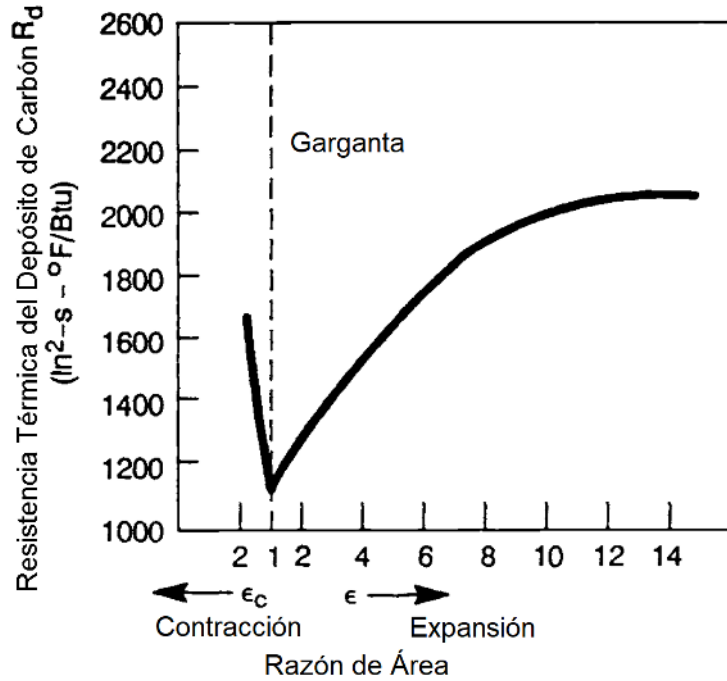


Ilustración 2.11: Resistencia térmica de depósito de carbono en paredes de cámara de combustión. Fuente: Modern Engineering for Design of Liquid Propellant Rocket Engines. (Huzel & Huang, 1992)

La Ilustración 2.11 presenta datos de resistencia térmica para combustibles derivados de queroseno tales como el RP-1 y el Jet A-1. Para tomar en consideración el efecto de tales depósitos se usarán los datos presentados en dicha Ilustración.

Efecto de Capa Límite

Entre la masa de gases calientes en el lado caliente de la pared, y la pared en si misma se da un efecto de capa límite que varía la temperatura de los gases adyacentes a la pared. Estos gases, por el efecto de capa límite, se encuentran “estancados” y poseen una temperatura ligeramente inferior a la temperatura de la masa principal de los gases. Para calcular tal temperatura Huzel y Huang proponen la siguiente ecuación:

$$T_{aw} = (T_C)_{ns} R \quad (2.33)$$

Donde:

- T_{aw} : Temperatura adiabática de los gases en la pared. (K)
- $(T_C)_{ns}$: Temperatura de pared local. (K)
- R : Factor de Recuperación Efectiva.

El valor R corresponde a un factor de recuperación efectiva que en general varía entre los valores de 0,9 a 0,98 en la mayoría de los casos.

$$R = \frac{1 + r \left(\frac{k-1}{2} M_x^2 \right)}{1 + \left(\frac{k-1}{2} M_x^2 \right)} \quad (2.34)$$

El valor r es el factor de recuperación local, el cual representa la razón entre el aumento de temperatura a causa del efecto de fricción y el aumento a causa de la compresión adiabática.

$$r = (Pr)^{0,5} \quad (2.35)$$

Donde Pr se refiere al número de Prandtl. Este número se calcula mediante la ecuación 2.30.

Sección de Refrigerante

En escenarios donde es deseable una operación continua del motor, se puede agregar un sistema de enfriamiento al motor. Este estilo de sistema de enfriamiento se describirá en mayor detalle en la siguiente sección. Por el momento se describirán las ecuaciones usadas y las variables de las cuales depende dicho sistema de enfriamiento.

La sección de refrigerante presenta una convección forzada del refrigerante con la pared que lo separa de los gases calientes en cámara de combustión. Esta transferencia de calor se puede presentar en diferentes regímenes de comportamiento dependiendo de las tasas de calor y las temperaturas de la pared.

El enfriamiento se descompone en múltiples regímenes de transferencia. Esto depende de la presión de operación del refrigerante, si este se encuentra por encima de su presión crítica (en

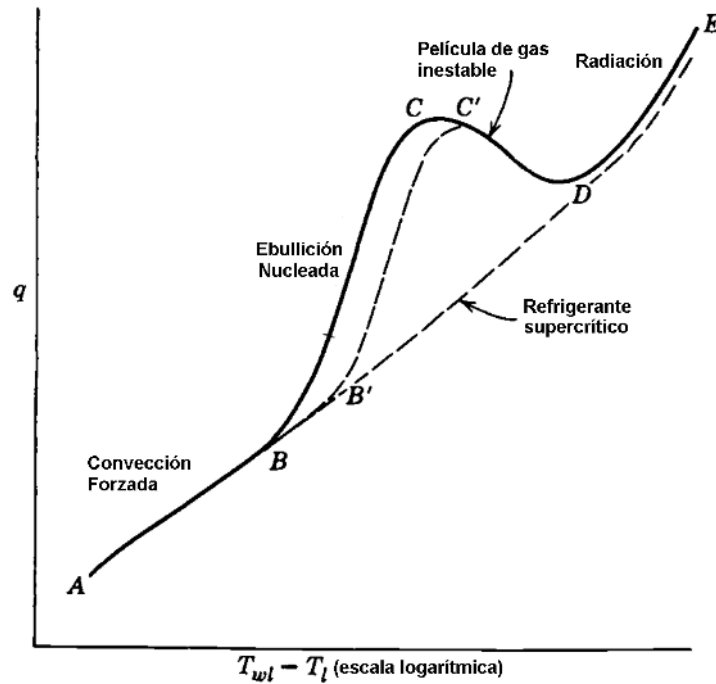


Ilustración 2.12: Regímenes de transferencia de calor de una pared caliente hacia un refrigerante. Fuente: Rocket Propulsion Elements. (Sutton & Biblarz, 2001)

otras palabras, se encuentra en estado super crítico), este refrigerante pierde la capacidad de evaporación. Por otro lado, si se logra una presión por debajo de su presión crítica, se logra una mejor transferencia de calor lo cual lleva a una menor temperatura de pared. En la siguiente enumeración se describen los diferentes regímenes de transferencia para un refrigerante en estado subcrítico, tal cual son descritos en la Ilustración 2.12:

- **Sección A-B: Convección Forzada** Se da una convección forzada siempre que la temperatura de la pared se mantenga por debajo de la temperatura de ebullición.
- **Sección B-C: Enfriamiento por ebullición nucleada** Una vez la temperatura de la pared supera la temperatura de ebullición del refrigerante, se inicia el proceso de ebullición del refrigerante. En este punto se empieza a dar la generación de burbujas que eventualmente colapsan dentro del flujo del refrigerante. Esta sección presenta una mejor tasa de transferencia de calor al refrigerante y por tanto se da una disminución de la tasa de calentamiento de la pared.
- **Sección C-D: Ebullición de Transición** El punto C representa la máxima cantidad de energía que se puede transmitir al refrigerante. En este punto las burbujas se unen para generar una capa de vapor que reduce la transferencia de calor. Esto lleva a su vez a un acelerado crecimiento de la temperatura de la pared. En ocasión este segmento de la curva es saltado en un comportamiento normal de calentamiento, y por lo tanto se da un salto repentino de la temperatura en la pared del motor. Esto generalmente lleva a una pérdida del control de temperatura y por tanto a la destrucción del motor. Por tanto se suele trabajar en un régimen entre los puntos A y C.
- **Sección D-E: Región de Radiación** A partir del punto D se empieza a tener una

transferencia donde la radiación presenta un papel mucho más importante. En general, se considera que un motor ya ha fallado una vez llega a este punto de operación, y por tanto no se considera un régimen de importancia para el diseño de motores de cohete. (Huzel y Huang, 1992)

Para la estimación del coeficiente de transferencia de calor por convección en el régimen A-B se usa la siguiente ecuación presentada por Sutton y Biblarz (2001):

$$h_l = 0,023 * c_p * \frac{\dot{m}_c}{A} * \left(\frac{D_H * \vec{v} * \rho}{\mu} \right)^{-0,2} * \left(\frac{\mu * c_p}{k} \right)^{\frac{2}{3}} \quad (2.36)$$

Donde:

- c_p : Calor específico promedio del refrigerante. $\left(\frac{J}{kg \cdot K} \right)$
- $\dot{m}_c$: Flujo másico del refrigerante. $\left(\frac{kg}{s} \right)$
- A : Área transversal del flujo. (m^2)
- D_H : Diámetro Hidráulico. (m)
- $\vec{v}$: Velocidad del refrigerante. $\left(\frac{m}{s} \right)$
- μ : Viscosidad absoluta. $\left(\frac{kg}{m \cdot s} \right)$
- k : Conductividad del Refrigerante. $\left(\frac{W}{m \cdot K} \right)$

2.7.2. Radiación

La transferencia de calor por radiación se considera de suma importancia para determinar de manera completa la carga térmica sobre el sistema de enfriamiento. (Cengel y Ghajar, 2011)

$$\dot{q}_{rad} = \epsilon_G * \alpha_W * \sigma * (T_C^4 - T_W^4) \quad (2.37)$$

Donde:

- $\dot{q}_{rad}$: Calor por radiación. $\left(\frac{W}{m^2} \right)$
- ϵ_G : Emisividad de la mezcla de gases. $(Adimensional)$
- α_W : Absortividad de la pared. $(Adimensional)$
- σ : Constante de Stefan - Boltzmann.
- T_C : Temperatura dentro de la cámara. (K)
- T_W : Temperatura en la pared de la cámara. (K)

2.7.3. Recombinación

La recombinación se refiere al procesos de recombinación de especies químicas en las fronteras más frías de la cámara de combustión que absorben energía térmica para lograr la unión. (Degner, 1961) Dada la naturaleza de este mecanismo, y su complejidad química, no se consideraran los efectos de recombinación de especies químicas en este trabajo final de graduación.

2.7.4. Intercambiadores de Calor

En el libro *Transferencia de Calor y Masa* de los autores Yunus A. Cengel y Afshin J. Ghajar, se definen los intercambiadores de calor como aparatos que facilitan el intercambio de calor entre dos fluidos que se encuentran a temperaturas diferentes y evitan al mismo tiempo que se mezclen entre sí. En la práctica, los intercambiadores de calor son de uso común en una amplia variedad de aplicaciones, desde los sistemas domésticos de calefacción y acondicionamiento del aire hasta los procesos químicos y la producción de energía en las plantas grandes. Los intercambiadores de calor difieren de las cámaras de mezclado en el sentido de que no permiten que se combinen los dos fluidos que intervienen. Dependiendo del sentido de flujo de los fluidos que lo componen se puede separar en diferentes tipos.

En uno del tipo de flujo paralelo, tanto el fluido caliente como el frío entran en el intercambiador por el mismo extremo y se mueven en la misma dirección, en tanto que en uno del tipo a contraflujo los fluidos caliente y frío entran en el intercambiador por los extremos opuestos y fluyen en direcciones opuestas. (Cengel y Ghajar, 2011)

2.8. Sistemas de Enfriamiento

Como menciona Marco Pizzarelli en su presentación Enfriamiento Regenerativo de Cámaras de Empuje de Motores Líquidos de Cohete, español para *Regenerative Cooling of Liquid Rocket Engine Thrust Chambers*, las temperaturas de combustión de los combustibles de cohete, generalmente superan el punto de fusión de las aleaciones comunes de metales y de diferentes materiales refractarios, superando los 3600 K. Marco menciona que, como es conocido, la resistencia de la mayoría de los materiales disminuye rápidamente a altas temperaturas, por lo que en aplicaciones donde se utilizan motores de cohete, se considera como temperatura máxima de operación al valor donde el material del cual está manufacturada la cámara de combustión y tobera pierde del 60 al 75 % de la resistencia a la temperatura.

Estas consideraciones sobre el cambio de resistencia de los materiales con la temperatura y los altos valores a los cuales esta puede llegar, hacen necesario que haya un sistema para retirar calor del motor. El sistema de enfriamiento debe de absorber la energía necesaria para mantener las paredes del motor a temperaturas lo suficientemente bajas para que los materiales que las componen tengan la resistencia requerida para soportar los esfuerzos impuestos por las presión de los fluidos, gradientes de temperatura y otras cargas. Es por esto que el diseño del motor es principalmente un problema termodinámico que requiere una apropiada caracterización de la transferencia de calor. (Pizzarelli, 2017)

El análisis térmico para la realización del sistema de enfriamiento, brinda una perspectiva amplia de las temperaturas que el motor va a experimentar durante su operación, así como las secciones de la cámara de combustión y tobera que experimentarán el mayor diferencial de temperatura. Estos resultados permiten visualizar los requerimientos que debe cumplir este sistema con el fin de no comprometer la estructura del motor durante las pruebas y eventualmente su funcionamiento. Existen diferentes tipos de sistema de enfriamiento para los motores de los cohetes y su implementación depende de las características de diseño del motor, así como las condiciones bajo las cuales se espera que este opere.

Sistemas de Enfriamiento Comunes

Hill y Peterson (1932) y Degner (1961) discuten los diferentes métodos existentes para el control de temperatura y enfriamiento de un motor de cohete. A continuación se presentan los más relevantes:

- **Enfriamiento Evaporativo (“*Film Cooling*”):** Consiste en la inyección de combustible en la superficie de la pared de la cámara y/o tobera con el objetivo de, mediante la evaporación del combustible inyectado, enfriar las paredes del motor. Es frecuentemente usado como método adicional a alguno de los siguientes métodos.(Höglauer y cols., 2015)
- **Depósito Térmico y Enfriamiento Radiativo:** Corresponde a la creación de un sistema que dependa exclusivamente de transferencia de calor mediante el mecanismo de radiación.
- **Enfriamiento Ablativo:** En este estilo de enfriamiento los materiales de los que está conformada la cámara se empiezan a descomponer, causando un efecto de enfriamiento.
- **Enfriamiento Regenerativo:** Consiste en el enfriamiento de la cámara y tobera mediante el uso del propelente previo a la inyección de este a la cámara de combustión. Se puede usar tanto el combustible como el oxidante como refrigerante, pero, en general, es más común el uso del combustible. En general se considera como el método más eficiente de enfriamiento en motores líquidos.(Feng, 1995) Este método se expande más en la siguiente sección ya que este es el implementado en nuestro diseño.
- **Enfriamiento por Descarga:** Este mecanismo opera de manera semejante al enfriamiento regenerativo en el que se usa uno de los propelentes para el enfriamiento, pero difiere en que, luego de usar parte del propelente en el enfriamiento, este se descarga, en lugar de inyectarlo a la cámara de combustión. Este tipo de sistemas son usados principalmente en motores con un bajo presupuesto de presión, lo cual prohíbe la inyección del refrigerante a la cámara.(Pavli, Curley, Masters, y Schwartz, 1966)
- **Recubrimiento Refractario:** Se realiza un recubrimiento a la pared interior del motor con el objetivo de reducir la transferencia de calor de la cámara a la pared, mediante el aumento de la resistencia térmica de conducción. Este tipo de recubrimiento es generalmente aplicado a secciones específicas de la tobera, aunque existen casos donde se aplica a todo el motor.(Degner, 1961)

2.8.1. Enfriamiento Regenerativo

Como se menciona en la anteriormente citada presentación *Regenerative Cooling of Liquid Rocket Engine Thrust Chambers* de la Agencia Espacial Italiana, las paredes de los motores de cohetes de combustible líquido que utilizan enfriamiento regenerativo usualmente contienen un arreglo de cavidades o tubos que siguen la forma de las paredes de la cámara de combustión y la tobera. En estos sistemas, usualmente se utiliza el mismo combustible como fluido refrigerante, el cuál es luego inyectado en la cámara de combustión para ser quemado. Este aumento en la temperatura del combustible previo a la inyección incrementa los niveles iniciales de energía, elevando la velocidad de escape entre un 0,1 % a un 1,5 % y se vuelve más notable entre más pequeño sea el motor.

Desde un punto de vista térmico, este tipo de sistemas de enfriamiento consisten en el flujo constante de calor de un gas caliente a través de una pared sólida hacia un fluido de menor temperatura. El paso de calor por las paredes se realiza principalmente en la dirección radial y es absorbido por el fluido refrigerante por medio de convección. Este problema puede ser reducido al modelado de una chaqueta de enfriamiento de una dimensión (radial) ignorando la transferencia de calor entre las paredes que separan los conductos por donde circula el fluido refrigerante. (Pizzarelli, 2017)

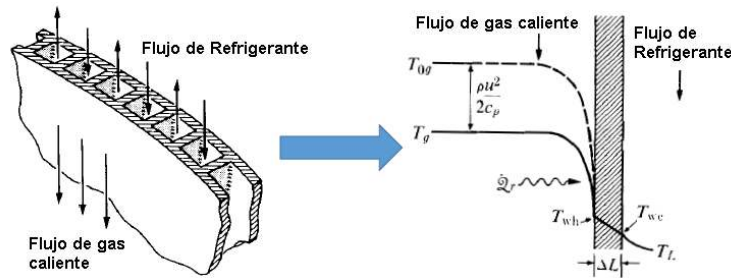


Ilustración 2.13: Ilustración de transferencia de calor de una sola dimensión. Fuente: *Regenerative Cooling of Liquid Rocket Engine Thrust Chambers*.

La Ilustración 2.14 presenta un diagrama de la distribución de temperaturas para un segmento de pared de un motor con enfriamiento regenerativo. Esta sección presenta un panorama del comportamiento del sistema.

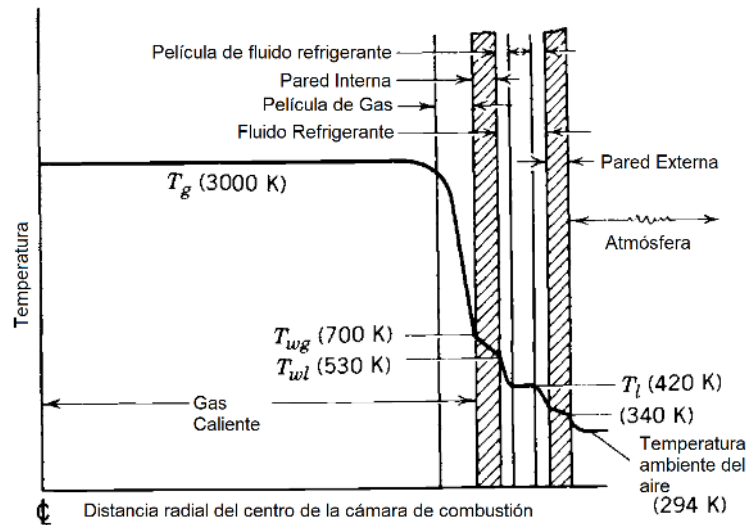


Ilustración 2.14: Diagrama de distribución de temperatura en la pared de cámara de un motor de cohete típico. Fuente: Sutton & Biblarz.

Se puede entonces determinar que se dan múltiples efectos de capa límite tanto desde la sección de gas caliente, como en la sección de refrigerante.

Capítulo 3

Diseño General de Motor

3.1. Selección de Propelentes

El propelente de un motor de cohete consiste en la combinación de los dos elementos de una combustión, combustible y oxidante. Para la selección de dichos propelentes se buscó la aprobación de una serie de requisitos.

- Se buscó la **seguridad** del propelente. Específicamente se concentró en la estabilidad de los compuestos en condiciones estándar tanto de presión como de temperatura. Ningún compuesto será completamente seguro, dada la naturaleza como combustible y oxidante de los dos compuestos a seleccionar. Se buscó, por tanto, un balance, en donde los compuestos pudiesen ser manejados de manera segura previo a su uso en el motor. Entre los aspectos considerados están la estabilidad química del compuesto, el grado de toxicidad, y reactividad de los compuestos con otros materiales.
- El segundo punto a considerar fue la **facilidad de obtención**. Parte de la justificación de este trabajo es la posibilidad del desarrollo de un motor de bajo costo mediante el uso de componentes e insumos accesibles. Con este objetivo en mente se busca el uso de propelentes accesibles en el mercado costarricense.
- El tercer punto a considerar fue el **evitar el uso de propelentes criogénicos**. Esto debido a que estos propelentes generan la necesidad de incrementar la complejidad mecánica del sistema. Esto se buscó con el objetivo de evitar cargas térmicas a las paredes y sistemas de tuberías de distribución.
- El cuarto punto corresponde al **Impulso Específico y la Velocidad Característica**. El impulso específico corresponde a una medida del grado de eficiencia del propelente en términos del peso de dicho propelente. La velocidad característica corresponde al grado de eficiencia de la combustión. Estas dos variables en conjunto permiten valorar el rendimiento de un combustible.
- El quinto punto a considerar es la **facilidad de manejo** de los propelentes.

Tomando estas cinco consideraciones, se estudiaron los siguientes combustibles y oxidantes.

Combustibles

En cohetaría se usan comúnmente los siguientes combustibles:

- Hidrógeno Líquido.
- Queroseno. (En sus versiones refinadas como RP-1 y Jet A-1)
- Hidracina.
- Metano.
- Etanol.

En general existen otros combustibles alternativos como hidrocarburos diferentes al queroseno. Existen, también, compuestos como los alcoholes que pueden ser usados para la combustión. Se seleccionaron los compuestos anteriores dado el cuerpo de literatura existente para dichos compuestos.

Se realizó una tabla de decisión para seleccionar la mejor opción entre los diferentes combustibles.

Cuadro 3.1: Tabla de decisión de combustible

	Seguridad	Facilidad de Obtención	Criogénico	Impulso Específico	Facilidad de Manejo	Total
Hidrógeno Líquido	7	4	0	10	3	24
Queroseno	9	9	9	8	9	44
Hidracina	2	1	10	7	1	21
Metano	8	6	7	8	7	36
Etanol	9	8	9	6	9	41

A partir de esta tabla se tomo la decisión de usar Queroseno como combustible. En particular, se decidió en el uso de la versión **Jet A-1**, dada la facilidad de obtención en el país.¹

Oxidantes

Se tienen las siguientes opciones de oxidantes a usar para el desarrollo del motor:

- Oxígeno Líquido. (LOX)
- Oxígeno Gaseoso. (GOX)
- Óxido Nitroso.

No existe una variedad significativa de oxidantes dentro de la cohetaría. Se tomó la decisión, previo al desarrollo de la tabla de decisión, de no tomar bajo consideración el uso del Peróxido de Hidrógeno. Esto dado a su tendencia de descomposición dentro de sistemas de tuberías en cohetes. (Karabeyoglu, 2014) El Tetróxido de dinitrógeno se descartó por un motivo de alto grado de toxicidad. Siguiendo el procedimiento se usó una tabla de toma de decisiones.

¹La Refinadora Costarricense de Petróleo importa Jet A-1 para su uso en aviación comercial.

Cuadro 3.2: Tabla de decisión de oxidante

	Seguridad	Facilidad de Obtención	Criogénico	Impulso Específico	Facilidad de Manejo	Total
Oxígeno Líquido	7	7	0	10	3	27
Oxígeno Gaseoso	8	7	10	4	5	34
Óxido Nitroso	8	7	7	7	5	34

Se dio un empate entre el oxígeno gaseoso y el óxido nitroso. Se tomó por tanto la decisión de trabajar con **óxido nitroso** como oxidante por encima del oxígeno gaseoso.

Dados los requerimientos particulares de los propelentes, y las condiciones de funcionamiento por fuera de lo que se consideran parámetros normales de sistemas de ingeniería comunes, se realizó una investigación detallada de los dos propelentes.

3.1.1. Óxido Nitroso

El óxido nitroso es un elemento muy usado en la cohetaría, tanto a nivel amateur, como a nivel profesional. Zakirov y Sweeting, en su artículo sobre los usos del óxido nitroso como propelente, presentan cinco posibles usos para el mismo: (Zakirov y Sweeting, 2001)

1. Gas Frío.
2. Monopropelente.
3. Resistojet.
4. Bi propelente.
5. Sistema de Propulsión de Multimodo.

Para el contexto de este trabajo se busca desarrollar el uso del óxido nitroso en un esquema bipropelente, siendo el mismo usado como un oxidante.

Peligros asociados

El óxido nitroso, dada su naturaleza como oxidante, presenta peligros intrínsecos. Desafortunadamente existe poca investigación que detalle el grado de peligrosidad de dicha sustancia, en particular para sus usos en cohetaría. Merrill en su informe sobre los peligros de explosión del óxido nitroso, presenta los siguientes particularidades del óxido nitroso que deben de ser consideradas. (Merrill, 2008)

1. Propiedades como solvente tanto en estado gaseoso como líquido.
2. Peligros de descargas electrostáticas al entrar en contacto líquido en movimiento (N_2O) con sellos poliméricos.
3. Peligros de descomposición catalítica a temperaturas superiores a los $520^{\circ}C$ en presencia de catalizadores específicos.

Características físicas

El óxido nitroso es un compuesto químico oxidante. Es un gas incoloro no inflamable a temperatura ambiente. Sus principales usos comprenden usos médicos como anestésico, y sus usos en carreras automovilísticas para mejorar el rendimiento de la combustión.

Como parte del proceso de recopilación de información se obtuvieron datos del Libro de Química del *National Institute of Standards and Technology* (NIST). (NIST, 2017) A partir de los datos obtenidos se conformó el gráfico presentado en la Ilustración 2.10.

Se puede observar en la Ilustración 2.10 la variación del punto de evaporación del óxido nitroso con respecto a las variables de temperatura y presión. A partir de esta información se puede concluir que el motor deberá de operar a presiones por encima de las 4,83 MPa (700 psi), si se desea operar con un fluido completamente líquido. Esto no es completamente necesario dado que se puede trabajar el motor con un fluido a dos fases, o alternativamente se pueden refrigerar el sistema de almacenaje y distribución.

3.1.2. Jet A-1

Uno de los principales motivos que llevó a la selección del Jet A-1 como combustible para este diseño, fue buscar una sustancia que no requiriera de un sistema criogénico para su almacenamiento como se muestra en la tabla 3.1. Este factor, junto a la comparación de los otros criterios mostrados en esta tabla llevaron a la selección del queroseno.

Una vez decidido el uso de queroseno utilizando el cuadro 3.1, se procedió a la selección del tipo en específico. Sin duda uno de los combustibles más conocidos y utilizados en la cohetaría es el RP-1, el cuál, si bien es un combustible muy apropiado para la aplicación, no es muy fácil de conseguir en el país. Esto orientó la búsqueda hacia los combustibles que presentan características similares y mayor accesibilidad en el mercado nacional.

Según el Manual de Productos de la Refinadora Costarricense de Petróleo. (RECOPE), el Jet A-1 es un combustible con buenas características de combustión y alto contenido energético. Además, por ser utilizados mayoritariamente para el transporte aéreo, mantiene un estricto control de calidad durante todo el proceso de producción, almacenamiento y transporte. Esta información fue de alta utilidad en el proceso de selección, ya que para este tipo de aplicaciones, se busca que las características de las sustancias sean lo más apegadas a los valores teóricos posibles, ya que las iteraciones de diseño prácticas son de alto riesgo y las medidas preventivas están diseñadas con base en simulaciones y aproximaciones teóricas.

3.2. Cálculos Termoquímicos

Esta sección comprende la determinación de los valores termodinámicos necesarios para la realización de los cálculos de diseño de la cámara de combustión y de la tobera.

La determinación de los datos termoquímicos se realizó mediante el uso del programa en línea facilitado por la NASA CEA (*Chemical Equilibrium with Applications*) (Gordon y McBride, 1994). Este programa permite la selección de diferentes propelentes, y determina los

valores termodinámicos para cada reacción. Se seleccionaron los propelentes de **óxido nitrroso** como oxidante y **Jet A-1** como combustible como parámetros de entrada.

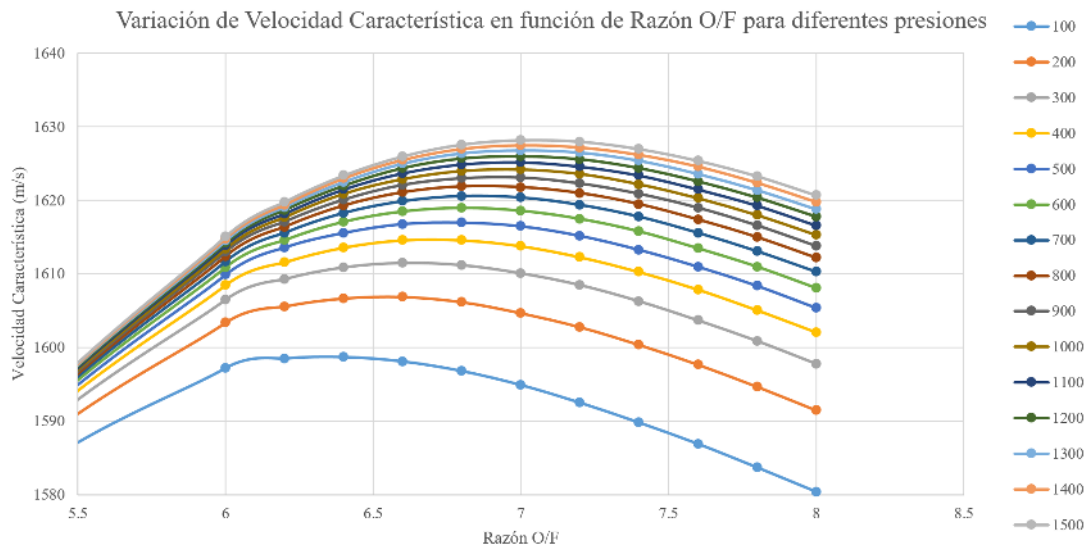


Ilustración 3.1: Variación de la velocidad característica con respecto a la razón de mezcla O/F. Fuente: trabajo propio.

Como se muestra en la figura 3.1, se realizó el estudio de las reacciones termoquímicas para múltiples valores a través de diferentes presiones y razones de mezcla de oxidantes y combustibles (conocido como razón O/F). Esto se realizó con el objetivo de obtener suficiente información para determinar las mejores condiciones de diseño del motor.

En una primera iteración de diseño se valoró el uso de una presión de cámara de **2,76 MPa** (400 psi), lo cual ubica el punto de máxima eficiencia de reacción entre los valores O/F de 6,6 y 6,8. Esto sin embargo se cambió en posteriores iteraciones del diseño dados los requerimientos del sistema de refrigeración. Las nuevas necesidades del sistema de refrigeración requerían una presión de operación por debajo del punto de presión crítico del queroseno de 2,0 MPa (290 psi). Dado que esta deberá de ser la presión máxima del sistema de refrigeración, se debe operar la cámara a una presión muy por debajo de la misma. Se consideró entonces oportuno la selección de una presión de operación de **1,03 MPa** (150 psi), tomando en cuenta potenciales pérdidas de presión por el inyector y el mismo sistema de refrigeración.

3.2.1. Valores Intermedios para bajas presiones

Una vez determinada la presión de operación, se empezó a determinar cuál sería el punto ideal de operación del motor. Se realizó un estudio en CEA para diversas relaciones de O/F a una presión de 1,03 MPa. El resultado de dicho análisis se presenta en la Ilustración 3.2.

El punto de operación ideal para una presión de operación de 1,03 MPa es por tanto de una razón O/F de 6.5. Esto genera un primer punto de partida de los cálculos termoquímicos con los cuales se inicia el diseño del motor.

