

TECNOLÓGICO DE ESTUDIOS SUPERIORES DE ECATEPEC
DIVISIÓN DE INGENIERÍA MECÁNICA, MECATRÓNICA E
INDUSTRIAL
MAESTRÍA EN EFICIENCIA ENERGÉTICA Y ENERGÍAS RENOVABLES



TESIS QUE PARA OBTENER EL GRADO DE
MAESTRO EN EFICIENCIA ENERGÉTICA Y ENERGÍAS
RENOVABLES

“CÁLCULO DE LA PRESIÓN DE CÁMARA DE COMBUSTIÓN EN UN
MOTOR DE COHETE DE COMBUSTIBLE SÓLIDO, MEDIANTE LA
MEDICIÓN DE LA FUERZA DE EMPUJE EN UN BANCO DE
PRUEBAS”.

PRESENTA
ING. JONATHAN RODRÍGUEZ CASTILLO.

DIRECTORES DE TESIS
DR. AGUSTÍN MORA ORTEGA.
DR. MARTÍN SALAZAR PEREYRA

Ecatepec de Morelos. Estado de México julio del 2019



GOBIERNO DEL
ESTADO DE MÉXICO

DICTAMEN DE LIBERACIÓN DE PROYECTO
DE TESIS

FO-TESE-DA-90
TIT05-ANEXO PM



DIRECCIÓN ACADÉMICA
DIVISIÓN DE INGENIERÍA MECÁNICA, MECATRÓNICA E INDUSTRIAL
MAESTRÍA EN EFICIENCIA ENERGÉTICA Y ENERGÍAS RENOVABLES

Fecha: 15 DE JULIO DE 2019

Datos generales

Nombre del alumno:

RODRÍGUEZ

CASTILLO

JONAHATAN

Apellido paterno

Apellido materno

Nombres (s)

Matrícula: 201621040

PROYECTO: CÁLCULO DE LA PRESIÓN DE CÁMARA DE COMBUSTIÓN EN UN MOTOR DE COHETE, MEDIANTE LA MEDICIÓN DE LA FUERZA DE EMPUJE EN UN BANCO DE PRUEBAS

DIRECTORES: DR. AGUSTÍN MORA ORTEGA
DR. MARTÍN SALAZAR PEREYRA

Dictamen:

Con base en el registro No. POSG-MPEER/DIMMI/2018/04 correspondiente al periodo escolar 2018-1, asignado al proyecto de tesis CÁLCULO DE LA PRESIÓN DE CÁMARA DE COMBUSTIÓN EN UN MOTOR DE COHETE, MEDIANTE LA MEDICIÓN DE LA FUERZA DE EMPUJE EN UN BANCO DE PRUEBAS y presentado por el alumno referido; y después de haber sido desarrolladas las actividades requeridas, el Comité Tutorial, conformado por los integrantes que firman al calce, ha determinado que SI (X) NO () han sido cubiertos en su totalidad los requisitos que permitan a esta División Académica liberar al alumno de los trámites académicos para tal efecto e iniciar el trámite de obtención de grado de maestría en la Unidad de Registro y Certificación de este Tecnológico de Estudios Superiores de Ecatepec.

Observaciones:

NINGUNA

Comité tutorial


DR. AGUSTÍN MORA ORTEGA


DR. MARTÍN SALAZAR PEREYRA


M. EN C. JOSÉ CARLOS AGUILAR ANASTACIO


DR. ERNESTO ENCISO CONTRERAS

Elaboró:	Revisó y Visto Bueno:	Enterado:
 DR. AGUSTÍN MORA ORTEGA Coordinador de Posgrado	 M. EN DO. HÉCTOR RODRÍGUEZ CARMONA Jefe de División	 M. EN C. ARMANDO ALCALDE MARTÍNEZ Director Académico

Agradecimientos.

Agradezco a Dios por permitirme llegar hasta este momento de mi vida y lograr la culminación de mi posgrado.

Agradezco a Romana mi madre que será mi inspiración para alcanzar mis metas, por darme la vida y salvármela muchas veces, por enseñarme que la sencillez y sinceridad son la sonrisa del alma, por enseñarme que el esfuerzo y el trabajo engrandece al hombre, por enseñarme a no caer derrotado ante la adversidad y crecerme cuando esta ocurre, por haberme brindado la oportunidad de cumplir mi sueño. Tu esfuerzo se convirtió en tu triunfo y el mío.

Agradezco a Jeannette mi novia que me ha mostrado que el crecimiento personal debe ser integral, que siempre ha tenido fe en mi como profesional pero también de que puedo llegar a ser un mejor ser humano, gracias por quererme y seguir siendo parte de mi vida.

Agradezco a mis asesores el Dr. Agustín Mora Ortega y Dr. Martin Salazar Pereyra que sin el apoyo de ellos no se hubiera logrado este proyecto, que sus enseñanzas y críticas no solo sirvieron para el desarrollo de esta tesis, sino que han sido lecciones que me llevo para el resto de mi vida.

Agradezco la asignación de la beca de posgrado del COMECYT (Consejo Mexiquense de Ciencia y Tecnología), por parte del Estado México, misma que me brindo los fondos económicos suficientes para materializar y comprobar de manera experimental mi tema de investigación.

Y a todos aquellos que han quedado en los recintos más escondidos de mi memoria pero que han sido participes de cincelar quien soy.

ATTE:

Ing. en Aeronáutica

Jonathan Rodríguez Castillo.

Índice

	Páginas
Glosario de términos.....	5
Lista de tablas y figuras.....	6
Resumen.....	7
Abstract.....	8
<u>Objetivos</u>	
Objetivo general.....	9
Objetivos específicos.....	9
Hipotesis.....	9
Capítulos	
1. INTRODUCCIÓN.	
1.1 Antecedentes.....	11
1.2 Principios de gobiernan el funcionamiento de un motor de cohete de combustible sólido.....	12
1.3 Diagrama del modelo de dimensión	20
2. Caracterización Química de una combustible Sólido	
2.1 Definición y características generales de un combustible sólido para cohete.....	22
2.2 Software para simulación de reacciones químicas. "PROPEP"	25
3. Calculo, Diseño y Fabricación de un motor cohete de combustible sólido.	
3.1Cálculo y Diseño de la cámara de combustión	29
3.2 Cálculo y Diseño de tobera convergente-divergente	34
3.3 Cálculo de la fuerza ideal del motor cohete diseñado.....	36
4. Prueba experimental de un motor cohete de combustible sólido.	
4.1 Características Básicas de las pruebas estáticas de un motor cohete.....	40
4.2 Realización de la prueba estáticas de un motor cohete.....	42
5. Análisis de Resultados.	
5.1 Análisis de los resultados de las actuaciones de diseño del motor cohete #1	48
5.2 Pruebas de medición de empuje en el banco de pruebas.....	51
5.3 Resultados finales de las Pruebas estáticas.....	63
Conclusiones.....	65
Referencias.....	66

Glosario de términos

Calor de combustión: representa la cantidad de energía calórica liberada durante un proceso de combustión de flujo estable.

Calor específico: magnitud física que indica la capacidad de un material para almacenar energía interna en forma de calor.

Combustible sólido: mezcla plástica compuesta por un agente oxidante, un combustible y otros aditivos como catalizadores y estabilizadora.

Combustión: reacción química exotérmica en la que un elemento combustible se combina con un agente oxidante, desprendiendo calor.

Empuje: fuerza que experimenta un motor cohete por la expulsión de los gases de combustión a gran velocidad a través de la tobera.

Entalpía de estancamiento: representa la entalpía de un fluido cuando es llevado al reposo de manera isoentrópica.

Estado de estancamiento: estado que se obtiene si el fluido es desacelerado isoentrópicamente hasta velocidad cero.

Impulso específico: relación entre el impulso total y el flujo másico del combustible sólido.

Impulso total: cantidad de empuje que proporcionará un motor cohete durante su operación.

Número de Mach (Ma): relación de la velocidad real del fluido y la velocidad del sonido en el mismo fluido en el mismo estado.

Presión de estancamiento: presión de un fluido alcanzado cuando este es llevado al reposo isoentrópicamente.

Propiedades sónicas: propiedades que alcanzan el fluido cuando el número de Mach es igual a 1.

Temperatura de estancamiento: temperatura que adquiere un gas ideal cuando se lleva al reposo isoentrópicamente.

Temperatura de flama adiabática: temperatura que podría alcanzar la flama si no hubiera pérdida de calor hacia el entorno.

Tobera: dispositivo permite realizar la expansión de los gases de combustión, de tal forma que la energía interna de los gases que se produce en la cámara de combustión es transformada en energía cinética.

Velocidad de Quemado: rapidez a la que la superficie de quemado retrocede.

Lista de tablas y figuras.

Figuras

Figura 1. Graficas de Procesos termodinámicos ideales en la cámara de combustión y la tobera de un motor de cohete

Figura 2. Volumen de Control de un motor cohete.

Fig. 3. El impulso total es el área bajo la curva de la gráfica tiempo contra empuje.

Figura 4. Interface del software "PROPEP"

Figura 5. Datos químicos del programa "PROPEP"

Fig. 7 Diagrama de cuerpo libre del esfuerzo longitudinal. Fuente: Mott, Robert. Resistencia de Materiales Aplicada 3ra Edición México: Prentice-Hall, 1996.

Fig. 8. Diagrama de cuerpo libre del esfuerzo anular. Fuente: IDEM fig. 3.1

Fig. 9 Dimensiones de la Cámara de Combustión.

Fig. 10. Geometría de la tobera del motor cohete.

Figura 11. Instalación típica de prueba estática.

Fig. 12 Elementos de un sistema de adquisición de datos

Fig 13. Banco de pruebas de motor cohete.

Fig 14. Prueba estática del motor cohete.

Tablas

Tabla 1. Factor de corrección de toberas cónicas. Fuente: SUTTON, George. Rocket Propulsion Elements.7th Edition.Canada: John Wiley and Sons, 2001.

Tabla 2. Obtención del Impulso total del motor #1.

Tabla 3. Obtención del Impulso total del motor #2.

Tabla 4. Obtención del Impulso total del motor #3.

Tabla 5. Obtención del Impulso total del motor #4.

Tabla 6. Obtención del Impulso total del motor #5.

Tabla 7. Rango de propulsión de los motores de cohete probado en banco de pruebas

Resumen.

El presente trabajo describe una metodología, para el cálculo de la presión interna que genera un motor cohete de combustible sólido a base de **nitrate de potasio y azúcar**.

Se obtuvo mediante un análisis termoquímico utilizando el software de la licencia de uso libre denominado "PROPEP", las propiedades termodinámicas tales como: el poder calorífico, la temperatura de flama adiabática y la relación de calores específicos de la mezcla de combustible sólido.

Se diseñó y construyó un banco de pruebas estáticas, el cual cuenta con un sistema de adquisición de datos y una celda de carga (para obtener la fuerza de propulsión, en diferentes instantes de tiempo). Los puntos censados permitieron obtener la curva de empuje contra tiempo, obteniendo los parámetros de funcionamientos reales del motor cohete y con estos estimar la presión interna que se genera en la cámara de combustión del motor cohete.

Finalmente, con los datos obtenidos, en el caracterizado químico del combustible sólido, se diseñaron y fabricaron 5 (cinco) motores de cohetes, mismos que fueron probados en el banco de pruebas construido, en donde se obtuvieron para cada motor el comportamiento de funcionamiento, plasmado en una gráfica de empuje contra tiempo y con dicha grafica se calculó la presión de cámara de combustión de cada motor.

Se realizó un análisis de los resultados obtenidos en las pruebas estáticas de los motores de cohete, concluyendo que para generar una fuerza de empuje o propulsión de 200 N (20 Kg de Fuerza) en un tiempo aproximado de 1 segundo, se requiere una presión de cámara de combustión (P_c) 2.315 Mpa o 335.76 psia, misma que se obtiene a partir de la reacción de combustión de una mezcla de combustible sólido de cohete de 120 gramos y una tobera supersónica con una relación de expansión de divergencia de $\epsilon = 4$.

Abstract

This paper describes a methodology for calculating the internal pressure generated by a solid fuel rocket engine based on potassium nitrate and sugar.

It was obtained by means of a thermochemical analysis using the software of the license of free use called "PROPEP", the thermodynamic properties such as: the calorific value, the temperature of the adiabatic flame and the relation of specific heats of the solid fuel mixture.

A static test bench was designed and built, which has a data acquisition system and a load cell (to obtain the propulsion force, in different instants of time). The points counted allowed to obtain the curve of push against time, obtaining the parameters of real operations of the rocket motor and with these estimating the internal pressure that is generated in the combustion chamber of the rocket motor.

Finally, with the data obtained, in the chemical characterization of the solid fuel, 5 (five) rocket motors were designed and manufactured, which were tested in the built test bench, where the operating behavior was obtained for each motor, in a graph of push against time and with said graph, the combustion chamber pressure of each motor was calculated.

An analysis of the results obtained in the static tests of the rocket motors was made, concluding that to generate a thrust or propulsion force of 200 N (20 Kg of Force) in an approximate time of 1 second, a pressure of combustion chamber (P_c) 2.315 Mpa or 335.76 psia, which is obtained from the combustion reaction of a solid rocket fuel mixture of 120 grams and a supersonic nozzle with a divergence expansion ratio of $\epsilon = 4$.

Objetivo general.

Obtener la presión que genera un combustible sólido (nitrato de potasio y azúcar), dentro de una cámara de combustión, mediante el caracterizado termoquímico del combustible en estudio usando el programa "PROPEP y la medición de la cantidad de fuerza de propulsión, en un banco de pruebas estático que produce el combustible dentro de la cámara de combustión y con ello optimizar el sistema de propulsión para incrementar el empuje.

Objetivos específicos.

- Establecer la metodología, para la estimación de la presión interna que se genera en un motor de cohete de combustible sólido.
- Análisis termoquímico de un combustible sólido compuesto de Nitrato de Potasio (KNO_3) y Azúcar usando el programa "PROPEP.
- Diseñar y manufacturar los componentes que forman un motor cohete de combustible sólido.
- Realizar mediciones experimentales de empuje del motor en un banco de pruebas.

Hipótesis.

Al considerar la ecuación de la conservación de la cantidad de movimiento mediante la medición de la fuerza de propulsión de un motor cohete, así como algunas características termoquímicas del gas (M_f, T_c, R, γ) que se producen en la cámara de combustión se puede estimar la presión interna que se genera un motor cohete.

1. Introducción

1.1 Antecedentes.

La propulsión en un motor cohete depende principalmente de la presión interna que se produzca en la cámara de combustión, por lo tanto, esta metodología será de gran aportación, ya que en nuestro país se tiene contemplado iniciar con la exploración espacial, con la creación de la Agencia Espacial Mexicana. Por lo que este trabajo, aporta las bases, tanto teóricas como experimentales para la estimación de la presión de cámara de combustión en un motor de cohete.

El combustible sólido para cohetes consiste en granos de propelente sólido incrustado en una caja metálica o compuesta con un material aislante y un revestimiento entre la caja y los granos. Los motores se utilizan principalmente en defensa y tecnologías espaciales [2], principalmente en misiles modernos y la mayoría de los vehículos de lanzamiento. Su simplicidad garantiza un alto grado de confiabilidad y el costo de desarrollo de grandes motores usando combustibles sólidos es mucho menor que con sus contrapartes líquidas [1]. En los últimos años, se han realizado diversos trabajos experimentales y numéricos para una descripción precisa del comportamiento mecánico de los propulsores sólidos y los motores de cohetes. La representación del comportamiento altamente no lineal del propelente sigue siendo el aspecto más desafiante en este campo [2]. Algunos autores se han enfocado en el diseño del grano, el cual resulta vital para minimizar la masa inerte al adoptar una alta eficiencia volumétrica. [14] presentan una metodología para diseñar la configuración de grano tridimensional (3D) de la ranura radial para motores de cohetes sólidos de etapa superior, a través de variables dinámicas que definen la configuración compleja. Otros autores centran su atención en el efecto de la cavidad, [16] muestran que el volumen de la cavidad desempeña un papel importante en la magnitud de la oscilación de la presión máxima. [3] Desarrollan un modelo de esfuerzo-deformación que contiene elementos de viscoelasticidad lineal y comportamiento plástico-elástico de gran deformación. Se discuten las medidas apropiadas de esfuerzo y deformación. Finalmente, la determinación de los parámetros del modelo se ilustra junto con las comparaciones con los datos experimentales. En los últimos años, una variedad de trabajos experimentales y numéricos se ha realizado para una descripción precisa del comportamiento mecánico de combustibles sólidos y motores de cohetes [2].

