

DISEÑO Y CONSTRUCCIÓN DE UN MOTOR DE COHETE L-1915 DE PROPELENTE
SÓLIDO

JOAN SEBASTIAN VILLALBA SÁNCHEZ

UNIVERSIDAD INDUSTRIAL DE SANTANDER
FACULTAD DE INGENIERÍAS FISICOMECÁNICAS
ESCUELA DE INGENIERÍA MECÁNICA
BUCARAMANGA

2023

DISEÑO Y CONSTRUCCIÓN DE UN MOTOR DE COHETE L-1915 DE PROPELENTE
SÓLIDO

JOAN SEBASTIAN VILLALBA SANCHEZ

Trabajo de grado para optar al título de Ingeniero Mecánico

Director

Manuel del Jesus Martinez

Doctor en Ingeniería Mecánica

UNIVERSIDAD INDUSTRIAL DE SANTANDER
FACULTAD DE INGENIERÍAS FISICOMECAÑICAS
ESCUELA DE INGENIERÍA MECÁNICA
BUCARAMANGA

2023

DEDICATORIA

A mis padres Claudia y Javier que con tanto esfuerzo siempre dieron lo mejor de si y me enseñaron lo que es el amor y esfuerzo.

A mi hermana Maria Paula, su sonrisa siempre será mi inspiración.

A mis Hermanos Wilber, Gabriel y Yuli.

AGRADECIMIENTO

Al Semillero de Cohetería UIS Aeroespacial, Entro todos estamos logrando paso a paso llegar a una Colombia Espacial.

A sus directores y mis amigos Julian Rodriguez y Ricardo Jaimes.

A David Becerra quien se convirtió en mi gran amigo y colega en este viaje.

A los Líderes del Proyecto Orion Luis, Martin, David, Brayan, Angel y demás miembros quienes pasaron noches en vela por cumplir este sueño.

A Javier Alejandro Acevedo Barroso, por ser siempre una inspiración.

CONTENIDO

	pág.
INTRODUCCIÓN	13
1 OBJETIVOS	15
1.1 OBJETIVO GENERAL	15
1.2 OBJETIVOS ESPECÍFICOS	15
2 MARCO DE REFERENCIA	16
2.1 REVISIÓN DEL ESTADO DEL ARTE	16
2.2 CONCEPTOS DE PROPULSIÓN	17
2.2.1 Propulsión química de cohetes	17
2.2.2 Definiciones y Fundamentos	21
2.3 TEORÍA DE TOBERAS	28
2.4 CONFIGURACIONES DE TOBERAS	32
2.4.1 Toberas Cónicas	33
2.5 MOTORES DE PROPELENTE SÓLIDO	34
2.5.1 Propelentes sólidos	34
2.5.2 Configuración de grano	36
3 MÉTODO	41
3.1 SELECCIÓN Y CARACTERIZACIÓN DEL PROPELENTE	43
3.2 ESTUDIO BALÍSTICO	44
3.3 GEOMETRÍA DEL GRANO	46
3.4 GEOMETRÍA DE LA TOBERA	50
3.5 SIMULACIÓN Y AJUSTE DEL GRANO	50
3.5.1 Diseño final teórico del grano	54

3.6	DISEÑO MECÁNICO	56
3.6.1	Diseño de la camisa	59
3.6.2	Dimensionamiento de pernos	60
3.6.3	Selección de empaques tipo O-ring	62
4	MANUFACTURA	64
4.1	MANUFACTURA DEL GRANO	65
5	PRUEBA ESTÁTICA	71
5.1	PARÁMETROS DE SEGURIDAD	73
6	LANZAMIENTO	74
7	ANÁLISIS DE FALLA	76
8	CONCLUSIONES	79
	BIBLIOGRAFÍA	81
	APÉNDICES	82

Lista de Tablas

Cuadro 1	Comparación características para selección del propelente	44
Cuadro 2	Propiedades principales del KNSB para el diseño del grano	44
Cuadro 3	Resultados del estudio balístico	46
Cuadro 4	Resultado preliminar geometría del grano	50
Cuadro 5	Resultado preliminar geometría de la tobera	50
Cuadro 6	Comparación simulación y código	53
Cuadro 7	Estadísticas del diseño final	56
Cuadro 8	Dimensiones finales	56
Cuadro 9	Material y requerimientos de la estructura	58
Cuadro 10	Requerimientos estructurales	59
Cuadro 11	Geometría de la camisa	60
Cuadro 12	Material y requerimientos de la estructura	63
Cuadro 13	Características y dimensiones finales del motor	64

LISTA DE FIGURAS

Figura 1	Esquema de motor de propelente líquido alimentado por turbo-bombas	19
Figura 2	Motor de propelente sólido	20
Figura 3	Motor de propelente híbrido	21
Figura 4	Esquema de presión sobre la cámara de impulso de un cohete	24
Figura 5	Diagrama de distribución de energía en un cohete	27
Figura 6	Características de flujo a través de una tobera en función del a velocidad	30
Figura 7	Impulso específico para varios gases (k) en diferentes relación de presiones y T_1/\mathcal{M}	31
Figura 8	Coeficiente de empuje para un $K = 1.2$	32
Figura 9	Configuraciones de Toberas	33
Figura 10	Lineas de quemado radial de la configuración geométrica	35
Figura 11	Clasificación de granos según su curva de empuje	37
Figura 12	Configuraciones comunes de granos	38
Figura 13	Metodología del diseño	42
Figura 14	Configuraciones de grano para quemado neutral.	47
Figura 15	L/D en una configuración de tipo bates	48
Figura 16	perfil neutro de Kn	49
Figura 17	dimensiones y perfil del grano	51
Figura 18	comportamiento neutro del grano	51
Figura 19	configuración de granos	52
Figura 20	dimensionamiento de tobera	52
Figura 21	Rendimiento de la configuración	53
Figura 22	configuración de grano teórico final	54
Figura 23	dimensionamiento de tobera teórica final	55
Figura 24	Rendimiento de la configuración teórica final	55

Figura 25	Diseño de concepto de la estructura de motor	57
Figura 26	Ensamblaje de los granos	58
Figura 27	Fuerza actuando sobre el Bulkhead	61
Figura 28	Motor ensamblado y seccion de acople al airframe	65
Figura 29	Molino eléctrico.	66
Figura 30	Banco de fundición.	67
Figura 31	Modelo CAD del molde en PLA.	68
Figura 32	Modelo CAD del molde en acero inoxidable.	69
Figura 33	Vista explosionada del molde en acero inoxidable.	70
Figura 34	Banco de pruebas estático SCUA	71
Figura 35	Montaje del motor en la bahía de prueba	72
Figura 36	Prueba estática	72
Figura 37	LASC 2022.	74
Figura 38	Líderes SCUA con su cohete ORION en plataforma de lanzamiento.	75
Figura 39	explosión cohete ORION LASC 2022	77
Figura 40	espacio entre granos y camisa	78
Figura 41	falla por cortante de los pernos	78

LISTA DE ANEXOS

(Ver anexos adjuntos y pueden visualizarlos en la base de datos de la biblioteca UIS)

Anexo A. Hoja de Diseño teórico para la geometría de un motor tipo bates con perfil de quemado neutral.

Anexo B. Hoja de diseño mecánico para un motor de cohete de propelente sólido.

Anexo C. Planos Motor de Cohete de propelente solido SCUA-1

RESUMEN

TÍTULO: DISEÑO Y CONSTRUCCIÓN DE UN MOTOR DE COHETE L-1915 DE PROPELENTE SÓLIDO *

AUTOR: JOAN SEBASTIAN VILLALBA SANCHEZ †

PALABRAS CLAVE: PROPULSIÓN, MOTOR, COMBUSTIBLE SÓLIDO, COHETE, INGENIERÍA AEROESPACIAL, TOBERA.

DESCRIPCIÓN:

En el marco del Latin American Space Challenge 2022 de la organización Space Generation, se lleva a cabo la misión Guane liderada por el Semillero de cohetaría UIS Aeroespacial, SCUA, se diseña y construye un motor de cohete de propelente sólido tipo L-1915 de 3 granos para propulsar un cohete con carga útil de 4 kg a una altura de 3 kilómetros, el diseño se basa en un sistema de evaluación de requerimientos, por medio del estudio balístico y selección del propelente se obtienen las variables independientes como el impulso, el empuje, tiempo de quemado, impulso específico, tasa de cambio de la combustión, entre otras, necesarias para el proceso iterativo de diseño usando ecuaciones de termodinámica, propulsión, diseño mecánico y teoría de toberas, posterior a la obtención de las dimensiones del motor se valida utilizando el software openMotor, se diseña un cohete con un Empuje promedio de 1915 N, un impulso total de 4999 N*s, un diámetro de 93,9 mm y una longitud de 687,4 mm.

Validado el diseño, el motor es manufacturado, probado estáticamente y después ensamblado para el lanzamiento del cohete Orion en Tatui, Brasil, este siendo un lanzamiento fallido a causa de una producción más rápida de la esperada de gases dentro de la cámara de combustión, producto de erosive burning causado por defectos en el linear y granos, acompañado de una ignición más potente que la usada en la prueba estática, esto llevando a la falla por cortante de los tornillos que acoplan el Bulkhead, como era esperado si se presentaba una sobre-presión.

*Trabajo de grado

†Facultad de Ingenierías Físico-Mecánicas. Escuela de Ingeniería Mecánica. Director: -, -

ABSTRACT

TITLE: DESIGN AND CONSTRUCTION OF A SOLID ROCKET MOTOR L-1915 ‡

AUTHOR: JOAN SEBASTIAN VILLALBA SANCHEZ §

KEYWORDS: PROPULSION, ROCKET MOTOR, SOLID FUEL, ROCKET, AEROSPACE ENGINEERING, NOZZLE.

DESCRIPTION:

As part of Latin American Space Challenge 2022, a contest that belongs to the ONG Space Generation, mission guane is executed by Semillero de Cohetería UIS Aeroespacial, SCUA, a 3 grain L-1915 solid rocket motor is designed and built with the goal of launching a rocket with 4 Kilograms of payload to a 3 kilometers apogee, design is based on a requirement evaluation system, throughout a ballistic study and propellant selection independent variables are obtained such as thrust, impulse, burning time, specific impulse, burning rate, among others, essential for the iterative design procedure that uses thermodynamics, propulsion equations, nozzle theory. subsequent to the motor dimension obtainment, it is validated using the Open Software OpenMotor, a 1915 average thrust, 4999 N*s total impulse, 93.9 mm diameter and 687.4 mm length motor is designed.

With the design validated, the motor is manufactured, went through static test and finally was assembled to the rocket to be launched in Tatui, Brasil, launch failed by Erosive Burning due to defects on the linear and grains accompanied with a stronger ignition system than the one used in the static test, leading to sheer stress Bulkhead bolts failure, as it was supposed to be in over-pressure case.

‡Bachelor Thesis

§Facultad de Ingenierías Físico-Mecánicas. Escuela de Ingeniería Mecánica. Director: -, -

INTRODUCCIÓN

A lo largo de la historia se evidencia el interés del ser humano por el espacio, lo que hay afuera del planeta tierra, este interés evoluciona de manera más clara y acelerada en la época de los 60s con la llamada carrera espacial enmarcada por una guerra ideológica entre la unión soviética y los Estados Unidos de América, entre 1957 y 1975 se logró la puesta en órbita del primer satélite artificial, enviar al primer ser vivo al espacio, enviar al primer hombre al espacio, realizar la primer caminata espacial, orbitar la luna y como mayor logro poder aterrizar en ella, todos estos logros se alcanzaron sacrificando muchas vidas humanas por el camino debido a fallos de diferente tipo de la tecnología con la que se contaba.

Hoy en día se ve de nuevo un resurgir mundial enfocado al espacio, por diferentes razones, la primera de índole económico, ya que las telecomunicaciones son uno de los sectores en los que más dinero mueve, la segunda es gracias al emprendimiento y entusiasmo de empresas privadas y la tercera es prepararse como especie humana para la perpetuación de esta. El segundo punto se evidencia en la gran cantidad de grupos de investigación y semilleros que son entusiastas en las tecnologías espaciales, entre estos el Semillero de Cohetería UIS Aeroespacial, retomado en 2017 por estudiantes de ingeniería mecánica hoy en día es uno de los grupos a nivel nacional de mayor envergadura y logros, participando en varios congresos y concursos nacionales e internacionales, como el Latin American space Challenge 2022, en el cual SCUA FUE participe en la categoría de llevar una carga útil de 4 kilogramos a 3 kilómetros de altura a bordo de un cohete.

Para poder alcanzar este objetivo y lograr la participación de la Universidad Industrial de Santander en un concurso de nivel internacional apoyado y patrocinado por empresas importantes del sector aeroespacial alrededor del mundo y así seguir siendo líderes del sector en Colombia y poder conseguir su desarrollo de la mano de entes gubernamentales fue de suma importancia Diseñar y

construir un motor tipo L que propulse el cohete Orion, primero en su especie en los registros del país.

1. OBJETIVOS

1.1. OBJETIVO GENERAL

- Desarrollo de un motor de cohete de propelente sólido que alcance un empuje promedio de 1915 N y un impulso total entre 2560 y 5120 N*s

1.2. OBJETIVOS ESPECÍFICOS

- Determinar los parámetros de diseño del grano del motor y las características de la misión a partir de la evaluación de requerimientos basados en las características del concurso LASC 2022.
- Diseñar térmica y mecánicamente los componentes del motor de propelente sólido para asegurar el rendimiento requerido manteniendo la integridad de los componentes.
- Construir un motor de propelente sólido KNSB tipo L1915 para ser utilizado en el cohete amateur Orion utilizado en la misión del concurso LASC 2022
- Verificar el desempeño del motor de propelente sólido L1915 construido mediante pruebas estáticas de quemado.

2. MARCO DE REFERENCIA

2.1. REVISIÓN DEL ESTADO DEL ARTE

Para el desarrollo de un motor de propelente sólido para un cohete amateur, es necesario conocer de que forma se ha abordado este tema hasta la actualidad. Para ello se realiza una investigación bibliográfica del estado del arte, de esta forma se puede obtener el conocimiento y las herramientas metodológicas para cumplir con el objetivo del proyecto. En la Universidad Técnica Checa de Praga, Malek propone diseñar y caracterizar un pequeño motor de propelente sólido. Para el desarrollo de un prototipo el autor parte de la disponibilidad de los materiales y la disminución de costos, esto le permite acercarse a las dimensiones del motor. Utiliza un propelente tipo "KSBN" es decir una mezcla de nitrato de potasio y alcohol polihidrico. Establece las dimensiones del grano de propelente teniendo en cuenta que está contenido en tubos de PVC comercial. Diseña la tobera basada en las ecuaciones características y escoge como material acero inoxidable, mientras que la carcasa exterior es de aluminio. Realiza el diseño conceptual basándose en software CAD y verifica la resistencia a los esfuerzos de los componentes. Tras la manufactura y ensamble del motor, realiza la medición del impulso y obtiene 120N.s, un pico de impulso de 75N y tiempo de quemado total de 2,1s. Los resultados de impulso son ligeramente menores a lo que predicen los cálculos [1].

