



DISEÑO DE UN SISTEMA DE PROPULSIÓN TIPO MOTOR-COHETE HÍBRIDO

ESTEBAN MAYA MUÑOZ

DIRECTOR:
JAIRO VALDES ORTIZ
ING. MECÁNICO PH.D.

ESCUELA DE INGENIERÍA MECÁNICA
FACULTAD DE INGENIERÍA
UNIVERSIDAD DEL VALLE
2015

APROBACIÓN DEL DIRECTOR

NOTA DE ACEPTACIÓN

JAIRO VALDÉS ORTIZ

Santiago de Cali, Febrero 05 de 2015.

RESUMEN

Actualmente a nivel mundial se han desarrollado investigaciones enfocadas a minimizar los costos de acceso al espacio exterior optimizando los sistemas de propulsión utilizados. En este sentido el uso de sistemas de propulsión tipo motores cohete híbridos para aplicaciones de propulsión de vehículos aeroespaciales brinda ventajas considerables respecto a los costos de implementación en comparación con los tradicionales motores cohete de propelente sólido y líquido.

En este contexto el presente proyecto desarrolló como objetivo principal el diseño térmico y mecánico de un motor cohete híbrido que sirve como acelerador para la lanzadera de satélites “FAC I”, actualmente en estudio dentro del Centro de Investigación en Tecnologías Aeroespaciales de la Fuerza Aérea Colombiana. Además se desarrolló el diseño térmico y mecánico de un motor cohete híbrido a escala que sirve como base para el futuro diseño de detalle e implementación de un laboratorio de propulsión en la Escuela de Ingeniería Mecánica de la Universidad del Valle.

Con este objetivo se estableció una metodología de diseño básico y de detalle, la cual implementa el uso de modelos analíticos y numéricos para formalizar las propuestas.

La implementación de los resultados de este proyecto podría influenciar positivamente en el desarrollo aeroespacial de nuestro país y ayuda en el fortalecimiento de los programas académicos de la Escuela de Ingeniería Mecánica de la Universidad del Valle.

TABLA DE CONTENIDO

LISTA DE FIGURAS	V
LISTA DE TABLAS	VIII
NOMENCLATURA	IX
1. INTRODUCCIÓN	1
1.1. Descripción del Proyecto.....	1
1.2. Objetivos	3
1.2.1. Objetivos generales	3
1.2.2. Objetivos específicos.....	3
1.3. Estado del Arte.....	4
1.3.1. Nivel nacional	4
1.3.2. Nivel internacional	4
1.4. Marco Teórico	8
1.4.1. Sistemas de propulsión	8
1.4.2. Fundamentos del motor cohete	9
1.4.3. Motor cohete híbrido.....	11
1.4.4. Propelentes.....	13
1.4.5. Ecuaciones de gobierno	15
1.4.6. Gasodinámica y relaciones termodinámicas.....	17
1.4.7. Termodinámica de mezclas reactivas.....	19
1.4.8. Mecánica de sólidos	20
1.4.9. Similitud y semejanza	21
2. DISEÑO CONCEPTUAL.....	24

2.1.	Requerimientos de Diseño	24
2.2.	Selección del Sistema Oxidante/Combustible	25
2.3.	Diseño Conceptual	27
2.4.	Cálculos Preliminares.....	30
3.	MODELO MATEMÁTICO.....	33
3.1.	Descripción del Modelo	33
3.2.	Tanque de Oxidante	34
3.3.	Inyector	38
3.4.	Cámara de Combustión	39
3.5.	Tobera Convergente-Divergente	43
3.6.	Transferencia de Calor	44
4.	DISEÑO TERMO-MECÁNICO	48
4.1.	Resultados Modelo Matemático	48
4.2.	Selección de Componentes.....	56
4.2.1.	Inyectores	56
4.2.2.	Aislante Térmico y sellos	57
4.2.3.	Sistema de Ignición	58
4.2.4.	Válvulas y accesorios	59
4.3.	Motor Cohete Híbrido Acelerador	62
4.4.	Evaluación Estructural.....	64
4.4.1.	Tanque de Oxidante	65
4.4.2.	Modelo Numérico Tanque de Oxidante	70
4.4.3.	Tobera Convergente-Divergente	74
4.4.4.	Modelo Numérico Tobera Convergente-Divergente	75

4.4.5. Cámara de Combustión	79
4.4.6. Modelo Numérico Cámara de Combustión	80
4.5. Motor Cohete Híbrido a Escala	86
4.5.1. Similitud y Semejanza	86
4.5.2. Modelo a Escala	89
4.5.3. Evaluación Numérica.....	90
5. CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES	97
5.1. Conclusiones.....	97
5.2. Recomendaciones.....	98
5.3. Trabajos Futuros	99
BIBLIOGRAFÍA	101
ANEXOS	105
Anexo I - Ecuaciones Fundamentales.....	105
Motor Cohete Híbrido.....	105
Conservación de la Masa	106
Teorema de Transporte de Reynolds	107
Conservación del Momentum Lineal.....	108
Conservación de la Energía.....	109
Conservación de la Energía (Versión 2)	113
Gasodinámica.....	115
Anexo II - Ficha Técnica de Accesorios Seleccionados.....	117
Anexo III - Planos de Detalle.....	131

LISTA DE FIGURAS

Figura 1.1 - Clasificación de los sistemas de propulsión (Moss & Stark, 2011).	8
Figura 1.2 - Esquema configuración general de un motor cohete híbrido.	12
Figura 1.3 - Impulso específico teórico para sistema Oxidante/HTPB (Sutton, 2001).....	15
Figura 2.1 - Esquema lanzadera de satélites “FAC I” + aceleradores.	25
Figura 2.2 - Configuración geométrica del acelerador (izquierda), configuración geométrica del motor-cohete híbrido del acelerador (derecha).	28
Figura 2.3 - Corte longitudinal cámara de combustión del acelerador.	29
Figura 2.4 - Sección transversal del grano de combustible con 7 puertos de combustión.	30
Figura 3.1 - Volúmenes de control sobre el motor-cohete híbrido.....	33
Figura 3.2 - Volumen de control tanque de oxidante.	34
Figura 3.3 - Volumen de control inyector.....	38
Figura 3.4 - Volumen de control cámara de combustión.	40
Figura 3.5 - Volumen de control tobera convergente-divergente.....	43
Figura 3.6 - Transferencia de calor en dirección radial.	46
Figura 4.1 - Diagrama de general de cálculos.....	48
Figura 4.2 - Solución numérica a propiedades termodinámicas en el tanque vs tiempo.	51
Figura 4.3 - Cambio temporal de propiedades en el MCH.	52
Figura 4.4 - Variación de la fuerza de empuje con el tiempo para el MCH.....	54
Figura 4.5 - Determinación gráfica de temperatura de llama adiabática.	55
Figura 4.6 - Válvula de bola junto con actuador.	60

Figura 4.7 - Sistema de válvulas y tuberías propuesto.....	61
Figura 4.8 - Motor Cohete Híbrido Acelerador.....	62
Figura 4.9 - Esfuerzos tanque de oxidante.....	65
Figura 4.10 - Malla modelo tanque de oxidante.	70
Figura 4.11 - Curva de convergencia modelo tanque de oxidante.	72
Figura 4.12 - Factor de seguridad modelo tanque de oxidante (vista isométrica). 73	
Figura 4.13 - Factor de seguridad modelo tanque de oxidante (vista lateral).....	73
Figura 4.14 - Tobera convergente-divergente.	74
Figura 4.15 - Malla modelo tobera convergente-divergente.	76
Figura 4.16 - Contornos de número de Mach y velocidad en la tobera.	77
Figura 4.17 - Contornos de presión en la pared de la tobera.	78
Figura 4.18 – Contornos de temperatura en la tobera.....	78
Figura 4.19 - Cámara de combustión MCH.....	79
Figura 4.20 - Malla modelo cámara de combustión.....	81
Figura 4.21 - Convergencia de malla modelo cámara de combustión.....	82
Figura 4.22 - Factor de seguridad cabeza de inyectores.	83
Figura 4.23 - Factor de seguridad carcasa metálica.	84
Figura 4.24 - Reacción agujero 2 en la cabeza de inyectores de la cámara de combustión.	85
Figura 4.25 - Relación oxidante combustible vs tiempo característico.	87
Figura 4.26 - Cámara de combustión MCH a escala, $\lambda = 5$	89
Figura 4.27 - Malla modelo cámara de combustión a escala.	91
Figura 4.28 - Convergencia de malla cámara de combustión modelo a escala. ...	92
Figura 4.29 - Factor de seguridad cabeza de inyectores modelo a escala.	93

Figura 4.30 - Factor de seguridad carcasa metálica modelo a escala.	94
Figura 4.31 - Factor de seguridad en la tobera y retenedor modelo a escala.	95
Figura 4.32 - Resultados fuerza de reacción en agujeros para pernos modelo a escala.	95

LISTA DE TABLAS

Tabla 1.1 – Comparación de parámetros entre motores cohete de propelente sólido, híbrido y líquido (Macklin & Grainger, 2003).	13
Tabla 2.1 – Propiedades físicas de polímeros utilizados como combustible (Chiaverini & Kuo, 2007), (Gascoin & Gillard, 2011).....	26
Tabla 2.2 – Propiedades físicas del óxido nitroso (Air Liquide, 2013).....	27
Tabla 4.1 – Flujo de calor y temperaturas en la cámara de combustión.	55
Tabla 4.2 – Conductividad térmica Superwool Plus Paper (ASTM C-201).....	57
Tabla 4.3 – Propiedades mecánicas aleación de aluminio 2014-T6 (MatWeb Material Property Data, Matweb Alclad Aluminum 2014-T6, 2014)	68
Tabla 4.4 – Propiedades mecánicas aleación de aluminio 5052-H38 (MatWeb Material Property Data, MatWeb, Aluminum 5052-H38, 2014)	69
Tabla 4.5 - Condiciones modelo tanque de oxidante	71
Tabla 4.6 – Propiedades mecánicas grafito POCO ZXF-5Q (MatWeb Material Property Data, Matweb Poco Graphite ZXF-5Q Industrial Grade Graphite, 2014).....	75
Tabla 4.7 - Condiciones modelo tobera convergente-divergente	76
Tabla 4.8 – Propiedades mecánicas aleación Incoloy MA956 (MatWeb Material Property Data, Matweb INCOLOY® Alloy MA 956, 2014)' (Special Metals, 2014).....	79
Tabla 4.9 - Materiales modelo cámara de combustión	80
Tabla 4.10 - Condiciones modelo cámara de combustión.....	81
Tabla 4.11 – Resultados fuerza de reacción en la cabeza de inyectores.....	84
Tabla 4.12 - Condiciones modelo cámara de combustión a escala	91
Tabla 4.13 – Resultados reacciones pernos cámara de combustión a escala	96

NOMENCLATURA

Símbolos

A_c	Área de combustión
a	Coeficiente balístico
$\vec{b}$	Vector de fuerzas de cuerpo
c	Velocidad efectiva de salida
c^*	Velocidad característica
c_p	Calor específico a presión constante
$\bar{c}_p$	Calor específico molar a presión constante
c_v	Calor específico a volumen constante
d_p	Diámetro de puertos de combustión
D	Diámetro exterior grano de combustible
$\vec{D}$	Tensor tasa de deformación
E	Módulo de elasticidad
F	Empuje
g_o	Aceleración de la gravedad
G	Flujo másico por unidad de área
h	Entalpía específica
h_o	Entalpía específica total o de estancamiento
h_c	Coeficiente convectivo de transferencia de calor
Δh_v	Entalpía de vaporización
$\bar{h}$	Entalpía molar
$\bar{h}_f^o$	Entalpía de formación molar

$\Delta \bar{h}$	Cambio de entalpia sensible o entalpia sensible
	Impulso especifico
	Coeficiente isentrópico
	Conductividad térmica
	Coeficiente de descarga
	Longitud de puertos de combustión
	masa
$\dot{m}$	Flujo másico
	Masa molar
	Coeficiente balístico exponencial
	Factor de seguridad
	Factor de seguridad ante carga
	Factor de seguridad ante fluencia
	Factor de seguridad de la unión
$\hat{n}$	Vector unitario normal a la superficie
	Número de puertos de combustión
	Presión
	Presión total o de estancamiento
	Presión parcial
	Presión de vapor
	Diferencia de presión
$\vec{Q}$	Vector de flujo de calor por unidad de área
	Vector flujo de calor

Q	Caudal
r	Radio
r_p	Radio de puertos de combustión
$\dot{r}$	Tasa de regresión
R	Constante de gas ideal
R_u	Constante universal de gas ideal
$\dot{R}$	Tasa de generación de calor
S	Área superficial
S_y	Resistencia a la fluencia
S_u	Resistencia ultima
t	tiempo
t_w	Espesor de capa de combustible no consumido
T	Temperatura
T_o	Temperatura total o de estancamiento
u	Energía interna específica
$\vec{v}$	Vector velocidad
V	Volumen
x	Distancia axial
β	Coeficiente de flujo
ε	Deformación infinitesimal
ϑ	Volumen específico
κ	Energía cinética por unidad de masa
λ	Factor de escala geométrico
μ	Viscosidad dinámica

Coeficiente de Poisson
Número pi aproximado a 3.
Densidad
Tensor de esfuerzos
Esfuerzo efectivo de Von Mises
Esfuerzo principal 1, 2 o 3
Tensor de esfuerzos cortantes
Relación oxidante combustible
Relación oxidante combustible

Subíndices

Inicial
Combustible o final
Modelo a escala
Prototipo real
Oxidante
Oxidante en estado líquido
Oxidante en estado gaseoso
Helio
Tanque de oxidante
Cámara de combustión
Propiedades al interior del tanque de oxidante
Propiedades en la entrada al inyector
Propiedades en la entrada a la cámara de combustión
Propiedades en la entrada a la tobera

Propiedades en la garganta de la tobera

Propiedades en la salida de la tobera

mezcla

superficial

Equivalente

Oxidó nitroso

Agua

Punto A

Punto B

Tangencial

Axial

Abreviaciones

Número adimensional de Reynolds

Número adimensional de Nusselt

Número adimensional de Prandtl

Número adimensional de Mach

HTPB Hidróxido de poli-butadieno

HDPE Polietileno de alta densidad

PS Poliestireno

PP Polipropileno

PMMA Polimetil-metacrilato

CAPÍTULO I

1. INTRODUCCIÓN

1.1. Descripción del Proyecto

El desarrollo humano siempre ha estado influenciado por los medios de transporte y sus sistemas de propulsión. En el milenio pasado existió una fuerte influencia por parte de la navegación en el desarrollo y el comercio del mundo. Así mismo en el siglo XX los vehículos con motor de combustión interna y las aeronaves revolucionaron el transporte. De esta misma manera los sistemas de propulsión desarrollados en el siglo XXI y la utilización del espacio exterior para la investigación científica o con fines comerciales han empezado a cambiar la manera en que nos transportamos e incluso, nuestras vidas diarias. Desde los teléfonos celulares, internet, noticias y la mayoría por no decir toda la tecnología de nuestro mundo actual está relacionada con satélites que requieren un sistema de propulsión adecuado capaz de poner un vehículo aeroespacial y su carga útil en órbita.

Los motores cohetes son sistemas de propulsión que obtienen su fuerza de empuje mediante la combustión de propelentes en estado líquido o sólido en una cámara de combustión y la posterior aceleración de los gases de combustión mediante una tobera. Un motor cohete híbrido (MCH) se define como un motor cohete en el cual uno de los dos propelentes (oxidante o combustible) se encuentra en fase líquida y el otro se encuentra en fase sólida (Sutton, 2001).

El presente proyecto trabaja en el diseño térmico y mecánico de un sistema de propulsión tipo motor cohete híbrido que funciona como acelerador (Booster) y suple las necesidades adicionales de empuje requeridas por la lanzadera de satélites “FAC I” que actualmente se encuentra en desarrollo en el Centro de Investigación en Tecnologías Aeroespaciales (CITAE) de la Fuerza Aérea Colombiana (FAC). Además se desarrollan los conceptos de diseño térmico y mecánico de un modelo a escala del sistema de propulsión que sirva como diseño base para el futuro diseño de detalle,

construcción e implementación de un laboratorio de propulsión en la Escuela de Ingeniería Mecánica de la Universidad del Valle.

El desarrollo de este tipo de tecnología representa un avance para el país en el área de la ingeniería aeroespacial y se suma como un adelanto tecnológico de vanguardia a los proyectos realizados, como el desarrollo de la lanzadera de satélites de órbita baja “FAC I”, el pico-satélite “Libertad I” desarrollado en la Universidad Sergio Arboleda (EFE, 2013) y las diferentes versiones de los cohetes “Anikaa I - VII” desarrollados en la Universidad de los Andes (PUA, 2009).

En el ámbito internacional se encuentran Universidades que en los últimos diez años han desarrollado este tipo de tecnología mediante programas que incluyen el diseño y construcción de laboratorios, como la Universidad Técnica de Múnich (Alemania) (Zeiner, 2012), la Universidad de Purdue (USA) (Tsohas & Appel, 2009) y la Universidad de Hokkaido (Japón) (Nagata & Ito, 2006). Las últimas dos reportan también el diseño y la construcción de vehículos aeroespaciales utilizando MCH para posicionar pequeños experimentos en órbita.

Finalmente se hace necesario resaltar que, contar con el diseño base de un laboratorio de propulsión en motores cohetes híbridos, da pie para que la Escuela de Ingeniería Mecánica fortalezca el programa de maestría en Ingeniería Aeroespacial y en un futuro cuente con un laboratorio de vanguardia a nivel mundial para el desarrollo de esta tecnología.

1.2. Objetivos

1.2.1. *Objetivos generales*

- Diseño térmico y mecánico de un sistema de propulsión tipo motor cohete híbrido para la lanzadera de satélites de órbita baja “FAC I” que supla las necesidades de empuje requeridas.
- Diseño térmico y mecánico de un sistema de propulsión tipo motor cohete híbrido a escala que sirva como diseño básico para un futuro laboratorio de propulsión en la Escuela de Ingeniería Mecánica de la Universidad del Valle.

1.2.2. *Objetivos específicos*

- Definir la configuración general del sistema de propulsión y del modelo a escala.
- Seleccionar un sistema combustible/oxidante apropiado para la aplicación.
- Cuantificar las cargas ejercidas sobre los dos sistemas a diseñar.
- Realizar el cálculo de resistencia mecánica de los componentes para los sistemas diseñados.
- Seleccionar los accesorios necesarios para el funcionamiento de los sistemas de propulsión (válvulas, tuberías, reguladores, etc.).
- Realizar los planos de detalle de los sistemas diseñados.

1.3. Estado del Arte

A pesar que la idea de los MCH fue concebida desde 1937, fue tan solo hasta la década de los sesenta que se construyó satisfactoriamente un modelo con una eficiencia de combustión aceptable (Krishnan, 2002). La principal motivación para el desarrollo de esta tecnología fue la seguridad que presenta durante la manufactura y operación del combustible, el cual no representa riesgos de explosión.

Después de una pausa en el desarrollo de este tipo de sistemas por más de dos décadas algunas investigaciones han venido apareciendo desde la década de los noventa.

1.3.1. *Nivel nacional*

Hasta la fecha no existe registro de que esta tecnología haya sido desarrollada en el país. Aunque en Colombia se ha trabajado un poco en el diseño de motores cohete, estos estudios son pocos y se limitan a los tradicionales de propelentes líquidos o de propelentes sólidos.

1.3.2. *Nivel internacional*

A nivel internacional las investigaciones tomaron rumbo de nuevo en la década de los noventa y se enfocaron en:

- Minimizar los costos de desarrollo sin mayores pérdidas en el impulso específico.
- Desarrollar sistemas con características de operación más seguras.
- Generar productos de combustión más amigables con el medio ambiente.

Como es de esperarse la mayoría de los desarrollos en MCH provienen de Estados Unidos y estos están enfocados principalmente hacia cohetes de sondeo, lanzaderas de satélites, micro-satélites y aplicaciones de defensa (Krishnan, 2002).

National Aeronautics and Space Administration (NASA)

1990-1994 El programa JIRAD (Joint Government/Industry Independent Research and Development Program) trabajó en temas relacionados con los MCH como las características de la tasa de regresión, eficiencia y estabilidad en la combustión y la respuesta de los materiales en la tobera.

Durante este programa se trabajó con diferentes motores utilizando Poli-butadieno Hidróxido -Terminado (HTPB) como combustible y oxígeno gaseoso (GOX) como oxidante alcanzando niveles de empuje desde los 4500N hasta los 13400N.

1994-1995 Con el objetivo de desarrollar MCH para aplicaciones de vuelo a gran escala nació el proyecto HyTOP (Hybrid Technology Option Project) el cual dio como resultado el desarrollo del motor H-250K.

1995-1999 Como continuación del proyecto HyTOP se genera el programa HPDP (Hybrid Propulsion Demonstration Program) dirigido por la NASA y la industria Estadounidense, realizando trabajo conjunto para el desarrollo de un acelerador (Booster) híbrido para aplicaciones de lanzaderas al espacio. El programa incluyó pruebas estáticas de modelos a escala con HTPB como combustible y oxígeno líquido como oxidante (LOX), vuelos de muestra, y tres pruebas estáticas a escala real de un motor cohete con un empuje de 1.1MN.

1999 Nasa junto con Lockheed Martin Astronautics desarrollaron motores para las etapas superiores de vehículos espaciales reutilizables, satélites y micro-satélites por la necesidad de sistemas de propulsión más económicos con los cuales se pudiesen realizar maniobras y cambios de órbita (Krishnan, 2002).

American Rocket Company (AMROC)

1990-1995 Las contribuciones de AMROC en el desarrollo de la tecnología para MCH fueron de gran importancia. La compañía se enfocó en desarrollar motores para su uso comercial en etapas propulsivas de cohetes y en 1993 realizó pruebas con HTPB y LOX para el desarrollo de un motor de 1.1MN de empuje. Realizó avances en los métodos

de fundición del grano de combustible e identificó que un mal proceso de fundición en este conllevaba a inestabilidades en la combustión. AMROC también desarrolló motores que utilizaban óxido nitroso (N_2O) como oxidante y generaban empujes hasta de 0.18MN (Krishnan, 2002).

SpaceDev's

1997-2006 Después de adquirir todas las patentes de AMROC en 1998 la empresa dedicada al diseño y construcción de sistemas aeroespaciales para micro-satélites ha trabajado en el desarrollo de MCH con fines comerciales. Entre sus proyectos más importantes está el desarrollo de los MCH que se utilizan en el vehículo espacial comercial de Virgin Galactic, SpaceshipOne y SpaceshipTwo. También ha desarrollado MCH para ser utilizados como aceleradores (Boosters) para los vehículos aeroespaciales de bajo costo Streaker (Macklin & Grainger, 2003).

Universidades a Nivel Mundial

1993-1998 Instituto Tecnológico de la India (Krishnan, 2002)

- Estudios para la mejora en las tasas de regresión mediante la variación geométrica del grano para sistemas GOX/HTPB.

1994-1998 Universidad de Purdue (Krishnan, 2002)

- Diseño y optimización de los aceleradores (Boosters) del vehículo Titán usando un sistema LOX/HTPB.
- Ensayos experimentales utilizando H_2O_2 /Polietileno como combustible.
- Desarrollo de sistemas de ignición consumibles.

1995 Instituto Nacional de Técnica Aeroespacial (España) (Krishnan, 2002)

- Estudio sobre potencial uso de sistemas de propulsión MCH para lanzaderas de pequeños satélites.

1996-2000 Instituto Tecnológico de Israel (Krishnan, 2002)

- Estudios sobre los efectos de escala para MCH.

1997-2000 Universidad de Standford (Krishnan, 2002)

- Investigación en el comportamiento transitorio en MCH.

1998-2000 Universidad de New Orleans (Krishnan, 2002)

- Estudios numéricos sobre el comportamiento transitorio en MCH.

2002-2005 Universidad de Hokkaido (Japón) (Nagata & Ito, 2006)

- Desarrollo del programa para el diseño de un nuevo MCH con el objetivo de crear un mercado para los pequeños experimentos espaciales.
- Desarrollo de un MCH a escala tipo CAMUI (Cascade Multistage Impinging-jet) para acelerar la transferencia de calor al combustible y ser utilizado como laboratorio de pruebas.
- (2004-2005) vuelos de prueba para demostrar la efectividad del sistema propuesto.

2006-2009 Universidad de Purdue (Tsohas & Appel, 2009)

- Desarrollo del programa para el estudio en tecnología de MCH que sirve como base para el desarrollo de vehículos aeroespaciales capaces de llevar pequeños experimentos a más de 100km.
- Desarrollo de un MCH a escala utilizado como laboratorio de pruebas con sistema Peróxido de Hidrógeno (H_2O_2) como oxidante y Polietileno de baja densidad (LDPE) como combustible.
- (2009) Vuelo exitoso de la primera generación de un vehículo aeroespacial propulsado mediante un MCH de sistema H_2O_2 /LDPE.

2010-2013 Universidad Técnica de Múnich (Alemania) (Zeiner, 2012)

- Desarrollo de un MCH a escala utilizado como laboratorio de pruebas con sistema óxido nitroso (N_2O) como oxidante y HTPB como combustible.
- Desarrollo de modelos numéricos validados mediante experimentación.

1.4. Marco Teórico

En esta sección se presentarán los conceptos utilizados para comprender el desarrollo del proyecto. Inicialmente se introducen los diferentes sistemas de propulsión tipo de motor cohete, después se describen a mayor profundidad los motores cohetes híbridos, sus componentes y se muestra una comparación entre los diferentes sistemas de propelentes utilizados. Además se incluyen los principios físicos que se utilizan para calcular las propiedades termodinámicas del fluido de trabajo.

1.4.1. *Sistemas de propulsión*

Un sistema de propulsión se puede definir como un sistema encargado de cambiar el estado de movimiento o de reposo de un cuerpo respecto a un sistema de referencia establecido. En la Figura 1.1 se muestra un esquema con la clasificación de los diferentes sistemas de propulsión utilizados para vehículos aeroespaciales, y se observa que el sistema de propulsión que se trabajó en este proyecto es un motor cohete térmico, químico, de propelente híbrido.

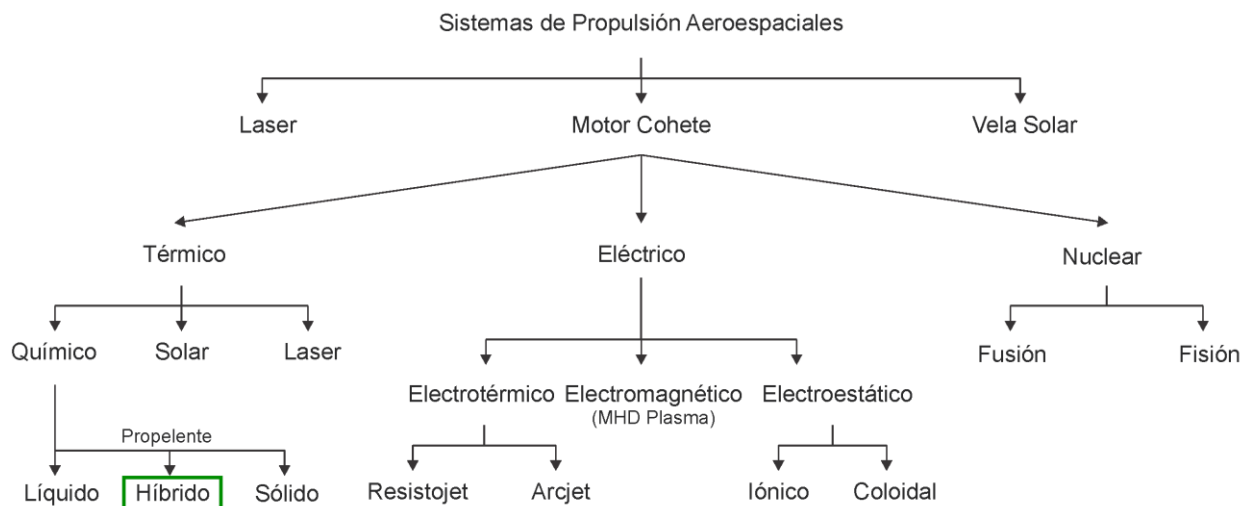


Figura 1.1 - Clasificación de los sistemas de propulsión (Moss & Stark, 2011).

1.4.2. Fundamentos del motor cohete

El empuje es la fuerza producida por un sistema de propulsión que actúa sobre un vehículo. De manera sencilla se puede ver como la reacción que experimenta un cuerpo debido a expulsión de materia a alta velocidad, en el caso de un motor cohete la expulsión de los productos de combustión por la tobera.

Para el cálculo del empuje que experimenta un vehículo aeroespacial es necesario tener en cuenta el cambio en el momentum lineal del vehículo, lo cual genera la primera componente de la ecuación (1.1) y se denomina empuje por momentum.

La diferencia de presiones dentro de la cámara de combustión de un motor cohete y el medio ambiente añade una segunda componente al empuje que experimenta el vehículo la cual se denomina empuje por presión. Por lo tanto se calcula el empuje como

$$F = \dot{m}v + (p - p_{amb})A \quad (1.1)$$

Debido a que a la salida de la tobera la velocidad no es uniforme en toda la sección transversal y el perfil de velocidades es difícil de medir experimentalmente, se utiliza un concepto de gran importancia que es la velocidad efectiva de salida, la cual representa la velocidad equivalente promedio a la cual los propelentes son expulsados de la tobera y está definida como

$$c = v + \frac{(p - p_{amb})}{\dot{m}}A = I_s g_0 \quad (1.2)$$

En donde el impulso específico I_s es un parámetro de importancia cuando se quiere cuantificar el rendimiento de un sistema de propulsión, y está definido como el impulso total por unidad de peso de propelente. Dado el flujo másico $\dot{m}$ de propelente y la aceleración de la gravedad g_0 se puede determinar el impulso específico como

$$I_s = \int_0^t \frac{F}{\dot{m} g_0} dt \quad (1.3)$$

El valor numérico del impulso específico tiene unidades de segundos en cualquier sistema de unidades sin embargo esto no representa un tiempo transcurrido, sino una fuerza por unidad de flujo de peso (Sutton, 2001).

Tanto el impulso específico como la velocidad efectiva de salida pueden ser usados como parámetros para medir el rendimiento de un sistema de propulsión. En la literatura Rusa generalmente se utiliza la velocidad efectiva de salida (c) (Sutton, 2001).

La tasa de regresión es la tasa a la cual se consume el combustible cambiando su fase desde el estado sólido al gaseoso. En (Marxman & Wooldridge, 1963) se establece que de manera general la tasa de regresión de un MCH se puede determinar utilizando la cinética de la reacción entre la fase gaseosa y la sólida o por la transferencia de calor debida a la convección y radiación desde la llama. La naturaleza de la combustión en los MCH, en donde el combustible que se vaporiza desde el grano se debe mezclar y reaccionar con oxidante que fluye sobre el grano de combustible, sugiere que el último mecanismo usualmente tiene mayor importancia en el proceso de combustión. Esto quiere decir que la tasa de regresión es controlada predominantemente por la gasodinámica de la capa límite turbulenta que se genera en la superficie del combustible sólido (Marxman & Wooldridge, 1963).

Los resultados de estudios anteriores muestran que en sistemas híbridos puros (en donde no hay oxidante pre-mezclado con el combustible sólido) la cinética de la reacción es de importancia secundaria sobre aproximadamente todo el rango de presiones de interés y por lo tanto puede ser ignorada para propósitos prácticos (Marxman & Gilbert, 1963).

Basados en la teoría considerada por Marxman (Marxman & Wooldridge, 1963) (Marxman & Gilbert, 1963) y considerando un balance de energía en el grano de

combustible (Sutton, 2001) deriva una expresión para la tasa de regresión en MCH como

$$\dot{r} = 0.036 \frac{G^{0.8}}{\rho_f} \left(\frac{\mu}{x} \right)^{0.2} \beta^{0.23} \quad (1.4)$$

Donde G representa el flujo másico por unidad de área a una distancia x , ρ_f es la densidad del combustible sólido, μ es la viscosidad de los gases de combustión y β es el coeficiente de flujo.

La ecuación (1.4) se simplifica reuniendo la distancia, viscosidad, densidad y coeficiente de flujo en un solo parámetro a y el exponente que acompaña el flujo másico por unidad de área como n con el objetivo de realizar cálculos de diseño preliminares. Por lo tanto (Sutton, 2001) establece que se puede determinar la tasa de regresión para un sistema oxidante combustible específico como

$$\dot{r} = a G_{ox}^n \quad (1.5)$$

Donde a y n son denominados comúnmente como los coeficientes balísticos, estos se obtienen mediante experimentación ya que dependen de cada sistema oxidante combustible específico y G_{ox} representa el flujo másico de oxidante por unidad de área.

La tasa de regresión $\dot{r}$ es el parámetro más estudiado e importante de los MCH, ya que el impulso generado es directamente proporcional al flujo másico que sale por la tobera y entre mayor sea la tasa de regresión del sistema, mayor es este flujo másico. En consecuencia para una mayor tasa de regresión se genera un mayor empuje.

1.4.3. Motor cohete híbrido

Un motor cohete híbrido se define como un motor cohete en el cual uno de los propelentes se encuentra en estado líquido y el otro en estado sólido. Estos sistemas se componen generalmente de oxidante líquido y combustible sólido (Greatrix, 2012).

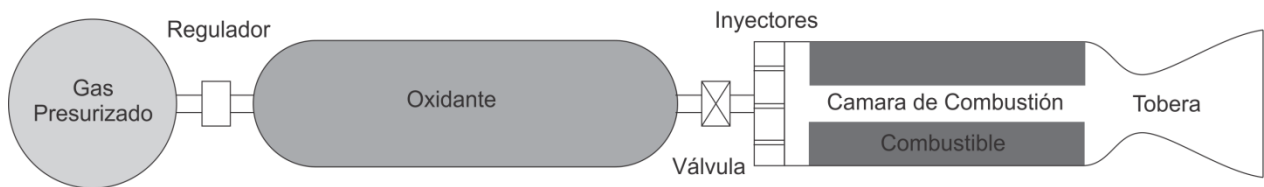


Figura 1.2 - Esquema configuración general de un motor cohete híbrido.

En la Figura 1.2 se muestra un esquema de la configuración general de un MCH en donde se identifica el sistema de presurización que se compone de un tanque que contiene un gas inerte y se encarga de suministrar la presión necesaria al tanque de oxidante para que este pueda ser inyectado en la cámara de combustión. El sistema de inyección de oxidante cuenta, con el tanque de almacenamiento de oxidante, válvulas e inyectores. Posteriormente se puede observar la cámara de combustión en donde el oxidante y combustible se mezclan e inicia la combustión generando gases que se aceleran a grandes velocidades en la tobera del sistema.

Las principales ventajas del uso de MCH son:

- Mayor seguridad durante la fabricación, el almacenamiento y la operación sin ninguna posibilidad de explosión.
- Comparado con los motores cohete de propelente sólido (MCS), el combustible de los MCH es menos sensible a grietas e imperfecciones.
- Comparado con los motores cohete de propelente líquido (MCL), utilizan menos de la mitad de los dispositivos del sistema de alimentación de oxidante. Lo cual se refleja en mayor confiabilidad del sistema.
- Capacidad de apagado y re-encendido.
- Costos del sistema relativamente bajos
- Mayor impulso específico que los MCS y mayor impulso específico por unidad de densidad que los MCL.
- Habilidad para variar el empuje del motor en un amplio rango.

A pesar de las ventajas nombradas en estos sistemas también existen algunas desventajas:

- La relación de mezcla varía incluso en operación de estado estacionario lo cual produce también una variación en el impulso específico.
- Menores eficiencias de combustión (0.93 – 0.97) comparado con MCS y MCL.
- Mayor volumen del sistema y menor impulso específico por unidad de densidad que los MCS.
- Tasas de regresión de combustible menores a las de los MCS.

La Tabla 1.1 muestra una comparación de los parámetros más importantes entre motores cohete de propelente sólido, híbrido y líquido.

Tabla 1.1 – Comparación de parámetros entre motores cohete de propelente sólido, híbrido y líquido (Macklin & Grainger, 2003).

Factor	Sólido	Híbrido	Líquido
Capacidad de apagado y re-encendido	No	Si	Si
Gases de combustión no-tóxicos	No	Si	A veces
Facilidad de transporte y almacenamiento	No	Si	Si
Costo de lanzamiento	Moderado	Bajo	Alto
Costo de manufactura	Moderado	Bajo	Alto
Se puede escalar	Si	Si	No
Impulso específico	Bueno	Bueno	Excelente
Uso de propelentes no explosivos	No	Si	Se puede

1.4.4. *Propelentes*

Propelente es el nombre con el cual se denomina a las sustancias que reaccionan en la cámara de combustión para liberar su energía química, la cual es transformada en energía cinética mediante la tobera. Así que tanto el combustible como el oxidante se denominan propelentes.

En aplicaciones para MCH es común utilizar polímeros como combustibles, por ejemplo el Polimetil-metacrilato (PMMA), Poliestireno (PS), Poliuretano (PU), Polietileno de alta densidad (HDPE), y polímeros basados en el Polibutadieno como el Polibutadieno Hidróxido - Terminado (HTPB) y el Ácido Acrílico de Polibutadieno (PBAA). El HTPB ha sido el combustible más utilizado y estudiado para MCH hasta el momento (Chiaverini & Kuo, 2007). Por otro lado en los últimos años se han utilizado ceras de base parafina

como la SASOL 0907 las cuales han demostrado tasas de regresión de tres a cuatro veces mayores a las de los polímeros tradicionales (Geneviève, 2013).

Otra alternativa para incrementar la tasa de regresión de los combustibles poliméricos utilizados es incluir partículas de aluminio (Al), litio (Li), y magnesio (Mg) para aumentar la transferencia de calor por radiación hacia el combustible y así mismo el impulso específico (Sutton, 2001).

Con respecto a los oxidantes se han caracterizado diferentes sustancias que generan valores de impulso específico hasta de 380s al combinarlas con HTPB como combustible, como se muestra en la Figura 1.3. Entre ellas se encuentran mezclas de flúor con oxígeno líquido (FLOX), Oxígeno (O_2), tetraóxido de dinitrógeno (N_2O_4), peróxido de hidrógeno (H_2O_2) y óxido nitroso (N_2O). Vale la pena anotar que las sustancias que mayor impulso específico generan tienen complicaciones adicionales ya que la combustión con F_2O genera gases tóxicos y el O_2 líquido es un oxidante criogénico.

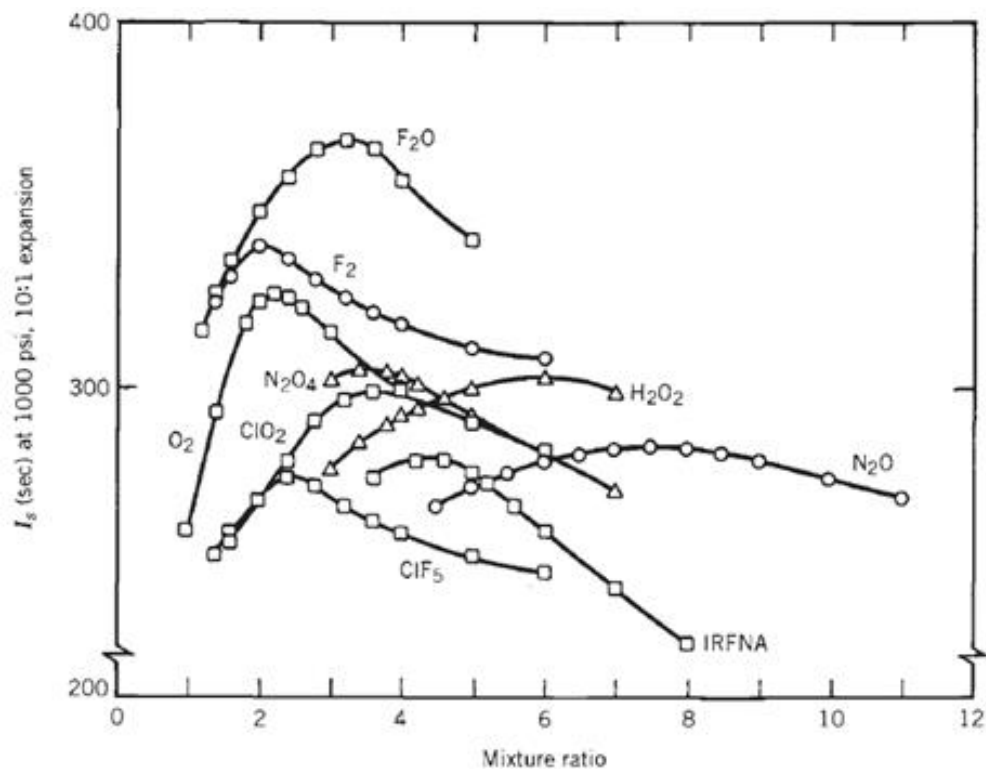


Figura 1.3 - Impulso específico teórico para sistema Oxidante/HTPB (Sutton, 2001).

