

ANÁLISIS DE LAS PROPIEDADES DE LOS MATERIALES DEL MOTOR COHETE SONDA DURANTE Y DESPUÉS DE LA ETAPA DE COMBUSTIÓN

Una Tesis Presentada Para Obtener El Título De
Ingeniero Aeronáutico
Universidad Los Libertadores, Bogotá

Laura García & Milena Herrera.
Diciembre 2015.

Copyright © 2015 por Laura García&Milena Herrera Todos los derechos reservados.

NOTA DE ACEPTACIÓN

Jurado

Jurado

DEDICATORIA

Dedico a Dios este logro porque ha sido él, quien me ha guiado y ha dado fuerzas para no desfallecer en el intento. Suponen los cimientos de mi desarrollo profesional ustedes mis padres forjadores de mi camino, quienes con su esfuerzo me han dirigido hasta este punto, por su amor y recursos necesarios gracias a ustedes soy lo que soy. A mi amiga por su paciencia, por saber estar ahí para las dificultades y éxitos, por las enseñanzas y el trabajo en equipo que hoy nos dan paso para terminar nuestras carreras con éxito.

Milena Herrera

Les dedico este trabajo a mis padres porque han sido el apoyo para lograr mis metas, sin ellos no hubiera llegado hasta este punto, este logro no es mío sino de ellos. Le doy gracias a mi amiga porque me ha acompañado en este proceso que ha sido de grandes y maravillosas experiencias. Y gracias a Dios por que ha presentado las oportunidades y ha forjado mi destino. Y por último a esas personas que han aportado sus conocimientos y cariño para ayudarme a salir adelante con mis proyectos.

Laura García

AGRADECIMIENTOS

De manera muy cordial queremos agradecerle al Ingeniero Aeronáutico **Diego Armando Reyes Caballero** quien es el responsable y principal motivador para la realización de este trabajo de grado, quien con su orientación y trabajo ha buscado inculcarnos los beneficios y el aprendizaje que se puede obtener a través de un trabajo como este, ganancias que hoy le agradecemos como profesionales y personas.

Gracias al ingeniero Aeronáutico **Cristhian Timoté**, quien fue guía, y apoyo en este pequeño paso como investigadoras, con un interés y una entrega que ha sobrepasado con mucho todas las expectativas, que como estudiantes, hemos depositado en su persona, al habernos brindado la oportunidad de recurrir a sus conocimientos y experiencias.

Gracias al ingeniero **Cristian Quintero**, ingeniero Aeronáutico, cuya colaboración fue indispensable para hacer de este proceso un trayecto enriquecedor, infinitas gracias por su ayuda prodigiosa, conocimiento y disponibilidad para el desarrollo de este trabajo de grado.

GLOSARIO

Aerodinámica: es la rama de la mecánica de fluidos que se ocupa del movimiento del aire y otros fluidos gaseosos, y de las fuerzas que actúan sobre los cuerpos que se mueven en dichos fluidos.

Alotrópica: significa “diferente” en griego y en la química fue la palabra usada para referirse a la capacidad de un elemento químico para generar otra sustancia química diferente. Cuando las sustancias polimorfas son elementos puros y los estados que toman en diferente red espacial se denominan estados alotrópicos.

Aluvión: Los aluviones corresponden a un tipo de movimiento brusco de tierra mezclado con agua. Se caracterizan por sus flujos rápidos y violentos capaces de arrastrar rocas y otros materiales.

Amateur: es un préstamo lingüístico tomado del francés (un galicismo). Se utiliza al referirse a un aficionado en cualquier área del conocimiento o actividad.

Bambú: conocida científicamente como *guadua angustifolia kunth*, la guadua se caracteriza por su resistencia y durabilidad, siendo una de las pocas especies de bambú certificada para uso estructural.

Biodegradable:

se aplica al producto o sustancia que puede descomponerse en elementos químicos naturales por la acción de los agentes naturales, como el sol, el agua, las bacterias, las plantas o los animales.

Calizas: roca sedimentaria compuesta, en forma predominante, por minerales de carbonato, principalmente carbonatos de calcio y de magnesio. Los minerales más importantes de las calizas son la calcita y la aragonita, y, en las calizas dolomíticas, la dolomita. Las calizas son las más abundantes de las rocas no clásticas. Constituyen definitivamente la mayor existencia del elemento carbono en la superficie terrestre, o cerca de ella.

Coefficiente de Poisson: El coeficiente de Poisson (ν) es un parámetro característico de cada material que indica la relación entre las deformaciones longitudinales que sufre el material en sentido perpendicular a la fuerza aplicada y las deformaciones longitudinales en dirección de la fuerza aplicada sobre el mismo.

Cohete sonda: Es un cohete suborbital que transporta instrumental de investigación astrofísica en una trayectoria parabólica por un lapso aproximado de veinte minutos. Es suborbital porque no tiene capacidad para colocar dicho instrumental en órbita terrestre. Su denominación "sonda" proviene de la terminología náutica "sondar" que significa hacer mediciones. Estos cohetes están compuestos básicamente de dos partes: un motor cohete sólido, de una o más etapas, y el instrumental antes mencionado.

Su costo es relativamente bajo, el instrumental que transporta puede ser desarrollado en corto tiempo, y opera en una franja atmosférica donde no se pueden utilizar globos-sonda ni satélites (entre 45 y 200 kilómetros de altura). Los cohetes-sonda cumplen un papel importante en el desarrollo de instrumental y en el entrenamiento de estudiantes avanzados en todos los aspectos de vuelo, desde la definición de tecnologías y sistemas hasta el análisis de datos.

Consumibles: se entiende por consumible los elementos que acaban agotándose y hay que recambiar, no pueden realizar su función pero no impide el funcionamiento del sistema.

Combustión: la combustión se dé a través de reacciones que se obtienen combinando un combustible (gasolina, butano, madera...) con el oxígeno del aire.

Compresible: La capacidad que tiene la materia de disminuir su volumen cuando se aumenta la presión sobre ella manteniendo la temperatura constante.

Convergente: propulsión subsónica esta sección permite transformar la energía de presión de los gases en energía cinética, que finalmente le proporcionan el empuje al avión. Según el teorema de Bernoulli, la suma de la presión y la velocidad es constante según la siguiente relación:

$$P + 0,5 V^2 = \text{cte}$$

Esto significa que cuando hay un conducto convergente, la presión disminuye y por lo tanto, la velocidad aumentará.

Deformación: La deformación se define como el cambio de forma de un cuerpo, el cual se debe al esfuerzo, al cambio térmico, al cambio de humedad o a otras causas. En conjunción con el esfuerzo directo, la deformación se supone como un cambio lineal y se mide en unidades de longitud. En los ensayos de torsión se acostumbra medir la deformación como un ángulo de torsión (en ocasiones llamados destrucción) entre dos secciones especificadas.

Divergente: el flujo supersónico a través de una tobera divergente se acelera, lo cual aumenta el número de mach. El resultado, es un chorro de salida supersónico que produce velocidades supersónicas.