Un estudio mas avanzado es el presentado por Hainline, en el que a través de herramientas de optimización busca mejorar la geometría del grano de propelente basado en los requerimientos balísticos de impulso. Tiene en cuenta que, aunque el tamaño del grano de propelente estará limitado por la cámara de combustión, el factor que influencia en mayor medida el impulso generado es la geometría del volumen libre inicial, que es una perforación al interior del propelente. A través del diseño de experimentos se logra optimizar la geometría del volumen libre inicial de tres tipos de motores, alcanzando diferentes niveles de complejidad y de mejora de impulso [2].

Yildirim hace un análisis en 3D del flujo interno y el quemado de grano, es decir, cómo evolu-

ciona el área expuesta en el volumen libre con la combustión. Para ello el autor crea un modelo matemático de valor inicial, que conociendo la geometría del volumen libre del propelente permite predecir el desempeño del motor de cohete. Los resultados son comparados con los obtenidos por cálculos analíticos, por modelos CAD simples y pruebas estáticas del motor [3].

2.2. CONCEPTOS DE PROPULSIÓN

Se define como propulsión a la acción de cambiar el movimiento de un cuerpo respecto a un marco de referencia inercial. La propulsión de cohetes es un tipo de propulsión a chorro que genera impulso eyectando materia, llamada fluido de trabajo o propelente y que está almacenado en el vehículo. [4].

La propulsión de cohetes puede ser clasificada según diversos criterios, por ejemplo por su fuente de energía (química, solar o nuclear); por su función principal (etapas de refuerzo, sustentador, control de altitud, mantenimiento de orbita, etc); por el tipo de vehículo propulsado (aeronave, misil, vehículo espacial, etc); por su tamaño, construcción o tipo de propelente[4].

2.2.1. Propulsión química de cohetes

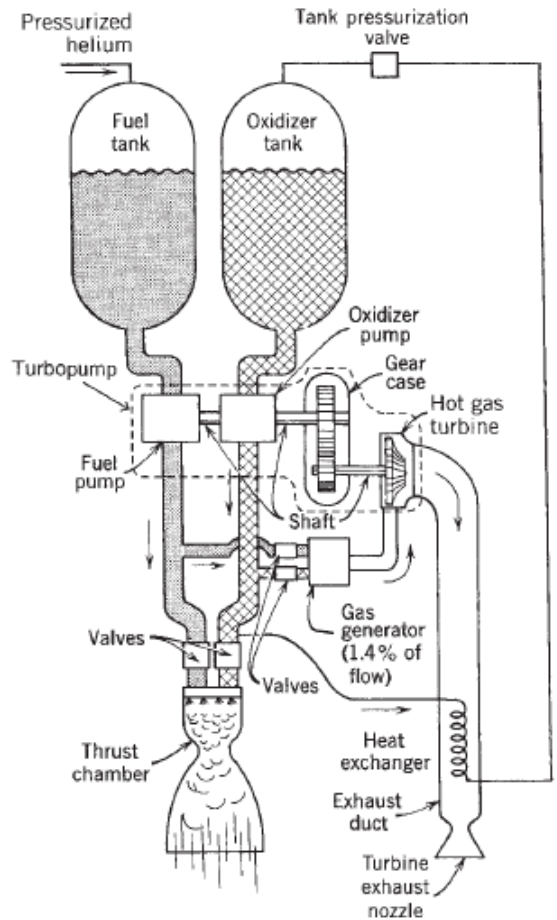
Un motor de energía química es impulsado por la reacción de combustión del propelente, normalmente un combustible y un oxidante que al reaccionar en una cámara producen gases de alta presión y temperatura (entre 2500 y 4000°C). Los gases son expandidos en una tobera supersónica y acelerados a gran velocidad (entre 1300 a 4300 m/s). Debido a que las temperaturas alcanzadas superan el punto de fusión del acero, es necesario refrigerar o aislar todas las superficies expuestas a los gases. De acuerdo al estado en el que se encuentra almacenado el propelente se pueden distinguir diferentes tipos de motores de propulsión química [4].

Motor de propelente líquido: Este motor almacena el propelente como líquido en tanques, es alimentado bajo presión a la cámara de impulso (nombre que recibe el ensamble de la cámara de combustión, el inyector y la tobera).

Un bipropelente consiste en un oxidante líquido (e.g. oxígeno líquido) y un combustible líquido (e.g. keroseno). Un monopropelente consiste en un único líquido que se descompone en gases calientes cuando se cataliza adecuadamente. Los sistemas de alimentación por gas se usan en aplicaciones de bajo impulso como los sistemas de control de altura de aeronaves [4]. Los grandes cohetes impulsados por bipropelente usan un sistema de alimentación mediante una o más turbobombas, como se presenta en la Figura 1.

Los cohetes alimentados por bombeo se usan usualmente en aplicaciones que requieren gran flujo de propelente y gran impulso, por ejemplo el lanzamiento de vehículos espaciales [4]. El propelente reacciona para producir gases calientes dentro de la cámara de impulso que a su vez son acelerados a través de una tobera supersónica la cual los eyecta a gran velocidad. Algunos motores de propelente líquido permiten una operación repetitiva que puede ser iniciada o interrumpida a voluntad. Si se dota a la cámara de impulso con la adecuada capacidad de enfriamiento, es posible operar el motor por horas dependiendo únicamente del suministro de propelente [4].

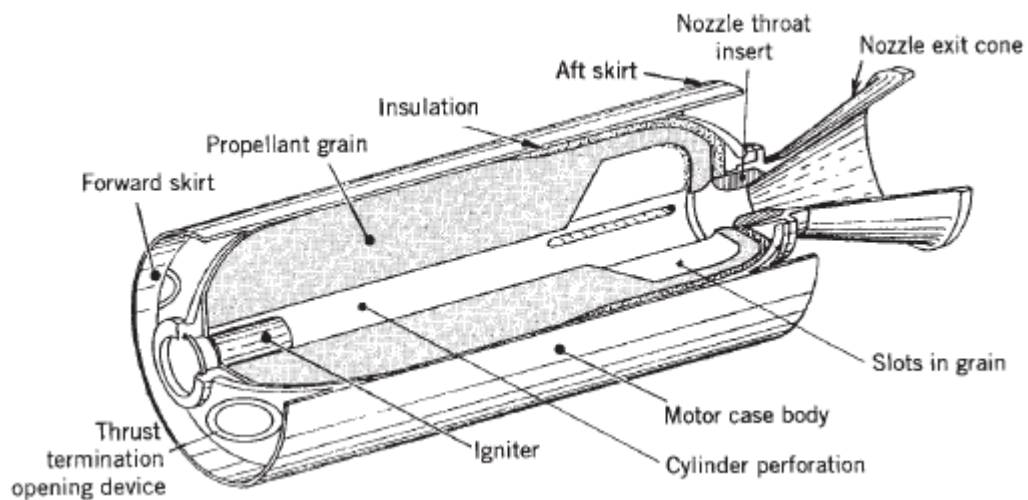
Figura 1. Esquema de motor de propelente líquido alimentado por turbo-bombas



Fuente: SUTTON, George P y BIBLABZ, Oscar. Rocket Propulsion Elements

Motor de propelente sólido: En este tipo de motor los componentes para la combustión son almacenados en una cámara de combustión o carcasa. El propelente sólido es llamado grano y contiene los elementos necesarios para quemarse. Una vez encendido este está diseñado para quemarse uniformemente y a una tasa predeterminada en toda la superficie expuesta interna del grano. En la Figura 2 se puede ver como el área expuesta es una perforación realizada en el interior del propelente y en esta zona toma lugar la ignición inicial. La cavidad interna se expande y el propelente es consumido [4].

Figura 2. Motor de propelente sólido



Fuente: SUTTON, George P y BIBLABZ, Oscar. Rocket Propulsion Elements

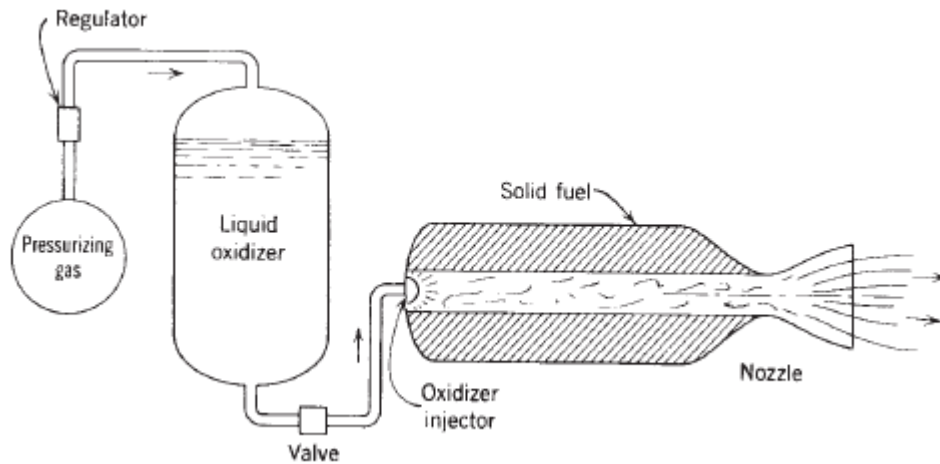
El resultado de la combustión es un flujo de gases que fluyen a través de la cavidad hacia la tobera para generar impulso. Una vez encendido, el motor está diseñado para continuar de una manera uniforme hasta que todo el propelente sea consumido, por lo tanto no cuenta con sistemas de alimentación o válvulas [4].

Motor de propelente gaseoso: Este motor trabaja con gas almacenado a alta presión como aire, nitrógeno o helio como fluido de trabajo, este almacenamiento requiere tanques relativamente pesados. Estos impulsores de gas frío son usados mayoritariamente en vehículos espaciales para maniobras de poco impulso o controles de altitud. Calentar el gas mediante electricidad o combustión en ciertos monopropelentes mejora el desempeño y esto suele ser llamado "propulsor de gas caliente"[4].

Motor de propelente híbrido: Un sistema híbrido utiliza elementos en estado líquido y sólido como propelente. Por ejemplo, si un oxidante líquido se inyecta a una cámara de combustión

llena de un grano de combustible sólido, la reacción química producirá los gases de combustión, tal como se muestra en la Figura 3.

Figura 3. Motor de propelente híbrido



Fuente: SUTTON, George P y BIBLABZ, Oscar. Rocket Propulsion Elements

2.2.2. Definiciones y Fundamentos

Para desarrollar un motor de cohete es necesario comenzar por las definiciones y relaciones básicas. La propulsión se logra mediante la aplicación de una fuerza al vehículo, ya sea para acelerarlo o mantener su velocidad, fuerza derivada del cambio de momento originado por la expulsión del propelente [4].

Entre las definiciones básicas está el *impulso total* (I_t) que es la cantidad de fuerza de empuje (F) que se entrega durante el tiempo de la aplicación. Fuerza que puede ser variable, caso en el que el I_t se calcula integrando en el tiempo.

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

En instantes muy cortos de tiempo se puede asumir F constante por lo se simplifica a ser el producto entre F y tiempo.

Impulso específico I_s es una medida del impulso por unidad de flujo del "peso" del propelente (w). Es una importante medida del desempeño de cualquier cohete. Si se considera que la tasa de propelente es constante como \dot{m} y la gravedad estándar de la tierra g_0 el impulso se puede definir como:

$$I_s = \frac{\int_0^t F dt}{g_0 \int_0^t \dot{m} dt}$$

Para instantes cortos de tiempo y en aplicaciones cerca a la tierra el impulso específico se simplifica de la siguiente forma:

$$I_s = \frac{F}{(\dot{m}g_0)} = \frac{F}{\dot{w}} = \frac{I_t}{w}$$

Es decir el impulso específico se puede ver como la relación entre el impulso total y el peso del propelente, se da en unidades de segundos.

Otra definición importante es la velocidad de escape del material expulsado. Sin embargo, como está no es uniforme a lo largo de la salida, una velocidad axial uniforme es asumida para los cálculos. Esta velocidad se conoce como *velocidad efectiva de escape* (c) y se define como [4].

$$c = I_s g_0 = \frac{F}{\dot{m}}$$

Al igual que el impulso específico es una medida del desempeño del cohete. En motores de propelente solido resulta muy difícil medir precisamente la tasa de expulsión del propelente. Sin embargo, es posible obtener el impulso específico mediante pruebas, conociendo el impulso total y el peso del propelente[4].

La **relación de masa** se define como el cociente entre la masa final (m_f) del vehículo o etapa del vehículo y la masa inicial del mismo (m_0). Se entiende por m_f a la masa del vehículo después de cesada la operación, cuando la masa de propelente (m_p) ha sido expulsada o consumida[4].

$$MR = \frac{m_f}{m_0}$$

Típicamente los valores de MR pueden estar en un 0,6 para misiles tácticos y bajar hasta a un 0,1 para vehículos espaciales no tripulados. La MR es un importante parámetro que permite evaluar el desempeño de los vehículos espaciales[4].

La **fracción másica de propelente** ζ entre el propelente usado m_p y la masa inicial del vehículo m_0 .

$$\zeta = \frac{m_p}{m_0} = \frac{m_0 - m_f}{m_0} = \frac{m_p}{m_p + m_f}$$

Al igual que MR , la fracción ζ es utilizada para describir un sistema de propulsión de cohete. Para un sistema de propulsión m_0 consiste en la masa inercial (los equipos necesarios para quemar y almacenar el propelente) y la masa efectiva de propelente m_p . El valor de ζ es un indicador de la calidad del sistema de propulsión, por ejemplo un valor de 0.91 indicaría que solo el 9% son los equipos para contener, alimentar y quemar una masa de propelente sustancialmente mayor; altos valores de ζ son deseables [4].

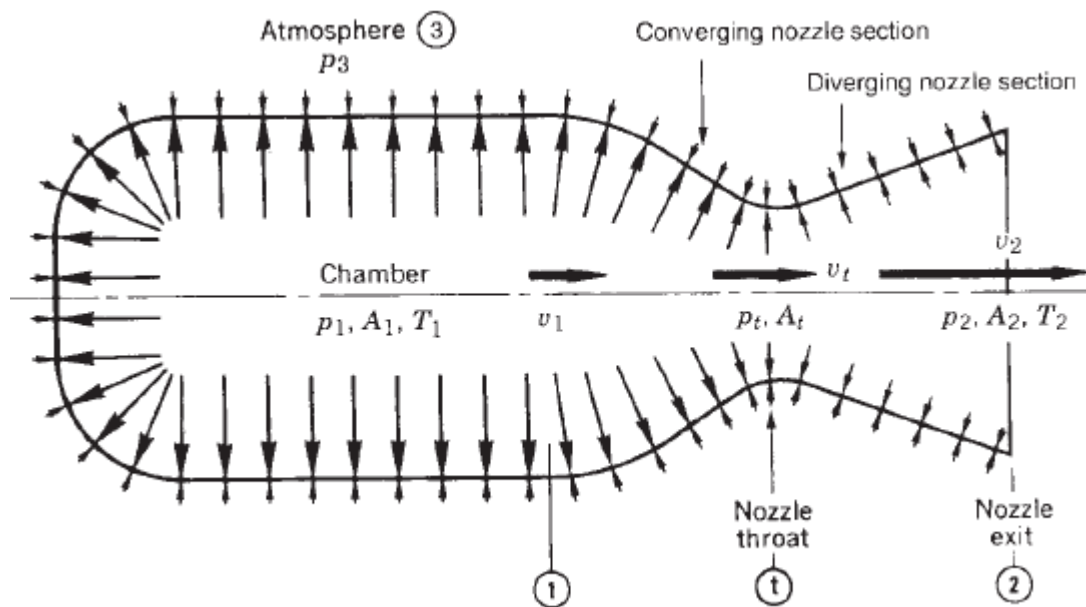
La **relación empuje-peso** F/w_0 expresa la aceleración que un motor puede entregar a su propia carga del sistema de propulsión. Este criterio es utilizado para comparar diferentes sistemas de propulsión de cohetes e identificar capacidades de lanzamiento [4].