1.4.5. Ecuaciones de gobierno

Al igual que en todos los sistemas que se rigen mediante la mecánica del medio continuo existen unas ecuaciones de gobierno generales que se cumplen basándose en la suposición de continuo. Estas son: la ecuación de conservación de la masa, de conservación de la cantidad de movimiento lineal y la ecuación de conservación de la energía.

Las ecuaciones que se presentan a continuación se basan en derivaciones realizadas a partir del material presentado en la literatura (Dantzing, 2001), (Pritchard, 2011). (Ver Anexo I - Ecuaciones Fundamentales).

Conservación de la Masa:

$$\int_V \frac{\partial \rho}{\partial t} dV + \oint_S \rho \vec{v} \cdot \hat{n} dS = 0 \quad (1.6)$$

Donde el primer término representa el cambio temporal de la masa al interior del volumen de control V y el segundo es el flujo másico neto a través de la superficie cerrada S .

Conservación del Momentum Lineal

$$\int_V \frac{\partial \rho \vec{v}}{\partial t} dV + \oint_S \rho \vec{v} \vec{v} \cdot \hat{n} dS = \oint_S \vec{\sigma} \cdot \hat{n} dS + \int_V \rho \vec{b} dV \quad (1.7)$$

En el lado izquierdo de la ecuación, el primer término representa el cambio temporal de la cantidad de movimiento lineal al interior del volumen de control V , el segundo es el flujo de cantidad de movimiento lineal neto a través de la frontera cerrada S . En el lado derecho, el primer término es la sumatoria de todas las fuerzas de superficie que actúan y el segundo es la sumatoria de todas las fuerzas de cuerpo que actúan en el sistema.

Conservación de la Energía

$$\int_V \frac{\partial \rho u}{\partial t} dV + \oint_S h \rho \vec{v} \cdot \hat{n} dS = \oint_S -\vec{q} \cdot \hat{n} dS + \int_V \rho \dot{R} dV + \int_V \vec{\tau} : \vec{D} dV \quad (1.8)$$

En el lado izquierdo de la ecuación, el primer término representa el cambio temporal de la energía interna al interior del volumen de control V , el segundo término representa el flujo neto de entalpía a través de la frontera cerrada S . En el lado derecho, el primer término es el flujo de calor neto a través de la frontera, el segundo es la tasa de generación interna de calor (la fuente puede ser por combustión, calentamiento por

inducción, entre otras.), y por último el tercer término representa el trabajo realizado por la componente desviada del esfuerzo (en la mayoría de los casos esfuerzos cortantes).

Vale la pena notar que en la deducción de esta ecuación la componente de energía cinética en el sistema se elimina con una componente del trabajo que realiza las fuerzas de superficie y el trabajo realizado por las fuerzas de cuerpo.

Sin embargo la ecuación de la conservación de la energía se puede escribir de otra manera que es totalmente equivalente a la anterior pero que se utiliza más frecuentemente en la mecánica de fluidos.

$$\begin{aligned} \int_V \frac{\partial}{\partial t} \rho(u + \kappa) dV + \oint_S (h_o) \rho \vec{v} \cdot \hat{n} dS \\ = \oint_S (-\vec{q} + (\vec{\tau} \cdot \vec{v})) \cdot \hat{n} dS + \int_V \rho \dot{R} + \rho \vec{b} \cdot \vec{v} dV \end{aligned} \quad (1.9)$$

En donde en el lado izquierdo de la ecuación, el primer término representa el cambio temporal de la energía interna y la energía cinética al interior del volumen de control V , el segundo término representa el flujo neto de entalpía total (entalpía de estancamiento) a través de la frontera cerrada S . En el lado derecho, el primer término es el flujo de calor neto más el trabajo realizado por la componente desviada del esfuerzo neto a través de la frontera, el segundo es la tasa de generación interna de calor más el trabajo realizado por las fuerzas de cuerpo.

1.4.6. Gasodinámica y relaciones termodinámicas

Dado que en el interior de la cámara de combustión y la tobera de un motor cohete existen cambios termodinámicos del fluido de trabajo, es necesario contar con unas herramientas básicas que permitan analizar cualquier dispositivo que use expansión termodinámica de gases para calcular parámetros de operación como presiones, temperaturas y geometría de la tobera para un requerimiento específico.

El concepto más importante para desarrollar esta teoría es el concepto de “cohete ideal” tal como se plantea en (Sutton, 2001). Bajo este concepto se desarrollan ecuaciones teóricas cuasi-unidimensionales, que son una simplificación del flujo tridimensional y el comportamiento aero-termodinámico real. Para propulsión de cohetes químicos el rendimiento real medido está usualmente desviado hasta un 6% del rendimiento ideal calculado (Sutton, 2001).

El cohete ideal se modela como un proceso isentrópico con un gas ideal como fluido de trabajo en donde la relación de calores específicos a presión y volumen constante se conoce como el coeficiente isentrópico k .

Cuando un fluido alcanza el reposo de manera isentrópica se obtienen las máximas propiedades termodinámicas que se conocen como propiedades totales o de estancamiento. Las más utilizadas son la presión y temperatura de estancamiento y se definen como

$$P_o = P + \frac{1}{2} \rho v^2 \quad (1.10)$$

$$T_o = T + \frac{1}{2} \frac{v^2}{C_p} \quad (1.11)$$

Las siguientes relaciones se establecen entre dos puntos de un flujo isentrópico.

(Ver Anexo I - Ecuaciones Fundamentales).

$$\frac{T_1}{T_2} = \left(\frac{P_1}{P_2} \right)^{\frac{k-1}{k}} = \left(\frac{v_2}{v_1} \right)^{k-1} \quad (1.12)$$

Mediante la teoría gasodinámica se obtiene una relación para la variación del área en una tobera convergente-divergente dependiente del número de Mach y el coeficiente isentrópico.

$$\frac{A_1}{A_2} = \frac{Ma_2}{Ma_1} \sqrt{\left(\frac{1 + \left(\frac{k-1}{2}\right) Ma_1^2}{1 + \left(\frac{k-1}{2}\right) Ma_2^2} \right)^{\frac{k+1}{k-1}}} \quad (1.13)$$

1.4.7. Termodinámica de mezclas reactivas

Las mezclas generadas en la combustión son mezclas gaseosas de múltiples componentes.

Estas mezclas no son inertes y bajo condiciones adecuadas de presión y temperatura reaccionan químicamente. Dado que el motor cohete es una máquina que utiliza los gases generados de una combustión para generar una fuerza de empuje, es apropiado describir algunos conceptos básicos de la termodinámica de mezclas gaseosas y combustión.

En la termodinámica de mezclas suele ser conveniente trabajar con propiedades termodinámicas molares, las cuales se representan mediante una barra encima y son definidas por unidad de *kmol*.

Para propiedades energéticas como la energía interna, la entalpía, entropía, al igual que para los calores específicos a presión y volumen constantes, teniendo en cuenta la ley de Gibbs-Dalton (Date, 2011) se pueden expresar las propiedades molares de la mezcla como la sumatoria de la propiedad molar de cada componente por su fracción molar.

$$\bar{\psi}_{mix} = \sum_j x_j \bar{\psi}_j \quad (1.14)$$

Donde ψ es una de las propiedades mencionadas por ejemplo entalpía molar y x es la fracción molar de cada componente en la mezcla.

En los sistemas reactivos la entalpía molar de una especie en particular a una temperatura T se define como (Date, 2011)

$$\bar{h}_j = \bar{h}_{f,j}^o(T_{ref}) + \Delta\bar{h}_{s,j}(T) \quad (1.15)$$

En donde $\bar{h}_{f,j}^o(T_{ref})$ se conoce como la entalpía de formación, la cual está definida a condiciones estándar ($T_{ref} = 25^\circ\text{C}$, $P_{ref} = 1\text{atm}$) y $\Delta\bar{h}_{s,j}(T)$ es la entalpía sensible o cambio de entalpía sensible y representa el cambio de entalpía necesario para llevar una especie de T_{ref} hasta T (Date, 2011).

$$\Delta\bar{h}_{s,j}(T) = \int_{T_{ref}}^T \bar{c}_{p,j} dT \quad (1.16)$$

En donde el calor específico a presión constante es función de la temperatura. Se debe tener en cuenta que para sustancias formadas sin reacción alguna $\bar{h}_{f,j}^o(T_{ref}) = 0$. Estas sustancias pueden ser por ejemplo N_2 , H_2 , O_2 y demás que se formen naturalmente (Date, 2011).

La máxima temperatura que pueden alcanzar los gases de combustión se conoce como la temperatura de llama adiabática y se alcanza en un sistema donde no hay flujo de calor hacia o fuera de este (adiabático), la combustión es completa (equilibrio químico) y la mezcla está en la relación estequiométrica (Greatrix, 2012).

1.4.8. Mecánica de sólidos

En situaciones que implican esfuerzos combinados actuando sobre un mismo punto es conveniente definir un esfuerzo efectivo que represente la combinación de esfuerzos. De esta manera se define el esfuerzo efectivo de Von Mises σ' como el esfuerzo de tensión uniaxial que crearía la misma energía de distorsión que la combinación real de esfuerzos aplicados (Norton, 2011). Esta definición permite tratar casos de esfuerzos combinados como si fueran el resultado de una carga de tensión pura y así comparar contra esfuerzos de fluencia obtenidos a partir de ensayos de tensión uniaxial.

Dados los esfuerzos principales $\sigma_1, \sigma_2, \sigma_3$ en un punto, se escribe el esfuerzo equivalente de Von Mises para el caso tridimensional como

$$\sigma' = \sqrt{\sigma_1^2 + \sigma_2^2 + \sigma_3^2 - \sigma_1\sigma_2 - \sigma_2\sigma_3 - \sigma_1\sigma_3} \quad (1.17)$$

Para el caso bidimensional (con $\sigma_2 = 0$)

$$\sigma' = \sqrt{\sigma_1^2 + \sigma_3^2 - \sigma_1\sigma_3} \quad (1.18)$$

De otra forma, dado un sistema coordenado cartesiano xyz , se puede escribir el esfuerzo equivalente de Von Mises para el caso tridimensional como

$$\sigma' = \sqrt{\sigma_x^2 + \sigma_y^2 + \sigma_z^2 - \sigma_x\sigma_y - \sigma_y\sigma_z - \sigma_x\sigma_z + 3\tau_{xy}^2 + 3\tau_{yz}^2 + 3\tau_{xz}^2} \quad (1.19)$$

Para el caso bidimensional

$$\sigma' = \sqrt{\sigma_x^2 + \sigma_y^2 - \sigma_x\sigma_y + 3\tau_{xy}^2} \quad (1.20)$$

Para efectos de diseño es conveniente incluir un factor de seguridad N en los cálculos de modo que el estado de esfuerzos para un punto este en un límite seguro dentro del esfuerzo admisible por el material. Por lo tanto se debe cumplir que el esfuerzo de fluencia del material S_y sea mayor o igual al esfuerzo efectivo multiplicado por el factor de seguridad N .

$$S_y \geq N\sigma' \quad (1.21)$$

1.4.9. Similitud y semejanza

Para realizar un modelo a escala que represente el motor real (o prototipo) es necesario tener en cuenta unos conceptos de similitud y semejanza.

Aspectos Geométricos

El primer parámetro de similitud que se debe cumplir es la similitud geométrica. Esto significa que se debe conservar una relación constante entre las dimensiones del

prototipo y el modelo a escala. Esta relación se define como el factor de escala geométrico λ .

Efectos de Transporte

Por otro lado los fenómenos de transporte que acompañan la combustión en un MCH afectan el patrón de flujo, la capa límite y la transferencia de calor.

El parámetro más importante que domina las condiciones de flujo al interior del MCH es el Número de Reynolds. La similitud de las condiciones de flujo se puede alcanzar al igualar los Números de Reynolds en el prototipo (subíndice p) y el modelo a escala (subíndice m) (Chiaverini & Kuo, 2007).

$$Re_p = \frac{\rho v_p D_p}{\mu} = Re_m = \frac{\rho v_m D_m}{\mu} \quad (1.22)$$

Efectos Químicos

Dado que el sistema es un sistema reactivo, se debe mantener una similitud en la química del problema igualando las relaciones oxidante combustible del prototipo y el modelo a escala.

$$O/F_p = O/F_m$$

Diferentes combinaciones de oxidante y combustible presentan diferentes relaciones estequiométricas y diferentes calores de combustión o calor generado durante la combustión. Dada la complejidad del proceso de combustión se hace un requerimiento evidente que tanto el sistema oxidante combustible como la relación oxidante combustible promedio deben ser una constante en los dos sistemas (Chiaverini & Kuo, 2007).

Efectos Térmicos

Mantener la similitud en los efectos térmicos implica mantener propiedades físicas similares en cada punto del continuo. Para esto se deben asegurar constancia en los Números de Nusselt y Prandtl (Chiaverini & Kuo, 2007).

$$Nu_p = \frac{h_p D_p}{\lambda_p} = Nu_m = \frac{h_m D_m}{\lambda_m} \quad (1.23)$$

$$Pr_p = \frac{\mu_p c_{p_p}}{\lambda_p} = Pr_m = \frac{\mu_m c_{p_m}}{\lambda_m} \quad (1.24)$$

Efectos de Compresibilidad

Mantener la similitud entre los efectos de compresibilidad se expresa mediante la constancia del Número de Mach para todos los puntos del continuo. Con $Ma = v/\sqrt{kRT}$, esta similitud se establece cuando existe similitud en los campos de velocidad y temperatura (Chiaverini & Kuo, 2007).

CAPÍTULO II

2. DISEÑO CONCEPTUAL

2.1. Requerimientos de Diseño

Como se explicó en el planteamiento del problema el motor cohete híbrido debe funcionar como acelerador para la lanzadera de satélites FAC I supliendo las necesidades de empuje adicionales requeridas. De esta manera el Centro de Investigación en Tecnologías Aeroespaciales (CITAE) establece que la configuración de la lanzadera de satélites utilizará dos aceleradores con un diámetro exterior máximo de 0.48 m y una longitud máxima de 4.8 m , así mismo el empuje generado por cada acelerador deberá ser de 7.5 kN para un tiempo de vuelo no menor a los 120 s .

En la Figura 2.1 se observa un esquema de la configuración geométrica de la lanzadera de satélites y los aceleradores.

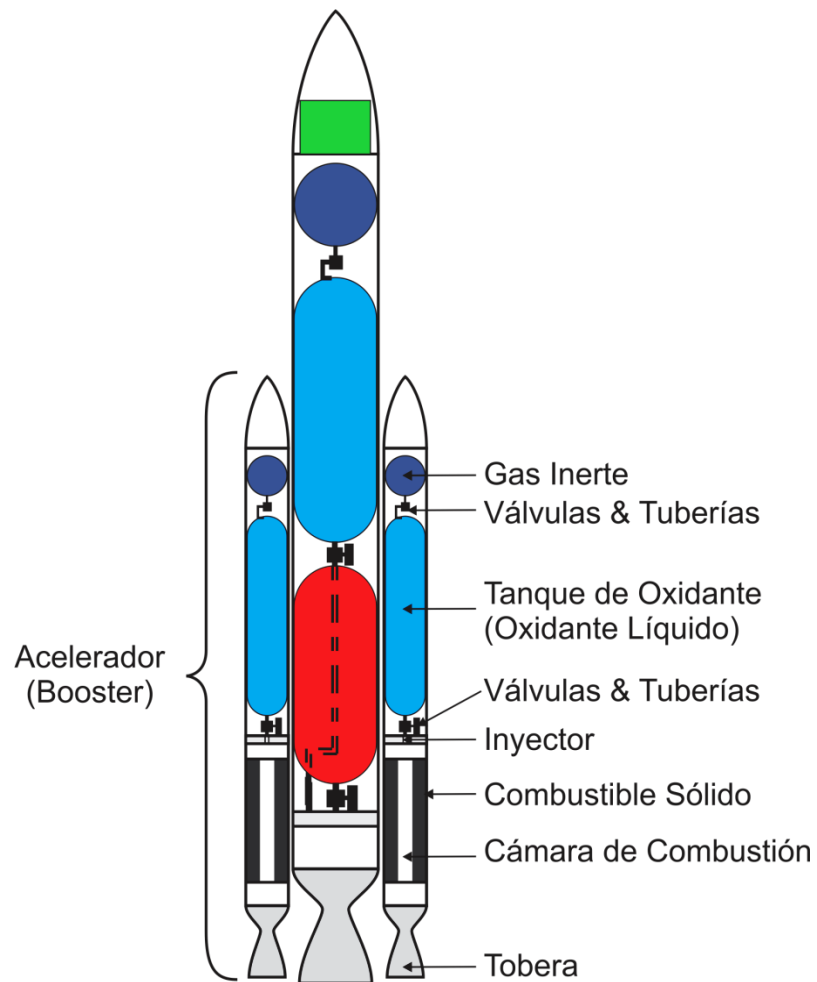


Figura 2.1 - Esquema lanzadera de satélites “FAC I” + aceleradores.

2.2. Selección del Sistema Oxidante/Combustible

Ambos propelentes (oxidante y combustible) serán escogidos teniendo en cuenta parámetros de seguridad, manejabilidad, costo, toxicidad y peso específico.

En la Tabla 2.1 se presentan las propiedades físicas a condiciones estándar de algunos de los polímeros más utilizados como combustible en MCH.

Tabla 2.1 – Propiedades físicas de polímeros utilizados como combustible (Chiaverini & Kuo, 2007), (Gascoin & Gillard, 2011).

Combustible		PMMA	HDPE	PS	PP	HTPB
Fórmula Química		$(C_5O_2H_8)_n$	$(C_2H_4)_n$	$(C_8H_8)_n$	$(C_3H_6)_n$	$(C_4H_6)_n(OH)_2$
Densidad	$\rho [kg/m^3]$	1190	960	1120	950	890
Capacidad Calorífica Específica	$C [J/kg K]$	1420	1850	1250	1900	2900
Tasa de Regresión (950 K)	$\dot{r} [mm/s]$	0.01-1	0.4	-	0.02	0.35
Conductividad Térmica	$k_c [W/m^2 K]$	0.19	0.4	0.03	0.15	0.14
Temperatura de Fusión	$T_m [K]$	450	415	510	420	420
Módulo de Young	$E [GPa]$	1.8-3.1	0.8	3-3.6	1.5-2	0.0016

En materia de combustible el polietileno de alta densidad (HDPE) y el hidróxido de poli-butadieno (HTPB) presentan tasas de regresión similares (Gascoin & Gillard, 2011) y a pesar que el HTPB presenta una mayor capacidad calorífica que el HDPE se utilizara el HTPB como combustible ya que existe mayor documentación sobre este en la literatura y además es un polímero de bajo costo, buena manejabilidad y no es tóxico.

Respecto al oxidante, se descartan sustancias que generen gases de combustión tóxicos como el óxido de flúor (F_2O) y las mezclas de flúor y oxígeno líquidos (FLOX). De igual manera se descarta el uso de oxígeno puro (O_2) ya que en estado líquido es criogénico y esto genera incrementos en los costos del sistema y en estado gaseoso incrementa la fracción másica del acelerador (por su baja densidad) lo que genera la necesidad de utilizar tanques de oxidante de mayor volumen.

Por lo tanto se escoge el óxido nitroso (N_2O) como oxidante ya que es una sustancia que no genera gases de combustión tóxicos, es de fácil manipulación (utilizado en hospitales), se puede almacenar en estado líquido a temperatura ambiente lo que lo hace una sustancia no criogénica.

Otra gran ventaja de utilizar óxido Nitroso como oxidante es que es una sustancia auto-presurizante, esto quiere decir que a medida que sale óxido nitroso del tanque su presión de vapor cae por debajo de la presión en el tanque de almacenamiento generando burbujas de gas en el líquido que se encargan de mantener el tanque

presurizado (Ewig, 2009), por esta razón no se hace necesario el uso de un sistema de presurización con gas inerte, lo que disminuye el peso muerto del acelerador y el costo del mismo.

Tabla 2.2 – Propiedades físicas del óxido nitroso (Air Liquide, 2013).

Óxido Nitroso (N ₂ O)		
Peso Molecular	[<i>kg/kmol</i>]	44.013
Temperatura de Fusión	[°C]	- 91
Temperatura de Ebullición (@1.013bar)	[°C]	- 88.5
Densidad (@1.013bar)	[<i>kg/m³</i>]	1222.6
Presión de Vapor (@20°C)	[<i>bar</i>]	58.5
Viscosidad (@1.013bar y 0°C)	[<i>Poise</i>]	0.000136
Calor Específico Isobárico	[<i>kJ/mol K</i>]	0.038
Coeficiente Isentrópico	[–]	1.302

Ya definido el sistema oxidante combustible es necesario para el cálculo del funcionamiento del MCH la determinación de los coeficientes balísticos a y n , los cuales como se había mencionado con anterioridad se determinan experimentalmente. En (Geneviève, 2013) se reportan coeficientes experimentales para el sistema HTPB-N₂O de $a = 0.094 \times 10^{-3}$ y $n = 0.325$, utilizados para el cálculo de la tasa de regresión en *m/s* usando un flujo másico por unidad de área dado en *kg/m²s*.

2.3. Diseño Conceptual

En esta sección se presenta el diseño geométrico conceptual del acelerador, el cual se basa en el pre-dimensionamiento de las partes del sistema utilizando como parámetros de entrada el volumen de combustible y oxidante necesarios para cumplir los requerimientos de empuje.

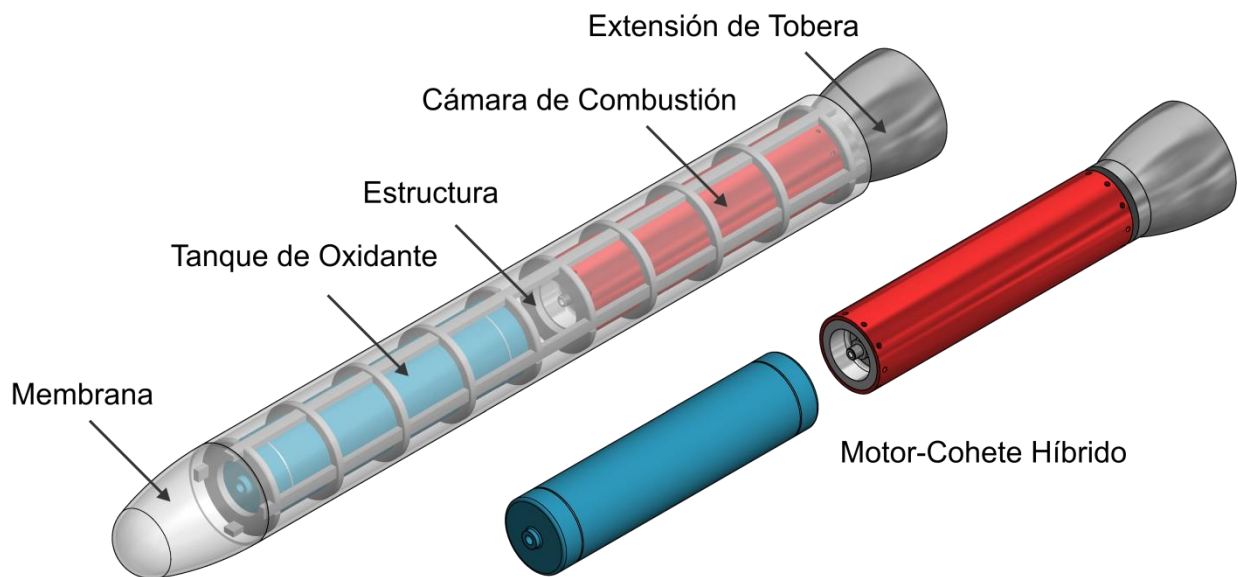


Figura 2.2 - Configuración geométrica del acelerador (izquierda), configuración geométrica del motor-cohete híbrido del acelerador (derecha).

Como se observa en la Figura 2.2, de forma general el acelerador está compuesto de:

- *Fuselaje*: Este elemento contiene la membrana o piel del acelerador que tiene una geometría aerodinámica con el objetivo de reducir la fuerza de arrastre generada durante el desplazamiento en la atmósfera. Además contiene la estructura interna que mantiene los otros elementos en posición y debe soportar las cargas aerodinámicas e inerciales que se generan sobre el acelerador.
- *Tanque de Oxidante*: Elemento que almacena el oxidante durante el vuelo. Es un recipiente sometido a una alta presión interna.
- *Cámara de Combustión*: Es un elemento también sometido a alta presión interna en donde se genera la combustión entre el oxidante y el combustible. Además debe ser capaz de soportar las altas temperaturas que se generan durante la combustión. En la Figura 2.3 se observa en mayor detalle las piezas que la conforman.

- *Tobera Convergente-Divergente*: Elemento que se encarga de expandir y acelerar los gases de combustión hasta velocidades supersónicas.

Vale la pena resaltar que dentro de los alcances del proyecto está el diseño de detalle de los componentes que conforman el motor-cohete híbrido, por lo tanto el diseño de detalle de la estructura y la membrana del acelerador se desarrollarán en trabajos futuros.

En la Figura 2.3 se puede ver con mayor detalle un esquema de las partes que componen la cámara de combustión en un MCH. A partir de la sección transversal y la longitud del puerto de combustible se pre-dimensionan los demás componentes de la cámara de combustión teniendo en cuenta que el sistema cumpla con los requerimientos geométricos pre-establecidos.

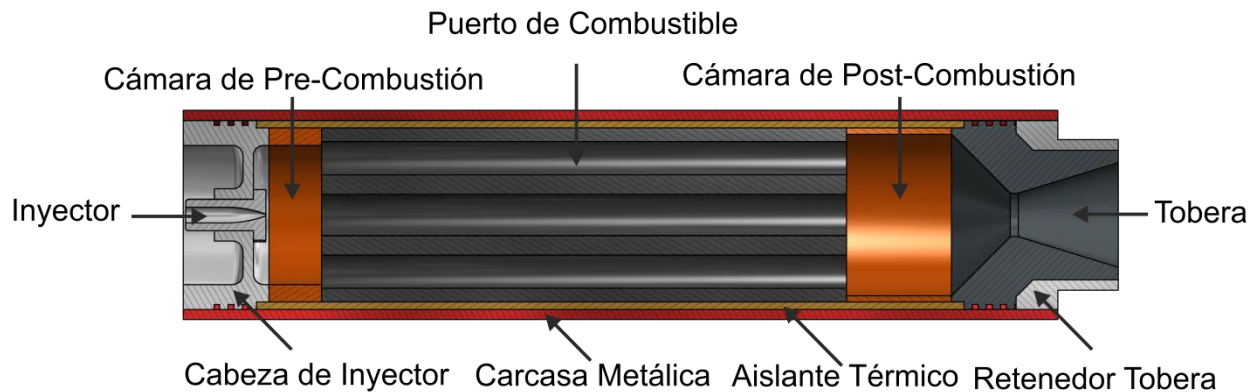


Figura 2.3 - Corte longitudinal cámara de combustión del acelerador.

Dado que el empuje generado por un MCH es directamente proporcional al área disponible para la combustión, se puede disminuir la longitud del puerto de combustible (con el objetivo de hacer la cámara de combustión lo más corta posible) aumentando la sección transversal de los puertos de combustión. Por lo tanto se decidió implementar

un grano de combustible con sección transversal de siete puertos cilíndricos como se muestra en la Figura 2.4

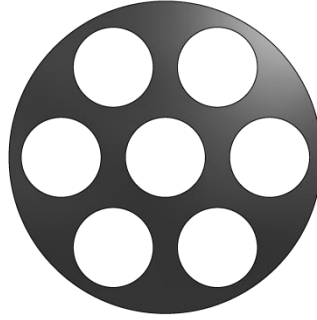


Figura 2.4 - Sección transversal del grano de combustible con 7 puertos de combustión.

2.4. Cálculos Preliminares

La derivación de las ecuaciones que se presentan a continuación se incluye en los anexos del documento (ver Anexo I - Ecuaciones Fundamentales).

Si se analizan las ecuaciones fundamentales de los MCH, se puede encontrar que en el grano de combustible el radio de cada puerto de combustión r_p varia con el tiempo y esta variación corresponde a la tasa de regresión $\dot{r}$.

$$\dot{r} = \frac{dr_p}{dt} = a \left(\frac{\dot{m}_{ox}}{\pi n_p r_p^2} \right)^n \quad (2.1)$$

El radio de cada puerto de combustión se puede determinar para un tiempo dado como

$$r_p = \left[a(2n + 1) \left(\frac{\dot{m}_{ox}}{\pi n_p} \right)^n t + r_{p_i}^{2n+1} \right]^{\frac{1}{2n+1}} \quad (2.2)$$

En donde r_{p_i} es el radio inicial de cada puerto de combustión, n_p es el número de puertos de combustión en el grano de combustible, a y n son los denominados coeficientes balísticos y $\dot{m}_{ox}$ el flujo másico de oxidante propuesto por el diseñador.

Utilizando la ecuación (2.2) se re-escribe la ecuación (2.1) como

$$\dot{r} = a \left(\frac{\dot{m}_{ox}}{\pi n_p} \right)^n \left[a(2n+1) \left(\frac{\dot{m}_{ox}}{\pi n_p} \right)^n t + r_{p_i}^{2n+1} \right]^{\frac{-2n}{2n+1}} \quad (2.3)$$

De la ecuación anterior se puede determinar la tasa de regresión promedio en el tiempo de vuelo establecido y es esta se utilizó como parámetro de entrada en el cálculo geométrico del MCH.

Además se puede expresar el flujo másico de combustible $\dot{m}_f$ y la relación oxidante/combustible Φ para un tiempo t de la siguiente manera

$$\dot{m}_f = \rho_f 2\pi n_p L_p a \left(\frac{\dot{m}_{ox}}{\pi n_p} \right)^n \left[a(2n+1) \left(\frac{\dot{m}_{ox}}{\pi n_p} \right)^n t + r_{p_i}^{2n+1} \right]^{\frac{1-2n}{2n+1}} \quad (2.4)$$

$$\Phi = \frac{1}{2\rho_f L_p a} \left(\frac{\dot{m}_{ox}}{\pi n_p} \right)^{1-n} \left[a(2n+1) \left(\frac{\dot{m}_{ox}}{\pi n_p} \right)^n t + r_{p_i}^{2n+1} \right]^{\frac{2n-1}{2n+1}} \quad (2.5)$$

De la ecuación (2.5) se puede determinar la relación oxidante/combustible promedio utilizada para el cálculo geométrico del MCH.

Utilizando las ecuaciones (1.1) y (1.2) se obtiene la ecuación (2.6), de la cual se puede determinar el empuje instantáneo F generado para un sistema oxidante/combustible establecido.

$$F = \dot{m}c = \dot{m}_f(1 + \Phi)I_s g_0 = \dot{r} \rho_f L_p n_p \pi d_p (1 + \Phi) I_s g_0 \quad (2.6)$$

El diámetro exterior del grano de combustible se determina a partir del diámetro final del puerto de combustión, además es necesario definir un espesor t_w que representa el espesor de la capa de combustible que no se consume durante la combustión, teniendo en cuenta la geometría propuesta para el grano de combustible, se puede hallar el diámetro exterior del grano como la suma de tres diámetros finales de los puertos de combustión más cuatro espesores de la capa de combustible que no se consume.

$$D = 3d_{p_f} + 4t_w \quad (2.7)$$

También se puede determinar la masa de combustible consumido como

$$m_f = \rho_f V_f = \rho_f \frac{\pi}{4} n_p L_p (d_{p_f}^2 - d_{p_i}^2) \quad (2.8)$$

Dados un flujo másico de oxidante y el tiempo de vuelo mínimo deseado se puede determinar la cantidad de masa de oxidante requerida y así el volumen del tanque de oxidante.

$$V_{ox} = \frac{\dot{m}_{ox} t_f}{\rho_{ox}} \quad (2.9)$$

Además, utilizando la geometría de un tanque cilíndrico con cabezas semiesféricas para el tanque de oxidante se puede hallar la longitud total necesaria para contener el oxidante como

$$L_{Tox} = \frac{V_{ox}}{\pi r^2} + \frac{2}{3}r \quad (2.10)$$

Todos los cálculos se realizaron utilizando un código generado en MATLAB™ el cual se compone de diferentes funciones que se unen para calcular las propiedades del sistema. Un diagrama general del código utilizado se muestra en la Figura 4.1.

CAPÍTULO III

3. MODELO MATEMÁTICO

3.1. Descripción del Modelo

El modelo para estudiar el comportamiento de un motor cohete híbrido depende del sistema oxidante/combustible con el cual se trabaja, de manera general el sistema se puede descomponer en cuatro diferentes volúmenes de control, como se muestra en la Figura 3.1, los cuales se acoplan para obtener el comportamiento general del sistema.

El volumen de control I representa el tanque de oxidante y la válvula de control, teniendo en cuenta que el óxido nitroso es una sustancia auto-presurizante; en este se modela el proceso de vaciado desde el tanque de oxidante y el cambio de las propiedades termodinámicas del óxido nitroso al interior del tanque. En el volumen de control II se modela el flujo de oxidante a través del inyector. En el volumen de control III se modela el proceso de combustión en la cámara de combustión, teniendo en cuenta una combustión estequiométrica. Finalmente en el volumen de control VI se modela el flujo de gases de combustión en la tobera y las propiedades termodinámicas de este para obtener parámetros geométricos de la tobera.

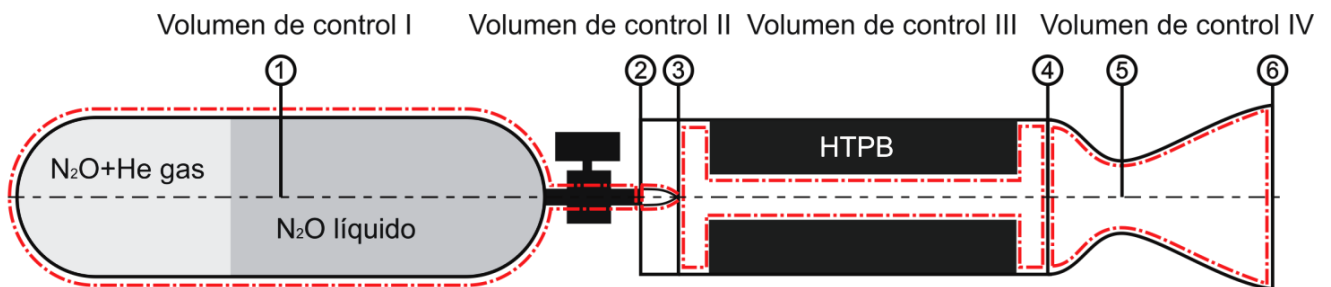


Figura 3.1 - Volúmenes de control sobre el motor-cohete híbrido.

3.2. Tanque de Oxidante

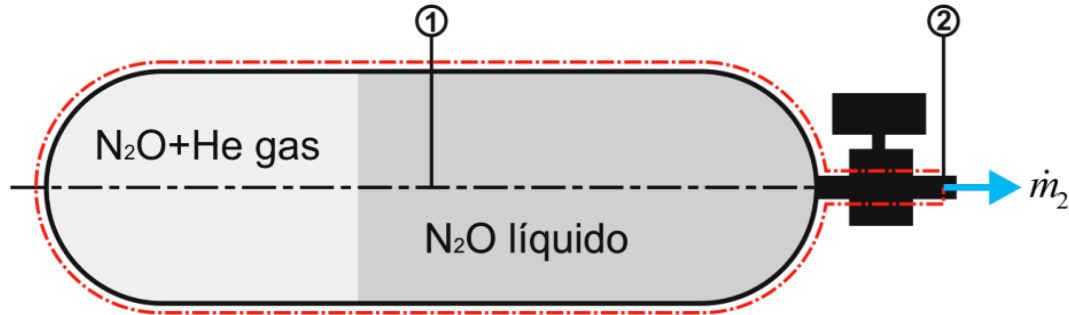


Figura 3.2 - Volumen de control tanque de oxidante.

Para este sub-sistema se asumió que:

- Durante el proceso de vaciado la temperatura y la presión dentro del tanque son uniformes por lo tanto para cada instante de tiempo existe equilibrio termodinámico en todo el recipiente.
- Las paredes del tanque son consideradas adiabáticas y se encuentran en equilibrio termodinámico con el contenido del tanque en todo momento.
- La fase gaseosa se modela como gas ideal donde no existen interacciones moleculares.
- El equilibrio entre la fase líquida y gaseosa se basa en la ley de Raoult, la cual utiliza las presiones de vapor de los componentes puros para encontrar la presión de vapor de la mezcla (Fernandez, 2009).

A continuación se plantean las ecuaciones de conservación de masa y energía para el sistema contenido en el volumen de control.

Simplificando la ecuación de conservación de masa y teniendo en cuenta que la integral se puede representar como una suma de términos se obtiene:

$$\int_V \frac{\partial \rho}{\partial t} dV + \oint_S \rho \vec{v} \cdot \hat{n} dS = 0 \quad (3.1)$$

$$\frac{d}{dt}(m_{ox,g} + m_{ox,l}) + \dot{m}_2 = 0 \quad (3.2)$$

Donde $m_{ox,g}$ y $m_{ox,l}$ representan las masas de óxido nítrico en estado gaseoso y en estado líquido que se encuentran dentro del tanque respectivamente y $\dot{m}_2$ es el flujo másico que sale del tanque a través de la válvula de control.

El flujo másico a través del inyector se modeló utilizando una ecuación dada por el catálogo (BETE, 2013) de donde se escoge el inyector seleccionado.

$$\dot{m}_2 = \rho_{ox,l} K \sqrt{(P_T - P_{cc})} \quad (3.3)$$

En la ecuación (3.3) K representa el coeficiente de descarga registrado en el catálogo. La densidad del fluido que pasa a través del inyector se representa por $\rho_{ox,l}$. Además P_T y P_{cc} son la presión en el tanque de oxidante y la presión en la cámara de combustión respectivamente. Finalmente se expresa la conservación de la masa como

$$\frac{dm_{ox,g}}{dt} + \frac{dm_{ox,l}}{dt} = -\rho_{ox,l} K \sqrt{(P_T - P_{cc})} \quad (3.4)$$

Simplificando la ecuación de conservación de la energía y representando la integral de igual manera que el caso anterior se obtiene:

$$\int_V \frac{\partial \rho u}{\partial t} dV + \oint_S h \rho \vec{v} \cdot \hat{n} dS = 0 \quad (3.5)$$

$$\begin{aligned} \frac{d}{dt}(m_T u_T) + \frac{d}{dt}(m_{He} u_{He}) + \frac{d}{dt}(m_{ox,g} u_{ox,g}) + \frac{d}{dt}(m_{ox,l} u_{ox,l}) \\ - \dot{m}_s(u_{ox,l} + P_T \vartheta_{ox,l}) = 0 \end{aligned} \quad (3.6)$$

Donde m_T y u_T representan la masa del tanque y la energía interna del tanque. Utilizando la ecuación de continuidad (3.2) y la regla de la cadena, se reorganiza la ecuación y se obtiene:

$$\begin{aligned}
& \frac{dT_T}{dt} \left(m_T \frac{\partial u_T}{\partial T_T} + m_{He} \frac{\partial u_{He}}{\partial T_T} + m_{ox,g} \frac{\partial u_{ox,g}}{\partial T_T} + m_{ox,l} \frac{\partial u_{ox,l}}{\partial T_T} \right) \\
& = \frac{dm_{ox,g}}{dt} (h_{ox,l} - u_{ox,g}) + \frac{dm_{ox,l}}{dt} (h_{ox,l} - u_{ox,l})
\end{aligned} \tag{3.7}$$

Teniendo en cuenta que la derivada parcial de la energía interna con respecto a la temperatura es el calor específico a volumen constante $c_v = \frac{\partial u}{\partial T}$, que la entalpía de un fluido es la suma de la energía interna y la energía de presión de un fluido $h = u + Pv$, y que la entalpía de vaporización es la diferencia de entalpías entre la fase gaseosa y la fase líquida de una sustancia $\Delta h_v = h_g - h_l$ se obtiene:

$$\begin{aligned}
& \frac{dT_T}{dt} (m_T c_{vT} + m_{He} c_{He} + m_{ox,g} c_{vox,g} + m_{ox,l} c_{vox,l}) \\
& = \frac{dm_{ox,g}}{dt} (R_{ox} T_T - \Delta h_v) + \frac{dm_{ox,l}}{dt} P_T \vartheta_{ox,l}
\end{aligned} \tag{3.8}$$

Tomando la mezcla de óxido nitroso y helio en estado gaseoso se puede escribir la ley de Raoult y la ecuación de estado de gases ideales como

$$P_1 = P_{ox}^\circ = P_{ox}^* \frac{n_g}{n_{ox,g}} \tag{3.9}$$

$$P_1 = \frac{n_g R_u T_1}{V_T - m_{ox,l} \vartheta_{ox,l}} \tag{3.10}$$

Donde P_{ox}^* es la presión de vapor del óxido nitroso n_g es el número de moles totales en la mezcla de gases (N_2O+He) y $n_{ox,g}$ es el número de moles del óxido nitroso en la mezcla.