Empuje: Fuerza externa que actúa directamente sobre un cuerpo. Mientras que la fuerza de empuje se define como la fuerza de reacción descrita cuantitativamente por la Tercera ley de Newton y se fundamenta en la acción y reacción. También actúa la segunda ley de Newton, quien define la aceleración del sistema usando la relación de $F=ma$.

Esfuerzo: El esfuerzo se define aquí como la intensidad de las fuerzas componentes internas distribuidas que resisten un cambio en la forma de un cuerpo. El esfuerzo se define en términos de fuerza por unidad de área. Existen tres clases básicas de esfuerzos: tensivo, compresivo y corte. El esfuerzo se computa sobre la base de las dimensiones del corte transversal de una pieza antes de la aplicación de la carga, que usualmente se llaman dimensiones originales.

Estructura morfológica: En términos generales cuando se habla de morfología se está refiriendo al estudio de las formas externas de algo.

Dentro de la biología, la morfología es la disciplina que se ocupará del estudio de la forma y la estructura de un organismo o sistema.

Estudio Etiológico: ciencia que estudia causa y origen de las cosas, en caso de fallas y anomalías encontrar un diagnóstico y tratamiento adecuado para las mismas.

GICA: Grupo de investigación en ciencias aeroespaciales.

Grafito: El grafito es la forma más estable del carbono. Es la modificación hexagonal del carbono y según los estudios de su estructura, pertenece a la clase dipiramidalhexagonal.

Ignición: Acción y efecto de estar un cuerpo ardiendo o incandescente. Ocurre cuando el calor que emite una reacción llega a ser suficiente como para sostener la reacción química. El paso repentino desde un gas frío hasta alcanzar un plasma se denomina también ignición.

Indumil: Indumil es una estatal colombiana fabricante de armas, explosivos y munición. Es el principal proveedor de las fuerzas Militares y de Policía en Colombia, e igualmente desarrolla productos para civiles.

INGES AEROSPACE: Empresa de conocimiento en ciencia, ingeniería, tecnología e industria de campo aeroespacial.

Inodoro: Sin olor

Inusitado: se utiliza para calificar a aquello desacostumbrado, extraño o poco usado. Lo inusitado, por lo tanto, es algo infrecuente.

Maleable: La maleabilidad es la propiedad de un material duro de adquirir una deformación mediante una descompresión sin romperse. A diferencia de la ductilidad, que permite la obtención de hilos, la maleabilidad favorece la obtención de delgadas láminas de materia

Método heurístico: consiste en formular conjeturas apoyándose en el comportamiento de casos particulares, se basa en la utilización de reglas empíricas, en ingeniería es un apoyo para hacer estimaciones rápidas.

MIT: El Instituto Tecnológico de Massachusetts es una universidad privada localizada en Cambridge, Massachusetts.

NDT: *Non-destructive testing* prueba practicada a un material que no altere de forma permanente sus propiedades físicas, químicas, mecánicas o dimensionales. Los ensayos no destructivos implican un daño imperceptible o nulo. Los diferentes métodos de ensayos no destructivos se basan en la aplicación de fenómenos físicos tales como ondas electromagnéticas, acústicas,

elásticas, emisión de partículas subatómicas, capilaridad, absorción y cualquier tipo de prueba que no implique un daño considerable a la muestra examinada.

Nusselt: El número de Nusselt es una magnitud bastante utilizada para la determinación del coeficiente de transferencia de calor por convección, basada en el análisis dimensional, la cual es utilizada para determinar parámetros a través de relaciones de similitud. El número de Nusselt también es función de otro número a dimensional, el número de Reynolds, así como el número de Prandtl.

Ojiva: Cubierta hueca, cónica, metálica de la cabeza de guerra de un cohete, diseñada para reducir la resistencia del aire durante el vuelo.

PAC: Programa Aeroespacial Colombiano.

Pegmatitas: La pegmatita es una roca ígnea con tamaño de grano alrededor de 20 mm. La mayoría de las pegmatitas están compuestas por granito, que contiene cuarzo, feldespato y mica. Las pegmatitas son importantes en cuanto a que contienen minerales poco frecuentes en la tierra y también piedras preciosas, como pueden ser aguamarina, turmalina, topacio, fluorita y apatita.

Prandtl: el número de Prandtl es una característica del fluido, y no depende de (a diferencia de otros grupos a dimensionales) el campo de movimiento considerado. Permite medir la importancia relativa de los efectos viscosos que la difusividad térmica. En otras palabras, el número de Prandtl representa la relación de la difusividad impulso y la difusividad térmica. Los valores típicos del número de Prandtl son:

- aproximadamente 0,7 para el aire y la mayor parte del gas;
- entre 100 y 40.000 en el caso de los aceites de motor;
- aproximadamente 0,015 para el mercurio.

Propelente: Los propelentes usados para motores de cohete, también llamados propegol o propulsante, son sustancias muy diversas pudiendo estar en estado sólido, líquido o mixto. Estos propelentes reaccionan en la cámara de empuje o cámara de combustión, generando gases a alta presión y gran temperatura. Cuando estos gases salen por la tobera, generan el empuje necesario para elevar y acelerar el cohete.

Refractario Son materiales que tienen estabilidad química y resistencia mecánica a alta temperatura, en general superior a 1400 °C Se utilizan en muchas industrias como elementos de los reactores Son elementos fundamentales en industrias tales como las del hierro y acero.

Rockwell: es un proveedor global de soluciones de automatización e información industrial. Las marcas incluyen Allen-Bradley y Rockwell Software. Durómetro usado.

Salitre: El salitre es una mezcla de nitrato de potasio (KNO_3) y nitrato de sodio (NaNO_3).

Sectil: cuando se pueden cortar en pedazos con una cuchilla sin que se pulverice, pero sí se pulveriza el mineral con el martillo. Este carácter es intermedio entre el quebradizo y el maleable, como el yeso.

TAMSA: Trabajo Aeroespacial Misión Satelital, que significa saludo en vocablo Muisca.

Tártaro: es un nombre colectivo que se aplica a los pueblos túrquicos de Europa Oriental y Siberia.

UPB: Universidad Pontificia Bolivariana

Definición de Difusividad Térmica: la Difusividad Térmica (α con unidades mm^2/s) es una propiedad específica de cada material para caracterizar conducción de calor en condiciones no estacionarias. Éste valor describe cuán rápido un material reacciona a un cambio de temperatura.

RESUMEN

Este trabajo de grado pretende orientar sobre la evaluación de los materiales para construcción de motores cohetes a nivel experimental, para que el proceso de elección de dichos materiales que lo conforman, sea una elección óptima para el desarrollo y uso de los componentes del motor, pero con la posibilidad de obtener beneficios en su tiempo de utilidad.

El proceso de deliberación de los recursos tiene como criterio el marco normativo, las condiciones mecánicas, económicas, y la accesibilidad de estos dentro del semillero de investigación Aerodes&I. Con el fin de mejorar el conocimiento sobre el estado de las propiedades mecánicas del motor del Cohete Libertador 1, se realiza un estudio teórico y experimental acerca del comportamiento de los componentes, bajo los factores ambientales y químicos a los que se enfrenta y de este modo generar un aporte para futuras pruebas no solo en el cohete Libertador sino en futuros proyectos del semillero.