Empuje: El empuje es una fuerza de reacción que experimenta el vehículo por la expulsión

del propelente a altas velocidades. El empuje se puede expresar como la razón de cambio del momento angular $F = \frac{dmv}{dt}$ y además, si se asume una velocidad axial constante y uniforme, y un flujo másico de propelente constante el empuje también lo será $F = \dot{m}v = \dot{w}v/g_0$. Usualmente esta simplificación está cerca del empuje real. Sin embargo esta fuerza solo representa el empuje cuando la presión de salida de la tobera es igual a la ambiental [4].

La presión del fluido circundante aporta una segunda componente de impulso. La Figura 4 muestra como una presión uniforme actúa sobre la cara externa de la cámara, así mismo como cambia la presión del gas dentro del sistema de propulsión.

Figura 4. Esquema de presión sobre la cámara de impulso de un cohete



Fuente: SUTTON, George P y BIBLABZ, Oscar. Rocket Propulsion Elements

Para una operación en una atmósfera homogénea el empuje puede expresarse como

$$F = \dot{m}v_2 + (p_2 - p_3)A_2 \quad (1)$$

Donde, el primer termino es producto de la tasa de propelente y la velocidad de escape, y el segundo representa el empuje por presión y es el producto entre la sección transversal de la salida de la tobera y la diferencia de presión entre los gases y la atmósfera. Cuando la presión de salida es menor a la atmosférica este empuje será negativo, por lo que las toberas se diseñan para tener un presión equivalente o ligeramente superior a la ambiente. En el espacio vacío $p_3 = 0$ y el empuje se hace máximo [4].

Velocidad de escape: La velocidad efectiva de escape de los gases c , como se mencionó previamente se puede calcular conociendo el impulso y la tasa de propelente. Para una tasa de propelente constante y asumiendo que g_0 no varía con la altura, la velocidad se puede definir como $c = v_2 + (p_2 - p_3)A_2/\dot{m}$. Se puede notar que cuando la presión atmosférica es similar a la de salida de la tobera $p_2 = p_3$, la velocidad efectiva de escape será igual a la velocidad promedio de salida de la tobera $c = v_2$. Cuando esta ultima condición se cumple, en la superficie de la tierra el impulso se puede simplificar cómo $F = (\dot{w}/g_0)v_2 = \dot{m}c$ [4].

La *velocidad característica* c^* es un término normalmente empleado en en propulsión de cohetes, se define como $c^* = p_1 A_t / \dot{m}$ siendo p_1 la presión al interior de la cámara de combustión y A_t la sección en la garganta de la tobera. Aunque no es una velocidad física se usa para comparar el desempeño relativo de diferentes diseños de propulsión y propelentes. Cabe mencionar que c^* depende fundamentalmente de la eficiencia de la combustión, mientras que I_s y c dependen también de la geometría de la tobera [4].

Energía y eficiencia: Aunque las eficiencias no se usan comúnmente en el diseño de motores de propulsión estas permiten entender el balance de energía en los sistemas. Sus definiciones depende arbitrariamente de las perdidas consideras y de cualquier conjunto consistente de eficien-

cias. Se sabe que se producen dos tipos de procesos de conversión de energía, los que convierten la energía almacenada en energía disponible y los que convierten esta en empuje de reacción [4].

La energía cinética eyectada es la principal fuente de la propulsión, su derivada en el tiempo es la *potencia de chorro* y siendo función de I_s y F se puede escribir como $P_{jet} = 1/2\dot{m}v_2^2$.

En los cohetes de propulsión química la máxima energía disponible es su calor de combustión por unidad de masa de propelante Q_R ; la potencia de entrada de un motor químico está dada por $P_{chem} = \dot{m}Q_RJ$ donde J es una constante de conversión. Una porción significativa puede perderse en la tobera como entalpía residual en los gases y no puede ser convertida en energía cinética[4].

La eficiencia de combustión n_{comb} es la relación entre la energía real liberada y la de una reacción ideal por unidad de masa de propelente. Es una medida de la eficiencia de la fuente de energía y este valor puede ser tan alto como 94% a 99%. Cuando P_{chem} es multiplicada por la eficiencia de combustión se obtiene la potencia disponible para el propulsor.

La potencia transmitida al vehículo en un instante de tiempo es definida en términos del impulso F y la velocidad del vehículo u , como $P_{veh} = Fu$ [4].

La eficiencia interna n_{int} de un cohete de propulsión refleja la capacidad de convertir la energía almacenada en el sistema de propulsión en la energía cinética de la materia expulsada. Se define cómo:

$$n_{int} = \frac{P_{jet}}{n_{comb}P_{chem}}$$

Considerando que todo objeto que se mueve a través de un fluido experimenta fricción y esta puede ser sustancial, habrá una pérdida de energía cinética para superarla. La eficiencia propulsiva

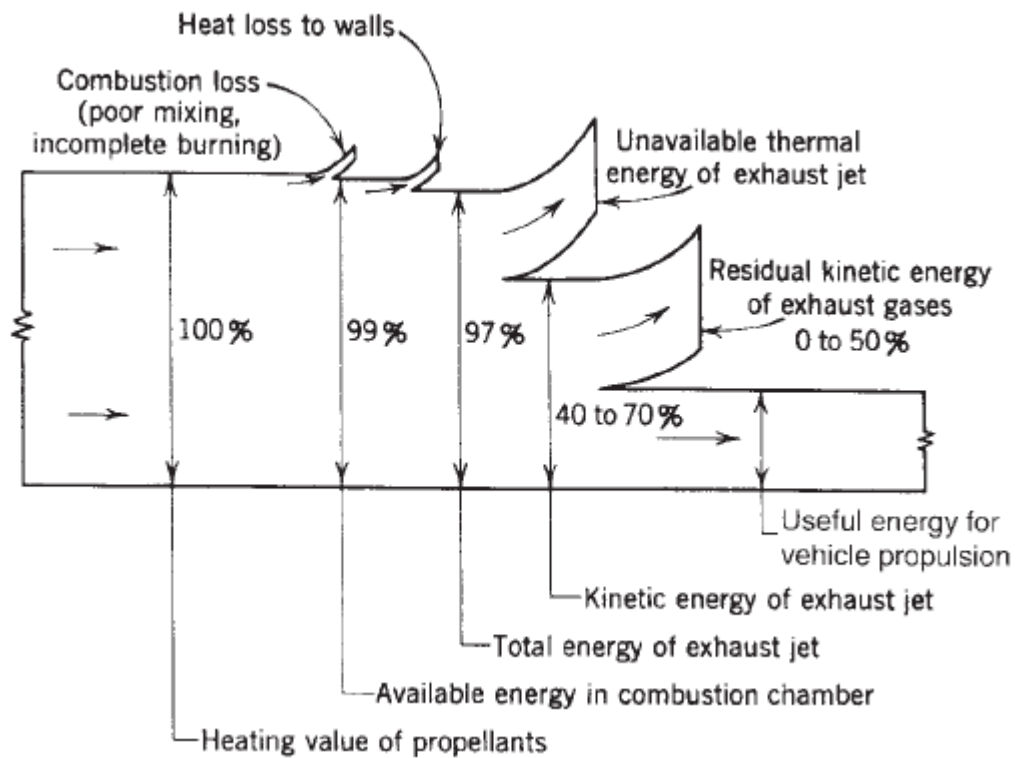
n_p refleja cuanta energía cinética residual se pierde. Esta eficiencia se define cómo:

$$n_p = \frac{\text{Potencia de vehículo}}{\text{Potencia de vehículo} + \text{Potencia residual cinética}}$$

$$n_p = \frac{Fu}{Fu + 1/2\dot{m}(c - u)^2} = \frac{2u/c}{1 + (u/c)^2}$$

Donde F es el empuje, c la velocidad efectiva de escape de los gases respecto al vehículo y \dot{m} es el flujo de propelente. La Figura 5 representa la distribución típica de energía en un cohete de propulsión química [4].

Figura 5. Diagrama de distribución de energía en un cohete



Fuente: SUTTON, George P y BIBLABZ, Oscar. Rocket Propulsion Elements

2.3. TEORÍA DE TOBERAS

La teoría de toberas que permite un primer dimensionamiento del motor y la tobera parte de los siguientes supuestos:

- Los gases de combustión de la cámara son homogéneos en composición.
- Todas las especies involucradas son gases y estos están lo suficientemente lejos del punto crítico, obedeciendo así la ley del gas ideal.
- No existe transferencia de calor a través de las fronteras de la tobera.
- La pérdida de energía por fricción es despreciable
- No existen ondas de choque o cualquier otro tipo de discontinuidades en el flujo.
- El flujo másico de propelente es constante y estable.
- Los efectos transitorios son ignorados
- Todos los gases de combustión dejan la tobera con una velocidad paralela al eje axial del motor.
- El flujo es unidimensional, siendo así que la velocidad, presión, temperatura y densidad en una sección transversal de la tobera es constante.
- El equilibrio químico se da antes de los gases entrar a la tobera.

A partir de esto, y de las condiciones de estancamiento (velocidad de flujo cero) es decir, las condiciones de la cámara de combustión, se pueden establecer las ecuaciones que gobiernan el

flujo en una tobera unidimensional, dichas ecuaciones se mencionan a continuación

$$h_1 - h_2 = \frac{1}{2} (v_2^2 - v_1^2) = C_p (T_1 - T_2) \quad (2)$$

$$\dot{m}_x = \dot{m}_y \equiv \dot{m} = \frac{A v}{V} \quad (3)$$

$$p_1 V_1 = R T_1 \quad (4)$$

La ecuación 2 hace referencia al balance de energía entre dos puntos del flujo en la tobera, teniendo en cuenta que la energía asociada al flujo de masa se puede escribir como

$$h_x = h + v_x^2$$

Y la ecuación 4 y 3 hacen referencia a la ecuación de gas ideal y continuidad respectivamente

A partir de esto, relacionando las propiedades termodinámicas con las relaciones de compresión-expansión isentrópica para un gas ideal se llegan a las ecuaciones que relacionan la temperaturas y presión de estancamiento y a una determinada velocidad o número de Mach, este conjunto de ecuaciones(5 - 7) se presenta a continuación

$$T_0 = T \left[1 + \frac{1}{2} (k - 1) M^2 \right] \quad (5)$$

$$p_0 = p \left[1 + \frac{1}{2} (k - 1) M^2 \right]^{k/(k-1)} \quad (6)$$

Se puede establecer una relación para el número de mach a partir de la ecuación 5

$$M = \sqrt{\frac{2}{k-1} \left(\frac{T_0}{T} - 1 \right)} \quad (7)$$

En donde,

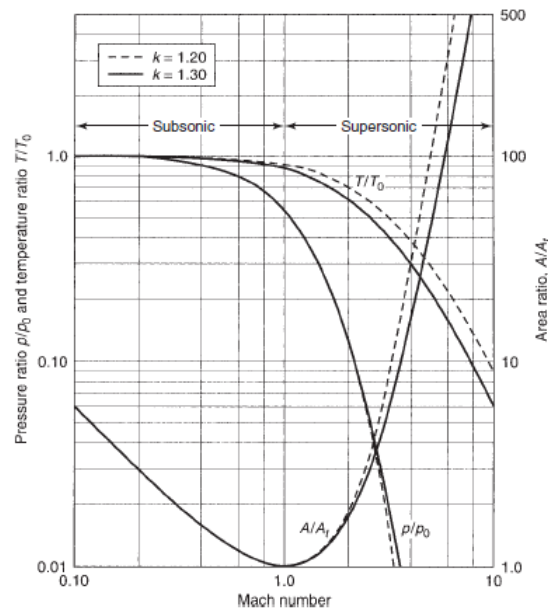
$$M = \frac{v}{\sqrt{kRT}} \quad (8)$$

A partir de las ecuaciones anteriormente desarrolladas y de la ecuación de continuidad se establece la relación

$$\frac{A_y}{A_x} = \frac{M_x}{M_y} \sqrt{\frac{1 + [(k-1)/2]M_y^2}{1 + [(k-1)/2]M_x^2}} \quad (9)$$

Estas ecuaciones se pueden resumir en la gráfica 6 en función del número de mach, para la relación de áreas se calcula en base a $A_x = A_t$ y $M_x = 1$

Figura 6. Características de flujo a través de una tobera en función de la velocidad



Fuente: SUTTON, George P y BIBLABZ, Oscar. Rocket Propulsion Elements

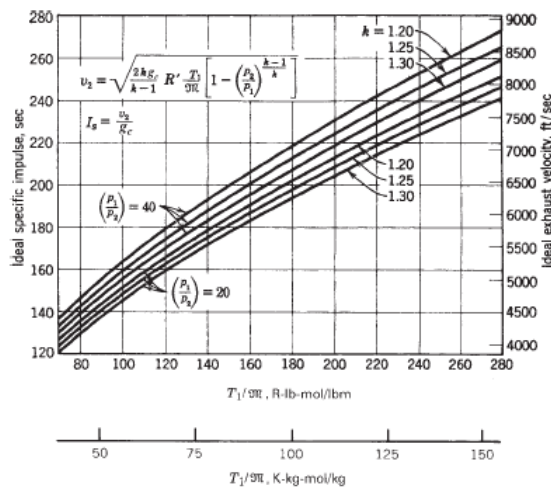
A partir de estas ecuaciones, y estableciendo el punto x y y como el punto 1 y 2, siendo 1 la entrada a la tobera (en donde se puede aproximar la velocidad a 0 se puede calcular la velocidad

de salida como

$$v_2 = \sqrt{\frac{2k}{k-1} \frac{R_u T_1}{\mathcal{M}} \left[1 - \left(\frac{p_2}{p_1} \right)^{(k-1)/k} \right]} \quad (10)$$

En donde se aprecia su dependencia, a la relación de presiones, a la temperatura de la cámara de combustión y la masa molar de los productos de combustión, su influencia se puede apreciar en la figura 7 a través del impulso específico.