Se han desarrollado algoritmos numéricos eficientes y se ha implementado en un código de elementos finitos, para la predicción del comportamiento mecánico del combustible sólido de cohete [4]. El diseño de un motor de cohete sólido se convierte en una exigente tarea, ya que se debe tener en cuenta el diseño de la cámara, el diseño de la tobera, los cálculos de rendimiento balístico, así como la geometría y velocidad de quemado del combustible sólido de cohete [5].

Por su parte se desarrolló un modelo de optimización numérica para maximizar el empuje del motor de cohete sólido bajo una restricción de peso del propelente [15].

Para el diseño de motores cohetes, se debe tener en cuenta la variación de la velocidad de combustión del combustible sólido, en relación a la presión y temperatura de cámara de combustión, con esto para producir un diseño eficiente y minimizar las iteraciones de diseño durante el desarrollo. [6] Es un hecho bien conocido que la velocidad de combustión deducida en pruebas estáticas de motores a escala real a veces difiere de la medida obtenida en una cámara cerrada de laboratorio para la medición de velocidad de quemado para combustibles sólidos. [6] Por lo general, esta diferencia es solo un pequeño porcentaje, pero puede ser suficiente para hacer que el rendimiento del motor de cohete quede fuera de los límites requeridos y forzar un cambio en la formulación química del combustible sólido, el diámetro de la garganta de la tobera, con costos asociados y penalizaciones programadas.

Los combustibles sólidos para cohetes son el poder detrás de la propulsión de todos los misiles modernos y la mayoría de los vehículos de lanzamiento. El combustible sólido de cohete hace combustión dentro de un motor de cohete con un diámetro de garganta conocido, para la producción de presión y empuje pre especificados dentro de la cámara del motor de cohete. La predicción del rendimiento de un combustible sólido requiere cálculos balísticos internos y, en la mayoría de los casos, se aplica la ley de conservación de masas para estimar varios parámetros balísticos.

Se aplica la ley de potencia empírica (conocida como ley de Saint Roberts) para relacionar la velocidad de combustión con la presión generada dentro de la cámara de combustión, a su vez esta relación tiene dos parámetros de rendimiento importantes, a saber, la primera es el índice de presión (n) y la segunda el coeficiente de velocidad de combustión (a). Esta relación empírica muestra la dependencia de la velocidad de combustión con respecto a la presión en la cámara del motor de cohete durante la operación del motor y se utiliza para la predicción del rendimiento de los motores de cohete. La velocidad de combustión (r) y la presión en la cámara del motor del cohete (P) son parámetros medibles, pero el coeficiente de presión (a) y el exponente de presión (n) son constantes empíricas que varían según el combustible sólido y las condiciones de operación. [7]

La velocidad de combustión de un combustible sólido puede definirse como la velocidad con la que la superficie de combustión retrocede en una dirección perpendicular a la superficie original; la tasa se mide generalmente en milímetro por segundo. La tasa de combustión del propulsor está influenciada por ciertos factores, como la presión de la cámara de combustión, la temperatura inicial del grano del propulsor, la velocidad de los gases de combustión que fluyen en paralelo a la superficie de combustión y la presión estática local. [8] Todos los combustibles sólidos para motor cohete se componen de dos partes: Oxidante y Combustible. Un oxidante es un componente que produce oxígeno para reaccionar con el combustible. El combustible reacciona con el oxígeno para producir gas para propulsión. [9]

Durante aproximadamente 50 años, el aparato estándar de la industria para las mediciones de tasas de combustión lineal fue la bomba Crawford [10]. Este método rápido, simple y económico, es particularmente adecuado para explorar nuevas composiciones de combustible sólido o realizar un control de calidad de las composiciones establecidas.

Los combustibles sólidos de azúcar basados en KNO_3 (SP "sugar propellant" en sus siglas en inglés) se han utilizado en cohetes experimental durante muchos años. Estos combustibles fueron algunos de los primeros disponibles y han sido bien caracterizados a través de las contribuciones de muchas personas. Los motores de cohetes fabricados con este combustible pueden ser seguros y confiables. Si bien el impulso específico (Isp) de este combustible no es tan alto como muchos propulsores a base de perclorato de amonio (AP "ammonium perchlorate" en sus siglas en inglés), los propulsores SP son fáciles de preparar y requieren muy poco equipo.

Los propulsores de azúcar (SP) son propulsores de rendimiento moderado en los que el aglutinante es uno de los azúcares comunes (sacarosa, dextrosa, maltosa, etc.) o uno de los denominados "alcoholes de azúcar" como el sorbitol. Técnicamente, los SP son propulsores compuestos, ya que tienen componentes separados de combustible y oxidante. Sin embargo, el aglutinante no es un polímero y ya está parcialmente oxidado. Estas dos propiedades proporcionan dos características útiles a los combustibles sólidos. En primer lugar, el aglutinante se descompone más fácilmente que un polímero, por lo que un oxidante de menor energía como el nitrato de potasio se puede emplear con buenos resultados. En segundo lugar, se puede usar una menor proporción de oxidante con buenos resultados. El azufre, el carbón y otros combustibles auxiliares no se incluyen típicamente en los propulsores de azúcar, aunque hay algunos informes de su uso.

Los propulsores de azúcar tienen un rendimiento intermedio. El impulso específico entregado típico (Isp) es de alrededor de 130 segundos. A modo de comparación, Isp de la pólvora negra tiene un valor alrededor de 80-90 segundos, mientras que la mayoría de los combustibles compuestos de perclorato de amonio (APCP) se acercan a un Isp de 190-210 segundos. Las velocidades de combustión de los combustibles sólidos de cohete de azúcar se aproximan a las de APCP. [13]

1.2 Principios de gobiernan el funcionamiento de un motor de cohete de combustible sólido.

En esta sección de la presente tesis se encuentra los distintos parámetros que se emplearán para el diseño de un motor cohete de combustible sólido.

Un motor cohete es un motor de combustión interna que genera empuje mediante la expulsión a la atmósfera de gases que provienen de la cámara de combustión. El motor cohete más utilizado es el combustible sólido, por su facilidad de fabricación, ya que no requiere partes móviles ni sistemas de control como son válvulas de flujo unidireccional

ni bombas para combustible, como en el caso de los motores cohete de combustible líquido.[10]

La parte fundamental de un motor cohete es la tobera, porque es el dispositivo que nos permite realizar la expansión de los gases de combustión, de tal forma que la energía térmica de los gases liberada durante la combustión es transformada en energía cinética. [11]

Ecuación para el empuje ideal de un motor de cohete ideal

Una de las ecuaciones fundamentales en el campo de propulsión jet es la ecuación para el empuje de un motor de cohete ideal. Esta ecuación (1) puede usarse para predecir el empuje de los motores de cohetes sólidos en función de la presión de la cámara de combustión, la relación de calores específicos para el flujo a través de la tobera, el área de la garganta de la boquilla, la relación de expansión y la presión atmosférica.

$$F = P_c A_{th} \left\{ \frac{2\gamma^2}{\gamma-1} \left(\frac{2}{\gamma+1} \right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}} \left[1 - \left(\frac{P_e}{P_c} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right] \right\}^{\frac{1}{2}} + (P_e - P_\infty) A_e \quad \dots (1)$$

$$F = \dot{m} V_j + (P_e - P_\infty) A_e$$

En donde:

A_e = Área de salida de tobera

A_{th} = Área de garganta de tobera

F = Fuerza

P_c = Presión de Cámara de Combustión

P_e = Presión de salida de tobera

P_∞ = Presión de Cámara de Combustión

γ = Relación de Calores Específicos

V_j = Velocidad Jet

\dot{m} = Flujo masico a traves de la tobera

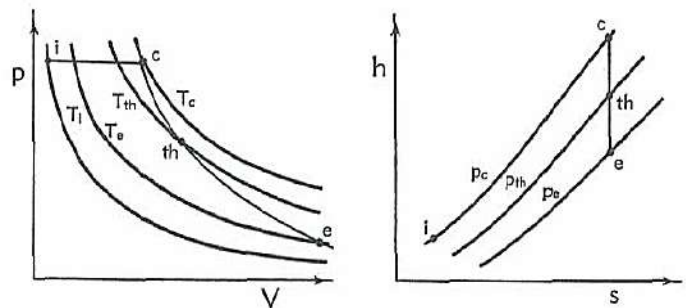
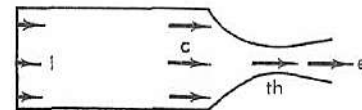


Figura 1. Graficas de Procesos termodinámicos ideales en la cámara de combustión y la tobera de un motor de cohete

La ec. (1) es precisa dentro de 1-6% para la mayoría de los motores de cohetes como se muestra en la figura 1, y puede ser precisa dentro de 1 - 3% cuando una corrección no ideal para el ángulo de divergencia de tobera es incluida. El hecho de que el empuje de un motor de cohete aumenta con la altitud, y que el empuje máximo se logra utilizando una relación de expansión óptima puede derivarse ambos utilizando esta ecuación. La ec. (1) está compuesta por dos términos, el primer término es el momento lineal del flujo másico de los gases del escape y el segundo término la diferencia de presiones y el área de la salida de tobera.

De acuerdo a la ecuación anterior, para obtener la máxima velocidad jet (v_j), en un fluido necesitamos realizar un análisis de flujo compresible; cuando se estudian flujos compresibles, es conveniente trabajar con propiedades evaluadas en un estado de referencia conocido como estado de estancamiento. El estado de estancamiento es el estado que se obtiene si el fluido es desacelerado isoentrópicamente hasta velocidad cero.

En el volumen de control del punto 1 al punto 2 que se muestra en la figura 2 el gas a alta presión, debe salir a una presión aproximada o igual a la presión atmosférica, ese cambio de presiones en el volumen de control se traduce en un incremento en la velocidad del fluido esto se puede demostrar, al aplicar las siguientes ecuaciones y suposiciones en nuestro volumen de control como a continuación se muestra:

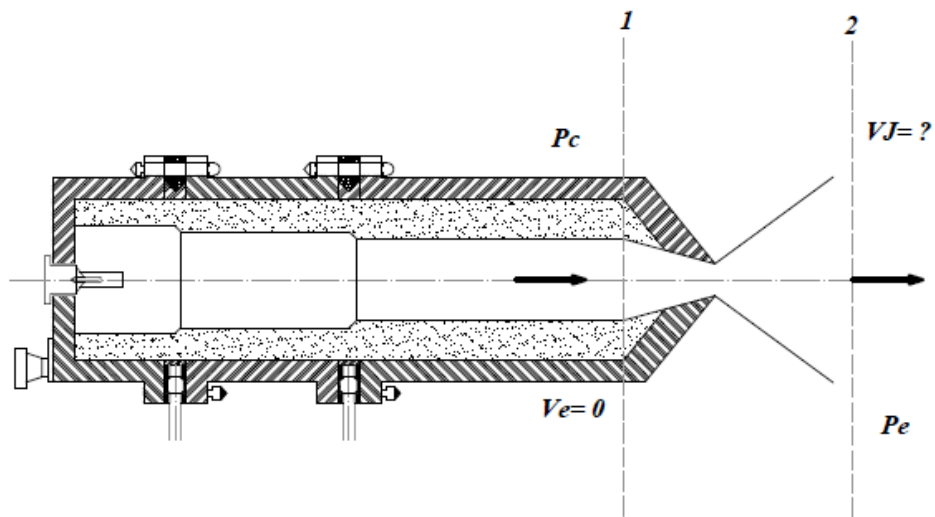


Figura 2. Volumen de Control de un motor cohete

SUPOSICIONES DEL VOLUMEN DE CONTROL (estado estacionario)

1. $\dot{Q}=0$ (Adiabático)
2. $\dot{W}=0$ (Trabajo Externo)
3. $h = u + pv$ (Entalpía)
4. $PE_2 = PE_1$ (Energía Potencial Fluido)
5. Conservación de la masa
6. $KE_1 = 0$ (La Energía cinética a la entrada del volumen de control)
7. $KE = \frac{v^2}{2}$
8. Los gases de combustión se comportan como un gas perfecto.
9. Las fuerzas de fricción entre la superficie de la tobera y los gases de combustión son despreciables.

Aplicando la ecuación de balance de energía al volumen de control de la Figura 2. se obtiene:

$$\dot{Q} - \dot{W} = \dot{m}[h_2 + KE_2 + PE_2] - \dot{m}[h_1 + KE_1 + PE_1] \dots (2)$$

Al aplicar las suposiciones anteriores la ecuación (2) de la energía queda:

$$\dot{Q} - \dot{W} = \dot{m}[h_2 + KE_2 + PE_2] - \dot{m}[h_1 + KE_1 + PE_1]$$

$$V_2 = V_j = \sqrt{2(h_1 - h_2)} \dots (3)$$

Se obtiene la ecuación (3) de velocidad jet (V_j) para motor cohete, al aplicar las condiciones termoquímicas de los gases de combustión la ecuación (3) se puede expandir en la ecuación (4) denominada como "velocidad de escape de Oberth".

$$V_j = \sqrt{\frac{2\gamma}{(\gamma-1)} \frac{RT_c}{M_f} \left[1 - \left(\frac{P_e}{P_c} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right]} \dots (4),$$

en dónde:

M_f = Masa Molecular del gas

R = Constante de gase Universal

T_c = Temperatura de Combustión

y

V_j = velocidad jet o escape

A partir del balance de masa, al volumen de control en un motor cohete fig. 2, se obtiene el flujo másico a lo largo de la tobera la cual se describe en la ecuación (5) que describe el cálculo del flujo dentro de la tobera se utiliza la siguiente ecuación:

$$\dot{m} = \frac{\sqrt{\gamma} \left(\frac{2}{\gamma+1} \right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}}}{\sqrt{RT_c}} P_c A_t \dots (5),$$

en dónde:

γ = Relación de calores específicos del gas ,

T_c = Temperatua de flama adiabatica (K)

R = Constante del gas de Combustion $\left(\frac{J}{\text{molK}} \right)$

P_c = Presión de Camara de Combustión (Pa)

y

A_t = Area de garganta de tobera (m^2)

Parámetros balísticos.

Área de la garganta de tobera y relación de expansión

El área de flujo en la garganta de tobera es un parámetro de diseño muy importante de la misma. Se evalúa en conjunto con las variables asociadas con el coeficiente de empuje, el diámetro de salida de la boquilla, la presión ambiental, la presión de la cámara y las ineficiencias de la boquilla.

La relación de expansión de la boquilla se define como la relación del área de salida de la tobera con el área de la garganta como se indica a continuación [11]. La relación de expansión óptima puede se calcula utilizando la fórmula isentrópica como se indica a continuación en la ecuación (6):

$$\frac{A_t}{A_e} = \left[\frac{\gamma + 1}{2} \right]^{\frac{1}{\gamma-1}} \left(\frac{P_e}{P_c} \right)^{\frac{1}{\gamma}} \sqrt{ \frac{\gamma + 1}{\gamma - 1} \left[1 - \left(\frac{P_e}{P_c} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right] } \dots \dots \dots (6)$$

$$\varepsilon = \frac{A_e}{A_t}$$

Coefficiente de empuje.

El coeficiente de empuje C_F se define como el empuje dividido por la presión de la cámara de la combustión y el área garganta de la tobera del motor cohete A_t . Físicamente C_F es una expresión para la eficiencia de la tobera de un motor cohete para un combustible sólido para cohete fijo.

El coeficiente de empuje C_F como se indica en la ecuación (7) es una función de las propiedades del gas γ , la relación de expansión de la boquilla ε , la relación de presión a través de la tobera P_c / P_e y la presión fuera de la tobera P_{amb} . [12].

$$C_F = \left\{ \frac{2\gamma^2}{\gamma - 1} \left(\frac{2}{\gamma + 1} \right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}} \left[1 - \left(\frac{P_e}{P_c} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right] \right\}^{\frac{1}{2}} + \frac{(P_e - P_{\infty})}{P_c} \varepsilon \dots \dots \dots (7)$$

La relación entre C_F , P_c , A_t y la fuerza de empuje F está dada por la siguiente ecuación (8):

$$C_F = \frac{F}{P_c A_t} \dots \dots \dots (8)$$

Velocidad de quemado de un combustible sólido.

Durante la combustión del combustible sólido se efectúa un fenómeno conocido como Ley de Capas Paralelas. Este fenómeno consiste en que el quemado se lleva de manera perpendicular a la superficie de quemado, por lo tanto esta superficie retrocederá de manera perpendicular a ella misma [13].

La rapidez a la que la superficie de quemado retrocede se le conoce como Velocidad de Quemado y esta es expresada por lo general en cm/s o mm/s. El éxito en el diseño desarrollo y operación de un motor cohete depende significativamente en el conocimiento del comportamiento de la tasa de quemado del combustible.