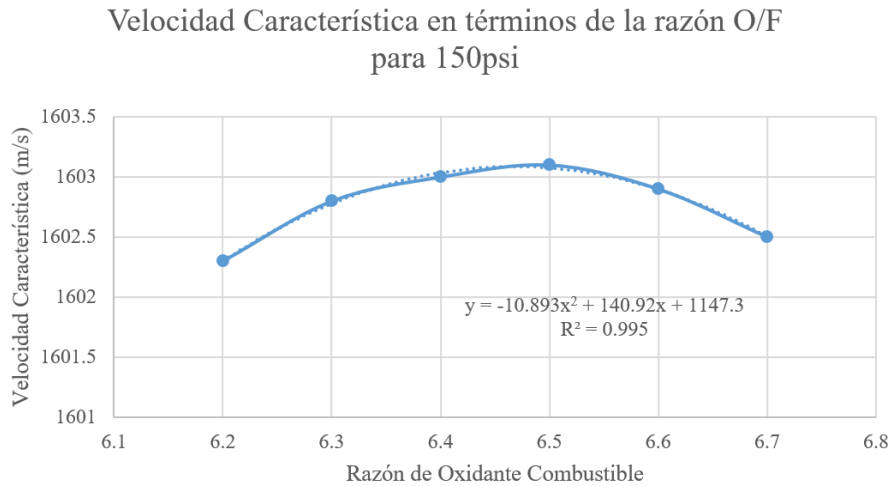


Ilustración 3.2: Velocidades características para diferentes razones O/F para una presión de 1,03 MPa (150 psi). Fuente: trabajo propio.

3.2.2. Valores Finales

El valor final de Razón O/F a utilizar en el diseño del motor es de 6. Este cambio se da principalmente en respuesta a una necesidad de aumentar la proporción de flujo másico del combustible, y de disminuir la carga térmica del motor en general. Las razones de este cambio se explicarán en mayor profundidad en el capítulo dedicado al diseño del sistema de enfriamiento. Con estos nuevos requerimientos se ajustó la corrida en el CEA para las condiciones de presión y razón O/F. Los resultados principales de ese análisis se presentan en el Cuadro 3.3.

Cuadro 3.3: Valores obtenidos mediante el análisis de CEA

Variable	Símbolo	Valor	Unidad
Temperatura de cámara	T_C	3184,23	K
Razón de Mezcla O/F	r	6	-
Razón de Calores Específicos	k	1,1534	-
Masa Molar	M	24,7	mol/kg
Constante de Gases Específico	R_G	336,6	J/(kg*K)

El análisis del CEA presenta la composición de los gases de escape, suponiendo una combustión adecuada dentro de la cámara de combustión. La ilustración 3.3 presenta la composición de los gases a través de todo el motor. El cero en el valor de la razón de expansión se considera como la composición dentro de la cámara de combustión.

De la Ilustración 3.3 es importante notar que a partir de una razón de expansión de 2,0 la composición de los gases se mantiene constante. Esto implica que para el momento que los gases alcanzan la salida de la tobera con una razón de expansión de 2,4, todos los gases de la combustión han terminado de reaccionar.

La Ilustración 3.4 presenta la composición final de los gases de escape. De esta figura se observa que existen 4 principales especies químicas, específicamente:

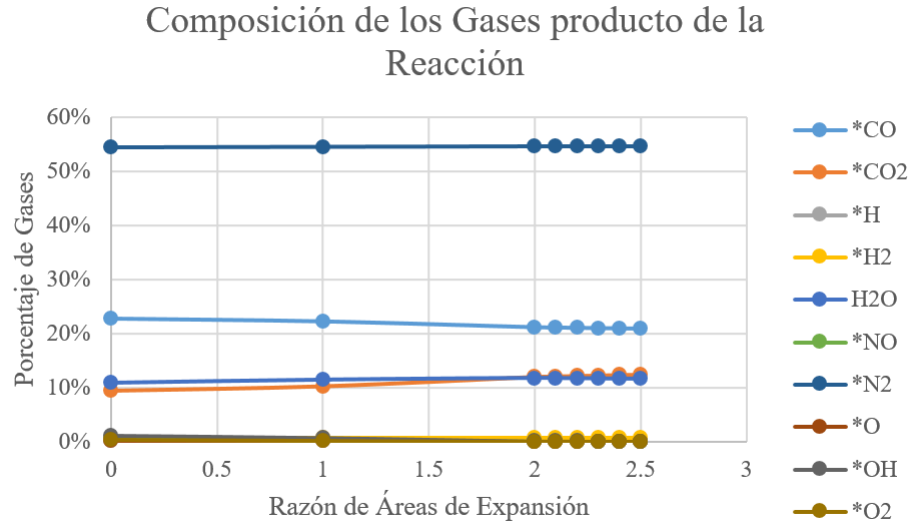


Ilustración 3.3: Composición de los gases a través de la tobera. Fuente: trabajo propio.

- Nitrógeno. N_2
- Monóxido de Carbono. CO
- Dióxido de Carbono. CO_2
- Agua. H_2O

Es importante notar la ausencia de oxígeno no combinado en los gases de escape, así como la presencia de gas hidrógeno en una pequeña cantidad. Esto ejemplifica que el motor no está operando a su mejor capacidad, pero la modificación del punto de operación presenta beneficios en el diseño del sistema de enfriamiento.

3.3. Cálculo de Características Físicas del Motor

Para el inicio del diseño se definieron cuatro valores esenciales para un motor de cohete y estos son la presión de la cámara, el empuje esperado, la razón de contracción y la longitud característica. Estos valores son necesarios para el diseño de la tobera y la cámara de combustión. El cuadro 3.4 presenta los cuatro principales valores no determinados mediante el análisis de los procesos termoquímicos y más adelante se detalla sobre los criterios que llevaron a su selección.

Cuadro 3.4: Valores iniciales de diseño

Variable	Valor	Unidad
Presión de cámara	1,03	MPa
	1,03	MPa
Empuje Esperado	5	kN
Razón de Contracción	3,5	-
Longitud Característica	0,75	m

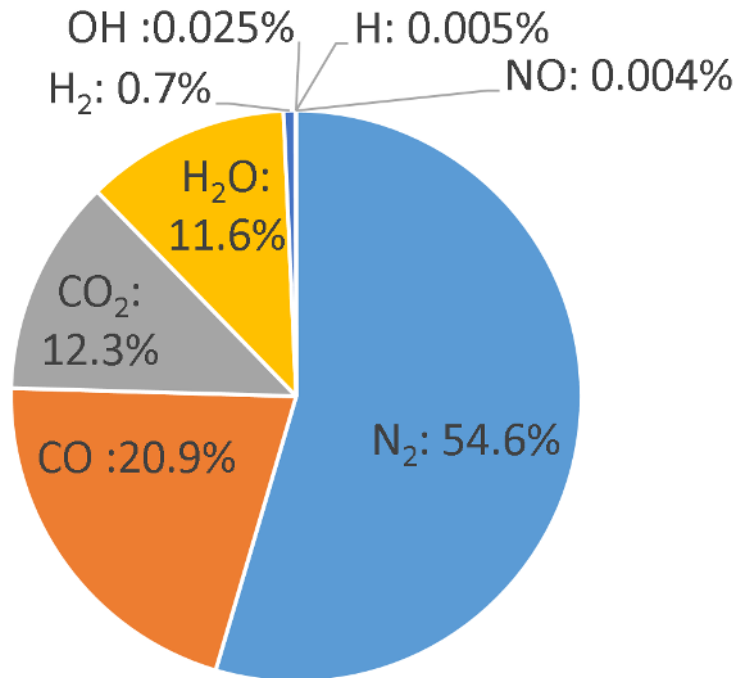


Ilustración 3.4: Composición final de los gases en el escape de la tobera. Datos obtenidos del CEA. Fuente: trabajo propio.

Se seleccionó una presión de cámara 1,03 MPa (150 psi) y se comparó con los valores escogidos en los diseños mostrados en el cuadro 2.2. El empuje escogido para el diseño es de 5 kN.

Para la razón de contracción y la longitud característica se siguió un proceso un poco diferente, ya que existen varios métodos para su cálculo, los cuales no siempre están documentados públicamente. Por esta razón, se optó por realizar una comparación de los valores utilizados en motores con características similares y a partir de ahí escoger los valores de este diseño. Utilizando como ejemplo los valores mostrados en el Cuadro 2.2, se tomó la decisión de utilizar una longitud característica de 0,75 m y una razón de contracción de 3,5.

Una vez escogidas estas características y con los resultados de los cálculos termoquímicos, se procedió a realizar los cálculos de flujo isoentrópico, utilizando las ecuaciones mencionadas en la sección 2.3 del marco teórico.

Se inició con el cálculo de los volúmenes específicos en los tres puntos de análisis, cámara, garganta y escape. Para esto se utilizaron las ecuaciones 2.9, 2.10 y 2.11. Luego de agregar los valores de diseño y los resultados del análisis termoquímico, se obtuvieron los siguientes valores.

El cálculo de los volúmenes específicos permite utilizar las ecuaciones 2.12 y 2.13 para obtener las temperaturas esperadas en la garganta y el escape y la ecuación 2.14, permite obtener la presión crítica de garganta. Se recuerda que la presión de cámara es considerada una variable de diseño y que la presión de escape es aproximadamente la presión atmosférica. Gracias a las ecuaciones antes mencionadas se obtuvieron los valores de la siguiente tabla.

Cuadro 3.5: Volúmenes específicos

Variable	Valor	Unidad
Volumen Cámara	1,036	m^3/kg
Volumen Garganta	1,678	m^3/kg
Volumen Escape	7,778	m^3/kg

Cuadro 3.6: Temperaturas y presión

Variable	Valor	Unidad
Presión Crítica de Garganta	0,593	MPa
Temperatura de Garganta	2957,4	K
Temperatura de Escape	2336,89	K

Para proceder a realizar los cálculos de flujo de masa y así poder calcular las características físicas del motor, se requirió del cálculo de las velocidades en las secciones de interés. De igual manera que las secciones anteriores, se utilizaron las ecuaciones del capítulo 3 del libro *Rocket Propulsion Elements* de Sutton y Biblarz (Sutton y Biblarz, 2001), obteniendo los siguientes resultados.

Cuadro 3.7: Velocidades

Variable	Valor	Unidad
Velocidad en Garganta	1071,52	m/s
Velocidad Sónica en Garganta	1071,52	m/s
Número Mach	1	-
Velocidad en Escape	2070,99	m/s
Velocidad Sónica en Escape	952,50	m/s
Número Mach	2,17	-

Estos cálculos, como fue mencionado anteriormente, permitieron obtener las características físicas de la tobera mediante el cálculo de las áreas de la garganta y el escape. Como lo indica George Sutton en su libro, estas áreas se calculan como el producto del flujo másico y la razón entre el volumen específico y la velocidad, lo que es aplicable tanto a la garganta como al escape. La obtención de las áreas permite extraer el valor del diámetro en ambos puntos, los cuales corresponden a **0,0694 m** y **0,1075 m** respectivamente para la garganta y el escape.

Para el cálculo de las características físicas de la cámara de combustión, se utilizaron ecuaciones del libro *Modern Engineering for Design of Liquid-Propellant Rocket Engine* de Dieter K. Huzel and David H. Huang (Huzel y Huang, 1992). Como es mencionado en este libro, el área de la cámara se puede calcular como el producto del área transversal de la garganta (cuyo cálculo fue mencionado anteriormente) y la razón de áreas de compresión, que se recuerda, es un parámetro definido por los diseñadores. El resultado de este producto fue de $1,32 \times 10^{-2} m^2$, lo que lleva a un valor de 0,1298 m de diámetro. Esta área, multiplicada por la longitud característica seleccionada de 0,75 m, la cual es un valor de diseño, da como resultado el volumen que se requiere para la cámara, el cual corresponde a $2,84 \times 10^{-3} m^3$.

Este valor de volumen incluye tanto la sección cilíndrica como la sección cónica convergente del motor por lo que, para averiguar la longitud de la sección cilíndrica, es necesario

restar a este volumen el volumen cónico y aplicar algunos cálculos trigonométricos. Utilizando el diámetro de la cámara y el de la garganta, junto a un ángulo de inclinación de 45° , se logró obtener una longitud de sección cónica de 0,0302 m.

La decisión de utilizar un ángulo de 45° se debe a la comparación con otros diseños, pero vale la pena mencionar que este no es un valor crítico para la eficiencia del motor, como se indica más adelante cuando se profundiza más en el diseño de la tobera, por lo que se puede tomar como otro parámetro. Utilizando este valor y la ecuación trigonométrica para el cálculo de volumen de cono truncado, se obtuvo un valor de $2,43 \times 10^{-4} \text{ m}^3$, que llevó a un valor de volumen de sección cilíndrica de $2,59 \times 10^{-3} \text{ m}^3$. Este se obtuvo restando el volumen de la sección cónica al volumen total de la cámara calculado anteriormente.

Una vez obtenidos estos valores, se procedió a calcular la longitud del cilindro, partiendo del hecho de que el volumen de la sección cilíndrica, V_{cil} , es igual al área transversal del cilindro multiplicada por la longitud de este, dando como resultado un valor de 0,1960 m. Con esto se puede modelar una cámara de combustión inicial y obtener valores necesarios para el diseño de la tobera.

3.4. Tobera Convergente - Divergente

El diseño de tobera escogido cuenta con tres secciones de área transversal circular, la sección convergente que se encuentra inmediatamente después de la cámara de combustión, la garganta o sección de menor diámetro y la sección divergente. Como se menciona en el libro *Rocket Propulsion Elements* (Sutton y Biblarz, 2001) la sección convergente, históricamente, nunca ha sido un elemento crítico para alcanzar un alto rendimiento del motor. Lo antes mencionado, se deriva de que los gradientes de presión son muy altos en estas secciones, provocando que el fluido se adhiera a las paredes, por lo tanto, la parte más crítica para lograr un buen rendimiento es la sección divergente.

Cuando se diseña una tobera, se busca obtener el máximo impulso específico posible y minimizar la masa. Todos estos aspectos son de suma importancia y se deben de tomar en cuenta a la hora de escoger el método de diseño para la sección divergente de la misma. Las configuraciones de secciones divergentes más utilizadas y frecuentemente mencionadas en las referencias que se han citado a largo de este trabajo son la cónica y la campana (parabólica).

La sección cónica es la más simple de las antes mencionadas y es aún muy utilizada en motores pequeños y medianos debido a que su diseño es sencillo, lo que facilita en gran medida su manufactura. Esta fue la primera sección que se utilizó y con la cual se realizaron las primeras simulaciones computacionales.

Una tobera busca una descompresión de los gases hasta una presión muy cercana a la local atmosférica. Para lograr esto con una tobera cónica, que presenta un ángulo de pared constante, se requiere alargar la sección divergente hasta alcanzar la presión esperada. Esto último se traduce en mayor masa en la tobera y por tanto una disminución en la capacidad de carga del cohete.

En los cálculos realizados por computadora (mostrados en la ilustración 5.1 del capítulo

de análisis de resultados), se logra observar el fluido moviéndose de manera no axial una vez que abandona las paredes de la tobera. Esta apertura de fluido genera componentes de fuerza en direcciones que no benefician el movimiento esperado del cohete, lo que se traduce en una pérdida de eficiencia. Para evitar esto y también reducir el largo de la tobera se procedió a considerar diferentes métodos para un rediseño.

Se consideró la sección divergente tipo campana la cual es probablemente la más utilizada a nivel comercial, ya que el contorno se diseña con el fin de evitar pérdidas y desprendimiento, lo que la hace más eficiente que las toberas cónicas.

Otro posible método para un diseño es el método de características, el cuál, como es mencionado en el marco teórico, busca minimizar el número de ondas de choque dentro de la tobera, para que así el flujo se mueva principalmente en una dirección paralela al eje central del motor. Si bien este método es muy recomendado por la literatura, dada su alta eficiencia, la documentación requerida para implementarlo es muy limitada, por lo que se optó por realizar un diseño de tobera utilizando el método de aproximación parabólica.

Como se mencionó en el marco teórico, y en la literatura referenciada, las toberas parabólicas proporcionan un punto intermedio entre las toberas tipo cónicas y la aproximación por el método de características en la búsqueda de un mejor rendimiento y una menor concentración de masa. Al aplicar conocimiento de geometría general como lo es el cálculo de una parábola y definiendo simetría se puede llegar a la ecuación 2.25. En esta ecuación es requerido el cálculo de los valores de las constantes a y c .

$$y = ax^2 + c \quad (2.25)$$

Los valores de a y de c de la ecuación 2.25 se pueden obtener al igualar la curva de la tobera con dos rectas en los puntos de inflexión y de escape. Dichas rectas tendrán por pendiente el valor de la tangente al ángulo expresado en la Ilustración 2.7.

Se tomó la decisión de usar una tobera parabólica con un 80 % de la longitud de una tobera cónica equivalente. Esto se realizó con el objetivo de no comprometer una expansión limpia de los gases al realizar la expansión súbita.

Con el objetivo de automatizar el proceso de diseño, se realizó una regresión matemática de las curvas para lograr determinar los valores los ángulos sin necesidad de modificarlos manualmente. El resultado de dicha regresión se presenta a continuación.

$$\theta_i = 19,08 + 0,8015 * \epsilon - 0,01789 * \epsilon^2 + 0,000142 * \epsilon^3 \quad (3.1)$$

$$\theta_e = 15,52 - 0,5981 * \epsilon + 0,01638\epsilon^2 - 0,000162\epsilon^3 \quad (3.2)$$

Donde:

- θ_i : Ángulo de Entrada en el Punto de Inflexión. (Grados) ²
- θ_e : Ángulo de Salida. (Grados)

²El punto de inflexión esta representado por la letra I en la Ilustración 2.6

- ϵ : Razón de Áreas de Expansión.

Una vez calculados los ángulos de inflexión se procedió a obtener la posición tanto vertical como horizontal del punto de inflexión mediante el uso de cálculos geométricos. Otro valor importante que se calculó fue la longitud de la sección divergente con la aproximación parabólica, la cual, como se mencionó anteriormente es el 80 % de la longitud de la sección divergente cónica equivalente. Estos valores junto a la relación de distancias entre la posición en el eje horizontal y los puntos de inflexión y escape, fueron utilizados para obtener los valores de las constantes a y c mencionadas anteriormente y así comprobar la distancia vertical (perpendicular al eje simétrico del motor).

3.4.1. Eficiencia Teórica

Gracias a la información recopilada anteriormente, se logran analizar las relaciones de los datos obtenidos en el diseño utilizando diferentes criterios, los cuales permiten tener una idea del rendimiento teórico del motor diseñado. Uno de estos es la razón de área de expansión, la cual se obtiene dividiendo el área transversal de escape, entre el área transversal de la garganta. Este cálculo da un resultado de 4,78, el cual no es un valor de entrada para el diseño, pero se puede utilizar como referencia y como comparación con otros motores de la misma naturaleza y referencias bibliográficas. En este trabajo no se profundizará en el análisis de este valor ya que se les dará mayor enfoque a dos de las medidas de eficiencia más utilizadas, el impulso específico y la velocidad característica.

La velocidad característica se calculó utilizando la ecuación 2.7 y dio como resultado un valor aproximado de 1322 m/s. Como es mencionado en el marco teórico, la velocidad característica es un valor de medida de eficiencia que es independiente de las características físicas del motor. Al existir esta independencia se puede utilizar para realizar una comparación entre combustibles o tecnologías. En este caso este valor se utilizó inicialmente en la gráfica 3.1 como parte de los criterios para la selección de la relación O/F. Utilizando las gráficas 3.1 y 3.2 se puede observar que el valor de velocidad característica de ideal para la presión seleccionada es de aproximadamente 1603 m/s. El valor de equilibrio ayudó a elegir la relación O/F que diera una mayor eficiencia, sin embargo, se tomó la decisión de reducir esta razón para poder cumplir con las limitaciones físicas de los fluidos que se seleccionaron para el sistema de enfriamiento, como se menciona más adelante en este trabajo.

La velocidad de los gases de escape no es uniforme a lo largo y ancho de la sección transversal de una tobera, por lo tanto, como es mencionado en *Rocket Propulsion Elements* (Sutton y Biblarz, 2001), se asume por conveniencia una velocidad de escape axial uniforme que permite reducir el problema a un cálculo unidimensional. Esta velocidad se denomina velocidad de escape efectiva y permite facilitar los cálculos de otros parámetros de eficiencia.

Otro valor que se puede utilizar como referencia para la eficiencia teórica del motor es el impulso específico, el cuál es dependiente de las dimensiones del motor, por lo que se puede tomar como un parámetro de comparación de eficiencia para el motor en específico. Como se menciona anteriormente en este proyecto, este valor se calcula utilizando la ecuación 2.4, la cual divide la velocidad efectiva de los gases de escape entre la aceleración gravitacional estándar. Este cálculo da como resultado un impulso específico de 211,11 s. Diseños como el de Eric T. Pillai (Pillai, 2018) y el de Stewart H. Youngblood (Youngblood, 2015) utilizan va-

lores entre los 200 y 260 con algunas iteraciones del diseño que inclusive superan estos valores.

Como se puede observar al comparar los resultados. La eficiencia de este motor es relativamente baja, pero fue una decisión que se tomó con el fin de mejorar los resultados térmicos y poder utilizar un sistema de enfriamiento regenerativo. Más adelante se comenta este proceso de rediseño y el porqué de la modificación de los factores que tuvieron un impacto directo en la eficiencia del motor, como lo es la relación O/F.

3.5. Diseño Preliminar

Basado en los valores presentados para las dimensiones de cámara de combustión y tobera, se realizaron múltiples diseños preliminares para lograr una visualización del concepto teórico. Las ilustraciones 3.5 y 3.6 presentan las vistas de frente y trasera, respectivamente, de una de las primeras iteraciones utilizando una sección divergente de forma cónica. Si bien este diseño se modificó de manera significativa, el modelo mostrado más adelante fue de gran utilidad a la hora de realizar una simulación inicial y justificar el rediseño de la tobera utilizando un método diferente como fue mencionado en la sección anterior.

Si bien, para el momento de la realización de este modelo no se había profundizado en el diseño del sistema de enfriamiento, sí se tenía una idea inicial y una inclinación por la configuración de chaqueta de enfriamiento, por lo que se incluyó en este diseño como se puede observar en las siguientes ilustraciones.

La Ilustración 3.5 muestra el escape del motor con un puerto de entrada para el refrigerante. Esta entrada es realizada en la parte inferior para poder optar como opción inicial del aprovechamiento del combustible como refrigerante, en una configuración de enfriamiento regenerativo. Versiones siguientes presentan el desarrollo de un distribuidor que permite asegurar una cobertura equitativa del fluido refrigerante alrededor del motor, el cual se ubica a la altura del escape de la tobera.

La ilustración 3.6 muestra la sección superior del motor donde se puede observar la configuración que se utiliza para anclar el motor al plato inyector de combustible. Este puede ser utilizado de igual manera para ensamblar el motor en una estructura, ya sea de integración al cohete o un banco de pruebas para realizar un estudio del comportamiento de este y de los otros sistemas auxiliares que permiten su funcionamiento. En esta imagen se logran observar una serie de agujeros en la parte superior, los cuales permiten el paso de refrigerante que, en caso de ser el mismo combustible, debe de ser redirigido hacia el inyector para ser suministrado a la cámara de combustión.

Esta configuración se utilizó como punto de partida para realizar las primeras modificaciones e iteraciones de diseño, como lo es la geometría de la tobera mencionada en la sección previa, visualizar la posible geometría para el sistema de enfriamiento y empezar a hacer modificaciones mientras se avanzó con los diferentes análisis tanto térmicos como de eficiencia.

3.5.1. Selección preliminar de material

Como parte del proceso de diseño y debido a la alta cantidad de energía liberada por el motor por lo cual se prevé una necesidad de alta resistencia a la temperatura, se debe de



Ilustración 3.5: Concepto de motor (Versión 3). Fuente: trabajo propio.

seleccionar con cuidado el material de la pared del motor.

En general se tiene ciertos requisitos para el material del motor:

- Alta temperatura máxima de operación.
- Resistencia a ambientes corrosivos.³
- Compatibilidad con oxidante y combustible.
- Alta resistencia mecánica en tensión.
- Maquinabilidad a alto nivel de precisión.

En general, estos requisitos excluyen a la mayoría de los materiales con la clara excepción de los metales. Se escogió el acero inoxidable, con el grado AISI 321. Su rango de operación permite una operación a una temperatura de hasta **816 °C** (1089,15 K).

Otras alternativas son los aceros inoxidables de grado AISI 347, sin embargo no se considera tan atractivos, dado que pueden presentar corrosión por estrés. La alternativa de grado aeroespacial es la aleación denominada Inconel. Posee una resistencia alta a través de un amplio rango de temperaturas, desde temperaturas criogénicas hasta un máximo de operación de **1100°C** (1373,15K).

³Esto se debe a la presencia de Óxido Nitroso en el motor, el cual desgasta rápidamente múltiples metales.

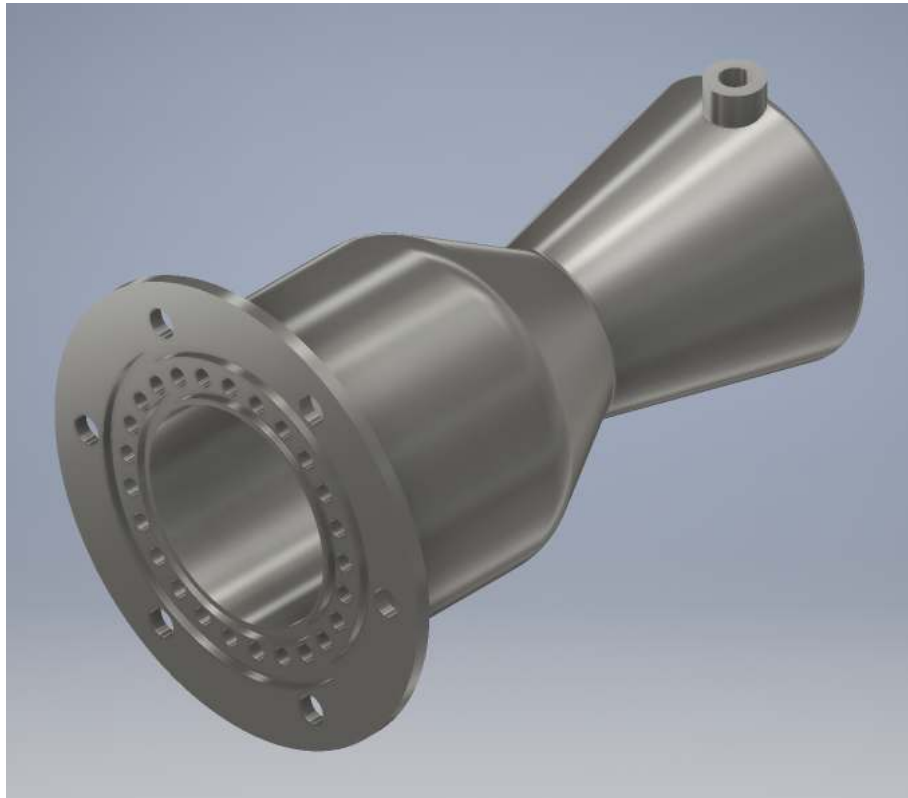


Ilustración 3.6: Concepto de motor (Versión 3), sección trasera. Fuente: trabajo propio.

Capítulo 4

Diseño de Sistema de Enfriamiento

El objetivo del sistema de enfriamiento consiste en lograr alargar los tiempos de operación del motor, tanto para someter a prueba los sistemas de control, así como para alargar la vida útil del motor. El diseño del sistema se descompuso en múltiples etapas.

- **Etapla A:** Determinación de Régimen de Operación.
- **Etapla B:** Determinación de la Carga Térmica del motor.
- **Etapla C:** Selección de método de enfriamiento.
- **Etapla D:** Determinación de parámetros de flujo.
- **Etapla E:** Verificación de Sistema de Enfriamiento.

4.1. Metodología

La determinación de cargas térmicas, diseño del sistema de enfriamiento, y cálculos asociados, vuelve necesaria la definición de diferentes características a todo lo largo del motor. Se decidió, en lugar de realizar estudios en un número pequeño de puntos, optar por la realización de un análisis por elementos finitos en la variable de posición en el eje axial. La discretización del motor se realizó a lo largo del eje con un número de divisiones de 350 segmentos. Dado un largo de motor de 31,3 cm, cada división tiene un largo de 0,89mm.

Este estilo de análisis de elementos en el eje axial se aplica a partir de la Etapa B. La Etapa A, realiza un análisis semejante, pero con una variación en el tiempo y en el espacio.

4.2. Régimen de Operación

Esta etapa comprende el estudio del tipo de régimen bajo el cual operará el motor de combustible en lo que se considera el régimen normal de operación. Para tal efecto se estudió si la carga térmica causaba al sistema a entrar en estado estacionario, o si, dentro del periodo de estudio, se presentaban condiciones transitorias. Para tal efecto, se realizó un estudio unidimensional en puntos particulares del motor con tal de observar el comportamiento a través del tiempo.

Es importante aclarar que este estudio se realizó en paralelo a la **Determinación de la Carga Térmica del Motor**, dada la necesidad de dichos datos. Adicionalmente se agregó al

estudio la definición de la descarga térmica por parte de la pared ante la presencia de un refrigerante. Esto último con el objetivo de permitir encontrar los tiempos de estabilidad del sistema, en caso de usarse un sistema de refrigeración regenerativa o por descarga.

El estudio consistió en un análisis de la conducción de calor en régimen transitorio para una pared plana, suponiendo una entrada y salida de calor tanto por métodos de conducción como radiación. Dicha pared no presenta generación de calor, y la única entrada de energía consiste en los dos métodos de transferencia mencionados. Por tanto un costado de la pared tendrá la entrada de energía en forma de calor, y el otro costado tendrá la salida.

Este estudio consiste de un análisis de elementos finitos de un segmento de la pared, suponiendo una condición de estado transitorio a través del motor. Trata de un estudio unidimensional, por tanto se ignoran los efectos de pérdida de calor por los costados la pared.

4.2.1. Suposiciones

Para este análisis se presentan las siguientes suposiciones:

1. Temperatura de la pared es uniforme en los momentos iniciales. (Todos los nodos tienen la misma temperatura)
2. Sistema se encuentra en estado transitorio.
3. Área transversal se asemeja a una pared plana de espesor constante.
4. Sistema unidimensional. No hay transferencia de calor hacia los costados, o dicha transferencia es tan pequeña que puede ser despreciada.
5. Propiedades térmicas y mecánicas se mantienen constantes.
6. Condiciones de la cámara de combustión se consideran constantes.
7. Coeficientes de transferencia de calor por convección se mantienen constantes.

Para la realización del estudio se usó un método de diferencia finitas en la forma explícita. Si bien esto presenta limitaciones en términos del tamaño del intervalo de tiempo, presenta un desarrollo más favorable en términos de la complejidad de las ecuaciones. (Cengel y Ghajar, 2011)

4.2.2. Ecuaciones usadas

Es necesaria la formulación de un número discreto de Fourier para el estudio. (Cengel y Ghajar, 2011)

$$\tau = \frac{\alpha * \Delta t}{\Delta x^2} \quad (4.1)$$

Donde:

- τ : Número discreto de Fourier. (Adimensional)
- α : Difusividad térmica. $\left(\frac{m^2}{s}\right)$

- Δ : Intervalo de tiempo. (s)
- Δx : Tamaño de malla. (m)

Dado que este estudio utiliza una metodología de análisis por elementos finitos, se debe realizar una malla con múltiples nodos para la determinación de la temperatura a través del tiempo.