Es por tal motivo que se consigna en este documento las prácticas y análisis realizados antes y después de la combustión con los que se pueden estipular un diagnóstico de las propiedades y la estructura morfológica de las piezas y adecuar los materiales que facilitarían el uso productivo del material.

El estudio ofrecido incluye una prueba NDT (*non – destructive testing*) de radiografía, el cual es un complemento a lo planteado en un principio en el anteproyecto, este tipo de prueba es patrocinada por el SENA. También se hará un análisis de simulación para predecir cómo funcionará y reaccionará bajo un entorno real, que es una herramienta que ofrece ANSYS.

Tabla de Contenidos

NOTA DE ACEPTACIÓN.....	iii
DEDICATORIA	iv
AGRADECIMIENTOS	v
GLOSARIO	vi
RESUMEN	xi
Capítulo 1.....	1
INTRODUCCIÓN	1
Capítulo 2.....	1
DEFINICIÓN DEL PROBLEMA	1
Capítulo 3.....	2
FORMULACIÓN DEL PROBLEMA.....	2
Capítulo 4.....	2
JUSTIFICACIÓN	2
Capítulo 5.....	3
OBJETIVOS	3
Capítulo 7.....	4
MARCO DE REFERENCIA	4
1. MARCO HISTORICO.....	4
2. MARCO CONCEPTUAL	11
3. MARCO NORMATIVO	22
Capítulo 8.....	26
MODELO MATEMÁTICO	26
Capítulo 9.....	33
PRUEBA PILOTO.....	36
1. PRUEBA ALUMINIO.....	36
1.1. Proceso.....	36
1.2. Herramientas y materiales.....	36
1.3. Registro fotográfico	37
2. PRUEBA GRAFITO	43
2.1. Proceso.....	43
2.2. Herramientas	44
2.3. Registro fotográfico	44
3. PRUEBAS RADIOGRÁFICAS	43
3.1. Proceso.....	43
3.2. Herramientas	44
3.3. Registro Fotográfico	44
Capítulo 11.....	44
PRESENTACIÓN Y ANÁLISIS DE RESULTADOS	44
1. RESULTADOS TEÓRICOS	44
1.1. Análisis De La Tobera A La Altura De Bogotá.....	44
1.2. ANÁLISIS EN LA CÁMARA DE COMBUSTIÓN A LA ALTURA DE BOGOTÁ 53	
1.3. ANÁLISIS EN LA CÁMARA DE COMBUSTIÓN A LA ALTURA DE 20KM ..	56
1.4. ANALISIS FINAL DE LAS GRÁFICAS.....	58

2. RESULTADOS SIMULACIÓN	59
3. RESULTADO PRUEBA ALUMINIO.....	62
3.1. Resultado Prueba De Dureza Aluminio.....	62
3.2. Resultado Prueba De Dureza Grafito.....	63
4. RESULTADOS PRUEBAS NDT	64
6. DESGASTE DEL MATERIAL.....	66
Capítulo 12.....	68
CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES	68
1. CONCLUSIONES	68
2. RECOMENDACIONES.....	69
BIBLIOGRAFÍA	70

Lista de tablas

Tabla 1 Propiedades del grafito natural	16
Tabla 2. Características de los tipos de grafito natural.	16
Tabla 3. Características de los tipos de grafito sintético.....	17
Tabla 4. Parámetros para un motor cohete sonda	24
Tabla 5. Propiedades del grafito R4550.....	33
Tabla 6. Propiedades del Aluminio 7075-T6.....	35
Tabla 7. Datos iniciales.....	35
Tabla 8 Resultados análisis.....	59
Tabla 9 Esfuerzo por ciclos.....	59
Tabla 10. Características simulación	60
Tabla 11. Resultados de desplazamiento	60
Tabla 12 resultado tensión	61
Tabla 13 Factor de seguridad resultante	61

Lista de Gráficas

Gráfica 1 Relación de esfuerzos por presión con respecto al radio de la tobera en la sección convergente a la altura de Bogotá	44
Gráfica 2. Relación de esfuerzos por presión con respecto al radio de la tobera en la sección divergente a altura de Bogotá	45
<i>Gráfica 3. Relación de deformación total por presión con respecto al radio de la tobera en la sección convergente a la altura de Bogotá.....</i>	<i>45</i>
<i>Gráfica 4 Relación de deformación total por presión con respecto al radio de la tobera en la sección divergente a la altura de Bogotá</i>	<i>46</i>
Gráfica 5 Deformación térmica en la sección convergente de la tobera a la altura de Bogotá	47
Gráfica 6. Deformación térmica en la sección divergente de la tobera a la altura de Bogotá	47
Gráfica 7. Esfuerzo térmico en la tobera en la sección convergente altura Bogotá.....	47
Gráfica 8. Esfuerzo térmico en la tobera en la sección a la altura de Bogotá.....	48
<i>Gráfica 9. Relación de esfuerzos por presión en la tobera sección convergente a 20 km de altura</i>	<i>49</i>
Gráfica 10 Relación de esfuerzos por presión en la tobera sección divergente a 20 km de altura	50
Gráfica 11 Relación de deformación en el radio de la tobera en la sección convergente a 20 km de altura.....	50
Gráfica 12 Relación de deformación en el radio de la tobera en la sección divergente a 20 km de altura	51
Gráfica 13 Relación de deformación térmica en la sección convergente de la tobera a 20Km....	51
<i>Gráfica 14 Relación de deformación térmica en la sección divergente de la tobera a 20Km</i>	<i>51</i>
<i>Gráfica 16 Relación de esfuerzo térmico en la sección divergente de la tobera a 20Km</i>	<i>53</i>
<i>Gráfica 17 Esfuerzos en la cámara de combustión sección propelente a altura de Bogotá</i>	<i>53</i>
Gráfica 18 Deformación en la cámara de combustión sección propelente a altura de Bogotá.....	54
Gráfica 19. Esfuerzos en la cámara de combustión sección convergente tobera aluminio 7075 a altura de Bogotá	55
Gráfica 20 Deformación en la cámara de combustión sección convergente tobera aluminio a altura de Bogotá	56
<i>Gráfica 21 Relación de deformación térmica en la sección divergente de la tobera a 20Km</i>	<i>56</i>
<i>Gráfica 22 Relación de deformación térmica en la sección divergente de la tobera a 20Km</i>	<i>57</i>
<i>Gráfica 23 Relación de deformación térmica de la cámara de combustión en la sección convergente de la tobera a 20Km</i>	<i>57</i>
<i>Gráfica 24 Relación de deformación térmica en la sección convergente de la tobera a 20Km ..</i>	<i>58</i>

Lista de Ilustraciones

Ilustración 1. Muestra de la sección convergente de la tobera en solidedge	34
Ilustración 2. Vista de la garganta de la tobera en solidedge	34
Ilustración 3. Vista de la sección divergente de la tobera en solidedge.....	34
Ilustración 4. Aluminio 7075-T6 SolidEdge.....	35
Ilustración 5. Simulación de esfuerzos cámara de combustión	60