Al igualar las presiones en las ecuaciones (3.9) y (3.10) se obtiene la ecuación (3.11).

$$P_{ox}^* \frac{n_g}{n_{ox,g}} = \frac{n_g R_u T_T}{V_T - m_{ox,l} \vartheta_{ox,l}} \tag{3.11}$$

Derivando la ecuación (3.11) respecto al tiempo y teniendo en cuenta la regla de la cadena para las propiedades que dependen de la temperatura se obtiene:

$$\begin{aligned} \frac{dT_T}{dt} \left(\frac{\partial P_{ox}^*}{\partial T_T} (V_T - m_{ox,l} v_{ox,l}) - \frac{\partial v_{ox,l}}{\partial T_T} P_{ox}^* m_{ox,l} - m_{ox,g} R_{ox} \right) \\ = \frac{dm_{ox,g}}{dt} R_{ox} T_T + \frac{dm_{ox,l}}{dt} P_{ox}^* \vartheta_{ox,l} \end{aligned} \quad (3.12)$$

Con las ecuaciones (3.4),(3.8) y (3.12) se encuentra un sistema de 3 ecuaciones diferenciales con 3 incógnitas dT_T/dt , $dm_{ox,g}/dt$, $dm_{ox,l}/dt$ el cual se resuelve expresándolo de manera matricial como:

$$\begin{bmatrix} 0 & 1 & 1 \\ a_2 & -a_3 & -a_4 \\ a_5 & -a_6 & -a_7 \end{bmatrix} \frac{d}{dt} \begin{bmatrix} T_T \\ m_{ox,g} \\ m_{ox,l} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} a_1 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (3.13)$$

Donde

$$\begin{aligned} a_1 &= -\rho_{ox,l} K \sqrt{(P_T - P_{cc} - \Delta P)} \\ a_2 &= m_T c_{vT} + m_{He} c_{He} + m_{ox,g} c_{vox,g} + m_{ox,l} c_{vox,l} \\ a_3 &= R_{ox} T_T - \Delta h_v \\ a_4 &= P_T \vartheta_{ox,l} \\ a_5 &= \frac{\partial P_{ox}^*}{\partial T_T} (V_T - m_{ox,l} v_{ox,l}) - \frac{\partial v_{ox,l}}{\partial T_T} P_{ox}^* m_{ox,l} - m_{ox,g} R_{ox} \\ a_6 &= R_{ox} T_T \\ a_7 &= P_{ox}^* \vartheta_{ox,l} \end{aligned} \quad (3.14)$$

3.3. Inyector

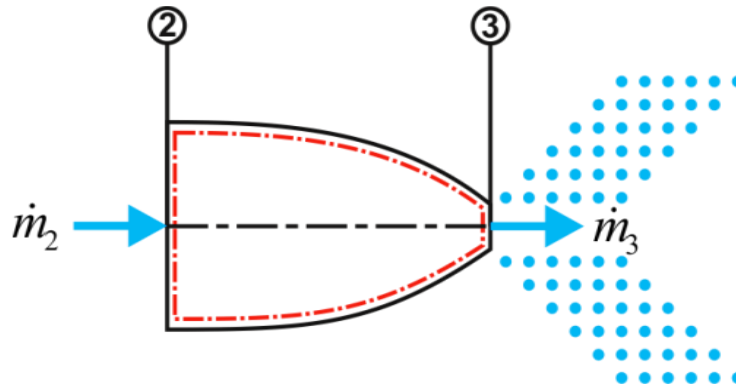


Figura 3.3 - Volumen de control inyector.

Para modelar el flujo a través del inyector se asumió:

- Flujo estacionario.
- Las paredes del inyector son adiabáticas.
- Fluido se modela como un fluido ideal, no-viscoso e incompresible.
- No hay reacciones químicas o fuentes de generación de calor al interior del inyector.

Para el volumen de control del inyector escribimos las ecuaciones de conservación de masa y energía.

La ecuación de conservación de masa se plantea como:

$$\oint_S \rho \vec{v} \cdot \hat{n} dS = 0 \quad (3.15)$$

$$\rho_{ox,l} v_2 A_2 = \rho_{ox,l} v_3 A_3 \quad (3.16)$$

$$v_3 = v_2 \left(\frac{A_2}{A_3} \right) \quad (3.17)$$

La ecuación de conservación de la energía se plantea como:

$$\oint_S (h + \kappa) \rho \vec{v} \cdot \hat{n} dS = 0 \quad (3.18)$$

$$\dot{m}_3(h_3 + \kappa_3) = \dot{m}_2(h_2 + \kappa_2) \quad (3.19)$$

Dado que los cambios de temperatura esperados en el inyector son pequeños se puede expresar la entalpía como $h = C_p T$, también se utilizó el resultado de la conservación de la masa para escribir la ecuación (3.21).

$$C_p T_3 + \frac{1}{2} v_3^2 = C_p T_2 + \frac{1}{2} v_2^2 \quad (3.20)$$

$$T_3 = T_2 + \frac{v_2^2}{2C_p} \left(1 - \left(\frac{A_2}{A_3} \right)^2 \right) \quad (3.21)$$

El óxido nitroso se expande en la salida del inyector hasta su fase gaseosa por lo tanto se asumió que la presión de salida es la presión de saturación del óxido nitroso $P_3 = P_{sat}@T_3$.

3.4. Cámara de Combustión

La intención de modelar la cámara de combustión es determinar la temperatura máxima a la que podría estar sometida esta pieza, por lo tanto y a pesar de que la relación oxidante combustible no es constante en el tiempo de vuelo se plantea el modelo bajo la relación oxidante combustible en proporción estequiométrica.

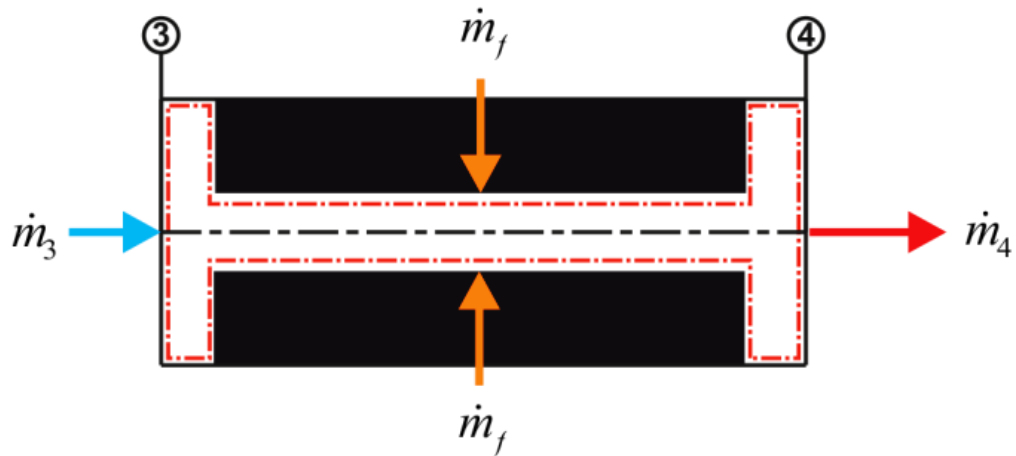
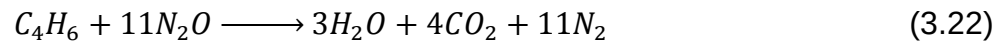


Figura 3.4 - Volumen de control cámara de combustión.

Para modelar la cámara de combustión de manera analítica se asumió:

- Todas las especies del fluido de trabajo en la cámara se encuentran en fase gaseosa por lo tanto las fases condensadas son despreciables.
- A partir de la sublimación del HTPB se obtiene Butadieno en fase gaseosa (C_4H_6).
- El fluido de trabajo es homogéneo y se modela como gas ideal.
- La combustión se realiza en condiciones estequiométricas y es estacionaria.
- La combustión sucede a la presión de saturación del N_2O .
- El equilibrio químico se alcanza en la cámara de combustión.
- Las propiedades termodinámicas son uniformes al interior de la cámara.
- Fricción y efectos de capa límite son despreciables.

Balanceando la ecuación de combustión mediante conservación de las especies se puede escribir:



Con esta ecuación se determina la relación oxidante combustible estequiométrica como

$$\Phi|_{est} = \frac{O}{F}|_{est} = \frac{m_{ox}}{m_f}|_{est} = \frac{n_{ox}M_{ox}}{n_fM_f}|_{est} \simeq \frac{11kmol(44.013 kg/kmol)}{1kmol(54.090 kg/kmol)} \simeq 8.95 \quad (3.23)$$

Simplificando la ecuación de conservación de masa, se obtiene:

$$\oint_S \rho \vec{v} \cdot \hat{n} dS = 0 \quad (3.24)$$

$$\dot{m}_4 = \dot{m}_3 + \dot{m}_f = \rho_f \dot{r} A_c (1 + \Phi) = \rho_f \dot{r} n_p \pi d_p L_p (1 + \Phi) \quad (3.25)$$

Simplificando la ecuación de conservación de la energía, se puede escribir:

$$\oint_S h \rho \vec{v} \cdot \hat{n} dS = \int_V \rho \dot{R} dV \quad (3.26)$$

$$\dot{m}_{C_4H_6} h_{C_4H_6} + \dot{m}_{N_2O} h_{N_2O} - \dot{m}_{H_2O} h_{H_2O} - \dot{m}_{CO_2} h_{CO_2} - \dot{m}_{N_2} h_{N_2} = \dot{Q}_R \quad (3.27)$$

Donde $\dot{Q}_R$ es la tasa de calor generado en la combustión, también conocido como calor o entalpía de combustión y tabulado para los combustibles más comunes.

Para obtener la temperatura máxima a la cual estarán los gases en la cámara de combustión se adopta el modelo de temperatura de llama adiabática, en donde se asume que no hay pérdidas del calor generado en la combustión (sistema adiabático) y este sólo se utiliza para aumentar la energía interna del flujo o finalmente la entalpía por lo tanto el término $\dot{Q}_R$ no aparece en la ecuación de conservación de la energía y de esta manera se obtiene la siguiente ecuación:

$$\dot{m}_{C_4H_6} h_{C_4H_6} + \dot{m}_{N_2O} h_{N_2O} = \dot{m}_{H_2O} h_{H_2O} + \dot{m}_{CO_2} h_{CO_2} + \dot{m}_{N_2} h_{N_2} \quad (3.28)$$

Re-escribiendo la ecuación anterior y utilizando la definición de entalpía para mezclas reactivas

$$\begin{aligned}
& m_{C_4H_6} \left(h_{C_4H_6}^\circ + \Delta h_{s_{C_4H_6}} \Big|_{T_S} \right) + m_{N_2O} \left(h_{N_2O}^\circ + \Delta h_{s_{N_2O}} \Big|_{T_3} \right) \\
& = m_{H_2O} \left(h_{H_2O}^\circ + \Delta h_{s_{H_2O}} \Big|_{T_{ad}} \right) + m_{CO_2} \left(h_{CO_2}^\circ + \Delta h_{s_{CO_2}} \Big|_{T_{ad}} \right) + m_{N_2} \left(h_{N_2}^\circ + \Delta h_{s_{N_2}} \Big|_{T_{ad}} \right)
\end{aligned} \tag{3.29}$$

Teniendo en cuenta que la entalpía de formación de una sustancia que se forma de manera natural (no en una reacción) como N_2 o H_2 es cero (Date, 2011), e incorporando la definición de la entalpía sensible.

$$\begin{aligned}
& m_{C_4H_6} \left(h_{C_4H_6}^\circ + \int_{T_{ref}}^{T_S} c_{p_{C_4H_6}} dT \right) + m_{N_2O} \left(h_{N_2O}^\circ + \int_{T_{ref}}^{T_3} c_{p_{N_2O}} dT \right) \\
& = m_{H_2O} \left(h_{H_2O}^\circ + \int_{T_{ref}}^{T_{ad}} c_{p_{C_4H_6}} dT \right) + m_{CO_2} \left(h_{CO_2}^\circ + \int_{T_{ref}}^{T_{ad}} c_{p_{CO_2}} dT \right) + m_{N_2} \int_{T_{ref}}^{T_{ad}} c_{p_{N_2}} dT
\end{aligned} \tag{3.30}$$

De esta manera se encuentra que para la temperatura a la que la entalpía de los productos iguala a la entalpía de los reactivos en la combustión se alcanza la temperatura de llama adiabática y esta es la máxima temperatura a la que pueden estar los gases de combustión (Date, 2011).

Para resolver la ecuación (3.30) se transforma a su versión molar y así poder utilizar las propiedades termodinámicas que se encuentran en la literatura (Polling, G., Friend, & Rowley, 2008).

$$\begin{aligned}
& n_{C_4H_6} \left(\bar{h}_{C_4H_6}^\circ + \int_{T_{ref}}^{T_S} \bar{c}_{p_{C_4H_6}} dT \right) + n_{N_2O} \left(\bar{h}_{N_2O}^\circ + \int_{T_{ref}}^{T_3} \bar{c}_{p_{N_2O}} dT \right) \\
& = n_{H_2O} \left(\bar{h}_{H_2O}^\circ + \int_{T_{ref}}^{T_{ad}} \bar{c}_{p_{C_4H_6}} dT \right) + n_{CO_2} \left(\bar{h}_{CO_2}^\circ + \int_{T_{ref}}^{T_{ad}} \bar{c}_{p_{CO_2}} dT \right) + n_{N_2} \int_{T_{ref}}^{T_{ad}} \bar{c}_{p_{N_2}} dT
\end{aligned} \tag{3.31}$$

A partir de la ecuación (3.31) podemos encontrar la temperatura a la cual la entalpía de reactivos y productos es la misma.

3.5. Tobera Convergente-Divergente

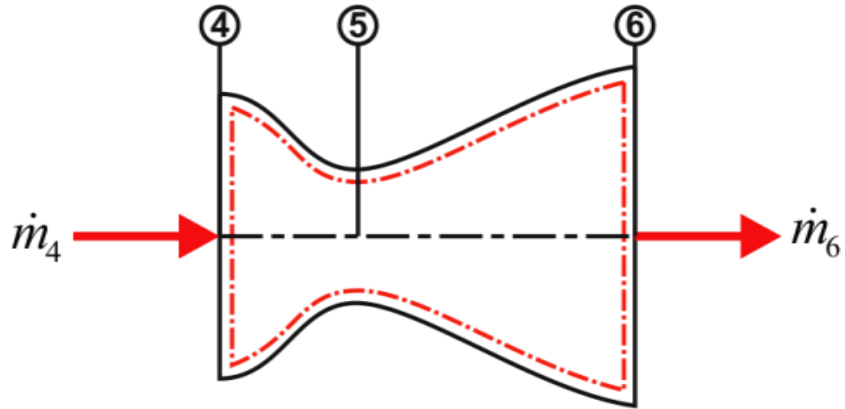


Figura 3.5 - Volumen de control tobera convergente-divergente.

Para modelar la tobera se asumió:

- Fluido de trabajo homogéneo modelado como gas ideal.
- Flujo isentrópico cuasi-unidimensional.
- No se generan ondas de choque ni discontinuidades en el flujo.
- Fricción y efectos de capa límite despreciables.

Simplificando la ecuación de conservación de la energía se obtiene:

$$\oint_S (h + \kappa) \rho \vec{v} \cdot \hat{n} dS = 0 \quad (3.32)$$

$$\dot{m}_4 \left(h_4 + \frac{1}{2} v_4^2 \right) = \dot{m}_6 \left(h_6 + \frac{1}{2} v_6^2 \right) \quad (3.33)$$

De la ecuación (3.33) y utilizando la teoría gasodinámica se despeja la velocidad de salida de la tobera como:

$$v_6 = \sqrt{\frac{2k}{k-1} R_{mix} T_4 \left(1 - \left(\frac{P_6}{P_4} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right) + v_4^2} \quad (3.34)$$

Además utilizando las ecuaciones de gasodinámica se puede determinar cómo cambian las propiedades termodinámicas de los gases de combustión a través de la tobera y las áreas de la tobera en diferentes puntos con el fin de determinar su geometría.

$$T_6 = T_4 \left(\frac{P_6}{P_4} \right)^{\frac{k-1}{k}} \quad (3.35)$$

$$M_6 = \frac{v_6}{\sqrt{k R_{mix} T_6}} \quad (3.36)$$

$$A_5 = A_4 \left(\frac{M_4}{M_5} \sqrt{\frac{\left(1 + \left(\frac{k-1}{2} \right) M_5^2 \right)^{\frac{k+1}{k-1}}}{\left(1 + \left(\frac{k-1}{2} \right) M_4^2 \right)}} \right) \quad (3.37)$$

$$A_6 = A_5 \left(\frac{M_5}{M_6} \sqrt{\frac{\left(1 + \left(\frac{k-1}{2} \right) M_6^2 \right)^{\frac{k+1}{k-1}}}{\left(1 + \left(\frac{k-1}{2} \right) M_5^2 \right)}} \right) \quad (3.38)$$

3.6. Transferencia de Calor

La transferencia de calor desde los gases de combustión en los MCH es generalmente atribuida a la convección forzada. Los efectos de radiación solo son considerables cuando se utilizan combustibles con partículas metálicas en su interior (Chiaverini & Kuo, 2007).

Para evaluar la transferencia de calor por convección en la cámara de combustión y la tobera del motor, se utilizó la ecuación (3.39), conocida como la ecuación de Bartz

(Huzel & Huang, 1992) la cual relaciona propiedades de los gases de combustión con características de la cámara de combustión y tobera para encontrar el coeficiente de transferencia de calor desde los gases hacia la pared.

$$h_c = \frac{0.026}{D_5^{0.2}} \left(\frac{\mu^{0.2} C_p}{Pr^{0.6}} \right) \left(\frac{P_4 g_o}{c^*} \right)^{0.8} \left(\frac{A_5}{A} \right)^{0.9} \sigma \quad (3.39)$$

En donde σ es un factor que está dado por la ecuación (3.40) (Huzel & Huang, 1992)

$$\sigma = \left(0.5 \frac{T_{wg}}{T_o} \left(1 + \frac{k-1}{2} Ma^2 \right) + 0.5 \right)^{-0.68} \left(1 + \frac{k-1}{2} Ma^2 \right)^{-0.12} \quad (3.40)$$

La viscosidad μ y el número de Prandtl Pr se pueden determinar mediante unas expresiones experimentales aproximadas propuestas por Huzel (Huzel & Huang, 1992), en donde

$$\mu = (46.6 \times 10^{-10}) M^{0.5} T^{0.6} \quad (3.41)$$

$$Pr = \frac{4k}{9k-5} \quad (3.42)$$

Por otro lado se puede determinar la velocidad característica c^* usando la teoría presentada por (Sutton, 2001) como

$$c^* = \frac{\sqrt{kRT}}{k \sqrt{\left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{k-1}}}} \quad (3.43)$$

Las ecuaciones anteriores están en unidades inglesas en su fuente. Por ser ecuaciones experimentales se prefiere utilizar estas ecuaciones bajo el mismo sistema de unidades y posteriormente pasar los resultados necesarios al sistema internacional de unidades.

Una vez obtenido el coeficiente de transferencia de calor por convección se determina el flujo de calor convectivo por unidad de área como

$$q = h_c(T_4 - T_s) \quad (3.44)$$

Al obtener el flujo de calor se decidió realizar el análisis de transferencia de calor en la cámara de combustión por ser térmicamente el punto más crítico para el sistema, considerando un sistema radial que se compone de una delgada capa de combustible que no se consume, una capa de aislante térmico y la carcasa metálica de la cámara de combustión, como se muestra esquemáticamente en la Figura 3.6.

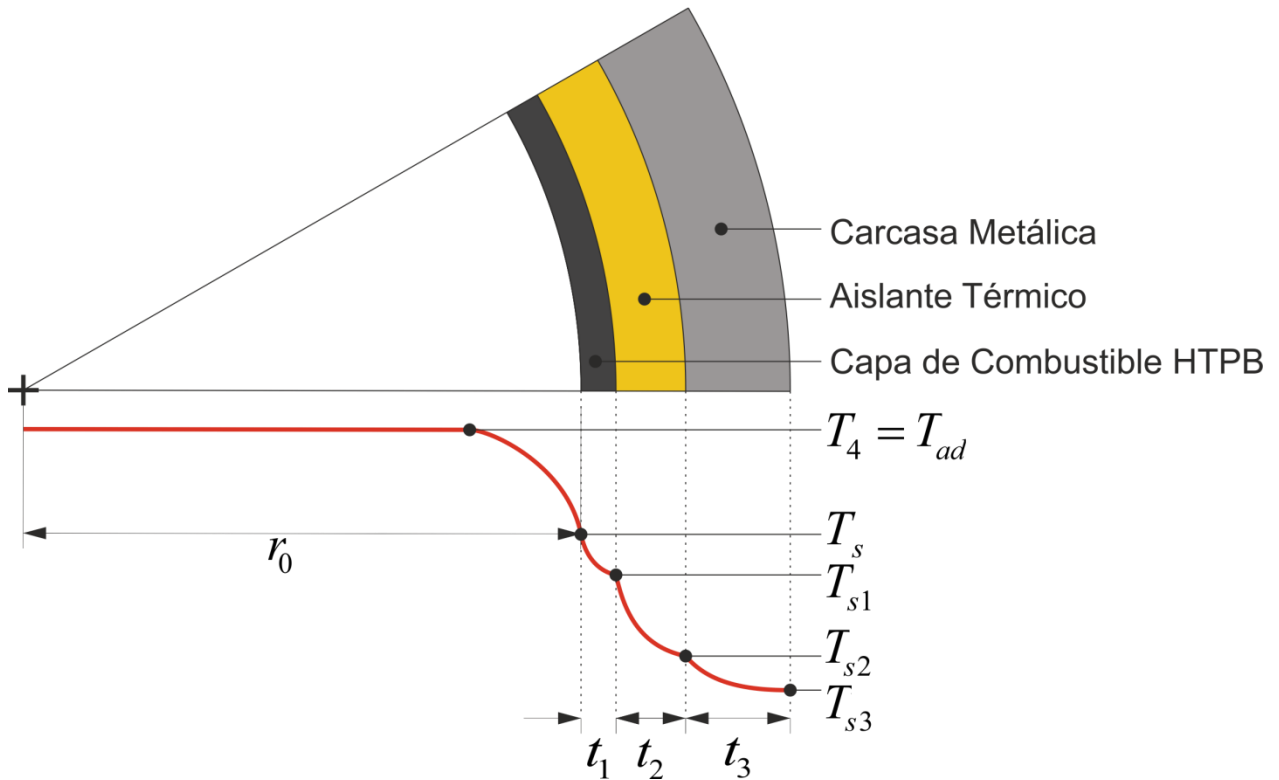


Figura 3.6 - Transferencia de calor en dirección radial.

La temperatura de la superficie de la capa de combustible T_s se toma como la temperatura de sublimación del combustible ya que es la máxima temperatura a la que puede estar esta capa, para el caso del HTPB se utilizó la información reportada por (Chiaverini, Serin, & Johnson, 2000), en donde esta temperatura se encuentra entre $920K - 1190K$. Para ser conservativos se utilizó el valor máximo de temperatura en este rango como valor crítico.

Si se analiza cada capa aplicando la ecuación de conservación de energía y la ley de Fourier para un sistema radial con flujo de calor unidimensional, estacionario y con propiedades constantes obtenemos para la capa de HTPB

$$Q = -k_c A \frac{dT}{dr} = -k_c 2\pi r L \frac{1}{r} \frac{(T_{s1} - T_s)}{\ln(r_1/r_0)} = k_c 2\pi L \frac{(T_s - T_{s1})}{\ln\left(1 + \frac{t_1}{r_0}\right)} \quad (3.45)$$

Por medio de las ecuaciones (3.44) y (3.45) se puede determinar la temperatura a la que están sometidas cada capa que compone la cámara de combustión.

$$T_{s1} = T_s - q \frac{r_1}{k_c} \ln\left(1 + \frac{t_1}{r_0}\right) \quad (3.46)$$

$$T_{s2} = T_{s1} - q \frac{r_1}{k_c} \ln\left(1 + \frac{t_2}{r_1}\right) \quad (3.47)$$

$$T_{s3} = T_{s2} - q \frac{r_1}{k_c} \ln\left(1 + \frac{t_3}{r_2}\right) \quad (3.48)$$

CAPÍTULO IV

4. DISEÑO TERMO-MECÁNICO

4.1. Resultados Modelo Matemático

Basado en el modelo presentado se realizó un código en MATLABTM con el fin de calcular las propiedades del sistema. En la Figura 4.1 se presenta un diagrama general de los cálculos realizados en donde el cálculo se empieza al establecer una serie de requerimientos de diseño como lo son el flujo másico de oxidante, el tiempo de vuelo para el sistema, parámetros relacionados con la selección del sistema oxidante combustible y parámetros geométricos iniciales para el sistema.

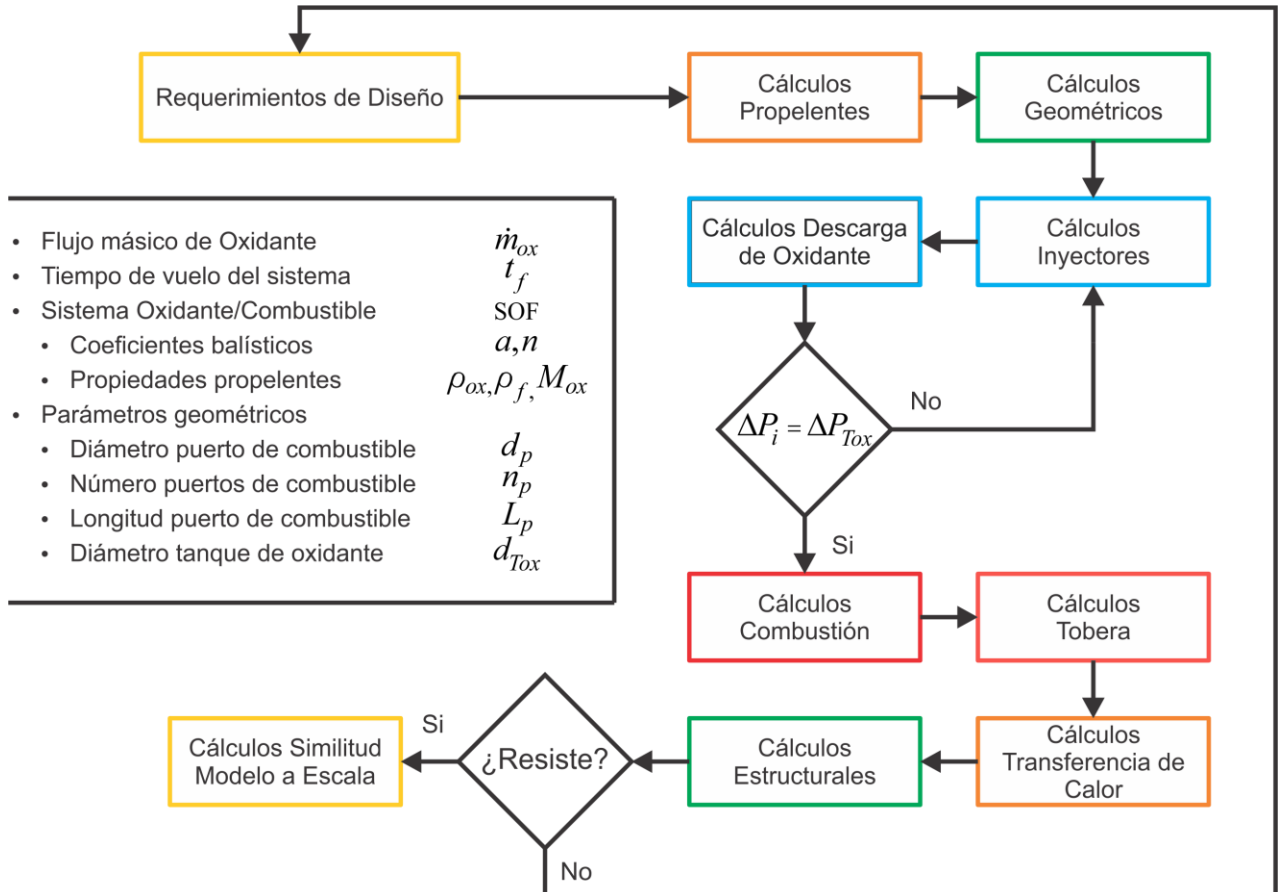


Figura 4.1 - Diagrama de general de cálculos.

En el bloque de cálculos de propelentes se utilizan las propiedades de los propelentes y los coeficientes balísticos del sistema para obtener las variaciones temporales de las propiedades del MCH utilizando las ecuaciones presentadas en los cálculos preliminares. Además se obtienen los promedios temporales de propiedades como la tasa de regresión, la relación oxidante combustible y el empuje generado por el MCH.

A continuación en el bloque de cálculos geométricos se obtienen las masas y volúmenes requeridos de oxidante y combustible con lo que se logra dimensionar el tanque de oxidante y la cámara de combustión.

Posteriormente en el bloque de cálculo de inyectores se hace una selección previa de los inyectores a utilizar, basándose en el caudal equivalente requerido y asumiendo una caída de presión entre el tanque de oxidante y la cámara de combustión ΔP_i . Esta caída de presión se vuelve a calcular en el bloque de descarga de oxidante como ΔP_{Tox} y solo cuando la caída calculada iguala a la supuesta para escoger los inyectores se puede continuar con los siguientes bloques de cálculo.

Por otro lado del bloque de descarga de oxidante también se obtienen las variaciones temporales de las propiedades termodinámicas del oxidante al interior del tanque utilizando el modelo propuesto anteriormente.

Una vez se pasa al bloque de cálculos de combustión, se obtiene la temperatura de llama adiabática para una combustión estequiométrica y las propiedades termodinámicas de los gases de combustión. Con estas propiedades se determinan parámetros como el coeficiente isentrópico de los gases de combustión lo cual permite calcular variaciones de las propiedades termodinámicas en el bloque de cálculos de tobera junto con el cálculo de parámetros adimensionales como el número de Mach, directamente relacionado con la velocidad de salida de la tobera y las áreas de garganta y salida de la tobera.

Después del bloque de cálculos de tobera se realizan los cálculos de transferencia de calor al interior de la cámara de combustión para poder determinar la temperatura

máxima a la que pueden estar sometidas las piezas de la misma, en especial la carcasa metálica.

Una vez establecidas las posibles cargas máximas (presión y temperatura) aplicadas al sistema en el bloque de cálculos estructurales se escogen materiales y se realizan las evaluaciones analíticas de resistencia de materiales (que se plantean más adelante) pertinentes al sistema.

Finalmente se realizan los cálculos para determinar si es posible generar un modelo a escala del sistema que conserve la similitud basada en parámetros adimensionales explicados posteriormente y se repiten de nuevo cada uno de los bloques anteriores utilizando como datos de entrada los requerimientos de diseño para el modelo a escala.

Siendo más específicos con los resultados, para el tanque de oxidante se utiliza el método de diferencias finitas en la variable temporal para encontrar numéricamente la variación de las propiedades al interior del tanque con el tiempo lo que genera los resultados que se pueden observar en la Figura 4.2.

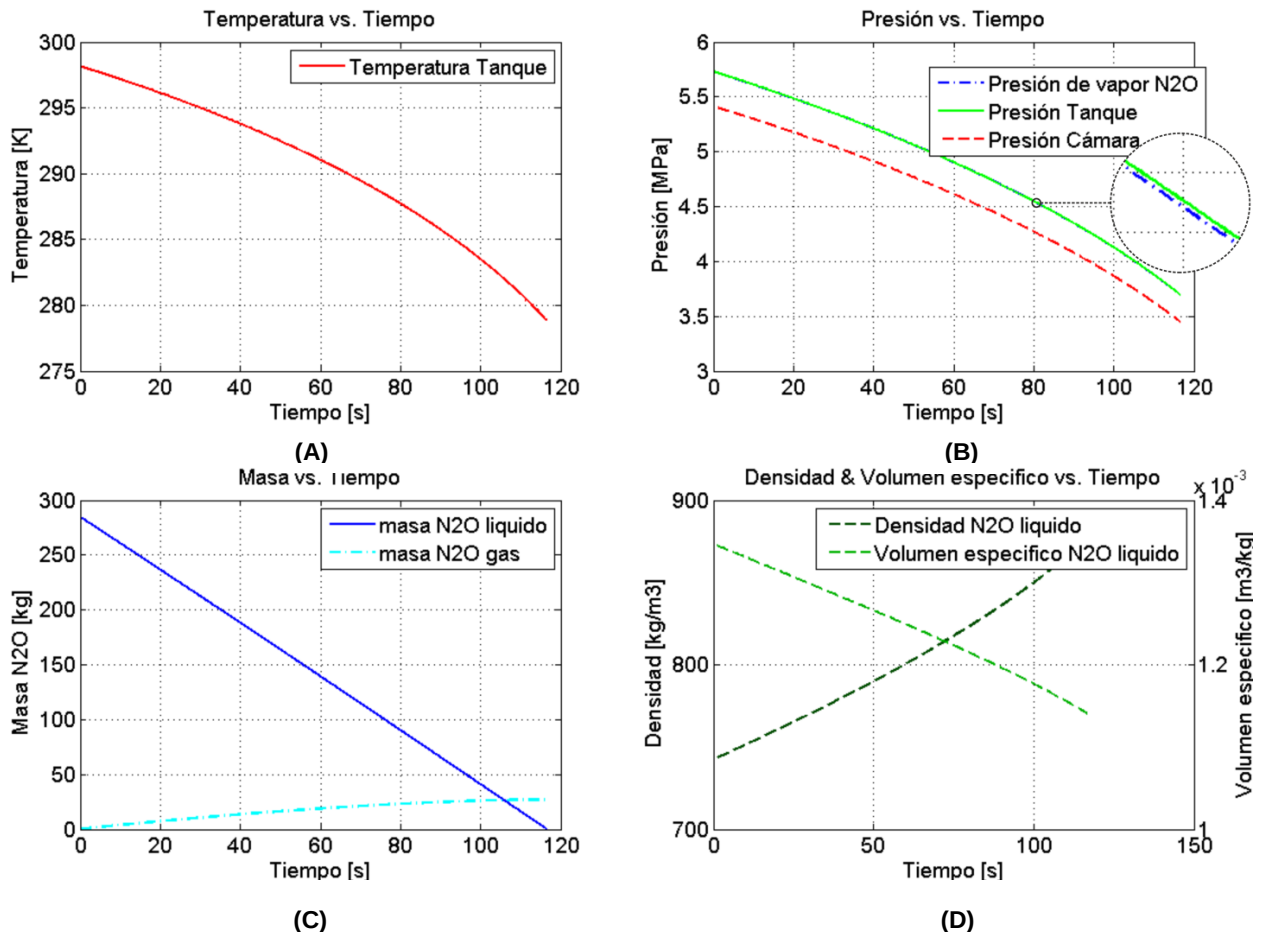


Figura 4.2 - Solución numérica a propiedades termodinámicas en el tanque vs tiempo.

En la Figura 4.2 (A) y (B) se observa que la temperatura y la presión disminuyen en el tiempo por lo tanto se utilizarán la temperatura y la presión inicial para el diseño estructural del tanque de oxidante. Como se mencionó anteriormente, se asume la presión de combustión como la presión de saturación del N₂O a la temperatura a la cual sale del inyector, la cual se calcula utilizando el modelo establecido para el volumen de control del inyector. Por lo tanto se corrobora que la presión en la cámara de combustión es menor que la presión en el tanque de oxidante para todo el tiempo de vuelo, condición fundamental para que se mantenga el flujo de N₂O hacia la cámara de combustión. Vale la pena notar que la diferencia de presiones entre la cámara de combustión y el tanque de oxidante es aproximadamente constante y se utilizará el promedio de esta diferencia de presiones para realizar la selección de los inyectores.

También se muestra como la presión de vapor del óxido nitroso se mantiene por debajo de la presión en el tanque, lo que le brinda las condiciones para generar N_2O gaseoso a medida que el tanque se descarga (propiedad auto-presurizante del N_2O). Se observa en la Figura 4.2 (C) que cuando va disminuyendo la masa de N_2O líquido se aumenta la masa de N_2O gaseoso, consecuencia de la misma propiedad auto-presurizante.

En el código se incluye el cálculo de los cambios de las propiedades propias del MCH (relación oxidante-combustible, tasa de regresión, etc.) descritas en los cálculos preliminares y se presentan los resultados en la Figura 4.3.

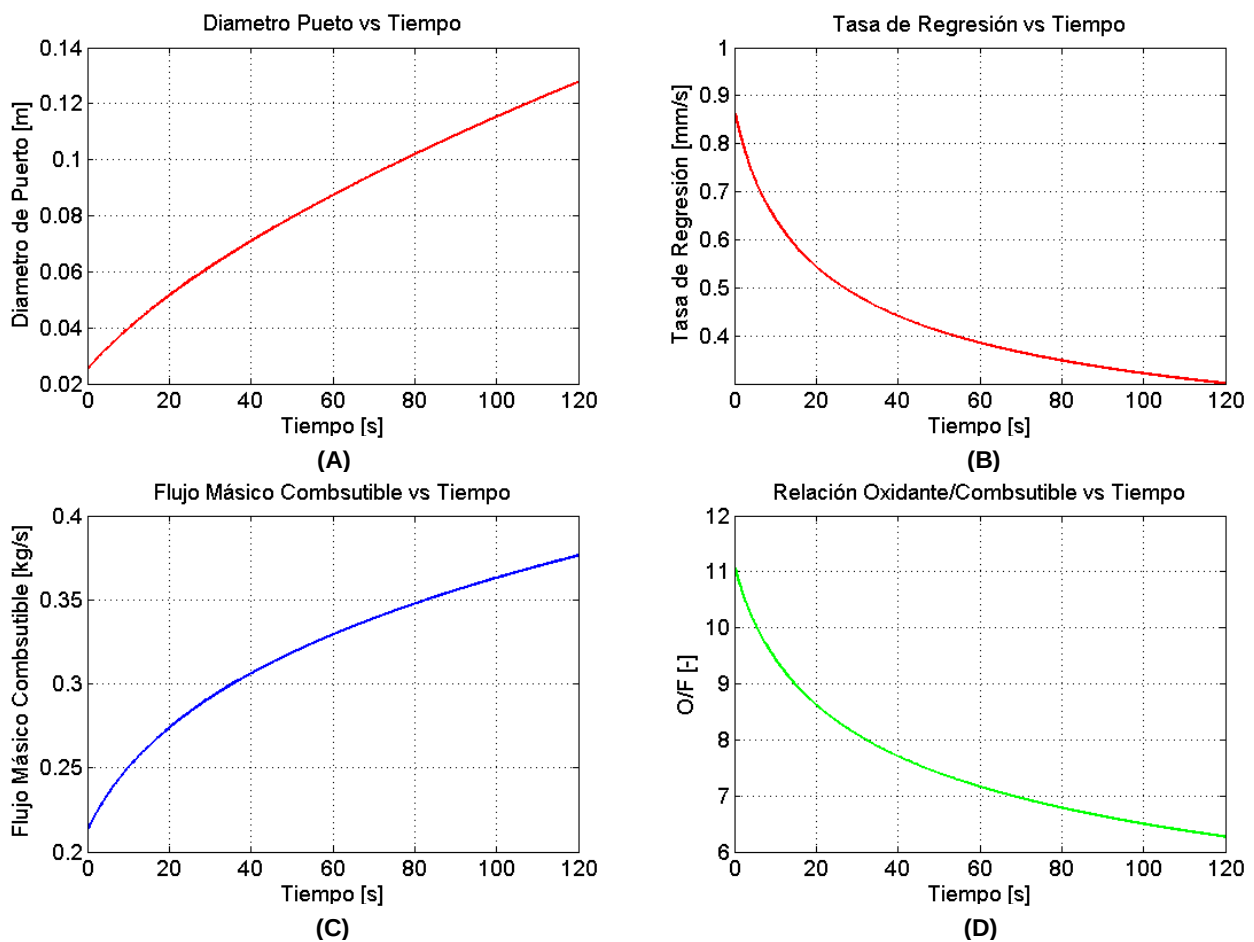


Figura 4.3 - Cambio temporal de propiedades en el MCH.

En la Figura 4.3 (A) se observa la variación temporal en el diámetro del puerto de combustible, lo cual genera una geometría variable durante la combustión, ya que el

área de combustión se incrementa a medida que se consume el combustible. En la Figura 4.3 (B) se identifica como descende la tasa de regresión del sistema, consecuencia de la variación en el diámetro del puerto. Dado que el área de combustión aumenta con la variación del diámetro del puerto el flujo másico que se sublima desde el grano de combustible aumenta a medida que transcurre el tiempo (Figura 4.3 (C)) por lo cual no se obtiene una relación oxidante-combustible constante como en otros sistemas de propulsión utilizados en aplicaciones similares, lo que se evidencia en la Figura 4.3 (D). Esta variación en la relación oxidante-combustible genera una de las desventajas de este tipo de sistemas la cual es un impulso específico variable y por lo tanto una fuerza de empuje variable en el tiempo. Esto se puede observar en la Figura 4.4.