Nodo Inicial

El nodo inicial presenta dos entradas de calor por medio de los mecanismos de conducción y radiación provenientes de los gases calientes en la cámara de combustión. La única salida de calor proviene del mecanismo de conducción hacia la pieza externa.

$$h_g * A_S * (T_C - T_0^i) + k * A_S * \frac{T_1^i - T_0^1}{\Delta x} + \alpha_{Pared} * [\epsilon_{Gas} * \sigma * A_S * (T_C^4 - T_0^4)] = \rho * A_S * \frac{\Delta x}{2} * c_p * \frac{T_0^{i+1} - T_0^i}{\Delta t} \quad (4.2)$$

Esto, mediante un arreglo matemático, se puede simplificar a:

$$T_0^{i+1} = \left(1 - 2\tau * \left(1 + \frac{h_g * \Delta x}{k}\right)\right) * T_0^i + \frac{2\tau * \Delta x}{k} * \left[h_g * T_C + \frac{T_1^i * k}{\Delta x} + \alpha_{Pared} * \epsilon_{Gas} * \sigma * (T_C^4 - T_0^{i4})\right] \quad (4.3)$$

Nodos Intermedios

Para los nodos intermedios se utilizó la siguiente ecuación:

$$T_m^{i+1} = \tau * (T_{m-1}^i + T_{m+1}^i) + (1 - 2\tau) * T_m^i \quad (4.4)$$

Nodo Final

De manera semejante al nodo inicial, se presenta la ecuación base que describe el comportamiento energético del nodo.

$$\begin{aligned} & -h_l * A_S * (T_f - T_L) + k * A_S * \frac{T_{f-1}^i - T_f^i}{\Delta x} - \epsilon_{Pared} * \alpha_{Refrigerante} * A_S * \sigma * (T_f^4 - T_L^4) \\ & = \rho * A_S * \frac{\Delta x}{2} * c_p * \frac{T_f^{i+1} - T_f^i}{\Delta t} \end{aligned} \quad (4.5)$$

Esta expresión permite despejarse a una expresión para la temperatura del nodo en una forma explícita.

$$\begin{aligned} T_f^{i+1} &= \left(1 - 2\tau * \left(1 + \frac{h_l * \Delta x}{k}\right)\right) * T_f^i \\ &+ 2\tau * \frac{\Delta x}{k} * \left(h_l * T_L^i + \frac{k}{\Delta x} * T_{f-1}^i - \alpha_{Refrigerante} * \epsilon_{Pared} * \sigma * (T_f^4 - T_L^4)\right) \end{aligned} \quad (4.6)$$

4.2.3. Condiciones de Inicio

El intervalo de tiempo para este estudio se estableció en 3 minutos (180 s). En general se espera que una prueba de cohete opere por al menos unos 2 minutos.

Cuadro 4.1: Valores de inicio de simulación

Variable	Valor	Unidad
Espesor de Pared	0,005	m
Temperatura Ambiente	293	K
Tiempo de Estudio	3	min
Conductividad Térmica	400	W/m*K
Temperatura de cámara	3184	K
Temperatura de Refrigerante	335	K
Coefficiente de Convección - Gas Caliente	1714	W/m ² K
Coefficiente de Convección - Refrigerante	6571	W/m ² K
Número de Nodos en x	100	-

4.2.4. Resultados

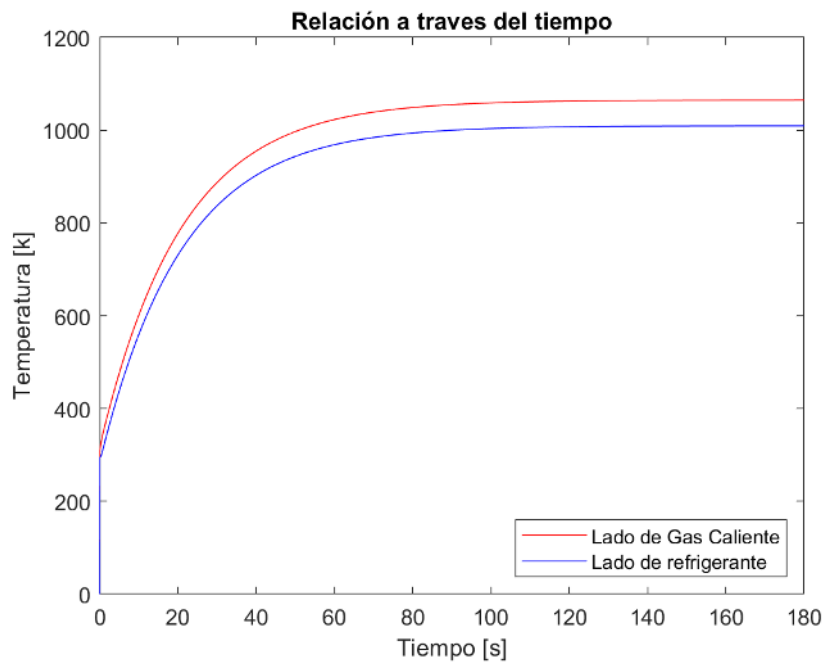


Ilustración 4.1: Resultados de primera prueba de estado transitorio. Fuente: trabajo propio.

Basado en los resultados de la prueba 1, ejemplificados en la Ilustración 4.1, se contempla que el motor alcanza estado estacionario dentro de 1 minuto de tiempo. Esto implica menos del tiempo de operación necesario para el motor, pensado en 2 minutos, por lo cual se procederá a un análisis en estado estacionario para los cálculos subsiguientes.

4.3. Cargas Térmicas

La Etapa B consistió en la etapa más extensa debido al alto grado de complejidad en el cálculo de la carga térmica del motor. Esta etapa consiste en la determinación de la transferencia de calor por convección y radiación de los gases calientes de combustión hacia la pared y de la conducción a través de la pared. Se realizaron múltiples subprocesos para la determinación final de la carga térmica.

1. Determinación de características físicas en cada punto del motor.
2. Cálculo de factores de corrección.
3. Cálculo de coeficiente de convección.

4.3.1. Determinación de Características Físicas

Dada la complejidad de los cálculos para los factores de corrección y el coeficiente, se requiere tener una comprensión de los valores de las variables de velocidad, temperatura y razón de áreas para cualquier punto del motor con el objetivo de obtener una representación realista de la carga térmica, no solo distribuida a través del motor, sino también poder realizar un cálculo total de la carga térmica.

Como primer paso se realizó una descripción matemática de la pared del motor con el objetivo de segmentarla en secciones Δx , para poder analizar múltiples segmentos pequeños. En esencia se realizó un análisis de elementos finitos en la longitud del motor. Parte del proceso de expresión matemática de la pared se describió a detalle en el Capítulo 3. Este análisis matemático permitió la determinación de la razón de áreas relativo al área de la garganta a través de toda la longitud del motor.

El siguiente paso consiste en la determinación de las características de expansión de un flujo isentrópico a partir de la razón de área del motor. En general, dicho proceso se realiza a partir de la variable de número Mach.

Se generó una tabla de expansión isentrópica¹ para el valor de la razón de calores específicos, particular para la mezcla de gases bajo uso en el motor. Esta tabla se generó a partir de las ecuaciones de flujo isentrópico para el número Mach presentadas anteriormente.

La primera relación de importancia para el análisis consiste en la variación de la razón de áreas y el número Mach del gas. Esto dado que las relaciones de expansión isentrópica permiten describir las demás variables (temperatura, presión, densidad). En particular, es de interés la relación entre el número Mach y la razón de temperatura, dado que esto permite obtener la temperatura del gas en cada punto a todo el largo del motor.

Se usó la ecuación 2.22 para determinar el número Mach en cada punto del motor. Dado que la ecuación 2.22 no presenta un despeje algebraico sencillo, se usó un método iterativo para lograr determinar el número Mach que se ajustase al valor de razón de áreas de la geo-

¹Dicha tabla se puede encontrar en los anexos de este Trabajo Final de Graduación.

metría del motor en cada punto.^{2,3}

Una vez determinado el número Mach para cada punto, se determinó la razón de temperaturas mediante el uso de la ecuación 2.19. Esto a su vez permite la determinación de la temperatura de los gases en cada punto del motor.

4.3.2. Determinación de la Temperatura de Pared

El cálculo de la transferencia de calor, tanto por radiación como convección es inherentemente multivariable. Dado que se desea determinar cual es el valor de la carga térmica final para el diseño de un sistema de enfriamiento acorde, se debe determinar una temperatura de pared objetivo en la superficie interna de la misma, con el fin de lograr solucionar las ecuaciones de transferencia de calor.

Esta metodología presenta, sin embargo, una serie de problemáticas a la hora de realizar su implementación. El primer problema consiste en la consecuencia lógica de poner una temperatura objetivo, la cual implica que el sistema de refrigeración debe poder remover la cantidad de energía de diseño. En caso contrario, la temperatura de la pared incrementará su valor, en casos extremos hasta el punto de fallo.

El segundo problema consiste en la determinación del comportamiento de la temperatura de pared interna a través del motor. Esto debe de ser definido, sin embargo, se presenta cierto grado de libertad en este comportamiento. En gran medida, el comportamiento de la temperatura, al igual que la magnitud dependerán de las capacidades del sistema de enfriamiento de absorber la energía térmica liberada por el motor.

Se definen entonces los siguientes requerimientos para el establecimiento de la temperatura de la pared:

- La Temperatura de la pared no debe de superar la máxima temperatura de operación de la aleación. (Una temperatura de 816 °C o 1089,15 K para la aleación AISI 321)
- La cantidad de calor transmitido debe ser tal que el refrigerante pueda absorberlo.⁴
- El flujo de calor debe ser inferior a un q_{Max} para evitar la presencia del efecto de Leidenfrost. (Sutton y Biblarz, 2001)⁵

Como punto de inicio del proceso de diseño se utilizó una temperatura constante a lo largo del motor. Este comportamiento debió de ser alterado ya que en la posición de la garganta, se presenta un pico de flujo de calor que fomenta la presencia del efecto de Leidenfrost en dicho punto. Adicionalmente, una temperatura constante implica una mayor transferencia de

²El método de solución original fue la regresión a partir de los datos generados para la Tabla de Expansión isentrópica. Este método, sin embargo, no daba suficiente precisión dado que se requerían de dos funciones con comportamientos diferentes para lograr describir la relación entre razón de áreas y número Mach.

³La macro usada para el método iterativo en el programa Microsoft Excel se encuentra en los anexos del documento.

⁴En otras palabras, la capacidad del refrigerante debe de ser mayor a la carga térmica total.

⁵El efecto de Leidenfrost consiste en la vaporización de una capa del refrigerante entre el cuerpo principal del mismo, y la superficie de la pared caliente. Este efecto reduce significativamente la tasa de transferencia hacia el refrigerante, lo cual puede llevar a la falla del motor.

la necesaria en varios puntos.

Debido a los requerimientos expresados, e inspirado por la temperatura de pared del motor propuesto por Pillai (2018), se propone el uso de una función discontinua compuesta de una componente recta decreciente, con una cresta representada como función cuadrática alrededor del punto de garganta, con el objetivo de evitar el efecto de Leidenfrost en este punto específico.

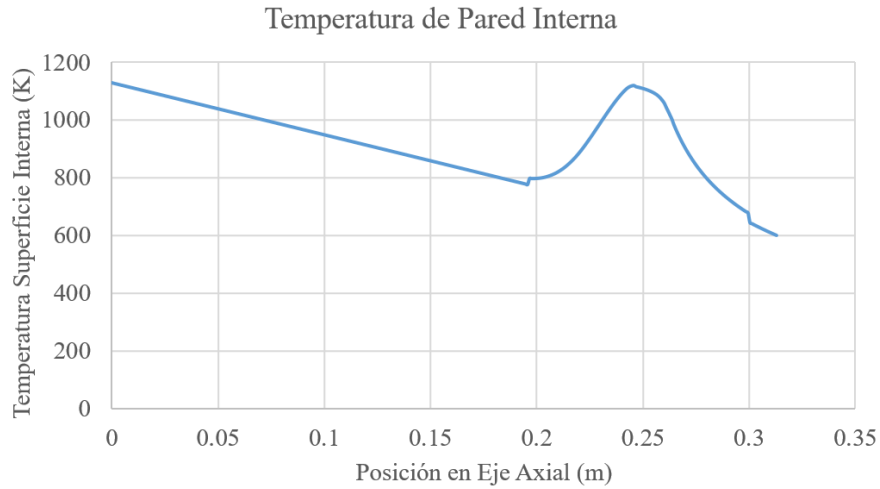


Ilustración 4.2: Temperatura de la pared interna. Fuente: trabajo propio.

La Ilustración 4.2 presenta los valores y el comportamiento de la temperatura de la pared en su superficie interna, usados en el cálculo de la transferencia de calor.

4.3.3. Cálculo de Factores de Corrección

El siguiente paso consiste en determinar la temperatura del gas en la pared. Dado que existe un efecto de capa límite, existe una capa de gas que se encuentra estancado a la par de la pared, cuya temperatura es diferente (y en general, ligeramente inferior) a la temperatura del gas principal. Esto se obtiene al calcular primero los factores de recuperación efectivos y locales descritos por las ecuaciones 2.34 y 2.35.

Una vez determinados los factores de recuperación se puede aplicar la ecuación 2.33 con el objetivo de determinar la temperatura de los gases adyacentes a la pared. Un factor de corrección final corresponde a un factor adimensional para compensar por las variaciones de las propiedades como densidad y viscosidad a través de la capa de frontera. Este factor está especificado por la ecuación 2.29.

4.3.4. Cálculo de Transferencia por Convección

El coeficiente de transferencia por convección se obtiene por medio de la ecuación 2.28. Los valores obtenidos por medio de esta ecuación son valores de referencia aplicables a cualquier motor con características semejantes. Esto sin embargo no contempla la deposición de carbón en las paredes del motor en un fenómeno conocido como "coking". Coking se da debido a la

presencia de hidrocarburos (en este caso Jet A-1) con temperaturas por encima de los 700 K. (Soller, Wagner, Kirchberger, y cols., 2005)⁶

Cálculo de la Resistencia térmica por deposición

El cálculo del efecto de deposición se realiza determinando el grado de resistencia térmica. Este valor se obtiene mediante la Ilustración 2.11. Con el objetivo de simplificar el proceso de diseño iterativo, se realizó una regresión matemática para poder expresar dicha gráfica en términos de una función. Dada la forma de la gráfica, se segmentó en dos, un segmento para la sección convergente, y otro para la divergente.

Convergente

$$R_d = -5128,2\epsilon^6 + 33814\epsilon^4 - 87981\epsilon^3 + 113378\epsilon^2 - 72117\epsilon + 19168 \quad (4.7)$$

Para valores convergentes de razón de áreas de 1,9 - 1.

Divergente

$$R_d = 137,22\epsilon + 996,67 \quad (4.8)$$

Para valores divergentes de razón de áreas de 1 - 2,9

Donde:

- R_d : Resistencia por deposición de carbono ($in^2 - s - ^\circ F/Btu$)
- ϵ : Razón de Áreas

Una vez determinada la resistencia por deposición, se hace el ajuste al coeficiente de convección mediante el uso de la ecuación 2.32

$$h_{gc} = \frac{1}{\frac{1}{h_g} + R_d} \quad (2.32)$$

Una vez determinado el valor del coeficiente de transferencia por convección se procede a realizar el cálculo del flujo de calor y de la potencia térmica para cada segmento del cálculo de elementos. El valor final de potencia térmica para todo el motor consistió de **146,5 kW** por el mecanismo de convección.

4.3.5. Cálculo de Transferencia por Radiación

Se logra parametrizar el flujo de calor por medio de la ecuación 2.37.

$$q_{rad} = \alpha_W * (\epsilon_G * \sigma * (T_C^4 - T_W^4)) \quad (2.37)$$

Se procederá a realizar un análisis del origen de los valores usados en el estudio.

⁶Soller, Wagner, Kirchberger, y cols. (2005) especifican que la deposición se presenta debido a reacciones de pirólisis. Esto consiste esencialmente en la descomposición a alta temperatura de combustible en la ausencia de oxígeno.

Emisividad de los gases

El gas que emite es una mezcla de gases de combustión. La Ilustración 3.4 muestra la composición de los gases. Se presentan 5 componentes a la mezcla:

- **Nitrógeno (N_2):** 55 %
- **Monóxido de Carbono (CO):** 21 %
- **Dióxido de Carbono (CO_2):** 12 %
- **Vapor de Agua (H_2O):** 12 %
- **Hidrógeno (H_2):** 1 %

En general, las moléculas di-atómicas no presentan aportes significativos en la absorción o emisión por medio de la radiación. (Cengel y Ghajar, 2011) Esto implica que los efectos del Nitrógeno y del Hidrógeno pueden ser despreciados en términos de la radiación del sistema.

Cengel y Ghajar (2011), citando a Hottel (1954), presentan un procedimiento para la determinación de la emisividad de una mezcla de gases "neutros" con la presencia de vapor de agua y dióxido de carbono. Este procedimiento, sin embargo, no contempla la presencia de monóxido de carbono, y no presenta valores para presiones por encima de 0,51 MPa (5 atmósferas) (el motor opera a 1,03 MPa, 10,2 atmósferas), o temperaturas mayores a 2100 K.

Alberti, Weber, y Mancini (2018), en el artículo *Gray Gas Emissivities for H_2O - CO_2 - CO - N_2 Mixtures*, realizaron un análisis de espectros de emisión para mezclas de gases conteniendo CO_2 , H_2O , CO , y N_2 en rangos de 300 K hasta 3000 K y presiones de 0,1 bar hasta 100 bar. El principio de cálculo se basa en la siguiente ecuación:

$$\epsilon^{tot} = \epsilon^{H_2O} + \epsilon^{CO_2} + \epsilon^{CO} - \Delta\epsilon_{CO_2}^{H_2O} - \Delta\epsilon_{CO}^{H_2O} - \Delta\epsilon_{CO}^{CO_2} + \Delta\epsilon \quad (4.9)$$

Los valores de Deltas son valores de corrección por la superposición de las ondas en los espectros de emisión. Adicionalmente, con la presencia de más de dos elementos "activos" en la mezcla, se debe de agregar un factor de corrección adicional $\Delta\epsilon$. (Alberti y cols., 2018) Estos valores de corrección dependen de las variables de presión, temperatura, y dimensión del contenedor. Por tanto, los valores de emisividad varían dentro del motor, principalmente dentro de la tobera. Alberti y cols. (2018) presentan este modelo, no solo en forma gráfica, sino también como un archivo de Microsoft Excel (2013). Dicho archivo fue el método principal para la determinación de emisividades a través del motor.

Con el objetivo de lograr generar una función global que vinculase la emisividad con la presión de los gases en los diferentes puntos de la tobera, se evaluaron 21 puntos distribuidos de manera equitativa a través del rango de presión, para determinar el valor de emisividad en cada uno de ellos.

La Ilustración 4.3 presenta el comportamiento de la emisividad de los 21 puntos con base en sus respectivos valores de presión. Se hizo una regresión polinomial para lograr una descripción matemática del comportamiento de la emisividad.

$$\epsilon = a_5 * P^5 + a_4 * P^4 + a_3 * P^3 + a_2 * P^2 + a_1 * P + a_0 \quad (4.10)$$

El Cuadro 4.2 presenta los coeficientes para la ecuación anterior.

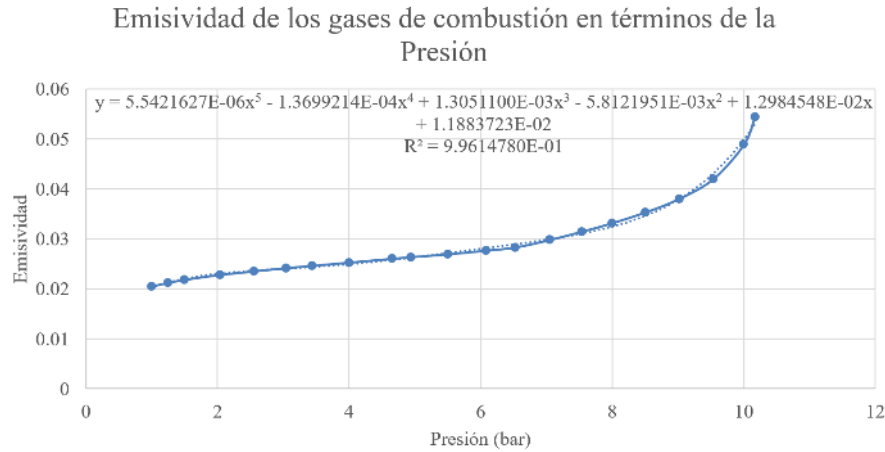


Ilustración 4.3: Emisividad de los gases de combustión en términos de la presión. Fuente: trabajo propio.

Cuadro 4.2: Coeficientes de ecuación polinomial de grado 5 para la descripción de la emisividad

a_5	$5,5421627 \times 10^{-6}$
a_4	$-1,3699214 \times 10^{-4}$
a_3	$1,3051100 \times 10^{-3}$
a_2	$-5,8121951 \times 10^{-3}$
a_1	$1,2984548 \times 10^{-2}$
a_0	$1,1883723 \times 10^{-2}$

Es importante recalcar que estos valores son dependientes de las dimensiones físicas del motor, de la composición de gases, y por tanto del comportamiento de estos a través de sus variables descriptoras.

Absortividad de la Pared

La absortividad de la pared es difícil de determinar, ya que es dependiente de los espectros de emisión, así como de la capacidad del material de absorber en dichos espectros. Adicionalmente se da la complejidad de que los gases emisores son una mezcla que dificulta el cálculo de propiedades homogéneas.

Otro factor a tomar en cuenta es el recubrimiento de la superficie de la pared con hollín, cuyas propiedades son difíciles de estimar. Este recubrimiento termina siendo la superficie de transferencia sobre la cual se dará la radiación.

En general se decidió tomar un valor de absortividad de **0,97**. Este valor se trata de un valor inexacto dado que no existen determinaciones definitivas con respecto a las propiedades de los recubrimientos de carbono por combustión de óxido nítrico y Jet A-1. Sin embargo, se espera que sea un valor en particular inflado, y que de esta manera sirva como un factor de seguridad no cuantificable.

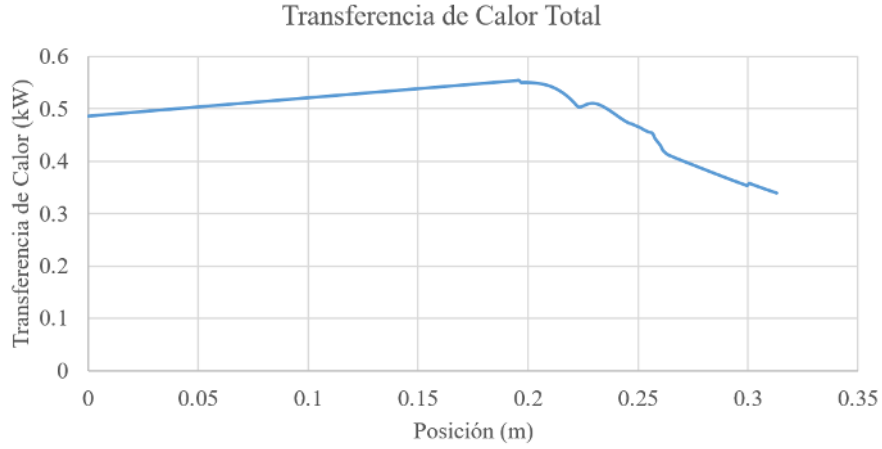


Ilustración 4.4: Carga total de calor para cada punto de cálculo. Fuente: trabajo propio.

Valor Final de la Radiación

Tomando estos valores y la ecuación del flujo de calor para la radiación, se obtuvo un valor de **26,5 kW** de potencia térmica a través de todo el motor. Esto hace que la transferencia por radiación, si bien pequeña en comparación con la transferencia por convección, no pueda ser despreciada.

4.3.6. Valor Final de la Carga Térmica

Se obtuvo un valor de la carga térmica final mediante la suma de las cargas por radiación y convección en cada segmento. El valor total de la carga por radiación es de **173 kW**. La carga de convección representa el 84,7%, mientras que la carga por radiación representa el 15,3% restante.

Dado que el método de cálculo de la carga térmica es por medio de una suma de elementos finitos, se puede observar las cargas individuales de cada segmento. Esto está representado en la Ilustración 4.4⁷ donde el eje denominado posición representa el eje axial del motor.

4.3.7. Conducción en la pared interna

La transferencia a través de la pared se da por el mecanismo de conducción. La conductividad térmica reportada del material corresponde a **10,8 W/m K**, con un espesor de pared de **2 mm**, se puede calcular la temperatura de la superficie externa de la pared interna mediante la ecuación:

$$T_{wl} = T_{wg} - \frac{Q_{Total} * t}{k * A_s} \quad (4.11)$$

Donde:

- T_{wl} : Temperatura de la superficie del refrigerante de la pared interna. (K)

⁷Dada la cantidad de puntos que se usan en el cálculo, no se pueden distinguir puntos independientes mediante el uso de marcadores. Ante esta situación se evita el uso de los mismos por razones visuales o de apariencia.

- T_{wg} : Temperatura de la superficie del gas caliente de la pared interna. (K)
- Q_{Total} : Carga térmica. (W)
- t : Espesor de la pared. (m)
- k : Conductividad de la pared. (W/m*K)
- A_s : Área superficial. (m^2)

La Ilustración 2.14 presenta un diagrama que representa la distribución de temperaturas del motor de cohete.

4.4. Método de Enfriamiento

4.4.1. Selección

Basado en las cargas térmicas expuestas en la sección anterior, y dado el deseo de un motor reutilizable, se optó por el diseño de un sistema de enfriamiento por medio de un **enfriamiento regenerativo**. Esto debido a las deficiencias técnicas de un enfriamiento por descarga, en particular al bajo punto de Leidenfrost para el agua como refrigerante. La ausencia de materiales en mercados locales, y su alto peso asociado, hace poco atractivo el uso de soluciones como recubrimientos refractarios y recubrimientos ablativos. Y finalmente la falta de datos sobre nuevas aleaciones, la intención de uso atmosférico del motor, y las condiciones de disparos de larga duración, hace poco atractivo el uso de un depósito térmico.

En general, un sistema regenerativo consiste en el uso del combustible u oxidante como refrigerante. Dado el bajo punto de fusión del óxido nítrico, este se debe descartar como posible refrigerante para este motor. Esto implica, que para un esquema regenerativo, se debe analizar el uso de Jet A-1 como refrigerante.

4.4.2. Determinación de la Capacidad del Refrigerante

La capacidad del refrigerante se refiere a la cantidad de calor que puede absorber un refrigerante antes del inicio de la vaporización. Este valor permite un primer punto de datos en el diseño del sistema de enfriamiento.

$$Q_R = \dot{m}_R * c_p * (T_{cc} - T_{ci}) \quad (4.12)$$

Donde:

- Q_R : Capacidad del Refrigerante (kW)
- $\dot{m}_R$: Flujo másico del refrigerante (kg/s)
- c_p : Calor específico del refrigerante (J/ kg K)
- T_{cc} : Temperatura crítica del refrigerante (K)
- T_{ci} : Temperatura de entrada del refrigerante (K)

La temperatura crítica del queroseno (el principal componente del Jet A-1)⁸, es de **678 K** a una presión crítica de **2,0 MPa**. Sin embargo, la presión de operación hacia el final del motor se espera que esté más cercana a **1,38 MPa**, con una temperatura de evaporación de **651 K**.(Sutton y Biblarz, 2001) Por este motivo, se tomará la temperatura de 651 K como temperatura crítica para el cálculo de la capacidad del refrigerante.

La temperatura de entrada del refrigerante es la temperatura ambiente. Para el cálculo de la capacidad, se usará el valor de 293,15 K. Tomando como referencia las propiedades del Jet A-1 presentadas en el Capítulo 3, se usa el valor de c_p reportado. El valor de la capacidad del refrigerante es de **257,6 kW**, lo cual se encuentra por encima del valor de la carga térmica encontrado en la sección anterior. Esto implica que el Jet A-1 es capaz de actuar como un refrigerante apropiado sin evaporarse.

4.4.3. Temperatura del Refrigerante

Se procede a determinar la temperatura del refrigerante mediante la aplicación de la siguiente ecuación:

$$T_2 = T_1 + \frac{Q_s}{\dot{m}_R * c_p} \quad (4.13)$$

Donde:

- T_2 : Temperatura final del segmento en estudio. (K)
- T_1 : Temperatura inicial del segmento en estudio. (K)
- Q_s : Potencia térmica a absorber por segmento. (W)
- $\dot{m}_R$: Flujo másico del refrigerante. (kg/s)
- c_p : Calor específico del refrigerante. (J/ kg K)

Se toman los valores de inicio del sistema como aquellos ya definidos y mencionados anteriormente. Específicamente con respecto a la temperatura inicial del refrigerante de 293,15 K.

4.4.4. Efecto de la transferencia de calor al exterior

Existe un grado de transferencia de calor desde el refrigerante, hacia la pared externa del motor. Este efecto fue despreciado en la sección anterior al tomar todo el calor generado desde la pared interna, y suponer que el refrigerante absorbería todo este calor. Esto se da gracias a la pequeña cantidad de transferencia respecto a la cantidad total de calor que se transfiere al refrigerante.

Esta determinación se realizó calculando el valor de la máxima transferencia de calor entre la pared externa y el exterior mediante una convección natural libre de gases. Se buscó calcular esta convección usando los máximos valores esperables para el escenario de diseño.

⁸Durante el desarrollo del sistema de enfriamiento, se usaron valores de queroseno con el fin de cubrir la falta de conocimiento del Jet A-1 dada la similitud entre el Jet A-1 y el queroseno

Se utilizó un valor de coeficiente de transferencia de calor de $5 \text{ W/m}^2\text{K}$, que es el límite superior de los valores típicos presentados por Cengel y Ghajar (2011). Como temperatura superficial de pared se tomó la temperatura del refrigerante tal cual fue prevista en la sección anterior, dado que esta debe de ser la máxima temperatura posible en la pared, asumiendo que esta encuentra estabilidad con el refrigerante. Se tomó como temperatura ambiente $293,15 \text{ K}$.

El valor agregado para todos los elementos del análisis da una potencia térmica de $71,28 \text{ W}$ a través de todo el motor. Esto representa un $0,04 \%$ de toda la carga térmica del motor. Es por este motivo que se prefirió despreciar este valor en el cálculo del sistema de enfriamiento.

4.4.5. Cálculo del coeficiente de transferencia por convección

Mediante la determinación de la temperatura del refrigerante se obtiene el diferencial de temperatura entre el refrigerante y la pared en cada punto. Con la determinación de la potencia térmica, y este diferencial de temperatura se puede calcular el coeficiente de transferencia por convección que se debe de lograr para mantener la temperatura de la pared.

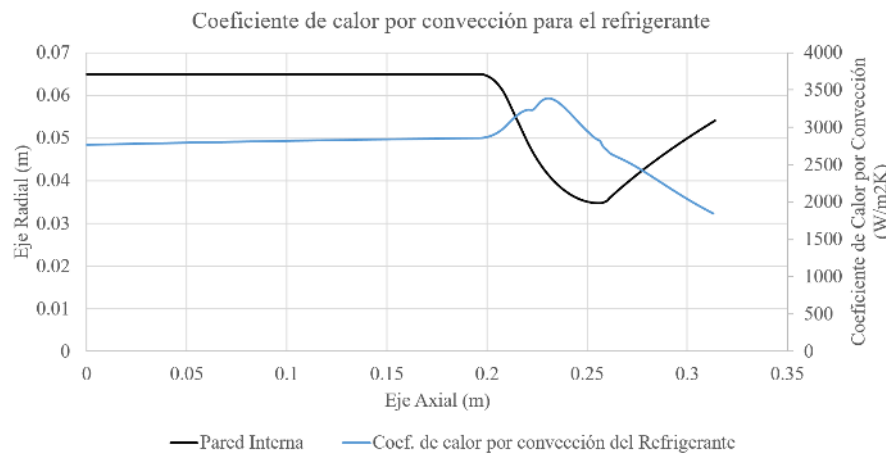


Ilustración 4.5: Coeficiente de calor por convección para el refrigerante. Fuente: trabajo propio.

La Ilustración 4.5 muestra el comportamiento del coeficiente de transferencia a través del motor.

4.4.6. Determinación del Diámetro Hidráulico

El sistema de enfriamiento, como ya se ha mencionado, consiste en un sistema de chaqueta en donde se fuerza un flujo de refrigerante (Jet A-1 en este caso) en una dirección de contra flujo con respecto al escape de gases del motor. Esto representa una figura de tubería anular en la cual se consideran dos tubos concéntricos de diámetros diferentes, donde el más pequeño conforma la cámara de combustión, y el más grande conforma el espacio del refrigerante. Este esquema de tubos concéntricos se da en toda la longitud del motor, desde el final de la tobera, cubriendo la cámara de combustión y llegando hasta el inicio del inyector.

Para comprender cual es la distancia de separación entre estos dos cilindros se debe calcular el diámetro hidráulico, el cual es el diámetro equivalente para definir el caudal necesario

para enfriar el motor.