Lista de Figuras

<i>Figura 1. Hero Engine</i>	4
<i>Figura 2. Cohete Misión Tamsa. Replica ubicada en el Museo Militar de Colombia 2006</i>	9
<i>Figura 3. Cohete de combustible líquido HECHIZO</i>	10
<i>Figura 4. Tubo de aluminio</i>	11
<i>Figura 5. Tobera</i>	12
<i>Figura 6. Esfuerzo radial</i>	19
<i>Figura 7. Esfuerzo normal</i>	20
<i>Figura 8. Aluminio 7075-T6</i>	37
<i>Figura 9. Prueba 1 Durómetro Rockwell Aluminio 7075-T6</i>	37
<i>Figura 10. Prueba 2 Durómetro Rockwell Aluminio 7075-T6</i>	38
<i>Figura 11. Prueba 3 Durómetro Rockwell Aluminio 7075-T6</i>	38
<i>Figura 12. Prueba 4 Durómetro Rockwell Aluminio 7075-T6</i>	38
<i>Figura 13. Prueba Horno Aluminio 7075-T6</i>	39
<i>Figura 14. Prueba Horno Cronometro Aluminio 7075-T6</i>	39
<i>Figura 15. Microscopio metalografico</i>	40
<i>Figura 16. Aluminio 7075-T6 Microscopio metalografico (Toma 1)</i>	40
<i>Figura 17. Aluminio 7075-T6 Microscopio metalografico (Toma 2)</i>	41
<i>Figura 18. Aluminio 7075-T6 Microscopio metalografico (Toma 3)</i>	41
<i>Figura 19. Aluminio 7075-T6 Prueba Dureza</i>	42
<i>Figura 20. Aluminio 7075-T6 Prueba dureza</i>	42
<i>Figura 21. Tobera Grafito R4550</i>	44
<i>Figura 22. Tobera Grafito R4550 (Convergente)</i>	41
<i>Figura 23. Especificación de carga en el durómetro</i>	41
<i>Figura 24. Durómetro Rockwell</i>	41
<i>Figura 25. Toma Microscópica del Grafito</i>	42
<i>Figura 26. Tobera Grafito (Microscopio)</i>	42
<i>Figura 27. Fuente Generadora</i>	41
<i>Figura 28. Motor Cohete Sobre Placa intensificadora</i>	41
<i>Figura 29. Placa Intensificadora y película</i>	42
<i>Figura 30. Radiador de Berilio</i>	42
<i>Figura 31. Letras de plomo</i>	42
<i>Figura 32. Dosímetro</i>	43

Capítulo 1

INTRODUCCIÓN

Actualmente el campo aeroespacial colombiano se ha enfocado en el desarrollo e investigación frente a los diferentes componentes en coherencia. Por tal motivo surge la necesidad de indagar y analizar los diversos materiales del motor cohete y las afectaciones que sufre, para así desplegar un modelo teórico de éste, cuyas características sean aptas para soportar las condiciones a las que está sometido durante el proceso de combustión, como objetivo final. De esta manera se busca incursionar en este tema de manera que se llegue a un avance significativo

El cohete sonda libertador 1 ya se encuentra en ensayos de combustión y empuje, en donde el motor se somete constantemente a esfuerzos de presión y temperatura. Se ha realizado el diseño asistido por computadora del cohete, que permite llegar a los datos de temperatura y expansión del material, especificaciones físicas y finalmente hacer análisis de la incidencia que llega a tener con el motor. También se construyó el motor cohete cuya tobera es de grafito y la cámara de combustión es de aluminio, materiales que se estudiarán a lo largo del proyecto.

La misión de este cohete es alcanzar un techo máximo de 20 km de altura, si se trabaja con propelente amateur, dato relacionado de los experimentos realizados en el semillero.

Capítulo 2

DEFINICIÓN DEL PROBLEMA

A partir del estudio realizado para la construcción y desarrollo del cohete sonda Libertador 1, surge la carencia de análisis de las condiciones a las que se enfrenta la estructura del motor durante y después de la etapa de combustión, en donde el modelo deberá soportar diferentes condiciones mecánicas y ambientales debido al alcance de su misión. Se observó la problemática a través del método heurístico para la obtención de conocimiento, también conocido como prueba y error, donde se hallaban errores en cuanto a rendimiento y eficiencia en los procesos de prueba, de lo cual no se sabía que componente era el que generaba tal desempeño, o sí por el contrario se debía al propelente. El primer paso a seguir era el desarrollo de la hipótesis y de nuevas pruebas con todos los componentes del motor cohete, método no tan efectivo a la hora de cuantificar consumibles y tiempo, es por esto que se busca realizar un estudio etiológico frente a los factores a los que está expuesto el motor cohete.

Capítulo 3

FORMULACIÓN DEL PROBLEMA

Durante el trabajo desarrollado en el semillero de investigación Aerodes&I se han abarcado temas como el diseño de varios de los componentes de los cohetes, como estabilizadores, ojiva, evaluación de sistema de combustión, sistema de paracaídas, entre otras características para tal construcción, ¿cómo se puede tener un acceso a esta información?, se hará medición durante su operación, todo un conjunto de factores que garanticen un trabajo eficaz, donde se recopilen datos que lleven a una investigación que permita alcanzar los objetivos propuestos. Con base a esto surge el siguiente cuestionamiento ¿Cuál es la condición física del motor cohete sonda Libertador 1 después de someterse a la combustión del propelente sólido, de acuerdo a las circunstancias ambientales para la altura deseada de la misión?, esto con el fin de estudiar el estado del motor cohete y generar un informe que permita al grupo de trabajo del semillero evaluar las características que pueden mejorarse, de este modo avanzar y aportar a todo el proceso de investigación que el semillero ha llevado a cabo.

Capítulo 4

JUSTIFICACIÓN

Este proyecto busca avanzar en la exploración que se lleva a nivel institucional en el país a través de los semilleros de investigación, guiado por GICA (Grupo de investigación en ciencias aeroespaciales), donde el objetivo principal es plantear trabajos para el desarrollo de este campo, incentivando a la competitividad, a profundizar y focalizar de manera directa las áreas en las que se puede indagar para así culminar con la satisfacción de los objetivos iniciales, esto a modo general.

Teniendo en cuenta lo mencionado anteriormente se ha seleccionado un componente clave en el desarrollo de la cohetaría, El motor cohete, para la realización de un estudio que permita el análisis que conceda la realización de una intercomparación de los motores cohete usados en diferentes misiones, y la Evaluación de disconformidades entre los ensayos prácticos, de este modo contribuir a mejoras para el motor mismo.

Capítulo 5

OBJETIVOS

1. OBJETIVO GENERAL

- Estudiar las propiedades mecánicas y la estructura morfológica del material del motor cohete sonda Libertador 1 después de someterse a la combustión para alcanzar una altura de 20km

2. OBJETIVOS ESPECÍFICOS

- Realizar una revisión bibliográfica para establecer una línea base de los motores cohete usados en diferentes misiones.
- Análisis de desgaste del material de fabricación del motor cohete a diferentes alturas.
- Efectuar una modelación finita a través del software Ansys como complemento del análisis teórico de las condiciones post combustión.
- Desarrollar pruebas del material en el horno de los laboratorios de la institución universitaria los libertadores.
- Observar microscópicamente el motor cohete después de la combustión en los laboratorios de la Institución universitaria los libertadores.
- Someter al motor cohete a una prueba de dureza antes y después de las pruebas en el horno.