La velocidad de quemado es función de la temperatura, la presión, el flujo másico de los gases de combustión y está representado por la ecuación (9):

$$r = \frac{\dot{m}}{A_b \rho_b} \dots \dots (9)$$

Donde A_b es la superficie del área de quemado, r es la rapidez de quemado y ρ_b es la densidad del combustible antes de que inicie su combustión. La masa total del combustible quemado puede ser determinada integrando la ecuación anterior (9):

$$m = \int \dot{m} dt = \rho_b \int A_b r dt \dots \dots \dots (10)$$

En muchos combustibles es posible aproximar la rapidez de quemado en función de la presión que se tiene en la cámara de combustión, que esta expresada por la ecuación (11) denominada la ley de velocidad de quemado "Saint Robert":

$$r = aP^n \dots \dots (11)$$

Donde P es la presión de la cámara a es una constante empírica influencia por la temperatura y n es conocida como el índice de combustión y describe la influencia de la presión en la tasa de quemado.

Un parámetro que está íntimamente relacionado con la velocidad de quemado de un combustible es la relación de la superficie con respecto al área de garganta de tobera. Esta relación representada por la letra K , permite una evaluación de la variación necesaria en el área de la garganta indicando si la

presión de la cámara de combustión (y por lo tanto del empuje) debe de ser cambiando [8].

La relación K es derivada del principio de la conservación de la materia ya que la masa del combustible quemado con respecto del tiempo debe ser igual a la suma del cambio en la masa del gas con respecto del tiempo en la cámara de combustión y del flujo másico a través de la tobera, esto se representa por la siguiente ecuación (12).

$$A_b r \rho_b = \frac{d}{dt}(\rho V) + A_t P_1 \sqrt{\frac{k}{RT_1} \left(\frac{2}{K+1}\right)^{\frac{K+1}{K-1}}} \dots \dots \dots (12)$$

Si la masa del gas en el motor cohete es pequeña y si la relación de cambio en esta masa es pequeña con respecto al flujo másico que pasa a través de la tobera, el término $\frac{d}{dt}(\rho V)$ es igual a cero, por lo tanto la ecuación (12) anterior se expresa de la siguiente manera:

$$A_b r \rho_b = A_t P_1 \sqrt{\frac{k}{RT_1} \left(\frac{2}{K+1}\right)^{\frac{K+1}{K-1}}}$$

Si K es igual a:

$$K = \frac{A_b}{A_t}$$

$$K = \frac{A_b}{A_t} = \frac{P_1 \sqrt{k \left(\frac{2}{k+1}\right)^{\frac{k+1}{k-1}}}}{r \rho_b \sqrt{RT_1}} \dots \dots \dots (13)$$

La ecuación (13) indica que para una formulación química de un combustible sólido para cohetes dada, la presión de la cámara se controla completamente por K o la relación del área de superficie de combustión del combustible en relación a la zona del área de garganta de la tobera. A medida que aumenta la relación K , la presión de la cámara aumenta y si la relación disminuye, la presión de la cámara disminuye.

Velocidad Característica.

La velocidad característica C^* es una función de las características del combustible sólido y del diseño de la cámara de combustión; Es independiente de las características de tobera del motor [7]. El C^* se utiliza para comparar el rendimiento relativo de diferentes diseños y propulsores de sistemas de propulsión química de cohetes; se determina fácilmente a partir de los datos medidos de flujo másico (\dot{m}), Presión de cámara de combustión (P_c) y área de garganta de tobera (A_t). El C^* se expresa con la siguiente fórmula (14):

$$C^* = \frac{P_c A_t}{\dot{m}} \dots \dots \dots (14)$$

Impulso

El **Impulso Total** es la fuerza de empuje F integrada por el tiempo t :

$$I_t = Ft \dots \dots \dots (15)$$

En pocas palabras el impulso total es la cantidad de empuje que proporcionará un **motor cohete durante su operación**. Esta es representada por el área bajo la curva empuje-tiempo, esto se muestra en la figura 3. En el diseño de cohetes, es necesario comparar las presentaciones de diferentes motores, por lo que un nuevo parámetro llamado **Impulso Específico** deberá ser introducido. El impulso específico es la relación entre el impulso total y el flujo másico del combustible sólido y se representa con la ecuación (16):

$$I_s = \frac{\int_0^t F dt}{g \int_0^t m dt} \dots \dots \dots (16)$$

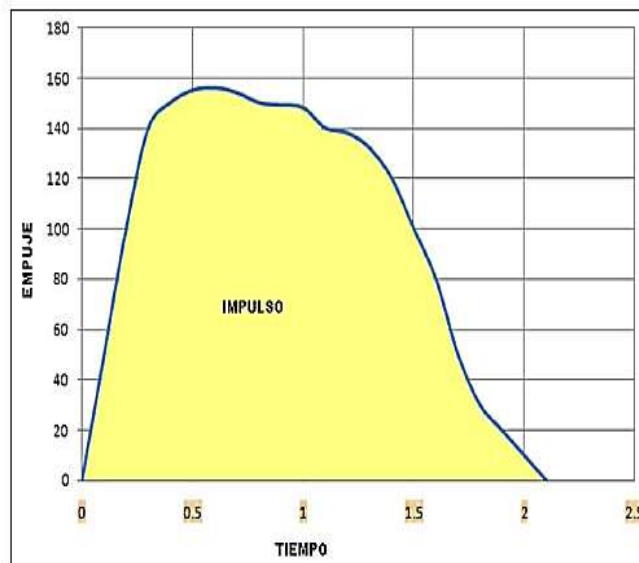
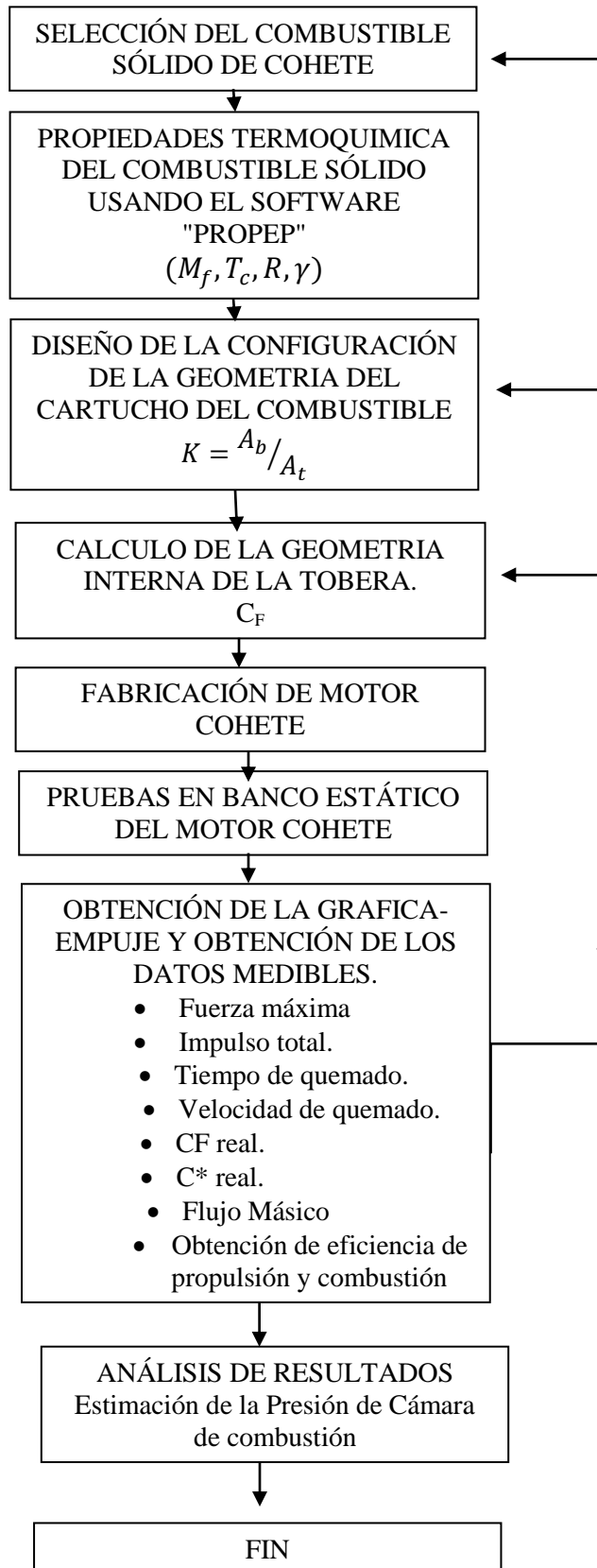


Fig. 3. El impulso total es el área bajo la curva de la gráfica tiempo contra empuje.

1.3 DIAGRAMA DEL MODELO DE DIMENSIÓN Y PREDICCIÓN DE LA PRESIÓN DE CÁMARA DE COMBUSTIÓN EN UN MOTOR DE COHETE.



Capítulo 2

Caracterización Química de una
combustible Sólido

2.1 Definición y Características generales de un combustible sólido para motores cohete.

Un combustible sólido es una mezcla plástica compuesta por un agente oxidante, un combustible y otros aditivos como catalizadores que van a construir el bloque final. Para muchos combustibles sólidos, los aditivos controlan la velocidad de quemado, acelerando o desacelerando la velocidad de quemado. Este tipo de combustibles tienen dos funciones primarias que es la de ser la fuente primaria de energía y ser a su vez el fluido de trabajo.

El perclorato como oxidante típico y aglutinante de hidrocarburos. y polvos metálicos (aluminio) como combustibles.

Un combustible sólido es seleccionado de acuerdo a los requerimientos de cada motor cohete. Empuje específico, tiempo de quemado, flama producida y demás propiedades térmicas y mecánicas son revisadas para ajustar en los requerimientos de la misión deseada, para proporcionar un perfil empuje-tiempo deseado, aceleración y límites de temperatura [1].

Clasificación de los combustibles sólidos.

Los combustibles sólidos pueden ser clasificados de la siguiente manera:

- Combustible sólido doble base
- Combustible sólido compuesto.
- Combustible sólido compuesto-doble base

Principios de Combustión.

El principio básico de la reacción química conocida como combustión, es la base de la propulsión por cohete. El calor proporcionado para esta reacción transforma al combustible sólido en gases calientes, los cuales son expandidos termodinámicamente en la tobera para producir empuje. En otras palabras un motor cohete opera bajo el principio de convertir energía calorífica, de las reacciones químicas, en energía cinética.

La combustión es simplemente una reacción química exotérmica en la que un elemento combustible se combina con un agente oxidante, desprendiendo calor. Para que este proceso comience se necesita una fuente de calor externa (un agente iniciador) que provea la energía.

Los productos de la reacción usualmente son gaseosos, siendo el dióxido de carbono (CO₂) y agua los más comunes; pero algunos combustibles sólidos uno o más reactivos pueden permanecer en estado sólido-líquido, un ejemplo es el aluminio, que después de quemar, se convierte en óxido de aluminio. Si la cantidad de sólidos y líquidos en los gases de salida permanece pequeña y estas partículas

son pequeñas en tamaño, el utilizar el modelo de gas ideal nos introduce errores muy pequeños.

Para un gas ideal, la relación **PV=nRT** es válida, donde n es el número de moles (Kg-mol/kg de gas). El concepto de peso molecular M es también utilizado en el análisis químico. La proporción volumétrica de los gases de una mezcla es determinada por la fracción molar n en la ecuación (17).

$$n = \sum_{j=1}^{j=m} n_j \dots \dots \dots (17)$$

Dónde:

n=número de moles totales de mezcla

m=número de especies en la mezcla.

N_j=número de moles de cada especie.

El peso molecular de una mezcla se determina con la ecuación (18):

$$n = \frac{\sum_{j=1}^{j=m} n_j M_j}{\sum_{j=1}^{j=m} n_j} \dots \dots \dots (18)$$

M= peso molecular total de mezcla

M_j=peso molecular de cada especie.

Calor específico.

El **calor específico o capacidad calorífica específica** de una sustancia es una magnitud física que indica la capacidad de una material para almacenar energía interna en forma de calor. De manera formal, el calor específico de una sustancia es la energía calorífica necesaria para elevar un grado Kelvin la temperatura de un kilogramo de sustancia. El poder calorífico de un combustible sólido puede determinarse a través de las fracciones molares y de los calores específicos de cada especie en la mezcla como se indica en la ecuación (19):

$$C_{Pmezcla} = \frac{\sum_{j=1}^{j=m} n_j C_{pj}}{N_m} \dots \dots \dots (19)$$

Por lo tanto, la relación de calores específicos es calculada a partir de la ecuación anterior (19), obteniendo finalmente la ecuación (20).

$$k = \frac{C_p \text{ Mezcla}}{C_p \text{ Mezcla} - R_u} \dots \dots \dots (20)$$

Temperatura de flama adiabática.

La energía química liberada durante un proceso de combustión se pierde como calor hacia los alrededores o se utiliza internamente para elevar la temperatura de los productos de combustión. En el caso límite de no pérdida de calor hacia los alrededores ($\Delta s = 0$), la temperatura de los productos alcanzará un máximo, conocido como **temperatura de flama adiabática** o **de combustión adiabática** de reacción.

La temperatura de flama adiabática ($q=0$) de un proceso de combustión de flujo estable se determina de la siguiente ecuación (21);

$$q = h_{\text{productos}} - h_{\text{reactivos}} = 0 \dots \dots \dots (21)$$

$$h_{\text{productos}} = h_{\text{reactivos}}$$

Por lo tanto al sustituir parámetros termoquímicos la ecuación (21) se obtiene:

$$\sum_{j=1}^{j=m} [nj(H_f^\circ - \Delta h)]_{\text{Productos}} = \sum_{j=1}^{j=m} [nj(H_f^\circ - \Delta h)]_{\text{Reactivos}} \dots \dots \dots (22)$$

Donde Δh es la entalpia de la sustancia a la temperatura de flama adiabática.

La importancia de calcular la temperatura de flama adiabática radica a que es la temperatura máxima que puede alcanzar el combustible.

2.2 SOFTWARE "PROPEP"

Termoquímica de los combustibles sólidos para cohetes.

Este software es de gran utilidad ya que permite al usuario evaluar el rendimiento teórico de un combustible sólido o líquido de cohete. Como tal, es particularmente útil para verificar la viabilidad de posibles formulaciones de combustibles para motor cohete. Además, le permite al usuario determinar rápidamente las proporciones más efectivas de ingredientes para lograr el rendimiento deseado, desde una perspectiva teórica.

El "PROPEP" es principalmente un solucionador para encontrar en una reacción el equilibrio químico, es decir, equilibra las ecuaciones químicas que relacionan los reactivos y los productos del combustible sólido, mediante un método conocido como "minimización de la energía libre de Gibbs". Los ingredientes (reactivos) que definen el combustible se transforman de manera adiabática e irreversiblemente en las reacciones de los constituyentes del producto en las cantidades fijadas por las relaciones de equilibrio, la presión de la cámara y el balance de masas a una temperatura de reacción fijada por la energía de reacción disponible. El conjunto de productos resultante proporciona la base para el cálculo de las propiedades termodinámicas a partir de las cuales los parámetros de rendimiento se determinan mediante un proceso iterativo para tener en cuenta las propiedades y la composición cambiantes del producto.

Todo análisis que realiza el software, es solamente una aproximación de que realmente pasa en la combustión de un cohete, y esto requiere que se simplifiquen ciertos fenómenos. Las simplificaciones del proceso de combustión son los siguientes:

- Dicho proceso ocurre en una cámara de combustión isobárica (Presión constante)
- La reacción química de combustión ocurre muy rápido.
- El volumen de la cámara de combustión es sumamente grande.
- La combustión del combustible es completa y no varía de lo asumido por la ecuación de combustión.
- Los productos de la combustión obedecen la ley de los gases perfectos.
- La combustión del combustible sólido siempre progresa normal (perpendicular) a la superficie en combustión, y ocurre de manera uniforme a lo largo de todo el área superficial expuesta a la combustión.

A continuación se mostrarán los valores termoquímicos que entrega el software, así como su proceso de cálculo para obtener dichos valores

Para esta tesis se usó la proporción de masa de mezcla del combustible sólido de 84.65 gramos de Nitrato de Potasio y 56.43 gramos de Azúcar como se muestra en la figura 4. .