La determinación del diámetro hidráulico se realizó mediante el estudio de la ecuación 2.36. En esta ecuación se da la relación entre las variables del diámetro hidráulico, área transversal, y velocidad para el cálculo del coeficiente de transferencia por convección de un refrigerante. Dado que ya se determinó un coeficiente necesario, se requiere lograr despejar la ecuación para determinar el diámetro hidráulico con el objetivo de dimensionar el sistema de refrigeración necesario.

El despeje de la ecuación devolvió el siguiente resultado:

$$D_H \cdot (D_H + 2D_1)^{4/5} = \frac{0,023 \cdot c_p^{\frac{1}{3}} \cdot \dot{m}^{0,8} \cdot k^{\frac{2}{3}}}{\left(\frac{\pi}{4}\right)^{0,8} \cdot h_l \cdot \mu^{\frac{7}{15}}} \quad (4.14)$$

A esta ecuación no se le logró encontrar una solución algebraica simple para la determinación del valor del diámetro. Para la solución de este valor, se utilizó la función de buscar objetivo hasta llegar iterativamente a la solución de la ecuación. La diferencia entre los dos lados de la ecuación se igualó a cero, modificando iterativamente el valor del diámetro hidráulico.⁹

Para la determinación del diámetro de la pared externa, se utilizó la ecuación del diámetro hidráulico para una configuración de tubos anulares.

$$D_H = D_2 - D_{wl} \quad (4.15)$$

Donde:

- D_H : Diámetro Hidráulico.
- D_2 : Diámetro interno de pared externa.
- D_{wl} : Diámetro externo de pared interna.

A partir de estos valores se logró determinar el valor final del diámetro hidráulico, y de la posición de la pared externa.

4.4.7. Determinación de parámetros de Flujo

Los parámetros de flujo son esenciales para entender el comportamiento del sistema de refrigeración como un sistema de trasiego de fluido.

Velocidad

Usando el área determinada por medio del diámetro hidráulico, y tomando en cuenta el flujo másico y las propiedades del queroseno, se puede determinar la velocidad del fluido para cada punto del motor.

$$\vec{v} = \frac{\dot{m}_c}{\rho \cdot A_T} \quad (4.16)$$

⁹El código de la función macro utilizada para la iteración progresiva de todas las líneas del motor se encuentra en los anexos de este documento.

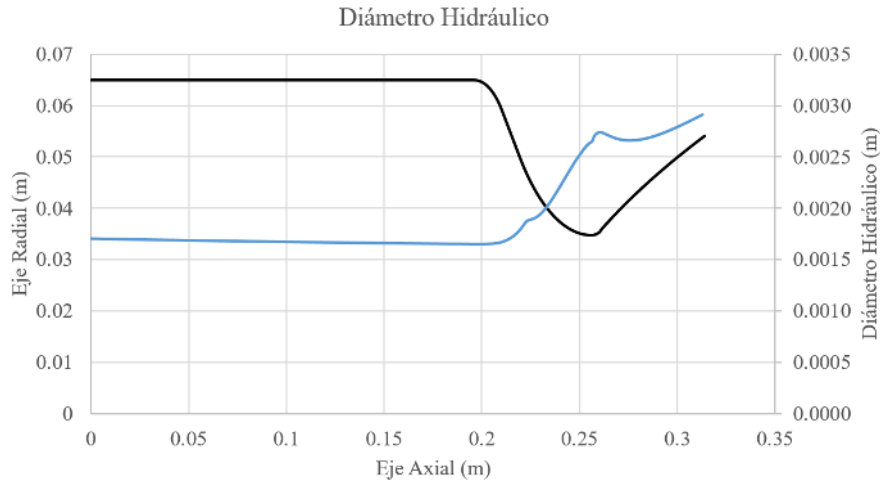


Ilustración 4.6: Diámetro hidráulico. Fuente: trabajo propio.

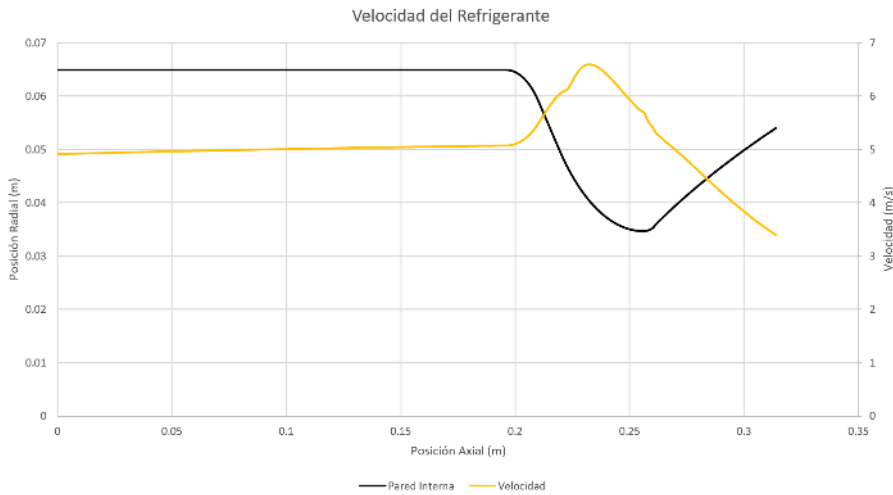


Ilustración 4.7: Velocidad del refrigerante. Fuente: trabajo propio.

Pérdidas

Para el cálculo de pérdidas en el conducto de refrigeración se utiliza la ecuación de Darcy - Weisback:

$$h_f = f \cdot \frac{L}{D_H} \cdot \frac{\bar{v}^2}{2g} \quad (4.17)$$

Se utilizó el método de Colebrook & White para la determinación del factor de fricción de las paredes del conducto, utilizando la siguiente ecuación:

$$\frac{1}{\sqrt{f}} = -2 \cdot \log \left(\frac{\epsilon/D_H}{3,7} + \frac{2,51}{Re \cdot \sqrt{f}} \right) \quad (4.18)$$

De manera semejante al diámetro hidráulico, la determinación del factor de fricción se hizo mediante un método iterativo. El valor final de perdida resultó en un valor de 80,5 kPa (11,68 psi).

Presión del Sistema de Refrigeración

Se determinó la presión de operación del sistema basándose en dos puntos principales: primero, la presión de cámara, segundo, la presión crítica del refrigerante. La presión de operación del motor consiste en 1,03 MPa (150 psi). De acuerdo a Sutton y Biblarz (2001) y Degner (1961), la presión crítica del queroseno consiste en 2,0 MPa (290 psi) con una temperatura crítica de 678 K.

Por tanto, la temperatura debe de encontrarse entre estos dos valores. Idealmente con un rango de 0,34 MPa (50 psi) por encima de la cámara en la salida del sistema para permitir una caída de presión en el inyector. Se desea mantener a una presión inferior a la crítica con el objetivo de aprovechar la transferencia por evaporación nucleada dentro del sistema. Dada la existencia de datos provistos por Sutton y Biblarz (2001) para una presión de 1,38 MPa (200 psi), se decidió operar el sistema de refrigeración alrededor de dicha presión, estableciendo esta como la presión de salida del sistema.

Capítulo 5

Análisis de Resultados

5.1. Análisis de Flujos por simulación CFD

5.1.1. Primer análisis de flujo

Como se mencionó en capítulos anteriores, el primer diseño, realizado con las dimensiones previas a las iteraciones producto del análisis térmico, contaba con una tobera cuya sección divergente era del tipo cónica. Este estilo de diseños, a pesar de no ser el de mayor eficiencia, permite tener una buena aproximación del comportamiento del motor, para lograr realizar una evaluación inicial de los parámetros de diseño escogidos. Por esta razón, se procedió a realizar un primer análisis del comportamiento del flujo dentro del cuerpo del motor. Este se realizó mediante el desarrollo de una simulación usando el programa ANSYS, el cual permitió la obtención de una aproximación inicial de los valores de temperatura, presión, y velocidad. Con esta simulación, se logró obtener información relevante para justificar un cambio en el diseño de la tobera y para tener una idea inicial del comportamiento del diseño con los parámetros seleccionados.

En la imagen anterior, se puede observar el comportamiento de la velocidad dentro de la cámara de combustión, tobera y el espacio externo, una vez que el fluido pasa el escape y entra en contacto con la atmósfera. Como se puede observar, se da un aumento significativo en la sección divergente y cabe recalcar que el fluido alcanza la velocidad del sonido en la garganta como era esperado. Una vez que se supera la velocidad del sonido, el fluido se convierte en supersónico y se comienza a acelerar conforme se aumenta el área transversal de la sección convergente y por consecuencia, se disminuye la presión. El fluido continúa aumentando su velocidad conforme se expande en la sección divergente y cuando este llega a estar en contacto con la atmósfera, se logran observar los diamantes de choque. Las ondas de choque inician dentro de la garganta de la tobera y continúan a lo largo de la sección divergente, e incluso, cuando el fluido se encuentra fuera de la misma tratando de alcanzar un equilibrio.

Idealmente se busca que el gas de escape tenga una presión igual a la presión atmosférica para asegurarse que el impulso específico va a ser óptimo. Cuando esto no sucede, se puede obtener un fluido sub-expandido si la presión de escape es mayor a la atmosférica o sobre expandido cuando la presión de escape es menor a la atmosférica y ambos casos presentan repercusiones sobre la eficiencia el motor. Sin embargo, es preferible tener una sub-expansión que una sobre expansión, ya que en esta última se puede dar un desprendimiento del fluido en la sección divergente, generando así una entrada de aire que provoca fluctuaciones en el fluido y una disminución del empuje y del impulso específico. Además, como se puede observar en el

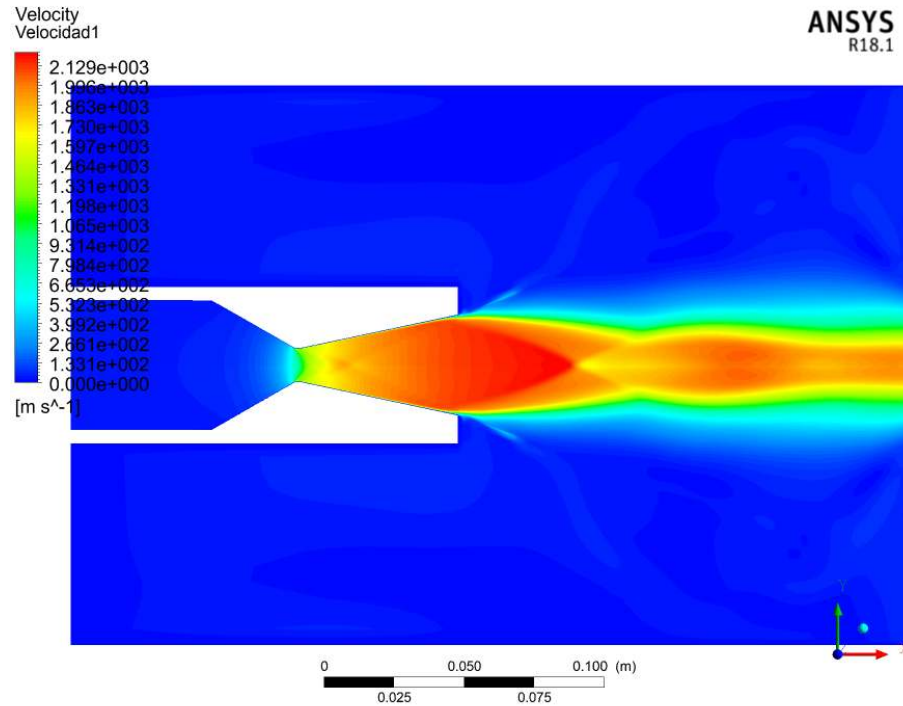


Ilustración 5.1: Comportamiento de la velocidad. Fuente: trabajo propio.

capítulo 3.3 de *Rocket Propulsion Elements* (Sutton y Biblarz, 2001), se muestra en una tabla comparativa que indica que los motores que presentan sub-expansión, también presentan un mayor impulso específico.

La temperatura se comporta de una manera esperada en términos de tendencia sin embargo se sabía que estos datos no serían los finales y se procedió a esperar posteriores análisis para profundizar en este tema. No obstante, se puede observar el mismo comportamiento de ondas de choque una vez que el fluido sale de la tobera y se puede observar un aumento en la temperatura cada vez que el fluido se comprime de nuevo, lo que es un comportamiento esperado.

En esta última imagen se muestra el comportamiento de la presión, la cual disminuye conforme aumenta la velocidad del fluido. Es importante notar que en esta representación también se pueden observar los efectos de las ondas de choque tanto dentro como fuera de la tobera.

Las figuras 5.1 y 5.2 fueron de especial utilidad para justificar la necesidad de un rediseño de la sección divergente de la tobera. Esto debido a que se puede observar una tendencia del fluido a expandirse una vez que este abandona la tobera, demostrando un comportamiento de sub-expansión a nivel del mar (condiciones de presión tomadas para esta simulación). Este comportamiento hace que se creen componentes del flujo que se mueven en dirección no axial, provocando una pérdida en la eficiencia debido a que la fuerza de reacción resultante no aporta al movimiento del cohete tan efectivamente, como lo haría un fluido completamente axial. Si bien, es esperado que el comportamiento no sea completamente axial, es preferible reducir este efecto, ya que en caso de que se logre materializar este diseño en futuros proyectos y

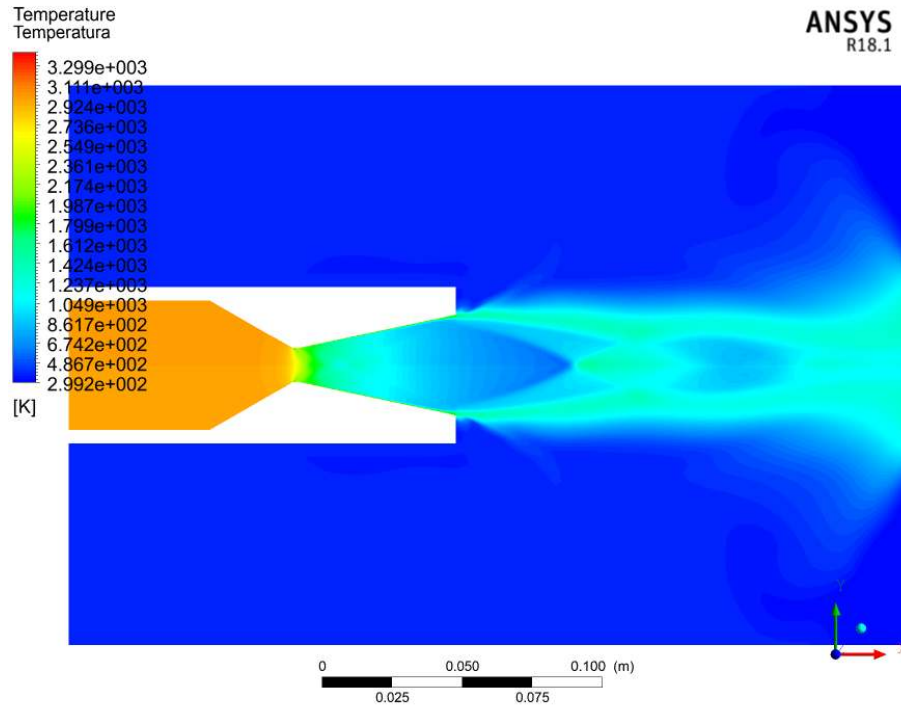


Ilustración 5.2: Comportamiento de la temperatura. Fuente: trabajo propio.

aplicarlo a un cohete, se espera que el comportamiento se intensifique debido a la disminución de la presión atmosférica a mayores alturas.

Posterior a este análisis y debido a la búsqueda de la disminución de la concentración de masa en la tobera se optó por realizar un cambio en la sección divergente como se mencionó en capítulos anteriores.

5.2. Verificación de Sistema de Enfriamiento

La verificación del sistema de enfriamiento consiste en determinar si el mismo cumple con las necesidades presentadas por el motor.

5.2.1. Verificación de Temperaturas

En general las temperaturas del sistema se comportan de la manera esperada y por debajo de los valores límite necesarios. La Ilustración 5.4 muestra el comportamiento de temperaturas a través del motor.

El cuadro 5.1 muestra los límites previamente establecidos para las temperaturas tanto del refrigerante como de la pared, de acuerdo con las propiedades de los materiales. El punto de máxima temperatura en la pared alcanza un valor de **1066 K** en la posición inicial del motor. Como se puede observar en el cuadro 5.1, este valor máximo que alcanza la pared se encuentra por debajo de límite de resistencia para el material.

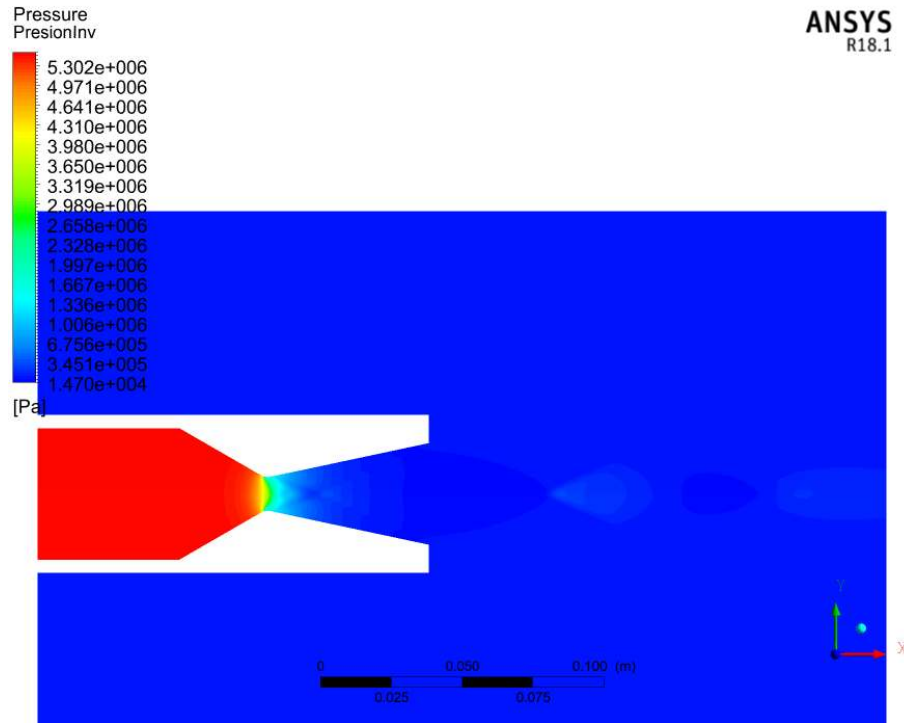


Ilustración 5.3: Comportamiento de la presión. Fuente: trabajo propio.

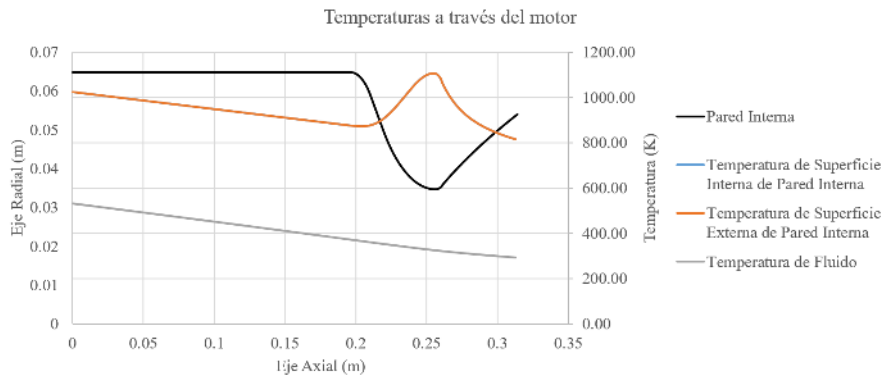


Ilustración 5.4: Distribución de temperaturas. Fuente: trabajo propio.

Cuadro 5.1: Valores límite establecidos para las temperaturas de los materiales

Variable	Valor	Unidad
Temperatura de ebullición de queroseno	651	K
Máxima Temperatura de operación de AISI 321	1088,15	K

El refrigerante alcanza una temperatura máxima de **528,9 K**, significativamente por debajo del valor de la temperatura de ebullición para la presión de operación.

5.2.2. Flujo de calor máximo y el efecto de Leidenfrost

La verificación de los flujos de calor se realizó con el objetivo de lograr evitar la presencia del efecto de Leidenfrost, que podría causar un comportamiento inesperado en la transferencia de calor de la pared al refrigerante. Existen valores máximos permisibles en el flujo de calor para los refrigerantes. Si el flujo de calor al cual se somete el refrigerante es superior al valor máximo permisible, se puede dar la vaporización del refrigerante en la superficie de contacto generando una capa de vapor local que aisle el cuerpo principal del refrigerante. Esto genera una disminución de la tasa de transferencia, lo cual a su vez genera un incremento incontrolable de la temperatura de la pared. Esto puede ocasionar la falla del motor si no se logra mantener bajo control.

Sutton y Biblarz (2001) y Degner (1961) presentan valores para el flujo de calor máximo. Para el caso del queroseno, a la presión del sistema de refrigeración, se presentan dos valores de flujo máximo, asociados a la velocidad del refrigerante. Dada la ausencia de información más completa, se usa la suposición de un comportamiento lineal en el crecimiento del flujo máximo de calor con la velocidad.

Cuadro 5.2: Valores de flujo máximo de calor para ebullición nucleada

Temperatura (K)	Presión (MPa)	Velocidad (m/s)	Flujo Máximo (MW/m ²)
297,2	1,38	1	2,3
		8,5	6,2

El cuadro 5.2 presenta los valores de flujo máximo presentados por Sutton y Biblarz (2001) para el queroseno. A partir de estos valores se realizó una función lineal para lograr determinar valores intermedios a diferentes velocidades del fluido.

$$q_{Max} = 0,52 \cdot \vec{v}_f + 1,78 \quad (5.1)$$

La ecuación 5.1 debe considerarse como una aproximación dado en parte a la falta de información disponible con respecto a los valores de flujo de calor máximo. La Ilustración 5.5 presenta los valores del flujo de calor calculado para la transferencia entre la pared y el refrigerante, y el flujo de calor máximo calculado mediante la ecuación 5.1.

Siempre que el flujo de calor efectivo o flujo de calor que se remueve del sistema, esté por debajo del valor de flujo de calor máximo predicho, se evita el fenómeno del efecto de Leidenfrost. Se logra comprobar que ese es el caso a través de todo el motor.

5.3. Resistencia de Materiales

La resistencia de materiales es un componente esencial en el desarrollo de un motor de cohete. En términos generales se puede simplificar el motor como un recipiente de presión.

Los recipientes de presión se pueden subdividir en dos tipos, de pared delgada, o pared gruesa (Mott, 2009). El criterio de separación establece que para tubos delgados la razón entre el diámetro medio y el espesor de pared debe de ser superior a 20 para considerarse como tal.

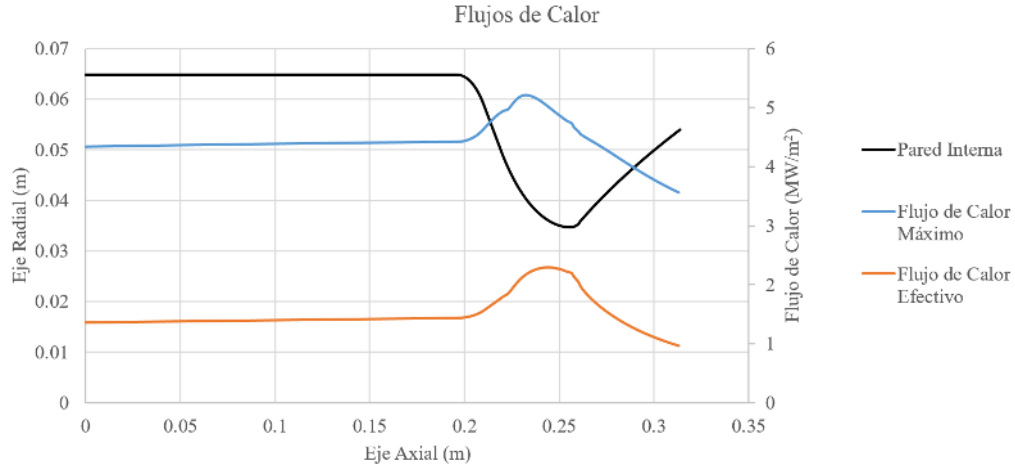


Ilustración 5.5: Flujos de calor. Fuente: trabajo propio.

$$\frac{D_m}{t} > 20 \quad (5.2)$$

Para la pared interna se tiene una razón de **65,4** y para la pared externa se tiene una razón de **67,4**. Esto implica que los dos motores se van a considerar de pared delgada.

5.3.1. Esfuerzos de Tensión

Para recipientes de presión de pared delgada existen dos esfuerzos principales. Los esfuerzos tangenciales y los esfuerzos longitudinales (Beer, Johnston Jr., DeWolf, y Mazurek, 2013).

$$\sigma_1 = \frac{P * R_i}{t} \quad (5.3)$$

$$\sigma_2 = \frac{P * R_i}{2 * t} \quad (5.4)$$

Donde:

- σ_1 : Esfuerzo Tangencial. (Pa)
- σ_2 : Esfuerzo Longitudinal. (Pa)
- P : Presión. (Pa)
- R_i : Radio interno. (m)
- t : Espesor de pared. (m)

A partir de las ecuaciones anteriores, se puede observar que el esfuerzo principal siempre consistirá en el esfuerzo tangencial del motor. Por tanto, el estudio de resistencia se concentrará en el esfuerzo tangencial para cada caso.

La Tabla 5.3 presenta los valores de presiones dentro del motor y los valores de diferencia de presión a través de la pared. Dado que el refrigerante está presurizado, la diferencia de presión es mínima en la pared interna del motor. La principal diferencia de presión se encuentra

en la pared externa del motor.

Cuadro 5.3: Valores de presión

Variable	Valor	Unidad
Presión Interna	1,03	MPa
Presión Mínima Refrigerante	1,38	MPa
Presión Máxima Refrigerante	1,44	MPa
Diferencial Máximo Interno	0,41	MPa
Diferencial Máximo Externo	1,34	MPa

Una vez definidas las presiones a través de las paredes, se puede determinar los esfuerzos tangenciales.

Cuadro 5.4: Esfuerzos tangenciales

Variable	Valor	Unidad
Pared Interna	13,3	MPa
Pared Externa	44,6	MPa

Se debe determinar la variación de los esfuerzos máximos permisibles con la temperatura del motor.

5.3.2. Efectos térmicos

Los valores de esfuerzos de cedencia y últimos del material seleccionado van a sufrir una variación importante con la temperatura. Este efecto es significativo, debido a la presencia de altas temperaturas a través del motor. La Ilustración 5.6 presenta la variación de los esfuerzos de acuerdo con la temperatura. (*Stainless Steels Types 321, 347 and 348*, s.f.)

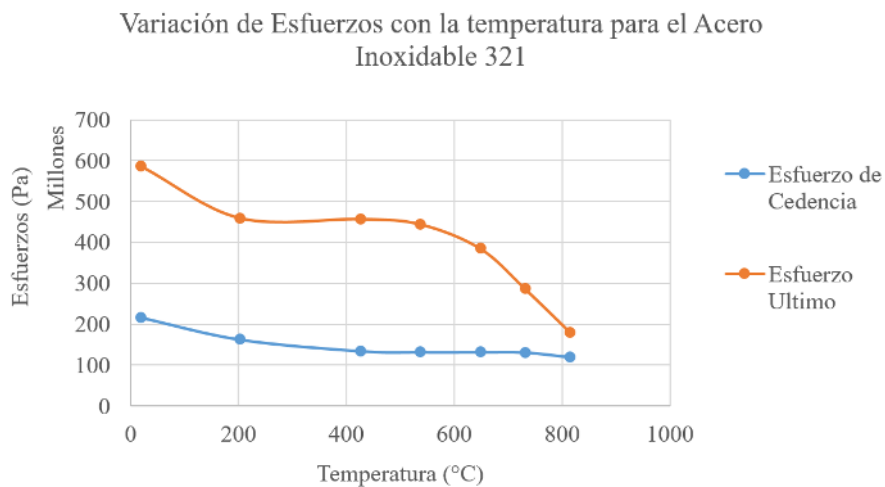


Ilustración 5.6: Variación de los esfuerzos de tensión últimos y de cedencia con la temperatura para acero inoxidable 321. Fuente: Gráfica generada a base de la información de Allegheny Ludlum.

A partir de estos valores se definió una función polinomial para la determinación de los esfuerzos de cedencia a través de diferentes valores de temperatura.

$$S_y = a_6 * T^6 + a_5 * T^5 + a_4 * T^4 + a_3 * T^3 + a_2 * T^2 + a_1 * T + a_0 \quad (5.5)$$

Cuadro 5.5: Coeficientes para ecuación de variación de esfuerzos con temperatura

a_6	$-1,21908 \times 10^{-8}$
a_5	$3,19595 \times 10^{-5}$
a_4	$-3,28953 \times 10^{-2}$
a_3	16,2375
a_2	$-3,42636 \times 10^3$
a_1	$-2,39969 \times 10^4$
a_0	$2,18221 \times 10^8$

A partir de estos valores se puede determinar el margen de seguridad en relación a los nuevos límites de cedencia establecidos en términos de las máximas temperaturas en las paredes del motor. El cuadro 5.6 presenta los resultados de los cálculos de los esfuerzos de cedencia con base en la metodología presentada.

Cuadro 5.6: Resultados de cálculo de esfuerzos

Variable	Valor	Unidad
Temperatura de Pared Interna	793,2	°C
Temperatura de Pared Externa	255,7	°C
Esfuerzo de Cedencia Interno	124	MPa
Esfuerzo de Cedencia Externo	150	MPa
Margen de Seguridad Interno	9,31	
Margen de Seguridad Externo	3,37	

El valor de temperatura de la pared externa corresponde al valor máximo de la temperatura de la pared. Se usa este valor dado que no se tiene una idea completa de la temperatura de la pared externa sin realizar múltiples supuestos. Dado que la temperatura máxima de la pared externa no puede ser mayor a la del refrigerante, se usó la temperatura de este para determinar la resistencia de la pared.

A partir de los resultados expuestos se puede apreciar que se manejan valores de márgenes de seguridad muy por encima de 1, para las dos paredes del motor en sus puntos de mayor grado de exigencia. No se calcularon otros puntos dado que la temperatura y dimensiones físicas los hacen menos susceptibles a fallos. La tobera, dado que presenta un menor diámetro que la cámara, es menos susceptible a un daño por esfuerzo tangencial. El menor margen de seguridad que se presenta es en la pared externa del motor, donde el alto gradiente de presión y mayor diámetro generan un valor significativo en esfuerzo tangencial. Cabe aclarar que este valor se considera que se encuentra en su condición extrema de operación y aún presenta un margen de seguridad apropiado.

5.3.3. Efectos de Soldadura

Debido a la geometría del motor, se espera que ciertos segmentos del motor requieran ser soldados entre sí. Esto implica que se introducen soldaduras dentro del análisis de resistencia. Las soldaduras usadas en este motor son de tope entre dos piezas, tanto en la dirección longitudinal (en la pared externa de la tobera), como en dirección tangencial (en la unión entre la cámara y la tobera). Dado que el esfuerzo más significativo en el motor va a ser en el esfuerzo tangencial, se prestará mayor cuidado al estudio de la soldadura que va en dirección longitudinal (perpendicular a la dirección del esfuerzo).

El punto de estudio se da en la tobera, específicamente en la pared externa¹. En este punto la temperatura del fluido no supera los 126°C. Esta será la temperatura usada para determinar el esfuerzo de cedencia local.