Capítulo 7 MARCO DE REFERENCIA

1. MARCO HISTORICO

Para realizar una revisión bibliográfica, y establecer una línea de desarrollo basta con volver la mirada al pasado, donde el ingenio de algunos ha dado para que hoy por hoy se desarrolle investigación basada en la experimentación y enfocada a la ciencia, de acuerdo a la NASA la historia data que alrededor de los años 360 y 400 a.C un griego que vivía en Tarento en el actual sur de Italia habitaba por Archytas, filósofo, matemático e inventor, del cual se referencia que construyó una paloma de madera, que funcionaba bajo el principio de acción y reacción, invento que más tarde se convertirían en explosivos para emplearse con fines tácticos y bélicos durante la guerra entre los tártaro y los chinos en el año 85 d.C. (NASA, 2014)

Trescientos años después de que el mundo conociera la Paloma de madera aparece otro griego Herón de Alejandría quien inventó un cohete llamado Aeolipile artefacto que también, usa el vapor como un gas propulsor.

Más adelante otro invento sería el foco, una esfera en la parte superior de un hervidor de agua, su uso implicaba generar un incendio debajo de la caldera y de este modo convertir el agua en vapor y el gas viaja a través de tuberías a la esfera. Dos tubos en forma de L en lados opuestos de la esfera permitirían que el gas escape, y al hacerlo, dieron un empuje a la esfera que causaría que girara.(NASA, 2015)

Figura1.Hero Engine



Fuente.(Enciclopedia britanica, Inc. , 2000)

Otros registros históricos culturales nos transportan a otros avances para el primer siglo de nuestra era, los chinos al parecer llenaron tubos de bambú con una mezcla de pólvora hecha de salitre, azufre y polvo de carbón con el fin de crear explosiones durante las festividades religiosas. La fecha de presentación de la primera utilización de los verdaderos cohetes fue en 1232. En este tiempo, los chinos y los mongoles estaban en guerra unos con otros. Durante la batalla de Kai-Keng, el chino repelió a los invasores mongoles por un aluvión de "flechas de fuego volando." Estas flechas de fuego eran una simple forma de un cohete de combustible sólido. Un tubo, capsulado en un extremo, contenía pólvora, el otro extremo se dejó abierto y el tubo se une a un palo largo, cuando se encendió el polvo, la rápida quema del polvo produciendo el fuego, el humo y gas que escapó por el extremo abierto y produjo un empuje.(NASA, 2014)

Durante la última parte del siglo XVII, las bases científicas de la cohetaría moderna fueron puestas por el gran científico Inglés Sir Isaac Newton (1642-1727). Newton organizó su comprensión del movimiento físico en tres leyes científicas. Las leyes explican cómo trabajan los cohetes y por qué son capaces de trabajar en el vacío del espacio exterior. Las leyes de Newton pronto comenzaron a tener un impacto práctico en el diseño de los cohetes. Cerca de 1720, un profesor holandés, Willem Gravesande, construyó coches propulsados por chorros de vapor. Científicos en Alemania y Rusia trabajaron con cohetes con una masa de más de 45 kilogramos. Para un tiempo no muy exacto, pero aproximado a 1812 un inglés, William Hale, desarrolló una técnica llamada estabilización de giro. En este método, los gases de escape salían golpeando pequeñas aletas en la parte inferior del cohete, causando que gire tanto como una bala en vuelo. Las variaciones del principio todavía se utilizan hoy en día.(James & Leon, 1996)

Un maestro ruso, llamado Konstantin Eduardovich Tsiolkovski(1857-1935), quien en el año de 1883 expuso los principios para el desplazamiento de un cohete en el vacío, propuso la idea de la exploración del espacio por el cohete. En un informe que publicó en 1903, Tsiolkovsky sugirió el uso de combustibles líquidos para cohetes con el fin de lograr un mayor alcance. Tsiolkovsky declaró que la velocidad y el alcance de un cohete fueron limitadas solamente por la velocidad de salida de los gases de escape. Por sus ideas, una cuidadosa investigación, y gran visión, Tsiolkovsky ha sido llamado el padre de la astronáutica moderna.

Seguido de este evento aparece el señor Pedro Paulet Mostajo un peruano quien realiza investigación sobre un motor de más de dos kilos de peso, estudio que permite registrar un centenar de gramos de fuerza, estos avances fueron utilizados en 1902 por un ya protagonista de esta historia, reaparece el señor Tsiolkovski quien decide diseñar una nave a retropropulsión para viajes interplanetarios.

Posteriormente el francés Robert Esnault Pelterie y después de un receso obligatorio por la primera guerra mundial, realizó una exposición el 8 de Junio de 1927 en la Sociedad Astronómica de Francia con el título de "Exploración por cohetes de la alta atmosfera y la posibilidad de los viajes interplanetarios", lo que llevo posteriormente a la publicación de

un libro, título con el que acuñó el término de “Astronáutica”. Este hecho, y la puesta en marcha del primer cohete de combustible líquido el 16 de Marzo de 1926 por parte de Robert H. Goddard (1882-1945). A principios del siglo 20, Goddard llevó a cabo experimentos prácticos en la cohetaría. Él se había interesado en una forma de alcanzar altitudes más altas que eran posibles para los globos más ligeros que el aire. Él publicó un folleto en 1919 titulado Un método para alcanzar Extreme Altitudes. Fue un análisis matemático de lo que hoy se llama el cohete sonda meteorológica. Primeros experimentos de Goddard estaban con cohetes de combustible sólido. En 1915, comenzó a probar diferentes tipos de combustibles sólidos y para medir las velocidades de escape de los gases de combustión. Mientras trabajaba en los cohetes de combustible sólido, Goddard se convenció de que un cohete podría ser propulsado por combustible líquido mejor.

Fue una tarea mucho más difícil que la construcción de los cohetes propulsores sólidos. Serían necesarios tanques de combustible y oxígeno, turbinas y cámaras de combustión. A pesar de las dificultades, Goddard logra el primer vuelo con éxito con un cohete propulsor líquido el 16 de marzo de 1926. (James & Leon, 1996)

Impulsado por oxígeno líquido y gasolina, el cohete voló por sólo dos segundos y medio, subió 12,5 metros, y cayó 56 metros lejos en un campo de coles. Para los estándares de hoy en día, el vuelo era impresionante, pero al igual que el primer vuelo del avión alimentado por los hermanos Wright en 1903, la gasolina de cohetes de Goddard fue el precursor de una nueva era en vuelo de un cohete.