Figura 7. Impulso específico para varios gases (k) en diferentes relación de presiones y T_1/\mathcal{M}



Fuente: SUTTON, George P y BIBLABZ, Oscar. Rocket Propulsion Elements

En las toberas tipo *De Laval* se tienen condiciones críticas en la garganta, estas condiciones aseguran un mach de uno en la garganta, y así pues, una correcta expansión en la parte divergente de la tobera. El estudio de las diferentes configuraciones se llevará a cabo en la sección 2.4.

Coefficiente de Empuje C_F : es un coeficiente que permite el cálculo del coeficiente a partir de las propiedades del gas, de la relación de presión a través de la tobera, y de la razón de áreas

$$\epsilon = \frac{A_2}{A_t}$$

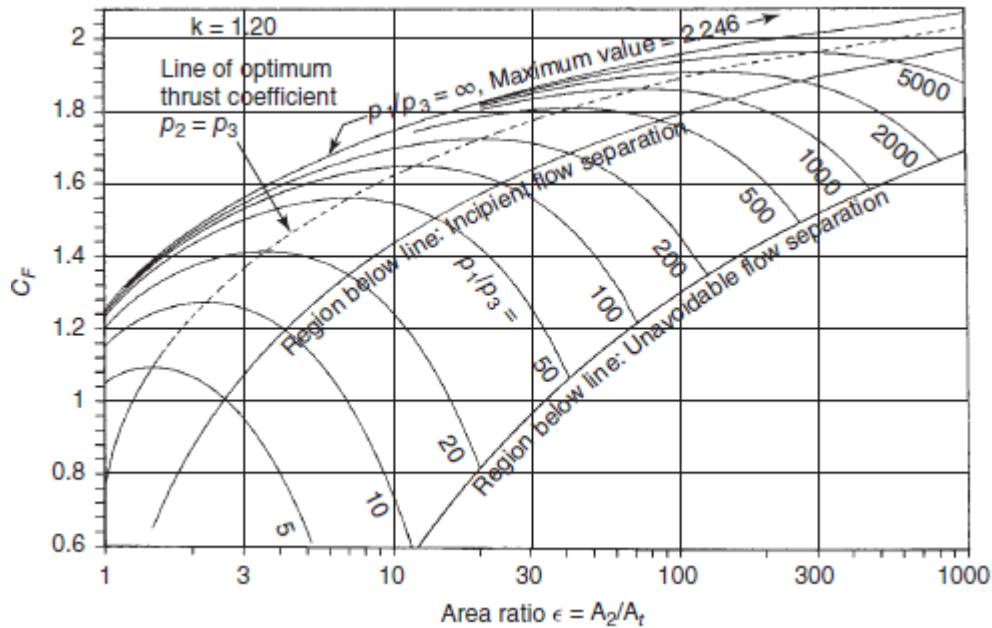
Este coeficiente puede ser definido como:

$$C_F = \sqrt{\frac{2k^2}{k-1} \left(\frac{2}{k+1}\right)^{(k+1)/(k-1)} \left[1 - \left(\frac{p_2}{p_1}\right)^{(k-1)/k}\right]} + \frac{p_2 - p_3}{p_t} \frac{A_2}{A_t} \quad (11)$$

$$C_F = \frac{F}{p_1 A_t} = \frac{\nu_2^2 A_2}{p_1 A_t V_2} + \frac{p_2 A_2}{p_1 A_t} - \frac{p_3 A_2}{p_1 A_t} \quad (12)$$

Existe un punto en donde el coeficiente de empuje C_F se maximiza para una determinada relación de áreas ϵ , esto se puede apreciar en la gráfica 8

Figura 8. Coeficiente de empuje para un $K = 1.2$



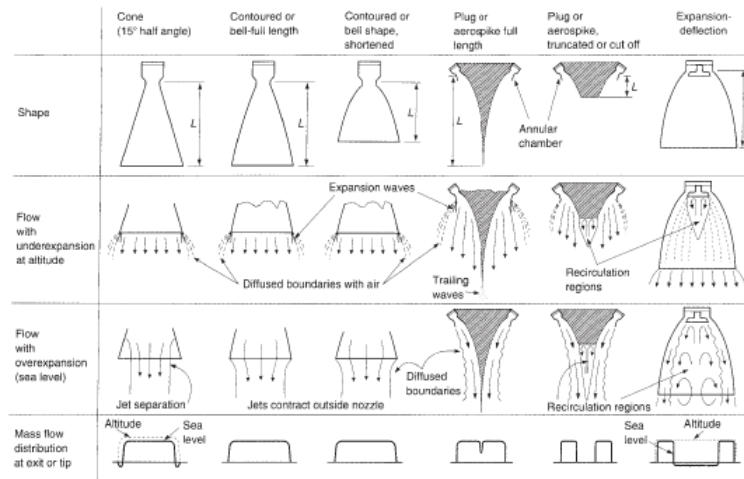
La gráfica muestra diferentes curvas de relación de presión para gases con $k = 1.2$, para cada una de ellas se ve un punto máximo del coeficiente.

Fuente: SUTTON, George P y BIBLABZ, Oscar. Rocket Propulsion Elements

2.4. CONFIGURACIONES DE TOBERAS

Existen diferentes configuraciones geométricas siendo las principales, cónica, de campana de longitud completa y longitud truncada. sus características se muestran en la figura 9

Figura 9. Configuraciones de Toberas



Diferentes configuraciones de tobera con sus plumas características en subexpansión y sobreexpansión

Fuente: SUTTON, George P y BIBLABZ, Oscar. Rocket Propulsion Elements

La forma cónica ha sido la más usada en toberas pequeñas, y será la configuración usada en este proyecto de grado, por ende en los siguientes párrafos se estudiará su desempeño.

2.4.1. Toberas Cónicas

En las toberas cónicas la salida de los gases no es completamente axial, por ende se debe tener en cuenta el semiángulo de divergencia, de tal forma, que se introduce el factor de corrección λ .

$$\lambda = \frac{1}{2} (2 + \cos\alpha) \quad (13)$$

siendo para cohetes ideales $\lambda = 1$, es común que este ángulo sea de 15° ya por práctica en las toberas de cohetes sonda modelo. La longitud de la tobera depende de la razón de área escogida.

El comportamiento idealizado que se describe al inicio de la sección 2.3 es corregido por una serie de factores como:

- Corrección de la velocidad efectiva de salida c^*
- Eficiencia termodinámica de la tobera

En donde son resultado de las irreversibilidades asociadas al flujo, combustión, fricción, entre otras.

2.5. MOTORES DE PROPELENTE SÓLIDO

Los motores de propelente sólido utilizan una premezcla del combustible y oxidante en forma sólida, esta mezcla puede ser compactada o fundida, y su combustión es iniciada por un ignitor.

El diseño de estos motores está comprometido con los parámetros balísticos, propelente y requerimientos de la misión para el cual fue diseñado. Para lograr esto, entonces es necesario conocer el comportamiento del propelente y sus características de quemado.

En las secciones 2.5.1, 2.5.2, se revisará las características del propelente y su configuración geométrica en el motor.

2.5.1. Propelentes sólidos

Los propelentes, como se ha visto a lo largo del marco referencial son comparados por su impulso específico, y tienen propiedades termodinámicas que definen algunas características balísticas, sin embargo, existen otras relaciones que son importantes a la hora de determinar la geometría del propelente, tal y como lo es el *Burn rate* o tasa de quemado, la cual consiste en la velocidad en la que el propelente se va quemando en cierta dirección (radial, axial o equivalente) está dada en unidades de mm/s o in/s , Esto se puede apreciar en la figura 10

Figura 10. Líneas de quemado radial de la configuración geométrica



Cada una de las líneas representa una superficie de quemado, en este caso, el motor tiene un quemado radial.

Fuente: SUTTON, George P y BIBLABZ, Oscar. Rocket Propulsion Elements

La velocidad de quemado puede ser influenciada por factores como:

- Presión de la cámara de combustión
- Temperatura de la cámara de combustión
- Velocidades altas paralelas a la superficie de quemado

Esta caracterización se puede lograr mediante pruebas como

- Pruebas de correa
- Pruebas con motores a escala
- Pruebas con motor a escala 1:1

Cálculo del flujo másico de propelente: Para realizar este cálculo se puede partir que el propelente hace combustión por superficies de quemado, en este caso

$$\dot{m} = A_b r \rho_b \quad (14)$$

En donde,

- A_b : Área de quemado
- r : Velocidad de quemado
- ρ_b : Densidad del propelente sólido

Ahora bien, la presión de la cámara depende del flujo de gases en la tobera y la producción de gases en la cámara, de tal forma que

$$A_b r \rho_b = d(\rho_1 V_1)/dt + A_t p_1/c^* \quad (15)$$

En donde el primer término de la derecha, se puede despreciar debido a que el cambio en el volumen es mucho menor al término relacionado con la masa que sale de la tobera, así pues,

$$p_1 = K \rho_b r c^* \quad (16)$$

$$K \equiv A_b/A_t \quad (17)$$

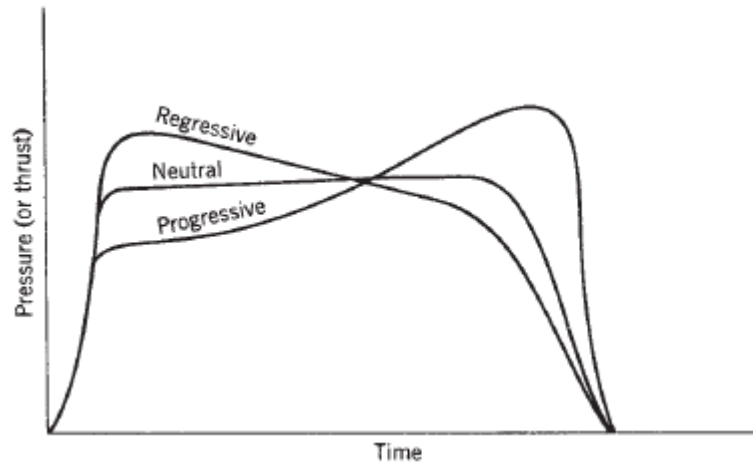
Esta relación tiene una importancia mayor en el diseño de la cámara de combustión, y en la presión de diseño del motor.

El burn rate puede variar con la temperatura y con la presión, estas variaciones se pueden modelar con coeficientes para el caso de temperatura y como una función exponencial para el caso de la presión.

2.5.2. Configuración de grano

En el diseño de la configuración es importante conocer las características de empuje o presión como lo ilustra la figura 11.

Figura 11. Clasificación de granos según su curva de empuje



Fuente: SUTTON, George P y BIBLABZ, Oscar. Rocket Propulsion Elements

En donde,

- **Progresivo:** Es aquella configuración en donde el empuje, presión y área de quemado incrementa.
- **Regresivo:** Es aquella configuración en donde el empuje, presión y área de quemado disminuye.

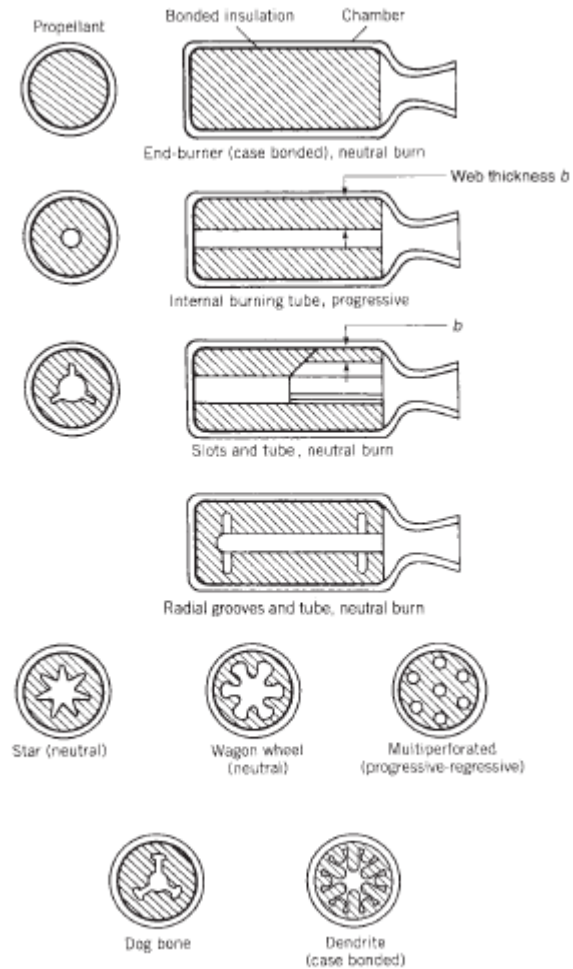
Las principales configuraciones son las que se muestran en la figura 12

En el diseño geométrico del grano existen importantes relaciones geométricas que relacionan las características geométricas del grano de propelente y las propiedades del mismo, tales como son:

- **Volumetric Load Factor (Factor de carga):** el cual define el porcentaje de propelente en un volumen disponible, y puede ser calculado como:

$$V_l? \frac{V_p}{V_a} = \frac{I_{tot}}{I_{isp} \rho_p V_a} \quad (18)$$

Figura 12. Configuraciones comunes de granos



Fuente: SUTTON, George P y BIBLABZ, Oscar. Rocket Propulsion Elements

En donde,

- V_l : Factor de carga
 - V_p : Volumen de propelente
 - V_a : Volumen disponible
 - ρ_p : Densidad del propelente
- **Web Fraction:** Es un parámetro importante en la selección de cualquier configuración [5]

y puede ser calculada como

$$w_f = \frac{2rt_b}{D} \quad (19)$$

En donde,

- w_f : Web fraction.
- t_b : Tiempo de quemado
- D : Diámetro exterior del grano
- **Razón de entrada - Área de garganta:** Esta es dependiente del factor de carga, e influencia la velocidad de gases en el canal, validando o no las asunciones presentadas en secciones pasadas, esta relación se calcula como

$$\frac{A_{port}}{A_t} = \frac{\pi D^2 (1 - V_l)}{4A_t} \quad (20)$$

En donde, A_{port} es el área de flujo a la entrada de la tobera

- **Razón de Diámetro-Longitud:** Esta razón es calculada como el cociente entre la longitud y el diámetro del grano, este parámetro es importante en tres aspectos[5]
 - Los efectos de la geometría o configuración del grano disminuye a medida que L/D disminuye.
 - Quemado erosivo y sensibilidad a otros factores aumenta con L/D
 - Está asociado a la estabilidad de la combustión, prefirieron así valores pequeños de L/D

Por facilidad en la manufactura se escogió la configuración de tubo de quemado, mostrado en la figura 12, para esta configuración se pueden definir algunos de los anteriores factores como:

- **Factor de carga**

$$V_l = w_f(2 - w_f) \quad (21)$$

- **Razón Diámetro-Longitud:** Para esta configuración L/D debería ser menor de dos.
- **Área de quemado:** el área de quemado puede ser calculado como

$$A_b = \pi(d + 2w_x)(L - 2w_x) + \frac{p_i}{2} [D^2 - (d + 2w_x)^2] \quad (22)$$

En donde,

$$w_x = \frac{2r_x t_b}{D_x} \quad (23)$$

3. MÉTODO

En marco del Concurso Latin America Space Challenge 2022, LASC 2022, con sede en Tatui, Brasil, organizado por la ONG Space Generation Advisory Council de las naciones unidas y patrocinado por importantes empresas y organizaciones como la Agencia Espacial Brasileña, se decide diseñar y construir un cohete propulsado a base de propelente sólido que pueda alcanzar un apogeo de 3 kilometros. El semillero de Coheteria UIS aeroespacial (SCUA), forma un equipo para participar en dicha competencia, este equipo se subdivide en los diferentes subsistemas que hacen falta para poder lograr un proyecto de esta complejidad y magnitud, una de estas subdivisiones es la de propulsión, en esta, se recopilan los requerimientos de misión y mediante ecuaciones de propulsión, teoría de toberas y diseño mecánico, se lleva a cabo el diseño y construcción de la unidad de propulsión del cohete.