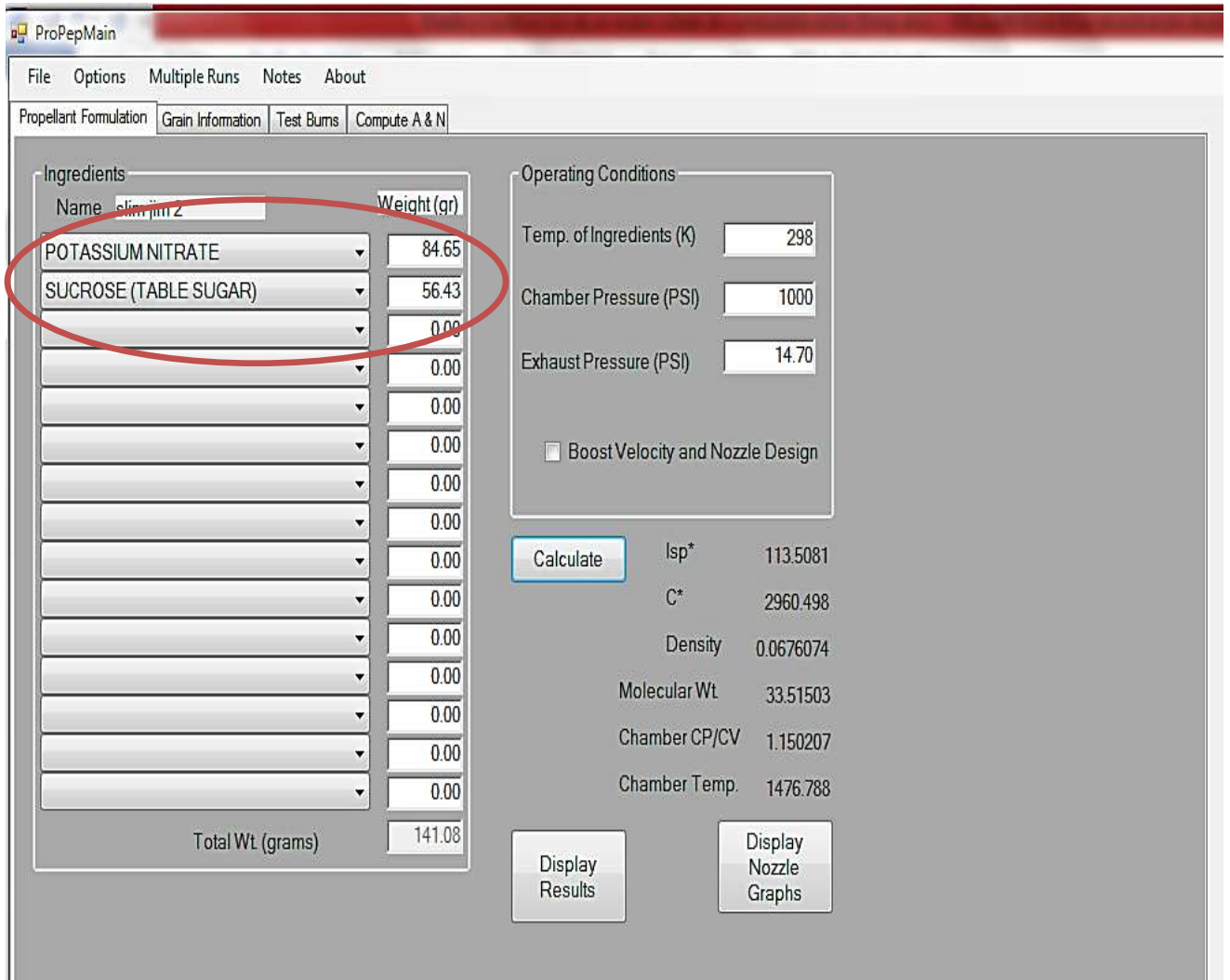


Figura 4. Interface del software "PROPEP"

Code	WEIGHT	D-H	DENS	COMPOSITION		
0 POTASSIUM NITRATE	84.650	-1167	0.07670	1 N	3 O	1 K
0 SUCROSE (TABLE SUGAR)	56.430	-1550	0.05740	22 H	12 C	11 O

THE PROPELLANT DENSITY IS 0.06761 LB/CU-IN OR 1.8714 GM/CC
 THE TOTAL PROPELLANT WEIGHT IS 141.0800 GRAMS

NUMBER OF GRAM ATOMS OF EACH ELEMENT PRESENT IN INGREDIENTS

3.626734 H
 1.978219 C
 0.837224 N
 4.325038 O
 0.837224 K

*****CHAMBER RESULTS FOLLOW*****

T(K)	T(F)	P(ATM)	P(PSI)	ENTHALPY	ENTROPY	CP/CV	GAS	RT/V
1477	2199	68.02	1000.00	-186.25	239.87	1.1502	3.793	17.935

SPECIFIC HEAT (MOLAR) OF GAS AND TOTAL = 9.736 13.710
 NUMBER MOLS GAS AND CONDENSED = 3.793 0.417

1.045242e+000 CO	9.956623e-001 H2O	8.129154e-001 H2	5.151460e-001 CO2
4.182784e-001 N2	4.166929e-001 K2CO3*	3.626595e-003 KHO	1.024025e-003 CH4
5.715458e-004 NH3	1.398598e-004 K	1.614685e-005 CNH	1.478316e-005 K2H2O2
1.275429e-005 CH2O	1.203425e-005 KCN	2.824081e-006 H	1.810483e-006 CNHO

THE MOLECULAR WEIGHT OF THE MIXTURE IS 33.515

*****EXHAUST RESULTS FOLLOW*****

T(K)	T(F)	P(ATM)	P(PSI)	ENTHALPY	ENTROPY	CP/CV	GAS	RT/V
932	1219	1.00	14.70	-223.55	239.87	1.1651	3.742	0.267

SPECIFIC HEAT (MOLAR) OF GAS AND TOTAL = 9.139 12.609
 NUMBER MOLS GAS AND CONDENSED = 3.742 0.419

1.079610e+000 H2	8.496448e-001 CO2	6.854110e-001 CO	6.844580e-001 H2O
4.185932e-001 K2CO3*	4.184857e-001 N2	2.449298e-002 CH4	1.826116e-004 NH3
1.67774E-06 KHO			

THE MOLECULAR WEIGHT OF THE MIXTURE IS 33.905

*****PERFORMANCE: FROZEN ON FIRST LINE, SHIFTING ON SECOND LINE*****

IMPULSE	IS EX	T*	P*	C*	ISP*	OPT-EX	D-ISP	A*M	EX-T
148.8	1.1568	1369	38.98	2940.1		9.69	278.5	0.09140	834
151.7	1.1408	1381	39.20	2960.5	113.5	10.42	283.8	0.09204	932

Figura 5. Datos químicos del programa "PROPEP"

Utilizando el Software "PROPEP" se puede obtener las características termoquímicas de nuestro combustible sólido de cohete en estudio como se muestran en la figura 5., las cuales son:

$$\gamma = 1.15 \text{ (Relación de calores específicos del gas)}$$

$$T_c = 1477 \text{ K (Temperatura de flama adiabática)}$$

$$M_f = 0.03351 \frac{\text{Kg}}{\text{mol}} \text{ (Masa Molecular del gas de combustión)}$$

Estos valores serán de gran utilidad al momento de diseñar el motor cohete.

Capítulo 3

Diseño y Fabricación de un motor cohete
de combustible sólido.

INTRODUCCIÓN

Aunque son varios los elementos comunes en el diseño de todo motor cohete, no hay un único y bien definido procedimiento o método de diseño. Cada clase de aplicación tiene diferentes necesidades. Los diseñadores tienen diferentes enfoques, experiencias, secuencias de pasos o de énfasis. El enfoque también varía con la cantidad de los datos disponibles sobre cuestiones de diseño, combustibles, grano, maquinaria o metales disponibles. En este capítulo se habla del diseño, el cálculo y manufactura de la cámara de combustión y tobera.

3.1 CÁLCULO Y DISEÑO DE CÁMARA DE COMBUSTIÓN.

La cámara de combustión es en esencia un cilindro a presión que debe ser capaz de soportar la alta presión y temperatura de los productos de combustión. Por lo tanto, la teoría de membranas puede ser utilizada para predecir los esfuerzos en este elemento del motor. La figura 7. muestra una parte de un cilindro sometida a una presión interna, cortado perpendicularmente a su eje para crear un cuerpo libre. Suponiendo que el extremo libre está cerrado, la presión que actúa sobre el área circular produce una fuerza resultante igual a la ecuación (23):

$$F = PA = P \left(\frac{\pi Dm^2}{4} \right) \dots \dots (23)$$

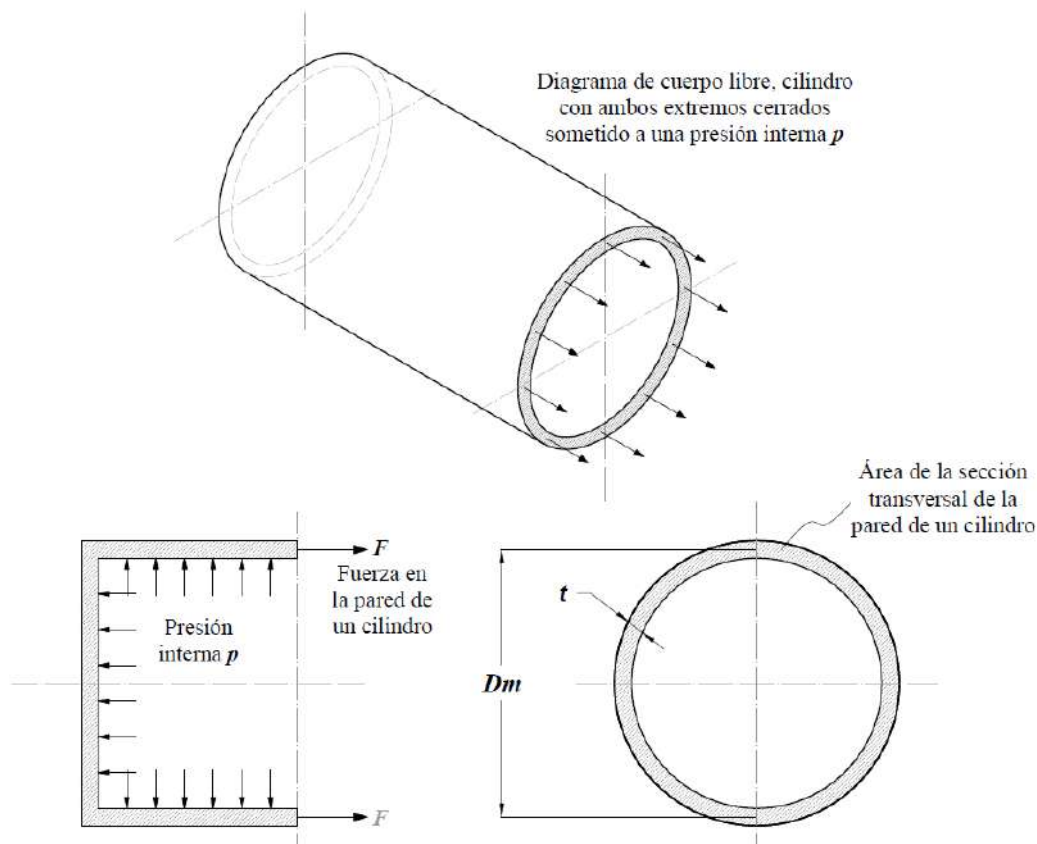


Fig. 7 Diagrama de cuerpo libre del esfuerzo longitudinal. Fuente: Mott, Robert. Resistencia de Materiales Aplicada 3ra Edición México: Prentice-Hall, 1996.

Esta fuerza debe ser soportada por las paredes del cilindro, por lo tanto se generan esfuerzos de tensión sobre un área que es una tira rectangular de espesor t_s y longitud igual a la circunferencia media del cilindro, se obtiene con la ecuación (24):

$$\sigma_1 = \frac{F}{A} \quad A = \pi D_m t_s$$

$$\sigma_1 = \frac{F}{\pi D_m t_s} \dots \dots \dots (24)$$

Combinando la ecuación (23) y (24) queda:

$$\sigma_1 = \frac{P D_m}{4 t_s} \dots \dots \dots (25)$$

La ecuación (25) es el esfuerzo en la pared del cilindro en una dirección paralela al eje, llamado esfuerzo longitudinal. La presencia de un esfuerzo tangencial o anular se puede visualizar aislando un anillo del cilindro, como se muestra en la figura 8. La presión interna empuja hacia afuera alrededor del anillo. Este debe desarrollar un esfuerzo de tensión en una dirección tangencial a la circunferencia del anillo para resistir la tendencia de la presión a hacer estallar el anillo

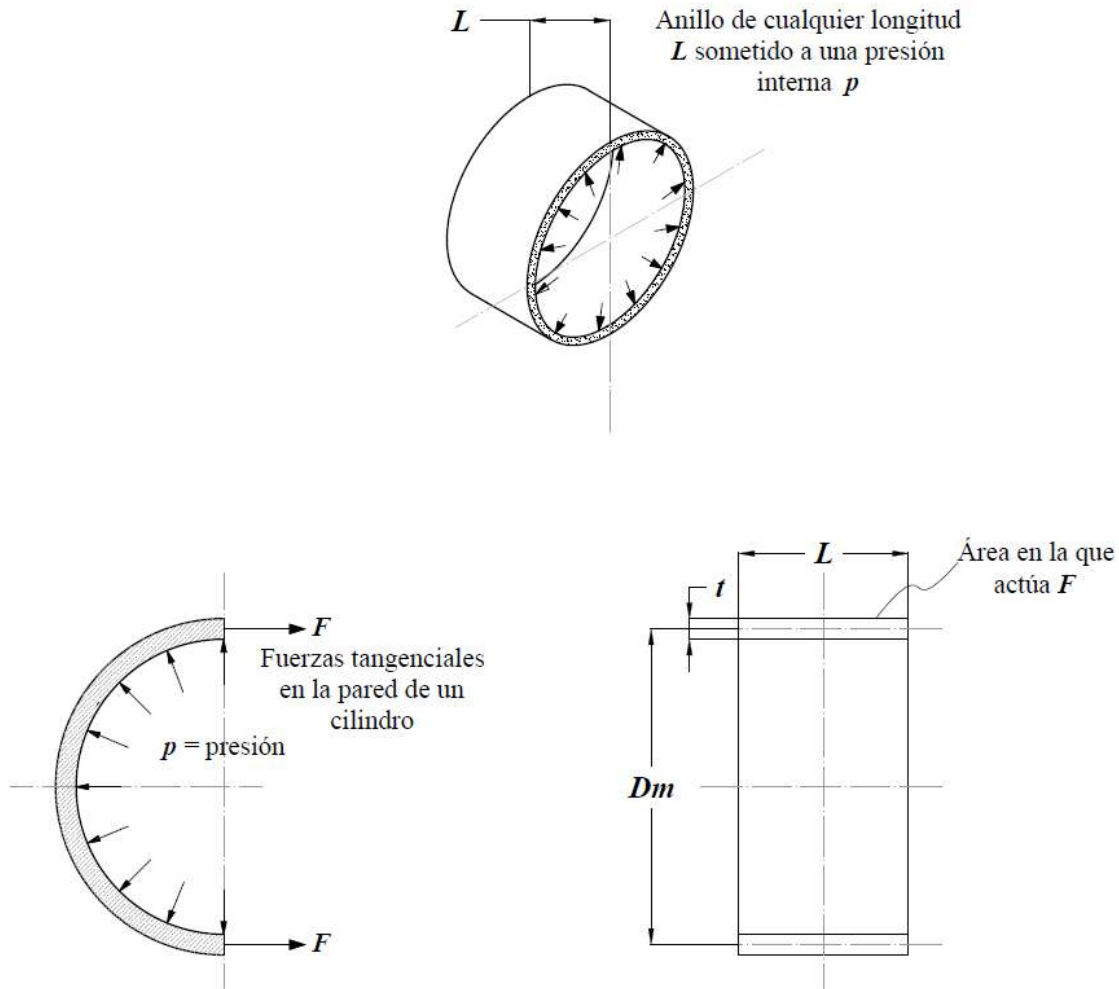


Fig. 8. Diagrama de cuerpo libre del esfuerzo anular. Fuente: IDEM fig. 3.1

La resultante de fuerzas ecuación (26), creadas por la presión se debe determinar en la dirección horizontal y equilibrar con las fuerzas en la pared del anillo. Se halla que la fuerza resultante es el producto de la presión y el área proyectada por el anillo. Para un anillo de diámetro D y longitud L :

$$F = PA = P(D_m L) \dots \dots (26)$$

El esfuerzo de tensión en la pared del cilindro es igual a la fuerza resultante dividida entre el área de la sección transversal de la pared, por lo tanto:

$$A = 2t_s L \dots \dots (27)$$

Sustituyendo la ecuación (26) y (27), el esfuerzo queda:

$$\sigma_2 = \frac{F}{A} = \frac{P(D_m L)}{2t_s L} = \frac{PD_m}{2t_s} \dots \dots \dots (28)$$

Obsérvese que la magnitud del esfuerzo anular ecuación (28) es dos veces mayor a la del esfuerzo longitudinal, la cámara de combustión fallará, reventará o explotará seccionándose longitudinalmente. Por último se encuentra el esfuerzo radial promedio σ_3 ecuación (29)

$$\sigma_3 = -\frac{1}{2}P \dots \dots (29)$$

Para el diseño de cualquier componente mecánico es necesario tener un criterio de falla para poder determinar los esfuerzos permisibles. Para ello utilizamos el **Criterio de Von Mises** del cual la ecuación (30):

$$\sigma_{VM} = \frac{1}{\sqrt{2}} \sqrt{(\sigma_1 - \sigma_2)^2 + (\sigma_2 - \sigma_3)^2 + (\sigma_3 - \sigma_1)^2} \dots \dots (30)$$

Para asegurar una deformación elástica reversible, se define un margen de seguridad M_s definida en la ecuación (31):

$$M_s = \frac{\sigma_y}{\sigma_{ref}} - 1 \dots \dots (31)$$

Donde σ_{ref} es una referencia del esfuerzo de tensión, cuando $\sigma_{ref} = \sigma_y$ las condiciones de cedencia han sido alcanzadas, cuando $\sigma_{ref} < \sigma_y$ se tiene una deformación elástica pura y por último $\sigma_{ref} > \sigma_y$ se tiene una deformación plástica pura.