Un tercer gran pionero del espacio, Hermann Oberth (1894-1989) publicó un libro en 1923 sobre los viajes cohete hacia el espacio exterior. Sus escritos eran importantes. Debido a ellos, muchas sociedades pequeños cohetes surgieron en todo el mundo. En Alemania, la formación de una tal sociedad, la piel Raumschiffahrt Verein (Sociedad para Viajes Espaciales), condujo al desarrollo del cohete V-2, que fue utilizado contra Londres durante la Segunda Guerra Mundial. En 1937, los ingenieros y los científicos alemanes, incluyendo Oberth, ensamblados en Peenemünde, a orillas del mar Báltico. Allí, el cohete más avanzado de su tiempo sería construido y volado bajo la dirección de Wernher von Braun. (NASA, 2014)

El cohete V-2 (en Alemania se llama la A-4) era pequeña en comparación con los cohetes de hoy en día. Alcanzó su gran empuje quemando una mezcla de oxígeno líquido y alcohol a un ritmo de alrededor de una tonelada cada siete segundos. Una vez lanzado, el V-2 era un arma formidable que podría devastar bloques enteros de la ciudad.

El 4 de octubre de 1957, el mundo se sorprendió por las noticias de un satélite artificial en órbita terrestre lanzado por la Unión Soviética. Llamado el Sputnik I, el satélite fue la primera entrada con éxito en una carrera por el espacio entre las dos naciones superpotencia. Menos de un mes más tarde, los soviéticos siguieron con el lanzamiento de un satélite que lleva un perro llamado Laika a bordo. Laika sobrevivió en el espacio durante siete días antes de ser puesto a dormir antes de que el suministro de oxígeno se agotara. Pocos meses después del primer Sputnik, Estados Unidos siguió la Unión Soviética con un satélite propio. Explorer I fue lanzado por el Ejército de Estados Unidos

el 31 de enero de 1958. En octubre de ese año, Estados Unidos organizó formalmente su programa espacial mediante la creación de la Administración Aeronáutica y Espacial Nacional (NASA). NASA se convirtió en una agencia civil con el objetivo de exploración pacífica del espacio para el beneficio de toda la humanidad. (NASA, 2014)

Hasta este punto hemos visto el desarrollo el avance de la cohetaría en general, se desea mostrar y abrir un espacio para la industria colombiana que si ha tenido avances, la diferencia yace en que nuestra historia no se encuentra grabada en tintas y los conflictos a los que se hace alarde no permiten que se conozca en trabajo de algunos investigadores, y lo poco que se conoce no es de interés a todo el público, aun así existen los siguientes antecedentes.

Bolívar & Sabogal explican que paralelo al hecho histórico del lanzamiento del primer satélite artificial es decir en 1957 en Colombia también se hablaba de cohetaría Francisco Restrepo, Ingeniero Mecánico de profesión y con estudios de posgrado en el Instituto Tecnológico de Massachusetts (MIT, por sus siglas en Ingles), y que según registros del mismo, lanzo sus cohetes desde el año de 1961. Algunos de estos cohetes han superado la barrera de los 1000 metros desde entonces, argumentando no elevarse más por razones de seguridad, lo que le ha permitido sumar desde 1960 hasta la actualidad más de 1000 lanzamientos en su designación como cohetero.

Otro de los pioneros en Colombia, fue Isaías Moreno Moncada, más conocido como “el científico”, El científico a los 16 años de edad, construyó el primer cohete denominado Seek I, de 30cm de longitud aproximadamente, lo lanzo el 26 de diciembre de 1960, alcanzando solo desplazarse a varios metros, pero sobre la superficie del terreno. El siguiente intento se realizó el 18 de abril de 1961, construyendo un cohete de 120cm de longitud y logrando una altura de 80 metros aproximadamente. Este se denominó como Seek II. (NASA, 2014)

Después de esa exitosa experiencia, y con la confianza renovada, construyó y lanzó su tercer cohete el 6 de Octubre de 1962 al que denomino Tequendama I, logrando una altura de 300 m. Posteriormente quiso reutilizar dicho cohete para realizar otro lanzamiento, al que denomino Vilvar I (En honor a la empresa de muebles metálicos en la cual laboraba por el apoyo recibido), lo que constituyo el primer experimento con un ser vivo. En esta primera experiencia se colocó en la parte superior un Cuy, en una capsula denominada Ancora la cual estaba acondicionada para el singular pasajero. Lastimosamente este intento de cohete con pasajero a bordo no logro los objetivos esperados y exploto pocos metros después del despegue. La experiencia adquirida le sirvió para construir el siguiente denominado Tequendama II, en el cual también incluyo una capsula con su respectivo sistema de paracaídas. Pero en esta ocasión tendría como tripulante a un pequeño primate, el cohete Tequendama II despegó satisfactoriamente con su tripulación a bordo de la capsula espacial, Al subir, este mejoró su desempeño en comparación con los vuelos realizados anteriormente. Al alcanzar su máxima altura, que fue de 380 metros aproximadamente, se desplegó su paracaídas logrando descender satisfactoriamente la capsula con su inusitado ocupante a tan solo unos 120 metros del lugar del lanzamiento.

Este se ubicó encima de unos árboles al entrar en contacto con la superficie, y donde posteriormente fue rescatado saliendo ileso el “miconauta”.

logro viajar a los Estados Unidos para observar personalmente el lanzamiento del histórico cohete Saturno V durante la misión Apolo XVI, cuyo lanzamiento fue el 16 de abril de 1972, siendo este vuelo la quinta misión tripulada a la Luna, convirtiéndose esta experiencia única e irrepetible para él. Dos años después de lograr el viaje de su vida, Isaías Moreno “El Científico” quiso replicar en sus cohetes la tecnología y la fuerza vista en el modelo realizado por su héroe, y el de toda una generación, el Saturno V de Wernher Von Braun, así que empezó el estudio de motores de cohete de combustible líquido. Aunque conocía sus limitaciones de conocimiento y recursos.

Este proyecto le tomo tres años de su vida, logrando avances significativos, hasta que una recomendación personal ya en el año de 1976 le indico que debía parar con sus esfuerzos en cohetería, ya que debido en el conflicto armado y social en el cual se encontraba el país, podría correr peligro ya que ese conocimiento podría ser de interés de una u otra parte. Ha sido así hasta la actualidad, ya con 67 años decidió permanecer en el anonimato, y sin volver a retornar a su principal interés, que es el de la cohetería..(NASA, 2015)

Otro personaje que trabajo para entonces fue el caqueteño Hernán Charry, cuando a la edad de 11 años, en Armenia, fabricó su primer artefacto espacial en bronce, pero debido al excesivo peso nunca voló. Entonces, decidió cambiarse a un metal menos pesado y el aluminio fue su material de experimentación. A éste le agregó la fórmula química con explosivos que encontró en un libro, pero la fórmula falló y los cohetes se estallaban a pocos metros de altura. En 1967, esto le causó varios encuentros con las autoridades y una retención en la cárcel, por utilizar materiales explosivos en áreas públicas y residenciales.

Tenía 15 años y a pesar de los quemones, regaños y decepciones, el interés por el espacio crecía. Ya establecido en la ciudad de Bogotá en el año de 1973, lanzó sus primeros cohetes con éxito alcanzando los 100 metros de altura, y convirtiéndolo desde entonces en uno de los coheteros más perdurables hasta la actualidad.

Ya en la década del 90 se efectuaron 55 lanzamientos de cohete aproximadamente, alcanzando alturas entre 100 y 350 metros, los cuales fueron construidos con materiales livianos como cartón, plástico y balsa.