La categoría seleccionada para participar es la de 3 kilómetros de apogeo como anteriormente se ha mencionado, en esta categoría se debe llevar una carga útil dentro del cohete de 4 kilogramos de peso, esta carga puede ser si bien un experimento y llevar sistemas telemétricos en él, o un elemento macizo que cumpla con el peso establecido. Otros de los requerimientos del concurso que afectan directamente el motor del cohete es la prohibición de pólvora negra como aditivo a la composición del propelente.

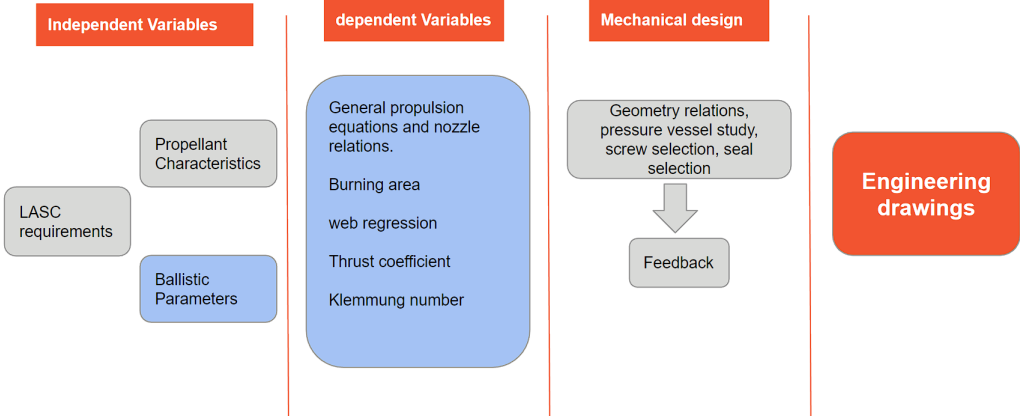
Si bien el motor es parte de la subdivisión de propulsión, todos los requerimientos que afecten al resto del cohete van a afectar también indirectamente al motor, ya que al ser un sistema completo hay que tener en cuenta varios factores importante en conjunto como lo son la estabilidad del sistema, el peso total del sistema, el acople, las dimensiones del airframe, entre otros.

Dentro del diseño del motor se tiene en cuenta las variables de entrada al programa, estas variables

son las variables independientes que son tomadas de los requerimientos del concurso y de la re-
 troalimentación de los demás subsistemas de la misión a la cual se le da el nombre de Cohete Orión.

La metodología del motor del cohete Orión es una adaptación de la propuesta en el libro "Solid
 Propellant Grain Design and Internal Ballistics. NASA SP-8076, 98 pages, published by NASA,
 Washington, D.C., 1972", en este se puede divisar el diagrama de flujo utilizado para el diseño
 del grano, se basa en un sistema de evaluación de requerimientos, selección y diseño de la confi-
 guración y verificación del diseño, durante la evaluación de requerimientos se realiza un estudio
 balístico con el fin de obtener las variables independientes características de la propulsión como
 lo son el impulso, el empuje y el tiempo de quemado, también se realiza una caracterización del
 propelente que se va a utilizar en la misión, de esta forma valores como el impulso específico, la
 tasa de cambio de la combustión, la densidad y la relación de calor específico, por último se tie-
 nen en cuenta las características espaciales del cohete que se pretende construir, como diámetro,
 longitud, materiales entre otros.

Figura 13. Metodología del diseño



3.1. SELECCIÓN Y CARACTERIZACIÓN DEL PROPELENTE

Como primer paso para el diseño del motor, se realiza la selección del propelente, las características que debe tener son las siguientes:

- mezcla sólida entre oxidante y reductor.
- no presencia de pólvora en su composición.
- Accesibilidad de sus componente.
- Facilidad de manufactura.
- costos
- seguridad

Los posibles propelentes para la misión después de una revisión bibliográfica y de la experiencia en trabajos anteriores son los siguientes:

- KNSB (Nitrato de potasio - Sorbitol)
- KNDX (Nitrato de potasio - Dextrosa)
- KNSU (Nitrato de potasio - Sacarosa)

El nitrato de potasio se usa como Oxidante dentro de la composición, esto debido a su alto contenido de Óxido, a su facilidad de compra y también a la amplia información disponible en la literatura, con respecto a sus acompañantes se puede notar que los tres son azúcares, también se son las opciones mas utilizadas debido a su facilidad de compra, disponibilidad y seguridad. La literatura con respecto a estos propelentes es abundante, sus características han sido debidamente obtenidas de manera experimental y validadas.

Cuadro 1. Comparación características para selección del propelente

CARACTERÍSTICA	SACAROSA	DEXTROSA	SORBITOL
PUNTO DE FUSIÓN	185 °C	146°C	110°C
	KNSU	KNDX	KNSB
ISP	166 N*s	164 N*s	164 N*s
BURN RATE @1000 PSI	0.602 in/s	0.509 in/s	0.443 in/s

Cuadro 2. Propiedades principales del KNSB para el diseño del grano

CARACTERÍSTICA	VALOR
ISP	164 s
TASA DE QUEMADO a 1000 psi (r)	11.3 mm/s
DENSIDAD	1840 Kg/m ³
RELACIÓN DE CALOR ESPECÍFICO	1.042
VELOCIDAD CARACTERÍSTICA DE SALIDA	938 m/s
PUNTO DE FUSIÓN	91-125 °C

3.2. ESTUDIO BALÍSTICO

El primer paso para hacer una aproximación a la geometría del grano propelente es realizar un estudio dinámico de la trayectoria del cohete, un cohete es un sistema que gracias a la pérdida de su masa y a la regla de conservación del momento es capaz de acelerarse y eventualmente moverse.

$$\vec{p} = m \vec{v} \quad (24)$$

el motor eyecta gas a una velocidad -u con respecto al cohete, y una velocidad v-u con respecto a la tierra, así la masa total del cohete disminuye a razón dm/dt y la velocidad incrementa a razón dv/dt, el momento final se representa como:

$$\vec{p}(final) = \vec{p}(cohete) + \vec{p}(gas) \quad (25)$$

$$\vec{p}(final) = (m - dm)g(\vec{v} - d\vec{v}) + dm g(\vec{v} - \vec{u}) \quad (26)$$

Haciendo unos arreglos se obtiene la ecuacion de cohetes, derivada originalmente por el físico soviético Konstantin Tsiolkovsky en 1897, esta dando resultado a el cambio de la velocidad que el cohete experimenta al quemar una masa de combustible que decrece la masa total del cohete:

$$\Delta v = u \ln\left(\frac{m_0}{m}\right) \quad (27)$$

Para obtener la aceleración del cohete primero se usa la segunda ley de newton:

$$a(t) = \frac{F}{m} = \frac{F}{m_0 - \left(\frac{dm}{dt}\right)t} \quad (28)$$

de esa forma los componentes de la velocidad y la aceleración son:

$$U_y = c * \ln\left(\frac{m_0}{m_f}\right) * \cos(\Theta) - g * t_p \quad (29)$$

$$U_x = c * \ln\left(\frac{m_0}{m_f}\right) * \sin(\Theta) \quad (30)$$

$$a_{0y} = g_0 * \left(F * \frac{\sin(\Theta)}{w_t} - 1\right) \quad (31)$$

$$a_{0x} = g_0 * F * \frac{\cos(\Theta)}{w_t} \quad (32)$$

Integrando las velocidades se puede encontrar las coordenadas Xp y Yp, esta es la posición del cohete en el momento en el que el propelente se ha quemado completamente.

$$y_p = g_0 * ISP * \left(1 - \left(\frac{\ln\left(\frac{m_0}{m_f}\right)}{\left(\frac{m_0}{m_f}\right) - 1}\right)\right) * \sin(\Theta) - \frac{g_0 t_p^2}{2} \quad (33)$$

$$x_p = g_0 * ISP * \left(1 - \left(\frac{\ln\left(\frac{m_0}{m_f}\right)}{\left(\frac{m_0}{m_f}\right) - 1}\right)\right) * \cos(\Theta) \quad (34)$$

de esta forma creando un sistema de ecuaciones, al resolverlo por medio del programa EES, se puede entonces ingresando las propiedades del propelente y valores estimados de masa total del cohete y masa de propelente esperado, hallar un valor estimado de altura que el cohete pueda alcanzar, también valores de empuje, impulso total, entre otras propiedades.

Al quemarse por completo el propelente, el cohete se convierte en un cuerpo que sigue un movimiento parabólico uniformemente acelerado por la fuerza de la gravedad, de esta forma utilizando ecuaciones de cinemática y obviando el rozamiento del aire sobre el cuerpo, ya que lo que se busca con este primer paso es una aproximación al diseño, el sistema de ecuaciones se puede encontrar en los anexos del proyecto.

Cuadro 3. Resultados del estudio balístico

CARACTERÍSTICA	VALOR
Empuje	2579 N
Impulso total	6189 Ns
Tiempo de quemado	2.4 s
Presión interna	7.5 MPa
Masa inicial del cohete	22 kg

3.3. GEOMETRÍA DEL GRANO

En el diseño de la geometría del grano hay varios parámetros a tener en cuenta, ya habiendo obtenido un estimado de la masa del propelente a quemar. Siguiendo el proceso de diseño y selección de grano del libro "Solid Propellant Grain Design and Internal Ballistics. NASA SP-8076,

98 pages, published by NASA, Washington, D.C., 1972", se presentan los parámetros sugeridos para cada tipo de grano:

Figura 14. Configuraciones de grano para quemado neutral.

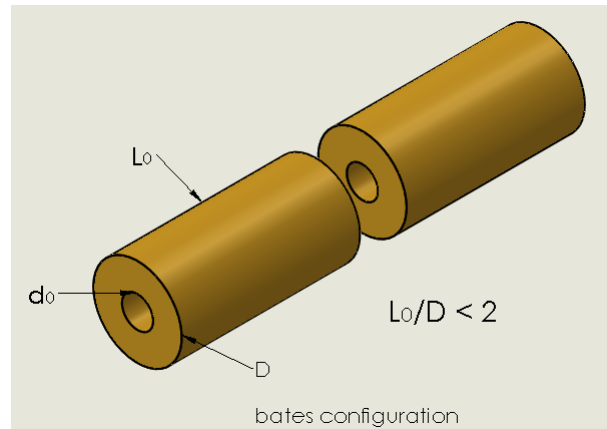
Configuration	Length-to-diameter ratio	Web fraction in typical applications						
		<0.1	0.1-0.2	0.2-0.3	0.3-0.5	0.5-0.6	0.6-0.9	>1.0
End burner	NA ¹							X
Internal-external-burning tube	NA				X			
Internal-burning tube	<2					X	X	
Segmented tube	>2					X	X	
Rod and shell	NA				X			
Star	NA				X	X		
Wagon wheel	NA		X	X				
Dendrite	NA		X					
Anchor	NA			X				
Slotted tube	>3					X	X	
Conocyl	2 to 4					X	X	
Finocyl	1 to 2						X	

Fuente: BROOKS, W T. Solid Propellant Grain Design and Internal Ballistics. 1972.

Los parámetros importantes para tener en cuenta en la selección de la configuración son:

- **Razón Diámetro-Longitud** el valor de la relación entre el diámetro y la longitud en varias configuraciones no tiene repercusión, además es un valor relativamente fácil de manipular ya que en la configuración de tubo (internal external burning tube) aún siendo la restricción menor de 2, los granos se pueden dividir en diferentes longitudes para poder alcanzar este requerimiento, el efecto que tiene dividir estos granos es reducir el riesgo de presentar quema erosiva (erosive burning) lo cual conlleva a una sobre presión que resulta en la explosión del motor.

Figura 15. L/D en una configuración de tipo bates



También es importante tener en cuenta que al dividir los granos estos se deben separar dentro de la camisa del motor para que la superficie de separación no esté inhibida y pueda haber un quemado similar de todos los granos en la configuración, esto aumenta el flujo másico de salida, lo que hace que este sea un valor importante a tener en cuenta en el diseño para no llegar a un estancamiento por sobre flujo.

- **Web Fraction**

Esta es la relación entre el espesor del grano ($D-d_0$) con el diámetro exterior del grano (D), también es un parámetro importante para controlar el tiempo de quemado del sistema, este tiempo de quemado se ajusta para cambiar la gráfica de empuje contra tiempo de quemado,

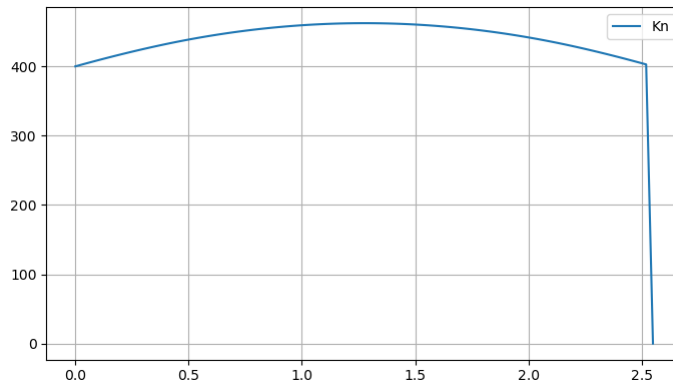
esto sirve para poder dar diferentes características al empuje, se selecciona dependiendo de lo que requiere la misión.

■ Volumetric load

La carga volumétrica es la relación entre el volumen del propelente y el volumen disponible en la cámara de combustión, esto influye en el impulso total y el flujo másico, altos grados de web fraction se relacionan directamente con altos porcentajes de carga volumétrica.

Teniendo en cuenta los parámetros se mantiene la configuración de tubo en secciones como la más apropiada, tanto por su facilidad de preparación como por su perfil de quemado neutral, este perfil de quemado se encuentra graficando el Kn , que se refiere a la relación entre el área de la superficie de quemado y al área de sección transversal de la garganta de la tobera, contra el tiempo. Un perfil neutro de quemado se desea para evitar condiciones de quemado erosivo al principio y para evitar aceleraciones terminales .

Figura 16. perfil neutro de Kn



Los resultados que se obtienen al ejecutar el código son resultados para un diseño totalmente neutro, del cual el diseñador debe dependiendo de los resultados variar los diseños siempre teniendo en cuenta la seguridad de la operación.