El aluminio, debido a sus características de una excepcional relación resistencia-peso (su densidad es casi tercera parte a la del acero), resistencia a la corrosión y fácil maquinado, lo hace un material apropiado para la construcción de los componentes del motor cohete.

Para la cámara de combustión se utilizó un tubo de aluminio 6063-T6 de diámetro nominal de 38 mm. Una vez especificados las dimensiones y propiedades del aluminio, pasamos al cálculo de los esfuerzos que se generaran en las paredes de la cámara. Se considera una presión interna de 1.28 MPa, ya que es una presión que está dentro de los rangos de presión máxima de operación en los cohetes de combustible sólido que oscilan entre los 1.2 y los 21 Mpa. [13]

Para el cálculo de los esfuerzos de las ecuaciones (25), (28) y (29), tenemos que considerar las dimensiones (pulgadas) de la cámara de combustión fabricada de aluminio 6063-T6 figura 9.:

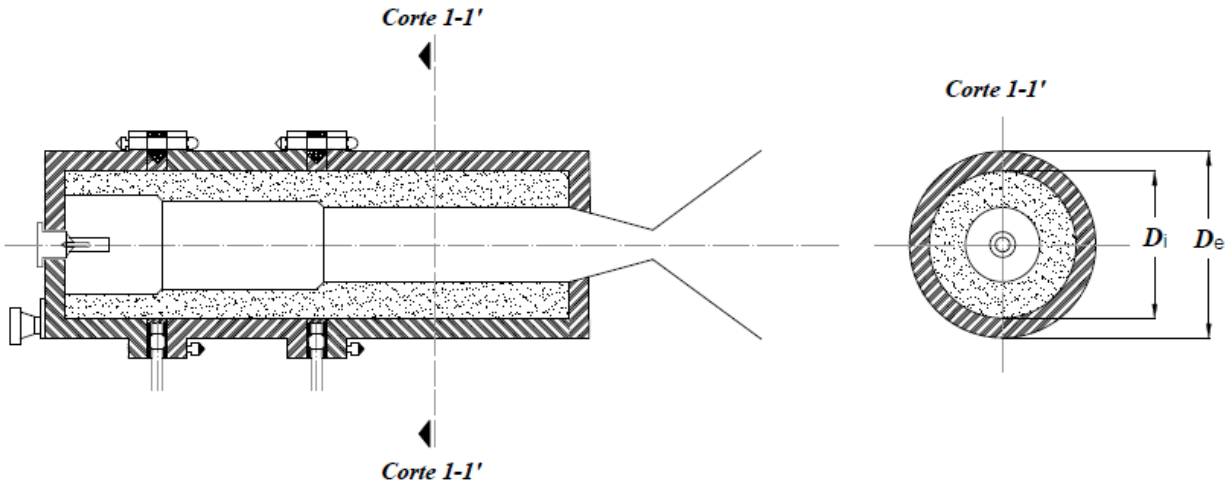


Fig. 9 Dimensiones de la Cámara de Combustión.

$$D_{INT}=34.925 \text{ mm (1.375 in)}$$

$$D_{ext}=38 \text{ mm (1.5 in)}$$

$$P_{max}=1.28 \text{ MPa}$$

$$t_s=1.5375 \text{ mm}$$

$$\sigma_y = 214 \text{ MPa (Esfuerzo de cedencia del aluminio T6)}$$

El esfuerzo longitudinal será:

$$\sigma_1 = \frac{PD_m}{4t_s}$$

$$D_m = \frac{(34.925 + 38) \text{ mm}}{2} = 36.4625 \text{ mm}$$

$$\sigma_1 = \frac{(1.28 \text{ Mpa})(36.4625 \text{ mm})}{4(1.5375 \text{ mm})} = 7.59 \text{ Mpa}$$

El esfuerzo anular será:

$$\sigma_2 = \frac{PD_m}{2t_s}$$

$$\sigma_2 = \frac{(1.28 \text{ Mpa})(36.4625 \text{ mm})}{2(1.5375 \text{ mm})} = 15.17 \text{ Mpa}$$

Y por último el esfuerzo radial:

$$\sigma_3 = \frac{-1}{2} P$$

$$\sigma_3 = \frac{-1}{2} (1.28 \text{ Mpa}) = -0.64 \text{ Mpa}$$

Una vez obtenido los esfuerzos sobre las paredes del cilindro, es posible calcular por medio del criterio de Von Mises ecuación (30) si los esfuerzos combinados son capaces de deformar plásticamente o fracturar la cámara de combustión, teniendo que:

$$\sigma_{VM} = \frac{1}{\sqrt{2}} \sqrt{(\sigma_1 - \sigma_2)^2 + (\sigma_2 - \sigma_3)^2 + (\sigma_3 - \sigma_1)^2}$$

$$\sigma_{VM} = \frac{1}{\sqrt{2}} \sqrt{(7.59 - 15.17)^2 + (15.17 - (-0.64))^2 + (-0.64 - 7.59)^2}$$

$$\sigma_{VM} = 13.7 \text{ Mpa}$$

Si el esfuerzo de cedencia del aluminio 6063-T6 es de 214 MPa, la cámara se deformara de manera elástica, el margen de seguridad obtenida en la ecuación (31) será de:

$$M_s = \frac{214 \text{ Mpa}}{13.7 \text{ Mpa}} - 1 = 14.62$$

Los esfuerzos térmicos no se toman en cuenta debido a que en la cámara de combustión se lleva un inhibidor, la combustión se lleva en un tiempo mínimo y porque este motor es desechable.

3.2 CÁLCULO Y DISEÑO DE TOBERA CONVERGENTE-DIVERGENTE.

La *tobera convergente-divergente (tobera de laval)* es la tobera que generalmente se emplea en motores cohete. La sección divergente de la tobera es importante debido a que una forma impropia puede resultar que se formen ondas de choque los gases de escape se expanden a la presión de salida.

Al utilizar una sección divergente cónica, debemos de introducir un factor teórico de corrección λ en el cálculo del empuje. El factor λ es la relación entre el momento lineal de los gases con ángulo de tobera 2α y el momento lineal de los gases de una tobera fluyendo en una dirección axial ($\alpha=0^\circ$). La variación de λ con diferentes valores de α se muestra en la tabla 1.

Ángulo medio de Convergencia α°	Factor de corrección $\lambda = \frac{1}{2}(1 + \cos\alpha)$
0	1
2	0.9997
4	0.9988
6	0.9972
8	0.9951
10	0.9924
12	0.9890
14	0.9851
16	0.9806
18	0.9755

Tabla 1. Factor de corrección de toberas cónicas. Fuente: SUTTON, George. Rocket Propulsion Elements. 7th Edition. Canada: John Wiley and Sons, 2001.

Para determinar el diámetro de la sección divergente es necesario recurrir a la ecuación (6) referente a la relación entre el área de la sección divergente y el área de la garganta de la tobera.

Para calcular se propone un diámetro de garganta de 9.11 mm (0.359 in) y a presión a nivel de la ciudad de México.

D_t=9.11 mm (0.359 in)

P_{max}=1.28Mpa

$\gamma = 1.15$ (Valor obtenido en el capítulo 2 en el software "PROPEP")

P_{atm}=0.101 Mpa (Presión a nivel de México)

M=2.55 (velocidad de los gases de combustión a la salida de la tobera Mach)

$$A_e = \frac{A_{garganta}}{Ma} \left[\left(\frac{2}{k-1} \right) \left(1 + \frac{(k-1)Ma^2}{2} \right) \right]^{\frac{k+1}{2(k-1)}}$$

$$A_{garganta} = \Pi \left(\frac{0.00911m}{2} \right)^2$$

$$A_{garganta} = 0.00006518m^2$$

$$A_e = \frac{0.00006518}{2.55} \left[\left(\frac{2}{1.15-1} \right) \left(1 + \frac{(1.15-1)2.55^2}{2} \right) \right]^{\frac{1.15+1}{2(1.15-1)}}$$

$$A_e = 0.0002622m^2$$

Por lo que el diámetro de divergencia será:

$$D_{div} = 18.27mm (0.72 \text{ in})$$

Con estos parámetros se puede obtener la geometría de la tobera, quedando la configuración interna como se observa en la Fig. 9:

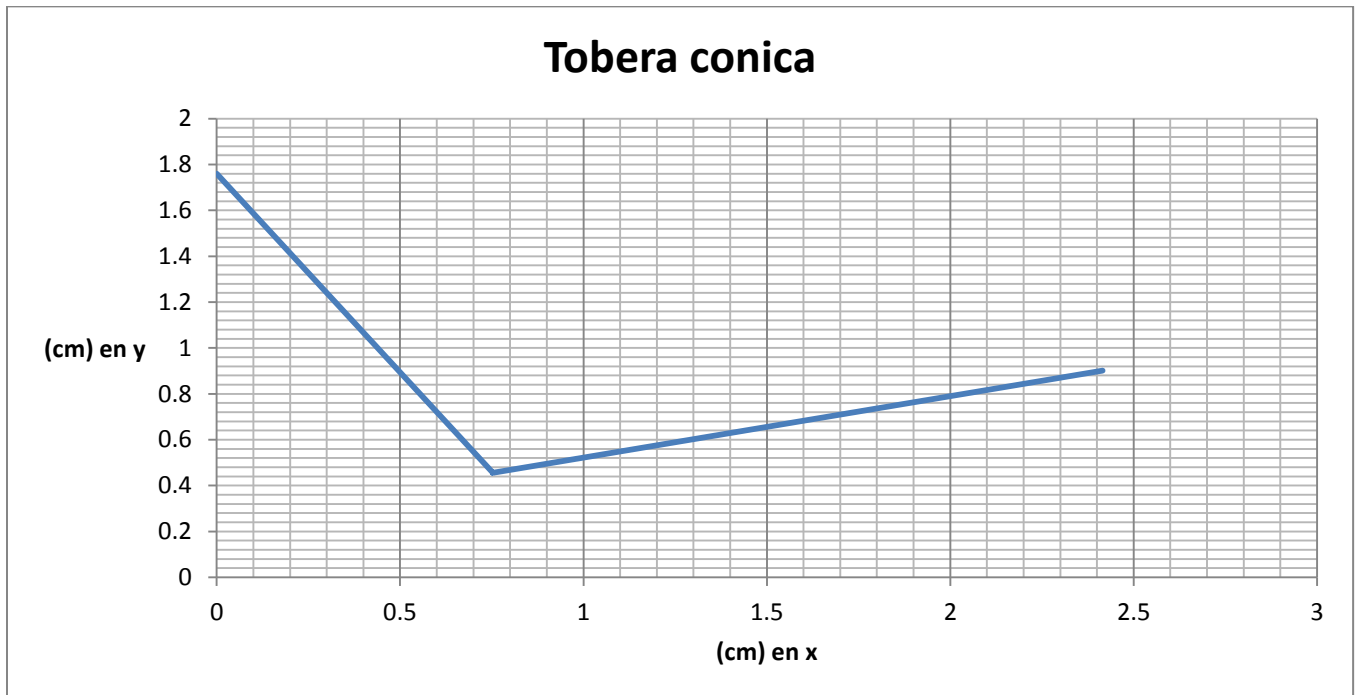


Fig. 10. Geometría de la tobera del motor cohete (sección longitudinal).

3.3 CÁLCULO DE LA FUERZA IDEAL DE PROPULSIÓN

Para calcular la fuerza ideal generada por el cohete se ocupa la ecuación de propulsión de cohete ecuación (1), considerando que la tobera funcionara a nivel de México. Por lo tanto:

$$F_{ideal} = P_c A_{garganta} \left\{ \frac{2\gamma^2}{\gamma - 1} \left(\frac{2}{\gamma + 1} \right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}} \left[1 - \left(\frac{P_e}{P_c} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right] \right\}^{\frac{1}{2}} + (P_e - P_{atm}) A_e$$

$$P_c = 1.28 \text{ Mpa}$$

$$P_e = 0.060 \text{ Mpa}$$

$$P_{atm} = 0.101 \text{ Mpa (Presión a nivel de México)}$$

$\gamma = 1.15$ (Valor obtenido en el capítulo anterior)

$$A_{garganta} = 0.00006518m^2$$

$$A_e = 0.0002622m^2$$

$$\mathbf{F_{ideal} = 116.91 N}$$

Considerando el factor de corrección λ para 15° de la tabla 1., la fuerza total será:

$$\lambda_{15^\circ} = 0.9829$$

$$F = (0.9829)116.91N$$

$$\mathbf{F_{ideal} = 114.9108 N}$$

Una vez obtenido el empuje, es necesario calcular el impulso específico ecuación (16) generado por el motor, ya que este parámetro nos permitirá comparar las actuaciones del motor a diseñar con respecto a otros motores. Para ello utilizaremos la ecuación.

$$I_s = \frac{V_J}{g}$$

Donde $V_J = \sqrt{2 \frac{\gamma R_u}{(\gamma-1)M} T_c \left[1 - \left(\frac{P_e}{P_c} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right]}$ es la velocidad de salida de los gases de combustión ecuación (4).

$$R_u=8.314 \text{ J/molK}$$

$$P_c=1.28 \text{ Mpa}$$

$$P_e=0.060\text{Mpa}$$

Valores obtenidos en el capítulo 2 en el Software "PROPEP"

$$\gamma = 1.15 \text{ (Relación de calores específicos del gas)}$$

$$T_c = 1477 \text{ K (Temperatura de flama adiabática)}$$

$$M_f = 0.03351 \frac{\text{Kg}}{\text{mol}} \text{ (Masa Molecular del gas de combustión)}$$

$$V_J = \sqrt{2 \frac{1.15(8.314)}{(1.15 - 1)0.03351} (1477) \left[1 - \left(\frac{0.060}{1.28} \right)^{\frac{1.15-1}{1.15}} \right]}$$

$$V_J = 1357.088 \text{ m/s}$$

Por lo tanto el impulso específico ideal es:

$$I_{s(ideal)} = \frac{1357.088 \text{ m/s}}{9.81 \text{ m/s}^2}$$

$$I_{s(ideal)} = 138.33 \text{ s}$$

Capítulo 4

Prueba experimental de un motor cohete de combustible sólido.

4.1 CARACTERÍSTICAS BÁSICAS DE LAS PRUEBAS ESTÁTICAS DE UN MOTOR COHETE.

Una de las más importantes fases en el diseño y desarrollo de un motor cohete de combustible sólido, aparte de la prueba de vuelo, es la prueba estática. Esta prueba provee datos adecuados para predecir el potencial éxito o fracaso en vuelo y es por lo tanto la prueba culminante en el diseño de este tipo de sistema propulsivo. Una instalación común para realización de pruebas de motor es mostrada en la figura 11.

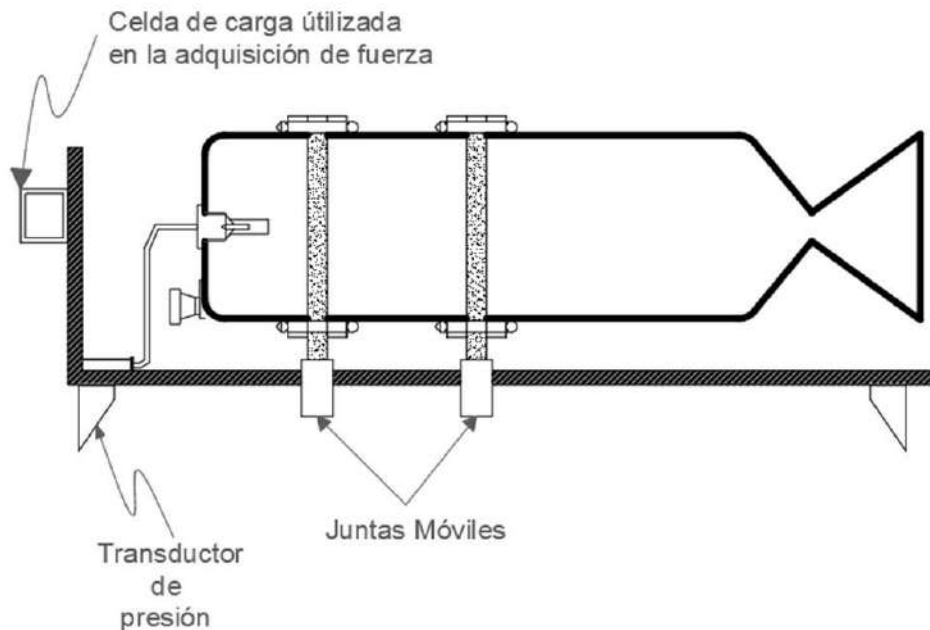


Figura 11. Instalación típica de prueba estática.