Alberto Quijano Vodniza, que para el año de 1968, y mientras tenía unos 15 años de edad, construyó y lanzó un pequeño cohete a base de pólvora, además de contar con la curiosa tripulación de cinco mosquitos, quienes tenían asegurada su descenso gracias a un paracaídas, desafortunadamente, como en los primeros tiempos de NASA, hubo un problema y el cohete cambio de trayectoria y todo terminó en una explosión.

Lastimosamente este hecho represento una prohibición por parte de su familia, dejando un posible adelantado en la astronáutica en el camino, pero ganando un increíble astrónomo para la región sur del país, puesto que se convirtió en director del observatorio astronómico de la Universidad de Nariño.

Para comenzar a estructurar el Programa Aeroespacial Colombiano (PAC) se comenzó en el año de 1988, denominándose así por Carlos Orlando Parra cuando comenzó la reflexión sobre la necesidad de estructurar un Programa Espacial en los países en vía de desarrollo, explorando la posibilidad de establecer una entidad organizativa como la de la Agencia Espacial Europea. Y es así como en la configuración de esta propuesta, se plantea la necesidad de fortalecer e impulsar Agencias Aeroespaciales Nacionales y Regionales en los países en vía de desarrollo. Los aspectos iniciales de la propuesta fueron publicados en la monografía con la que optó al título de Licenciado en física en la Universidad Pedagógica Nacional (1990); luego en el año de 1997 publicó el libro "La Hora Cósmica" y se comenzó un plan de trabajo cuyo fin es contribuir a consolidar la propuesta.

Ya corría el año de 1998 y el afamado científico Colombiano Jorge Reynolds se sumó a la iniciativa, y gracias a su experiencia impuso un necesario formato: la idea era poder aterrizar múltiples ideas en un proyecto concreto. Así nació el Trabajo Aeroespacial Misión Satelital TAMSA (que significa salud en vocablo Muisca). El propósito de ese proyecto fue que a través del diseño y construcción del cohete, la base de lanzamiento y el Microsatélite, se pudiese colocar en órbita baja dicha plataforma satelital, a la que se denominó Hageo. Para el diseño y construcción del cohete, al que se llamó Yurupari, se reclutó a un grupo de voluntarios, liderados por los jóvenes ingenieros Edgard Espejo en la aerodinámica y Wilson Pinzón en la propulsión química, quienes pasaron a la cohetería aficionada desarrollando un cohete de 44cm x por 3.5 cm de diámetro que pronto, después de múltiples excitaciones, dio los resultados esperados, para darle un marco organizativo a los diferentes temas, se creó ASPA, Asociación Pro Agencia Espacial, publicando informalmente resultados y distribuyendo literatura adecuada al propósito.

A la iniciativa de la misión TAMSA, se integran otras instituciones como Indumil, SENA, Universidad San Buenaventura, Planetario Distrital. Como producto de su investigación quedó un diseño conceptual de un cohete, el cual se encuentra como maqueta en el museo militar de Bogotá.

Figura 2. Cohete Misión Tamsa. Replica ubicada en el Museo Militar de Colombia 2006



Fuente. (Bolívar, 2011)

Desde la década de los 90, de nuevo Hernán Charry, ya establecido de manera permanente en el municipio de Villa de Leiva, y en compañía de Carlos Orlando Parra, diseñan y construyen pequeños cohetes, con motores a base de pólvora y compuestos nitratos, los cuales desarrollan vuelos verticales menores a un kilómetro de altura. Sumando una experiencia de más de 20 años frente al desarrollo de cohetes de potencia baja y media. En la actualidad, y con ayuda de la función científica Elkeve sigue construyendo cohetes de propelente sólido. En el año 2006 la fundación Elkeve presenta a los medios de comunicación un proyecto para llevar un roedor en vuelo suborbital, de alrededor de 80 Kilómetros con motores de combustible líquido, lastimosamente esta iniciativa no pasa de la construcción de algunos elementos, y unas significativas pruebas, aunque actualmente sigue vigente el proyecto por parte de sus autores. Denominado Hechizo.

Figura 3. Cohete de combustible líquido HECHIZO



Fuente. (Bolívar, 2011)

en el año de 1995, y bajo la tutela del profesor Hernando Restrepo Bonilla (Q.E.P.D.), en el Departamento de Ingeniería Mecánica de la Universidad de Antioquia, se crea el grupo de estudio, investigación y desarrollo en ciencias aeroespaciales INGES AEROSPACE, en el que posteriormente se empiezan a aunar esfuerzos con la vinculación estudiantes y profesores de la Universidad Eafit y la Universidad Pontificia Bolivariana UPB, creando un grupo multidisciplinar enfocado en diferentes líneas de investigación, siendo uno de ellos la coherencia experimental.

Con el inicio del siglo XXI, se llena de esperanzas el ámbito espacial colombiano, y poco a poco diversos profesionales se involucran en este campo de acción. En el primer lustro del nuevo siglo, se realizan las primeras tesis de pregrado en diseño de motores cohete de combustibles sólidos en la Universidad Nacional de Colombia, la Universidad San Buenaventura de Bogotá y la Universidad de los Andes. Ya en el año 2003 se publica el primer libro técnico sobre coherencia en Colombia denominado “Introducción a la tecnología de la propulsión”, por parte de Diego Alexander Garzón Alvarado, Máximo

Alejandro Roa Garzón y Carlos Alberto Duque Daza de la Universidad Nacional de Bogotá.

Tesis de pregrado Diseño conceptual y preliminar de un vehículo que transporta carga útil de 1000kg desde la superficie de la tierra a órbitas baja, por él ahora MSc Jhonathan Orlando Murcia Piñeros, Fundación Universitaria Los libertadores, trabajo que también ha aportado al crecimiento de la investigación en la cohetaría experimental.

Ya para el 2003 la Universidad Distrital Francisco José de Caldas, de Bogotá, crea por interés de sus estudiantes de ingeniera, el grupo de investigaciones en astronomía y astronáutica Pleyades, y desde allí se crea un grupo de trabajo en cohetaría, logrando grandes avances en poco tiempo. Su primer cohete exitoso es denominado vehículo espacial de gran altura Vega, con el que participa en el I Concurso Nacional de Cohetería “Isaias Moreno”, logrado para su primera participación, un éxito rotundo frente a los otros competidores de mayor experiencia.(Bolívar, 2011)

2. MARCO CONCEPTUAL

Este marco teórico es una pequeña inducción de algunas definiciones y conceptos que se deben tener claras de modo que sirven para lograr entender de una manera más sencilla el estudio que se desarrolla en este trabajo de grado.

2.1.¿QUÉ PARTES COMPONEN UN MOTOR COHETE?

Figura4.Tubo de aluminio



Fuente. (SIGA, 1999)

2.1.1. CÁMARA DE COMBUSTIÓN

En la cámara de combustión se produce la reacción de oxidación del propelente sólido mediante la acción de una resistencia eléctrica para su ignición. Dicha resistencia sometida a un potencial eléctrico, se calienta hasta liberar una cantidad mínima de calor que posibilite la ignición de la reacción. Una vez iniciada la reacción no se podrá parar.

La reacción de combustión origina una serie de gases a elevada temperatura dentro de la cámara de combustión. La geometría de la cámara de combustión influye sobre el tipo de combustible y en consecuencia sobre el empuje.