Cuadro 4. Resultado preliminar geometría del grano

CARACTERÍSTICA	VALOR
Diámetro externo	82 mm
Diámetro interno	27.08 mm
Longitud ideal de grano	136.5 mm
Longitud total	588.5 mm
Masa del propelente	4.846

3.4. GEOMETRÍA DE LA TOBERA

Al tener los valores característicos del gas, las presiones de operación del motor y una relación de áreas esperada, se puede usar la ecuación de coeficiente de empuje para poder determinar el diámetro de la garganta y el diámetro exterior de la tobera, esta configuración está sujeta a cambios como se va a ver mas adelante.

Cuadro 5. Resultado preliminar geometría de la tobera

CARACTERÍSTICA	VALOR
Diámetro garganta	16.74 mm
Diámetro salida	50 mm

en el anexo se encuentra el código para el diseño del grano de quemado neutro.

3.5. SIMULACIÓN Y AJUSTE DEL GRANO

Al tener la geometría de los granos y la tobera el siguiente paso es poder simularla para revisar distintas variables y para poder comparar nuestros resultados preliminares a los de un software libre usado mundialmente, probado y validado por mas de 4 años, el programa a utilizar es OpenMotor, creado por, en sus días, un estudiante de ingeniería de software del Massachusetts Institute of technology (MIT) perteneciente al equipo de cohetería, el repositorio se encuentra en github y ha sido modificado hasta la versión 5.0 con contribuciones de grandes profesionales en el área aeroespacial.

Primero se añade al programa un solo grano para revisar su rendimiento teórico:

Figura 17. dimensiones y perfil del grano

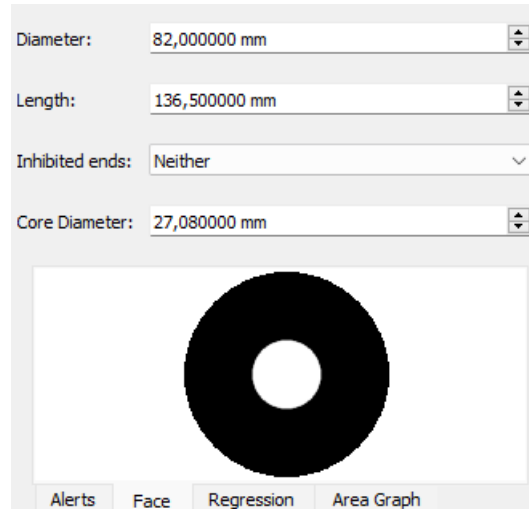
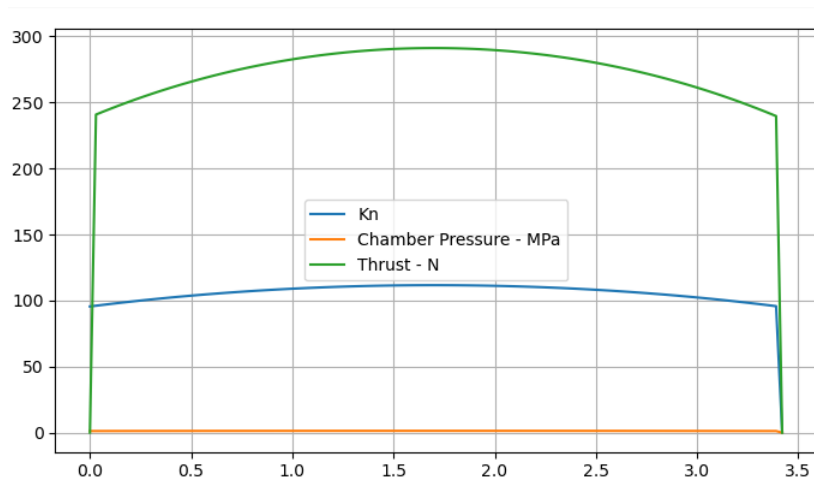


Figura 18. comportamiento neutro del grano



se puede observar que como se esperaba el comportamiento del grano es totalmente neutro.

Al no ser suficiente con la longitud del grano neutro para alcanzar la longitud total, se añade el restante en partes iguales a los granos, así se convierte entonces el sistema en 4 granos, cada uno con una longitud de 147.1 mm, longitud que sigue cumpliendo con el parámetro de longitud sobre diámetro menor que dos. También se añade al programa la geometría de la tobera obtenida:


Figura 19. configuración de granos

Nakka - KNSB		Propellant Editor	
Type	Details		
1	BATES	Length: 147.1 mm, Core: 27.08 mm	
2	BATES	Length: 147.1 mm, Core: 27.08 mm	
3	BATES	Length: 147.1 mm, Core: 27.08 mm	
4	BATES	Length: 147.1 mm, Core: 27.08 mm	
5	Nozzle	Throat: 16.74 mm	
6	Config	-	

Figura 20. dimensionamiento de tobera

Throat Diameter:	<input type="text" value="16,740000 mm"/>
Exit Diameter:	<input type="text" value="50,500000 mm"/>
Efficiency:	<input type="text" value="0,900000"/>
Divergence Half Angle:	<input type="text" value="15,000000 deg"/>
Convergence Half Angle:	<input type="text" value="30,000000 deg"/>
Throat Length:	<input type="text" value="1,800000 mm"/>
Slag Buildup Coefficient:	<input type="text" value="0,000000 (in*psi)/s"/>
Throat Erosion Coefficient:	<input type="text" value="0,000000 thou/(s*psi)"/>

Expansion ratio: 9.101



Alerts Cross Section

Figura 21. Rendimiento de la configuración



-se puede interpretar de la gráfica de empuje contra tiempo que al dividir el motor en granos del diámetro seleccionado se sigue cumpliendo una configuración bastante neutral.

- los resultados de la simulación son bastante cercanos a los resultados que se obtienen del código escrito en el presente proyecto,

Cuadro 6. Comparación simulación y código

CARACTERÍSTICA	CÓDIGO	SIMULACIÓN
IMPULSO	6189 Ns	6108.90 Ns
EMPUJE MEDIO	2579 N	2313 N
PRESIÓN	7.5 MPa	7.4 MPa
MASA	4.846 Kg	4.844 Kg

En este punto se tiene un punto de partida con un grano neutral, lamentablemente al tener un diámetro externo relativamente pequeño para la potencia que se maneja, el flujo por unidad de

área que se obtiene con esta configuración es bastante alto y peligroso, muy probablemente se van a presentar ondas de choque que van a estancar el flujo y causar una sobre presión. De esta forma se empieza a jugar con el diámetro de la tobera, con la longitud del grano y con el diámetro interno del grano, de esta forma se llega a una configuración que acate los parámetros de seguridad de los cuales se habla con anterioridad.

3.5.1. Diseño final teórico del grano

Se realiza una serie iterativa de cambios sobre la geometría del grano tratando de conseguir el motor más potente y seguro dentro de los parámetros teniendo en cuenta la restricción de espacio y el diámetro exterior. Debido a su pequeño espacio en el núcleo la concentración de gases por unidad de área va a ser bastante grande, por eso se agranda el diámetro interno del motor, también el área de la tobera se debe agrandar para poder solucionar el problema del flujo. Para recuperar la masa que se pierde al retirar masa del núcleo se debe alargar cada sección del grano, esta se alarga al máximo recomendado en una configuración bates que es 2 de relación entre longitud y diámetro externo. El web fraction se debe mantener en un valor mayor a 0.5 y se desea tener un flujo por unidad de área de máximo $2 \text{ lb/in}^2\text{s}$

Figura 22. configuración de grano teórico final

	Type	Details
1	BATES	Length: 164 mm, Core: 37.2 mm
2	BATES	Length: 164 mm, Core: 37.2 mm
3	BATES	Length: 164 mm, Core: 37.2 mm
4	BATES	Length: 164 mm, Core: 37.2 mm
5	Nozzle	Throat: 19.8 mm

Figura 23. dimensionamiento de tobera teórica final

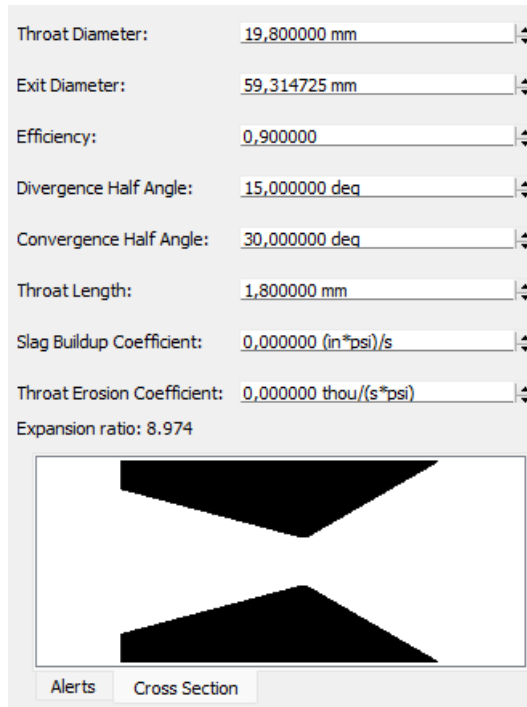


Figura 24. Rendimiento de la configuración teórica final



Se observa en la 24, que pese a tener el empuje un comportamiento progresivo sigue siendo cóncavo hacia abajo, lo cual muestra que su punto máximo de presión será antes del final del tiempo de quemado que es lo que se busca en una configuración neutral. Los datos más importantes se pueden observar en la siguiente tabla:

Cuadro 7. Estadísticas del diseño final

CARACTERÍSTICA	SIMULACIÓN
IMPULSO	5942.33 Ns
EMPUJE MEDIO	2539 N
PRESIÓN MÁXIMA	6.47 MPa
MASA	4.814 Kg
FLUJO	2 lb/in ² s
FACTOR DE CARGA	79.4 %
Ap/At	3.53
L/D	2
WEB FRACTION	0.54

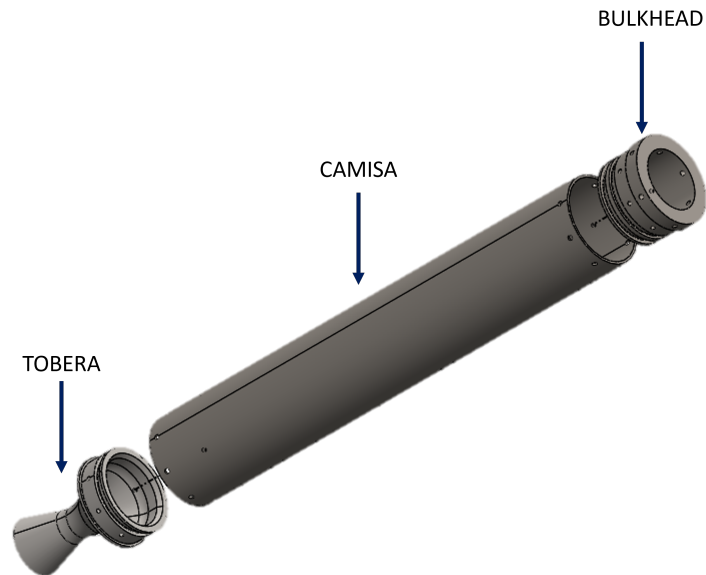
Cuadro 8. Dimensiones finales

CARACTERÍSTICA	SIMULACIÓN
Diámetro Externo	82 mm
Diámetro Interno	37.2 mm
Longitud del grano	164 mm
Diámetro de garganta	19.8 mm
Diámetro de salida	59.31 mm
Longitud total	656 mm

3.6. DISEÑO MECÁNICO

A continuación se presenta el diseño de concepto para el motor de propelente sólido acá presentado, un análisis funcional es presentado posteriormente

Figura 25. Diseño de concepto de la estructura de motor



La estructura del motor consiste de tres partes fundamentales, las cuales son ensambladas mediante uniones apernadas:

- **Bulkhead:** Responsable de la estanqueidad de la cámara, y de ofrecer un punto de anclaje a la estructura principal del cohete
- **Camisa:** Soporta los granos de combustible y así mismo contiene la cámara de combustión.
- **Tobera:** Realiza la expansión de los gases permitiendo una mayor transformación de energía térmica en cinética, aumentando el impulso generado.

Existen otras partes secundarias, pero no menos importantes, del motor, estos son:

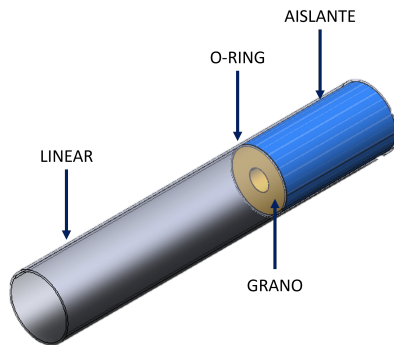
- **Linear:** Este componente le da la rigidez estructural y comprende el espacio en donde están los granos.
- **Aislante:** Consiste en el aislamiento de cada grano, asegurando que el desarrollo de la combustión sea la deseada.

- **O-rings:** Los o-rings depende de su ubicación pueden servir como elementos de separación entre granos, y como sellos cuando son ubicados en la tobera o en el bulkhead, como se describirá más adelante.

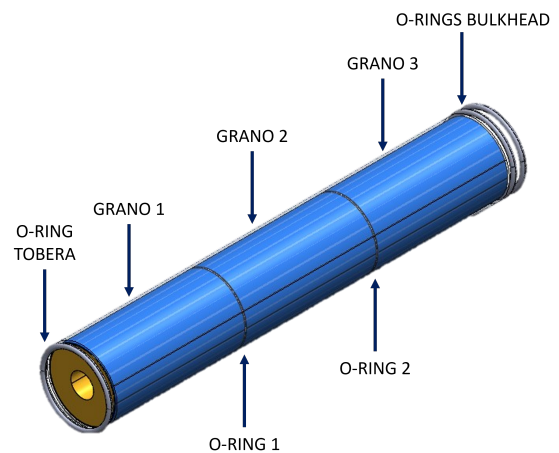
Así pues, el ensamblaje de los granos dentro del liner presenta la configuración mostrada en la figura 26

Figura 26. Ensamblaje de los granos

(a) Ensamblaje de un grano en el liner



(b) Ensamblaje completo de los granos de los liners



Una vez, entendido el diseño de concepto estructural del motor, se plantea un diseño de detalle, en donde los requerimientos y material de manufactura son presentados en las tablas

Cuadro 9. Material y requerimientos de la estructura

MATERIAL		
NOMBRE	AISI 304	AL 6061 T6
DENSIDAD [GPa]	7750	2700
MÓDULO DE YOUNG [GPa]	200	70
YIELD STRENGTH [MPa]	250	276
{ULTIMATE STRENGTH [MPa]	460	310
POISSON RATIO	0.30	0.33

Cuadro 10. Requerimientos estructurales

REQUERIMIENTOS	
PRESIÓN INTERNA PSI	940
PRESIÓN INTERNA MPa	6.47
FACTOR DE SEGURIDAD	2

El material con el que se diseña el motor, ya que el objetivo es hacer el diseño del mejor motor posible, es aluminio 6061 T6, también conocido como aluminio de grado aeroespacial, debido a los tiempos del concurso y a los tiempos de manufactura y disponibilidad de las empresas que podían realizar el trabajo en la ciudad de Bucaramanga y alrededores, no fue posible utilizar este material para la fabricación final del cohete, en su remplazo se utiliza acero inoxidable AISI 304, las implicaciones se discuten en la sección de resultados.