Budynas y Nisbett (2012) presentan valores descritos en el código AISC para la determinación de los esfuerzos máximos permisibles en términos de los esfuerzos de cedencia del material. Para una soldadura de tope se establece un esfuerzo máximo permisible de $0,6 * S_y$ (Budynas y Nisbett, 2012). Para un esfuerzo de cedencia calculado de 186 MPa se obtiene un esfuerzo permisible de 111 MPa. Tomando el valor de la Tabla 5.4, se puede determinar un margen de seguridad de **2,5**. Este valor es esperable que mejore si se realiza un estudio a través de todo el largo de la tobera, dada la disminución del radio interno a todo lo largo, y al aumento del esfuerzo de cedencia con el decrecimiento de la temperatura acercándose a la entrada del refrigerante. Este estudio no se realizó dado que el análisis de los puntos críticos provee todos los datos necesarios.

¹La pared interna de la tobera se espera se fabrique de una única pieza, por lo cual no requiere de un estudio específico.

Capítulo 6

Diseño Final

6.1. Dimensiones finales

Gracias a los análisis expuestos en secciones anteriores, se logró iterar sobre el diseño inicial para lograr obtener un motor con una solución termodinámica factible, que cumple con las medidas de eficiencia esperadas. Sus dimensiones se consideran controlables para la experiencia que se tiene en el país para el manejo de motores de cohete, más específicamente, la de los integrantes del Grupo de Ingeniería Aeroespacial de la Universidad de Costa Rica. Como resultado se obtuvo un diseño con las dimensiones y especificaciones mostradas a continuación.

Cuadro 6.1: Dimensiones finales del motor

Variable	Valor	Unidad
Diámetro de cámara	0,1298	m
Diámetro de la Garganta	0,0694	m
Diámetro de Escape	0,1075	m
Longitud de la Sección Cilíndrica	0,1960	m
Longitud Sección Convergente	0,0600	m
Longitud Sección Divergente	0,0569	m
Largo de Motor	0,3129	m

Estas son las medidas generales, como recopilación de lo descrito en las secciones anteriores, donde se profundiza en el flujo del diseño. Como resultado de este proceso y del estudio termodinámico, se buscó agregar al diseño, el sistema de distribución descrito anteriormente junto con los canales de la chaqueta de enfriamiento. Estos componentes, con la configuración final se pueden observar en la siguiente imagen.

Las Ilustraciones 6.1 y 6.2 presentan el diseño final del motor, el cual incorpora todos los elementos presentados en el desarrollo del proyecto. Adicionalmente presenta una serie de elementos adicionales para el adecuado funcionamiento del motor.

La Ilustración 6.3 presenta una vista con un corte de 3/4, con el objetivo de presentar los elementos internos del motor. Es importante recalcar la presencia de un esquema de doble pared por donde se da el flujo del refrigerante en dirección a contra flujo con respecto a la dirección de los gases calientes hacia el escape. Se puede visualizar la presencia del inyector y demás elementos internos para el trasiego del combustible y oxidante a través del motor.



Ilustración 6.1: Diseño final. Fuente: trabajo propio.



Ilustración 6.2: Diseño final. Vista Isométrica Fuente: trabajo propio.



Ilustración 6.3: Diseño final. Fuente: trabajo propio.

6.1.1. Diseño del distribuidor

Como se puede observar en la Ilustración 6.1, se presenta un caracol en la salida de la tobera. Para asegurarse que el fluido refrigerante se va a distribuir a toda la superficie de manera uniforme, se procedió a realizar un diseño de distribución similar al de una turbina tipo

Francis, donde el diámetro del conducto que lleva al fluido va disminuyendo progresivamente.

Cuadro 6.2: Valores de diseño del distribuidor

Variable	Valor	Unidad
Diámetro Inicial del Distribuidor	12,7	mm
Diámetro Final del Distribuidor	1	mm

La Ilustración 6.4 presenta el comportamiento esperado en el distribuidor. Se espera que, dentro del distribuidor la pérdida de presión por efectos de fricción llegue a un valor de 19,59 kPa.

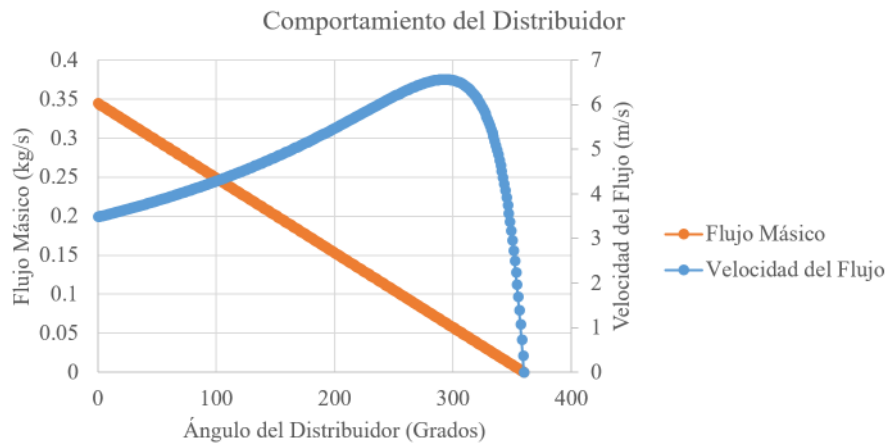


Ilustración 6.4: Comportamiento de las variables dentro del distribuidor. Fuente: trabajo propio.

La Ilustración 6.4 presenta los comportamientos del flujo másico y la velocidad del fluido a lo largo de su movimiento en el distribuidor. El diseño debía de conformarse a las limitaciones de diámetro de entrada, que consistía en el diámetro de tubería de trasiego del combustible, así como un diámetro final que permitiese la manufactura.

Se presenta una imagen del distribuidor en la Ilustración 6.5. Este está diseñado para ser soldado a las paredes internas y externas de la tobera.

6.1.2. Diseño de Inyector

El diseño de un inyector para un motor de cohete presenta un grado de dificultad semejante al de este Proyecto Final de Graduación, y se encuentra fuera de los límites establecidos para este trabajo. Sin embargo, los autores consideran que el diseño estaría incompleto sin la presentación de un diseño preliminar del inyector.

Existen tres tipos principales de inyector, Inyector de Pin ("*Pintle Injector*"), Inyector de Remolino ("*Swirl Injector*"), y el Inyector de Plato ("*Plate Injector*") (Sutton y Biblarz, 2001). Dada la relativa facilidad de su diseño, se eligió la configuración de Inyector de Plato. La distribución de los agujeros del inyector se hizo en una configuración central para los agujeros de inyección de combustible. La distribución de los agujeros de inyección de oxidante



Ilustración 6.5: Distribuidor. Fuente: trabajo propio.

se dan en una configuración circular externa al círculo central de combustible, con agujeros angulados de forma tal que impacten el “anillo” central de combustible a cierta distancia del plato de inyección.

El plato de inyección recibe los flujos combinados del oxidante y combustible. Si bien estos dos flujos se mueven a considerables velocidades como para enfriar el plato de inyección, no se ha realizado un estudio de transferencia sobre esta superficie. Ante tal ausencia de información, se recomienda, adicionalmente a un estudio en mayor profundidad del tema, el uso de materiales especiales para alta resistencia a temperatura, en particular Inconel.

Cuadro 6.3: Parámetros de inyector

Variable	Valor	Unidad
Número de Agujeros de Oxidante	60	-
Número de Agujeros de Combustible	10	-
Diámetro de Oxidante	1,59 (1/16)	mm (in)
Diámetro de Combustible	1,59 (1/16)	mm (in)
Velocidad de Oxidante	21,8	m/s
Velocidad de Combustible	22,3	m/s
Caída de Presión Oxidante	0,23	MPa
Caída de Presión Combustible	0,24	MPa

El Cuadro 6.3 presenta los principales valores descriptores del inyector. Se utilizó un coeficiente de descarga (C_d) de 0,9, de acuerdo a la Tabla 8-2 presentada en *Rocket Propulsion Elements* (Sutton y Biblarz, 2001). El cálculo de pérdidas se realizó por medio de la ecuación:

$$\Delta P = \frac{\rho}{2} \cdot \left(\frac{\vec{v}}{C_d} \right)^2 \quad (6.1)$$

Se buscó obtener la velocidad lo más cercana al valor de 19,5 m/s mencionado por Pillai (2018) para un cohete con características semejantes.

Es importante recalcar que esta sección representa una versión muy preliminar del proceso de diseño de un inyector de cohete. Dentro de las recomendaciones de este documento se mencionará más sobre el inyector.

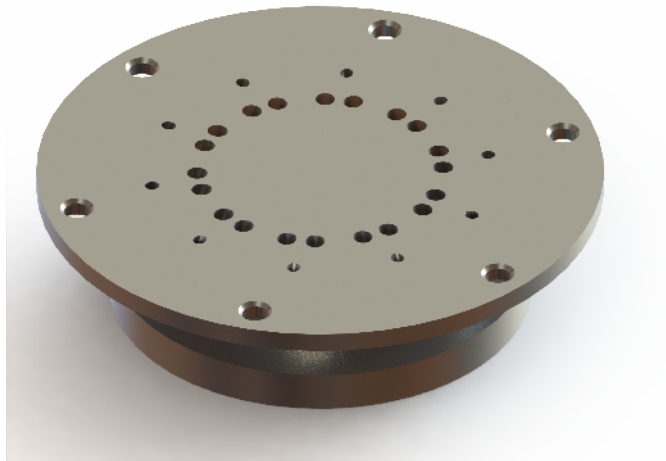


Ilustración 6.6: Inyector. Fuente: trabajo propio.

6.2. Sistema de distribución

El diseño del sistema de distribución de los propelentes, para el funcionamiento dentro de un cohete es altamente complejo debido a que se busca que sea lo más optimizado posible, y así pueda ser ubicado dentro del vehículo. Debido a que este diseño está enfocado a ser utilizado en una prueba estática, el sistema de distribución es dependiente del banco de pruebas donde va a ser ubicado y el diseño se encuentra fuera del enfoque de este proyecto de graduación. Por esta razón se realizará una descripción general de los componentes del sistema de distribución, así como de la configuración.

6.2.1. Método de distribución de propelentes

Para lograr transportar el óxido nítrico y el Jet A-1 desde sus respectivos tanques de almacenamiento hasta el motor, se propone utilizar un sistema de presurización donde se inyecta un gas inerte para llevar el propelente a la presión necesaria para distribuirlo a través de las tuberías y válvulas. Según Newburn (1961), los dos gases más utilizados en los sistemas de presurización son el helio y el nitrógeno. El helio es utilizado sobre todo en sistemas criogénicos dado que el nitrógeno presenta un problema de solubilidad sobre combustibles y oxidantes en esos rangos de temperatura. Dado que el sistema expuesto no requiere de temperaturas criogénicas, su fácil obtención y bajo costo, se decidió seleccionar el nitrógeno. En la imagen 6.7 se muestra un diagrama básico que ilustra el principio de funcionamiento. Como es de esperar, el uso de este sistema implica la utilización de tanques que aguanten la presión de almacenamiento, así como tuberías y válvulas.

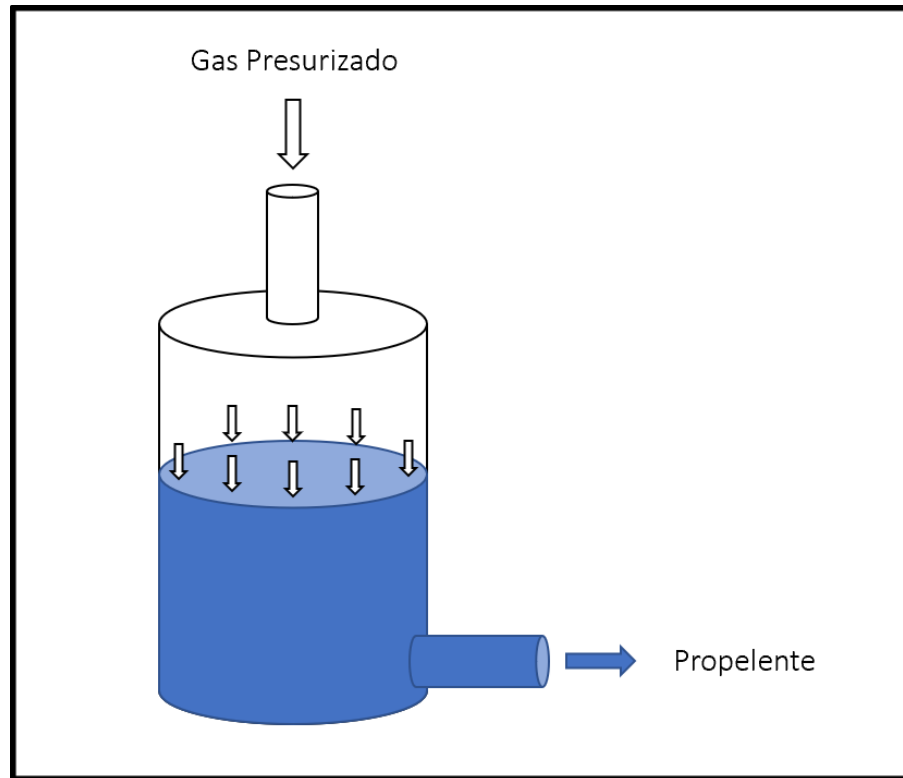


Ilustración 6.7: Diagrama de presurización. Fuente: trabajo propio.

6.2.2. Componentes para trasiego

Como se mencionó anteriormente, el sistema de enfriamiento planteado requiere de diferentes dispositivos para poder trasegar el fluido hasta la cámara de combustión. Se inició por los tanques de almacenamiento del combustible, el comburente y el gas de presurización, los cuales deben de soportar una presión de 5,52 MPa (800 psi). Estos se deben de ubicar aislados del sistema par evitar que hagan ignición en caso de un accidente.

Las tuberías se seleccionaron para ser de acero inoxidable, esto debido a que el óxido nitroso tiene una tendencia a reaccionar con aceros ordinarios, llenando el combustible de impurezas y generando ineficiencias. La aleación seleccionada para las mismas es acero inoxidable grado 304 debido a su disponibilidad en el mercado. Estas tuberías contarán con diferentes tipos de válvulas para manejar y regular el flujo en su interior. Se planea tener válvulas de alivio y reguladores, para evitar cualquier excedente en la presión y asegurarse que los propelentes entren a la presión adecuada al motor, la cual fue seleccionada para el diseño. Entre otros componentes, se propone el uso de válvulas manuales, electrónicas y también válvulas de retención o de una vía para controlar el flujo del fluido. El uso de estas válvulas, la longitud de las tuberías, demás accesorios como codos y las pérdidas ligadas a estos, se reitera, son dependientes de la configuración de banco de pruebas y de las instalaciones donde se ubicará, por esto, se recomienda hacer un estudio más profundo de ser decidido construir el motor. Adicionalmente, se pueden utilizar sensores de presión y termocuplas para monitorear el comportamiento de los fluidos durante el trasiego.

En la figura 6.8, se muestra un diseño general de los componentes que se consideran nece-

sarios para el trasiego de los fluidos desde los tanques hasta el motor.

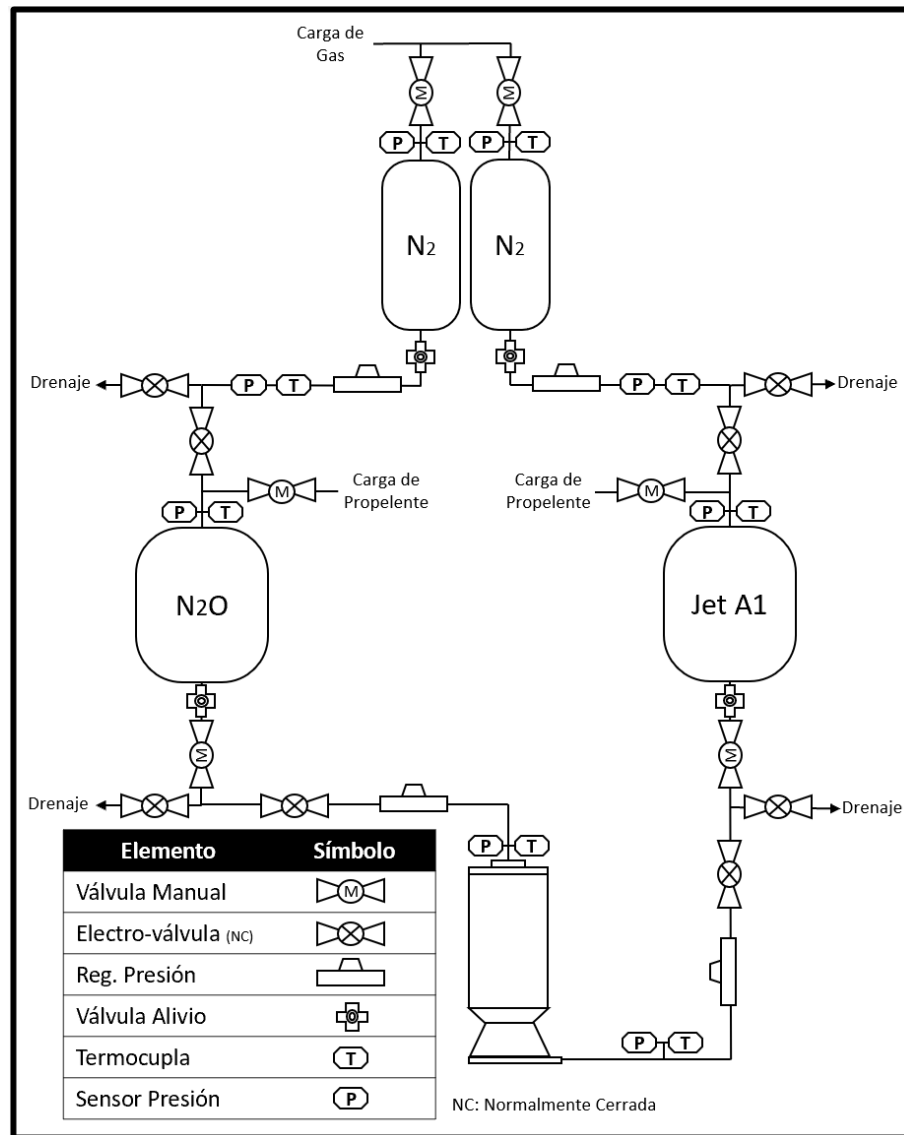


Ilustración 6.8: Diagrama sistema de distribución. Fuente: trabajo propio.

6.3. Instalaciones de prueba e instrumentación del sistema

En este proyecto se delimitó al diseño del motor, sin contemplar la construcción y prueba de este por motivos de seguridad, presupuesto e infraestructura. Sin embargo, se decidió compartir algunos detalles respecto a las instalaciones que pueden ser de utilidad en caso de darle continuación al proyecto. En esta subsección, se comentarán algunos detalles que pueden ser de utilidad para proyectos donde se enfoque en el diseño y/o construcción de instalaciones con la capacidad de probar este tipo de motores y la posible instrumentación necesaria.

6.3.1. Instalaciones de prueba

Se debe recalcar que las pruebas de motores de cohete, de cualquier tipo y tamaño son de alto riesgo, sin embargo, los motores de combustible líquido se encuentran en la parte alta de la lista debido a la cantidad de subsistemas que lo componen, que añaden variables de riesgo a la ecuación. Por esto, se recomienda mantener un alto seguimiento de las buenas prácticas para la seguridad y las precauciones de seguridad establecidas por diferentes entes internacionales. Las instalaciones deben estar lo más alejado posible de las zonas urbanas y de cualquier zona habitada, por lo que las propiedades que ofrece la Universidad externas al Valle Central son una buena opción para considerar.

Para realizar la prueba, se recomienda tener un hangar especializado que proteja a las personas encargadas de la prueba, aislándolos del compartimento o habitación donde se ubica el motor, a una distancia prudente que les permita realizar el control de los dispositivos (válvulas y sistema de medición) remotamente. Debe contar con un compartimento donde se ubican los tanques de los propelentes y el gas de presurización que como ya se mencionó anteriormente, para este diseño es el nitrógeno. Este compartimento, debe estar aislado también para evitar que sea afectado por una accidental explosión o por las condiciones de operación del motor, especialmente debido a la temperatura de los gases de escape. Se han observado casos donde estos tanques se ubican bajo tierra en un compartimento especializado para mantener las condiciones de almacenamiento adecuadas. En la habitación de pruebas se deben colocar ciertos equipos para el monitoreo del comportamiento del motor, estos dispositivos usualmente son convertidores analógico-digitales de alto costo por lo que es necesario ubicarlos en un recinto o encierro que los mantenga aislados y protegidos de las condiciones de la prueba.

6.3.2. Instrumentación del sistema

Es necesario monitorear diferentes variables que permitan conocer el verdadero comportamiento del motor una vez en funcionamiento, para así comparar estos resultados con las aproximaciones teóricas, sin embargo, otras variables que usualmente son medidas también se monitorean para prevenir accidentes en caso de que el motor esté presentando comportamientos anómalos durante su operación. A continuación, se muestran algunas de las variables que se recomienda medir, así como los sensores que permiten hacerlo.

Cuadro 6.4: Variables para adquisición de datos

Variable	Sensor
Temperatura	Termopar
Presión	Transductores de Presión
Empuje	Celdas de Carga
Velocidad de fluido	Sensor de flujo

Los sensores mencionados anteriormente entregan señales analógicas de corriente o voltaje que deben de ser procesados por un convertidor analógico-digital (ADC por sus siglas en inglés) para así ser leídos por un controlador, que puede ser un sistema embebido en el mismo dispositivo o que puede estar ubicado en un compartimento de control aislado. En este controlador se debe contar con un programa que permita leer estos datos crudos y traducirlos a las unidades respectivas dependiendo del sensor del cual provengan. Entre los programas

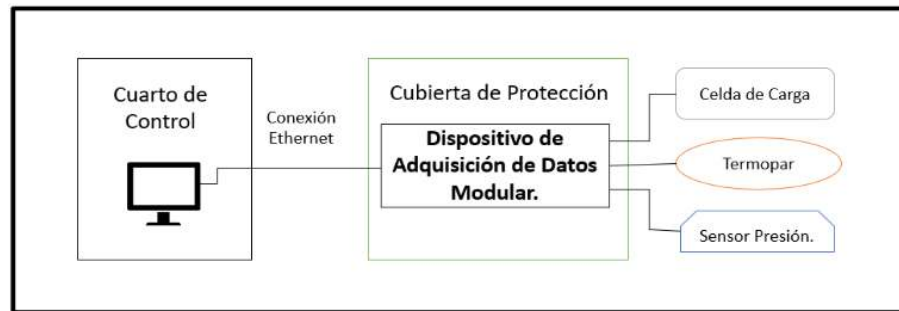


Ilustración 6.9: Diagrama adquisición de datos. Fuente: trabajo propio.

que se pueden utilizar están LabVIEW y Matlab, herramientas que ya están disponibles para los estudiantes de la Escuela de Ingeniería Mecánica de la UCR hoy en día y su selección es dependiente de los equipos seleccionados (sensores y por ende convertidores). Adicionalmente, se pueden agregar otro tipo de sistemas y análisis como por ejemplo el uso de sistemas de visión con diferentes cámaras para monitorear el comportamiento de los gases durante la combustión, los componentes de estos y realizar un análisis de daños estructurales posterior a la prueba. De igual manera, se pueden agregar acelerómetros y micrófonos para medir vibraciones y sonido, tomando en cuenta que entre más cantidad y tipos de sensores se seleccionen, más complejo y costosos se vuelve el equipo de adquisición de datos.

Para concretar un sistema de adquisición de datos específico para este sistema, se requiere definir los sensores a utilizar para conocer las especificaciones y requerimientos. Las celdas de carga y sensores de presión usualmente requieren de excitación, la cuál, dependiendo de su valor, puede ser suministrada por el equipo de adquisición de datos o puede que requiera de una fuente de alimentación externa. Debido a que en este trabajo final de graduación, no se enfocará en la selección específica de los mismos, se procedió a realizar una propuesta general que cubra los sensores generales.

Se pensó en un sistema CompactDAQ de la empresa National Instruments para esta propuesta, la cual requiere de la selección de un chasis y módulos específicos a las variables físicas que se quieran medir. El chasis seleccionado es un cDAQ-9137, el cuál cuenta con un controlador embebido. Como se observa en la Ilustración 6.9, se planteó un panel de control donde se ubicará una computadora, la misma estará solamente monitoreando el sistema debido a que el procesamiento y almacenamiento de datos se realizará en el controlador del chasis. Posteriormente, se seleccionaron algunos módulos para cubrir la adquisición de los sensores antes mencionados. Para la medida de temperatura con termocuplas, se propone el uso de un NI-9213 que puede medir de 16 sensores simultáneamente, para los sensores de presión y celdas de carga se recomienda un NI-9237 dado que permite medir de 4 sensores, por lo que se requeriría más de uno y por ultimo se consideró un NI-9219 que es un módulo universal que permite tener versatilidad en el sistema y expansión (para sensores de presión y temperatura). Como se mencionó anteriormente, esto es solo una propuesta inicial que deberá de ser estudiada más a fondo. Se recomienda considerar más opciones y realizar una comparación entre ellas.

Capítulo 7

Conclusiones

Se logró utilizar el flujo de diseño definido al inicio de este trabajo y especificado en los objetivos específicos, obteniendo los siguientes resultados.

- Mediante diferentes análisis que incluyen factores de seguridad, disponibilidad en el mercado, características térmicas, manejo y eficiencia, se seleccionó el Jet A-1 como combustible y el óxido nitroso como oxidante.
- Utilizando los datos termodinámicos obtenidos de la herramienta CEA, se determinaron los valores ideales de operación para los propelentes. Se obtuvo un impulso específico teórico de 211,11 s, una velocidad característica de 1600,4 m/s, para una presión de cámara de 1,03 MPa (150 psi) y una razón de O/F de 6.
- Las ecuaciones de flujo isoentrópico junto con la selección de un empuje de 5 kN permitieron calcular las diferentes dimensiones físicas y definir la geometría del motor. Para la cámara de combustión se calculó un diámetro de 129,8 mm y una longitud de 196 mm. Los cálculos de dimensiones para la tobera resultaron en un diámetro de garganta de 69,4 mm un diámetro de escape de 107,5 mm con una razón de áreas de expansión de 2,4.
- Se logró iterar sobre un diseño inicial de tobera, con su sección divergente tipo cónica, hasta llegar a una aproximación parabólica, en la búsqueda de una mayor eficiencia que fue justificada por los resultados de diferentes simulaciones. Estas simulaciones permitieron comprobar que el fluido acelerado por el motor alcanzaría velocidades supersónicas. Se logró obtener una velocidad de escape de 2070,99 m/s para un número Mach equivalente de 2,17.
- Para la tobera y cámara de combustión se seleccionó como material para su manufactura el acero inoxidable de grado AISI 321 debido a que permite operar temperaturas de hasta 1089,15 K y además tiene alta resistencia y baja reactividad.
- Se decidió una configuración de chaqueta de enfriamiento que permite cubrir la mayor superficie del motor con el fluido refrigerante. Después de realizar varios cálculos para validar su capacidad de absorción de calor y su comportamiento en las condiciones necesarias, se decidió utilizar el mismo combustible (Jet A-1) para enfriar el motor y así precalentarlo antes de entrar a la cámara de combustión, aumentando así en la eficiencia.

- A partir de un análisis computacional de aproximación por elementos finitos se determinó una carga térmica en el motor de 170,2 kW a ser removidos por el sistema de enfriamiento. Para dicha carga térmica se determinó una temperatura de superficie interna de pared de 1066,33 K, con una temperatura de refrigerante en el escape del ciclo de enfriamiento de 528,9 K.
- Como parte del análisis de carga térmica, se determinó un estado de operación en un régimen estacionario para un tiempo de 2 minutos. Esto se logró mediante la aplicación del método de elementos finitos a través del tiempo, con el objetivo de determinar el comportamiento final del sistema.
- Se determinó la pérdida generada por el sistema sobre el fluido refrigerante para su flujo a través del sistema. Para el segmento recto de la chaqueta de enfriamiento se presenta una pérdida de 64,52 kPa.
- Una vez listo el diseño final de motor, se procedió a realizar un análisis y descripción general de los demás elementos que se requieren para su funcionamiento en un banco de pruebas. Se mencionaron diferentes aspectos que deben ser tomados en cuenta para el diseño de las instalaciones donde se probaría el motor, y se realizó una aproximación inicial del sistema de medición de las variables relevantes para su estudio.

Capítulo 8

Recomendaciones

En este campo de estudio, la prueba física de los sistemas es de suma importancia y permite realizar muchos ajustes al diseño, para aumentar su eficiencia y confiabilidad. Una de las principales limitaciones que se tuvo fue el hecho de no poder llevar el diseño a estas instancias por motivos de presupuesto, complejidad, falta de instalaciones y seguridad. Es por esto que las siguientes recomendaciones están relacionadas principalmente a los pasos a seguir para que futuros proyectos logren llevar este diseño a su materialización y optimización.

- Una de las recomendaciones generales es mejorar la profundización en el diseño de toberas para lograr diseños de mayor eficiencia y complejidad, como los que son posibles con el método de características. El diseño de la tobera en el motor presentado usa una aproximación parabólica ampliamente aceptada, pero en aplicaciones de alto rendimiento se prefiere la aplicación del método de características. Este método permite realizar un diseño de la sección divergente de la tobera mucho más eficiente que los dos métodos aplicados en este proyecto de graduación.
- Se pueden realizar ajustes al diseño y mejorar la aproximación al comportamiento real del sistema analizando con más detalles algunas características que se asumieron, tenían un comportamiento constante, como se puede observar en las suposiciones listadas a lo largo de los diferentes análisis. En particular parámetros descriptivos del comportamiento de los elementos, como capacidades caloríficas, viscosidades y densidades en ciertos puntos del diseño
- Antes de llevar este diseño a una etapa de manufactura, se recomienda realizar simulaciones adicionales para validar y verificar su comportamiento de manera computacional. Esto permitirá analizar más a fondo de las ventajas y desventajas de los métodos de manufactura disponibles. Estos análisis deberán de realizarse en términos de la distribución de temperaturas, comportamiento del flujo de los gases de combustión y del flujo del refrigerante
- Si bien la resistencia de los materiales fue considerada, un análisis más exhaustivo de las cargas que recibirá la estructura será de alto beneficio para evitar fallas en la prueba estática, la cual debe de ser el siguiente paso. Se puede tomar provecho de diferentes programas para aplicar análisis de elementos finitos a este estudio también.
- Una profundización en los sistemas auxiliares es requerida antes de realizar un planteamiento para la manufactura de este motor. Por sistemas auxiliares se especifican los sistemas de diagnóstico, sistemas de medición y sistemas de control del motor.

- Es necesario un estudio dedicado hacia el sistema de inyección. Se realizó un diseño de inyector inicial, pero el funcionamiento del motor se puede mejorar haciendo un estudio apropiado. Se recomienda considerar el cambio a un inyector de Pin (*"Pintle Injector"*), en particular por su funcionalidad en motores con empuje regulable¹.
- Es necesario un estudio detallado del sistema de presurización de los tanques de propelentes. En particular investigar las capacidades que presenta el óxido nitroso para presurización autógena. Se recomienda al lector el artículo *"Engineering Model for Self-Pressurizing Saturated-N₂O-Propellant Feed Systems"* (Whitmore y Chandler, 2010) en este escenario particular.
- Se recomienda el estudio de sistemas de regulación de empuje con el objetivo de un desarrollo a futuro de motores para aterrizajes verticales en sistemas de transporte reutilizable. Para tal efecto se recomienda la lectura de *"Liquid-Propellant Rocket Engine Throttling: A Comprehensive Review"* (Casiano, Hulka, y Yang, 2010).
- Para mejorar el diseño del sistema de enfriamiento, aumentar el espesor de capa de refrigerante y facilitar la manufactura, se puede suplantarse la configuración de arreglo anular con flujo axial por un arreglo tipo bobina con flujo radial de refrigerante. Este diseño alternativo permite que se disminuya la velocidad del fluido, sin embargo, como cada partícula recorre una mayor área, se logra mantener la extracción de energía.
- Respecto al sistema de distribución, se debe de realizar un análisis detallado de las instalaciones donde va a estar ubicado el banco de pruebas, ya que de esto depende el diseño de las tuberías y tanques de alimentación de propelentes al sistema. Se recomienda una amplia investigación tanto de los sistemas de control como de los de adquisición de datos para llegar a la mayor automatización u operación remota posible, debido a los riesgos que son estas pruebas.
- Las instalaciones donde se ubique el banco de pruebas deben de estar alejadas de zonas habitadas que se puedan ver afectadas por un accidente. Para la selección del lugar, así como para la realización de pruebas en el futuro, se recomienda el asesoramiento de un Certificado nivel 2 de la Asociación de Cohetería de Alta Potencia de TRIPOLI de EE. UU. Esto debido al conocimiento en términos de seguridad que es requerido para adquirir esta certificación. Una gran ventaja es que el país ya cuenta con una importante cantidad de certificados.
- Se recomienda la realización de un estudio de inestabilidades del sistema de combustión. Dada la complejidad del sistema de inyección y combustión, el motor puede presentar inestabilidades en su comportamiento.