Las dos figuras anteriores son de gran importancia ya que permite evidenciar la naturaleza transitoria del proceso de descarga de oxidante y combustión en un motor cohete híbrido, en donde todas las propiedades del flujo cambian con el tiempo. A pesar de que el fenómeno es transitorio, dado que el objetivo de este trabajo reside en el diseño del sistema y no en la descripción detallada de los fenómenos que ocurren, se realizaron las aproximaciones analíticas presentadas en el capítulo anterior con el objetivo de simplificar el problema de diseño siendo conservativos en el cálculo estructural.

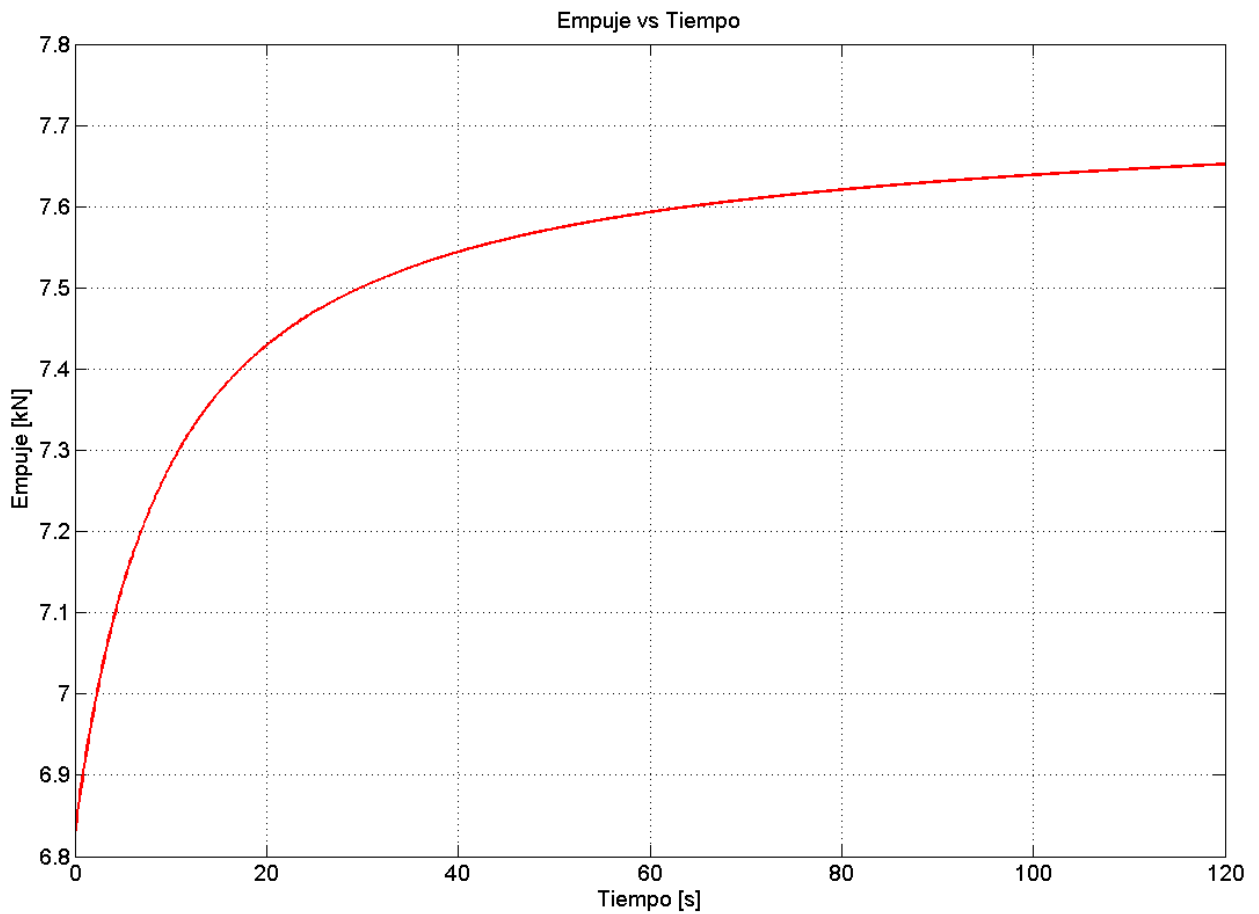


Figura 4.4 - Variación de la fuerza de empuje con el tiempo para el MCH.

Utilizando el mismo código se encuentra gráficamente la temperatura de llama adiabática T_{ad} (Figura 4.5) la cual es la temperatura más alta en el sistema y ocurre cuando se alcanza la relación oxidante-combustible estequiométrica. Se encuentra cuando la entalpía de los reactivos y los productos se iguala (punto de cruce entre las 2 curvas de entalpía).

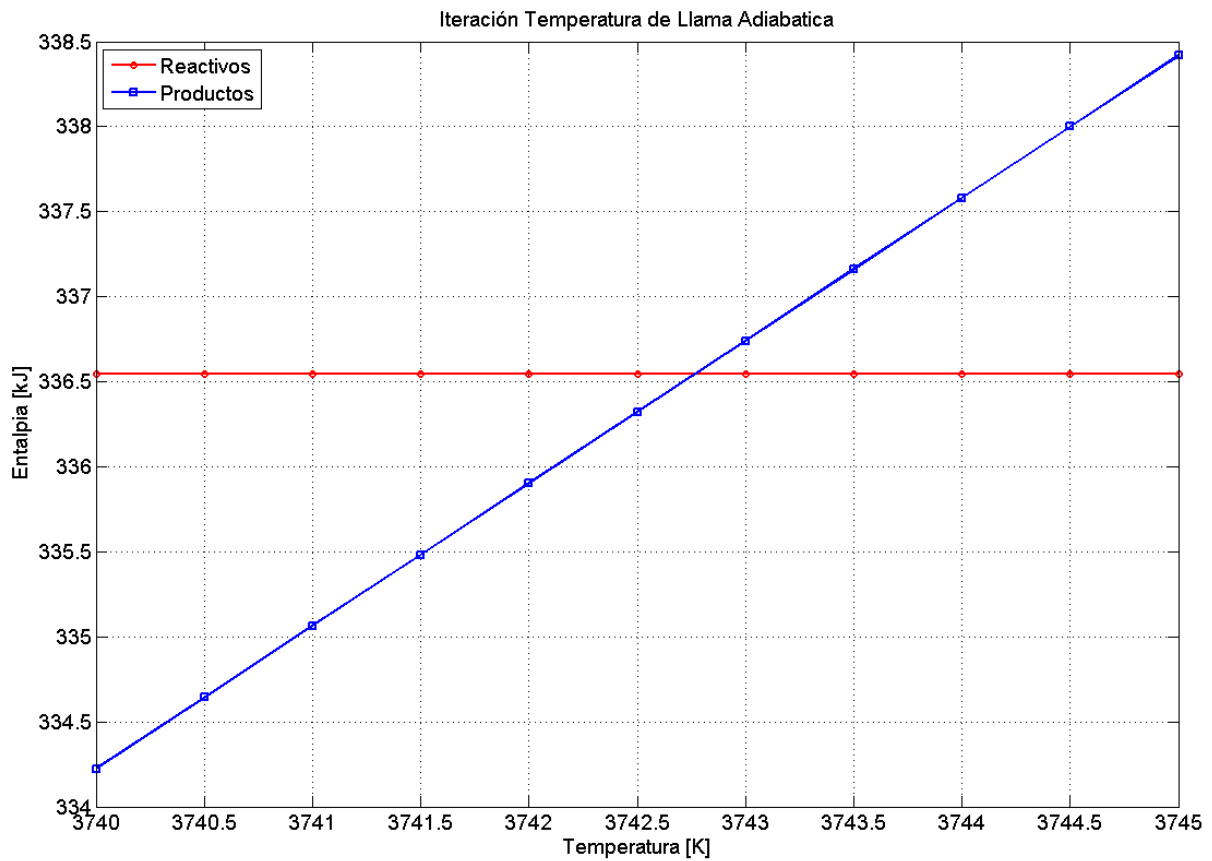


Figura 4.5 - Determinación gráfica de temperatura de llama adiabática.

Así tenemos una temperatura máxima en la cámara de combustión $T_4 = T_{ad} = 3743\text{ K}$ con un error relativo del 0.06% y una presión máxima (presión de saturación $\text{N}_2\text{O}@ T_3$) $P_4 = 5.41\text{ MPa}$.

Respecto a la transferencia de calor en la cámara de combustión utilizando las ecuaciones (3.39) a (3.48) se encuentran los siguientes datos para el flujo de calor en la cámara de combustión.

Tabla 4.1 – Flujo de calor y temperaturas en la cámara de combustión.

Coeficiente convectivo	h_c [$\text{W}/\text{m}^2\text{ K}$]	3.46
Flujo de calor por unidad de área	q [kW/m^2]	8.82
Temperatura capa de combustible	T_s [K]	1190
Temperatura aislante térmico	T_{s1} [K]	968.67
Temperatura carcasa metálica	T_{s2} [K]	511.69
Temperatura exterior carcasa	T_{s3} [K]	508.22

4.2. Selección de Componentes

4.2.1. Inyectores

Para la selección del inyector o inyectores se debe tener en cuenta que los inyectores son ensayados con agua y por lo tanto los caudales que se encuentran en las tablas del catálogo son los obtenidos utilizando agua como fluido de trabajo. Como la intención es inyectar óxido nitroso se debe hacer una corrección para seleccionar el inyector adecuadamente.

En primer lugar se encuentra el caudal teórico de óxido nitroso que sale del tanque de oxidante y hallamos la gravedad específica del óxido nitroso.

$$Q_{N_2O} = \frac{\dot{m}_{N_2O}}{\rho_{N_2O}} \quad (4.1)$$

$$SG_{N_2O} = \frac{\rho_{N_2O}}{\rho_{H_2O}} \quad (4.2)$$

Después se encuentra el caudal equivalente que permite buscar directamente en las tablas dadas por el fabricante.

$$Q_e = Q_{N_2O} \sqrt{\frac{SG_{N_2O}}{SG_{H_2O}}} \quad (4.3)$$

Una vez encontrado el caudal equivalente, este se debe convertir a unidades de L/min para poder utilizarlo en el catálogo adjunto en los anexos (Anexo II - Ficha Técnica de Accesorios Seleccionados).

Finalmente se encuentra el caudal equivalente que es de $164.57 \frac{L}{min}$ por lo tanto se decide utilizar cinco inyectores BETE TF14 en donde el caudal equivalente real que pasa por cada inyector está dado por la ecuación (4.4)

$$Q_{er} = K(\Delta P)^x \quad (4.4)$$

La diferencia de presiones ΔP se establece entre el tanque de oxidante y la cámara de combustión; para la ecuación (4.4) esta debe estar expresada en bares. El coeficiente de descarga K es proporcionado por el catálogo para cada inyector y el factor x depende de cada tipo de inyector; para el inyector seleccionado $x = 0.5$.

De esta manera el caudal real equivalente que sale por cada inyector es de $33.094 \frac{L}{min}$, lo cual nos lleva a utilizar cinco inyectores para suministrar un caudal aproximado al requerido.

4.2.2. Aislante Térmico y sellos

Para encontrar los datos de temperaturas en las diferentes capas de la cámara de combustión se hizo necesario escoger un aislante térmico que permitiera aislar la carcasa de las altas temperaturas que se generan durante la combustión.

En este sentido y después de revisar diferentes opciones de aislantes se escogió utilizar un material aislante “*Superwool Plus Paper*” de Morgan Thermal Ceramics el cual se compone en su mayoría de fibras hechas a partir de dióxido de silicio y es usado en condiciones de operación con temperaturas de hasta de $1000^{\circ}C$. Con este material se pueden generar tubos que son comúnmente utilizados como aislantes térmicos en cámaras de combustión. La conductividad térmica de este material se presenta en la Tabla 4.2 para diferentes temperaturas.

Tabla 4.2 – Conductividad térmica Superwool Plus Paper (ASTM C-201)

Temperatura media	$[W/m K]$
200 °C	0.05
400 °C	0.07
600 °C	0.11
800 °C	0.16
1000 °C	0.23

Mayor información sobre este producto se encuentra en los anexos (Anexo II - Ficha Técnica de Accesorios Seleccionados)

Otro elemento que se acopla junto al aislante térmico para sellar la cámara de combustión son sellos tipo O-ring. Basándose en las condiciones geométricas del sistema, buscando sellos de alta resistencia química y utilizados en aplicaciones de altas temperaturas se escoge usar unos sellos tipo O-ring “Chemraz 615” de referencia M0500-435000-615 los cuales están diseñados para trabajar con presiones de hasta 10 *bar*. El fabricante recomienda utilizar un sello de respaldo cuando se puedan exceder presiones mayores a 15 *bar*. A pesar de que las presiones teóricas de trabajo no superan el límite establecido para el funcionamiento de los sellos propuestos; dada la función que cumplen estos elementos se propone ser conservativos y utilizar dos sellos en cada extremo de la cámara de combustión previniendo la fuga del fluido de trabajo.

4.2.3. Sistema de Ignición

Dado que la descomposición térmica del óxido nitroso se da aproximadamente a una temperatura de $\sim 1640^{\circ}\text{C}$ (Zakirov & Sweeting) se plantea utilizar un sistema de bujía que genere la energía necesaria para alcanzar esta temperatura en el oxidante inyectado, sin embargo para utilizar esta opción es necesario realizar pruebas experimentales y asegurar que la ignición se realice adecuadamente, dado que este tipo de ignición induce inestabilidades en la combustión y tiene dificultades que dependen de condiciones ambientales.

Como segunda opción se propone realizar un trabajo de grado enfocado al desarrollo de un sistema de descomposición catalítica del óxido nitroso para la ignición de un motor cohete híbrido, como por ejemplo, se ha desarrollado en (Wilson, 2013), vale la pena resaltar que este tipo de trabajo requiere de formación en ingeniería química la cual no tiene el autor del presente trabajo e incluso solo este trabajo puede ser considerado como un trabajo de grado de nivel de maestría. Por lo tanto se propone revisar los avances realizados en (Wilson, 2013) y formular una solución que se adapte a las condiciones aquí propuestas.

4.2.4. Válvulas y accesorios

En cuanto a las válvulas o sistema de válvulas que necesita el MCH se deben tener en cuenta los siguientes aspectos para su selección. En primer lugar debe tener capacidad de aislamiento esto quiere decir que se debe poder interrumpir el flujo en la línea de forma total y cuando sea necesario. Además debe tener la capacidad de retención ya que se debe evitar que el flujo retroceda aguas arriba de la línea e indispensablemente debe contar una característica de seguridad ya que se debe proteger al personal cercano y al equipo.

Después de revisar los diferentes tipos de válvulas existentes en el mercado se decide utilizar un sistema que contenga una válvula de bola accionada por un actuador eléctrico para suministrar el flujo y cortarlo cuando sea necesario y una válvula de alivio que se dispare ante una sobre-presión en la línea evitando que el flujo regrese al tanque de oxidante.

Siendo más específicos se plantea utilizar una válvula de bola de conmutación (3 vías) Swagelok SS-65XTF16 en acero inoxidable que cuenta con un actuador eléctrico y tiene un valor de presión máxima de funcionamiento de 68,9 *bar* en un rango de temperaturas de -28°C hasta 121°C , similar a la presentada en la Figura 4.6 cuyo catálogo se puede observar en los anexos (Anexo II - Ficha Técnica de Accesorios Seleccionados). La válvula se selecciona como válvula de conmutación ya que en el proceso de carga del tanque de oxidante es necesario utilizar una de las vías para administrar el oxidante hacía en tanque.



Figura 4.6 - Válvula de bola junto con actuador.

Para la válvula de alivio se propone utilizar una válvula de alta presión en acero inoxidable, con presión de disparo ajustable entre 3.4 *bar* y 103 *bar* y temperaturas de operación de -4°C hasta 149°C

Finalmente se seleccionan diferentes accesorios roscados como manguitos, reductores, adaptadores, acoples, cruces, etc. Todos con conexiones que siguen el estándar NPT y están hechos de acero inoxidable, seleccionados a partir de los catálogos de Swagelok.

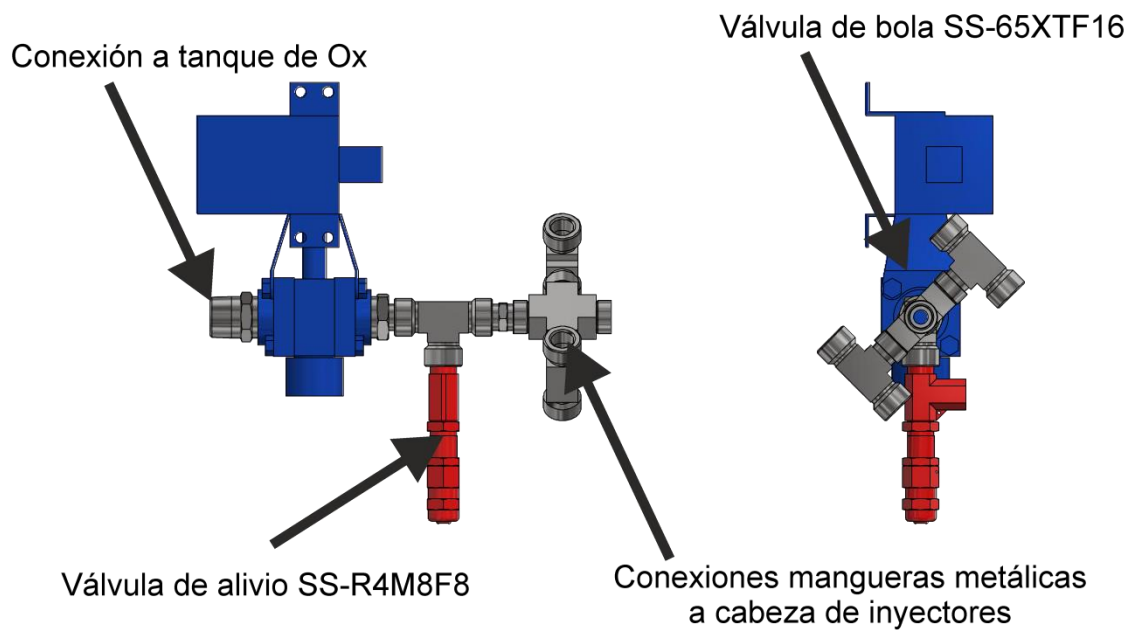


Figura 4.7 - Sistema de válvulas y tuberías propuesto.

En la **Error! Reference source not found.** se observa un esquema general del sistema de válvulas y tuberías propuesto, vale la pena mencionar que la conexión final entre el sistema y la cabeza de inyectores es propuesta mediante cinco mangueras metálicas flexibles SS-FLPM8PM620CM cuyo catálogo se encuentra adjunto (ver Anexo II - Ficha Técnica de Accesorios Seleccionados).

4.3. Motor Cohete Híbrido Acelerador

Una vez realizados los cálculos termodinámicos mediante el modelo matemático planteado y haber seleccionado los accesorios requeridos se puede hacer una propuesta de diseño para el motor cohete híbrido.

En la Figura 4.8 se observa la geometría propuesta. Como se había decidido con anterioridad el tanque de oxidante propuesto es un tanque cilíndrico con cabezas semiesféricas que se acopla al sistema de válvulas y tuberías el cual a su vez se acopla a la cámara de combustión por medio de los inyectores para suministrar el flujo másico de oxidante requerido. La cámara de combustión contiene los diferentes elementos mencionados en la Figura 2.3 en una carcasa metálica de aleación para altas temperaturas. Además se propone hacer los elementos sometidos directamente a las altas temperaturas de la combustión en un compuesto de grafito que se menciona más adelante.

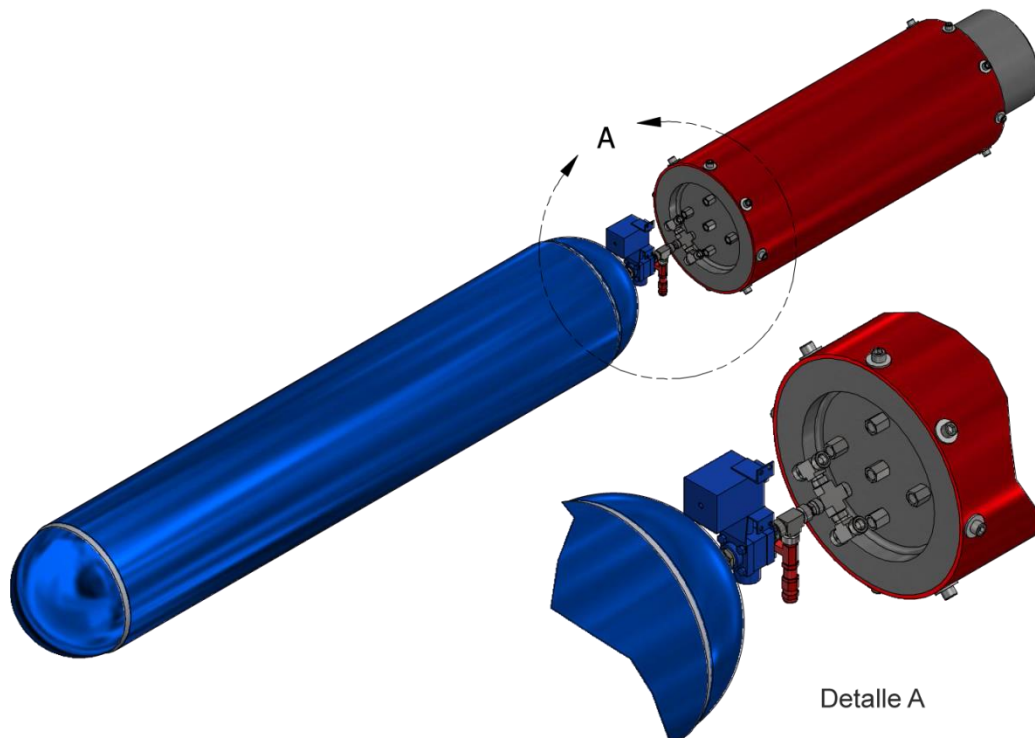


Figura 4.8 - Motor Cohete Híbrido Acelerador.

Inicialmente se propone sellar la cámara de combustión utilizando ocho pernos en cada extremo que se ubican de manera radial ajustando la cabeza de inyectores y el retenedor de tobera. Para la cámara son necesarias uniones pernadas dado que en esta se debe poder insertar otros elementos como el grano de combustible, el aislante térmico, la tobera y las cámaras de pre- y post-combustión.

4.4. Evaluación Estructural

La evaluación estructural de cada parte que compone el motor-cohete híbrido se realizó inicialmente de manera analítica utilizando diferentes suposiciones y simplificaciones para cada caso.

Además con el fin de identificar puntos críticos que se pueden omitir en la evaluación analítica, dadas las simplificaciones que se utilizan; se decide implementar una serie de modelos evaluados numéricamente utilizando las geometrías reales propuestas.

Los modelos numéricos se realizaron utilizando las aplicaciones disponibles en el software ANSYS R15.0 en un computador portátil DELL Inspiron N4010 con un procesador Intel Core i5 de 2.53 GHz, 4 núcleos de procesamiento y 4GB de memoria RAM.

Para la simulación de la cámara de combustión se utilizó una máquina diferente ya que el recurso computacional de la máquina descrita anteriormente no era suficiente para alcanzar una convergencia de malla adecuada. Por lo cual se utilizó un equipo de escritorio con un procesador Intel Core i7-4790 de 3.60 GHz con 8 núcleos de procesamiento y 32GB de memoria RAM.

En particular todos los modelos numéricos se trabajaron dentro del entorno del Workbench de ANSYS R15.0, los modelos de mecánica de sólidos se desarrollaron con el sistema de análisis estático estructural "*Static Structural*" importando todas las geometrías a partir del software Autodesk Inventor 2015, para las simulaciones de mecánica computacional de fluidos, las geometrías se enmallaron utilizando el componente de ICEM CFD, dada la facilidad de realizar una malla con bloques obteniendo mallas de elementos hexaédricos. Posteriormente se utilizó el componente de FLUENT para desarrollar las simulaciones.

4.4.1. Tanque de Oxidante

El tanque de oxidante se modela como un recipiente de pared delgada sometido a una alta presión interna, teniendo en cuenta que la condición básica para modelar el tanque como recipiente de pared delgada es que la relación entre el radio del tanque y el espesor de la pared debe ser mayor o igual a diez. El tanque se compone de una sección cilíndrica con cabezas semiesféricas a cada lado como se muestra en la Figura 4.9.

Se plantea el análisis estructural aplicando conservación del momentum lineal ecuación (1.7), realizando las simplificaciones correspondientes la ecuación final se puede ver cómo, la sumatoria de fuerzas de superficie en el tanque de oxidante debe ser igual a cero.

$$\oint_S \vec{\sigma} \cdot \hat{n} dS = \sum F_s = 0 \quad (4.5)$$

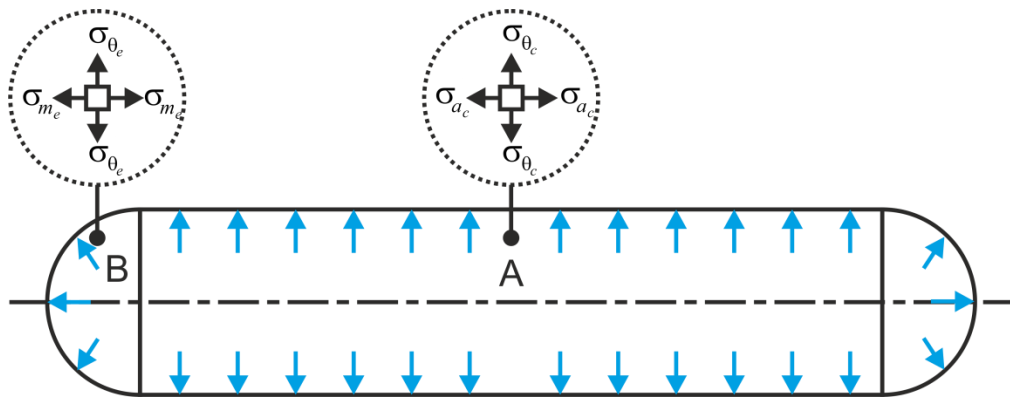


Figura 4.9 - Esfuerzos tanque de oxidante.

En el *punto A* se realiza un corte longitudinal y otro transversal para encontrar el esfuerzo circunferencial o tangencial σ_θ y el esfuerzo axial σ_a respectivamente. Realizando la

sumatoria de fuerzas de superficie por unidad de longitud en el corte longitudinal obtenemos

$$\sigma_{\theta_c} 2t_c - P_1 2r = 0 \Rightarrow \sigma_{\theta_c} = \frac{P_1 r}{t_c} \quad (4.6)$$

Por otro lado, utilizando el corte transversal se puede plantear la sumatoria de fuerzas de superficie como

$$\sigma_{a_c} 2\pi r t_c - P_1 \pi r^2 = 0 \Rightarrow \sigma_{a_c} = \frac{P_1 r}{2t_c} \quad (4.7)$$

Dado que en el punto y el plano calculados no existe componente de esfuerzo cortante los esfuerzos encontrados en las ecuaciones (4.6) y (4.7) equivalen a los esfuerzos principales para este punto. Por lo tanto utilizando la ecuación (1.18) se encuentra el esfuerzo equivalente de Von Mises para el *punto A* como

$$\sigma'_A = \sqrt{\sigma_{\theta_c}^2 + \sigma_{a_c}^2 - \sigma_{\theta_c} \sigma_{a_c}} \quad (4.8)$$

Para el *punto B* también se realiza un corte longitudinal y otro transversal para encontrar el esfuerzo tangencial σ_θ y el esfuerzo meridional σ_m respectivamente. Realizando la sumatoria de fuerzas de superficie

$$\sigma_{\theta_e} \pi r t_e - P_1 \frac{\pi r^2}{2} = 0 \Rightarrow \sigma_{\theta_e} = \frac{P_1 r}{2t_e} \quad (4.9)$$

$$\sigma_{m_e} 2\pi r t_e - P_1 \pi r^2 = 0 \Rightarrow \sigma_{m_e} = \frac{P_1 r}{2t_e} \quad (4.10)$$

Bajo el mismo argumento utilizado para el *punto A*, utilizando la ecuación (1.18) se encuentra el esfuerzo equivalente de Von Mises para el *punto B* como

$$\sigma'_B = \sqrt{\sigma_{\theta_e}^2 + \sigma_{m_e}^2 - \sigma_{\theta_e} \sigma_{m_e}} \quad (4.11)$$

Para evitar un esfuerzo adicional en la unión del cuerpo cilíndrico y la cabeza semiesférica que aparece debido a que cada parte tiene una deformación circunferencial diferente se propone igualar las deformaciones de ambos cuerpos.

Inicialmente tenemos que la deformación tangencial en el cuerpo cilíndrico y la cabeza semiesférica son respectivamente

$$\varepsilon_{\theta_c} = \frac{1}{E} (\sigma_{\theta_c} - \nu \sigma_{a_c}) = \frac{1}{E} \frac{P_1 r_3}{2 t_c} (2 - \nu) \quad (4.12)$$

$$\varepsilon_{\theta_e} = \frac{1}{E} (\sigma_{\theta_e} - \nu \sigma_{m_e}) = \frac{1}{E} \frac{P_1 r_3}{2 t_e} (1 - \nu) \quad (4.13)$$

Definiendo la diferencia de deformaciones entre los cuerpos como

$$\Delta \varepsilon_{\theta} = \varepsilon_{\theta_c} - \varepsilon_{\theta_e} = \frac{P_1 r_3}{2E} \left(\frac{2 - \nu}{t_c} - \frac{1 - \nu}{t_e} \right) \quad (4.14)$$

$$\Delta \varepsilon_{\theta} = \frac{P_1 r_3}{2E t_c} \left(2 - \nu - (1 - \nu) \frac{t_c}{t_e} \right) \quad (4.15)$$

Pensando en utilizar un tanque de aluminio o aleación de aluminio donde el coeficiente Poisson es $\nu = 0.33$, se puede escribir

$$\Delta \varepsilon_{\theta} = \frac{P_1 r_3}{E t_c} \left(0.835 - 0.335 \frac{t_c}{t_e} \right) \quad (4.16)$$

Si la diferencia de deformaciones es cero la relación entre el espesor del cuerpo y el espesor de la cabeza debe ser

$$\frac{t_c}{t_e} = \frac{0.835}{0.335} = 2.4925 \approx 2.5 \quad (4.17)$$

Para el tanque de oxidante se realizan dos propuestas de materiales para que existan opciones diferentes en el momento de realizar cotizaciones.

En primer lugar se propone una aleación de aluminio “*Alclad Aluminum 2014-T6*” con el objetivo de minimizar el peso sin sacrificar la resistencia mecánica, sin embargo las aleaciones de aluminio de alta resistencia de la serie 2000 soldadas son propensas a generar grietas en la zona de fusión y pérdidas significativas de resistencia mecánica en la zona térmicamente afectada (Kou, 2003). Por lo tanto para este tipo de aleación se recomienda utilizar el método de soldadura por fricción (*stir-welding*) utilizando una herramienta hecha de acero.

Como segunda opción se recomienda utilizar una aleación de aluminio “*Aluminum 5052-H38*” la cual tiene una resistencia menor, comparada con la aleación anterior, sin embargo presenta una mayor soldabilidad. Además esta aleación suele ser utilizada para tanques de combustible y recipientes sometidos a presión interna (AFSA, 2004).

Las propiedades mecánicas para los dos materiales propuestos se presentan en la Tabla 4.3 para la aleación 2014 y en la Tabla 4.4 para la aleación 5052.

Tabla 4.3 – Propiedades mecánicas aleación de aluminio 2014-T6 (MatWeb Material Property Data, Matweb Alclad Aluminum 2014-T6, 2014)

Aleación de aluminio 2014-T6		
Densidad	ρ [kg/m^3]	2800
Módulo de elasticidad	E [GPa]	72.4
Módulo de Poisson	ν [—]	0.33
Resistencia última	S_u [MPa]	440
Resistencia a la fluencia	S_y [MPa]	395

Teniendo en cuenta la relación de espesores y las propiedades del material se encuentra que los factores de seguridad ante fluencia para la aleación 2014-T6 en los dos puntos analizados (*punto A y punto B*) son respectivamente

$$N_A = \frac{S_y}{\sigma'_{TA}} = \frac{S_y 2t_c}{P_1 r \sqrt{3}} = 3.98 \quad (4.18)$$

$$N_B = \frac{S_y}{\sigma'_{TB}} = \frac{S_y 2t_e}{P_1 r} = 2.76 \quad (4.19)$$

Tabla 4.4 – Propiedades mecánicas aleación de aluminio 5052-H38 (MatWeb Material Property Data, MatWeb, Aluminum 5052-H38, 2014)

Aleación de aluminio 5052-H38		
Densidad	ρ [kg/m^3]	2680
Módulo de elasticidad	E [GPa]	70.3
Módulo de Poisson	ν [–]	0.33
Resistencia última	S_u [MPa]	290
Resistencia a la fluencia	S_y [MPa]	255

De la misma manera para la aleación 5052-H38 los factores de seguridad ante fluencia para los dos puntos analizados son

$$N_A = \frac{S_y}{\sigma'_{TA}} = \frac{S_y 2t_c}{P_1 r \sqrt{3}} = 2.57 \quad (4.20)$$

$$N_B = \frac{S_y}{\sigma'_{TB}} = \frac{S_y 2t_e}{P_1 r} = 1.78 \quad (4.21)$$

Teniendo en cuenta las recomendaciones dadas por la norma ASME para el cálculo, diseño y fabricación de recipientes sometido a presión (American Society of Mechanical Engineers, 2010) se recomienda usar una unión soldada exterior mediante TIC como se observa en el modelo del tanque (Figura 4.10).

Con el objetivo de verificar puntos críticos en el tanque se decidió realizar un modelo en elementos finitos que considere la geometría real propuesta para el tanque de oxidante, este modelo se presenta en la siguiente sub-sección.

4.4.2. Modelo Numérico Tanque de Oxidante

Con el objetivo de verificar puntos críticos en el tanque se decidió realizar un modelo en elementos finitos que considere la geometría real propuesta para el tanque de oxidante. La geometría se simplifica utilizando las simetrías en los tres planos cartesianos XY, YZ, XZ.

Geometría y malla

En la Figura 4.10, se observa la geometría del modelo junto a la malla utilizada de 168,357.00 nodos, en donde se refina las zonas de las soldaduras, posible puntos críticos no modelados analíticamente.

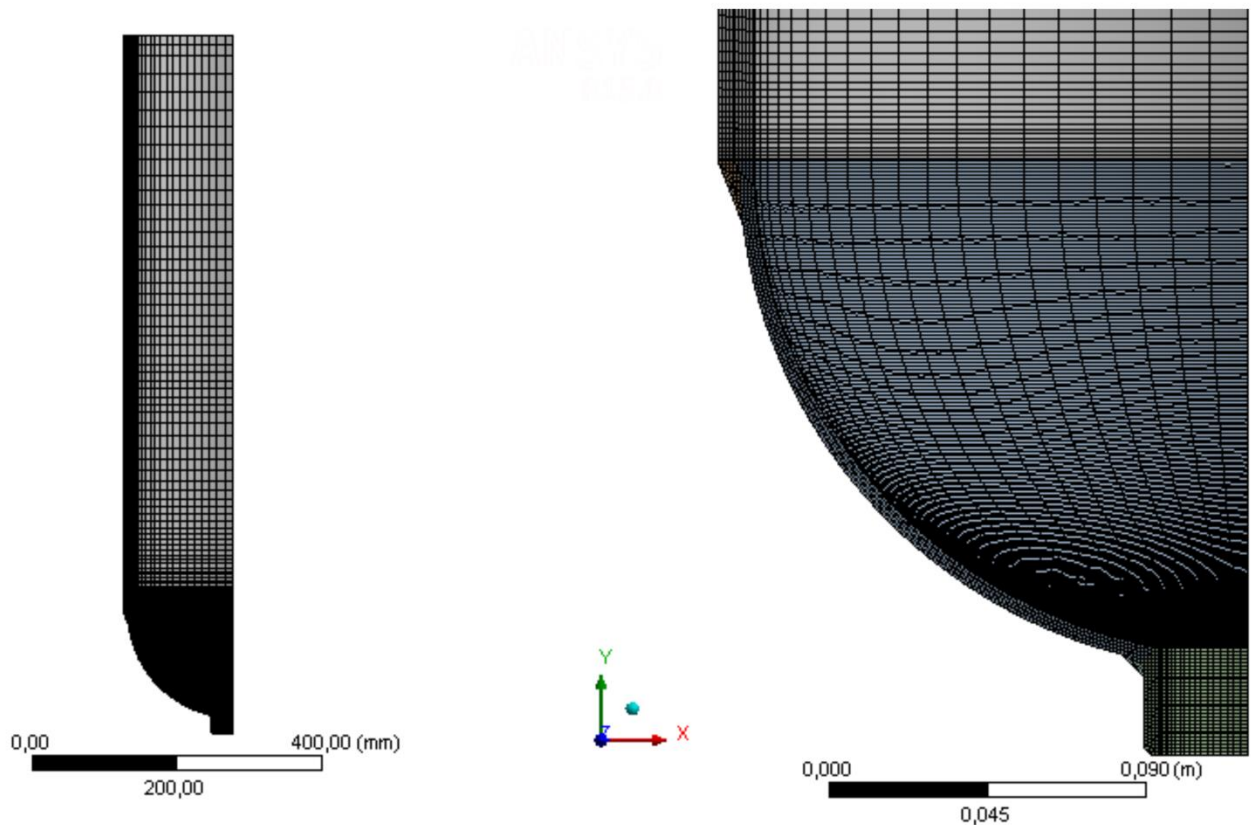


Figura 4.10 - Malla modelo tanque de oxidante.

Tipo de análisis y condiciones de frontera

Para la simulación se establecen las siguientes condiciones, presentadas en la Tabla 4.5 utilizando la carga estática máxima a la cual está sometido el tanque.

Tabla 4.5 - Condiciones modelo tanque de oxidante

Condiciones del modelo		
Tipo de análisis	Estático estructural	
Tipo de solver	Mechanical APDL (Direct)	
Condiciones de frontera		
Superficie	Condición utilizada	Valores
Caras internas del tanque	Presión interna	$P = 5.73 \text{ MPa}$
Caras perpendiculares al eje X	Simetría normal al eje X	-
Caras perpendiculares al eje Z	Simetría normal al eje Z	-
Cara superior perpendicular al eje Y	Simetría normal al eje Y	-

Resultados

La curva de convergencia para la malla del modelo se presenta en la **Error! Reference source not found.** en donde se observa que no existe un cambio significativo entre los resultados de los dos últimos puntos de la curva, por lo tanto para ahorrar recursos computacionales se decide trabajar con la malla del punto número cuatro (168,357.00 nodos).

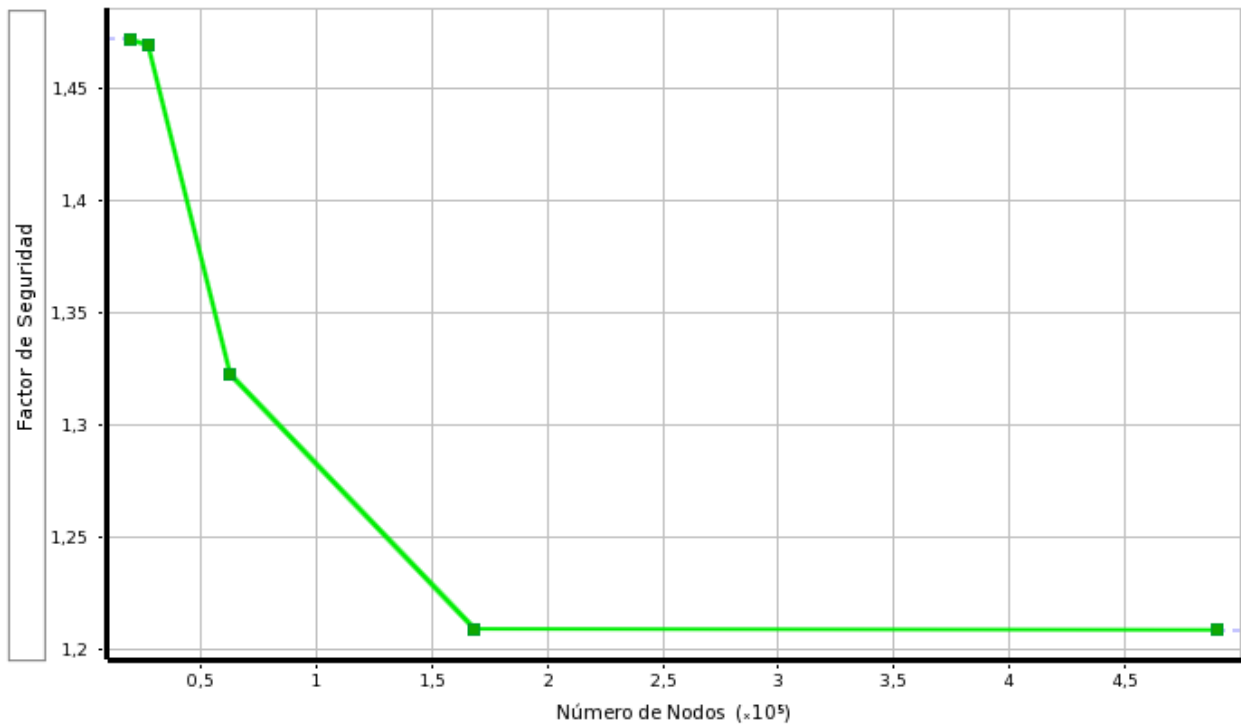


Figura 4.11 - Curva de convergencia modelo tanque de oxidante.