Generalmente las pruebas estáticas miden el empuje y/o la presión generado en el transcurso de la operación del motor, generando graficas de empuje-tiempo y/o presión-tiempo. Aunque estas graficas son fundamentales para apreciar el funcionamiento del motor, la evaluación de este seguiría incompleto ya que adicionalmente necesitamos calcular el impulso específico, flujo másico, los valores promedio y máximo de empuje y coeficiente de empuje.

El método convencional de medición de los parámetros anteriores es ocupando un sistema gráfico a base de **sistemas de adquisición de datos**. Estos sistemas por lo general están compuestos por los siguientes elementos mostrados en la figura 12:

- **Sensores o Transductores:** estos elementos sensitivos tienen la función de convertir una variable física que se desea registrar en una magnitud eléctrica como voltaje o corriente.

- **Amplificadores Operacionales:** estos son dispositivos que aumentan, corrigen y acondicionan la señal proveniente de los sensores.
- **Convertidores Analógicos/Digitales (A/D):** consiste en elementos que transcriben las señales analógicas en señales digitales, con el propósito de facilitar su procesamiento (codificación, compresión, etc.).
- **Indicadores:** son sistemas que muestran, graban y/o indican la información procesada en el convertidor analógico/digital.

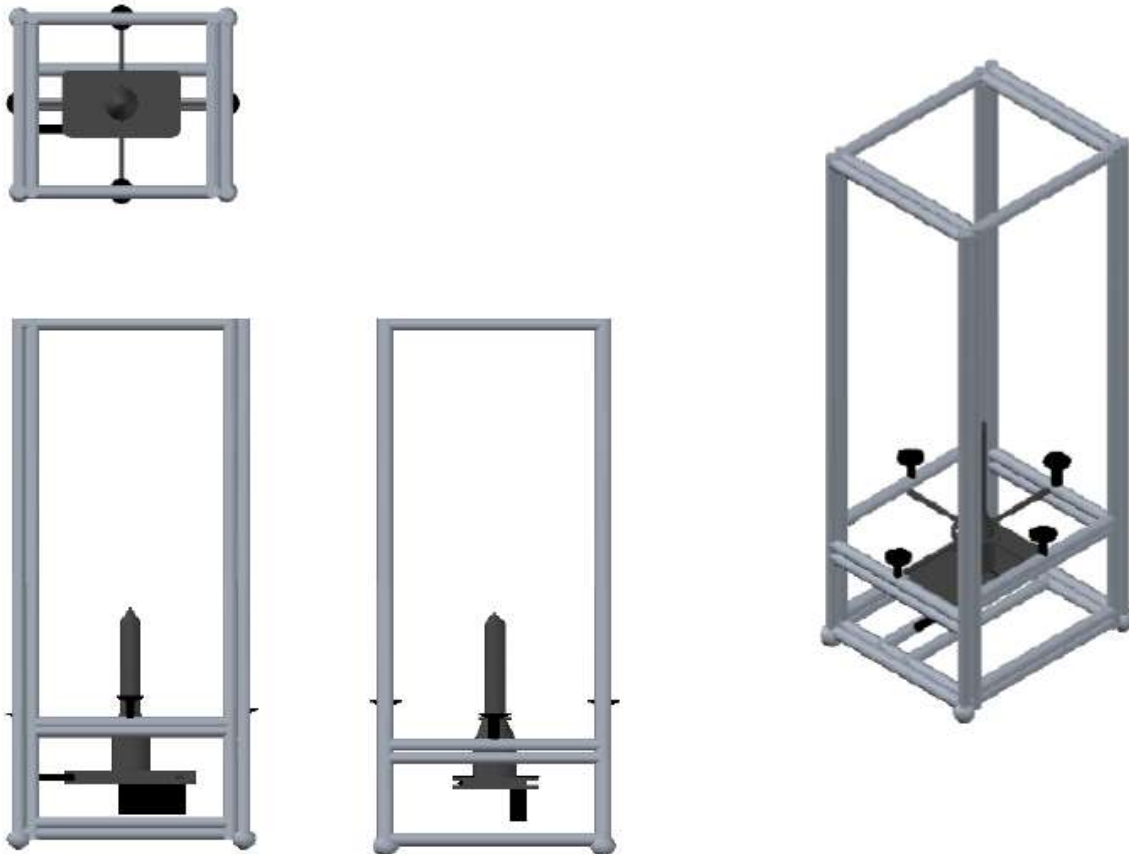


Fig. 12 Elementos de un sistema de adquisición de datos

Actualmente las computadoras se han convertido en herramientas esenciales en el desarrollo de las pruebas estáticas, ya que permiten el manejo de enorme cantidad de datos obtenidos así como la grabación y la documentación de estos datos en una memoria interna. La mayor parte de las computadoras permiten manipular la información durante y después de las pruebas; lo cual disminuye de una manera significativa la interpretación de los resultados.

4.2 REALIZACIÓN DE LA PRUEBA ESTÁTICA DE UN MOTOR COHETE.

En esta prueba estática es necesaria para obtener la curva de empuje-tiempo y por lo tanto conocer el impulso específico del motor cohete construido. Para este análisis experimental se utilizó el banco de pruebas figura 13, para motores de la división aeroespacial "ROCKETMASTER" de la empresarial mexicana "BID 360"



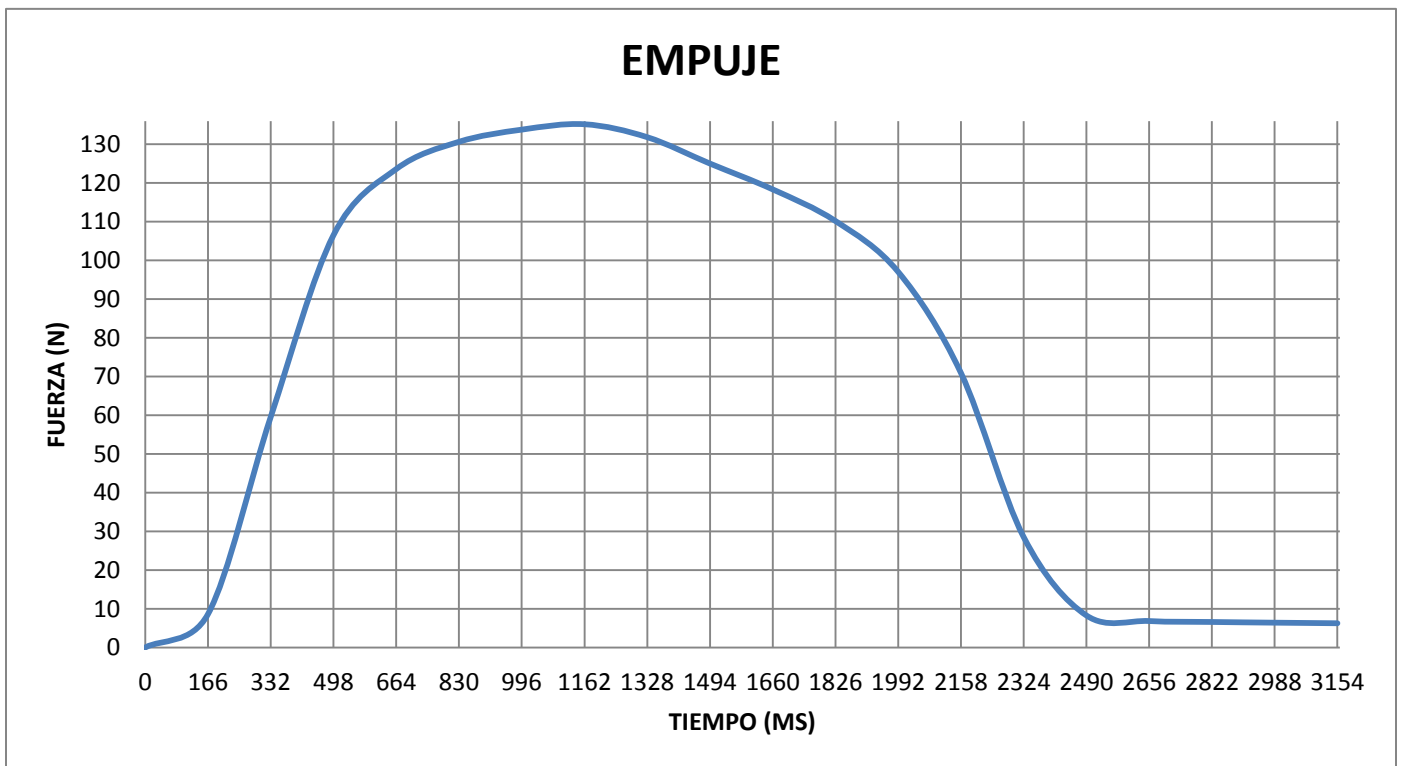
Fig 13. Banco de pruebas de motor cohete.

El sistema de datos consiste en una celda de carga, con capacidad de medir hasta 200 Kg de fuerza.

Al terminar de conectar y verificar el paso de corriente hacia el sistema de iniciación del motor, se procede a encender el motor diseñado y fabricado en el capítulo 3 definido como "MOTOR #1". Por el riesgo que conlleva este tipo de pruebas es necesario portar cascos y protección para los oídos figura 14. Al concluir la prueba experimental, la computadora guarda una base de datos de las lecturas de presión durante la prueba. Estas lecturas están en Newton's (N) como se muestra en la gráfica 1 empuje-tiempo. Motor cohete #1



Fig 14. Prueba estática del motor cohete.



Grafica 1 empuje-tiempo. Motor cohete #1 relación de expansión $\epsilon = 4$

DETERMINACIÓN DE PARÁMETROS A PARTIR DE LA GRÁFICA EMPUJE TIEMPO.

Es bastante sencillo determinar el impulso Total y el Impulso Específico de un motor cohete desde una curva de tiempo-empuje obtenida en pruebas estáticas. El impulso total (I_t) ecuación (15) se define como la integral del empuje (F) sobre la duración de operación (t) del motor. Esta integral está representada por el área de la curva F-t:

$$I_t = \int_0^t F dt$$

El área total de la curva puede ser aproximada a suman las áreas individuales de los intervalos Δt y de altura igual al empuje promedio en Δt . Este método de integración numérica se le conoce como el método del trapecio ecuación (31) y matemáticamente se expresa:

$$I_t = \left[t_1 - t_0 \left(\frac{F_1 + F_0}{2} \right) \right] + \left[t_2 - t_1 \left(\frac{F_2 + F_1}{2} \right) \right] \dots \dots \dots (31)$$

Por lo tanto, para determinar el impulso total del motor #1, es simplemente cuestión de sumar todos los valores de las medidas de empujes y multiplicar la suma por los incrementos de tiempo tabla 2. Nótese que cuanto más pequeño es el incremento de tiempo, más exacto será el resultado final.

Tiempo (s)	Empuje (N)	Impulso (N*s)
		$I_t = \left[(t_1 - t_0) \left(\frac{F_1 + F_0}{2} \right) \right] + \left[(t_2 - t_1) \left(\frac{F_2 + F_1}{2} \right) \right]$
0.498	106.53	13.7863
0.664	123.6	19.10079
0.830	130.64	21.10192
0.996	133.78	21.94686
1.162	135.17	22.32285
1.328	131.83	22.161
1.494	125.01	21.31772
1.660	118.34	20.19805
2.098	110.17	18.96633
Total (Ns)		180.9

Tabla 2. Obtención del Impulso total del motor #1.

OBTENCIÓN DE LA PRESIÓN DE CÁMARA DEL MOTOR #1

Una vez obtenido el valor del impulso total del motor #1, es posible calcular el valor del impulso específico ecuación (16); la importancia de adquirir este parámetro es que permite conocer de manera numérica el rendimiento de un motor cohete, entre más grande sea este valor mayor será el rendimiento. Para calcularlo:

$$I_t = \frac{\int_0^t F dt}{g \int_0^t \dot{m} dt}$$

Una vez integrada con respecto al tiempo obtenemos la siguiente ecuación:

$$I_s = \frac{Ft}{gm}$$

Para la prueba estática, la masa total de combustible del motor #1 utilizado fue de 0.1408 Kg. Por lo que el impulso específico es de:

$$I_{s(\text{entregado})} = \frac{180.9 \text{ Ns}}{9.81 \text{ m/s}^2(0.1408\text{Kg})}$$

$$I_{s(\text{entregado})} = 130.96 \text{ s}$$

Otros parámetros experimentales que podemos calcular de la prueba estática del motor #1 son:

$$t_b = 1.6\text{s} \text{ (tiempo de quemado)}$$

$$r = 0.0066 \text{ m/s} \text{ (velocidad de quemado del combustible)}$$

$$I_t = 180.9 \text{ Ns} \text{ (impulso total medido)}$$

$$\dot{m}_p = 0.088 \text{ Kg/s} \text{ (flujo de masa en el motor)}$$

$$I_{sp} = 130.96 \text{ Ns} \text{ (impulso específico entregado por el motor)}$$

Con los datos obtenidos se puede calcular la presión que se genera en la cámara de combustión del motor #1 para producir un impulso medido de $It = 180.9 \text{ Ns}$ Por medio de la ecuación (1):

$$0.5(1 + \cos\alpha)It = P_c A_{garganta} \left\{ \frac{2\gamma^2}{\gamma - 1} \left(\frac{2}{\gamma + 1} \right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}} \left[1 - \left(\frac{P_e}{P_c} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right] \right\}^{\frac{1}{2}} + (P_e - P_{atm})A_e$$

$It = 180.9 \text{ Ns}$ (impulso total medido en la celda de carga)

$P_e = 0.060 \text{ Mpa}$ (Presión a la salida de la tobera)

$P_{atm} = 0.101 \text{ Mpa}$ (Presión a nivel de México)

$\gamma = 1.15$ (Valor obtenido en el capítulo 2)

$A_{garganta} = 0.00006518 \text{ m}^2$

$A_e = 0.0002622 \text{ m}^2$

$\lambda_{15^\circ} = 0.9829$

Se obtiene que la Presión que se genera el motor # 1 tiene el valor de:

$$P_c = 1.2579 \text{ Mpa}$$

Capítulo 5

Análisis de Resultados y Pruebas estáticas
de motor de cohete.

INTRODUCCIÓN

En este capítulo se enfoca principalmente en los datos obtenidos en las pruebas estáticas del motor cohete #1, debido a que es indispensable para medir de manera experimental diferentes parámetros y corroborar el cálculo y diseño analítico.

5.1 ANÁLISIS DE LOS RESULTADOS DE LAS ACTUACIONES DE DISEÑO DEL MOTOR COHETE #1.

La gráfica del capítulo 4 “Grafica 1 empuje-tiempo. Motor cohete #1” obtenida en la prueba estática del motor cohete #1 permite conocer la historia de su funcionamiento; a partir de esta, se puede obtener los valores de impulso total y específico. Los valores obtenidos de impulso específico tanto de manera teórica (calculadas en el capítulo 3) y experimental (calculadas en el capítulo 4).

	Valor Teórico	Valor Experimental
Isp (impulso específico)	138.33 s	130.96 s
Fuerza	116.91 N	113.06 N
Presión de Cámara de combustión	1.27 Mpa	1.25 Mpa

Como se puede observar en la tabla anterior se puede apreciar que existe una diferencia entre el valor experimental y el teórico, la literatura de sistema de propulsión de cohetes establece, que estas diferencias se debe a dos grandes factores:

- 1) El coeficiente de empuje (C_f): este término indica que tan bien diseñada esta tobera de Laval, para expandir los gases de la cámara de combustión del motor cohete y transformarlo en empuje ecuación (7).

$$C_f = \sqrt{\gamma} * \left(\frac{2}{\gamma + 1}\right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} * \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma + 1} \left[1 - \left(\frac{P_e}{P_c}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}\right] + \left(\frac{P_e - P_{atm}}{P_c}\right) \varepsilon}$$

En donde:

P_c (Presión en la cámara de combustión)

$P_e=0.060$ Mpa

$P_{atm}=0.101$ Mpa (Presión a nivel de México)

$\gamma = 1.15$ (Valor obtenido en el capítulo 4)

$\varepsilon = 4.022$ (Relación de Area de salida y area de garganta de la tobera)

Con la ecuación (7) podemos calcular el Coeficiente de empuje, para el valor teórico y experimental obtenido para la Presión interna en la cámara de combustión.