¹Los motores con empuje regulable son muy útiles en cohetes reutilizables, o en cohetes con aterrizaje vertical.

Referencias

- Alberti, M., Weber, R., y Mancini, M. (2018, August). Gray gas emissivities for $h_2o - co_2-co-n_2$ mixtures. *Journal of Quantitative Spectroscopy & Radiative Transfer*, 219, 274–291. doi: <https://doi.org/10.1016/j.jqsrt.2018.08.008>
- Anderson Jr, J. D. (2001). *Fundamentals of aerodynamics* (3.^a ed.). McGraw-Hill.
- Anderson Jr, J. D. (2003). *Modern compressible flow* (3.^a ed.). McGraw-Hill.
- Association, T. R. (2017). *Safety code for high-power rocketry*. Autor. Descargado de <http://www.tripoli.org/Portals/1/Documents/Safety\%20Code/HighPowerSafetyCode\%20-%202017.pdf>
- Bartz, D. R. (1957, January). A simple equation for rapid estimation of rocket nozzle convective heat transfer coefficients. *Jet Propulsion*, 27(1), 49–51.
- Bates, R., Edwards, T., y Meyer, M. L. (2002). *Heat transfer and deposition behavior of hydrocarbon rocket fuels* (Inf. Téc.). Edwards Air Force Base, California, USA: Air Force Research Laboratory, Propulsion Directorate.
- Beer, F. P., Johnston Jr., E. R., DeWolf, J. T., y Mazurek, D. F. (2013). *Mecánica de materiales* (6.^a ed.). McGraw Hill Education.
- Budynas, R. G., y Nisbett, J. K. (2012). *Diseño en ingeniería mecánica de shigley* (9.^a ed.). McGraw-Hill.
- Casiano, M. J., Hulka, J. R., y Yang, V. (2010, October). Liquid-propellant rocket engine throttling: A comprehensive review. *Journal of Propulsion and Power*, 26(5), 897–923. doi: 10.2514/1.49791
- Cengel, Y. A., y Ghajar, A. J. (2011). *Transferencia de calor y masa* (4.^a ed.). McGraw-Hill.
- Degner, V. (1961). Heat transfer and cooling. En H. H. Koelle (Ed.), *Handbook of astronautical engineering* (1era ed., pp. 20-75–20-82). McGraw-Hill Book Company.
- Dyer, J., Doran, E., Dunn, Z., Lohner, K., Zilliac, G., y Cantwell, B. (2007, Julio). *Modeling feed system flow physics for self-pressurizing propellants*. American Institute of Aeronautics and Astronautics.
- Edwards, T. (2002). “kerosene” fuels for aerospace propulsion - composition and properties. Wright-Patterson AFB, Ohio. doi: <https://doi.org/10.2514/6.2002-3874>
- EIGA. (2016). *Safe practices for storage and handling of nitrous oxide* (Inf. Téc.). European Industrial Gases Association.
- Feng, Q. (1995). Regenerative cooling for liquid rocket engines. *Journal of Thermal Science*, 4(1), 54–58. Descargado de <https://link.springer.com/article/10.1007/BF02653165>
- Garcia, C. (2019). *Liquid rocket engines 6: Nozzle*. Descargado de <https://www.youtube.com/watch?v=RZxi-d1-mFY>
- Gordon, S., y McBride, B. J. (1994). *Computer program for calculation of complex chemical equilibrium compositions and applications*. NASA. Descargado de <https://cearun.grc.nasa.gov/>

- Herdy, R. (s.f.). *Nitrous oxide / hydrocarbon fuel advanced chemical propulsion: Darpa contract overview* (Inf. Téc.). Huntsville, Alabama: Qualis Corporation.
- Höglauer, C., B., K., Knab, O., Schlieben, G., C., K., Silvestri, S., y Haidn, O. J. (2015). Modeling and simulation of a gox/kerosene subscale rocket combustion chamber with film cooling. *CEAS Space Journal*, 7(4), 419–432. Descargado de <https://link.springer.com/article/10.1007/s12567-015-0096-y>
- Hill, P. G., y Peterson, C. R. (1932). *Mechanics and thermodynamics of propulsion*. Addison-Wesley.
- Hoffman, J. (2015). *Introduction to aerospace engineering*.
- Hottel, H. C. (1954). Radiant heat transmission. En W. H. McAdams (Ed.), *Heat transmission* (3era ed.). McGraw-Hill.
- Huzel, D., y Huang, D. (1992). *Modern engineering for design of liquid-propellant rocket engines*. American Institute of Aeronautics and Astronautics.
- Iron, A., y Institute, S. (s.f.). *High-temperature characteristics of stainless steels* (Inf. Téc.).
- Karabeyoglu, M. A. (2014, Junio). Nitrous oxide and oxygen mixtures (nytrox) as oxidizers for rocket propulsion applications. *Journal of Propulsion and Power*, 30(3), 696 – 706.
- Khan, M. A., Sardiwal, S. K., Sharath, M. V. S., y Chowdary, D. H. (2013, November). Design of a supersonic nozzle using method of characteristics. *International Journal of Engineering Research & Technology*, 2(11), 19–24.
- Kraemer, R. (1961). Principles of design. En H. H. Koelle (Ed.), *Handbook of astronautical engineering* (1era ed., pp. 20-2–20-18). McGraw-Hill Book Company.
- Krzycki, L. J. (1971). *How to design, build and test small liquid-fuel rocket engines* (2.ª ed.). Rocketlab.
- Merrill, C. (2008). *Nitrous oxide explosive hazards* (Inf. Téc.). Air Force Research Laboratory. Descargado de <https://apps.dtic.mil/dtic/tr/fulltext/u2/a489459.pdf>
- Mott, R. L. (2009). *Resistencia de materiales* (5.ª ed.). Pearson Educación.
- Mukherjee, R. (2012). *Advanced gas dynamics*. National Programme on Technology Enhanced Learning. Descargado de <https://nptel.ac.in/courses/112106056/>
- Nakka, R. (2007). *Solid rocket motor theory*. Descargado de http://www.nakka-rocketry.net/articles/nakka_theory_pages.pdf
- NAR. (2000). *Standard motor codes* (Inf. Téc.). National Association of Rocketry. Descargado de <http://www.nar.org/standards-and-testing-committee/standard-motor-codes/>
- NASA. (1976). *Liquid rocket engine injectors* (Inf. Téc.). Descargado de <https://ntrs.nasa.gov/search.jsp?R=19760023196>
- NASA. (2014). *Brief history of rockets*. Descargado de https://www.grc.nasa.gov/WWW/k-12/TRC/Rockets/history_of_rockets.html
- NASA. (2015a). *Liquid rocket engine*. Descargado de <https://www.grc.nasa.gov/WWW/k-12/airplane/lrockth.html>
- NASA. (2015b). *Solid rocket engine*. Descargado de <https://www.grc.nasa.gov/WWW/k-12/airplane/srockth.html>
- Newburn, F. (1961). Pressurization systems. En H. H. Koelle (Ed.), *Handbook of astronautical engineering* (1era ed., pp. 20-83–20-90). McGraw-Hill Book Company.
- NFPA. (2002). *Nfpa 1127: Code for high power rocketry*.
- NIST. (2017). *Isobaric properties for dinitrogen monoxide* (Inf. Téc.). National Institute of Standards and Technology. Descargado de <https://webbook.nist.gov>
- Palacz, T. (2017). Nitrous oxide application for low-thrust and low-cost liquid rocket engine. Cracow, Poland. doi: 10.13009/EUCASS2017-474

- Pavli, A. J., Curley, J. K., Masters, P. A., y Schwartz, R. M. (1966, August). *Design and cooling performance of a dump-cooled rocket engine* (Inf. Téc.). NASA Lewis Research Center, Cleveland, Ohio, USA: National Aeronautics and Space Administration, Lewis Research Center.
- Pillai, E. T. (2018). Space—capable sounding rocket design for collegiate teams. *Institute of Electrical and Electronics Engineers*. Descargado de <https://ieeexplore.ieee.org/document/8396628> doi: 10.1109/AERO.2018.8396628
- Pizzarelli, M. (2017). *Regenerative cooling of liquid rocket engine thrust chambers*. ResearchGate.
- Plastino, A., y Muzzio, J. (1992). On the use and abuse of newton's second law for variable mass problems. *Celestial Mechanics and Dynamical Astronomy*, 53.
- Ponomarenko, A. (2012). *Thermal analysis of thrust chambers* (Inf. Téc.). Descargado de www.propulsion-analysis.com
- Ponomarenko, A. (2013). *Assessment of delivered performance of thrust chamber* (Inf. Téc.). Descargado de www.propulsion-analysis.com
- Rao, G. (1961). Nozzle contours. En H. H. Koelle (Ed.), *Handbook of astronautical engineering* (1era ed., pp. 20-69–20-75). McGraw-Hill Book Company.
- Rao, G. V. R. (1958, June). Exhaust nozzle contour for optimum thrust. *Jet Propulsion*, 28(6), 377–382.
- RECOPE. (2011). *Manual de productos* (Inf. Téc.). San José, Costa Rica: Refinadora Costarricense de Petróleo.
- Roback, R., Szetela, E. J., y Spadaccini, L. J. (1981). *Deposit formation in hydrocarbon rocket fuels* (Inf. Téc.). East Hartford, CT, USA: United Technologies Research Center. Descargado de <https://ntres.nasa.gov/search.jsp?R=19810021741>
- Shapiro, A. H. (1953). *The dynamics and thermodynamics of compressible fluid flow* (Vol. 1 & 2). John Wiley & Sons.
- Soller, S., Wagner, R., Kau, H. P., Martin, P., y Maeding, C. (2005, July). Characterization of main chamber injectors for gox/kerosene in a single-element rocket combustor.. doi: 10.2514/6.2005-3750
- Soller, S., Wagner, R., Kirchberger, C., Kau, H. P., Martin, P., y Maeding, C. (2005, July). Characterization of combustion and heat transfer using gox/kerosene in a single-element rocket combustor.. doi: 10.2514/6.2005-4529
- Spalding, A. B. (1959, February). Combustion in liquid-fuel rocket motors. *The Aeronautical Quarterly*, 10(1), 1–27. doi: <https://doi.org/10.1017/S0001925900001402>
- Stainless steels types 321, 347 and 348* (Inf. Téc.). (s.f.). Allegheny Ludlum. Descargado de <http://www.metserve.co.za/pdf/al321.pdf>
- Streeter, V. L., y Wylie, E. B. (1979). *Mecánica de los fluidos* (6.ª ed.). McGraw-Hill.
- Sutton, G., y Biblarz, O. (2001). *Rocket propulsion elements* (7.ª ed.). A Wiley Interscience Publication.
- Tokudome, S., Yagishita, T., Habu, H., Shimada, T., y Daimo, Y. (2007, July). Experimental study of an n2o / ethanol propulsion system.. doi: 10.2514/6.2007-5464
- Von Mises, R. (1958). *Mathematical theory of compressible fluid flow*. Dover Publications, Inc.
- Whitmore, S. A., y Chandler, S. N. (2010, August). Engineering model for self-pressurizing saturated-n2o-propellant feed systems. *Journal of Propulsion and Power*, 26(4), 706–714. doi: 10.2514/1.47131
- Yang, X., Hong, X., y Dong, W. (2018, Noviembre). Investigation on self-pressurization and ignition performance of nitrous oxide fuel blend ethylene thruster. *Aerospace Science and Technology*, 82-83, 161–171.

- Youngblood, S. H. (2015). *Design and testing of a liquid nitrous oxide and ethanol fueled rocket engine* (Tesis de Master no publicada). New Mexico Institute of Mining and Technology, Socorro, Nuevo Mexico.
- Zakirov, V., y Sweeting, M. (2001). Nitrous Oxide as a Rocket Propellant. (Inglés)[óxido nítrico como propelente de cohete]. *Acta Astronautica*, 48(5-12), 353–362. doi: [https://doi.org/10.1016/S0094-5765\(01\)00047-9](https://doi.org/10.1016/S0094-5765(01)00047-9)

Anexos

Anexo A.1. Planos

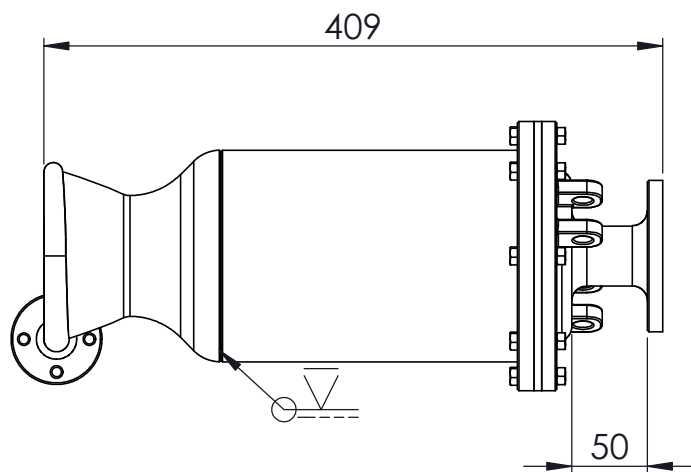
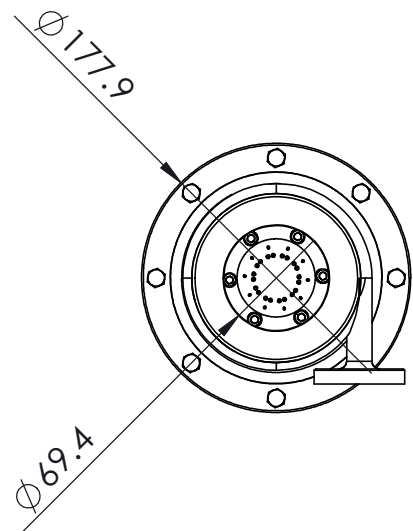
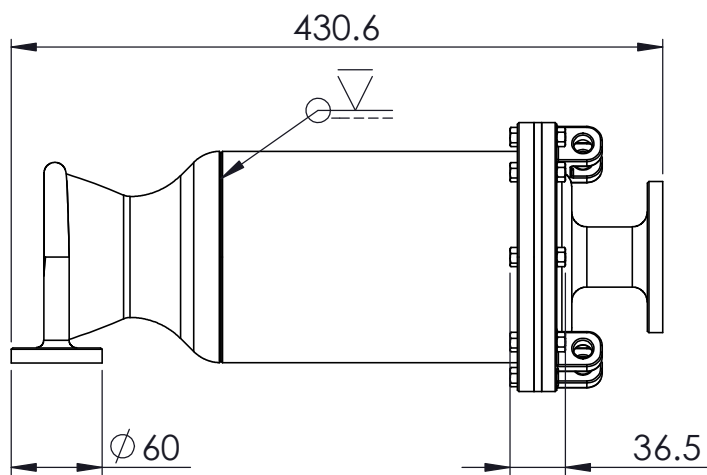


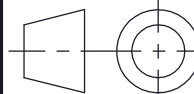
Proyecto Final de Graduación
Escuela de Ingeniería Mecánica
Universidad de Costa Rica

Escala: 1:3	Acotación: mm
Dibujó: Jiménez & Alfaro	01/12/19
Diseño: Jiménez & Alfaro	01/12/19

Empresa: Universidad de Costa Rica
Proyecto: Proyecto Final de Graduación
Detalle: Motor
Especif: Vista Isométrica

Sistema	Tolerancias	Lámina:
	.x = ± 0.1 .xx = ± 0.02 .xxx = ± 0.005	1 De 16



Proyecto Final de Graduación Escuela de Ingeniería Mecánica Universidad de Costa Rica	Escala: 1:3		Acotación: mm			
	Dibujó: Jiménez & Alfaro		01/12/19			
	Diseño: Jiménez & Alfaro		01/12/19			
Empresa:Universidad de Costa Rica Proyecto:Proyecto Final de Graduación Detalle: Motor Especif: Vistas	Sistema		Tolerancias		Lámina:	
			.x = ±0.1 .xx = ±0.02 .xxx = ±0.005		2 De 16	



ITEM NO.	PART NUMBER	DESCRIPTION	QTY.
1	Pared Externa Recamara	AISI 321	1
2	Pared Interna Recamara	AISI 321	1
3	Pared Interna Tobera	AISI 321	1
4	Plato Inyector	AISI 321	1
5	Brida Externa	AISI 321	1
6	Brida Interna	AISI 321	1
7	Sello de Brida Interna	Viton	1
8	HX-SHCS 0.25-28x0.625x0.625-N		1
9	HX-SHCS 0.25-28x0.5x0.5-N		5
10	HNUT 0.2500-20-D-N		14
11	Pared Externa Tobera	AISI 321	1
12	Distribuidor	AISI 321	1
13	Sello Brida Externa	Viton	1
14	Mamparo Delantero	AISI 321	1
15	O-Ring Inyector	Viton	1
16	HBOLT 0.2500-20x1.25x0.75-N		8

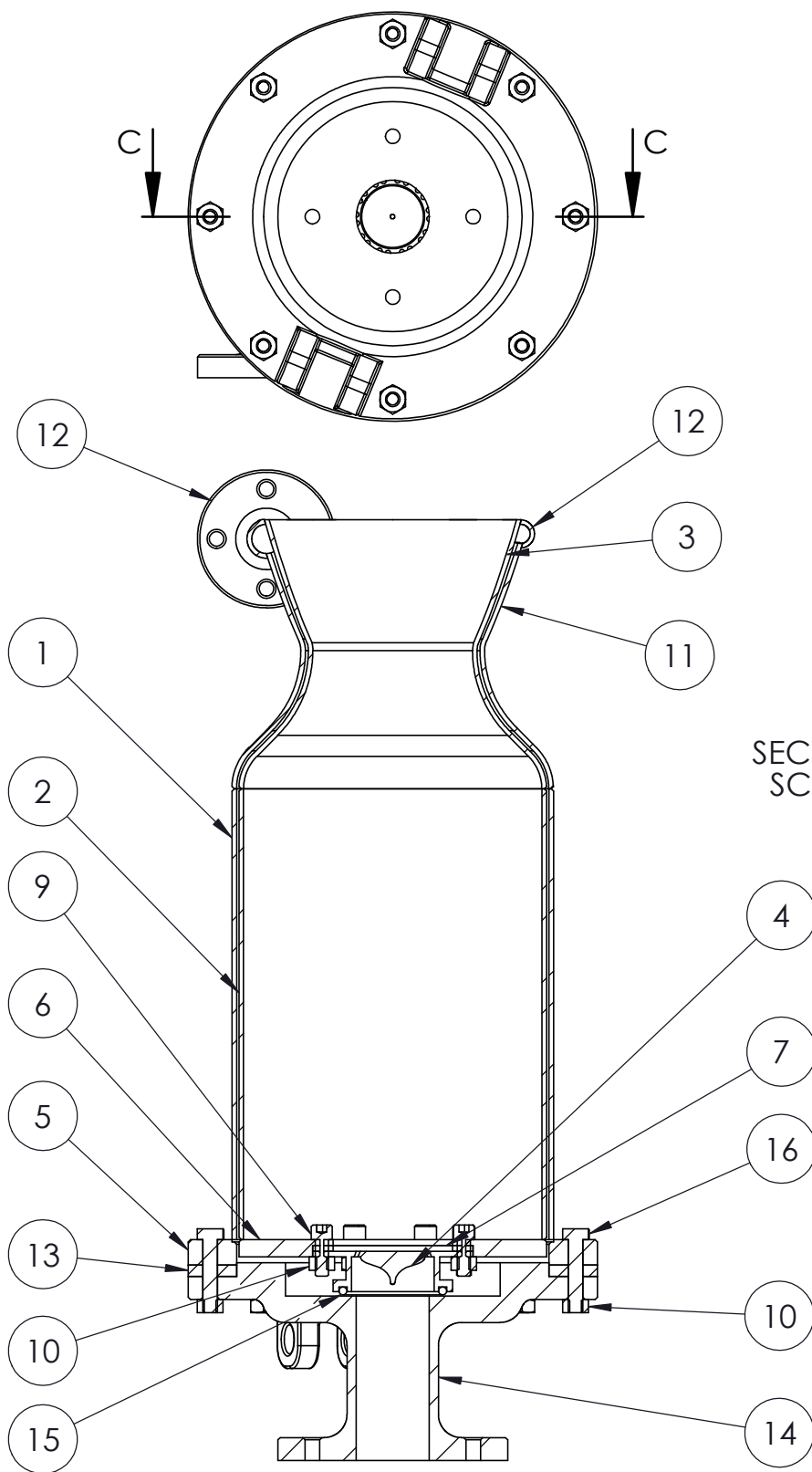
Proyecto Final de Graduación
Escuela de Ingeniería Mecánica
Universidad de Costa Rica

Escala: 1:3 Acotación: mm
Dibujó: Jiménez & Alfaro 01/12/19
Diseño: Jiménez & Alfaro 01/12/19

Empresa: Universidad de Costa Rica
Proyecto: Proyecto Final de Graduación
Detalle: Motor
Especif: Lista de Partes

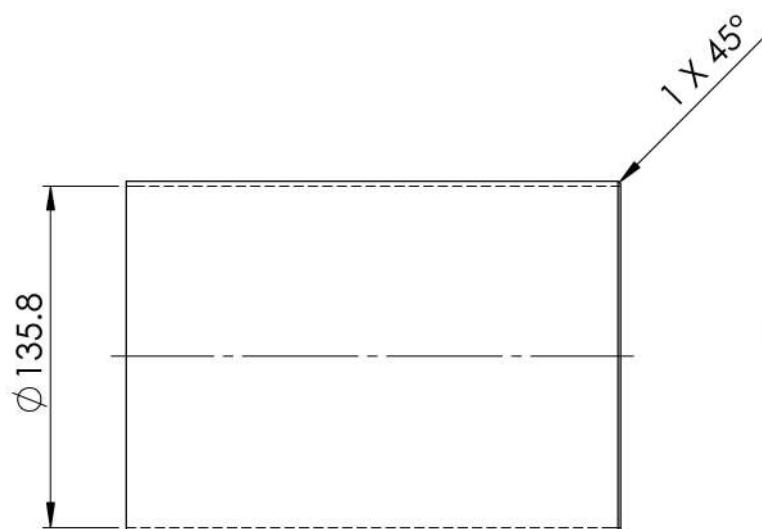
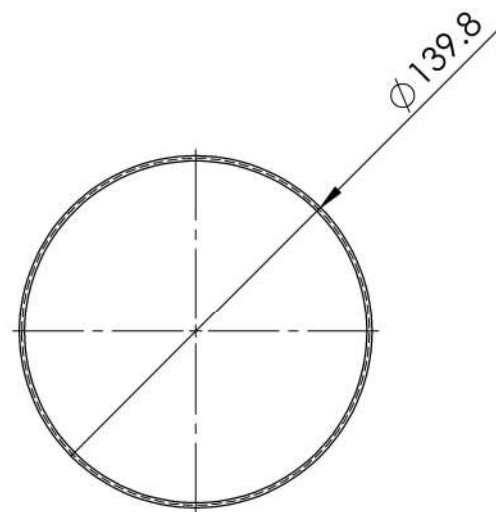
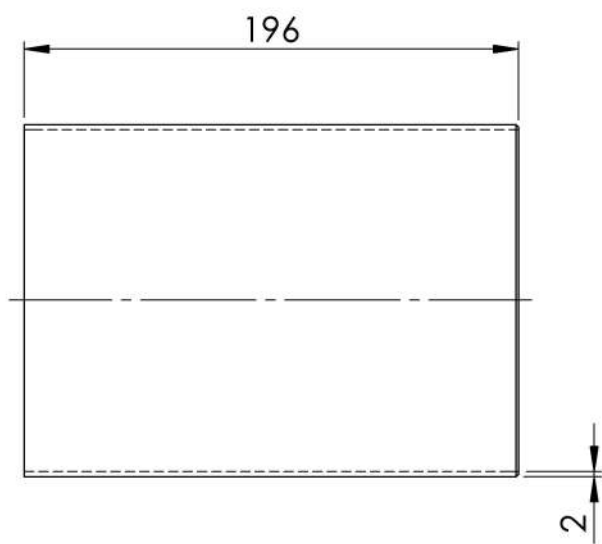
Sistema Tolerancias Lámina:


 .x = ± 0.1
 .xx = ± 0.02
 .xxx = ± 0.005
 3 De 16



SECTION C-C
SCALE 1 : 3

Proyecto Final de Graduación Escuela de Ingeniería Mecánica Universidad de Costa Rica	Escala: 1:3		Acotación: mm			
	Dibujó: Jiménez & Alfaro		01/12/19			
	Diseño: Jiménez & Alfaro		01/12/19			
Empresa:Universidad de Costa Rica Proyecto:Proyecto Final de Graduación Detalle: Motor Especif: Vista de Corte	Sistema		Tolerancias		Lámina:	
			.x = ±0.1 .xx = ±0.02 .xxx = ±0.005		4 De 16	



Proyecto Final de Graduación
Escuela de Ingeniería Mecánica
Universidad de Costa Rica

Escala: 1:3

Acotación: mm

Dibujó: Jiménez & Alfaro

16/12/19

Diseño: Jiménez & Alfaro

01/12/19

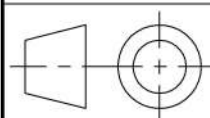
Material: AISI 321

Empresa: Universidad de Costa Rica
Proyecto: Proyecto Final de Graduación
Detalle: Pared Externa de Cámara
Especif: Vistas

Sistema

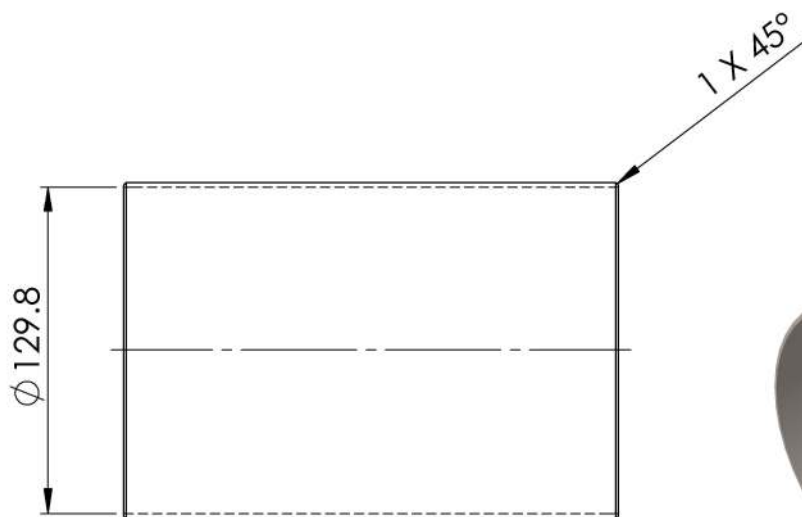
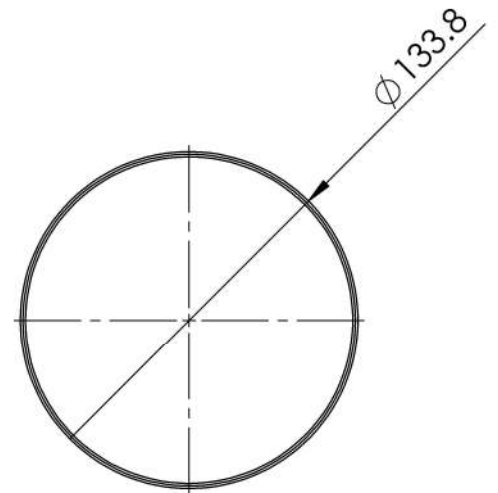
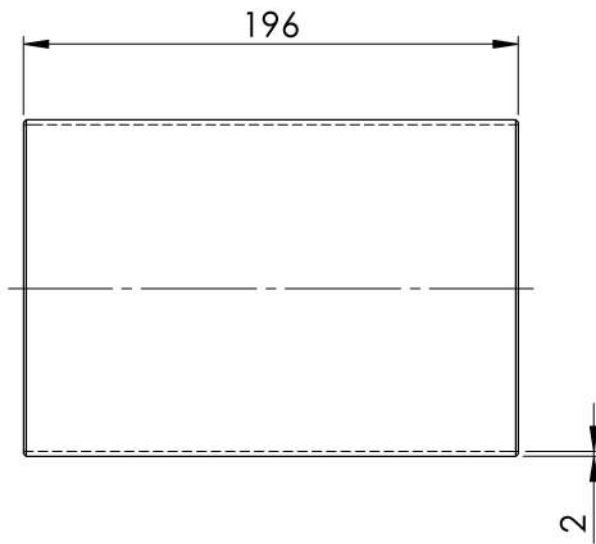
Tolerancias

Lámina:



.x = ± 0.1
.xx = ± 0.02
.xxx = ± 0.005

5 De 16

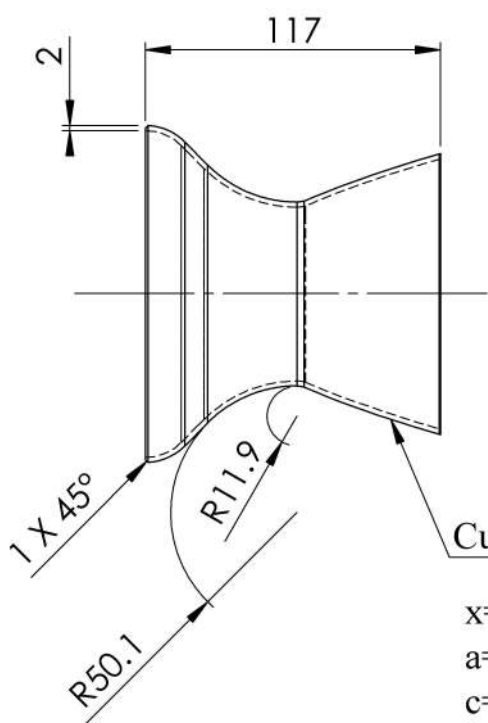
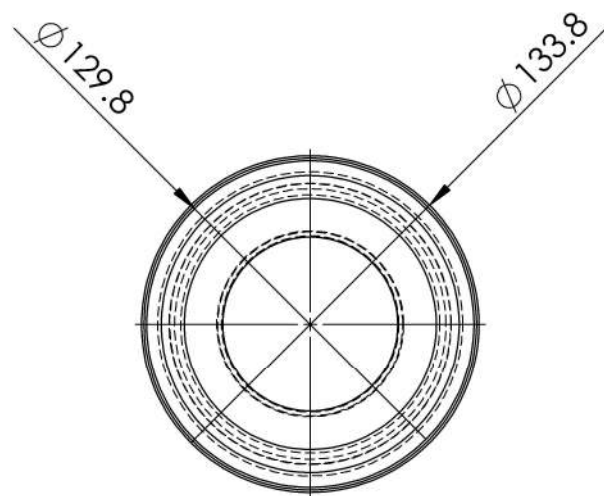
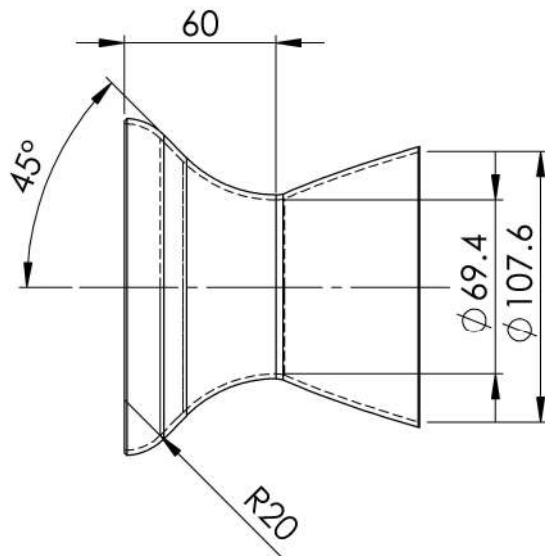