Como se observa en la **Error! Reference source not found.** el mínimo factor de seguridad basado en el esfuerzo equivalente de Von Mises para el tanque de oxidante es de 1.2 y se presenta en la unión entre el cuerpo cilíndrico y la cabeza semiesférica. Como es de esperarse otro punto crítico es el cambio de sección entre la cabeza semiesférica y el acople de la tubería de salida (ver Figura 4.12). Sin embargo el factor de seguridad está en un valor razonable para componentes utilizados en la industria aeroespacial según los valores reportados por (National Aeronautics and Space Administration, 2008) para el factor de seguridad basado en el esfuerzo de fluencia.

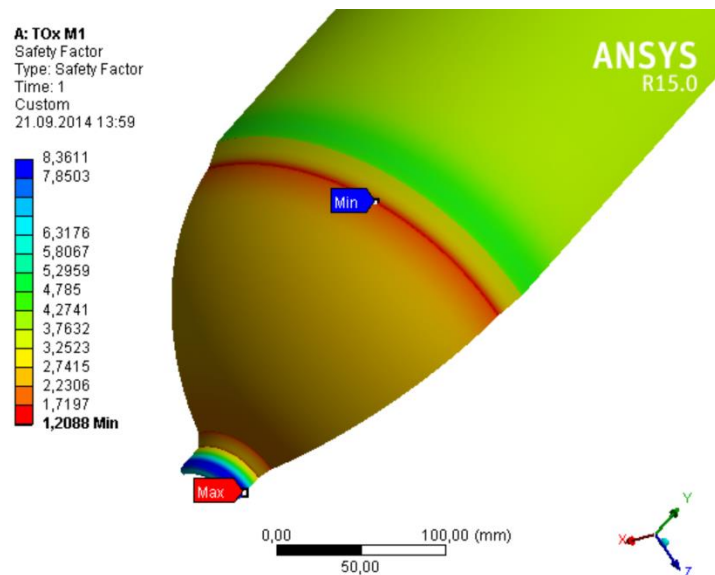


Figura 4.12 - Factor de seguridad modelo tanque de oxidante (vista isométrica).

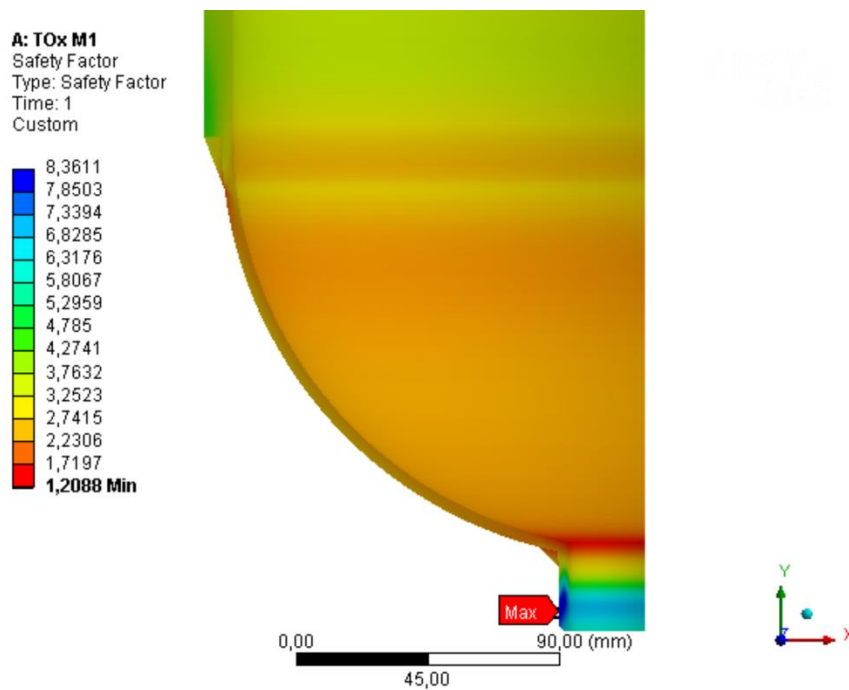


Figura 4.13 - Factor de seguridad modelo tanque de oxidante (vista lateral).

4.4.3. Tobera Convergente-Divergente

Basados en las recomendaciones establecidas en (Sutton, 2001) para el diseño de la tobera, se decide utilizar una tobera de contorno parabólico como se muestra en la Figura 4.14. El desempeño de este tipo de diseño se aproxima más a la teoría de flujo isentrópico cuasi-unidimensional ya que la salida del flujo tiene una mayor componente axial que en una tobera cónica.

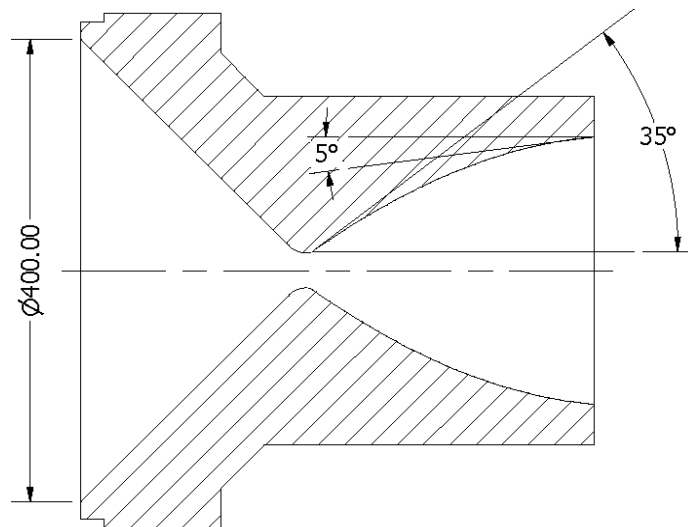


Figura 4.14 - Tobera convergente-divergente.

Los diámetros de garganta y salida de la tobera se calculan utilizando las áreas obtenidas a partir de las ecuaciones (3.37) y (3.38) respectivamente. La tobera del acelerador se diseña para obtener una expansión óptima en la mitad del recorrido de este (15km), esto quiere decir que se diseña para que los gases de combustión se expandan de manera óptima a una presión atmosférica de 0.012045MPa .

La tobera se decide hacer utilizando un compuesto de grafito, dada su alta resistencia a la temperatura y buenas propiedades mecánicas a compresión. Se decide utilizar un grafito de grado industrial como el denominado “*Poco Graphite ZXF-5Q*” cuyas propiedades se presentan en la Tabla 4.6.

Tabla 4.6 – Propiedades mecánicas grafito POCO ZXF-5Q (MatWeb Material Property Data, Matweb Poco Graphite ZXF-5Q Industrial Grade Graphite, 2014)

Grafito – <i>Poco Graphite ZXF-5Q</i>		
Densidad	ρ [kg/m^3]	1780
Módulo de elasticidad	E [GPa]	14.5
Resistencia a la fluencia	S_y [MPa]	79
Resistencia a la compresión	S_c [MPa]	175
Conductividad térmica	k_c [$W/m K$]	70
Punto de fusión	T_m [K]	3773.15

El cálculo mecánico de la tobera se incluye en un modelo numérico realizado para la cámara de combustión sin embargo para alimentar este modelo se decide realizar una simulación del flujo de gases de combustión en la tobera que permita aproximar la distribución de presiones al interior de esta y así utilizar este resultado como condición de frontera en el modelo posterior. Estos dos modelos numéricos se encuentran en la próxima sub-sección.

4.4.4. *Modelo Numérico Tobera Convergente-Divergente*

Geometría y malla

Para este modelo se utiliza un cuarto de la geometría de la tobera dados los dos planos de simetría en el problema con una malla de 316,800.00 nodos con elementos hexaédricos y refinada en la pared para poder aproximar efectos de la capa límite, la cual se muestra en la Figura 4.15.

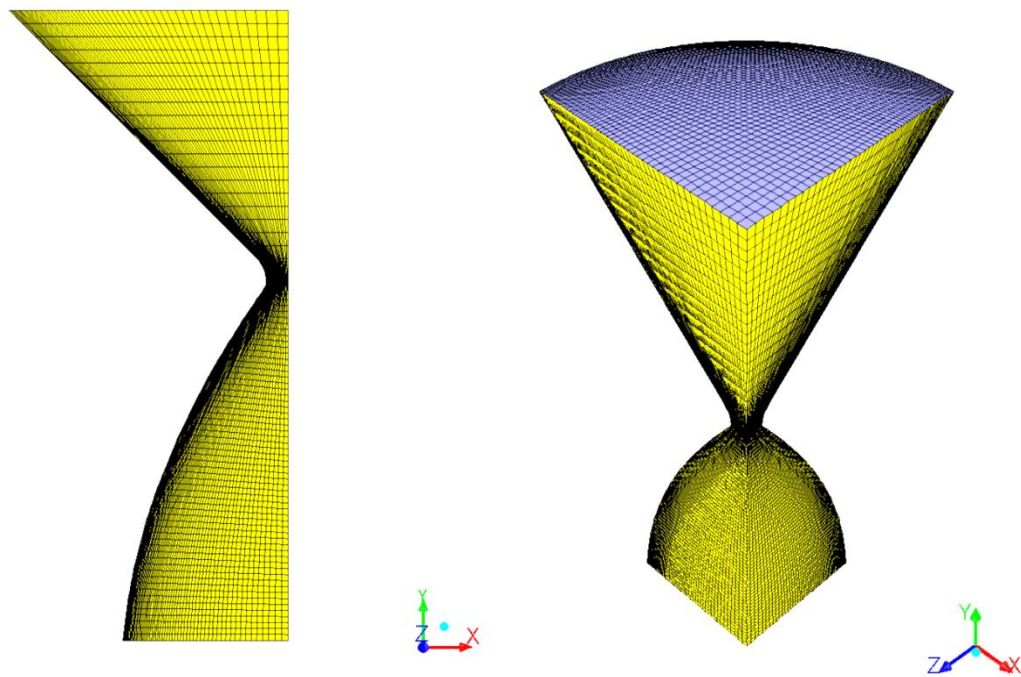


Figura 4.15 - Malla modelo tobera convergente-divergente.

Tipo de análisis y condiciones de frontera

Para esta simulación se establecen las condiciones, presentadas en la Tabla 4.7

Tabla 4.7 - Condiciones modelo tobera convergente-divergente

Condiciones del modelo		
Tipo de análisis	Estacionario	
Tipo de solver	Density-Based	
Condiciones de frontera		
Superficie	Condición utilizada	Valores
Entrada	Pressure-Inlet	$P_o = 5412900 \text{ Pa} ; P = 5412800 \text{ Pa} ; T = 3743 \text{ K}$
Salida	Pressure-Outlet	$P = 0 \text{ Pa} ; T = 298.15 \text{ K}$
Pared de la tobera	Wall	No slip, adiabatic, stationary wall
Plano de corte XY	Symmetry	-
Plano de corte YZ	Symmetry	-
Controles de solución (Under-Relaxation Factors)		
Número de Courant	5	
Energía cinética turbulenta	0.8	
Tasa de disipación turbulenta	0.8	
Viscosidad turbulenta	1	

Resultados

El modelo se valida a partir de los cálculos analíticos utilizando la velocidad a la salida de la tobera y el número adimensional de Mach en la salida de la tobera con un error porcentual de 0.5% y 16% respectivamente entre los valores obtenidos de la simulación numérica y los encontrados por la teoría de flujo isentrópico cuasi-unidimensional. Además se establece un criterio de convergencia de 1×10^{-3} para todas las curvas de convergencia.

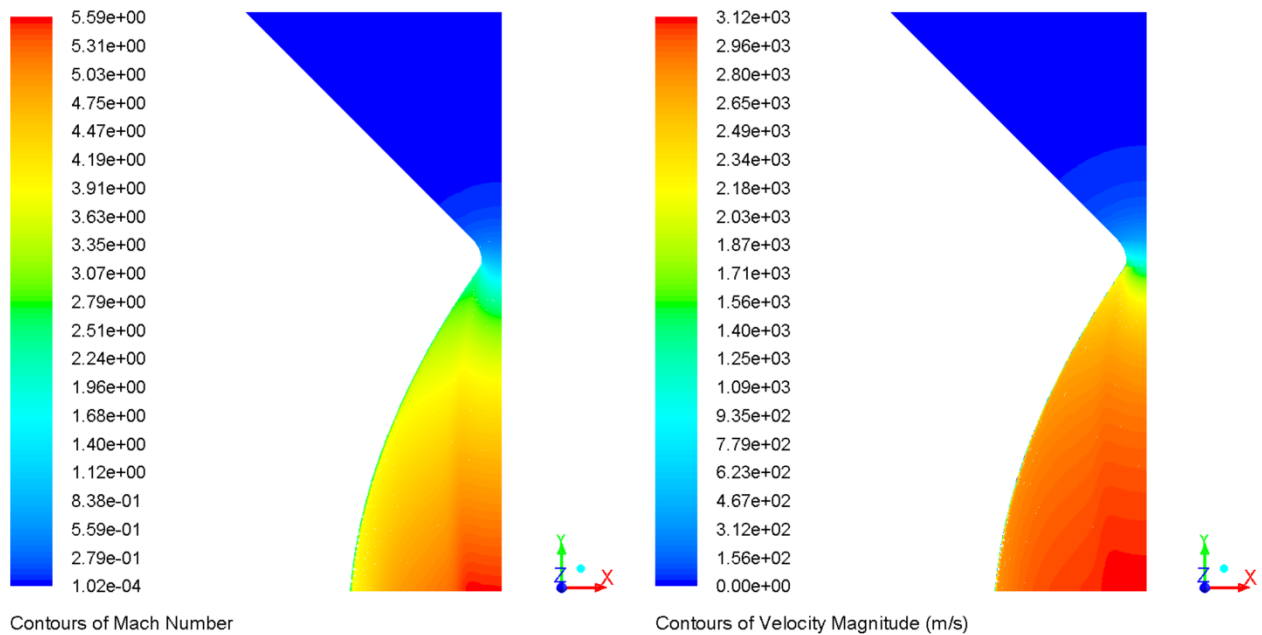
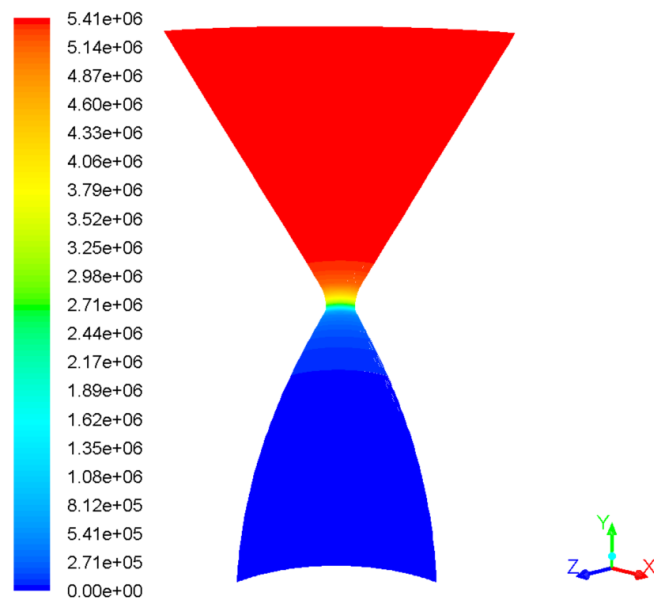


Figura 4.16 - Contornos de número de Mach y velocidad en la tobera.

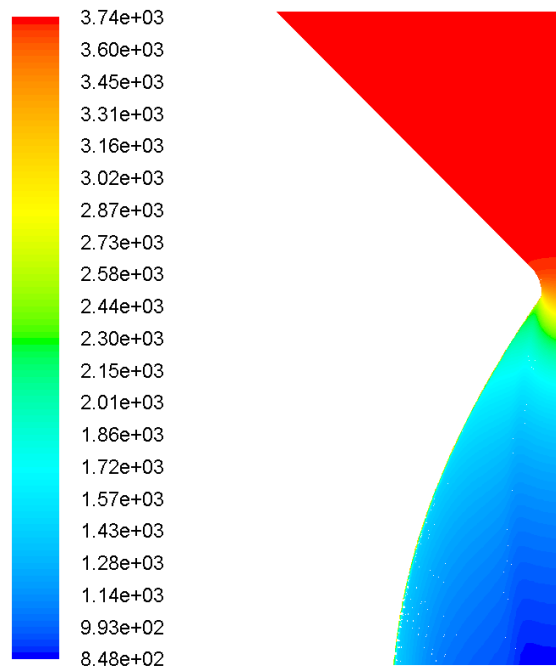
La diferencia entre los errores porcentuales de velocidad y número de Mach se da dado que en el modelo numérico se encuentran temperaturas menores a las calculadas analíticamente, sin embargo para efectos de diseño y con el objetivo de ser conservativos se utilizaran las temperaturas encontradas analíticamente.

Por otro lado en la Figura 4.17 se observan los contornos de presiones en la pared de la tobera. Estos resultados se utilizaron como condición de frontera en el modelo numérico de la cámara de combustión.



Contours of Static Pressure (pascal)

Figura 4.17 - Contornos de presión en la pared de la tobera.



Contours of Static Temperature (k)

Figura 4.18 – Contornos de temperatura en la tobera.

4.4.5. Cámara de Combustión

La cámara de combustión es un cilindro metálico que contiene la cabeza de inyectores, el grano de combustible, la tobera y un retenedor de tobera como se ilustra en la Figura 4.19.

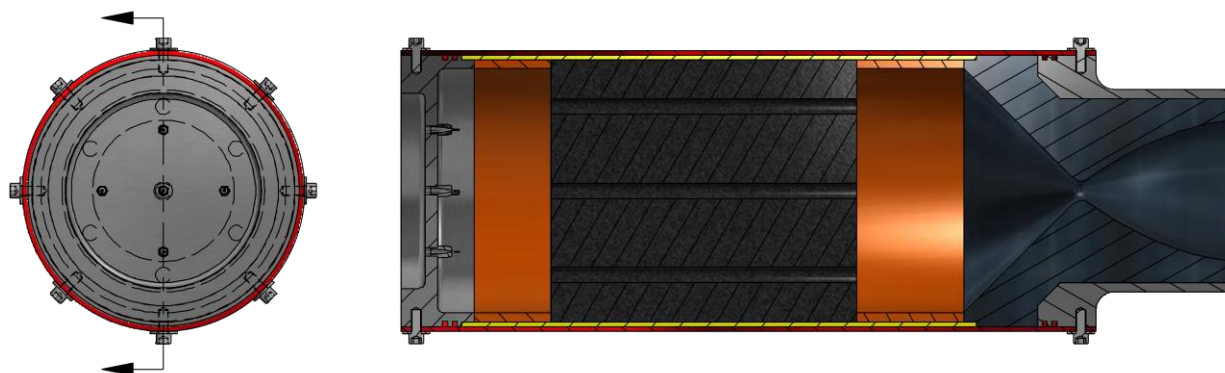


Figura 4.19 - Cámara de combustión MCH.

Utilizando el modelo de transferencia de calor planteado en el capítulo anterior se determina que la mayor temperatura a la que está sometida la carcasa metálica de la cámara de combustión es de $556.83K$ o $283.68^{\circ}C$

Para la carcasa de la cámara de combustión se propone utilizar una aleación “Incoloy MA956” comúnmente utilizada en cámaras de combustión. Esta aleación tiene una densidad menor a otras aleaciones utilizadas en estas aplicaciones, lo cual es una ventaja ya que disminuye el peso muerto del sistema. Sus propiedades para una temperatura aproximada de $300^{\circ}C$ se encuentran en la Tabla 4.8

Tabla 4.8 – Propiedades mecánicas aleación Incoloy MA956 (MatWeb Material Property Data, Matweb INCOLOY® Alloy MA 956, 2014)’ (Special Metals, 2014)

Aleación Incoloy MA956		
Densidad	ρ [kg/m^3]	7250
Módulo de elasticidad	E [GPa]	150
Resistencia última	S_u [MPa]	590
Resistencia a la fluencia	S_y [MPa]	480
Conductividad térmica	k_c [$W/m K$]	15.4

Dada la complejidad de los diferentes componentes que conforman la cámara de combustión se decide utilizar un modelo en elementos finitos para modelar los esfuerzos al interior de esta el cual se encuentra en la siguiente sección.

4.4.6. Modelo Numérico Cámara de Combustión

Geometría y malla

Para el modelo de la cámara de combustión también se aprovecha la simetría que tiene esta respecto a los planos XY ZY por lo tanto se utiliza un cuarto de la geometría completa de toda la cámara incluyendo carcasa, cabeza de inyectores, combustible, tobera y retenedor de tobera. Vale la pena resaltar que cada pieza tiene diferentes materiales presentados en la Tabla 4.9. con diferentes propiedades mecánicas.

Tabla 4.9 - Materiales modelo cámara de combustión

Materiales modelo cámara de combustión	
Pieza	Material
Cabeza de Inyectores	Acero Inoxidable 302
Carcasa	Incoloy MA956
Tobera	Grafito – Poco Graphite ZXF-5Q
Aislante Térmico	Fibra a base de Dióxido de Silicio
Retenedor de tobera	Incoloy MA956
Grano de combustible	HTPB (Polybutadiene Rubber)
Cámara de pre- y post-combustión	Grafito – Poco Graphite ZXF-5Q

En la Figura 4.20 se observa la malla utilizada en el modelo, la cual se encuentra refinada en las zonas en donde van los agujeros para los pernos que unen la carcasa con el retenedor de tobera y la cabeza de inyectores. También se refinan unas ranuras propuestas para los sellos tipo O-ring y los agujeros en donde se insertan los inyectores. Este refinamiento se realiza dado que estos puntos son posibles concentradores de esfuerzos en la cámara de combustión.

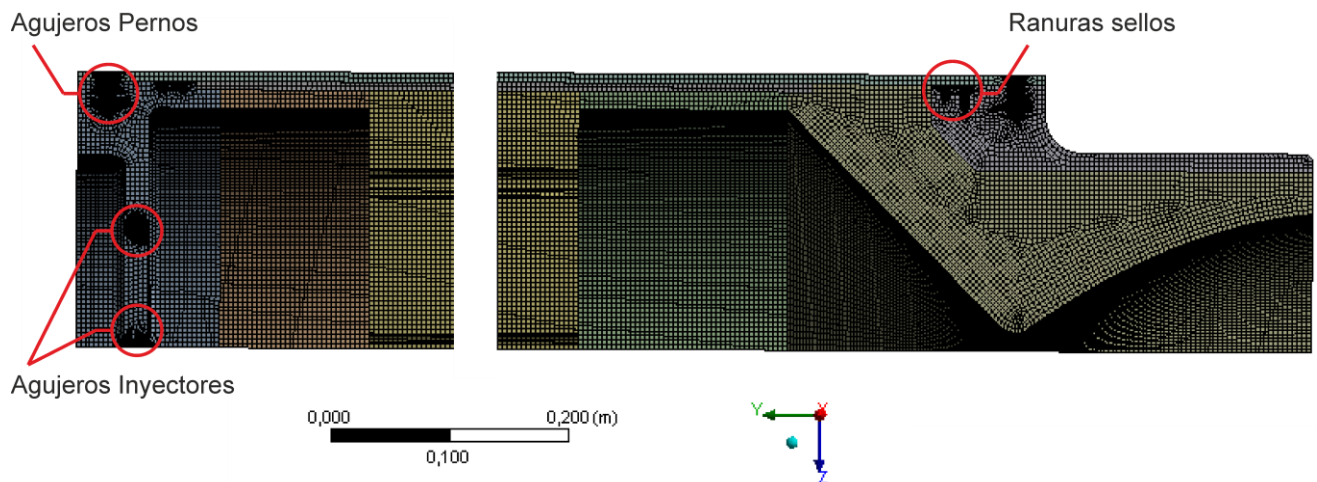


Figura 4.20 - Malla modelo cámara de combustión.

Tipo de análisis y condiciones de frontera

Para la simulación se establecen las condiciones presentadas en la Tabla 4.10 utilizando la carga estática máxima a la cual está sometida la cámara de combustión.

Tabla 4.10 - Condiciones modelo cámara de combustión

Condiciones del modelo		
Tipo de análisis	Estático estructural	
Tipo de solver	Mechanical APDL (Direct)	
Condiciones de frontera		
Superficie	Condición utilizada	Valores
Caras internas de la cámara	Presión interna máxima	$P = 5.41 \text{ MPa}$
Caras perpendiculares al eje X	Simetría normal al eje X	-
Caras perpendiculares al eje Z	Simetría normal al eje Z	-
Agujeros de unión carcasa	Desplazamiento restringido en XYZ	-
Caras internas tobera	Contorno de presión importado	Resultados simulación tobera

Resultados

Se realiza la curva de convergencia de malla utilizando la más crítica (pieza en la que el valor del factor de seguridad basado en el esfuerzo equivalente de Von Mises presenta la mayor variación con respecto al número de nodos de la malla) seleccionada a partir de los resultados observados durante la simulación.

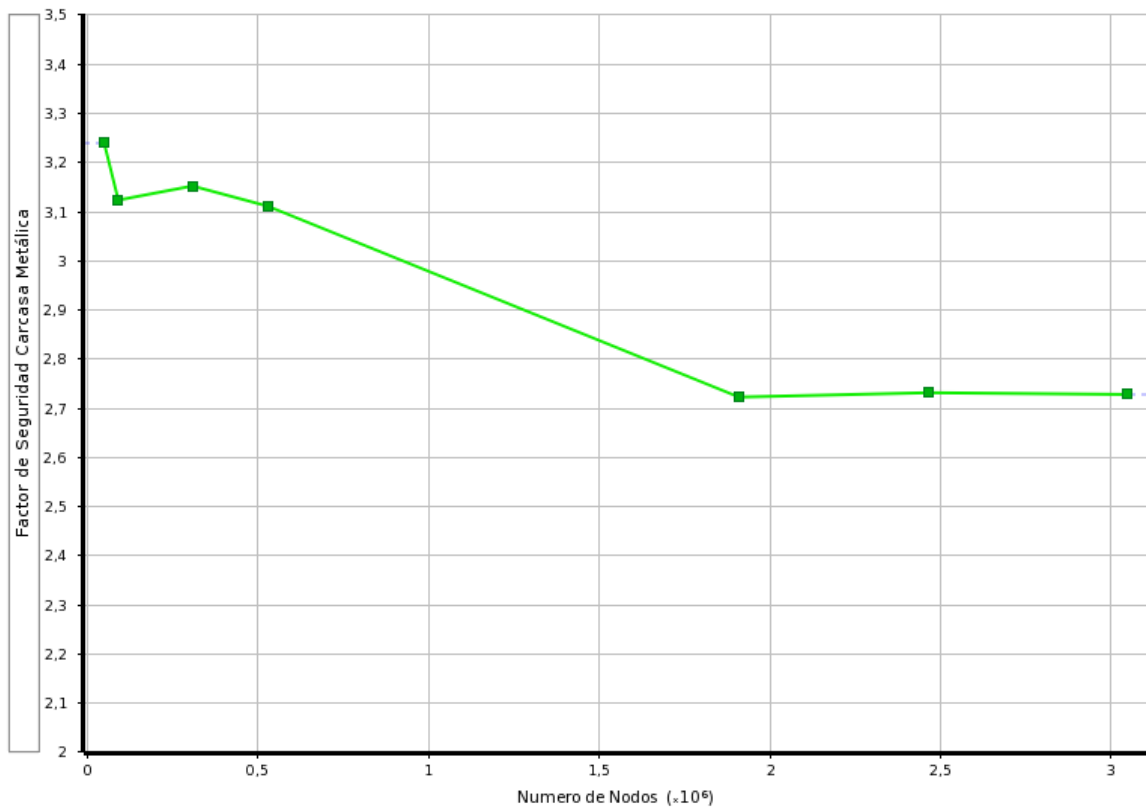


Figura 4.21 - Convergencia de malla modelo cámara de combustión.

En la Figura 4.21 se observa que a partir de la malla utilizada en el punto número cinco (3,028,599 nodos), existe una independencia de malla para los resultados.

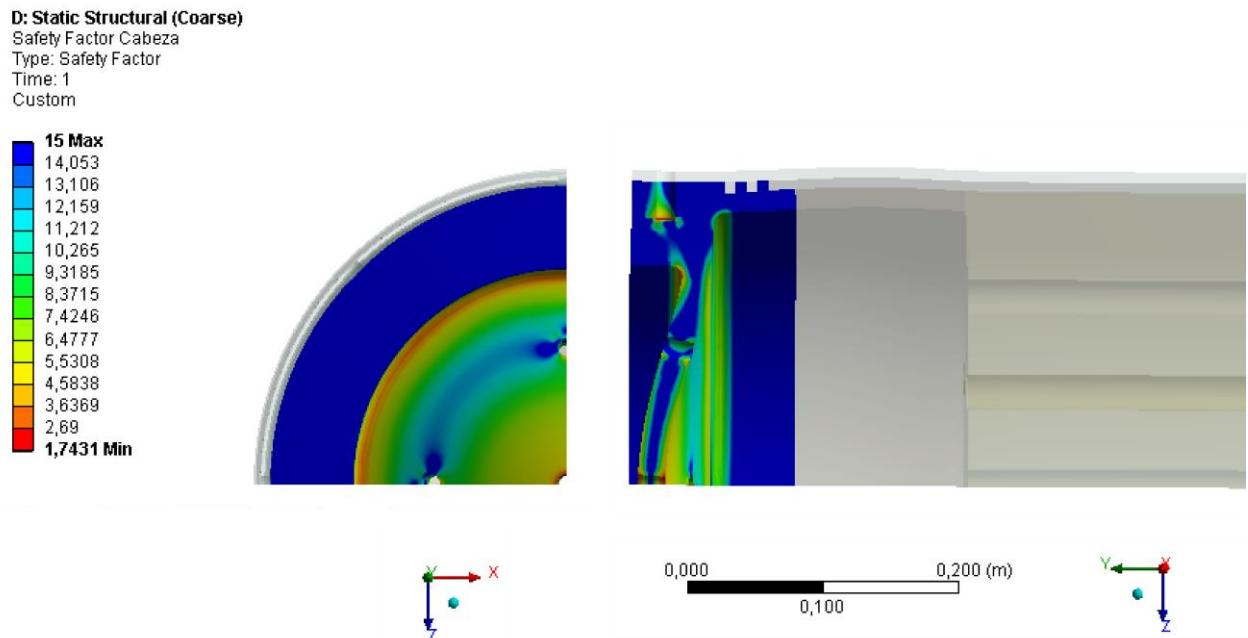


Figura 4.22 - Factor de seguridad cabeza de inyectores.

El factor de seguridad para la cabeza de inyectores se observa en la Figura 4.22 en donde se identifican como puntos críticos los agujeros de los inyectores y los agujeros de las uniones pernadas. El valor mínimo del factor de seguridad basado en el esfuerzo equivalente de Von Mises es aproximadamente de 1.7 lo cual brinda un buen nivel de confiabilidad para la pieza sometida a las cargas de presión máximas. Además se descartan puntos críticos en las ranuras de los sellos de la cámara de combustión.

En la Figura 4.23 se puede observar la distribución de factor de seguridad basado en el esfuerzo equivalente de Von Mises para la carcasa metálica de la cámara de combustión, como es de esperarse los agujeros por donde pasan los pernos son los puntos de concentración de esfuerzos, sin embargo el valor mínimo del factor de seguridad en estos puntos es de alrededor de 2.7 por lo que la carcasa metálica resiste totalmente la carga aplicada.

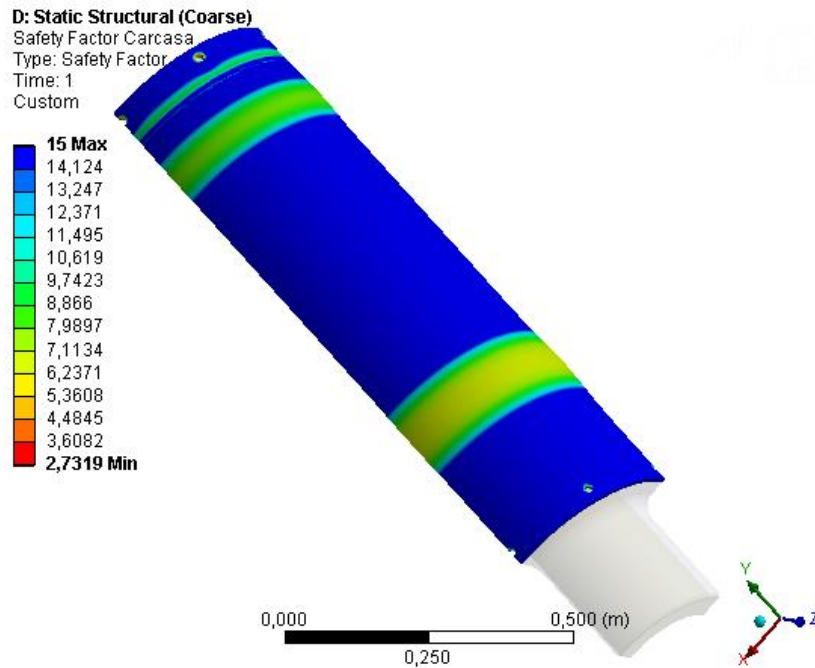


Figura 4.23 - Factor de seguridad carcasa metálica.

El modelo numérico permite obtener la fuerza de reacción que se ejerce sobre los pernos o agujeros que unen la carcasa con la cabeza de inyectores en la cámara de combustión en donde se denomina agujero 1 al agujero que tiene su eje paralelo al eje Z y agujero 3 al agujero que tiene su eje paralelo al eje X. Los resultados se pueden leer en la Tabla 4.11 viendo las componentes de la fuerza de reacción en los tres ejes cartesianos y la magnitud total de la fuerza en cada agujero.

Tabla 4.11 – Resultados fuerza de reacción en la cabeza de inyectores.

	F_x	F_y	F_z	$\ F\ $	$\ F_a\ $	$\ F_c\ $
Agujero 1	-300.25 N	-21658 N	35427 N	41523 N	35428.27 N	21658 N
Agujero 2	50024 N	-43175 N	50042 N	82889 N	70757.35 N	43175 N
Agujero 3	35461 N	-21716 N	-268.52 N	41583 N	35462.02 N	21716 N
Agujero 4	1024.90 N	-20602 N	-2114.50 N	20735 N	2347.99 N	20602 N
Agujero 5	-2986.60 N	-41205 N	-2983.10 N	41421 N	4221.22 N	41205 N
Agujero 6	-2113.20 N	-20600 N	1006.5 N	20732 N	2340.65 N	20600 N

En la Figura 4.24 se observa la fuerza de reacción que se genera en el agujero 1 ante la carga de presión interna aplicada a las paredes interiores de la cámara de

combustión, la magnitud de esta carga permite evaluar estructuralmente los pernos necesarios para que la cámara se mantenga cerrada durante la operación.

D: Static Structural (Coarse)
Force Reaction
26/01/2015 10:50 p.m.

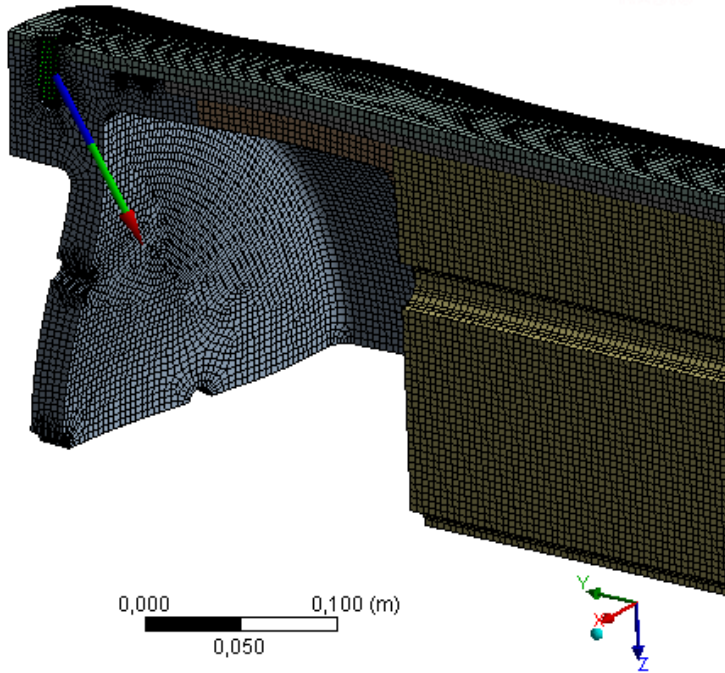


Figura 4.24 - Reacción agujero 2 en la cabeza de inyectores de la cámara de combustión.

Una vez determinada la carga, los pernos se evalúan analíticamente utilizando la teoría presentada en (Budynas & Nisbett, 2011) donde a partir de la carga axial calculada haciendo uso de los datos obtenidos se pueden encontrar los factores de seguridad ante carga, fluencia y de la unión respectivamente como

$$N_p = 1.05 \quad (4.22)$$

$$N_y = 1.19 \quad (4.23)$$

$$N_o = 2.19 \quad (4.24)$$

4.5. Motor Cohete Híbrido a Escala

4.5.1. Similitud y Semejanza

Un modelado completo a escala teniendo en cuenta todos los efectos que suceden durante la combustión es prácticamente imposible, por lo tanto generalmente se busca un modelado parcial que tenga en cuenta los efectos más importantes en el sistema (Spalding, 1963). Este tipo de análisis se concentra en los aspectos dominantes del fenómeno en vez del modelado matemático detallado.

De los diferentes fenómenos que ocurren simultáneamente durante la combustión en un motor cohete híbrido en (Rajeshwar & Alon, 2003) se concluye después utilizar un análisis de similitud y pruebas experimentales que los parámetros principales que se deben cumplir para establecer una similitud entre un MCH a escala y un MCH prototipo real son:

- Similitud geométrica.
- Utilizar el mismo sistema oxidante combustible (similitud química).

Dado que el sistema es un sistema reactivo y compresible se sobrentiende la importancia de la similitud química, sin embargo también se debe apuntar a obtener una similitud en los efectos de compresibilidad del sistema.

Por lo tanto el modelo a escala deberá mantener una similitud geométrica en las dimensiones de la cámara de combustión, además se deberá igualar la relación oxidante combustible promedio del prototipo y el modelo a escala, finalmente también se deberá buscar igualdad en los números de Mach en la tobera del sistema.

Con el fin de obtener un modelo a escala realizable se utiliza un factor de escala geométrica $\lambda = 5$ aplicado a todas las dimensiones principales de la cámara de combustión, lo cual se puede observar en la Figura 4.26.

Para los efectos químicos se busca que el promedio temporal de la relación oxidante combustible de los dos sistemas sea el mismo. Como se observa en la Figura 4.25 en la

que se grafica la relación oxidante combustible contra el tiempo característico de cada sistema.

En donde el llamado tiempo característico es una variable adimensional la cual se obtiene dividiendo cada instante de temporal por el tiempo total de vuelo establecido para cada sistema. Sin embargo como se observa no se puede asegurar que la relación oxidante combustible sea la misma para cada instante temporal lo cual representa que no se puede asegurar la similitud química del sistema para todos los tiempos de vuelo.