3.6.1. Diseño de la camisa

Los esfuerzos a los cuales estará sometido el material, son resultado, en su mayoría de la presión interna, por lo que su dimensionamiento se puede hacer como un recipiente a presión,

Estos esfuerzos pueden descritos como:

- **Esfuerzo Circunferencia:**

$$\sigma_1 = \sigma_c = \frac{PD}{2t} \quad (35)$$

- **Esfuerzo longitudinal:**

$$\sigma_3 = \sigma_l = \frac{PD}{4t} \quad (36)$$

En donde,

- P : Presion de la cámara de combustión.
- S_f : Factor de Seguridad
- D Diámetro del motor.
- t : Espesor de la camisa.
- z : Factor de carga

Debido a que el material utilizado es acero inoxidable AISI 304, cuyas propiedades son presentadas en la tabla 9, la teoría de falla de energía de distorsión (Von Misses) es aplicable, de tal forma que el esfuerzo equivalente es calculado como

$$\sigma_v = \sqrt{\frac{1}{2} (\sigma_1^2 + \sigma_3^2 + (\sigma_3 - \sigma_1)^2)} \left(\frac{S_f}{z} \right) \quad (37)$$

Así pues para un factor de seguridad de 2 el espesor de la camisa debe ser de 2.22 mm. El factor de seguridad es poco conservador debido a las exigencias de peso que la misión requiere, y en este sentido, los resultados son evaluados mediante simulación y posteriormente mediante una prueba de *Burst* o presión interna.

Cuadro 11. Geometría de la camisa

Diámetro interno [mm]	Longitud [mm]	Espesor [mm]	Factor de seguridad
88.9	666.6	2.5	2.5

3.6.2. Dimensionamiento de pernos

El dimensionamiento de pernos se hace de tal forma, que estos puedan resistir la fuerza de separación entre Bulkhead-Camisa y Camisa-Tobera. Prestando especial atención a que los taladros en la camisa y Bulkhead no vayan a generar grandes concentradores de esfuerzos.

Para esto se plantea que todos los pernos soportan equitativamente la carga, debido a que la presión se considera uniforme en la cámara de combustión, así pues, se puede expresar la fuerza

de separación como

$$F_{sep} = PA_{Bulk} \quad (38)$$

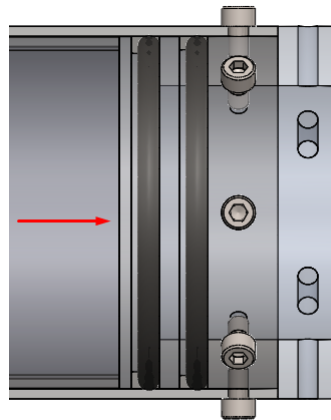
$$F_b = F_{sep}/N_b \quad (39)$$

En donde,

- P : Presion de la cámara de combustión.
- F_b : Fuerza a resistir por un perno
- A_{Bulk} Área del Bulkhead.
- N_b : Número de pernos

Al revisar las fuerzas que actuan sobre los tornillos, se concluye que los únicos esfuerzos que actuan sobre el tornillo son perpendiculares.

Figura 27. Fuerza actuando sobre el Bulkhead



De esta manera se entra a revisar las 4 formas de falla posibles a raíz de esta fuerza, corte del tornillo, Cortante al borde del elemento, aplastamiento del tornillo y aplastamiento del elemento respectivamente.

$$\frac{F}{Nb * Ar} = 0.577 * \frac{Sut}{n} = \tau \quad (40)$$

$$\frac{F}{2 * Nb * db * t} = 0.577 * \frac{Suta}{n} = \tau \quad (41)$$

$$\frac{F}{Nb * t * d} = \frac{Sp}{n} = \sigma \quad (42)$$

$$\frac{F}{Nb * t * d} = \frac{Suta}{n} = \sigma \quad (43)$$

En donde,

- *F*: Fuerza sobre el área del Bulkhead.
- *db*: Distancia al borde
- *Ar* Área de raíz del tornillo.
- *Suta*: Esfuerzo último del acero
- *Sut*: Esfuerzo último del tornillo
- *t*: Espesor placa
- *n*: Factor de diseño
- *d*: Diámetro del tornillos

Mediante un proceso iterativo, entre el número de pernos y la serie nominal se llega que la unión apernada debe ser de 8 pernos M5, La unión apernada de la tobera, está sometida a menos esfuerzos mecánicos por que la criticidad es el Bulkhead, que es en donde existen mayores fuerzas de separación.

3.6.3. Selección de empaques tipo O-ring

La selección de los empaques tipo O-ring de sello estático, ubicados en el *Bulkhead* y *tobera* se hacen en función de los requerimientos geométricos y de temperatura del motor. En este sentido se seleccionan O-rings 2-238 de Vitón, cuyas características geométricas se presentan en la tabla 12b.

Cuadro 12. Material y requerimientos de la estructura

(a) Dimensionamiento según SAE AS5857

O-RING 2-238/SAE AS5857					
	Cylinder Bore ID [in]	Diámetro de la Ranura [in]	Ancho del O-ring [in]	Ancho de la ranura [in]	Claro Diametral [in]
Max	3.745	3.519	0.143	0.187	0.008
Min	3.738	3.517	0.135	0.192	0.008

(b) Dimensionamiento según Parker

O-RING 2-238 PARKER				
	Cylinder Bore ID [in]	Diámetro de la Ranura [in]	Ancho del O-ring [in]	Ancho de la ranura [in]
Nom.	3.762	3.528	0.139	0.187
Tol.	+0.002	+0.00	+0.004	+0.005

El dimensionamiento del ranurado está basado en el standard Aeroespacial SAE (AS) 5857, el cual provee valores límites para sellos estáticos con elastómeros.

4. MANUFACTURA

La manufactura se divide en dos, La primera, la que se realiza directamente por el semillero SCUA y el apoyo del Tecnoparque del SENA nodo bucaramanga, que consta de moldes de granos, granos, linear y aislamiento; Y la segunda, las piezas metálicas que se mandan a maquinar, al haber poco tiempo entre el momento en el que se da el aval de los recursos para manufacturar el motor y el momento del concurso, se debieron realizar cambios a la geometría final del motor ya que no se contaba con el tiempo para esperar por el material ideal, también las empresas con capacidad de realizar un mecanizado de la camisa con esa longitud no estaban disponibles por alta carga de trabajo, de esa forma se recalcula el motor en base a la disponibilidad de materiales y mano de obra y se reajusta el diseño del cuerpo completo y los sistemas del cohete en general para así poder alcanzar la meta impartida por el concurso. Después de recalcular, las dimensiones finales del motor que se manufactura son las siguientes:

Cuadro 13. Características y dimensiones finales del motor

Parámetro	Valor
Empuje Medio (N)	1915
Impulso (NS)	4999
Tipo	L
ISP (s)	127.36
Tiempo de quemado (s)	2.58
Presión media (psi)	980
Masa del propelente (Kg)	4
Diámetro del grano (mm)	82
Longitud del grano (mm)	165
Número de granos	3
Núcleo del grano (mm)	29
Material	AISI 304
Espesor de pared (mm)	2.5
Diámetro de garganta (mm)	16
Diámetro de salida (mm)	50.5
Ángulo medio convergente	30
Espesor de aislante (mm)	1

Figura 28. Motor ensamblado y seccion de acople al airframe



4.1. MANUFACTURA DEL GRANO

La mezcla utilizada como propelente del cohete ORION UIS es KNSB, una mezcla de nitrato de potasio (KNO_3) y sorbitol ($\text{C}_6\text{H}_{14}\text{O}_6$).

El primer paso consiste en determinar la cantidad de masa necesaria a fundir, esto se puede calcular a partir de las dimensiones del grano a utilizar y la densidad teórica del KNSB, la cual es 1.840 g/cm^3 [6], además de considerar un 20 % extra debido a las pérdidas en la manipulación.

$$Masa = Volumen * Densidad \quad (44)$$

$$Volumen = \frac{\pi}{4}(D^2 - D_o^2) * h \quad (45)$$

Una vez determinada la masa total de propelente se establece una proporción de 65 % para el KNO₃ y 35 % para el sorbitol. Estas son las proporciones teóricas ideales para lograr un equilibrio entre el rendimiento y la consistencia para el vertimiento en los moldes [6]. El sorbitol utilizado tiene una pureza del 99 %, se utiliza como edulcorante, mientras que el nitrato de potasio tiene una pureza de 99.7 %, normalmente utilizado como fertilizante para hidroponía. Antes de mezclarlo, se vierte el KNO₃ en un molino eléctrico, se enciende y se gira el vaso con el fin de reducir el tamaño de partículas del compuesto, ya que al estar almacenado se ven aglomeraciones por compactación. Este proceso no debe hacerse por más de 15 segundos.

Figura 29. Molino eléctrico.



Una vez procesado el KNO_3 se vierte en un recipiente y se agrega el sorbitol, se debe revolver hasta integrar los dos componentes por completo, se aconseja mezclar por suficiente tiempo para obtener una mezcla homogénea antes de pasar a fundir el propelente. Algunos autores utilizan dispositivos para realizar el mezclado, en el caso de Richard Nakka recomienda el uso de un tambor giratorio que gira a 30RPM durante una hora por cada 100g de mezcla[6]. Pero en la producción del grano del cohete ORION se opta por una mezcla manual debido a la poca disponibilidad de recursos y tiempo para la construcción de un dispositivo de mezclado. En la fundición se utilizó un horno para garantizar la estabilidad de la temperatura de toda la mezcla, además de un termómetro para garantizar un control exacto de la temperatura. La mitad de la mezcla se agrega en un recipiente antiadherente cuando se alcanzan los 90°C . Se recomienda ir mezclando el propelente en todo momento para facilitar la fundición e ir agregando más contenido a medida que se va fundiendo.

Figura 30. Banco de fundición.

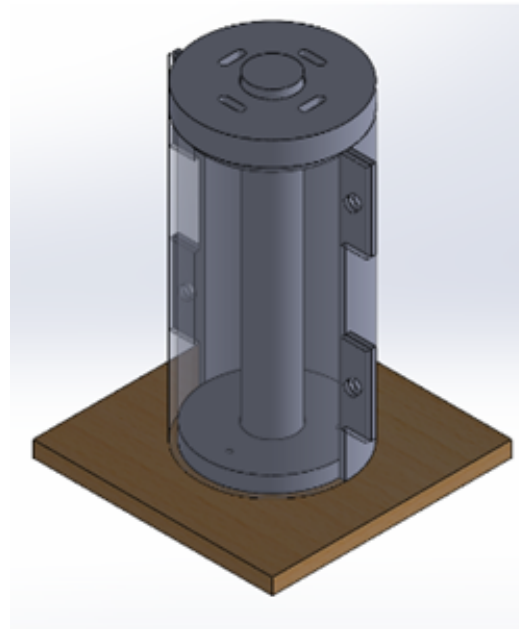


La mezcla toma un color entre blanco y algo transparente, la temperatura nunca debe exceder los 120°C , esta es la temperatura de vertimiento y cuando sea alcanzada la mezcla debe estar completamente líquida y sin grumos, este es el momento de verter el contenido en los moldes. Una vez se han llenado los moldes con la cantidad necesaria, se debe tomar todo el molde y darle

golpes a la base contra el suelo, o bien golpear con un martillo las barras de acero del núcleo, esto con el fin de hacer salir el aire que pudiera haber quedado en el interior

Por temas de disponibilidad, presupuesto y tiempo los moldes del grano fueron fabricados en impresoras 3D con filamento PLA, alrededor de la pared del molde se puso una capa de cartulina que funciona como aislante térmico con las paredes de la camisa, también facilita el desmoldado. Como núcleo se utilizaron barras de acero. La mezcla se debe verter con cuidado y a una temperatura de 120 grados celsius, se debe dejar endurecer en un lugar con baja humedad. Este proceso puede tardar entre uno o dos días.

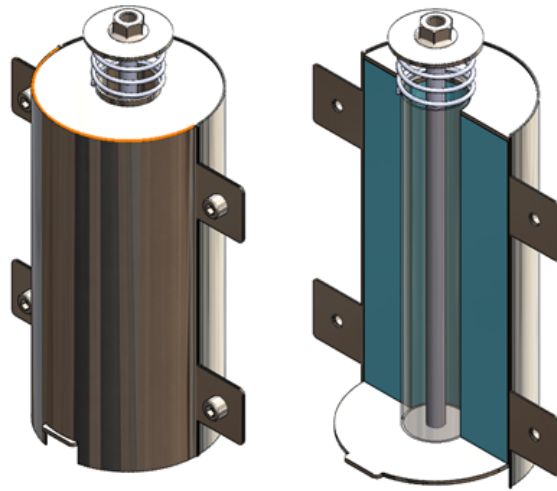
Figura 31. Modelo CAD del molde en PLA.



El proceso de desmoldado debe realizarse con bastante cuidado, dado que se puede astillar o agrietar el grano. Los moldes utilizados para el cohete ORION UIS resultaron poco efectivos, el plástico perdía rigidez y se deformaba debido a la temperatura, por lo cual se dificulta mucho la manipulación y el fraguado. Respecto al núcleo, se adhiere bastante a la mezcla, aún lubricando antes del vertimiento, esto debido a la rugosidad de la superficie aunque con el uso de una prensa hidráulica se puede retirar fácilmente. Es recomendable fabricar todos estos elementos del molde

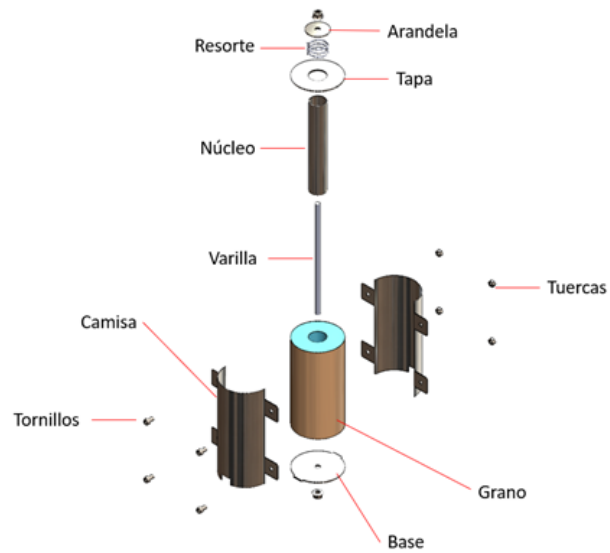
en acero inoxidable de grado alimenticio, y utilizar aceite o grasa en las paredes de la camisa y el núcleo, así como una capa de cartón para facilitar el desmoldeo. A continuación se propone una geometría para unos moldes más efectivos.

Figura 32. Modelo CAD del molde en acero inoxidable.