	Valor Teórico	Valor Experimental
Presión de Cámara de combustión	1.27 Mpa	1.25 Mpa
coeficiente de empuje (C_f)	1.40	1.3762

Por lo tanto al obtener los coeficientes de empuje se puede calcular la eficiencia del diseño de la tobera para expansión de los gases de la cámara de combustión para producir propulsión del cual se obtiene con la ecuación (32).

$$\eta_{\text{eficiencia tobera}} \dots \dots (32)$$

$$\eta_{\text{eficiencia tobera}} = \frac{C_f(\text{valor experimental})}{C_f(\text{valor teorico})} = \frac{1.3762}{1.40} = 0.9828$$

Se obtiene que la eficiencia en la tobera es del 98.28%

- 2) Velocidad característica del combustible (C^*): este término indica que tan eficiente se lleva la combustión del combustible sólido (KNO_3 y Azúcar) de cohete dentro de la cámara de combustión. Esta se puede obtener con la ecuación (16) y utilizando el valor de los impulsos específicos de forma teórica y experimental del motor # 3, así como también de los coeficientes de empuje mostrados en el procedimiento anterior.

$$I_{sp} = \frac{C_f C^*}{g_0}$$

En donde:

C_f = Coeficiente de empuje

I_{sp} = Impulso específico

g_0 = 9.81 m/s²

	Valor Teórico	Valor Experimental
Isp (impulso específico)	138.33 s	130.96 s
coeficiente de empuje (C_f)	1.40	1.3762
Velocidad característica del combustible (C^*)	969.29 m/s	933.55 m/s

Al obtener el valor de las velocidades características, en las dos condiciones tanto teórico y experimental, se puede calcular la eficiencia de combustión del combustible sólido dentro de la cámara de combustión del motor #1:

$$\eta_{\text{eficiencia combustible}} = \frac{C_{\text{valor experimental}}^*}{C_{\text{valor teorico}}^*} = \frac{933.55}{969.29} = 0.9631$$

Se obtiene que la eficiencia de combustión es del 96.31%

5.2 PRUEBAS DE MEDICIÓN DE EMPUJE EN EL BANCO DE PRUEBAS.

Realizando el mismo procedimiento cálculo mencionado en la presente tesis como se demostró en el caracterizado del motor #1, podemos obtener el valor de la presión de cámara para diferentes motores de cohete como a continuación se muestra:

Caracterización del Motor #2

➤ DATOS ANTES DE LA PRUEBA ESTÁTICA

1) Datos del combustible sólido "PROPEP SOFTWARE"

$\gamma = 1.15$ (Relación de calores específicos de gas)

$T_c = 1477$ K (temperatura de flama adiabática)

$M_f = 0.03351$ Kg / mol (masa molecular del gas de combustión)

2) Características de la tobera.

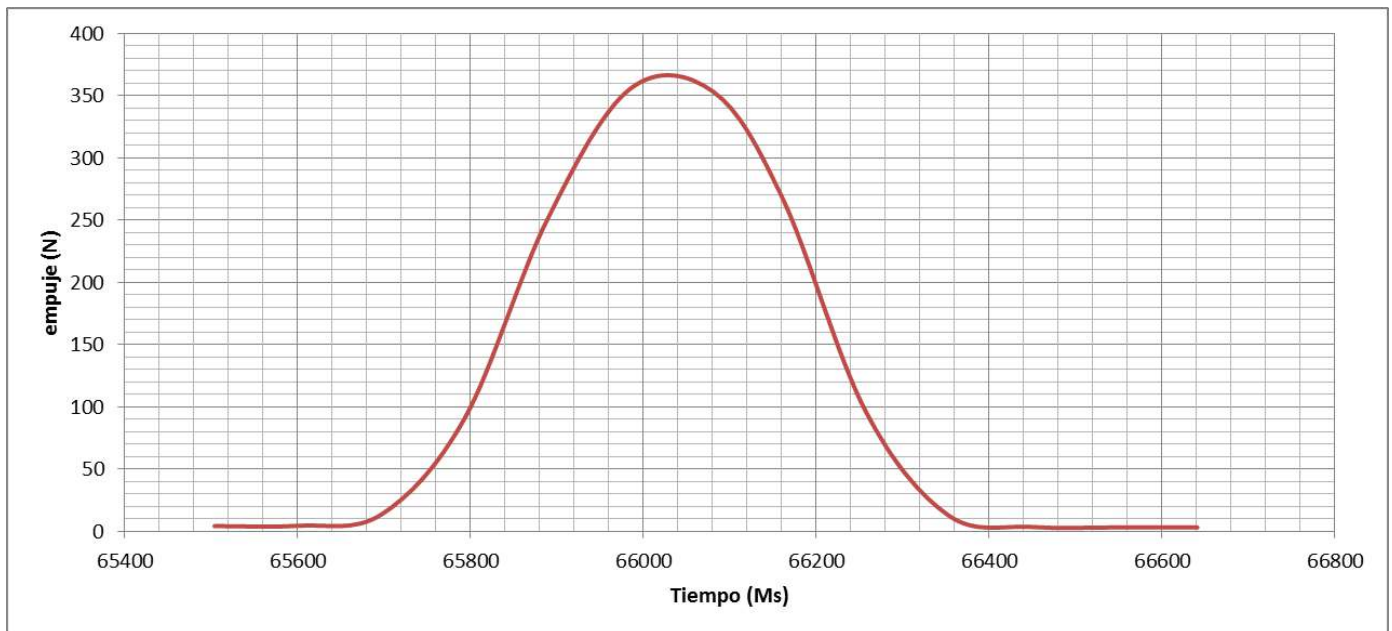
$D_{garganta} = 9.11$ mm (0.359 in)

$A_e/A_{garganta} = 4$

$P_{atm} = 0.101$ Mpa (Presión a nivel de altitud de la ciudad de México)

$M = 2.55$ (Número de Mach a la salida de tobera)

➤ DATOS DURANTE LA PRUEBA.



Grafica 2. empuje-tiempo. Motor cohete #2 relación de expansión $\epsilon = 4$

Tiempo (s)	Fuerza (N)	Impulso (N*s) $I_t = \left[(t_1 - t_0) \left(\frac{F_1 + F_0}{2} \right) \right] + \left[(t_2 - t_1) \left(\frac{F_2 + F_1}{2} \right) \right]$
65.739	90.4077	4.99
65.889	250.56	16.36
65.985	355.513	29.091
66.081	353.026	34.00
66.161	267.569	24.82
66.257	96.7631	17.48
66.353	12.852	5.26
Total (Ns)		132.034

Tabla 3. Obtención del Impulso total del motor #2.

➤ DATOS DESPUES DE LA PRUEBA.

Los parámetros experimentales que se pueden calcular a partir de la prueba estática son:

$t_b = 0.56$ s (tiempo de quemado)

$r = 0.0189$ m / s (velocidad de combustión del combustible)

$I_t = 132.034$ Ns (impulso total medido)

$(m_p) = 0,207$ Kg / s (flujo de masa en el motor)

$I_{sp} = 116.10$ s (impulso específico entregado por el motor)

Presión de la cámara combustión:

$$P_c = 2.54 \text{ Mpa (368.4 Psia)}$$

➤ EFICIENCIA DE PROPULSIÓN Y DE COMBUSTIÓN DEL MOTOR #2.

1) Eficiencia del diseño de la tobera.

$$\eta_{\text{eficiencia tobera}} = \frac{C_f(\text{valor experimental})}{C_f(\text{valor teorico})} = \frac{1.42}{1.44} = 0.9828$$

2) Eficiencia de combustión del combustible sólido.

$$\eta_{\text{eficiencia combustible}} = \frac{c_{\text{valor experimental}}^*}{c_{\text{valor teorico}}^*} = \frac{801.59}{947.87} = 0.8456$$

3) Impulso específico.

Con los datos experimentales obtenidos del motor #2, se puede comparar con los datos técnicos del modelado matemático ideal utilizada en la presente tesis, con el impulso específico real del motor de cohete.

$$I_{sp(\text{entregado})} = 116.10 \text{ s}$$

$$I_{sp(\text{ideal})} = 139.69 \text{ s}$$

Este resultado indica que el rendimiento de la combustión dentro de la cámara de combustión y la configuración de la tobera, tuvieron un buen comportamiento para producir el empuje de propulsión.

Caracterización del Motor #3

➤ DATOS ANTES DE LA PRUEBA

1) Datos de propelente "PROPEP SOFTWARE"

$\gamma = 1.15$ (Relación de calores específicos de gas)

$T_c = 1477$ K (temperatura de flama adiabática)

$M_f = 0.03351$ Kg / mol (masa molecular del gas de combustión)

2) Características de la tobera.

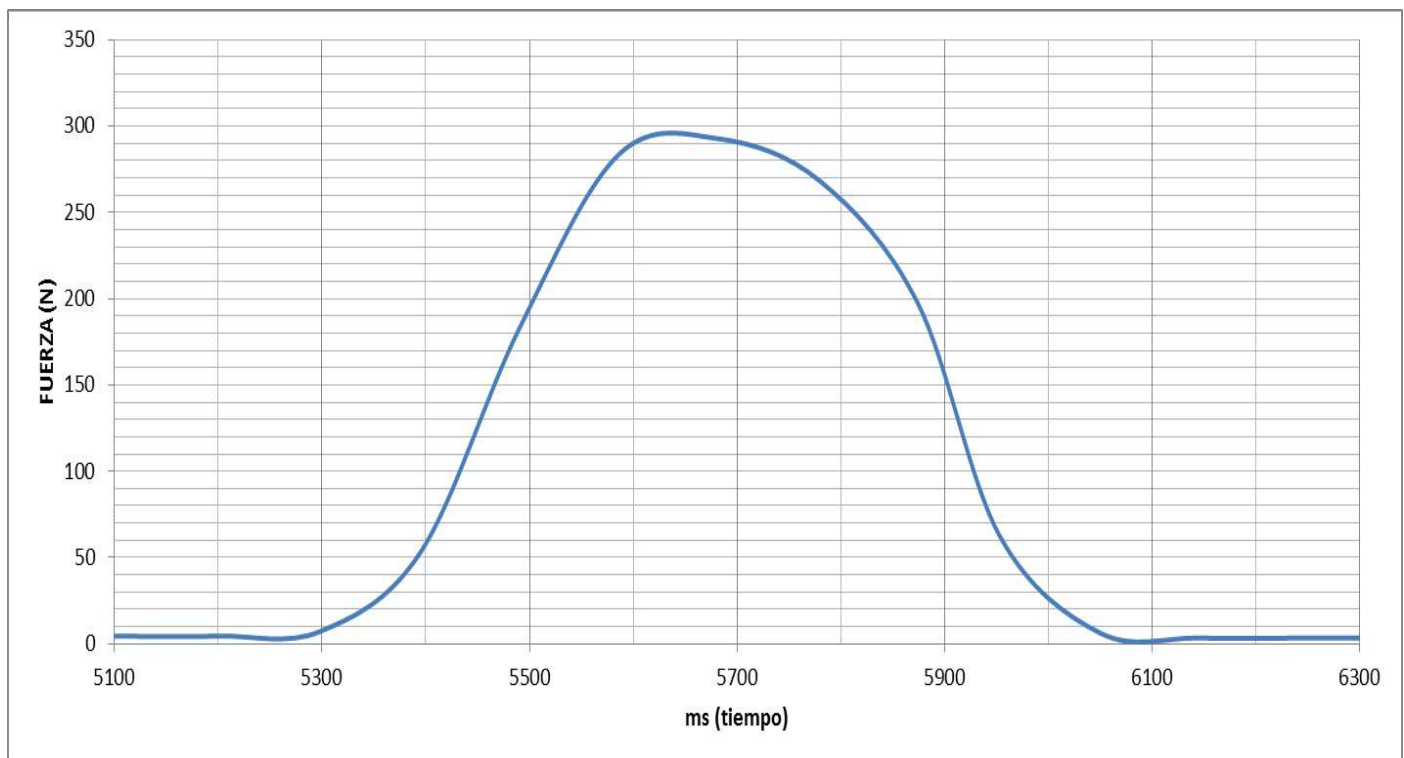
$D_{throat} = 9.11$ mm (0.359 in)

$A_e/A_{throat} = 4$

$P_{atm} = 0.101$ Mpa (Presión a nivel de altitud de la ciudad de México)

$M = 2.55$ (Número de Mach a la salida de tobera)

➤ DATOS DURANTE LA PRUEBA.



Grafica 3. empuje-tiempo. Motor cohete #3 relación de expansión $\epsilon = 4$

Tiempo (s)	Fuerza (N)	Impulse (N*s)
		$I_t = \left[(t_1 - t_0) \left(\frac{F_1 + F_0}{2} \right) \right] + \left[(t_2 - t_1) \left(\frac{F_2 + F_1}{2} \right) \right]$
5.395	53.11	2.92
5.490	182.56	11.19
5.586	283.509	22.37
5.682	292.6323	27.65
5.780	268.064	27.47
5.874	197.56	21.88
5.953	62.58	10.275
6.050	6.26	3.339
Total (Ns)		127.12

Tabla 4. Obtención del Impulso total del motor #3.

➤ DATOS DESPUES DE LA PRUEBA.

Los parámetros experimentales que se pueden calcular a partir de la prueba estática son:

$t_b = 0.655$ s (tiempo de quemado)

$r = 0.0162$ m / s (velocidad de combustión del combustible)

$I_t = 127.12$ Ns (impulso total medido)

$(\dot{m}_p) = 0.17404$ Kg / s (flujo de masa en el motor)

$I_{sp} = 113.668$ s (impulso específico entregado por el motor)

Presión de la cámara combustión:

$$P_c = 2.10 \text{ Mpa (304.57Psia)}$$

➤ EFICIENCIA DE PROPULSIÓN Y DE COMBUSTIÓN DE LA PRUEBA #3.

1) Eficiencia del diseño de la tobera.

$$\eta_{\text{eficiencia tobera}} = \frac{C_f(\text{valor experimental})}{C_f(\text{valor teorico})} = \frac{1.414}{1.439} = 0.9828$$

2) Eficiencia de combustión del combustible sólido.

$$\eta_{\text{eficiencia combustible}} = \frac{C_{\text{valor experimental}}^*}{C_{\text{valor teorico}}^*} = \frac{788.23}{947.87} = 0.8315$$

3) Impulso específico.

Con los datos experimentales obtenidos en el motor #3, se puede comparar con la técnica de modelado matemático ideal utilizada en la presente tesis, con el impulso específico real del motor de cohete.

$$I_{sp}(\text{entregado}) = 113.66 \text{ s}$$

$$I_{sp}(\text{ideal}) = 139.075 \text{ s}$$

Este resultado indica que el rendimiento de la combustión dentro de la cámara de combustión y la configuración de la tobera, tuvieron un buen comportamiento para producir el empuje de propulsión.

Caracterización del Motor #4

➤ DATOS ANTES DE LA PRUEBA

1) Datos de propelente "PROPEP SOFTWARE"

$\gamma = 1.15$ (Relación de calores específicos de gas)

$T_c = 1477$ K (temperatura de flama adiabática)

$M_f = 0.03351$ Kg / mol (masa molecular del gas de combustión)

2) Características de la tobera.