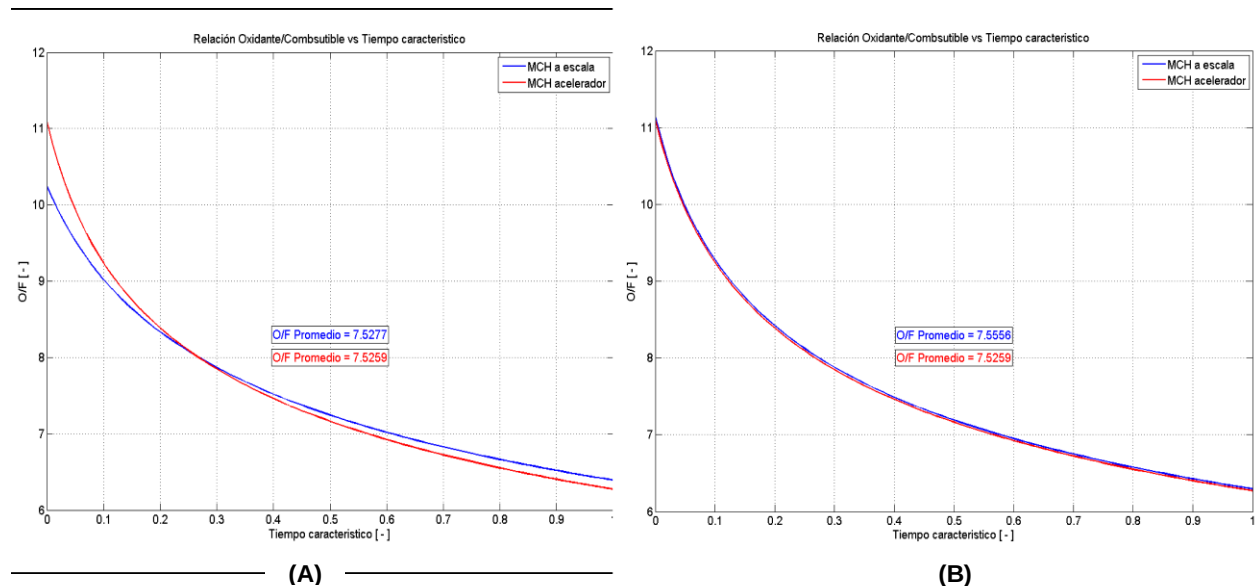


Figura 4.25 - Relación oxidante combustible vs tiempo característico.

Como se observa en la Figura 4.25 (A) la cual se obtiene a partir de un tiempo de vuelo 15s, no se puede asegurar que la relación oxidante combustible sea la misma para cada instante temporal lo cual representa que no se puede asegurar la similitud química del sistema para todos instantes los tiempos de vuelo, llevando a un modelado parcial o menos exacto del prototipo real.

Investigando un poco más sobre la similitud química, se encontró que al escalar el tiempo de vuelo utilizando el mismo factor de escala geométrica aplicado a las dimensiones del MCH (Figura 4.25 (B) con un tiempo de vuelo de 24s) se genera un

sistema en donde la similitud de la relación oxidante combustible si se puede asegurar para todo el tiempo de vuelo con un error relativo promedio de 0.4%.

Dado que los efectos de compresibilidad están representados en el número adimensional de Mach ($Ma = v/\sqrt{kRT}$) y que el prototipo y el modelo a escala trabajan con el mismo fluido, se puede encontrar similitud de efectos de compresibilidad obteniendo campos de velocidad y temperatura similares para los dos sistemas. Para verificar esta situación se comparan los números de Mach a la salida de la tobera para los dos sistemas en donde para el prototipo real es de 4.63 y para el modelo a escala es de 4.66 lo cual representa un error relativo de 0.64% entre los dos valores.

4.5.2. Modelo a Escala

En el modelo a escala propuesto, se escalan todas las dimensiones interiores de la cámara de combustión bajo el factor de escala geométrico sin embargo los espesores del aislante térmico y componentes como la cabeza de inyectores, el retenedor de tobera y carcasa no siguen el mismo factor dado que deben soportar las cargas ejercidas sobre el MCH. Esto no afecta, la similitud del sistema dado que solo las partes que están en contacto directo con el fluido de trabajo son las que deben ser estrictamente escaladas.

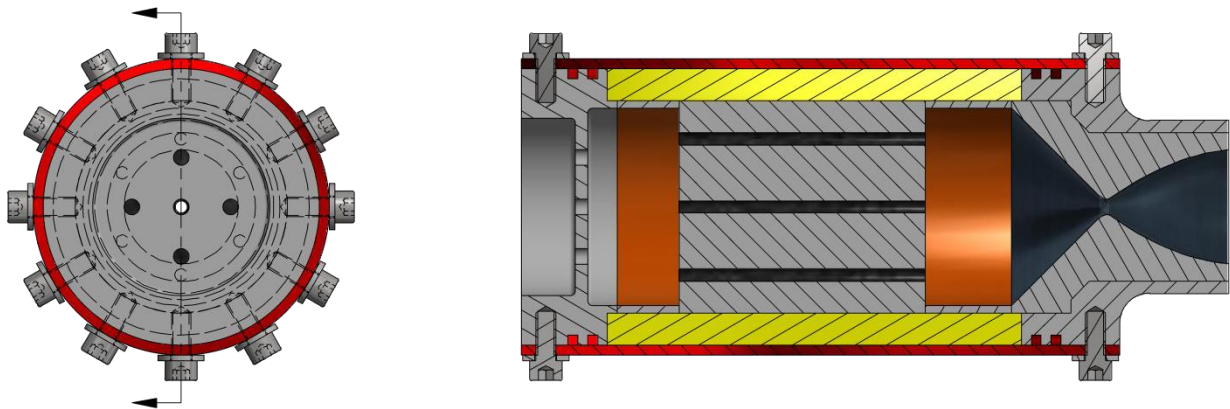


Figura 4.26 - Cámara de combustión MCH a escala, $\lambda = 5$.

Vale la pena notar en la Figura 4.26 que el espesor del aislante térmico es mayor que en el sistema prototipo real, esto se debe a que a pesar de que el modelo a escala tiene menor tamaño, teóricamente la combustión es la misma y por lo tanto la temperatura alcanzada durante la combustión debe ser igual para los dos sistemas.

Los materiales utilizados para la cámara de combustión a escala corresponden a los mismos utilizados en la cámara de combustión del prototipo real. Y para el modelo a escala se plantea inicialmente un mayor número de pernos para soportar la presión al interior durante la combustión.

De la misma manera que para el prototipo real, la configuración del modelo a escala utiliza dos sellos tipo O-ring en cada extremo de la cámara de combustión y cinco

inyectores capaces de suministrar el flujo másico requerido que mantiene la similitud entre la relación oxidante combustible del prototipo y el modelo a escala.

4.5.3. Evaluación Numérica

Una vez establecida la similitud entre los dos sistemas es necesario calcular de nuevo la parte estructural para asegurar que el modelo a escala resista las condiciones de operación. Por lo tanto se utiliza una simulación utilizando elementos finitos para evaluar estructuralmente el modelo a escala y obtener las fuerzas de reacción para verificar el número pernos necesarios para el sistema.

Se trabaja sólo con la cámara de combustión dado que el tanque de oxidante se vende junto con el óxido nitroso y solamente se requiere obtener la cantidad de oxidante apropiada para asegurar el flujo másico del motor a escala.

En el modelo numérico al igual que para el prototipo real se utiliza un modelo que contiene la geometría completa de la cámara de combustión.

Geometría y Malla

De la misma manera que para el prototipo real, en el modelo de la cámara de combustión para la versión a escala se utiliza un cuarto de la geometría aprovechando la simetría con respecto a los planos XZ y ZY. La malla se refina en los posibles concentradores de esfuerzos como las uniones pernadas, los agujeros de los inyectores y las ranuras para los sellos tipo O-rings como se muestra en la Figura 4.27 con un corte que simplifica la geometría para una mejor visualización de la malla.

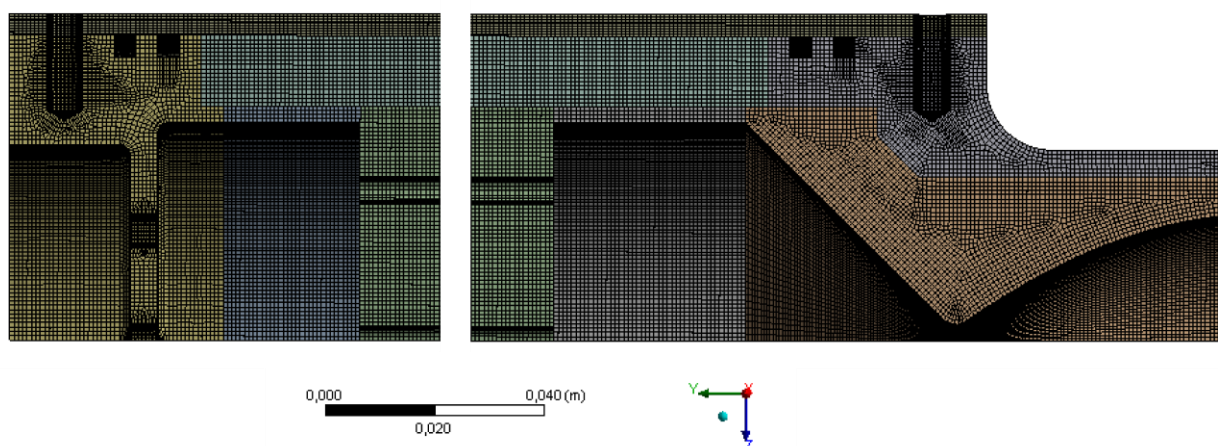


Figura 4.27 - Malla modelo cámara de combustión a escala.

Tipo de análisis y condiciones de frontera

Para la simulación se establecen las condiciones presentadas en la Tabla 4.12 usando de manera muy similar a lo utilizado para el prototipo, la carga estática máxima a la cual está sometida la cámara de combustión a escala.

Tabla 4.12 - Condiciones modelo cámara de combustión a escala

Condiciones del modelo		
Tipo de análisis	Estático estructural	
Tipo de solver	Mechanical APDL (Direct)	
Condiciones de frontera		
Superficie	Condición utilizada	Valores
Caras internas de la cámara	Presión interna máxima	$P = 5.66 \text{ MPa}$
Caras perpendiculares al eje X	Simetría normal al eje X	-
Caras perpendiculares al eje Z	Simetría normal al eje Z	-
Agujeros de unión carcasa	Desplazamiento restringido en XYZ	-
Caras internas tobera	Contorno de presión importado	Varios valores

Resultados

Para el modelo se realiza la curva de convergencia de malla utilizando la pieza más crítica (pieza en la que el valor del factor de seguridad basado en el esfuerzo equivalente de Von Mises presenta la mayor variación con respecto al número de nodos de la malla) y una vez se alcanza un valor independiente del número de nodos, se utiliza la malla correspondiente para evaluar esfuerzos y las reacciones aplicadas a los

pernos. La curva se observa en la Figura 4.28 y se alcanza la convergencia de malla a los 11,937,061 nodos.

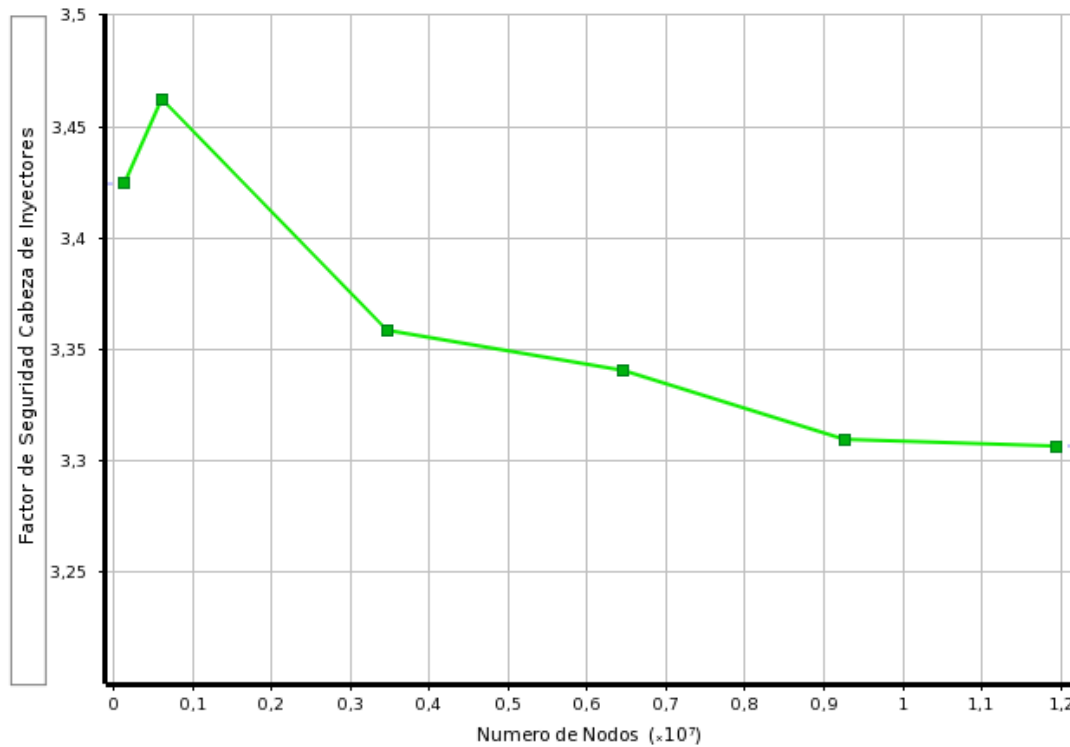


Figura 4.28 - Convergencia de malla cámara de combustión modelo a escala.

El factor de seguridad para la cabeza de inyectores se observa en la Figura 4.29 en donde se identifican como puntos críticos los agujeros de los inyectores además del cambio de sección en donde el valor del factor de seguridad basado en el esfuerzo equivalente de Von Mises es aproximadamente de 3.3. Además se descartan puntos críticos en las ranuras de los sellos y los agujeros de los pernos que mantienen sellada la cámara de combustión.

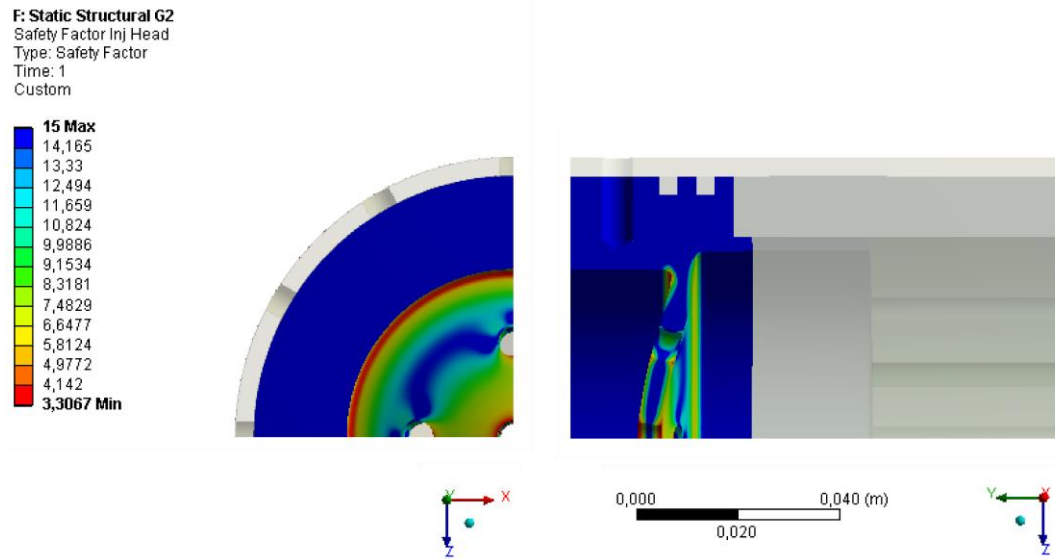


Figura 4.29 - Factor de seguridad cabeza de inyectores modelo a escala.

En la Figura 4.30 se puede observar la distribución de factor de seguridad basado en el esfuerzo equivalente de Von Mises para la carcasa metálica de la cámara de combustión en el modelo a escala, como se ve en la barra de colores la carcasa se encuentra sobre diseñada ya que el factor de seguridad es prácticamente igual en toda la carcasa y tiene el valor máximo que reporta el software. Este resultado es conveniente en el sentido de que lo ideal sería que este diseño se pueda ajustar a las cargas generadas por diferentes sistemas de oxidante combustible que se quieran poner a prueba en el MCH a escala.

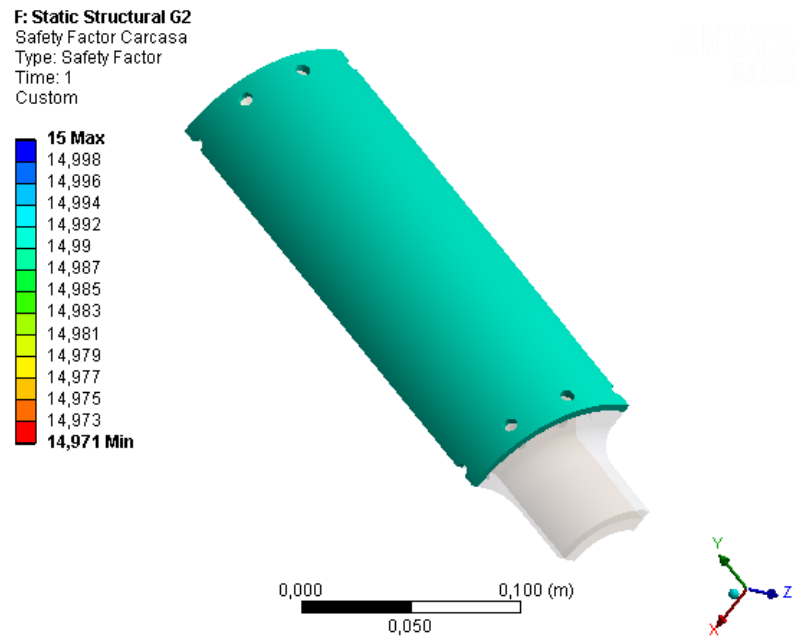


Figura 4.30 - Factor de seguridad carcasa metálica modelo a escala.

Finalmente se verifica la distribución del factor de seguridad en la tobera y el retenedor de tobera (Figura 4.31) en donde se observa que para el retenedor el punto crítico se genera en los agujeros de las uniones pernadas y no en las ranuras para los sellos como se esperaría. Para la tobera encontramos el menor factor de seguridad en el cambio de sección que se produce en la garganta de la tobera. Sin embargo los dos factores de seguridad mínimos se encuentran en un rango aceptable de confiabilidad para las dos piezas.

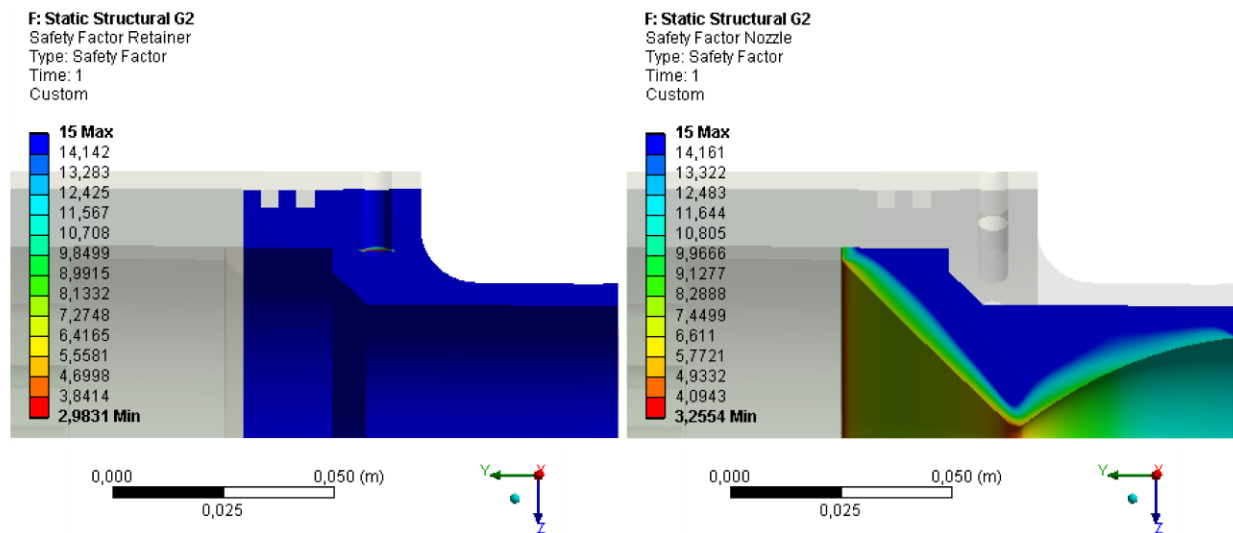


Figura 4.31 - Factor de seguridad en la tobera y retenedor modelo a escala.

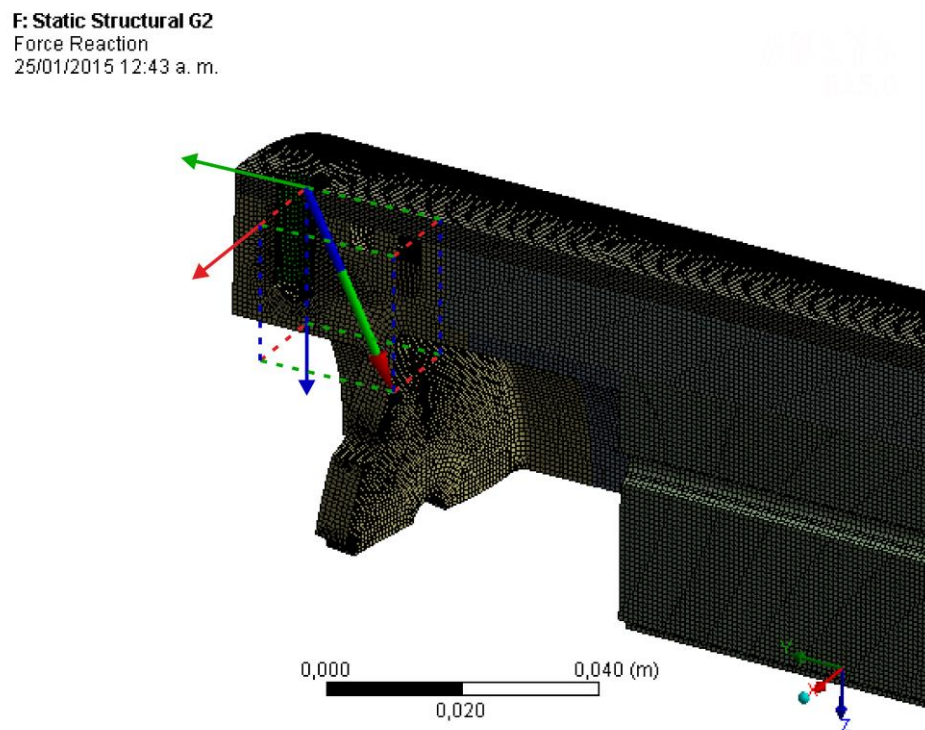


Figura 4.32 - Resultados fuerza de reacción en agujeros para pernos modelo a escala.

En la Figura 4.32 se observa uno de los resultados de las reacciones obtenidas para los agujeros, a partir de los datos generados se puede determinar la componente axial y

cortante que actúan sobre los pernos que unen las piezas en la cámara de combustión. En la Tabla 4.13 se presentan los resultados para cada agujero (perno) y las magnitudes de sus respectivas componentes axial y cortante. Al igual que en la cámara del prototipo real los agujeros se numeran en dirección de las manecillas del reloj empezando por los agujeros de la cabeza de inyectores y continuando por los agujeros del retenedor de tobera.

Tabla 4.13 – Resultados reacciones pernos cámara de combustión a escala

	F_x	F_y	F_z	$\ F\ $	$\ F_a\ $	$\ F_c\ $
Agujero 1	60.15 <i>N</i>	−578.62 <i>N</i>	1035.40 <i>N</i>	1187.63 <i>N</i>	1037.15 <i>N</i>	578.62 <i>N</i>
Agujero 2	1032.10 <i>N</i>	−1144.60 <i>N</i>	1786.80 <i>N</i>	2359.66 <i>N</i>	2063.46 <i>N</i>	1144.60 <i>N</i>
Agujero 3	1786.60 <i>N</i>	−1144.00 <i>N</i>	1036.00 <i>N</i>	2360.93 <i>N</i>	2065.24 <i>N</i>	1144.00 <i>N</i>
Agujero 4	1036.10 <i>N</i>	−577.57 <i>N</i>	61.43 <i>N</i>	1187.80 <i>N</i>	1037.92 <i>N</i>	577.57 <i>N</i>
Agujero 5	33.77 <i>N</i>	829.16 <i>N</i>	662.44 <i>N</i>	1061.83 <i>N</i>	663.30 <i>N</i>	829.16 <i>N</i>
Agujero 6	663.40 <i>N</i>	1660.00 <i>N</i>	1149.10 <i>N</i>	2125.12 <i>N</i>	1326.85 <i>N</i>	1660.00 <i>N</i>
Agujero 7	1148.80 <i>N</i>	1659.70 <i>N</i>	663.28 <i>N</i>	2124.68 <i>N</i>	1326.53 <i>N</i>	1659.70 <i>N</i>
Agujero 8	662.60 <i>N</i>	829.54 <i>N</i>	33.73 <i>N</i>	1062.22 <i>N</i>	663.46 <i>N</i>	829.54 <i>N</i>

Por lo tanto a partir de los datos obtenidos y el modelo presentado en el cálculo de las uniones pernadas para el prototipo real se pueden encontrar unos factores de seguridad bajo carga, fluencia y de unión con valores respectivamente de

$$N_p = 1.29 \quad (4.25)$$

$$N_y = 1.47 \quad (4.26)$$

$$N_o = 16.54 \quad (4.27)$$

CAPÍTULO V

5. CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES

5.1. Conclusiones

El objetivo general de este proyecto fue el de presentar una propuesta de diseño de un sistema de propulsión tipo motor-cohete híbrido para un acelerador y basándose en esta propuesta generar un modelo a escala como diseño básico para un futuro laboratorio de propulsión.

A partir del trabajo realizado se puede concluir:

- El sistema motor cohete híbrido diseñado se propone como alternativa de bajo costo relativo para la propulsión de lanzaderas de satélites dadas sus diferentes ventajas respecto a los sistemas tradicionales de propelentes sólidos y líquidos.
- La selección del sistema oxidante combustible se basó entre otras en consideraciones para minimizar la toxicidad generada, por lo cual se optó por utilizar Oxido Nitro con HTPB como propelentes generando en el sistema una reacción sin gases de combustión tóxicos para el medio ambiente.
- En el trabajo se propone una metodología para el diseño de un motor cohete híbrido dividiendo el sistema en diferentes etapas de cálculo que incluyen modelos analíticos y se apoyan en resultados de simulaciones numéricas.
- A pesar de que dadas las condiciones específicas de este tipo de sistemas todos los fenómenos que ocurren al interior son de tipo transitorio, para el diseño se plantea una solución conservativa incluyendo los diferentes estados de carga máximos aplicados simultáneamente en el sistema.
- Los materiales propuestos generan un buen nivel de confiabilidad al resistir las cargas mecánicas y térmicas obtenidas en el modelo matemático planteado.
- Basándose en condiciones generales de similitud y semejanza se obtiene que para el sistema propuesto es realizable un modelo a escala que en teoría representa los fenómenos principales del prototipo real.

- En el trabajo presentado se anexan diferentes consideraciones relacionadas con el cálculo analítico que se salen de los contenidos generales del programa de pregrado en Ingeniería Mecánica de la Universidad del Valle, además de los planos de detalle de los sistemas diseñados y el código generado para la metodología de cálculo planteada.
- El trabajo desarrollado incentiva a la continuación del estudio en la temática al interior de la Universidad del Valle por medio de la propuesta de un motor cohete híbrido a escala, el cual funciona como diseño base para un futuro laboratorio de propulsión. Este punto es fundamental para el fortalecimiento del actual programa de post-grado en Ingeniería Aeroespacial de la Escuela de Ingeniería Mecánica.
- Este tipo de trabajos enfocados al desarrollo de nuevas tecnologías y en específico para Colombia beneficia el nivel investigativo-tecnológico del país. Además dados los diferentes avances en las temáticas de Ingeniería Aeroespacial en la región por parte de países vecinos, el trabajo ayuda a consolidar a Colombia como un país a la vanguardia tecnológica y visibiliza la importancia de la inversión de capital y recursos humanos en este tipo de temáticas.

5.2.Recomendaciones

- Dado que el sistema inicialmente es concebido para un tiempo de vuelo objetivo de 120 segundos se recomienda utilizar un laboratorio usando un modelo a escala para verificar mediante pruebas experimentales las condiciones transitorias de la carga aplicada y poder generar un histórico que permita evaluar el sistema ante fatiga de bajo ciclo con el objetivo de implementar una sistema de evaluación y prevención de falla para los componentes del sistema.
- Además experimentalmente se pueden obtener las posibles vibraciones generadas por el proceso de combustión e implementar una metodología para el cálculo ante los posibles esfuerzos generados por la vibración.

Se recomienda realizar la compra de los manuales para la manipulación de los propelentes propuestos y realizar guías de seguridad antes de trabajar experimentalmente con ellos.

5.3. Trabajos Futuros

- El trabajo realizado se basó en aspectos de diseño térmico y mecánico utilizando métodos analíticos lo cual lleva a usar diferentes simplificaciones en cada etapa del diseño. Por lo tanto como trabajo futuro y para entender de mejor manera el comportamiento del flujo al interior de un motor cohete híbrido se deberán plantear modelos numéricos que simulen el comportamiento de la combustión y la gasodinámica, obteniendo resultados más cercanos al valor real de los campos de velocidades, composiciones y temperaturas de los gases de combustión.
- Además en el documento se hace referencia que, para el diseño completo del acelerador falta trabajar en la parte de la estructura y la membrana del acelerador; así como calcular la dinámica de vuelo del acelerador verificando como podría afectar el funcionamiento del motor y diseñar diferentes subsistemas que juegan un papel importante en el acelerador como el sistema de separación, el sistema de recuperación del mismo y los sistemas de seguimiento y control del acelerador, además una vez establecida la configuración de la estructura del acelerador se debe vincular en esta un soporte para toda las líneas de tuberías y válvulas propuestas.
- Se deberán realizar trabajos de optimización de las características geométricas de los puertos y grano de combustible con el fin de incrementar la tasa de regresión del combustible sólido. Estas características incluyen, número de puertos de combustión, diámetro de los puertos de combustión, longitud de las cámaras de pre- y post-combustión.
- También se debe realizar un modelado más detallado del proceso de combustión para poder captar los cambios en las propiedades termodinámicas del sistema,

además de como varían las propiedades de los gases de combustión y su efecto en el proceso de escalización del sistema.

- Basados en el código generado en MATLABTM se deberá seguir trabajando en este, hasta convertirlo en un código aplicable para diferentes sistemas oxidante combustible y diferentes puntos de diseño. Idealmente se debe plantear una interfaz gráfica para poder ser utilizado en el diseño preliminar de sistemas similares.
- Uno de los trabajos futuros más importantes que se deben desarrollar a partir del diseño base presentado, es el diseño de detalle de un laboratorio de propulsión que tenga en cuenta aspectos de control, instrumentación y seguridad. En especial instrumentación del empuje generado además de presiones y temperaturas al interior de la cámara de combustión y el tanque de oxidante. Se deberá realizar, además recomendaciones sobre las instalaciones adecuadas para tener este tipo de laboratorios y anexar datos de seguridad sobre la manipulación de los propelentes.
- Junto con el trabajo del laboratorio se deben realizar cotizaciones y optimizaciones en los materiales, en especial en la tobera y cámara de combustión que están sometidas a altas temperaturas. Además de la propuesta de investigación para la construcción del laboratorio.

BIBLIOGRAFÍA

- AFSA. (2004). *The Welding of Aluminium MIG & TIG Fusion*. Guide, Aluminium Federation of Southern Africa.
- Air Liquide. (2013, 10 22). Retrieved from Gas Encyclopedia - Nitrous Oxide: <http://encyclopedia.airliquide.com/Encyclopedia.asp?GasID=55#GeneralData>
- American Society of Mechanical Engineers. (2010). *ASME Boiler & Pressure Vessel Code*. ASME Collective Membership Mark.
- BETE, E. S. (2013). Catalog: Nozzles for Industry, Pollution Control, and Fire Protection.
- Budynas, R., & Nisbett, J. (2011). Screws, Fasteners, and the Design of Nonpermanent Joints. In R. Budynas, *Shigley's Mechanical Engineering Design*. McGraw Hill.
- Chiaverini, M., & Kuo, K. (2007). *Fundamentals of Hybrid Rocket Combustion and Propulsion*. Reston, Virginia, USA: AIAA.
- Chiaverini, M., Serin, N., & Johnson, D. K. (2000). Regression Rate Behavior of Hybrid Rocket Solid Fuels. *Journal of Propulsion and Power*, 16(1), 125-132.
- Dantzing, J. (2001). Governing Equations. In *Modeling in Materials Processing* (pp. 24-59). Cambridge University Press.
- Date, A. (2011). *Analytic combustion: With Thermodynamics, Chemical Kinetics, and Mass Transfer*. Cambridge University Press.
- EFE. (2013, Junio 21). *Satélites "made in Bogotá" ponen a Colombia en la órbita aeroespacial*. Retrieved 08 11, 2013, from Satélites "made in Bogotá" ponen a Colombia en la órbita aeroespacial (elespectador.com): <http://www.elespectador.com/noticias/nacional/articulo-429263-satelites-made-in-bogota-ponen-colombia-orbita-aeroespacial>
- Ewig, R. (2009). *Vapor Pressurization (VaPak) Systems History, Concepts, and Applications*. Technical Papers, Holderaerospace.

- Fernandez, M. (2009). *Propellant Tank Pressurization Modeling for a Hybrid Rocket*. Rochester Institute of Technology , Rochester.
- Gascoin, N., & Gillard, P. (2011, 11). Literature survey for a first choice of a fuel-oxidiser couple for hybrid propulsion based on kinetic justifications. *Journal of Analytical and Applied Pyrolysis*(94), 9.
- Geneviève, B. (2013). *Development of a Hybrid Sounding Rocket Motor*. M.Sc. Thesis, University of KwaZulu-Natal.
- Greatrix, D. (2012). *Powered Flight: The Engineering of Aerospace Propulsion*. Springer-Verlag.
- Huzel, D., & Huang, D. (1992). *Modern Engineering for Design of Liquid-Propellant Rocket Engines*. Progress in Astronautics and Aeronautics.
- Kou, S. (2003). *Welding Metallurgy* (2 Edición ed.). John Wiley & Sons.
- Krishnan, S. (2002). Hybrid Rocket Technology: An Overview. 6 *Asian pacific International Symposium on Combustion and Energy Utilization*. Kualalumpur, Malaysia: 6th Asia pacific International Symposium on Combustion and Energy Utilization.
- Macklin, F., & Grainger, C. (2003). New Applications for Hybrid Propulsion. *AIAA/ASME/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit*, (p. 5). Huntsville, USA.
- Marxman, G., & Gilbert, M. (1963). Turbulent Boundary Layer Combustion in the Hybrid Rocket. *Ninth International Symposium on Combustion*, (pp. 371-382). New York.
- Marxman, G., & Wooldridge, C. (1963). Fundamentals of Hybrid Boundary Layer Combustion. *AIAA Heterogeneous Combustion Conference*, (pp. 485-522). Palm Beach.
- MatWeb Material Property Data. (2014). Retrieved from MatWeb, Aluminum 5052-H38: <http://www.matweb.com/search/DataSheet.aspx?MatGUID=03ed379e437945a1a8dbff86c5907f74>

MatWeb Material Property Data. (2014). Retrieved from Matweb Alclad Aluminum 2014-T6:

<http://www.matweb.com/search/datasheet.aspx?matguid=c7e7e270c01f4d1482f0e2625af0b263>

MatWeb Material Property Data. (2014). Retrieved from Matweb Poco Graphite ZXF-5Q Industrial Grade Graphite:

<http://www.matweb.com/search/datasheet.aspx?matguid=aeb0fa1e20e04b6e8b817fda7db43464&ckck=1>

MatWeb Material Property Data. (2014). Retrieved from Matweb INCOLOY® Alloy MA 956:

<http://www.matweb.com/search/datasheet.aspx?matguid=e1894961e3724a889af2b211d3c6de90>

Moss, J., & Stark, J. P. (2011). Propulsion Systems. In F. P., *Spacecraft Systems Engineering* (pp. 177-219). John Wiley & Sons.

Nagata, H., & Ito, M. (2006, 05). Development of CAMUI hybrid rocket to create a market for small rocket experiments. *Acta Astronautica*, 59, 253-258.

National Aeronautics and Space Administration. (2008). *STRUCTURAL DESIGN AND TEST FACTORS OF SAFETY FOR SPACEFLIGHT HARDWARE*. Washington, DC.

Norton, R. (2011). *Machine Design: An Integrated Approach* (4th ed.). Pearson Education Inc.

Polling, B., G., T., Friend, D., & Rowley, R. (2008). Physical and Chemical Data. In D. Green, & R. Perry, *Perry's Chemical Engineer Handbook* (8th ed.). McGraw-Hill.

Pritchard, P. (2011). Equations in Integral form for a Control Volume. In *Fox and MacDonald's Introduction to Fluid Mechanics* (pp. 96-149). John Wiley & Sons.

PUA. (2009, Enero). Retrieved from Facultad de Ingeniería Proyecto Aeroespacial Uniandino: <https://pua.uniandes.edu.co/doku.php?id=misiones:mision1>

- Rajeshwar, S. D., & Alon, G. (2003). Analysis and testing of similarity and scale effects in hybrid rocket motors. *Acta Astronautica*, 619-628.
- Spalding, D. (1963). The Art of Partial Modeling. *Colloquium on Modeling Principles Proceedings of the Ninth Symposium (International) on Combustion*, 833–843.
- Special Metals. (2014). Retrieved from Special Metals INCOLOY® Alloy MA 956: <http://www.specialmetals.com/documents/Incoloy%20alloy%20MA956.pdf>
- Sutton, G. (2001). *Rocket Propulsion Elements* (Seventh Edition ed.). Jhon Wiley & Sons.
- Tsohas, J., & Appel, B. (2009). Development and launch of the Purdue hybrid rocket technology demonstrator. *AIAA/ASME/ASEE Joint Propulsion Conference*, (p. 19). Denver, USA.
- Wilson, M. (2013). *Catalytic Decomposition of Nitrous Oxide Monopropellant for Hybrid Motor Ignition*. M.Sc. Thesis, Utah State University.
- Yang, V., & Habiballah, M. (2004). *Liquid Rocket Thrust Chambers: Aspects of Modeling, Analysis, and Design*. Progress in Astronautics and Aeronautics.
- Zakirov, V., & Sweeting, M. (n.d.). Surrey Research on Nitrous Oxide Catalytic Decomposition for Space Applications. *14th AIAA/USU Conference on Small Satellites*, (pp. 1-9).
- Zeiner, A. (2012). Simulation and verification of hybrid propulsion operating behavior. *International Astronautical Congress*, (p. 9). Naples, Italy.

ANEXOS

Anexo I - Ecuaciones Fundamentales

El anexo de ecuaciones fundamentales se decide incluir dado que actualmente no existe ningún curso de la carrera que incluya estas temáticas y son trabajo extra que ha realizado el autor basándose en diversas referencias.