La propuesta consiste en una camisa compuesta de dos partes fabricada a partir de acero inoxidable AISI 304, y un núcleo compuesto por un tubo de acero. La camisa es el conjunto de 2 secciones semicilíndricas unidas por tornillos y tuercas. El núcleo va centrado por la tapa superior del molde, además de estar asegurado por una barra que atraviesa todo el molde y está roscada en los extremos para ajustarlos con tuercas. La tapa superior también consta de un resorte que presiona el propelente fundido para hacer salir el aire que pudiera haber quedado en el interior, teniendo cuidado de no apretar mucho porque la mezcla podría filtrarse por las tapas del recipiente, una vez haya enfriado la mezcla se puede aplicar toda la fuerza del resorte y dejar fraguar por completo.

Figura 33. Vista explosionada del molde en acero inoxidable.



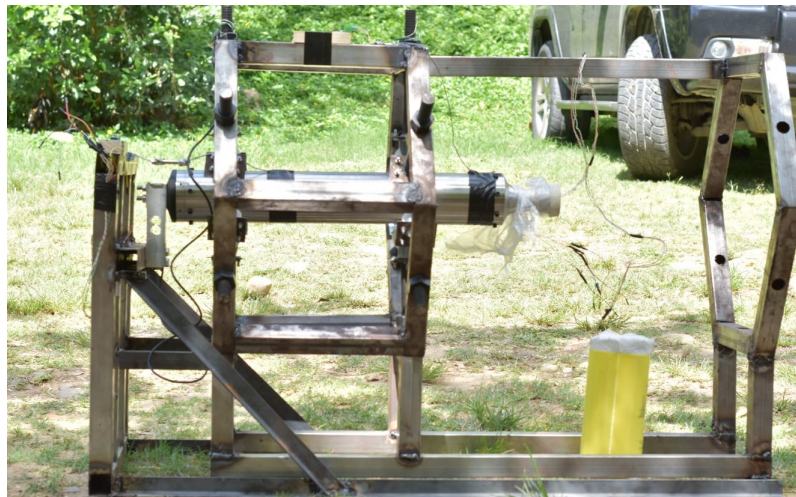
Es importante la correcta manipulación de los granos ya que los desperfectos como las grietas aumentan el área de quemado del grano, incrementando también la presión al interior de la cámara, esto podría llevar a la falla el diseño de todo el motor. [7]

5. PRUEBA ESTÁTICA

La prueba del motor se realizó en la ciudad de Bucaramanga, Santander, es el primer motor de estas características y dimensiones que se ha probado en Colombia, del cual haya registro.

El día 30 de Julio de 2022 en el Polígono de tiro la Jungla se hizo el montaje del motor de propelente Sólido SCUA1 en el banco de pruebas estático diseñado también por estudiantes de Ingeniería Mecánica de la Escuela de Ingeniería Mecánica de la UIS, el módulo de telemetría y adquisición de datos empleado fue diseñado por estudiantes de Ingeniería Electrónica también de la UIS.

Figura 34. Banco de pruebas estático SCUA



El banco está compuesto por una estructura que actúa como jaula para soportar la fuerza producida por el motor, un sistema tipo riel que permite al motor poder desplazarse linealmente para poder dirigir todo su empuje a la celda de carga que se encuentra acoplada al bulkhead sin perder fuerza por rozamiento, siempre es aconsejable tener una barrera que funcione como escudo en el caso de fallo, al no contar con el tiempo para anclar el banco al piso, este se sostiene con un contrapeso suficiente para asegurar la estabilidad.

Figura 35. Montaje del motor en la bahía de prueba

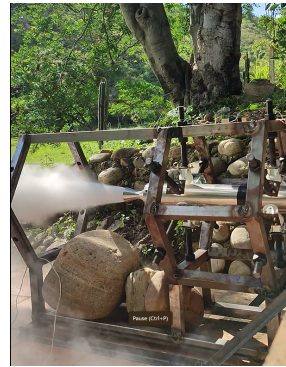


Figura 36. Prueba estática

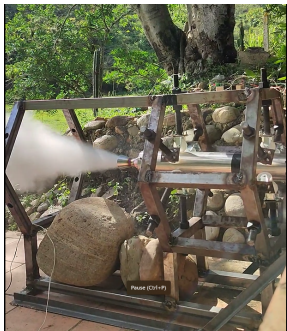
(a) eyección de los primeros gases por la tobera



(b) primer momento de empuje



(c) ultima etapa de creación de empuje



(d) escape de gases restantes



5.1. PARÁMETROS DE SEGURIDAD

La seguridad es la prioridad siempre que se trabaja con motores para cohetes, el peligro que representa poner a prueba un motor de cohete hace que sea imperativo tener una guía de seguridad para poder evitar cualquier accidente, la guía utilizada en este caso es "static test safety manual" escrito por el laboratorio de física aplicada de la universidad Johns Hopkins en marco de un contrato con las fuerzas navales de EE.UU.

- La ignición del motor se hace gracias a un actuador a larga distancia, este usando una batería y un circuito a corto conectado a un filamento que se calienta y enciende un fragmento de mecha pirotécnica hace que el propelente reciba la llama necesaria para empezar su combustión.
- Se limpia la bahía donde se realiza la prueba antes de montar el motor, se limpia de cualquier elemento o objeto que pueda incendiarse por la ignición del motor.
- No se permite acceso al lugar donde se realiza la prueba, este siendo un terreno privado en el cual solo el personal que tiene vinculo con el proyecto está presente.
- se arma el sistema de ignición en la bahía de prueba, esto solo por los encargados de manipularlo, los observadores se encuentran a una distancia de seguridad de al menos 90 metros.
- al estar evacuada la zona, y no haber personas ubicadas en el área de vista de la tobera, se procede a realizar la cuenta regresiva y así empezar la ignición.
- Al terminar la combustión se espera un tiempo prudente de 5 minutos para la salida total de los gases y para el enfriamiento del motor. Al momento de ser la zona totalmente segura, se procede a dar fin a la prueba estática.

6. LANZAMIENTO

El concurso Latin American Space Challenge 2022 toma lugar en el estado de Sao Pablo en la ciudad de Tatui, los días de agosto de 2022, la mayor parte de los elementos se llevaron de Colombia a Brasil, la organización dispuso los materiales para manufacturar el propelente y también los ignitores que se usarían en el lanzamiento.

Figura 37. LASC 2022.



El concurso cuenta con mas de 30 equipos internacionales, se realiza en un campo abierto con todas las medidas de seguridad necesarias, los turnos de lanzamiento se otorgan según la preparación de los equipos, el único equipo Colombiano en LASC 2022 y el primer equipo en la historia de Colombia en participar en un concurso aeroespacial de reconocimiento internacional es el Semillero de Cohetería UIS Aeroespacial, SCUA, la preparación de los granos del propelente toma lugar en un espacio semi abierto con los controles necesarios más no con todas las herramientas de laboratorio con las que se cuenta en Colombia, esto incurriendo a pequeños imprevistos como un acople pobre entre los elementos y una reparación del linear de emergencia, llegado el día del lanzamiento el motor se encuentra listo es la medida de lo posible aunque no en una condición perfecta como se dió en la prueba estática, aún así se cuenta con un margen de error para poder hacer encendido del mismo.

Figura 38. Líderes SCUA con su cohete ORION en plataforma de lanzamiento.



7. ANÁLISIS DE FALLA

En el momento del lanzamiento desafortunadamente el cohete explota, como se puede ver en la imagen 39a la creación inicial de gases es soportada por el motor, el tiempo en el que estos gases se crean se puede ver en el vídeo que es mucho mayor al tiempo en el cual se crearon en la prueba estática, esto debido a los espacios de aire que había entre el grano del motor y el case, como se observa en la figura 40 por el pobre estado del linear y la imposibilidad de poder reparar adecuadamente o manufacturar otro, esto hace que el área de quemado inicial sea mucho mayor al área de quemado diseñada, el área de quemado es una medida proporcional de la velocidad de creación de los gases y por consecuente del flujo de estos y la presión interna de la recámara.

ante la creación acelerada de gases y la sobre presión en la recámara, se llega a la presión de falla esperada, se diseña el motor para que este falle por cortante en los pernos, como se puede notar en la figura 41, y así evitar la perdida de los elementos del motor y evitar también una explosión más poderosa. en la imagen 39b se observa el momento en el que se produce la explosión, el cohete se divide en la sección donde se acopla el motor al bastidor, en la figura 39c se observa la ojiva en la parte superior siendo impulsada por la fuerza de la explosión, la ojiva transporta la carga útil de 4 kilogramos, más una punta en aluminio y una estructura, en total 6 kilogramos son enviados a cerca de 10 metros de altura, debajo de esta se ve una parte de las aletas la cual tiene el bulkhead conectado y en la parte inferior de la imagen se ve como el case y la ojiva del motor se entierran en la tierra debido a la reacción en la dirección contraria, por último en la imagen 39d se observa que todavía resta una gran cantidad de propelente que no se quemó dentro de la recámara y sigue creando gases.

Figura 39. explosión cohete ORION LASC 2022

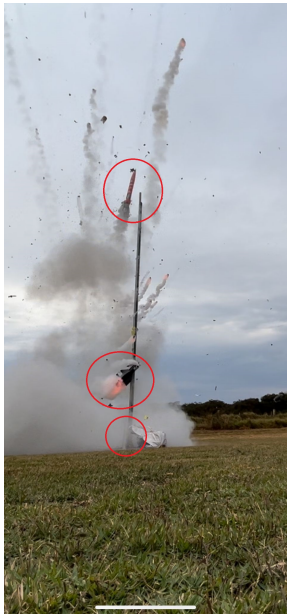
(a) eyección de los primeros gases por la tobera



(b) momento en el cual se separa el cual explota el motor



(c) separación de elementos



(d) propelente restante quemándose



Figura 40. espacio entre granos y camisa



Figura 41. falla por cortante de los pernos



8. CONCLUSIONES

- se logra el diseño, manufactura y operación del primer motor de cohete de propelente sólido tipo L del cual haya conocimiento en la historia de Colombia.
- se acopla el motor de una manera armónica al resto del cohete, logrando así un cohete capaz de llegar a los 3 kilómetros de altura apto para misiones a nivel tropoesférico, cumpliendo con los parámetros del LASC 2022.
- Por medio de la prueba estática se comprueba la confiabilidad del motor, su capacidad de resistir la presión creada por 4 kilogramos de propelente sólido KNSB, y su correcto diseño.
- en el momento de la prueba estática falla el sistema de transferencia y almacenamiento de datos, no se puede realizar la curva empuje vs tiempo para poder caracterizar el motor, pese a esto el tiempo de operación es de 4 segundos, cercano a los 3 segundos teóricos, esto si bien puede disminuir el empuje promedio mantiene el impulso total ya que se quemaron los 4 kilogramos de propelente almacenados en el motor.
- se debe mejorar la manufactura del linear para que este sea menos frágil y más confiable, para de este modo no tener espacios de aire como se ve en la figura 40.
- Los pernos fallan por cortante al superarse la presión de seguridad con la que se hizo el diseño, esta siendo 1516 PSI o 10.45 MPa, la presión de operación diseñada es de 1000 PSI.
- el costo de la manufactura de la camisa, el bulkhead y la tobera en torno CNC es de 4.186.728 pesos colombianos, este dinero sale de empresas patrocinadoras, escuelas de la Universidad Industrial de Santander, particulares que apoyaron con donaciones y dinero de los integrantes del semillero.

- al no contar con el material ideal para la construcción del motor, el cual es aluminio 6061 t6, se gana peso no deseado utilizando acero AISI 304, esto hace que se tenga que rediseñar los demás sistemas para poder llegar a el apogeo deseado.

BIBLIOGRAFÍA

- [1] MÁLEK, Michal. Design and characterization of small solid-propellant rocket engine. Inf. téc., Czech Technical University in Prague, 2019. 2.1
- [2] HAINLINE, Roger. Design Optimization Of Solid Rocket Motor Grains Internal Ballistic Performance. Inf. téc., University of Central Florida, 2004. URL <http://library.ucf.edu>. 2.1
- [3] YILDIRIM, Cengizhan. Analysis of gran Burnback and Internal Flow in Solid Propellant rocket motors in 3 Dimensions. Inf. téc., Middle East Technical University, 2007. 2.1
- [4] SUTTON, George P. y BIBLARZ, Oscar. Rocket Propulsion Elements. Ninth edition edición. Jhon Wiley & Sons, 2017. 2.2, 2.2.1, 2.2.1, 2.2.1, 2.2.2, 2.2.2
- [5] CRITERIA, NASA SPACE VEHICLE DESIGN. Solid propellant grain design and internal ballistics. Inf. téc., National Aeronautics and Space Administration NASA, 1972. 2.5.2, 2.5.2
- [6] Richard Nakka Experimental Rocketry Web Site. En: , 2018. 4.1, 4.1, 4.1
- [7] Design And Analysis Of Bolted Joint For Rocket Motor Casing. En: Materials Today: Proceedings, tomo 5, 2018, págs. 5165–5174. 4.1
- [8] LEON-CARDONA, Daniel, *et al.* Design of a Converging-Diverging nozzle for Kappa-DX experimental rocket engines by Computational Fluid Dynamics (CFD) method. En: 43rd COSPAR Scientific Assembly Held 28 January - 4 February, tomo 43, 2021, pág. 2168.
- [9] Solid-rocket-motor performance-matching design framework. En: Journal of Spacecraft and Rockets, tomo 54, 2017, págs. 698–707. ISSN 15336794.
- [10] ROUSSEAU, C. W., *et al.* Rapid solid rocket motor design. En: Joint Propulsion Conference, tomo 49, 2013.

- [11] PLATZEK, H. Preliminary Solid Rocket Motor Design Techniques. Inf. téc., Naval Weapons Center, 1975.
- [12] HEISTER, S. D.; DAVIS, R. J. y CORPORATION, The Aerospace. Predicting Burn Time Variations in Solid Rocket Motors. En: Joint Propulsion Conference, tomo 26, 1990.
- [13] MODISE, Karabo y MAGALAKWE, Gabriel. An internal flow and heat transfer inside a solid rocket motor combustion chamber; A Lie symmetry approach. En: Thermal Science and Engineering Progress, 2022, pág. 101237. ISSN 24519049.
- [14] VELICHKO, I.; OBUKHOV, N. A. y SHISHKIN, V. S. Fresh approach to solid rocket motor design. En: Journal of Propulsion and Power, tomo 11, 1995, págs. 579–582. ISSN 07484658.
- [15] YAMAN, Hayri; ÇELIK, Veli y DEGIRMENCI, Ercan. Experimental investigation of the factors affecting the burning rate of solid rocket propellants. En: Fuel, tomo 115, 2014, págs. 794–803. ISSN 00162361.
- [16] Development of small solid rocket boosters for the ILR-33 sounding rocket. En: Acta Astronautica, tomo 138, 2017, págs. 374–383. ISSN 00945765.
- [17] MATTINGLY, Jack D. Elements of Propulsion: Gas Turbines and Rockets. Second edition edición. American Institute of Aeronautics and Astronautics (AIAA), 2006.