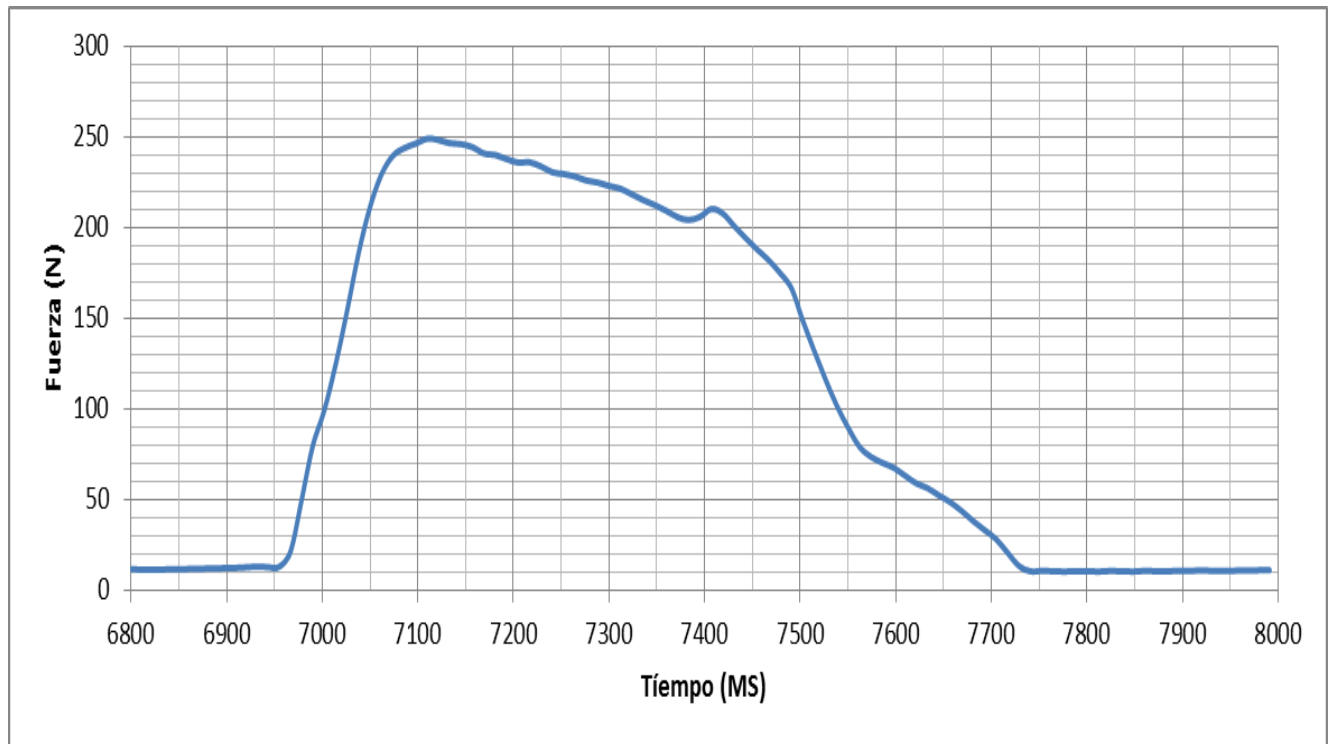
$D_{throat} = 9.11$ mm (0.359 in)

$A_e/A_{throat} = 4$

$P_{atm} = 0.101$ Mpa (Presión a nivel de altitud de la ciudad de México)

$M = 2.55$ (Número de Mach a la salida de tobera)

➤ DATOS DURANTE LA PRUEBA.



Grafica 4. empuje-tiempo. Motor cohete #4 relación de expansión $\epsilon = 4$

Tiempo (s)	Fuerza(N)	Impulso (N*s) $I_t = \left[(t_1 - t_0) \left(\frac{F_1 + F_0}{2} \right) \right] + \left[(t_2 - t_1) \left(\frac{F_2 + F_1}{2} \right) \right]$
7.002	99.13	1.073
7.014	124.50	1.341
7.026	154.16	1.671
7.038	185.90	2.040
7.050	211.43	2.38
7.062	229.44	2.64
7.538	102.18	1.314
7.550	89.85	1.15
Total (Ns)		113.84

Tabla 5. Obtención del Impulso total del motor #4.

➤ DATOS DESPUES DE LA PRUEBA.

Los parámetros experimentales que se pueden calcular a partir de la prueba estática son:

$t_b = 0.548$ s (tiempo de quemado)

$r = 0.01938$ m / s (velocidad de combustión del combustible)

$I_t = 113.84$ Ns (impulso total medido)

$(\dot{m}_p) = 0.1824$ Kg / s (flujo de masa en el motor)

$I_{sp} = 116.04$ s (impulso específico entregado por el motor)

Presión de la cámara combustión:

$$P_c = 2.24 \text{ Mpa (324.88Psia)}$$

➤ EFICIENCIA DE PROPULSIÓN Y DE COMBUSTIÓN DE LA PRUEBA #4.

1) Eficiencia del diseño de la tobera.

$$\eta_{\text{eficiencia tobera}} = \frac{C_{f(\text{valor experimental})}}{C_{f(\text{valor teorico})}} = \frac{1.416}{1.44} = 0.9828$$

2) Eficiencia de combustión del combustible sólido.

$$\eta_{\text{eficiencia combustible}} = \frac{C_{\text{valor experimental}}^*}{C_{\text{valor teorico}}^*} = \frac{803.690}{947.87} = 0.847$$

3) Impulso específico.

Con los datos experimentales obtenidos en el motor #4 se puede comparar con la técnica de modelado matemático ideal utilizada en la presente tesis, con el impulso específico real del motor de cohete.

$$I_{sp(\text{entregado})} = 116.04 \text{ s}$$

$$I_{sp(\text{ideal})} = 139.075 \text{ s}$$

Este resultado indica que el rendimiento de la combustión dentro de la cámara de combustión y la configuración de la tobera, tuvieron un buen comportamiento para producir el empuje de propulsión.

Caracterización del Motor #5

➤ DATOS ANTES DE LA PRUEBA

1) Datos de propelente "PROPEP SOFTWARE"

$\gamma = 1.15$ (Relación de calores específicos de gas)

$T_c = 1477$ K (temperatura de flama adiabática)

$M_f = 0.03351$ Kg / mol (masa molecular del gas de combustión)

2) Características de la tobera.

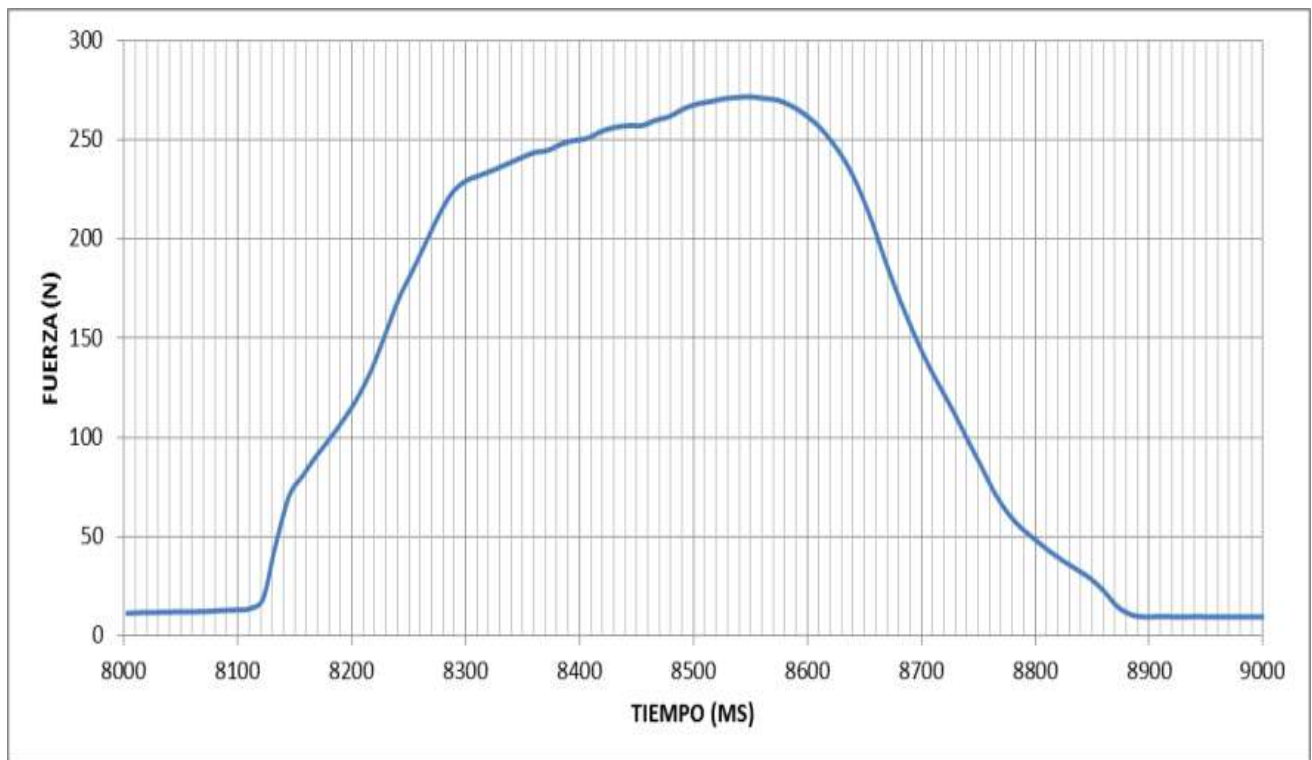
$D_{throat} = 9.11$ mm (0.359 in)

$A_e/A_{throat} = 4$

$P_{atm} = 0.101$ Mpa (Presión a nivel de altitud de la ciudad de México)

$M = 2.55$ (Número de Mach a la salida de tobera)

➤ DATOS DURANTE LA PRUEBA.



Grafica 5. empuje-tiempo. Motor cohete #5 relación de expansión $\epsilon = 4$

Time (s)	Thrust (N)	Impulse (N*s)
		$I_t = \left[(t_1 - t_0) \left(\frac{F_1 + F_0}{2} \right) \right] + \left[(t_2 - t_1) \left(\frac{F_2 + F_1}{2} \right) \right]$
8.181	99.55	1.1416
8.300	229.11	2.71
8.407	250.70	3.00
8.526	270.53	2.96
8.598	262.64	3.177
8.657	208.14	2.6
8.717	124.77	1.5753
8.741	98.35	1.2629
Total (Ns)		123.83

Tabla 6. Obtención del Impulso total del motor #5.

➤ DATOS DESPUES DE LA PRUEBA.

Los parámetros experimentales que se pueden calcular a partir de la prueba estática son:

$t_b = 0.56$ s (tiempo de quemado)

$r = 0.01897$ m / s (velocidad de combustión del combustible)

$I_t = 123.83$ Ns (impulso total medido)

$(\dot{m}_p) = 0.1946$ Kg / s (flujo de masa en el motor)

$I_{sp} = 115.80$ s (impulso específico entregado por el motor)

Presión de la cámara combustión:

$$P_c = 2.38 \text{ Mpa (345.18Psia)}$$

➤ EFICIENCIA DE PROPULSIÓN Y DE COMBUSTIÓN DE LA PRUEBA #5.

1) Eficiencia del diseño de la tobera.

$$\eta_{\text{eficiencia tobera}} = \frac{C_{f(\text{valor experimental})}}{C_{f(\text{valor teorico})}} = \frac{1.418}{1.44} = 0.9828$$

2) Eficiencia de combustión del combustible sólido.

$$\eta_{\text{eficiencia combustible}} = \frac{c_{\text{valor experimental}}^*}{c_{\text{valor teorico}}^*} = \frac{800.70}{947.87} = 0.847$$

3) Impulso específico.

Con los datos experimentales obtenidos en el motor #5, se puede comparar con la técnica de modelado matemático ideal utilizada en la presente tesis, con el impulso específico real del motor de cohete.

$$I_{sp(\text{entregado})} = 115.80 \text{ s}$$

$$I_{sp(\text{ideal})} = 139.48 \text{ s}$$

Este resultado indica que el rendimiento de la combustión dentro de la cámara de combustión y la configuración de la tobera, tuvieron un buen comportamiento para producir el empuje de propulsión.

5.3 RESULTADOS FINALES DE LAS PRUEBAS ESTÁTICAS.

En esta sección se enfoca en el análisis de los resultados obtenidos en cada una de las pruebas estáticas de los motores probados en esta tesis.

En la tabla 7 se muestran las características de propulsión de cada motor probado en la celda de carga.

Motor	Fuerza (N)	Presión real estimada C.C.(Mpa)	Impulso (Ns)	Impulso Especifico real (s)	Flujo quemado (Kg/s)
#1	113.06	1.25	180.9	130.96	0.088
#2	235.775	2.54	132.03	116.10	0.207
#3	194.077	2.10	127.12	113.66	0.1740
#4	207.74	2.24	113.84	116.04	0.1824
#5	221.12	2.38	123.83	115.80	0.1946
Promedio	214.68	2.315	124.21	115.4	0.1895

Tabla 7. Rango de propulsión de los motores de cohete probado en banco de pruebas.

Al realizar 5 (Cinco) pruebas estáticas de un motor cohete con las mismas características geométricas de tobera y de cámara de combustión, en donde cada motor contenía 120 gramos de combustible sólido a base de nitrato de potasio, se observó que se genera una presión promedio de cámara aproximadamente de 2.315 Mpa. (335.8 Psia).

Conclusiones

El diseño de un motor cohete implica mucho esfuerzo tanto en el cálculo teórico, así como en el correcto maquinado de las partes que forman a este sistema propulsivo. El principal problema que se enfrenta el diseñador de este tipo de motor es la elección del combustible sólido que debe de empezar; ya que este es un factor clave en las prestaciones. El combustible desarrollado a base de nitrato de potasio y azúcar a pesar de su simplicidad, resulto un excelente componente que resultaba muy seguro y fácil de utilizar. Este combustible además presento ventajas económicas, ya que los componentes son relativamente baratos y sencillos de conseguir.

Durante la manufactura de la tobera, que aunque fue realizada por torneros calificados se presentaron algunos inconvenientes; los radios de la garganta resultaron un problema de construcción con la barra de interiores por lo que se prestó sumo cuidado al fabricar la tobera, para que fueran satisfactorias las dimensiones con los planos elaborados.

Es primordial que para el caracterizado de cualquier motor de cohete se necesita un banco de pruebas con el fin de censar el impulso que genera este, es por lo tanto que en esta tesis se ocupó una celda de carga con una capacidad de medición de fuerza de 200 kg, diseñada y prestada para la realización de esta tesis, por la empresa aeroespacial mexicana "ROCKETMASTER"

Finalmente se cumplió con el objetivo de obtener la presión interna en la cámara de combustión de un motor cohete al realizar 5 (Cinco) pruebas estáticas de un motor cohete con las mismas características, en donde cada motor contenía 120 gramos de combustible sólido a base de nitrato de potasio, genera una presión de cámara aproximadamente de 2.315 Mpa (335.8 Psia), del cual en una tobera con una expansión convergente y divergente de 4 genera una fuerza de propulsión de 214.68 N en un tiempo de 1 s

Referencias

- [1] Roger E., A novel kind of solid rocket propellant. *Aerospace Science and Technology*, 1998, 6, 359-367
- [2] Yıldırım H.C., Özüpek Ş., Structural assessment of a solid propellant rocket motor: Effects of aging and damage, *Aerospace Science and Technology*, 2011, 15(8), 635-641.
- [3] SWANSON S. R., CHRISTENSEN L. W. A constitutive formulation for high-elongation propellants, *Journal of Spacecraft and Rockets*. American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1993, 20(6), 559-566
- [4] Marcelo E. Canga, Eric B. Becker, Şebnem Özüpek. Constitutive modeling of viscoelastic materials with damage – computational aspects, *Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering*. 2001 190(15–17), 2207-222
- [5] Ali Kamran, Liang Guozhu. An integrated approach for optimization of solid rocket motor. 2011, 17 (2012) 50–64
- [6] 1 R.S. Fry. “Solid propellant Test Motor Scaling”, CPTR 73, Maryland, 21044-3204, CPIA, pp 1, September 2001.
- [7] Hinanshu Shekhar, “Estimation of Pressure Index and temperature sensitivity coefficient of solid rocket propellants by static evaluation”, *Defence Science Journal*, Vol 59, No 6, November 2009.
- [8] R. Nakka Solid propellant burn rate, Web.5, Nov, 2013.
- [9] The MFC Propulsion Program, Application of Today’s Propulsion Technology to Space Commercialization, Web, 10 December 2013, http://www.sps.aero/Propulsion_Program/MFC_Intro.htm
- [10] B.L.Jr. Crawford. “Direct Determination of Burning rates of Propellant Powders”, *Analytical chemistry*, 1947, pp. 630-633.
- [11] Sforzini, Richard H., “An Automated Approach to Design of Solid Rockets Utilizing a Special Internal Ballistics Model” , AIAA Paper 80-1135, Presented at the AIAA/SAE/ASME 16th Joint Propulsion Conference, June 30-July 2, 1980.
- [12] Sutton, G., P., Biblarz, O., “Rocket Propulsion Elements”, John Wiley & Sons, 7th edition, 2001,
- [13] 8 “Solid Propellant Grain Design and Internal Ballistics” , NASA, SP-8076, 1972
- [14] Ali Kamran, Liang Guozhu, Design and Optimization of 3D Radial Slot Grain Configuration, *Chinese Journal of Aeronautics*. 2010 23(4) 409-414.
- [15] Mine Yumuşak, Analysis and design optimization of solid rocket motors in viscous flows, *Computers & Fluids*. 2013, (75)22-34.
- [16] F. Stella, F. Paglia, Pressure oscillations in solid rocket motors: Numerical study, *Aerospace Science and Technology*, 2011, 5(1) 53-59.