Motor Cohete Híbrido

Sabemos que la variación temporal del radio del puerto de combustión es igual a la tasa de regresión del combustible, por lo tanto

$$\dot{r} = \frac{dr_p}{dt} = a \left(\frac{\dot{m}_{ox}}{\pi n_p r_p^2} \right)^n \quad (\text{A.1})$$

$$r_p^{2n} dr_p = a \left(\frac{\dot{m}_{ox}}{\pi n_p} \right)^n dt \quad (\text{A.2})$$

Integrando a ambos lados de la ecuación obtenemos

$$\frac{1}{2n+1} r_p^{2n+1} + C_1 = a \left(\frac{\dot{m}_{ox}}{\pi n_p} \right)^n t + C_2 \quad (\text{A.3})$$

$$r_p^{2n+1} = a(2n+1) \left(\frac{\dot{m}_{ox}}{\pi n_p} \right)^n t + C_3 \quad (\text{A.4})$$

Utilizando la condición inicial cuando $t = 0 \Rightarrow r_p = r_{p_i}$ se encuentra la constante de integración y se expresa la variación del radio del puerto de combustible como

$$r_p = \left[a(2n+1) \left(\frac{\dot{m}_{ox}}{\pi n_p} \right)^n t + r_{p_i}^{2n+1} \right]^{\frac{1}{2n+1}} \quad (\text{A.5})$$

Utilizando el resultado de la ecuación (A.5) se puede encontrar la variación del flujo másico de combustible con el tiempo.

$$\dot{m}_f = \rho_f A_b \dot{r} = \rho_f 2\pi n_p r_p L_p a \left(\frac{\dot{m}_{ox}}{\pi n_p r_p^2} \right)^n = \rho_f 2\pi n_p L_p a \left(\frac{\dot{m}_{ox}}{\pi n_p} \right)^n r_p^{1-2n} \quad (A.6)$$

$$\dot{m}_f = \rho_f 2\pi n_p L_p a \left(\frac{\dot{m}_{ox}}{\pi n_p} \right)^n \left[a(2n+1) \left(\frac{\dot{m}_{ox}}{\pi n_p} \right)^n t + r_{p_i}^{2n+1} \right]^{\frac{1-2n}{2n+1}} \quad (A.7)$$

La variación temporal de la relación oxidante combustible

$$\begin{aligned} \Phi = \frac{\dot{m}_{ox}}{\dot{m}_f} &= \frac{\dot{m}_{ox}}{\rho_f 2\pi n_p L_p a \left(\frac{\dot{m}_{ox}}{\pi n_p r_p^2} \right)^n} = \frac{\dot{m}_{ox}}{2\rho_f \pi n_p L_p a \left(\frac{\dot{m}_{ox}}{\pi n_p} \right)^n r_p^{1-2n}} \\ &= \frac{r_p^{2n-1}}{2\rho_f L_p a} \left(\frac{\dot{m}_{ox}}{\pi n_p} \right)^{1-n} \end{aligned} \quad (A.8)$$

$$\Phi = \frac{1}{2\rho_f L_p a} \left(\frac{\dot{m}_{ox}}{\pi n_p} \right)^{1-n} \left[a(2n+1) \left(\frac{\dot{m}_{ox}}{\pi n_p} \right)^n t + r_{p_i}^{2n+1} \right]^{\frac{2n-1}{2n+1}} \quad (A.9)$$

Conservación de la Masa

$$\left. \frac{dM}{dt} \right]_{\text{Sistema}} = 0 \quad (A.10)$$

Sea V_0 el volumen de control en la configuración de referencia.

$$= \frac{d}{dt} \int_V \rho dV = \frac{d}{dt} \int_{V_0} \rho J dV_0 = \int_{V_0} \frac{D}{Dt} (\rho J) dV_0 = \int_{V_0} \left(\frac{D\rho}{Dt} J + \rho \frac{DJ}{Dt} \right) dV_0 = 0 \quad (A.11)$$

$$\frac{DJ}{Dt} = J \frac{\partial v_i}{\partial x_i} = J(\nabla \cdot \vec{v}) \quad (\text{Dantzing, 2001}) \quad (A.12)$$

$$= \int_{V_0} \left(\frac{D\rho}{Dt} J + \rho J \frac{\partial v_i}{\partial x_i} \right) dV_0 = \int_{V_0} \left(\frac{D\rho}{Dt} + \rho \frac{\partial v_i}{\partial x_i} \right) J dV_0 = 0 \quad (\text{A.13})$$

$$= \int_V \left(\frac{D\rho}{Dt} + \rho \frac{\partial v_i}{\partial x_i} \right) dV = \int_V \left(\frac{\partial \rho}{\partial t} + v_i \frac{\partial \rho}{\partial x_i} + \rho \frac{\partial v_i}{\partial x_i} \right) dV = \int_V \left(\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial(\rho v_i)}{\partial x_i} \right) dV \quad (\text{A.14})$$

$$= 0$$

$$= \int_V \left(\frac{D\rho}{Dt} + \rho(\nabla \cdot \vec{v}) \right) dV = \int_V \left(\frac{\partial \rho}{\partial t} + \vec{v} \cdot \nabla \rho + \rho(\nabla \cdot \vec{v}) \right) dV \quad (\text{A.15})$$

$$= \int_V \left(\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \vec{v}) \right) dV = 0$$

Aplicando el teorema de la divergencia de Gauss

$$\int_V \frac{\partial \rho}{\partial t} dV + \oint_S \rho \vec{v} \cdot \hat{n} dS = 0 \quad (\text{A.16})$$

Teorema de Transporte de Reynolds

Sea ψ una propiedad por unidad de masa (intensiva).

$$\frac{d}{dt} \int_V \rho \psi dV = \frac{d}{dt} \int_{V_0} \rho \psi J dV_0 \quad (\text{A.17})$$

$$= \int_{V_0} \frac{D}{Dt} (\rho \psi J) dV_0 = \int_{V_0} \left(\frac{D\rho}{Dt} \psi J + \rho \frac{D\psi}{Dt} J + \rho \psi \frac{DJ}{Dt} \right) dV_0$$

$$= \int_{V_0} \left(\rho \frac{D\psi}{Dt} \right) J dV_0 + \int_{V_0} \psi \left(\frac{D\rho}{Dt} J + \rho \frac{DJ}{Dt} \right) dV_0 = \int_V \rho \frac{D\psi}{Dt} dV \quad (\text{A.18})$$

$$\frac{d}{dt} \int_V \rho \psi dV = \int_V \rho \frac{D\psi}{Dt} dV = \int_V \rho \left(\frac{\partial \psi}{\partial t} + v_i \frac{\partial \psi}{\partial x_i} \right) dV \quad (\text{A.19})$$

$$\frac{d}{dt} \int_V \rho \psi dV = \int_V \rho \frac{D\psi}{Dt} dV = \int_V \rho \left(\frac{\partial \psi}{\partial t} + \vec{v} \cdot \nabla \psi \right) dV \quad (\text{A.20})$$

Conservación del Momentum Lineal

$$\left. \frac{d\vec{P}}{dt} \right|_{\text{Sistema}} = \sum \vec{F} \quad (\text{A.21})$$

$$= \frac{d}{dt} \int_V \rho \vec{v} dV = \oint_S \vec{t} dS + \int_V \rho \vec{b} dV = \oint_S (\vec{\sigma} \cdot \hat{n}) dS + \int_V \rho \vec{b} dV \quad (\text{A.22})$$

Aplicando el Teorema de Transporte de Reynolds además de la definición del tensor de tracciones de Cauchy $\vec{t} = (\vec{\sigma} \cdot \hat{n})$ y el Teorema de la Divergencia de Gauss:

$$= \int_V \rho \frac{D\vec{v}}{Dt} dV = \int_V (\nabla \cdot \vec{\sigma} + \rho \vec{b}) dV \quad (\text{A.23})$$

$$= \int_V \rho \frac{Dv_i}{Dt} dV = \int_V \left(\frac{\partial \sigma_{ij}}{\partial x_j} + \rho b_i \right) dV \quad (\text{A.24})$$

$$\sigma_{ij} = -P\delta_{ij} + \tau_{ij} \quad (\text{A.25})$$

$$\frac{\partial \sigma_{ij}}{\partial x_j} = -\frac{\partial P}{\partial x_j} \delta_{ij} + \frac{\partial \tau_{ij}}{\partial x_j} = -\frac{\partial P}{\partial x_i} + \frac{\partial \tau_{ij}}{\partial x_j} \quad (\text{A.26})$$

$$= \int_V \rho \frac{Dv_i}{Dt} dV = \int_V \left(-\frac{\partial P}{\partial x_i} + \frac{\partial \tau_{ij}}{\partial x_j} + \rho b_i \right) dV \quad (\text{A.27})$$

$$= \int_V \rho \frac{D\vec{v}}{Dt} dV = \int_V (-\nabla P + \nabla \cdot \vec{\tau} + \rho \vec{b}) dV \quad (\text{A.28})$$

Antes de desarrollar la forma integral de esta ecuación debemos hacer un desarrollo previo a la Derivada Material. Recordando el resultado de la ecuación de continuidad en forma diferencial:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial(\rho v_j)}{\partial x_j} = 0 \rightarrow v_i \left(\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial(\rho v_j)}{\partial x_j} \right) = 0 \quad (\text{A.29})$$

$$\begin{aligned} \rho \frac{Dv_i}{Dt} &= \rho \left(\frac{\partial v_i}{\partial t} + v_j \frac{\partial v_i}{\partial x_j} \right) + 0 = \rho \frac{\partial v_i}{\partial t} + \rho v_j \frac{\partial v_i}{\partial x_j} + v_i \frac{\partial \rho}{\partial t} + v_i \frac{\partial(\rho v_j)}{\partial x_j} \\ &= \frac{\partial \rho v_i}{\partial t} + \frac{\partial \rho v_j v_i}{\partial x_j} \end{aligned} \quad (\text{A.30})$$

$$\rho \frac{D\vec{v}}{Dt} = \frac{\partial \rho \vec{v}}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \vec{v} \vec{v}) \quad (\text{A.31})$$

Finalmente se escribe la ecuación de la forma:

$$\int_V \frac{\partial \rho \vec{v}}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \vec{v} \vec{v}) dV = \int_V (-\nabla P + \nabla \cdot \vec{\tau} + \rho \vec{b}) dV \quad (\text{A.32})$$

Aplicando el teorema de la divergencia de Gauss

$$\begin{aligned} \int_V \frac{\partial \rho \vec{v}}{\partial t} dV + \oint_S \rho \vec{v} \vec{v} \cdot \hat{n} dS &= \oint_S \vec{\sigma} \cdot \hat{n} dS + \int_V \rho \vec{b} dV \\ &= \oint_S -P \hat{n} + \vec{\tau} \cdot \hat{n} dS + \int_V \rho \vec{b} dV \end{aligned} \quad (\text{A.33})$$

Conservación de la Energía

$$\left. \frac{dE}{dt} \right|_{\text{sistema}} = \dot{Q} + \dot{W} \quad (\text{A.34})$$

$$= \frac{d}{dt} \int_V \rho e dV = \dot{Q} + \dot{W} \quad (\text{A.35})$$

$$= \int_V \rho \frac{De}{Dt} dV = \dot{Q} + \dot{W} \quad (\text{A.36})$$

Dónde u es la energía interna por unidad de masa, k la energía cinética por unidad de masa, gz la energía potencial por unidad de masa y ξ representa un término de energías por unidad de masa aun no identificadas.

$$e = u + k + gz + \xi = u + \frac{v^2}{2} + gz + \xi = u + \frac{v_i v_i}{2} + g_i z_i + \xi \quad (\text{A.37})$$

$$\frac{De}{Dt} = \frac{Du}{Dt} + \frac{Dk}{Dt} + \frac{Dgz}{Dt} + \frac{D\xi}{Dt} = \frac{Du}{Dt} + \frac{D\frac{v_i v_i}{2}}{Dt} + \frac{Dg_i z_i}{Dt} + \frac{D\xi}{Dt} \quad (\text{A.38})$$

Se pueden depreciar los términos de energía potencial y los otros tipos de energía aun no identificados.

$$\rho \frac{De}{Dt} = \rho \frac{Du}{Dt} + \rho \frac{D\frac{v_i v_i}{2}}{Dt} = \rho \frac{Du}{Dt} + \rho v_i \frac{Dv_i}{Dt} = \rho \frac{Du}{Dt} + v_i \left(\frac{\partial \sigma_{ij}}{\partial x_j} + \rho b_i \right) \quad (\text{A.39})$$

$$\rho \frac{De}{Dt} = \rho \frac{Du}{Dt} + (\nabla \cdot \vec{\sigma}) \cdot \vec{v} + \rho \vec{b} \cdot \vec{v} \quad (\text{A.40})$$

Los términos de calor y trabajo se pueden representar como

$$\dot{Q} = - \oint_S \vec{q} \cdot \hat{n} dS + \int_V \rho \dot{R} dV = \int_V -\nabla \cdot \vec{q} + \rho \dot{R} dV \quad (\text{A.41})$$

Donde $\vec{q}$ es el vector flujo de calor que atraviesa la frontera (este flujo de calor puede aparecer por conducción, convección, o radiación).

$\dot{R}$ Representa una tasa de generación interna de calor que puede aparecer por reacciones químicas o calentamiento por inducción, etc.

$$\dot{W} = P + \dot{W}_o \quad (\text{A.42})$$

Donde P es la potencia (flujo de trabajo) realizada por las fuerzas de superficie y de cuerpo (fuerzas mecánicas).

$\dot{W}_o$ Representa la potencia (flujo de trabajo) realizada por otros efectos en el sistema. (Trabajo de eje, etc.)

$$\dot{W} = \oint_S \vec{t} \cdot \vec{v} dS + \int_V \rho \vec{b} \cdot \vec{v} dV + \dot{W}_o = \oint_S \vec{\sigma} \cdot \hat{n} \cdot \vec{v} dS + \int_V \rho \vec{b} \cdot \vec{v} dV + \dot{W}_o \quad (\text{A.43})$$

$$\begin{aligned} \dot{W} &= \int_V \left(\frac{\partial}{\partial x_j} (\sigma_{ij} v_i) + \rho b_i v_i \right) dV + \dot{W}_o \\ &= \int_V \left(\frac{\partial \sigma_{ij}}{\partial x_j} v_i + \sigma_{ij} \frac{\partial v_i}{\partial x_j} + \rho b_i v_i \right) dV + \dot{W}_o \end{aligned} \quad (\text{A.44})$$

$$\dot{W} = \int_V \left((\nabla \cdot \vec{\sigma}) \cdot \vec{v} + \vec{\sigma} : \nabla \vec{v} + \rho \vec{b} \cdot \vec{v} \right) dV + \dot{W}_o \quad (\text{A.45})$$

Por lo tanto obtenemos

$$\begin{aligned} &\int_V \left(\rho \frac{Du}{Dt} + (\nabla \cdot \vec{\sigma}) \cdot \vec{v} + \rho \vec{b} \cdot \vec{v} \right) dV \\ &= \int_V \left(-\nabla \cdot \vec{q} + \rho \dot{R} + (\nabla \cdot \vec{\sigma}) \cdot \vec{v} + \vec{\sigma} : \nabla \vec{v} + \rho \vec{b} \cdot \vec{v} \right) dV + \dot{W}_o \end{aligned} \quad (\text{A.46})$$

Eliminando los términos que están a ambos lados de la ecuación obtenemos:

$$= \int_V \rho \frac{Du}{Dt} dV = \int_V \left(-\nabla \cdot \vec{q} + \rho \dot{R} + \vec{\sigma} : \nabla \vec{v} \right) dV + \dot{W}_o \quad (\text{A.47})$$

$$= \int_V \rho \frac{\partial u}{\partial t} + \rho v_j \frac{\partial u}{\partial x_j} dV = \int_V \left(-\frac{\partial q_j}{\partial x_j} + \rho \dot{R} + \sigma_{ij} \frac{\partial v_j}{\partial x_i} \right) dV + \dot{W}_o \quad (\text{A.48})$$

Recordando el resultado de la ecuación de continuidad en forma diferencial:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial(\rho v_j)}{\partial x_j} = 0 \rightarrow \rho \left(\frac{\partial}{\partial t} + \frac{\partial v_j}{\partial x_j} \right) = 0 \quad (\text{A.49})$$

$$\rho \frac{Du}{Dt} = \rho \left(\frac{\partial u}{\partial t} + v_j \frac{\partial u}{\partial x_j} \right) + 0 = \rho \frac{\partial u}{\partial t} + \rho v_j \frac{\partial u}{\partial x_j} + u \frac{\partial \rho}{\partial t} + u \frac{\partial(\rho v_j)}{\partial x_j} = \frac{\partial \rho u}{\partial t} + \frac{\partial u \rho v_j}{\partial x_j} \quad (\text{A.50})$$

$$\rho \frac{Du}{Dt} = \frac{\partial \rho u}{\partial t} + \nabla \cdot (u \rho \vec{v}) \quad (\text{A.51})$$

Se puede escribir la ecuación de la forma

$$\int_V \left(\frac{\partial \rho u}{\partial t} + \nabla \cdot (u \rho \vec{v}) \right) dV = \int_V \left(-\nabla \cdot \vec{q} + \rho \dot{R} + \vec{\sigma} : \nabla \vec{v} \right) dV + \dot{W}_o \quad (\text{A.52})$$

Recordando que se puede descomponer un tensor en su parte simétrica y su parte anti-simétrica

$$\nabla \vec{v} = \frac{\partial v_i}{\partial x_j} = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial v_i}{\partial x_j} + \frac{\partial v_j}{\partial x_i} \right) + \frac{1}{2} \left(\frac{\partial v_i}{\partial x_j} - \frac{\partial v_j}{\partial x_i} \right) = D_{ij} + W_{ij} \quad (\text{A.53})$$

$$\begin{aligned} \vec{\sigma} : \nabla \vec{v} &= \sigma_{ij} D_{ij} + \sigma_{ij} W_{ij} = \sigma_{ij} D_{ij} = -P \delta_{ij} D_{ij} + \tau_{ij} D_{ij} = -P D_{ii} + \tau_{ij} D_{ij} \\ &= -P \frac{\partial v_i}{\partial x_i} + \tau_{ij} D_{ij} \end{aligned} \quad (\text{A.54})$$

$$\vec{\sigma} : \nabla \vec{v} = -P(\nabla \cdot \vec{v}) + \vec{\tau} : \vec{D} \quad (\text{A.55})$$

Donde D_{ij} es el tensor (simétrico) tasa de deformación y W_{ij} el tensor (anti-simétrico) vorticidad.

$$\int_V \left(\frac{\partial \rho u}{\partial t} + \nabla \cdot (u \rho \vec{v}) \right) dV = \int_V \left(-\nabla \cdot \vec{q} + \rho \dot{R} - P(\nabla \cdot \vec{v}) + \vec{\tau} : \vec{D} \right) dV + \dot{W}_o \quad (\text{A.56})$$

Aplicando el teorema de la divergencia de Gauss y multiplicando la presión P por $\vartheta \rho$ donde ϑ representa el volumen específico, obtenemos:

$$\int_V \frac{\partial \rho u}{\partial t} dV + \oint_S u \rho \vec{v} \cdot \hat{n} dS = \oint_S (-\vec{q} \cdot \hat{n} - P \vartheta \rho \vec{v} \cdot \hat{n}) dS + \int_V \rho \dot{R} + \vec{\tau} : \vec{D} dV + \dot{W}_o \quad (\text{A.57})$$

$$\int_V \frac{\partial \rho u}{\partial t} dV + \oint_S h \rho \vec{v} \cdot \hat{n} dS = \oint_S -\vec{q} \cdot \hat{n} dS + \int_V \rho \dot{R} + \vec{\tau} : \vec{D} dV + \dot{W}_o \quad (\text{A.58})$$

$h = u + P\vartheta$ Donde h es la entalpía específica.

Conservación de la Energía (Versión 2)

En ocasiones es conveniente trabajar con una versión de la ecuación de la energía que es totalmente equivalente a la presentada pero la deducción transforma los términos obteniendo una interpretación física diferente de la ecuación. Esta versión suele ser utilizada de manera más común en la mecánica de fluidos.

$$\int_V \rho \frac{De}{Dt} dV = \dot{Q} + \dot{W} \quad (\text{A.59})$$

$$\int_V \rho \left(\frac{Du}{Dt} + \frac{Dk}{Dt} \right) dV = \int_V -\frac{\partial q_i}{\partial x_i} + \rho \dot{R} + \frac{\partial}{\partial x_j} (\sigma_{ij} v_i) + \rho b_i v_i dV \quad (\text{A.60})$$

$$\int_V \rho \frac{Du}{Dt} + \rho \frac{Dk}{Dt} dV = \int_V -\frac{\partial q_i}{\partial x_i} + \rho \dot{R} + \frac{\partial}{\partial x_j} ((-P\delta_{ij} + \tau_{ij}) v_i) + \rho b_i v_i dV \quad (\text{A.61})$$

$$\begin{aligned} \int_V \frac{\partial \rho u}{\partial t} + \frac{\partial u \rho v_j}{\partial x_j} + \frac{\partial \rho k}{\partial t} + \frac{\partial k \rho v_j}{\partial x_j} dV \\ = \int_V -\frac{\partial q_i}{\partial x_i} + \rho \dot{R} + \frac{\partial}{\partial x_j} (-P v_j + \tau_{ij} v_i) + \rho b_i v_i dV \end{aligned} \quad (\text{A.62})$$

$$\begin{aligned}
& \int_V \frac{\partial}{\partial t} \rho(u+k) + \frac{\partial}{\partial x_j} (u+k) \rho v_j dV \\
&= \int_V -\frac{\partial q_i}{\partial x_i} + \rho \dot{R} - \frac{\partial}{\partial x_j} P \vartheta \rho v_j + \frac{\partial}{\partial x_j} \tau_{ij} v_i + \rho b_i v_i dV
\end{aligned} \tag{A.63}$$

$$\int_V \frac{\partial}{\partial t} \rho(u+k) + \frac{\partial}{\partial x_j} (u + P\vartheta + k) \rho v_j dV = \int_V -\frac{\partial q_i}{\partial x_i} + \rho \dot{R} + \frac{\partial}{\partial x_j} \tau_{ij} v_i + \rho b_i v_i dV \tag{A.64}$$

$$\begin{aligned}
& \int_V \left(\frac{\partial}{\partial t} \rho(u+k) + \nabla \cdot ((u + P\vartheta + k) \rho \vec{v}) \right) dV \\
&= \int_V (-\nabla \cdot \vec{q} + \rho \dot{R} + \nabla \cdot (\vec{\tau} \cdot \vec{v}) + \rho \vec{b} \cdot \vec{v}) dV
\end{aligned} \tag{A.65}$$

$$\begin{aligned}
& \int_V \frac{\partial}{\partial t} \rho(u+k) dV + \oint_S (h+k) \rho \vec{v} \cdot \hat{n} dS \\
&= \oint_S (-\vec{q} \cdot \hat{n} + (\vec{\tau} \cdot \vec{v}) \cdot \hat{n}) dS + \int_V \rho \dot{R} + \rho \vec{b} \cdot \vec{v} dV
\end{aligned} \tag{A.66}$$

$$\begin{aligned}
& \int_V \frac{\partial}{\partial t} \rho(u+k) dV + \oint_S (h_o) \rho \vec{v} \cdot \hat{n} dS \\
&= \oint_S ((-\vec{q} + (\vec{\tau} \cdot \vec{v})) \cdot \hat{n}) dS + \int_V \rho \dot{R} + \rho \vec{b} \cdot \vec{v} dV
\end{aligned} \tag{A.67}$$

Donde el término $h_o = h + k$ se suele denominar la entalpía total o entalpía de estancamiento y juega un papel fundamental en el transporte de energía en sistemas de flujo compresible.

Gasodinámica

La gasodinámica utiliza el modelo de flujo isentrópico junto al modelo de gas ideal para derivar las ecuaciones básicas. La ecuación de gas ideal relaciona las propiedades termodinámicas de un gas como

$$P = \rho RT \quad (\text{A.68})$$

En donde R es la constante específica del gas, ϑ el volumen específico, P la presión y T la temperatura.

Al referirse a un flujo isentrópico se modela el flujo como adiabático y reversible por lo tanto no existe transferencia de calor hacia o desde el sistema y se desprecian todos los efectos que puedan causar irreversibilidades como la fricción o discontinuidades en el flujo, etc. Además el flujo isentrópico cumple con la relación $P\vartheta^k = \text{constante}$, en donde k es el coeficiente isentrópico definido como la relación entre los calores específicos a presión y volumen constante.

$$k = \frac{c_p}{c_v} \longrightarrow c_p = \frac{kR}{k-1} \quad (\text{A.69})$$

Utilizando la ecuación de la energía, ecuación (A.67) y despreciando los términos que generan irreversibilidades; para el caso estacionario se puede escribir

$$\oint_S (h_o)\rho\vec{v} \cdot \hat{n} dS = 0 = \oint_S (h + k)\rho\vec{v} \cdot \hat{n} dS \quad (\text{A.70})$$

Por lo tanto se puede establecer que en un flujo isentrópico la entalpía total se conserva y los cambios de entalpía en el flujo se ven representados como cambios de la energía cinética.

Utilizando las ecuaciones (A.68),(A.69) y (A.70) se puede derivar las siguientes expresiones entre dos puntos de un flujo isentrópico

$$P_1\vartheta_1^k = P_2\vartheta_2^k \longrightarrow \frac{P_1}{P_2} = \left(\frac{\rho_1}{\rho_2}\right)^k = \left(\frac{P_1/RT_1}{P_2/RT_2}\right)^k = \left(\frac{P_1T_2}{P_2T_1}\right)^k \quad (\text{A.71})$$

Reorganizando obtenemos

$$\frac{T_1}{T_2} = \left(\frac{P_1}{P_2}\right)^{\frac{k-1}{k}} = \left(\frac{V_2}{V_1}\right)^{k-1} \quad (\text{A.72})$$

Anexo II - Ficha Técnica de Accesorios Seleccionados

En las páginas siguientes se anexan las diferentes hojas de los catálogos correspondientes a las partes seleccionadas.



TF

Wide Range of Flows and Angles

DESIGN FEATURES

- The original spiral nozzle invented by BETE and continuously improved!
- High energy efficiency
- One-piece/no internal parts
- Clog-resistant performance
- High discharge velocity
- Male connection standard; female connection available by special order

SPRAY CHARACTERISTICS

- Wide range of flow rates and spray angles
- Fine atomization

Spray patterns: Full Cone.

For Hollow Cone, see page 45

Spray angles: 50° to 180°

Flow rates: 2.26 to 10700 l/min
(Higher flow rates available)

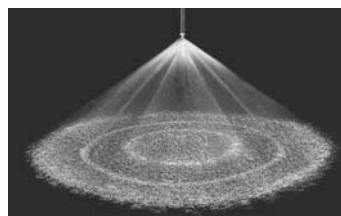
Available with FM approval: N series (page 106), 1/4" TF8 NN, FCN in brass, 1/2" TF24-150 in multiple materials



Full Cone 60° (NN)



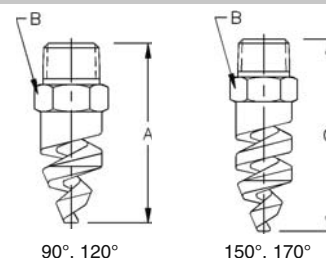
Full Cone 90° (FCN)



Full Cone 150°/170°



60°, 90°, 120° Metal



90°, 120°

150°, 170°

Dimensions are approximate. Check with BETE for critical dimension applications

TF Full Cone Flow Rates and Dimensions

Full Cone, 60° (NN), 90° (FCN or FFCN), 120° (FC or FFC), 150° and 170° Spray Angles, 1/8" to 4" Pipe Sizes, BSP or NPT

Male Pipe Size	Nozzle Number	Available Spray Angles 60° 90° 120° 150° 170°	K Factor	LITERS PER MINUTE @ BAR						PTFE not recommended above red line	Metal Only above green line		Approx. (mm)		Dim. (mm) for			Wt. (g) 60° 90° 120° Metal Plas.
				0.5 bar	0.7 bar	1 bar	2 bar	3 bar	5 bar		10 bar	20 bar	Free Orif. Dia.	Pass Dia.	Metal Only*			
															A	B	C	
1/8	TF6	60° 90° 120° 150° 170°	3.19	2.26	2.67	3.19	4.5	5.5	7.1	10.1	14.3	2.38	2.38	42.9	14.3	42.9	28	6
	TF8	60° 90° 120° 150° 170°	5.93	4.19	4.96	5.93	8.4	10.3	13.2	18.7	26.5	3.18	3.18	42.9	14.3	55.6		
1/4	TF6	60° 90° 120° 150° 170°	3.19	2.26	2.67	3.19	4.5	5.5	7.1	10.1	14.3	2.38	2.38	47.6	14.3	47.6	35	6
	TF8	60° 90° 120° 150° 170°	5.93	4.19	4.96	5.93	8.4	10.3	13.2	18.7	26.5	3.18	3.18	47.6	14.3	60.3		
	TF10	60° 90° 120° 150° 170°	9.12	6.45	7.63	9.12	12.9	15.8	20.4	28.8	40.8	3.97	3.18	47.6	14.3	60.3		
3/8	TF6	60° 90° 120°	3.19	2.26	2.67	3.19	4.5	5.5	7.1	10.1	14.3	2.38	2.38	47.6	17.5	60.5	46	7
	TF8	60° 90° 120°	5.93	4.19	4.96	5.93	8.4	10.3	13.2	18.7	26.5	3.18	3.18					
	TF10	60° 90° 120°	9.12	6.45	7.63	9.12	12.9	15.8	20.4	28.8	40.8	3.97	3.18					
	TF12	60° 90° 120° 150° 170°	13.7	9.67	11.4	13.7	19.3	23.7	30.6	43.2	61.1	4.76	3.18					
	TF14	60° 90° 120° 150° 170°	18.5	13.1	15.4	18.5	26.1	32.0	41.3	58.4	82.6	5.56	3.18					
	TF16	60° 90° 120° 150° 170°	24.2	17.1	20.2	24.2	34.2	41.8	54.0	76.4	108	6.35	3.18					
1/2	TF20	60° 90° 120° 150° 170°	37.6	26.6	31.5	37.6	53.2	65.1	84.1	119	168	7.94	3.18	63.5	22.2	77.7	85	14
	TF24	60° 90° 120° 150° 170°	54.9	38.8	46.0	54.9	77.7	95.1	123	174	246	9.53	4.76					
3/4	TF28	60° 90° 120° 150° 170°	75.2	53.2	62.9	75.2	106	130	168	238	336	11.1	4.76	69.9	28.6	88.9	156	25
	TF32	60° 90° 120° 150° 170°	95.7	67.7	80.1	95.7	135	166	214	303	428	12.7	4.76					
1	TF40	60° 90° 120° 150° 170°	153	108	128	153	216	264	341	483	683	15.9	6.35	92.1	34.9	111	241	71
	TF48	60° 90° 120° 150° 170°	217	153	181	216	306	375	484	685	968	19.1	6.35					
1 1/2	TF56	60° 90° 120° 150° 170°	294	208	246	294	416	509	657	930	1320	22.2	7.94	111	50.8	137	624	120
	TF64	60° 90° 120° 150° 170°	385	272	322	385	545	667	861	1220	1720	25.4	7.94	111	50.8	137		
	TF72	60° 90° 120° 150° 170°	438	309	366	438	619	758	978	1380	1960	28.6	7.94	111	50.8	143		
2	TF88	60° 90° 120° 150° 170°	638	451	534	638	902	1110	1430	2020	2850	34.9	11.1	143	63.5	175	1300	227
	TF96 ¹	60° 90° 120° 150° 170°	806	570	674	806	1140	1400	1800	2550	3600	38.1	11.1	176	63.5	178	1530	255
3	TF112 ¹	60° 90° 120° 150° 170°	1170	825	976	1170	1650	2020	2610	3690	5220	44.5	14.3	219	88.9	235	3230	567
	TF128 ¹	60° 90° 120° 150° 170°	1550	1090	1290	1550	2190	2680	3460	4891	6920	50.8	14.3					
4	TF160 ¹	60° 90° 120°	2390	1690	2000	2390	3380	4140	5350	7570	10700	63.5	15.9	257	114		4790	765

Flow Rate (l/min) = $K \sqrt{\text{bar}}$ *Dimensions are for bar stock, cast sizes may vary. **60° nozzles slightly longer; call BETE for details ¹Three turn nozzles

Standard Materials: Brass, 316 Stainless Steel, PVC, Polypropylene, and PTFE (Poly. not available for TF6 thru TF10).

Spray angle performance varies with pressure. Contact BETE for specific data on critical applications.

Superwool® Plus Paper



Datasheet Code EU: 11-5-00 E

© 2009 Morgan Thermal Ceramics, a business within the Morgan Ceramics Division of The Morgan Crucible Company plc



Description

Superwool® Plus™ Paper offers the same benefits of the current Superwool® fibre family with improved handleability and enhanced thermal properties. Superwool® Plus™ Paper is manufactured from pure raw materials using a new proprietary technology. In addition to enhanced thermal properties, large nuisance dust particles have been effectively eliminated making the product less irritating during use.

Superwool® Plus™ Paper is made of Superwool® Plus long fibres bonded with a low percentage of organic binder.

Superwool® Plus™ Paper has excellent thermal insulation characteristics and exceptional handling properties.

Superwool® Plus™ Paper is very flexible and resistant to tearing, and particularly suited to all applications requiring further processing (laminated composites, die-cutting, rolling, folding).

The organic binder burns out clearly on the first firing at approximately 300°C with ignition starting at 180°C.

Classification Temperature

1200°C / 2192°F EN 1094-1

Morgan Thermal Ceramics quote all thermal conductivity data according to the ASTM C-201 method.

With Superwool® Plus fibre, the consistent use of pure raw materials in all our factories globally has led to the 4% shrinkage temperature rising from >1100°C to >1200°C. For this reason, the classification temperature is now given as 1200°C in line with the EN-1094-1 norm.

Superwool® Plus™ fibres have been proven over many years to withstand continuous use in an oxidising atmosphere at 1000°C. This temperature is quoted as the Maximum Continuous Use temperature. For applications above 1000°C, Morgan Thermal Ceramics recommends Superwool® 607HT™ fibre which has a classification temperature of 1300°C.

For further information, contact your local Morgan Thermal Ceramics office.

Typical Applications

- Industrial and domestic appliance gasketing
- Non-Ferrous ingot mould liners
- Aluminium transfer system back-up insulation
- Parting medium in induction furnaces
- Automotive heat shields

Benefits

- Good resistance to tearing
- High fibre index
- Flexible and resilient
- Low shot content
- Precise thickness
- Smooth on both sides
- Resistant to thermal shock
- Very low thermal conductivity
- Easy to die-cut
- Not affected by the presence of molten aluminium
- Exonerated from any carcinogenic classification under nota Q of directive 97/69 EC
- Exonerated from any use restriction under annexe V number 7.1 of the German hazardous substances regulation

SUPERWOOL® is a patented technology for high temperature insulation wools which have been developed to have a low bio persistence (information upon request). This product may be covered by one or more of the following patents, or their foreign equivalents:- SUPERWOOL® PLUS™ products are covered by patent numbers:- US5714421, US5994247, US6180546, US7259118, and EP0621858. SUPERWOOL® 607HT™ products are covered by patent numbers:- US5955389, US6180546, US7259118, US7470641, US7651965, US7875566, EP0710628, EP1544177, and EP1725503. A list of foreign patent numbers is available upon request to The Morgan Crucible Company plc.

Superwool® Plus Paper



Main properties

Colour:	White
Density Range:	190 - 210 kg/m ³
Tensile Strength:	(EN 1094-1) (MPa) >0.65

High Temperature Performance

Loss on Ignition	%	8
Linear Shrinkage at 1000°C	%	<2

Thermal Conductivity (ASTM C-201)

Following the decision by the European standards committee to withdraw the Thermal Conductivity test according to EN1094-1 as being inaccurate, Morgan Thermal Ceramics has decided to quote all Thermal Conductivity data according to the well established ASTM C-201 method.

Thermal conductivity (ASTM C-201):	
Mean Temperature	W/m.K
200°C	0.05
400°C	0.07
600°C	0.11
800°C	0.16
1000°C	0.23

Availability & Packaging

Superwool® Plus Paper is available in 1000mm, 610mm and 500mm wide rolls packed in cartons

Thickness (mm)	Length (m)
0.5	80
1	40
2	20
3	15
4	10
5	10
6	10
7	10
8	10
9	10
10	10

Non standard roll widths and lengths can also be supplied.

The values given herein are typical values obtained in accordance with accepted test methods and are subject to normal manufacturing variations. They are supplied as a technical service and are subject to change without notice. Therefore, the data contained herein should not be used for specification purposes. Check with your Thermal Ceramics office to obtain current information.

Superwool® Plus™ Sealtubes

Datasheet Code EU: 11-5-19 E

© 2009 Morgan Thermal Ceramics, a business within the Morgan Ceramics Division of The Morgan Crucible Company plc



Description

Superwool® Plus™ Sealtubes are laminated shapes made with Superwool® fiber, refractory components and inorganic binders.

Sealtubes are made from Superwool® Plus™ Paper and inorganic components which allow excellent mechanical properties even after firing. The small amount of organic fiber will burn out during the first use with a firing at 180-200°C.

Sealtubes have the particularity to be resistant, light and uniform which allow a very good dimensional control and a high flexibility in the available dimensions. Superwool® Plus™ Sealtubes withstand very high temperature. Its specific surface allows an excellent resistance to abrasion and to thermal shock.

Type

Tubes made from high temperature insulating wool.

CLASSIFICATION TEMPERATURE

1200°C (EN 1094-1)

The maximum continuous use temperature depends on the application. Please contact Morgan Thermal Ceramics for advice.

TYPES

Superwool® Plus™ Sealtubes

FEATURES

- Bespoke tubes
- Homogeneous structure
- Low thermal conductivity
- Good erosion resistance and rigidity
- Excellent hardness properties
- Excellent thermal shock resistance
- Molten Aluminum resistance
- Flame resistance
- Exonerated from any carcinogenic classification under nota Q of directive 97/69 EC

APPLICATIONS

- Hot gas and molten non ferrous metal transfer Tubes
- Ladle or crucible covering
- Combustion chamber insulation
- Thermocouples protection....

SUPERWOOL® is a patented technology for high temperature insulation wools which have been developed to have a low bio persistence (information upon request). This product may be covered by one or more of the following patents, or their foreign equivalents:- SUPERWOOL® PLUS™ products are covered by patent numbers:- US5714421, US5994247, US6180546, US7259118, and EP0621858. SUPERWOOL® 607HT™ products are covered by patent numbers:- US5955389, US6180546, US7259118, US7470641, US7651965, US7875566, EP0710628, EP1544177, and EP1725503. A list of foreign patent numbers is available upon request to The Morgan Crucible Company plc.

3 Piece Process/Instrumentation, 60 Series

IMAGE NOT
AVAILABLE

Part No.

SS-65XTF16-53D

Part Description:

SS 3-Piece 60 Series 3-Way Ball Valve, Reinforced PTFE Seats, 1 in. FNPT, DA Actuator

Product Specifications

General	
Available Option	Pneumatic Actuator
Body Material	316 Stainless Steel
Cleaning Process	Standard Cleaning and Packaging (SC-10)
Connection 1 Size	1 in.
Connection 1 Type	Female NPT
Connection 2 Size	1 in.
Connection 2 Type	Female NPT
Connection 3 Size	1 in.
Connection 3 Type	Female NPT
eClass (4.1)	37010401
eClass (6.0)	37-01-04-01
Flow Pattern	3-Way, Switching
UNSPSC (11.0501)	40141607
UNSPSC (4.03)	40141607
UNSPSC (SWG01)	40141607

! The complete catalog contents must be reviewed to ensure that the system designer and user make a safe product selection. When selecting products, the total system design must be considered to ensure safe, trouble-free performance. Function, material compatibility, adequate ratings, proper installation, operation, and maintenance are the responsibilities of the system designer and user.

⚠ Caution: Do not mix or interchange valve components with those of other manufacturers.

Proportional Relief Valves, High Pressure

**Part No.**

SS-R4M8F8

Part Description:

SS High-Pressure Proportional Relief Valve, 1/2 in. MNPT x 1/2 in. FNPT

Product Specifications

General

Service Class	High Pressure
Size	1/4in
Valve Material	316 Stainless Steel
End Connection 1 Size	1/2 in
End Connection 1 Type	Male NPT
End Connection 2 Size	1/2 in
End Connection 2 Type	Female NPT
Approval	No Approval
Cleaning	Swagelok SC-10
Lubricant	Dow Corning Molykote 55 Grease
Manual Override	No
Seal Material	Fluorocarbon FKM
Testing	No Optional Testing
Max Temperature Pressure Rating	300°F @ 1500 PSIG /148°C @ 103 BAR
Room Temperature Pressure Rating	1500 PSIG @ 100°F /103 @ BAR 37°C

! The complete catalog contents must be reviewed to ensure that the system designer and user make a safe product selection. When selecting products, the total system design must be considered to ensure safe, trouble-free performance. Function, material compatibility, adequate ratings, proper installation, operation, and maintenance are the responsibilities of the system designer and user.

⚠ Caution: Do not mix or interchange valve components with those of other manufacturers.

Pipe Tees

**Part No.**

SS-8-BT

Part Description:

Stainless Steel Pipe Fitting, Branch Tee, 1/2 in. Female NPT x 1/2 in. Female NPT x 1/2 in. Male NPT

Product Specifications

General

Body Material	Stainless Steel
Body Type	Branch tee
Series	Pipe Fittings
End Connection 1 Size	1/2 in
End Connection 1 Type	Female NPT
End Connection 2 Size	1/2 in
End Connection 2 Type	Female NPT
End Connection 3 Size	1/2 in
End Connection 3 Type	Male NPT
Cleaning	Swagelok SC-10

! The complete catalog contents must be reviewed to ensure that the system designer and user make a safe product selection. When selecting products, the total system design must be considered to ensure safe, trouble-free performance. Function, material compatibility, adequate ratings, proper installation, operation, and maintenance are the responsibilities of the system designer and user.

⚠ Caution: Do not mix or interchange valve components with those of other manufacturers.

Pipe Tees



Part No.

SS-8-T

Part Description:

Stainless Steel Pipe Fitting, Tee, 1/2 in. Female NPT

Product Specifications

General

Body Material	316 Stainless Steel
Cleaning Process	Standard Cleaning and Packaging (SC-10)
Connection 1 Size	1/2 in.
Connection 1 Type	Female NPT
Connection 2 Size	1/2 in.
Connection 2 Type	Female NPT
Connection 3 Size	1/2 in.
Connection 3 Type	Female NPT
eClass (4.1)	37020556
eClass (6.0)	37-02-05-06
UNSPSC (10.0)	40142319
UNSPSC (11.0501)	40142319
UNSPSC (4.03)	40141729
UNSPSC (SWG01)	40141729

! The complete catalog contents must be reviewed to ensure that the system designer and user make a safe product selection. When selecting products, the total system design must be considered to ensure safe, trouble-free performance. Function, material compatibility, adequate ratings, proper installation, operation, and maintenance are the responsibilities of the system designer and user.