Proyecto Final de Graduación
Escuela de Ingeniería Mecánica
Universidad de Costa Rica

Escala: 1:3	Acotación: mm
Dibujó: Jiménez & Alfaro	01/12/19
Diseño: Jiménez & Alfaro	01/12/19
Material: AISI 321	

Empresa: Universidad de Costa Rica
Proyecto: Proyecto Final de Graduación
Detalle: Pared Interna de Cámara
Especif: Vistas

Sistema	Tolerancias	Lámina:
	.x = ± 0.1 .xx = ± 0.02 .xxx = ± 0.005	6 De 16

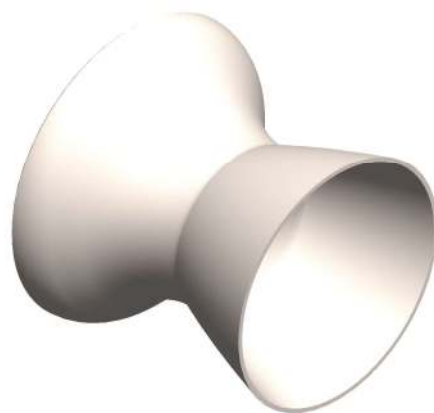


Curva Parabólica

$$x=a*y^2+c$$

$$a=0.032306387*1/mm$$

$$c=-36.428411534mm$$



Proyecto Final de Graduación
Escuela de Ingeniería Mecánica
Universidad de Costa Rica

Escala: 1:3

Acotación: mm

Dibujó: Jiménez & Alfaro

16/12/19

Diseño: Jiménez & Alfaro

01/12/19

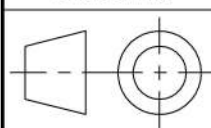
Material: AISI 321

Empresa: Universidad de Costa Rica
Proyecto: Proyecto Final de Graduación
Detalle: Pared Interna de Tobera
Especif: Vistas

Sistema

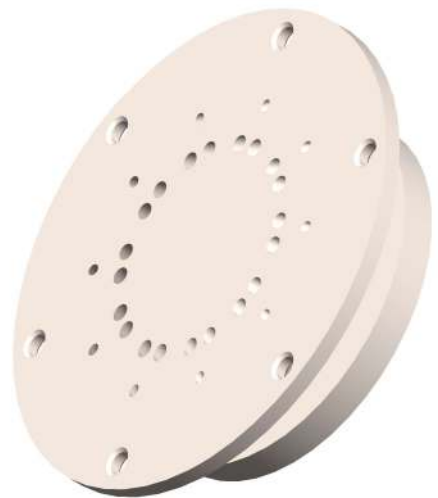
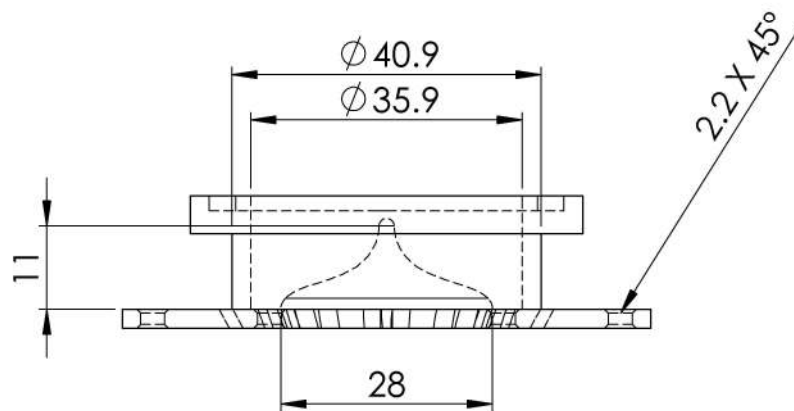
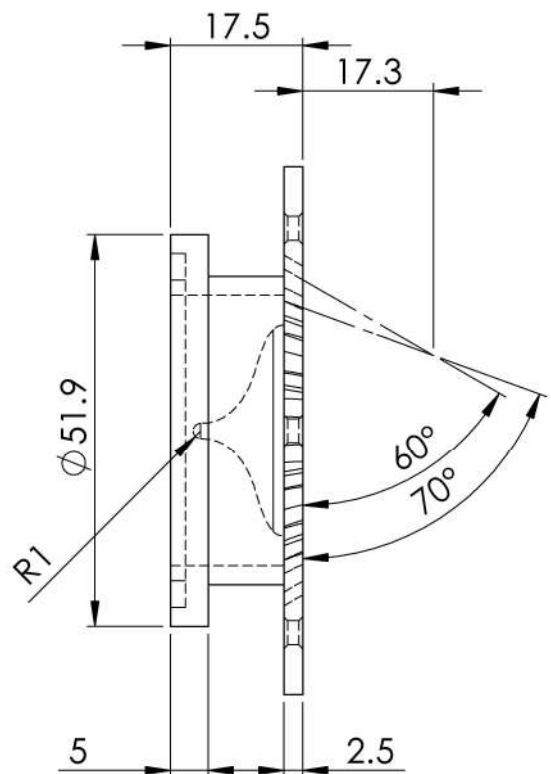
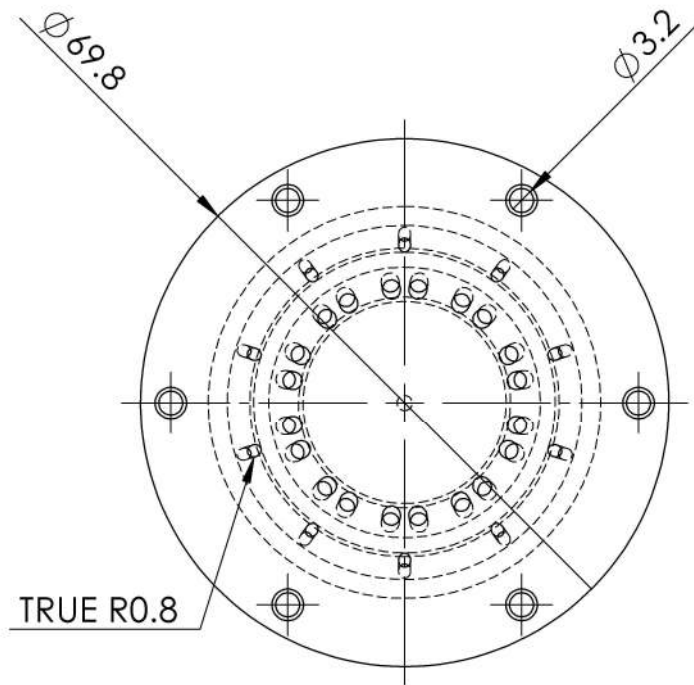
Tolerancias

Lámina:



.x = ± 0.1
.xx = ± 0.02
.xxx = ± 0.005

7 De 16



Proyecto Final de Graduación
Escuela de Ingeniería Mecánica
Universidad de Costa Rica

Escala: 1:1

Acotación: mm

Dibujó: Jiménez & Alfaro

16/12/19

Diseño: Jiménez & Alfaro

01/12/19

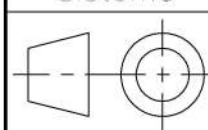
Material: AISI 321

Empresa: Universidad de Costa Rica
Proyecto: Proyecto Final de Graduación
Detalle: Plato Inyector
Especif: Vistas

Sistema

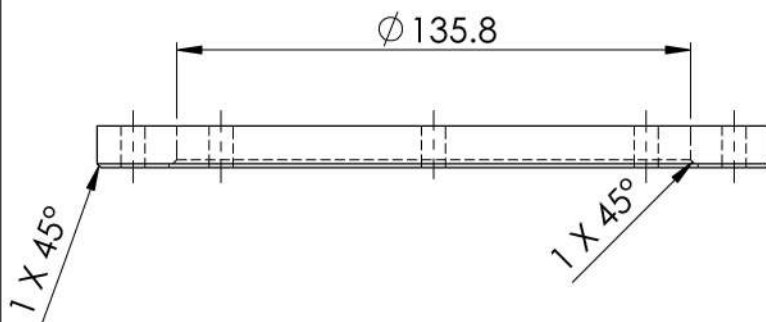
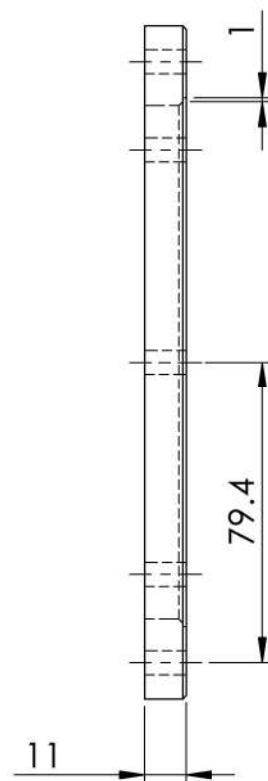
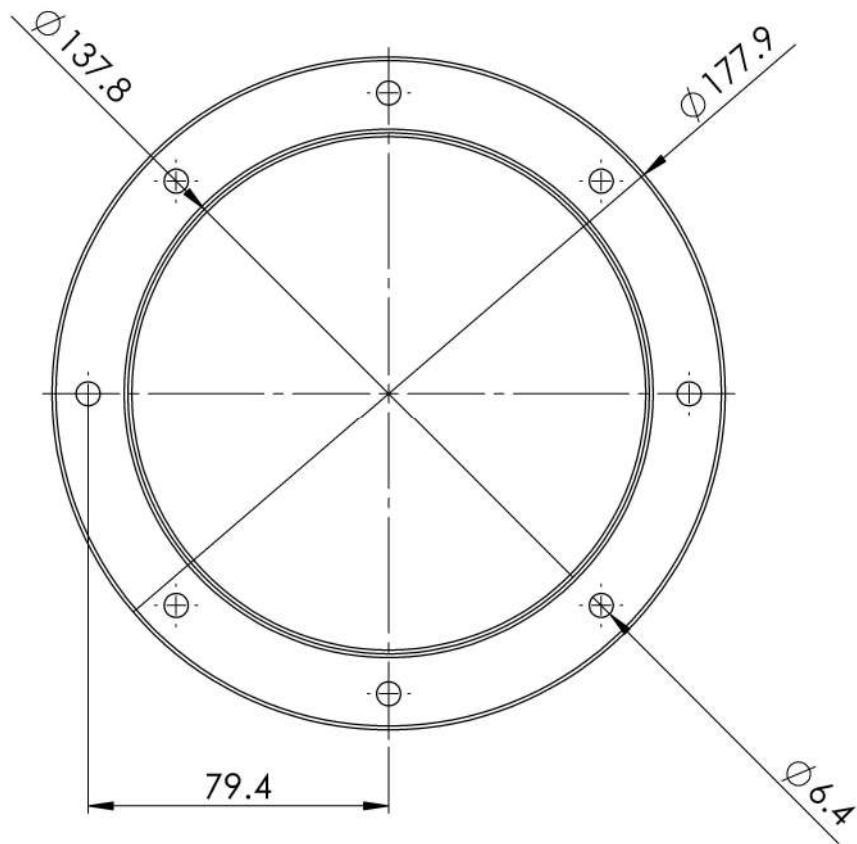
Tolerancias

Lámina:



.x = ± 0.1
.xx = ± 0.02
.xxx = ± 0.005

8 De 16

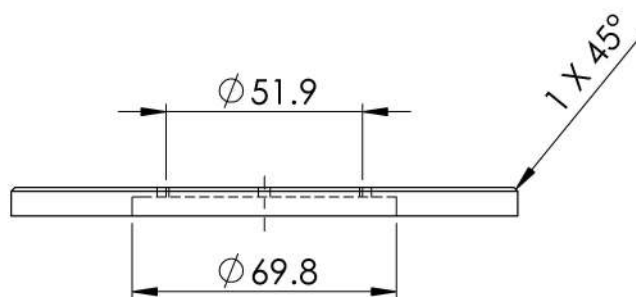
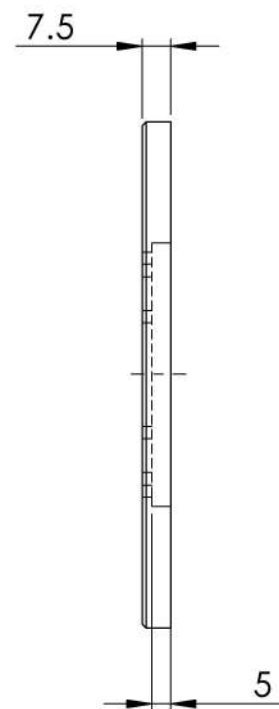
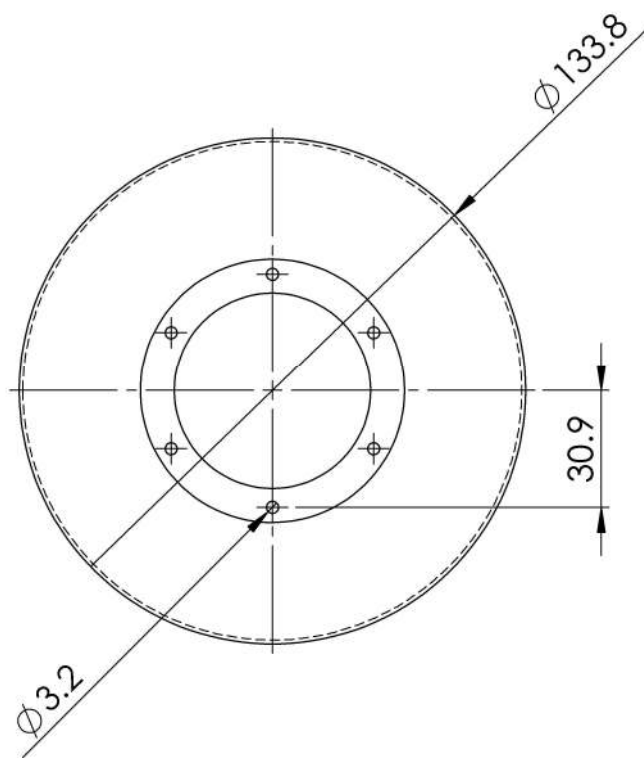


Proyecto Final de Graduación
Escuela de Ingeniería Mecánica
Universidad de Costa Rica

Escala: 1:2	Acotación: mm
Dibujó: Jiménez & Alfaro	01/12/19
Diseño: Jiménez & Alfaro	17/12/19
Material: AISI 321	

Empresa: Universidad de Costa Rica
Proyecto: Proyecto Final de Graduación
Detalle: Brida Externa
Especif: Vistas

Sistema	Tolerancias	Lámina:
	$\begin{aligned} .x &= \pm 0.1 \\ .xx &= \pm 0.02 \\ .xxx &= \pm 0.005 \end{aligned}$	9 De 16

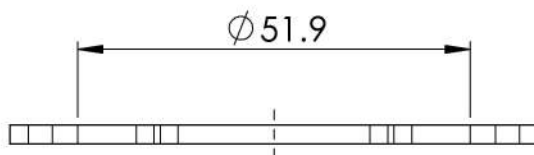
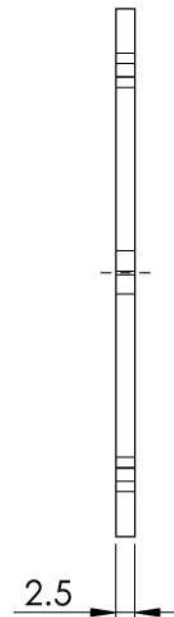
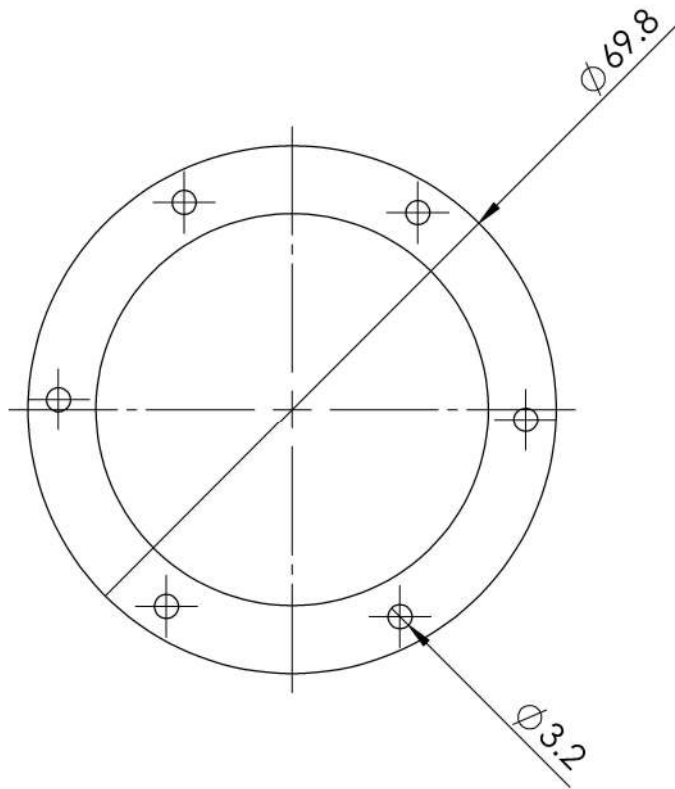


Proyecto Final de Graduación
Escuela de Ingeniería Mecánica
Universidad de Costa Rica

Escala: 1:2	Acotación: mm
Dibujó: Jiménez & Alfaro	01/12/19
Diseño: Jiménez & Alfaro	17/12/19
Material: AISI 321	

Empresa: Universidad de Costa Rica
Proyecto: Proyecto Final de Graduación
Detalle: Brida Interna
Especif: Vistas

Sistema	Tolerancias	Lámina:
	.x = ± 0.1 .xx = ± 0.02 .xxx = ± 0.005	10 De 16

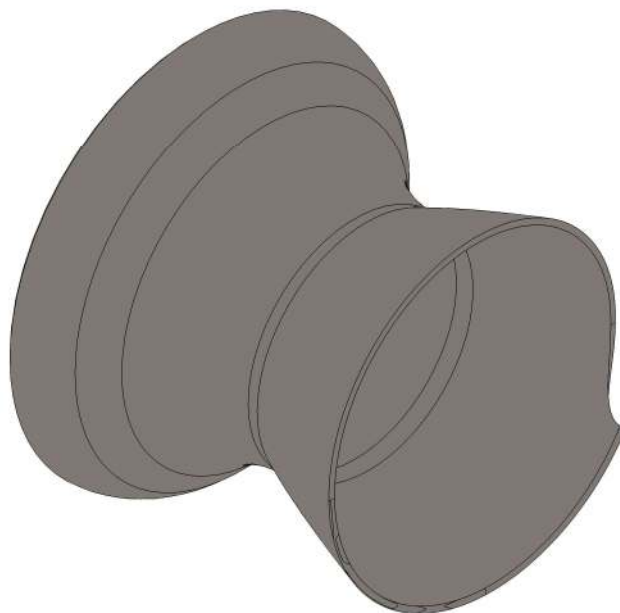
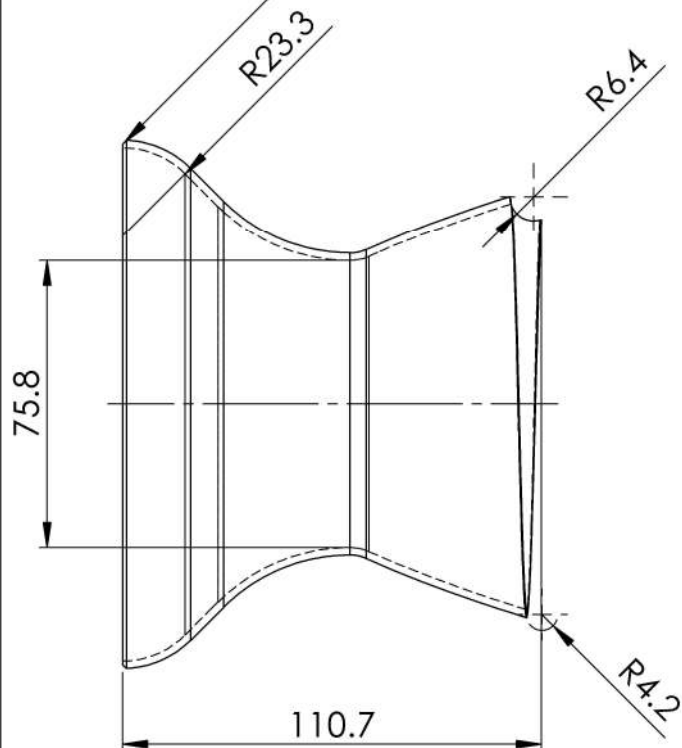
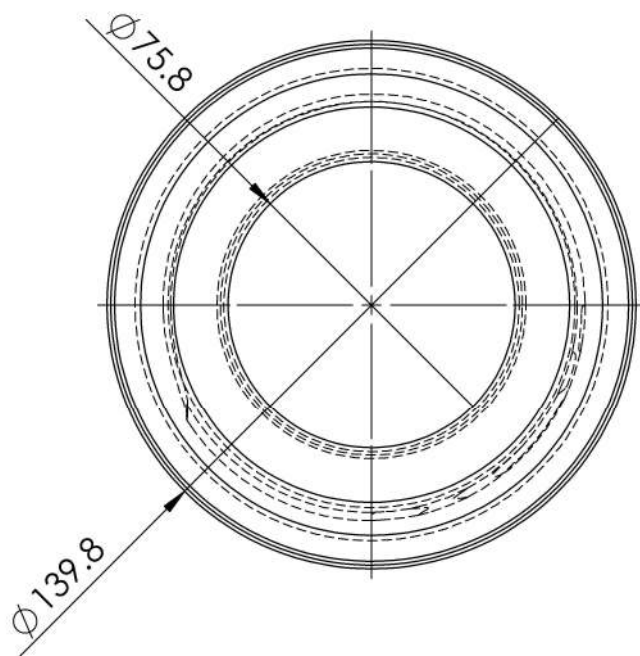
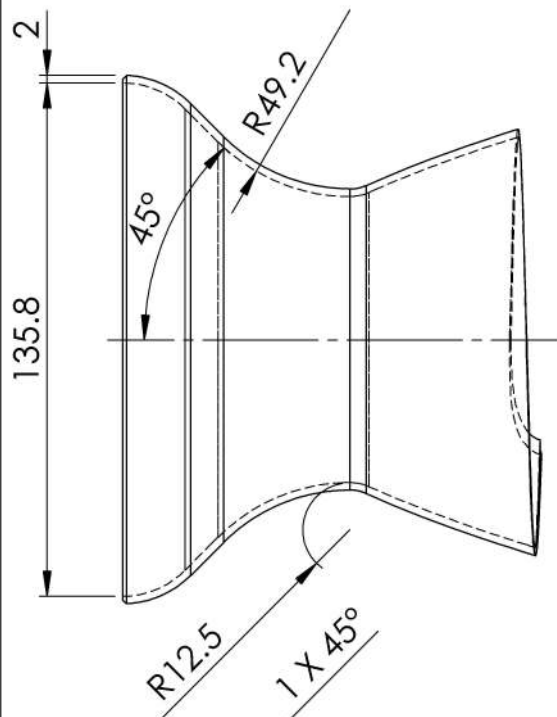


Proyecto Final de Graduación
Escuela de Ingeniería Mecánica
Universidad de Costa Rica

Escala: 1:1	Acotación: mm
Dibujó: Jiménez & Alfaro	01/12/19
Diseño: Jiménez & Alfaro	01/12/19
Material: VITON	

Empresa: Universidad de Costa Rica
Proyecto: Proyecto Final de Graduación
Detalle: Sello de Brida Interna
Especif: Vistas

Sistema	Tolerancias	Lámina:
	.x = ±0.1 .xx = ±0.02 .xxx = ±0.005	11 De 16

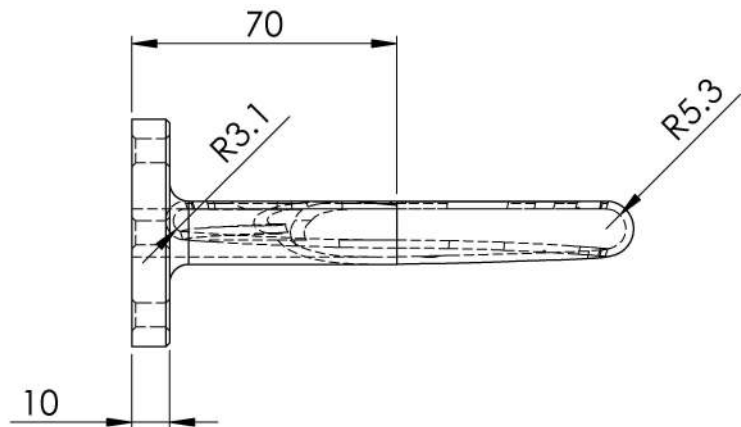
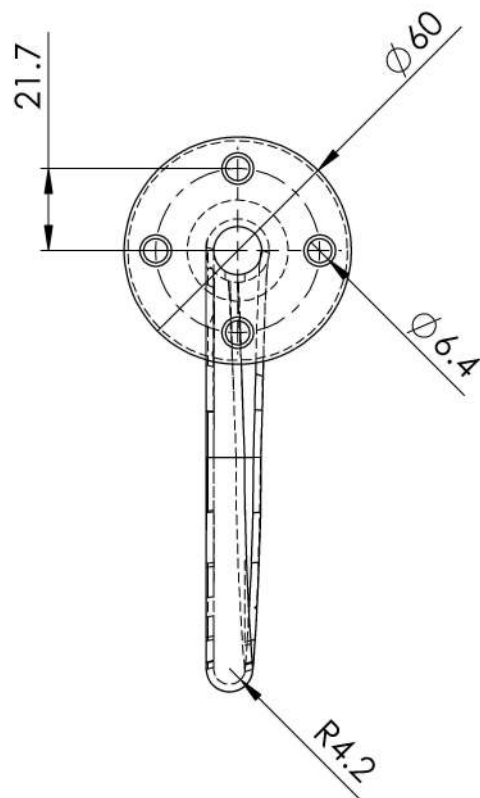
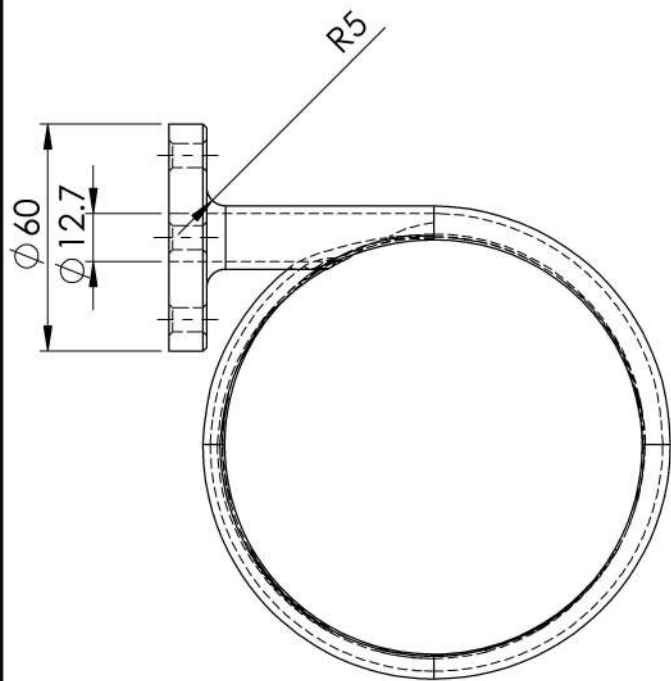


Proyecto Final de Graduación
Escuela de Ingeniería Mecánica
Universidad de Costa Rica

Escala: 1:2	Acotación: mm
Dibujó: Jiménez & Alfaro	01/12/19
Diseño: Jiménez & Alfaro	17/12/19
Material: AISI 321	

Empresa: Universidad de Costa Rica
Proyecto: Proyecto Final de Graduación
Detalle: Pared Externa de Tobera
Especif: Vistas

Sistema	Tolerancias	Lámina:
	.x = ±0.1 .xx = ±0.02 .xxx = ±0.005	12 De 16

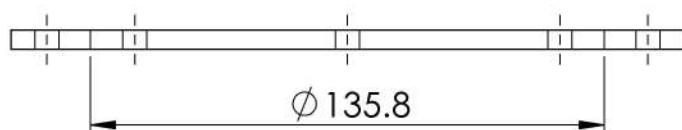
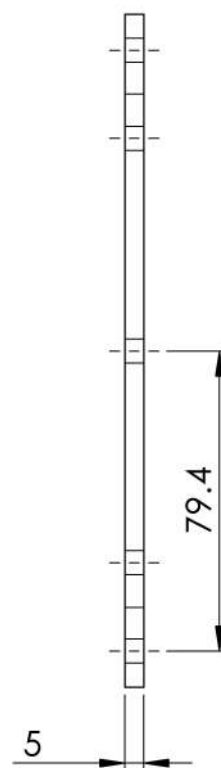
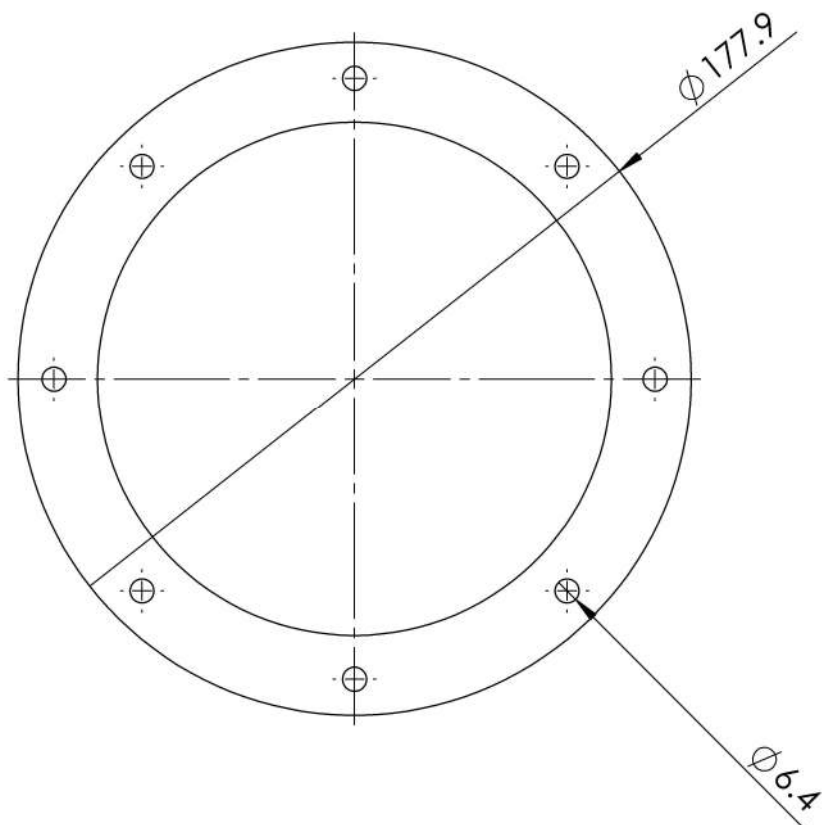


Proyecto Final de Graduación
Escuela de Ingeniería Mecánica
Universidad de Costa Rica

Escala: 1:1	Acotación: mm
Dibujó: Jiménez & Alfaro	01/12/19
Diseño: Jiménez & Alfaro	17/12/19
Material: AISI 321	

Empresa: Universidad de Costa Rica
Proyecto: Proyecto Final de Graduación
Detalle: Distribuidor
Especif: Vistas