⚠ Caution: Do not mix or interchange valve components with those of other manufacturers.

Pipe Crosses

**Part No.**

SS-8-CS

Part Description:

Stainless Steel Pipe Fitting, Cross, 1/2 in. Female NPT

Product Specifications

General

Body Material	Stainless Steel
Body Type	Cross
Series	Pipe Fittings
End Connection 1 Size	1/2 in
End Connection 1 Type	Female NPT
End Connection 2 Size	1/2 in
End Connection 2 Type	Female NPT
End Connection 3 Size	1/2 in
End Connection 3 Type	Female NPT
End Connection 4 Size	1/2 in
End Connection 4 Type	Female NPT
Cleaning	Swagelok SC-10

! The complete catalog contents must be reviewed to ensure that the system designer and user make a safe product selection. When selecting products, the total system design must be considered to ensure safe, trouble-free performance. Function, material compatibility, adequate ratings, proper installation, operation, and maintenance are the responsibilities of the system designer and user.

⚠ Caution: Do not mix or interchange valve components with those of other manufacturers.

Pipe Nipples

**Part No.**

SS-8-HN

Part Description:

Stainless Steel Pipe Fitting, Hex Nipple, 1/2 in. Male NPT

Product Specifications

General

Body Material	316 Stainless Steel
Cleaning Process	Standard Cleaning and Packaging (SC-10)
Connection 1 Size	1/2 in.
Connection 1 Type	Male NPT
Connection 2 Size	1/2 in.
Connection 2 Type	Male NPT
eClass (4.1)	37021016
eClass (6.0)	22-56-02-06
UNSPSC (11.0501)	40142318
UNSPSC (4.03)	40141715
UNSPSC (SWG01)	40141715

! The complete catalog contents must be reviewed to ensure that the system designer and user make a safe product selection. When selecting products, the total system design must be considered to ensure safe, trouble-free performance. Function, material compatibility, adequate ratings, proper installation, operation, and maintenance are the responsibilities of the system designer and user.

⚠ Caution: Do not mix or interchange valve components with those of other manufacturers.

Pipe Nipples

**Part No.**

SS-16-HN

Part Description:

Stainless Steel Pipe Fitting, Hex Nipple, 1 in. Male NPT

Product Specifications

General

Body Material	Stainless Steel
Body Type	Hex nipple
Series	Pipe Fittings
End Connection 1 Size	1 in
End Connection 1 Type	Male NPT
End Connection 2 Size	1 in
End Connection 2 Type	Male NPT
Cleaning	Swagelok SC-10

! The complete catalog contents must be reviewed to ensure that the system designer and user make a safe product selection. When selecting products, the total system design must be considered to ensure safe, trouble-free performance. Function, material compatibility, adequate ratings, proper installation, operation, and maintenance are the responsibilities of the system designer and user.

⚠ Caution: Do not mix or interchange valve components with those of other manufacturers.

Pipe Reducers

**Part No.**

SS-16-HRN-8

Part Description:

Stainless Steel Pipe Fitting, Hex Reducing Nipple, 1 in. Male NPT x 1/2 in. Male NPT

Product Specifications

General

Body Material	Stainless Steel
Body Type	Hex reducing nipple
Series	Pipe Fittings
End Connection 1 Size	1 in
End Connection 1 Type	Male NPT
End Connection 2 Size	1/2 in
End Connection 2 Type	Male NPT
Cleaning	Swagelok SC-10

! The complete catalog contents must be reviewed to ensure that the system designer and user make a safe product selection. When selecting products, the total system design must be considered to ensure safe, trouble-free performance. Function, material compatibility, adequate ratings, proper installation, operation, and maintenance are the responsibilities of the system designer and user.

⚠ Caution: Do not mix or interchange valve components with those of other manufacturers.

Pipe Reducers

**Part No.**

SS-8-RA-6

Part Description:

Stainless Steel Pipe Fitting, Reducing Adapter, 1/2 in. Female NPT x 3/8 in. Male NPT

Product Specifications

General

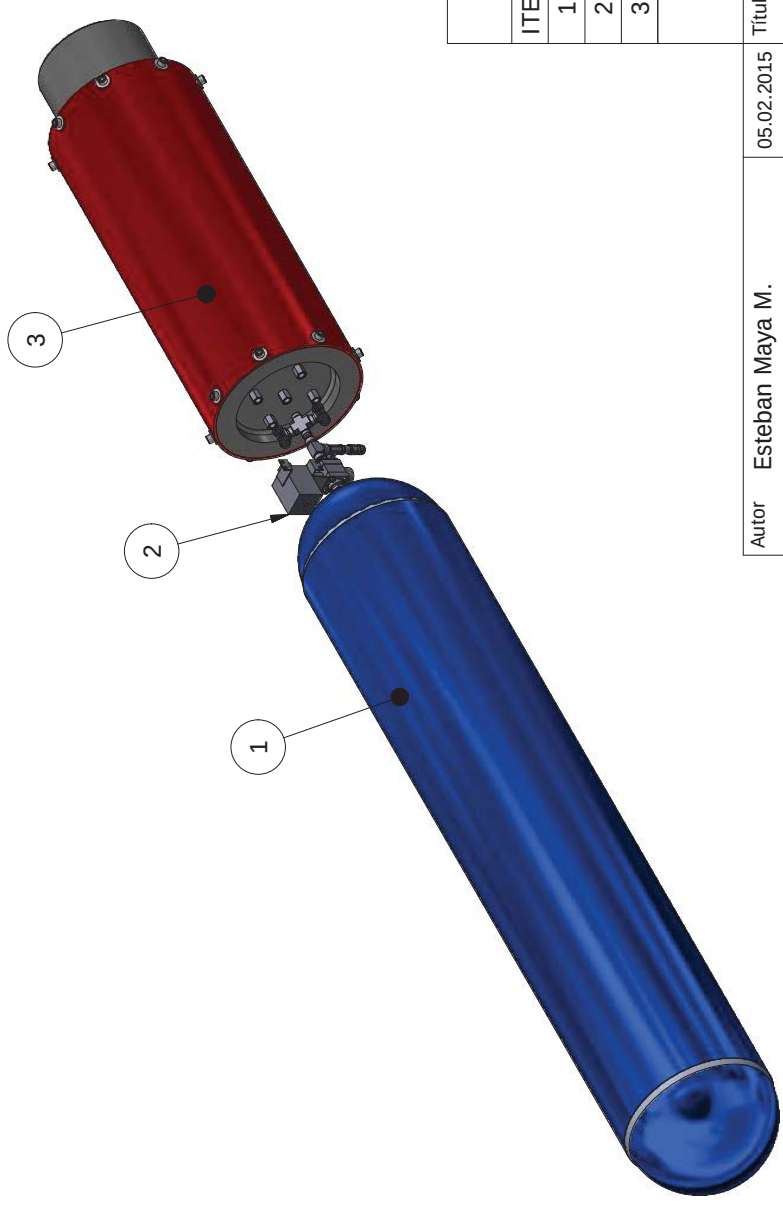
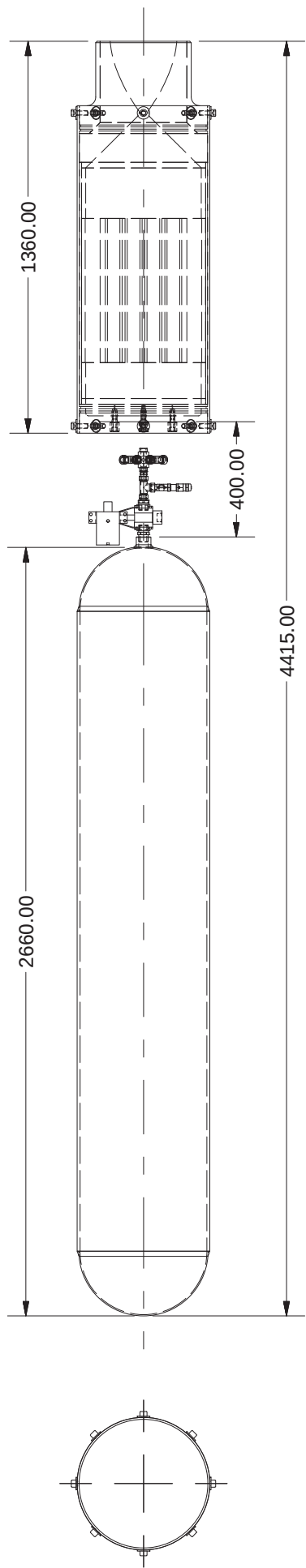
Body Material	Stainless Steel
Body Type	Reducing adapter
Series	Pipe Fittings
End Connection 1 Size	1/2 in
End Connection 1 Type	Female NPT
End Connection 2 Size	3/8 in
End Connection 2 Type	Male NPT
Cleaning	Swagelok SC-10

! The complete catalog contents must be reviewed to ensure that the system designer and user make a safe product selection. When selecting products, the total system design must be considered to ensure safe, trouble-free performance. Function, material compatibility, adequate ratings, proper installation, operation, and maintenance are the responsibilities of the system designer and user.

⚠ Caution: Do not mix or interchange valve components with those of other manufacturers.

Anexo III - Planos de Detalle

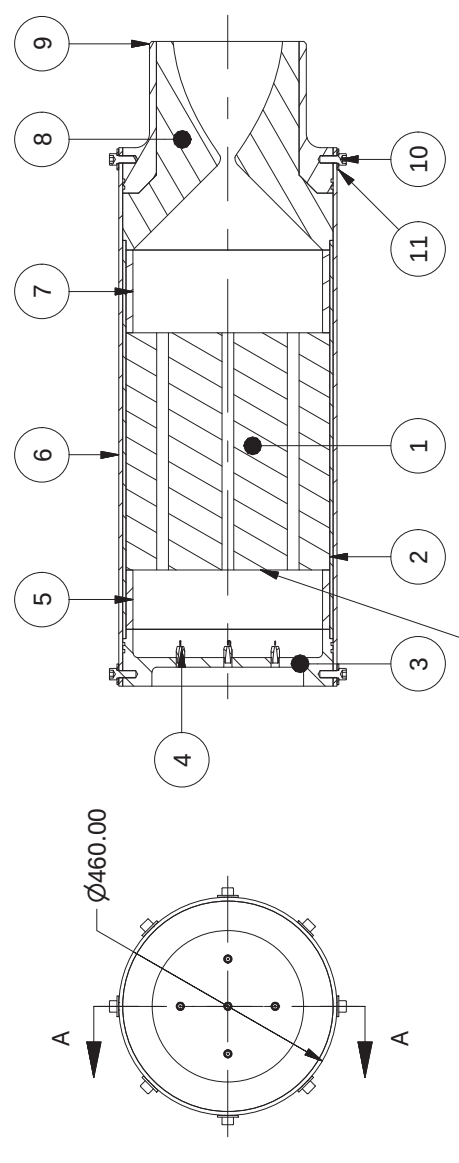
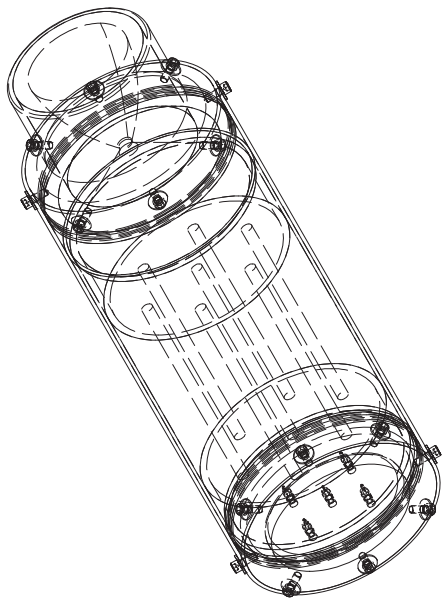
Los planos de detalle de los componentes diseñados se anexan a continuación.



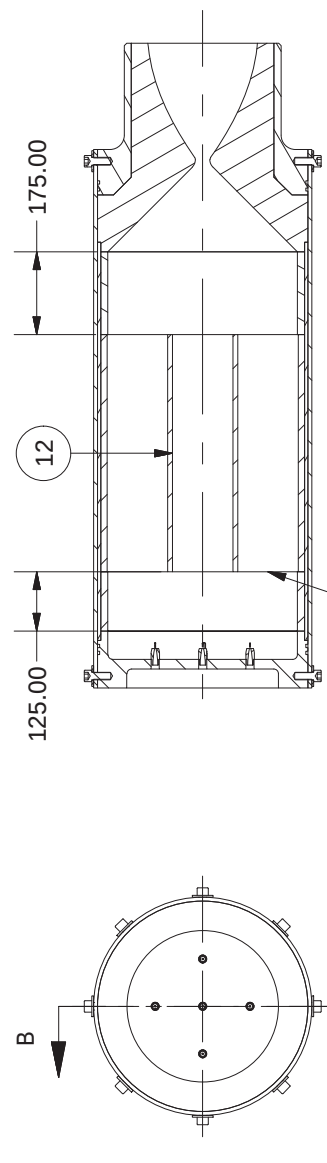
Lista de Partes			
ITEM	Cantidad	Nombre de parte	Descripción
1	1	Tanque de Oxidante	-
2	1	Válvulas & Tuberías	-
3	1	Cámara de Combustión	-

Escuela de Ingeniería Mecánica Universidad del Valle		Motor Cohete Híbrido Prototipo	
Título	05.02.2015	Proyecto	Diseño de un Motor Cohete Híbrido
Tamaño	A4	Unidades	mm
Escala	1:20	Hoja 1 de 9	

Autor	Esteban Maya M.	05.02.2015	
Revisó	-	-	
Aprobó	Ing. Ph.D. Jairo Valdés	05.02.2015	



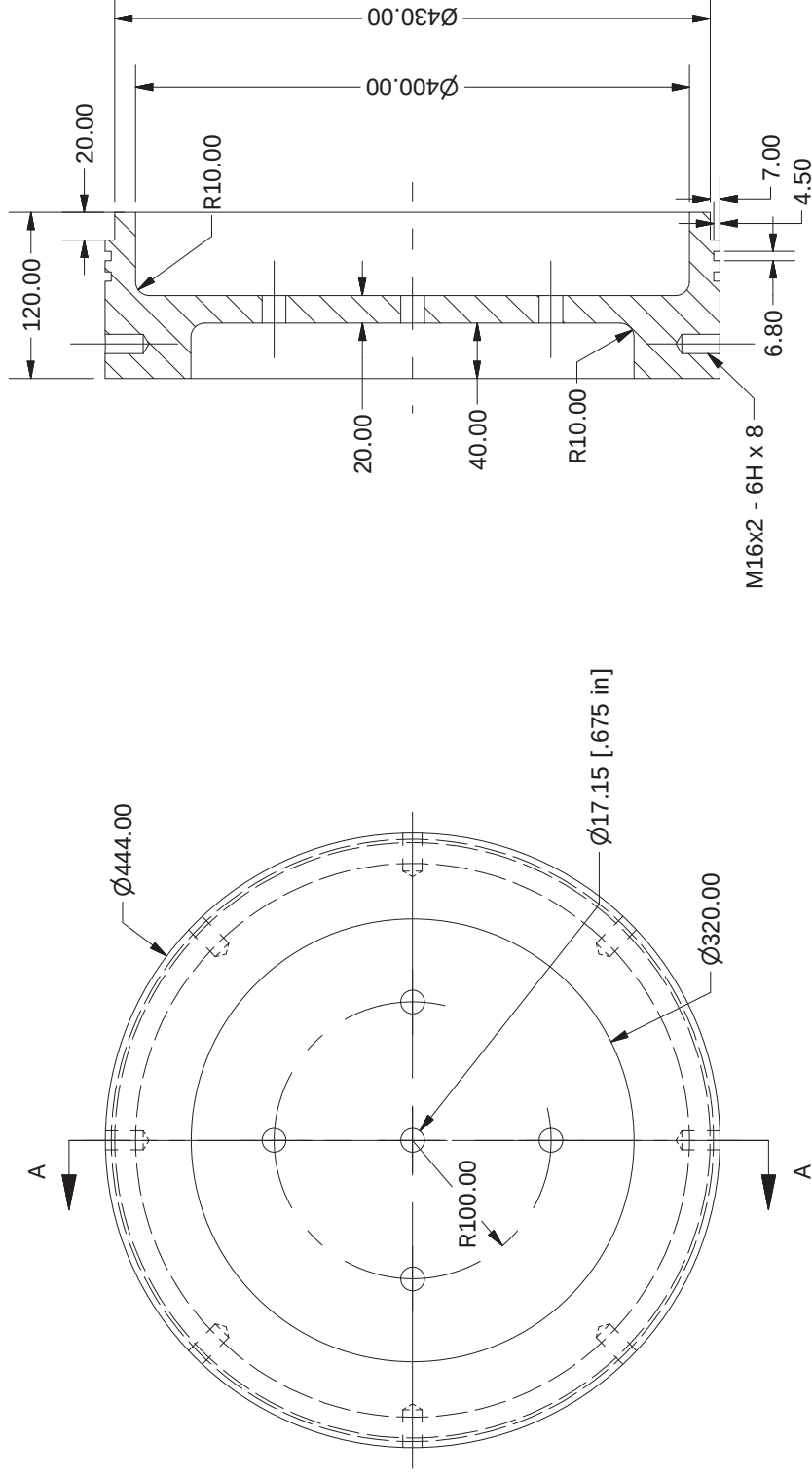
Grano de Combustible t=0 seg



Grano de Combustible t=120 seg

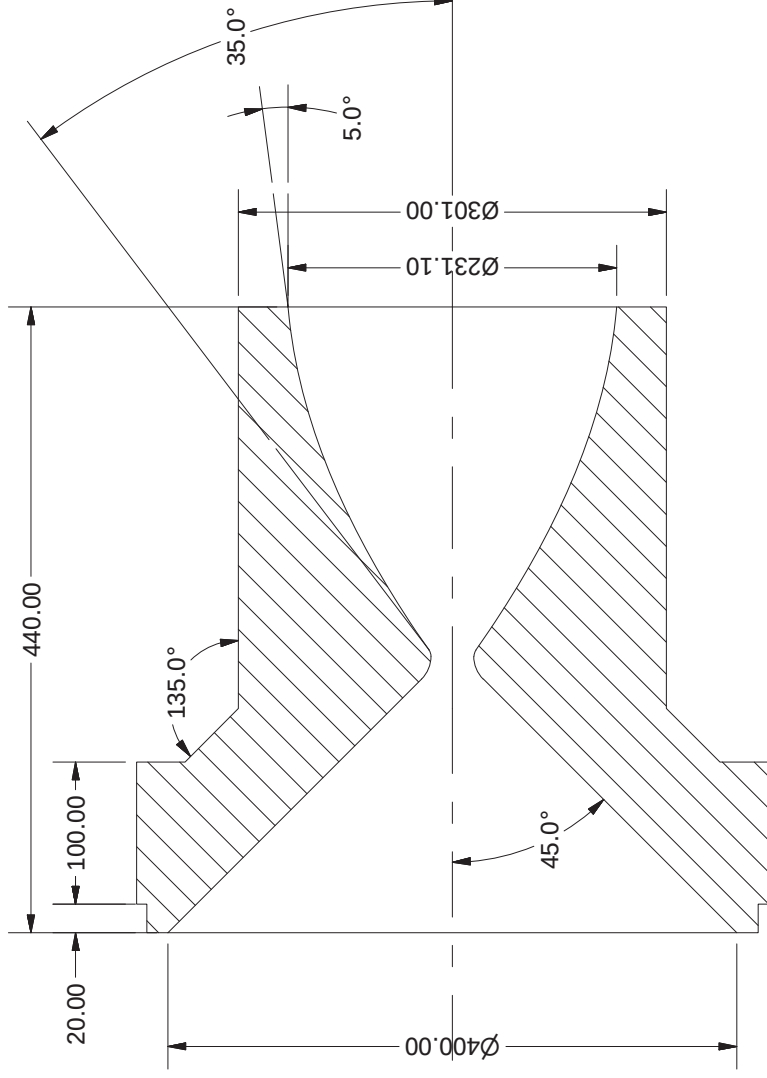
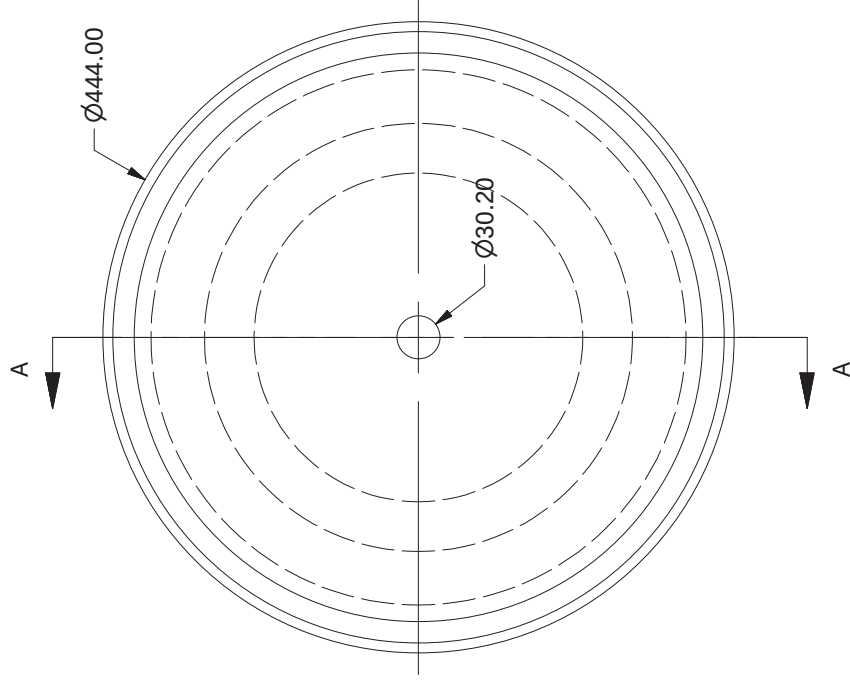
Lista de Partes			
ITEM	Cantidad	Nombre de parte	Descripción
1	1	Grano de Combustible	HTPB
2	1	Aislante Térmico	Superwool Plus
3	1	Cabeza de Inyectores	Acero Inox. 302
4	5	Injector BETE TF14	Acero Inox. 316
5	1	Cámara de Pre-Combustión	Grafito ZXF-5Q
6	1	Carcasa	Incoloy MA956
7	1	Cámara de Post-Combustión	Grafito ZXF-5Q
8	1	Tobera	Grafito ZXF-5Q
9	1	Retenedor de Tobera	Incoloy MA956
10	16	Perno M16x2 x 40	Acero clase 10.9
11	16	Arandela Plana 16R	Acero clase 10.9
12	1	Grano de Combustible Final (t=120 seg)	HTPB

		Escuela de Ingeniería Mecánica Universidad del Valle				
Autor	Esteban Maya M.	05.02.2015	Título	Cámara de Combustión		
Revisó	-	-	Tamaño	A4	Proyecto	Diseño de un Motor Cohete Híbrido
Aprobó	Ing. Ph.D. Jairo Valdés	05.02.2015	Escala	1:15	Unidades	mm
						Hoja 2 de 9



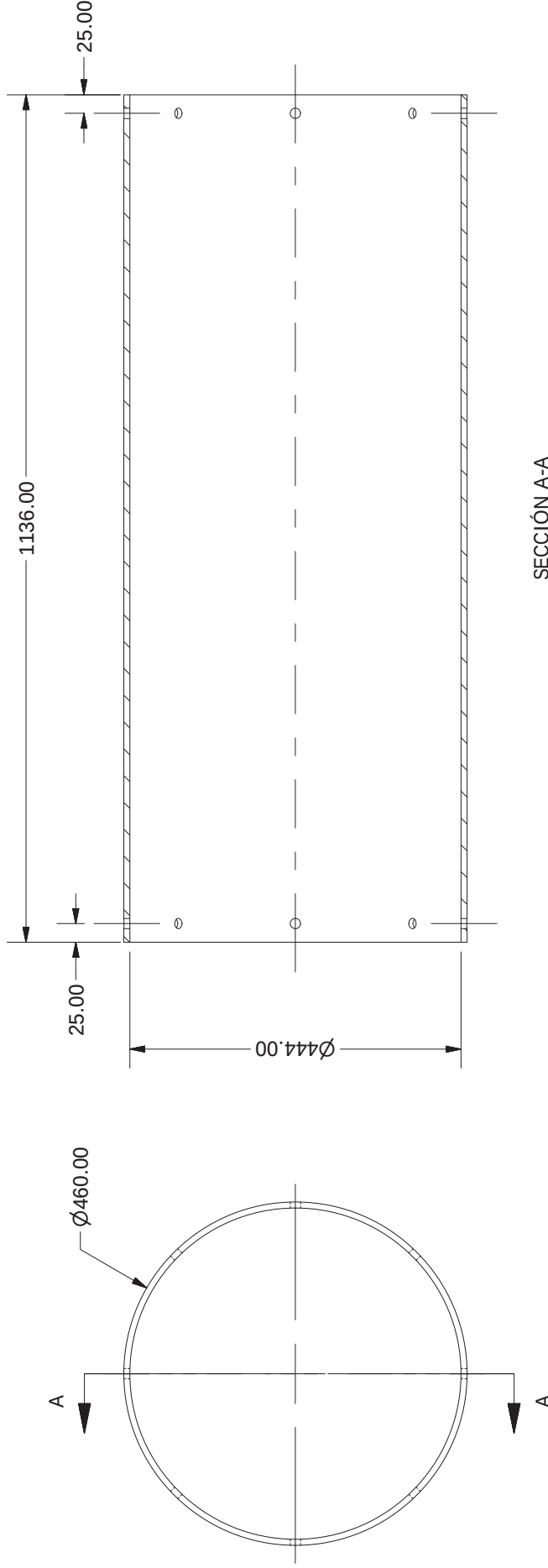
SECCIÓN A-A
ESCALA 1:5

Escuela de Ingeniería Mecánica Universidad del Valle		Cabeza de Inyectores		Universidad del Valle	
Autor	Esteban Maya M.	05.02.2015	Título	Proyecto	Diseño de un Motor Cohete Híbrido
Revisó	-	-	Tamaño	A4	mm
Aprobó	Ing. Ph.D. Jairo Valdés	05.02.2015	Escala	1:5	mm
					Hoja 4 de 9

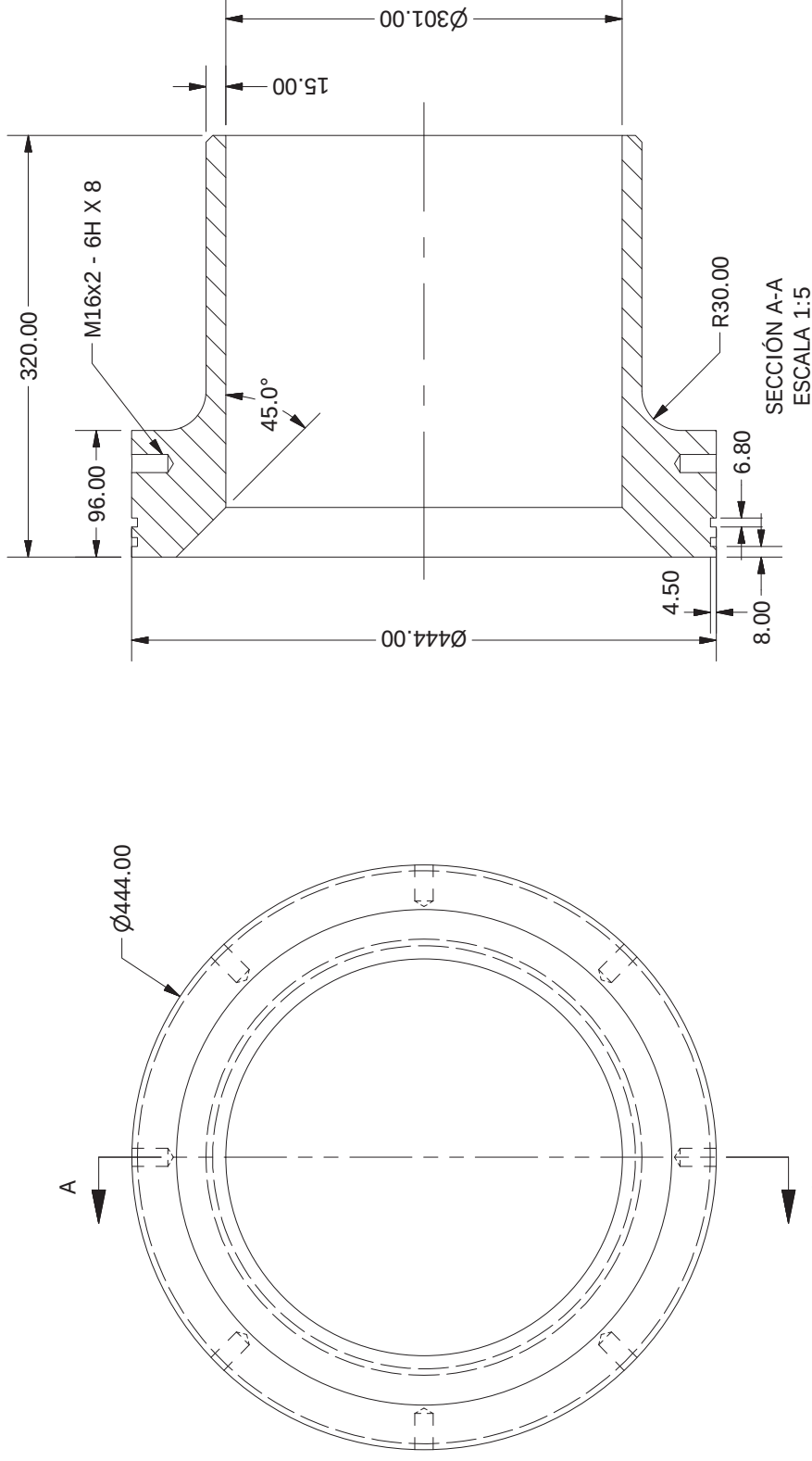


SECCIÓN A-A
ESCALA 1:5

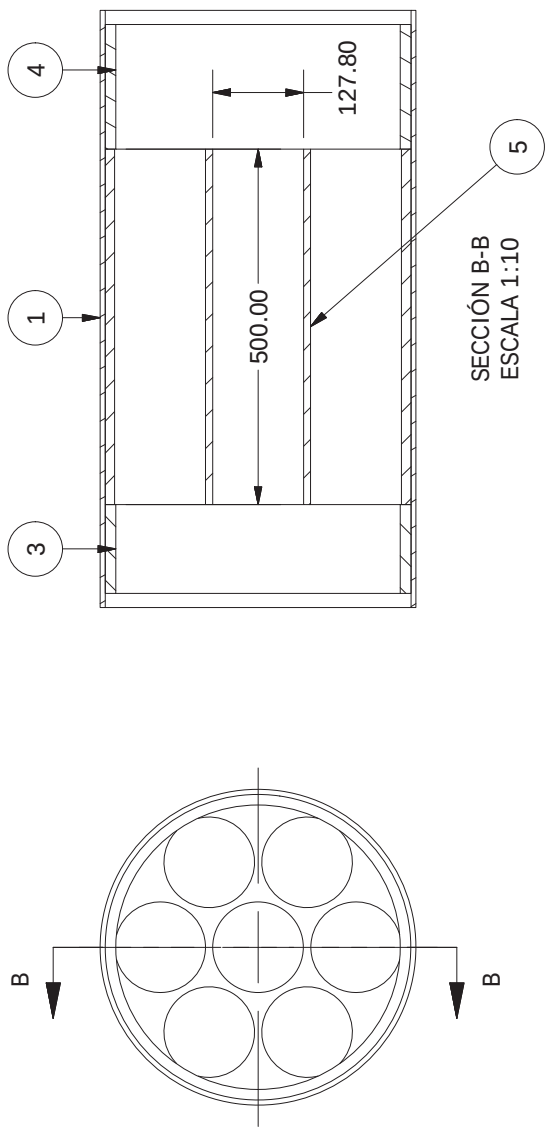
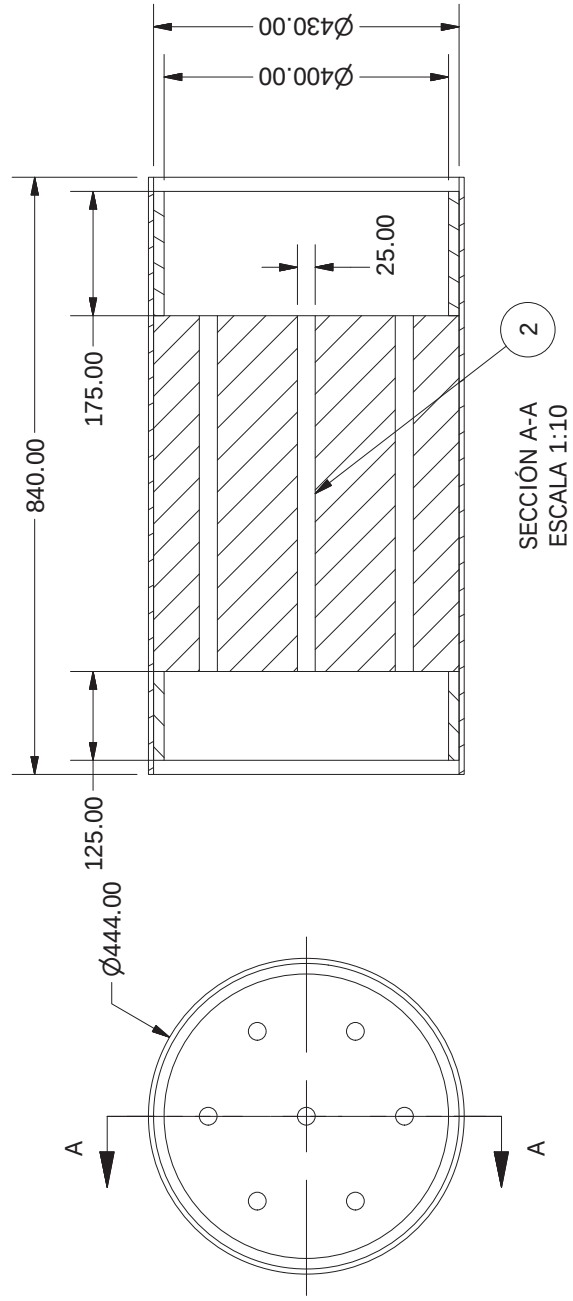
Escuela de Ingeniería Mecánica Universidad del Valle		Tobera Convergente-Divergente		Universidad del Valle	
Autor	Esteban Maya M.	05.02.2015	Título	Proyecto	Diseño de un Motor Cohete Híbrido
Revisó	-	-	Tamaño	A4	Unidades
Aprobó	Ing. Ph.D. Jairo Valdés	05.02.2015	Escala	1:5	mm
				Hoja 5 de 9	



Escuela de Ingeniería Mecánica Universidad del Valle		Carcasa Metálica	
Autor	Esteban Maya M.	05.02.2015	Título
Revisó	-	-	Tamaño A4
Aprobó	Ing. Ph.D. Jairo Valdés	05.02.2015	Escala 1:8
Proyecto		Unidades	mm
Diseño de un Motor Cohete Híbrido		Hoja 6 de 9	

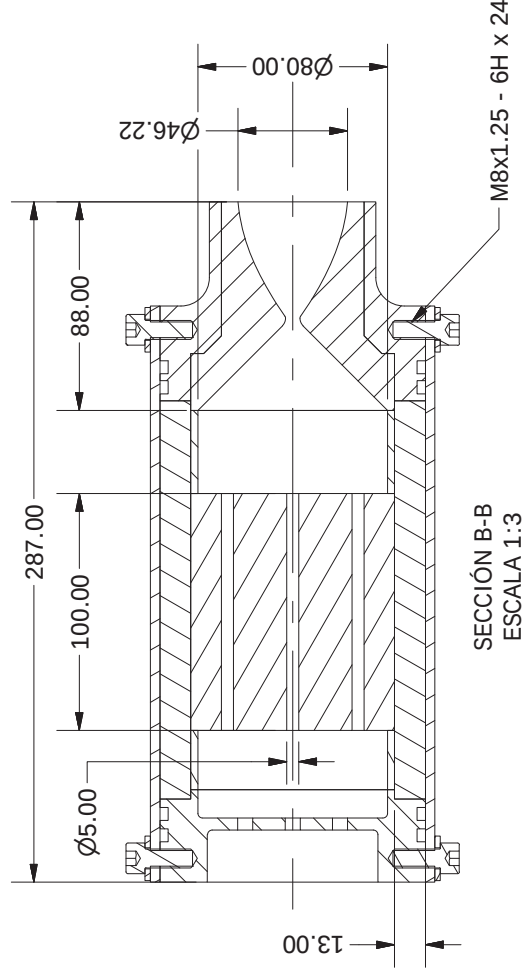
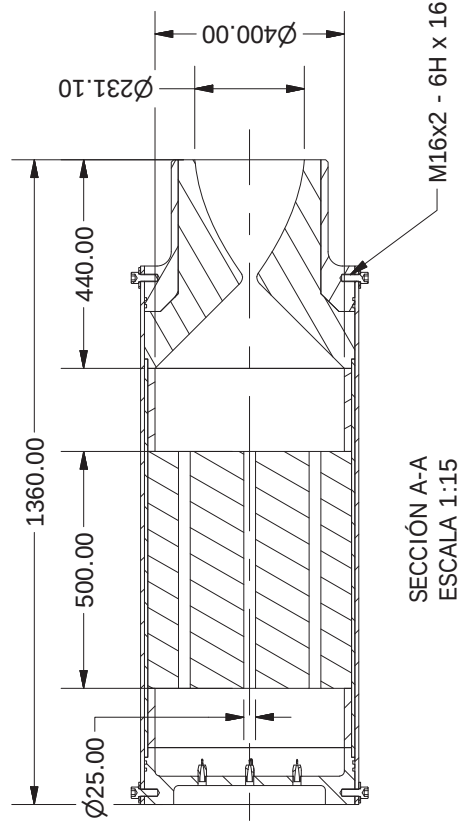
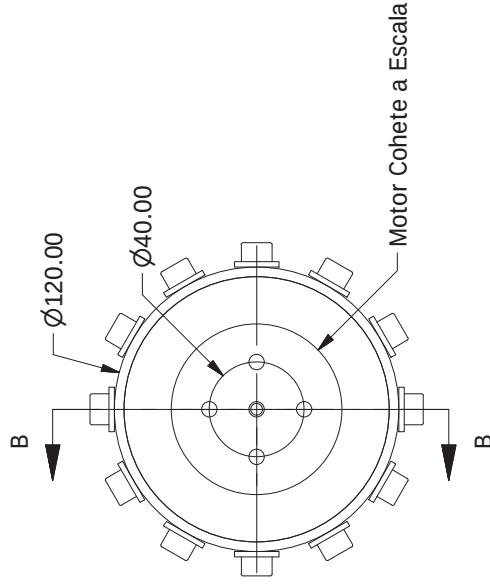
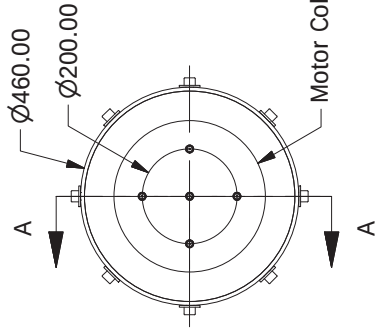


Escuela de Ingeniería Mecánica Universidad del Valle		Retenedor de Tobera	
Autor	Esteban Maya M.	Título	Proyecto
Revisó	-	Tamaño	A4
Aprobó	Ing. Ph.D. Jairo Valdés	Escala	1:5
		Unidades	mm
		Diseño de un Motor Cohete Híbrido	
		Hoja 7 de 9	



Lista de Partes			
ITEM	Cantidad	Nombre de parte	Descripción
1	1	Aislante Térmico	Superwool Plus
2	1	Grano de Combustible	HTPB
3	1	Cámara de Pre-Combustión	Grafito ZXF-5Q
4	1	Cámara de Post-Combustión	Grafito ZXF-5Q
5	1	Grano de Combustible Final	HTPB

Escuela de Ingeniería Mecánica Universidad del Valle		Universidad del Valle	
Título	05.02.2015	Ensamble combustible, aislante y cámaras	
Tamaño	-	Proyecto	
Escala	1:10	Unidades	mm
Autor	Esteban Maya M.	Diseño de un Motor Cohete Híbrido	
Revisó	-		
Aprobó	Ing. Ph.D. Jairo Valdés		
			Hoja 8 de 9



		Escuela de Ingeniería Mecánica Universidad del Valle		 Universidad del Valle				
Autor	Esteban Maya M.	05.02.2015	Título		Motor Cohete Híbrido a Escala			
Revisó	-	-	Tamaño		A4	Proyecto	Diseño de un Motor Cohete Híbrido	
Aprobó	Ing. Ph.D. Jairo Valdés	05.02.2015	Escala		Varias	Unidades	mm	Hoja 9 de 9