Sistema	Tolerancias	Lámina:
	.x = ± 0.1 .xx = ± 0.02 .xxx = ± 0.005	13 De 16

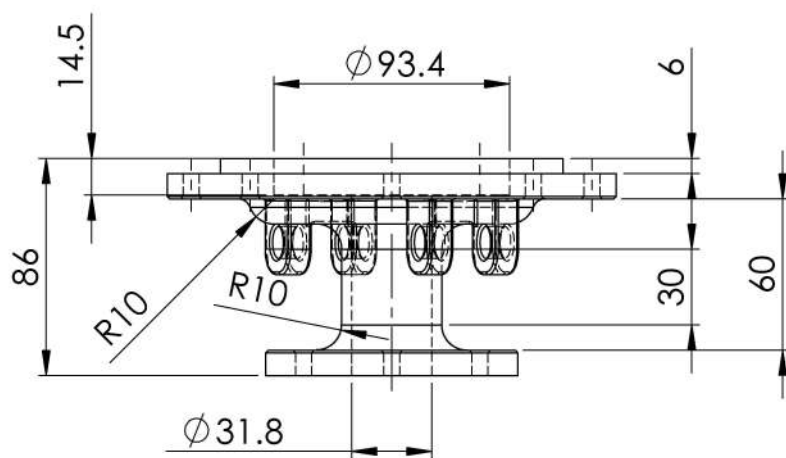
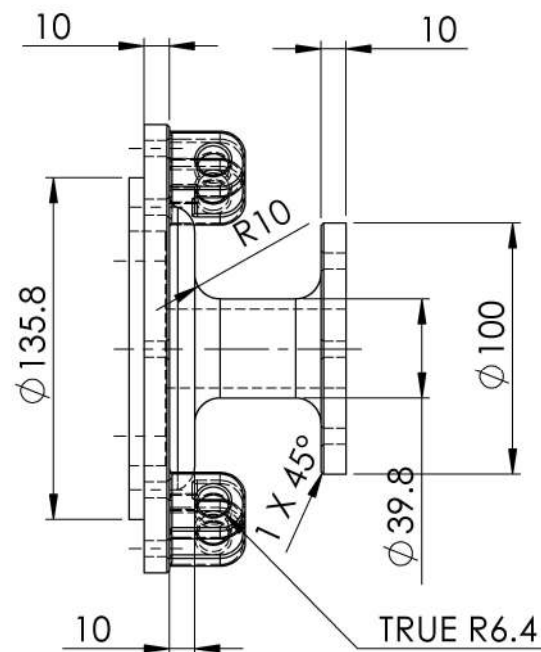
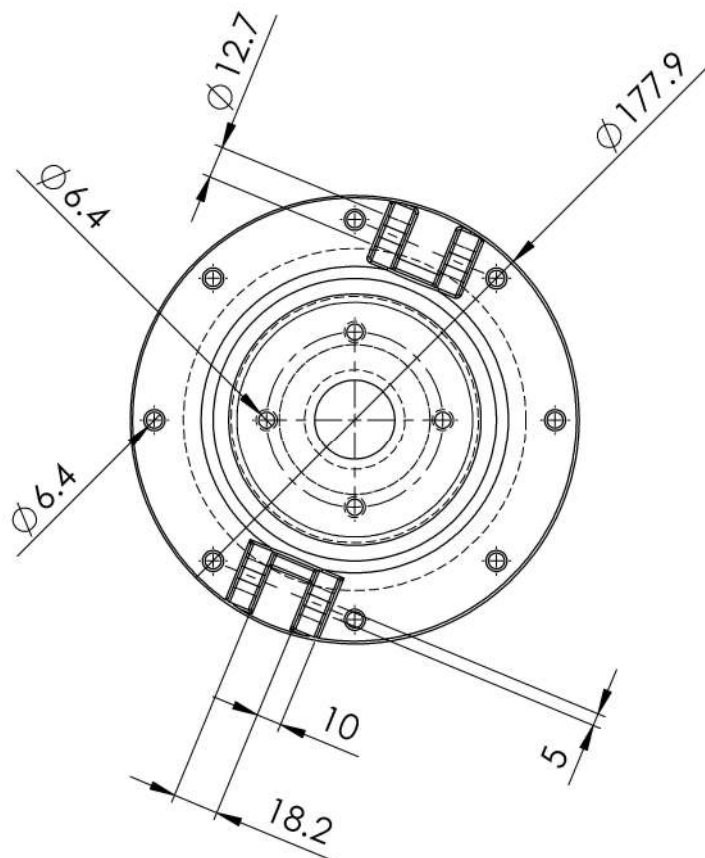


Proyecto Final de Graduación
Escuela de Ingeniería Mecánica
Universidad de Costa Rica

Escala: 1:2	Acotación: mm
Dibujó: Jiménez & Alfaro	01/12/19
Diseño: Jiménez & Alfaro	16/12/19
Material: VITON	

Empresa: Universidad de Costa Rica
Proyecto: Proyecto Final de Graduación
Detalle: Sello de Brida Externa
Especif: Vistas

Sistema	Tolerancias	Lámina:
	.x = ±0.1 .xx = ±0.02 .xxx = ±0.005	14 De 16

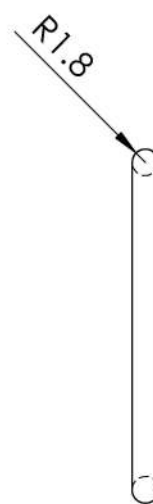
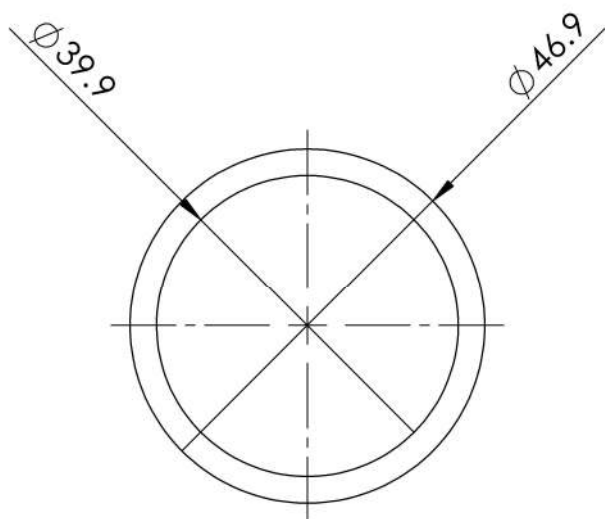


Proyecto Final de Graduación
Escuela de Ingeniería Mecánica
Universidad de Costa Rica

Escala: 1:3	Acotación: mm
Dibujó: Jiménez & Alfaro	01/12/19
Diseño: Jiménez & Alfaro	17/12/19
Material: AISI 321	

Empresa: Universidad de Costa Rica
Proyecto: Proyecto Final de Graduación
Detalle: Mamparo Delantero
Especif: Vistas

Sistema	Tolerancias	Lámina:
	.x = ± 0.1 .xx = ± 0.02 .xxx = ± 0.005	15 De 16



Proyecto Final de Graduación
Escuela de Ingeniería Mecánica
Universidad de Costa Rica

Escala: 1:1	Acotación: mm
Dibujó: Jiménez & Alfaro	01/12/19
Diseño: Jiménez & Alfaro	16/12/19
Material: VITON	

Empresa: Universidad de Costa Rica
Proyecto: Proyecto Final de Graduación
Detalle: Sello de Inyector
Especif: Vistas

Sistema	Tolerancias	Lámina:
	.x = ±0.1 .xx = ±0.02 .xxx = ±0.005	16 De 16

Anexo A.2. Tabla de expansión isentrópica

M	A/A^*	P/P_0	ρ/ρ_0	T/T_0	V/V_0
0.01	59.532	1.000	1.000	1.000	1.000
0.02	29.771	1.000	1.000	1.000	1.000
0.03	19.853	0.999	1.000	1.000	1.000
0.04	14.895	0.999	0.999	1.000	1.001
0.05	11.922	0.999	0.999	1.000	1.001
0.06	9.941	0.998	0.998	1.000	1.002
0.07	8.527	0.997	0.998	1.000	1.002
0.08	7.467	0.996	0.997	1.000	1.003
0.09	6.643	0.995	0.996	0.999	1.004
0.10	5.985	0.994	0.995	0.999	1.005
0.11	5.447	0.993	0.994	0.999	1.006
0.12	4.999	0.992	0.993	0.999	1.007
0.13	4.621	0.990	0.992	0.999	1.008
0.14	4.297	0.989	0.990	0.998	1.010
0.15	4.017	0.987	0.989	0.998	1.011
0.16	3.772	0.985	0.987	0.998	1.013
0.17	3.557	0.983	0.986	0.998	1.015
0.18	3.365	0.982	0.984	0.998	1.016
0.19	3.195	0.979	0.982	0.997	1.018
0.20	3.041	0.977	0.980	0.997	1.020
0.21	2.903	0.975	0.978	0.997	1.022
0.22	2.777	0.973	0.976	0.996	1.024
0.23	2.663	0.970	0.974	0.996	1.027
0.24	2.558	0.967	0.972	0.996	1.029
0.25	2.462	0.965	0.969	0.995	1.032
0.26	2.374	0.962	0.967	0.995	1.034
0.27	2.293	0.959	0.964	0.994	1.037
0.28	2.217	0.956	0.962	0.994	1.040
0.29	2.147	0.953	0.959	0.994	1.043
0.30	2.082	0.950	0.956	0.993	1.046
0.31	2.022	0.946	0.953	0.993	1.049
0.32	1.965	0.943	0.950	0.992	1.052
0.33	1.912	0.939	0.947	0.992	1.056
0.34	1.863	0.936	0.944	0.991	1.059
0.35	1.816	0.932	0.941	0.991	1.063
0.36	1.772	0.928	0.938	0.990	1.067
0.37	1.731	0.924	0.934	0.990	1.070
0.38	1.692	0.921	0.931	0.989	1.074
0.39	1.656	0.916	0.927	0.988	1.079
0.40	1.621	0.912	0.924	0.988	1.083
0.41	1.589	0.908	0.920	0.987	1.087
0.42	1.558	0.904	0.916	0.987	1.092
0.43	1.528	0.900	0.912	0.986	1.096
0.44	1.500	0.895	0.908	0.985	1.101

0.45	1.474	0.891	0.904	0.985	1.106
0.46	1.449	0.886	0.900	0.984	1.111
0.47	1.425	0.881	0.896	0.983	1.116
0.48	1.402	0.877	0.892	0.983	1.121
0.49	1.381	0.872	0.888	0.982	1.126
0.50	1.360	0.867	0.884	0.981	1.132
0.51	1.341	0.862	0.879	0.980	1.137
0.52	1.322	0.857	0.875	0.980	1.143
0.53	1.304	0.852	0.870	0.979	1.149
0.54	1.288	0.847	0.866	0.978	1.155
0.55	1.271	0.842	0.861	0.977	1.161
0.56	1.256	0.836	0.856	0.977	1.168
0.57	1.241	0.831	0.852	0.976	1.174
0.58	1.227	0.826	0.847	0.975	1.181
0.59	1.214	0.820	0.842	0.974	1.187
0.60	1.201	0.815	0.837	0.973	1.194
0.61	1.189	0.809	0.832	0.972	1.201
0.62	1.177	0.804	0.827	0.971	1.209
0.63	1.166	0.798	0.822	0.970	1.216
0.64	1.156	0.792	0.817	0.970	1.223
0.65	1.146	0.787	0.812	0.969	1.231
0.66	1.136	0.781	0.807	0.968	1.239
0.67	1.127	0.775	0.802	0.967	1.247
0.68	1.118	0.769	0.797	0.966	1.255
0.69	1.110	0.764	0.792	0.965	1.263
0.70	1.102	0.758	0.786	0.964	1.272
0.71	1.094	0.752	0.781	0.963	1.281
0.72	1.087	0.746	0.776	0.962	1.289
0.73	1.080	0.740	0.770	0.961	1.298
0.74	1.074	0.734	0.765	0.960	1.308
0.75	1.068	0.728	0.759	0.959	1.317
0.76	1.062	0.722	0.754	0.958	1.327
0.77	1.056	0.716	0.748	0.957	1.336
0.78	1.051	0.710	0.743	0.955	1.346
0.79	1.046	0.704	0.737	0.954	1.356
0.80	1.042	0.697	0.732	0.953	1.367
0.81	1.037	0.691	0.726	0.952	1.377
0.82	1.033	0.685	0.720	0.951	1.388
0.83	1.029	0.679	0.715	0.950	1.399
0.84	1.026	0.673	0.709	0.949	1.410
0.85	1.023	0.667	0.704	0.947	1.421
0.86	1.020	0.660	0.698	0.946	1.433
0.87	1.017	0.654	0.692	0.945	1.445
0.88	1.014	0.648	0.687	0.944	1.457
0.89	1.012	0.642	0.681	0.943	1.469
0.90	1.010	0.636	0.675	0.942	1.481

0.91	1.008	0.629	0.669	0.940	1.494
0.92	1.006	0.623	0.664	0.939	1.507
0.93	1.005	0.617	0.658	0.938	1.520
0.94	1.003	0.611	0.652	0.937	1.533
0.95	1.002	0.605	0.646	0.935	1.547
0.96	1.002	0.598	0.641	0.934	1.561
0.97	1.001	0.592	0.635	0.933	1.575
0.98	1.000	0.586	0.629	0.931	1.589
0.99	1.000	0.580	0.623	0.930	1.604
1.00	1.000	0.574	0.618	0.929	1.619
1.01	1.000	0.568	0.612	0.927	1.634
1.02	1.000	0.561	0.606	0.926	1.650
1.03	1.001	0.555	0.601	0.925	1.665
1.04	1.001	0.549	0.595	0.923	1.681
1.05	1.002	0.543	0.589	0.922	1.698
1.06	1.003	0.537	0.583	0.921	1.714
1.07	1.004	0.531	0.578	0.919	1.731
1.08	1.006	0.525	0.572	0.918	1.748
1.09	1.007	0.519	0.566	0.916	1.766
1.10	1.009	0.513	0.561	0.915	1.783
1.11	1.011	0.507	0.555	0.914	1.802
1.12	1.013	0.501	0.549	0.912	1.820
1.13	1.015	0.495	0.544	0.911	1.839
1.14	1.017	0.489	0.538	0.909	1.858
1.15	1.020	0.484	0.533	0.908	1.877
1.16	1.023	0.478	0.527	0.906	1.897
1.17	1.025	0.472	0.522	0.905	1.917
1.18	1.028	0.466	0.516	0.904	1.938
1.19	1.032	0.461	0.511	0.902	1.958
1.20	1.035	0.455	0.505	0.901	1.980
1.21	1.038	0.449	0.500	0.899	2.001
1.22	1.042	0.444	0.494	0.898	2.023
1.23	1.046	0.438	0.489	0.896	2.046
1.24	1.050	0.432	0.483	0.895	2.068
1.25	1.054	0.427	0.478	0.893	2.091
1.26	1.058	0.421	0.473	0.891	2.115
1.27	1.063	0.416	0.468	0.890	2.139
1.28	1.067	0.411	0.462	0.888	2.163
1.29	1.072	0.405	0.457	0.887	2.188
1.30	1.077	0.400	0.452	0.885	2.213
1.31	1.082	0.395	0.447	0.884	2.239
1.32	1.088	0.389	0.441	0.882	2.265
1.33	1.093	0.384	0.436	0.881	2.292
1.34	1.099	0.379	0.431	0.879	2.319
1.35	1.105	0.374	0.426	0.877	2.347
1.36	1.111	0.369	0.421	0.876	2.375

1.37	1.117	0.364	0.416	0.874	2.403
1.38	1.123	0.359	0.411	0.873	2.432
1.39	1.130	0.354	0.406	0.871	2.462
1.40	1.136	0.349	0.401	0.869	2.492
1.41	1.143	0.344	0.396	0.868	2.522
1.42	1.150	0.339	0.392	0.866	2.553
1.43	1.157	0.334	0.387	0.864	2.585
1.44	1.165	0.330	0.382	0.863	2.617
1.45	1.172	0.325	0.377	0.861	2.650
1.46	1.180	0.320	0.373	0.859	2.684
1.47	1.188	0.316	0.368	0.858	2.718
1.48	1.196	0.311	0.363	0.856	2.752
1.49	1.205	0.307	0.359	0.854	2.787
1.50	1.213	0.302	0.354	0.853	2.823
1.51	1.222	0.298	0.350	0.851	2.859
1.52	1.231	0.293	0.345	0.849	2.897
1.53	1.240	0.289	0.341	0.848	2.934
1.54	1.249	0.285	0.336	0.846	2.973
1.55	1.259	0.280	0.332	0.844	3.012
1.56	1.268	0.276	0.328	0.843	3.052
1.57	1.278	0.272	0.323	0.841	3.092
1.58	1.289	0.268	0.319	0.839	3.133
1.59	1.299	0.264	0.315	0.838	3.175
1.60	1.309	0.260	0.311	0.836	3.218
1.61	1.320	0.256	0.307	0.834	3.261
1.62	1.331	0.252	0.303	0.832	3.305
1.63	1.342	0.248	0.298	0.831	3.350
1.64	1.354	0.244	0.294	0.829	3.396
1.65	1.366	0.240	0.290	0.827	3.443
1.66	1.378	0.237	0.287	0.826	3.490
1.67	1.390	0.233	0.283	0.824	3.538
1.68	1.402	0.229	0.279	0.822	3.587
1.69	1.415	0.226	0.275	0.820	3.637
1.70	1.428	0.222	0.271	0.819	3.688
1.71	1.441	0.218	0.267	0.817	3.740
1.72	1.454	0.215	0.264	0.815	3.793
1.73	1.468	0.211	0.260	0.813	3.846
1.74	1.482	0.208	0.256	0.812	3.901
1.75	1.496	0.205	0.253	0.810	3.957
1.76	1.510	0.201	0.249	0.808	4.013
1.77	1.525	0.198	0.246	0.806	4.071
1.78	1.540	0.195	0.242	0.804	4.129
1.79	1.555	0.192	0.239	0.803	4.189
1.80	1.570	0.188	0.235	0.801	4.250
1.81	1.586	0.185	0.232	0.799	4.312
1.82	1.602	0.182	0.229	0.797	4.375

1.83	1.619	0.179	0.225	0.796	4.439
1.84	1.635	0.176	0.222	0.794	4.504
1.85	1.652	0.173	0.219	0.792	4.570
1.86	1.670	0.170	0.216	0.790	4.638
1.87	1.687	0.168	0.212	0.789	4.707
1.88	1.705	0.165	0.209	0.787	4.777
1.89	1.723	0.162	0.206	0.785	4.848
1.90	1.742	0.159	0.203	0.783	4.920
1.91	1.761	0.156	0.200	0.781	4.994
1.92	1.780	0.154	0.197	0.780	5.069
1.93	1.800	0.151	0.194	0.778	5.146
1.94	1.820	0.149	0.191	0.776	5.224
1.95	1.840	0.146	0.189	0.774	5.303
1.96	1.861	0.143	0.186	0.772	5.384
1.97	1.882	0.141	0.183	0.771	5.466
1.98	1.903	0.139	0.180	0.769	5.550
1.99	1.925	0.136	0.177	0.767	5.635
2.00	1.947	0.134	0.175	0.765	5.722
2.01	1.970	0.131	0.172	0.763	5.810
2.02	1.992	0.129	0.169	0.762	5.900
2.03	2.016	0.127	0.167	0.760	5.992
2.04	2.040	0.125	0.164	0.758	6.085
2.05	2.064	0.122	0.162	0.756	6.180
2.06	2.088	0.120	0.159	0.754	6.277
2.07	2.113	0.118	0.157	0.753	6.375
2.08	2.139	0.116	0.154	0.751	6.476
2.09	2.165	0.114	0.152	0.749	6.578
2.10	2.191	0.112	0.150	0.747	6.682
2.11	2.218	0.110	0.147	0.745	6.787
2.12	2.245	0.108	0.145	0.744	6.895
2.13	2.273	0.106	0.143	0.742	7.005
2.14	2.301	0.104	0.141	0.740	7.116
2.15	2.330	0.102	0.138	0.738	7.230
2.16	2.359	0.100	0.136	0.736	7.346
2.17	2.389	0.098	0.134	0.735	7.464
2.18	2.419	0.097	0.132	0.733	7.584
2.19	2.450	0.095	0.130	0.731	7.706
2.20	2.481	0.093	0.128	0.729	7.831
2.21	2.513	0.091	0.126	0.727	7.958
2.22	2.545	0.090	0.124	0.726	8.087
2.23	2.578	0.088	0.122	0.724	8.218
2.24	2.612	0.086	0.120	0.722	8.352
2.25	2.646	0.085	0.118	0.720	8.488
2.26	2.681	0.083	0.116	0.719	8.627
2.27	2.716	0.082	0.114	0.717	8.769
2.28	2.752	0.080	0.112	0.715	8.913

2.29	2.789	0.079	0.110	0.713	9.059
2.30	2.826	0.077	0.109	0.711	9.208
2.31	2.864	0.076	0.107	0.710	9.360
2.32	2.902	0.074	0.105	0.708	9.515
2.33	2.941	0.073	0.103	0.706	9.673
2.34	2.981	0.072	0.102	0.704	9.834
2.35	3.022	0.070	0.100	0.702	9.997
2.36	3.063	0.069	0.098	0.701	10.164
2.37	3.105	0.068	0.097	0.699	10.333
2.38	3.147	0.066	0.095	0.697	10.506
2.39	3.191	0.065	0.094	0.695	10.682
2.40	3.235	0.064	0.092	0.694	10.861
2.41	3.280	0.063	0.091	0.692	11.043
2.42	3.325	0.061	0.089	0.690	11.229
2.43	3.372	0.060	0.088	0.688	11.419
2.44	3.419	0.059	0.086	0.687	11.611
2.45	3.467	0.058	0.085	0.685	11.808
2.46	3.516	0.057	0.083	0.683	12.007
2.47	3.566	0.056	0.082	0.681	12.211
2.48	3.616	0.055	0.081	0.679	12.418
2.49	3.668	0.054	0.079	0.678	12.630
2.50	3.720	0.053	0.078	0.676	12.845
2.51	3.773	0.052	0.077	0.674	13.064
2.52	3.828	0.051	0.075	0.672	13.287
2.53	3.883	0.050	0.074	0.671	13.514
2.54	3.939	0.049	0.073	0.669	13.746
2.55	3.996	0.048	0.072	0.667	13.981
2.56	4.054	0.047	0.070	0.665	14.221
2.57	4.113	0.046	0.069	0.664	14.466
2.58	4.173	0.045	0.068	0.662	14.715
2.59	4.234	0.044	0.067	0.660	14.969
2.60	4.296	0.043	0.066	0.659	15.227
2.61	4.359	0.042	0.065	0.657	15.490
2.62	4.424	0.042	0.063	0.655	15.758
2.63	4.489	0.041	0.062	0.653	16.031
2.64	4.556	0.040	0.061	0.652	16.309
2.65	4.623	0.039	0.060	0.650	16.592
2.66	4.692	0.038	0.059	0.648	16.881
2.67	4.762	0.038	0.058	0.647	17.174
2.68	4.834	0.037	0.057	0.645	17.473
2.69	4.906	0.036	0.056	0.643	17.778
2.70	4.980	0.035	0.055	0.641	18.089
2.71	5.055	0.035	0.054	0.640	18.405
2.72	5.131	0.034	0.053	0.638	18.727
2.73	5.209	0.033	0.052	0.636	19.055
2.74	5.288	0.033	0.052	0.635	19.389

2.75	5.368	0.032	0.051	0.633	19.729
2.76	5.450	0.031	0.050	0.631	20.076
2.77	5.533	0.031	0.049	0.630	20.429
2.78	5.618	0.030	0.048	0.628	20.788
2.79	5.704	0.030	0.047	0.626	21.154
2.80	5.792	0.029	0.046	0.624	21.527
2.81	5.881	0.028	0.046	0.623	21.907
2.82	5.971	0.028	0.045	0.621	22.294
2.83	6.064	0.027	0.044	0.619	22.688
2.84	6.157	0.027	0.043	0.618	23.090
2.85	6.253	0.026	0.043	0.616	23.498
2.86	6.350	0.026	0.042	0.614	23.915
2.87	6.449	0.025	0.041	0.613	24.339
2.88	6.549	0.025	0.040	0.611	24.771
2.89	6.652	0.024	0.040	0.610	25.211
2.90	6.756	0.024	0.039	0.608	25.659
2.91	6.861	0.023	0.038	0.606	26.116
2.92	6.969	0.023	0.038	0.605	26.581
2.93	7.079	0.022	0.037	0.603	27.054
2.94	7.190	0.022	0.036	0.601	27.537
2.95	7.304	0.021	0.036	0.600	28.028
2.96	7.419	0.021	0.035	0.598	28.529
2.97	7.536	0.021	0.034	0.596	29.038
2.98	7.656	0.020	0.034	0.595	29.558
2.99	7.777	0.020	0.033	0.593	30.086
3.00	7.901	0.019	0.033	0.592	30.625

Anexo A.3. Macros de Excel

Número Mach

```
Sub NumeroMach()
,
' NumeroMach Macro
' Determinación de Número Mach
,
' Acceso directo: CTRL+m
,
Dim i As Integer
For i = 94 To 445
Cells(i, 13).GoalSeek Goal:=0, ChangingCell:=Cells(i, 14)
Next i

End Sub
```

Diámetro Hidráulico

```
Sub DiametroHidraulico()
,
' DiametroHidraulico Macro
' Determinación del Diámetro Hidráulico
,
' Acceso directo: CTRL+r
,
Dim i As Integer
For i = 94 To 445
Cells(i, 48).GoalSeek Goal:=0, ChangingCell:=Cells(i, 49)
Next i

End Sub
```

Cálculo de Factor de Fricción por Colebrook

```
Sub Colebrook()
,
' Colebrook Macro
' Cálculo de la ecuación de Colebrook para el factor de fricción
,
Dim i As Integer
For i = 94 To 445
Cells(i, 58).GoalSeek Goal:=1, ChangingCell:=Cells(i, 59)
Next i

End Sub
```

Anexo A.4. Programa de análisis en estado transitorio

```

%% %%Comentarios Iniciales
%
Estudio de transferencia de calor en regimen estacionario para la pared de cámara, garganta
y escape del motor de cohete

Fecha: 06/Nov/19

Versión: 1
%

%% % Suposiciones

%
1. Temperatura de la pared es uniforme en los momentos iniciales (Todos los nodos tienen la
misma temperatura)
2. Sistema se encuentra en estado transitorio
3. Área transversal se asemeja a una pared plana de espesor constante
4. Sistema unidimensional
5. Propiedades térmicas y mecánicas se mantienen constantes.
%

clc;
clear all;
close all;

%% % Valores de Entrada

% Condiciones de inicio

Espesor_pared= 0.005;%Valor de espesor entre lado caliente y refrigerante
Temperatura_amb = 21+273.15;%Temperatura de inicio del sistema

minutos=3;
Tiempo_Estudio = 60*minutos;%Tiempo en segundos. Se multiplica la cantidad de minutos
por 60s.

alfa=1.172e-5;%Difusividad Termica (m^2/s)
emisividad_gas=0.2;
absortividad_acero=0.7;

emisividad_acero=0.17;
absortividad_keroseno=0.5;

sigma=5.67e-8;%Constante de Stefan-Boltzmann

k=400;%Conductividad Térmica
Tc=3184;

```

```

Tl=335;

h_int=1596.3;
h_ext=10171.16;

%% Valores de la malla

delta_t= 0.0001;%Valor de tiempo entre cada nodo de la malla
numero_i=Tiempo_Estudio/delta_t;

numero_M=100;%Numero de nodos en la variable x.
delta_x=Espesor_pared/(numero_M-1);%Valor de distancia entre cada nodo de la malla

%% Calculos Iniciales

Tau=(alfa*delta_t)/(delta_x^2);
Temp_GasCaliente=zeros(1,numero_i);
Temp_Refrigerante=zeros(1,numero_i);
Temp_Final=zeros(1,numero_M);

%% Criterio de Estabilidad
%
Este criterio busca lograr la estabilidad de la solución limitando el tamaño del delta_t.
%

%Primer Criterio de Estabilidad
deltat_MAX=delta_x^2/(2*alfa);

if Tau<0.5
estabilidad = true;
display('Criterio de Estabilidad 1 Correcto');
else
display('Error de operación: Criterio de Estabilidad 1 Falso');
return
end

%Segundo Criterio de Estabilidad

crit2 = 1-2*Tau-2*Tau*h_int*delta_x/k;%Criterio de Estabilidad para Transferencia en
Gas Caliente
crit3 = 1-2*Tau-2*Tau*h_ext*delta_x/k;%Criterio de Estabilidad para Transferencia en Re-
frigerante

if crit2<0
display('Criterio de Estabilidad 2 Correcto');
else
display('Error de operación: Criterio de Estabilidad 2 Falso');
return
end

```

```

    if crit3<0
display('Criterio de Estabilidad 3 Correcto');
else
display('Error de operación: Criterio de Estabilidad 3 Falso');
return
end

%% Armado de Matriz

Temperaturas=zeros(numero_i,numero_M); %Iniciación de Matriz, y definición en me-
moria.
Pos=zeros(1,numero_M);
T=zeros(1,numero_i);
Q_entrada=zeros(1,numero_i);

%Iniciación

for n=1:numero_M %Ciclo para los valores iniciales de Temperatura.
Temperaturas(1,n)=Temperatura_amb;
end

for i=1:numero_i
T(1,i)=delta_t*(i-1);
end
for i=1:numero_M
Pos(1,i)=delta_x*(i-1);
end

for t=2:numero_i
for x=1:numero_M
if x == 1 %Caso de Punto Inicial

    Temperaturas(t,x)=(1-2*Tau*(1+(h_int*delta_x/k)))* Temperaturas(t-1,x)+ (2*Tau*delta_x/k)*
(h_int*Tc+Temperaturas(t-1,x+1)* k/delta_x+absortividad_acero*emisividad_gas*sigma*(Tc^4-
Temperaturas(t-1,x)^4));
Temp_GasCaliente(1,t)=Temperaturas(t,x);
Q_entrada(1,t)=h_int*(Tc-Temperaturas(t-1,x)) + k*(Temperaturas(t-1,x+1) - Temperaturas(t-
1,x)) / delta_x+absortividad_acero*emisividad_gas*sigma*(Tc^4-Temperaturas(t-1,x)^4);

elseif x == numero_M %Caso de Punto Final
Temperaturas(t,x)=(1-2*Tau*(1+(h_ext*delta_x/k)))*Temperaturas(t-1,x)+(2*Tau*delta_x/k)*
(h_ext*Tl+ Temperaturas(t-1,x-1)*k/delta_x-absortividad_keroseno*emisividad_acero*sigma*(Temperatur
1,x)^4-Tl^4));
Temp_Refrigerante(1,t)=Temperaturas(t,x);

else %Caso de Punto Intermedio
Temperaturas(t,x)=Tau*(Temperaturas(t-1,x-1)+Temperaturas(t-1,x+1))+(1-2*Tau)*Temperaturas(t-
1,x);

```

```

end
if t == numero_i
Temp_Final(1,x)=Temperaturas(t,x);
end
end
end
display('Final de Calculo');

%% Ploteo
figure(1)
plot(T,Temp_GasCaliente,'r');
title('Relación a través del tiempo');
hold on
plot(T,Temp_Refrigerante,'b');
ylabel('Temperatura [K]')
xlabel('Tiempo [s]')
legend('Lado de Gas Caliente','Lado de refrigerante','Location','southeast');

figure(2)
%nexttile
plot(Pos,Temp_Final,'k');
title('Temperatura de la pared en el instante  $T'_{Final}$ ');
xlabel('Posición [m]')
ylabel('Temperatura [K]')

figure(3)
plot(T, Q_entrada, 'r');
title('Relación a través del tiempo');
ylabel('Flujo de Calor [ $W/m^2$ ]')
xlabel('Tiempo [s]')
xlim([00,05])

%% Final de Operación
display('Final de operación');

```