La cámara de combustión de un cohete propulsado por combustible sólido, a diferencia de otro tipo de motor a reacción, no posee ninguna entrada. El combustible se ubica en la sección de salida de la cámara, hallándose el motor parado. En este caso, el propelente lleva integrado su propio oxidante, permitiendo la reacción sin necesitar alimentación del medio externo.

Durante la reacción, la temperatura aumenta, acelerando el proceso de combustión y produciendo mayores cantidades de calor, así como la aparición de la llama. El diseño de la cámara es esencial para obtener las presiones y temperaturas adecuadas, y por último alcanzar el empuje deseado.

Los dos objetivos básicos de la cámara de combustión son:

- Servir de alojamiento al combustible.
- Dirigir el proceso y evolución de la combustión.

El combustible sólido, que normalmente se halla prensado en forma de pastillas cilíndricas, se instala en la cámara de combustión. La geometría externa de combustible coincide con la configuración interna de la cámara.

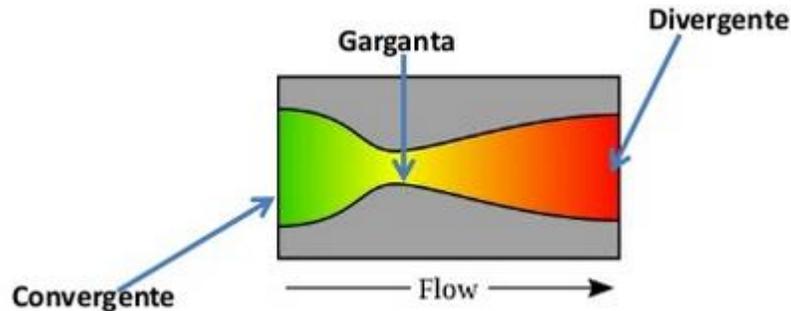
El diseño y geometría de la cámara de combustión actúan en el proceso de combustión. Según las dimensiones de la cámara, el tiempo de duración de la reacción y su velocidad varían. Si aumenta el tiempo de combustión, también lo harán los valores de presión y temperatura, afectando a la evolución del proceso. En consecuencia, pueden aparecer restos de combustible sin quemar o aumentar el grado de disociación de los gases. (Alvarez, y otros, 2002)

2.1.2. TOBERA

Una tobera es un dispositivo que convierte la energía térmica y la presión de un fluido en energía cinética. Esta es una definición un poco general en principio, pero se tiene en cuenta que la tobera a trabajar no es una tobera que se use en turbinas, la tobera de estudio hace parte de un motor cohete es decir es una tobera a propulsión de tipo LAVAL. Que su estructura permite expandir y acelerar los gases producidos por la combustión.

¿Cómo se ve una tobera?

Figura 5. Tobera



Fuente. (Wolfkeeper, 2005)

Una tobera se compone de dos secciones, convergente, divergente y por su garganta cada una de estas geometrías cumple una función.

Toberas cónicas: las toberas cónicas fueron usadas en las primeras aplicaciones de los motores cohete. Estas permiten facilidad de fabricación y flexibilidad al adaptar un diseño existente a un radio de expansión mayor o menor mediante el alargamiento de la sección divergente sin un rediseño general. La tobera cónica es un semi-ángulo del divergente de 15° se ha convertido prácticamente en estándar ya que representa un buen compromiso entre el peso, longitud y rendimiento.

Toberas contorneadas: las toberas contorneadas, de contorno de campana parabólico, o simplemente toberas RAO fueron diseñadas para obtener mayores presiones con longitudes menores. En ellas se emplea una sección de rápida expansión en el inicio del tramo divergente, que conduce a un flujo uniforme y axial en la sección de salida de la tobera. (Cases Sánchez, 2014)

2.1.3. PROPELENTE

Un propelente es la composición de una sustancia capaz de actuar frente a un proceso llamado ignición, en un compartimento conocido como la cámara de combustión, el propelente puede presentarse en estado sólido o líquido.

A. Propelente sólido

La carga del propulsor, o veta, se comporta como una masa sólida, que tiene una combustión predecible; la cual da una idea de cómo debe de ser el área de la carcasa y la presión que esta va a tener que soportar, en función de los gases de combustión y del orificio de la tobera. (Roig, 2011)

- **Pólvoras negras (KNO_3 /Carbón/Azufre):** Están formados por pólvoras comprimidas, las cuales tienen un impulso bajo, de alrededor de 80s y son poco eficientes; son baratos y fáciles de hacer, su velocidad de combustión depende de la composición exacta y de las condiciones de funcionamiento, pueden romperse,

- ya que normalmente hay imperfecciones, y hacer que el cohete explote; normalmente solo se usan para motores de menos de $40\text{N}\cdot\text{s}$.(Descalzo, 2009)
- **Micrograno (Zinc/ Azufre):** Están formados por pólvoras muy finas y compactadas de zinc y azufre que se comprimen dentro de la cámara de combustión. Este tipo de motores tienen tiempos de operación cortos, lo que lleva a grandes aceleraciones y velocidades de combustión de alrededor de 2 m/s , dichas aceleraciones pueden llegar a ser incontrolables por ser tan grandes, de manera que hay que diseñar el motor para que pueda soportar grandes aceleraciones y presiones; tienen un bajo impulso específico, y cuando se encienden no se quema ni se oxida, sino que se hace una reducción rápida por la ausencia de oxígeno, que acaba generando grandes cantidades de gases de color verde y amarillo, lo cual proporciona el empuje. Estos motores solo se utilizan en cohetes amateur por ser relativamente inestables.
 - **Candy:** Están formados por una fusión térmica de combustible y oxidante, donde normalmente se usa como oxidante el nitrato de potasio y como combustible se usa un azúcar, el cual puede ser dextrosa anhidra, sorbitol, sucrosa o monohidrato de dextrosa. Este tipo de motor tiene un impulso específico bajo, de alrededor de 130 s , y por esto solo se usan en cohetes amateur, además porque son seguros de elaborar y son eficientes para motores de hasta clase K; como inconvenientes tienen que el grano puede quebrarse y hacer que el cohete explote, que se funden a temperaturas altas y que no son fáciles de encender.
 - **Propelente de doble base:** Están formados por dos monopropelentes combustibles, donde uno genera mucha energía y el otro genera menos pero sirve para estabilizar. Se usan en aplicaciones donde se necesita muy poco humo y un rendimiento alto, con un impulso específico de alrededor de 235 s ; si se quisiera aumentar el impulso específico, se tendría que añadir un combustible metálico, y se conseguiría un impulso específico de hasta 250 s , pero el humo se volvería más opaco.
 - **Propelentes compuestos:** Están formados por un oxidante en polvo y como combustible usan metal en polvo, que se mezclan y se inmovilizan con goma. Normalmente estos compuestos por nitrato de amonio y aluminio como combustible, teniendo un rendimiento medio y un impulso específico de 265 s ; estos son de fácil fabricación y coste medio, se usan en cohetes espaciales, militares y en cohetes amateur.
 - **Propelentes compuestos de alta energía:** Están formados por una mezcla estándar de combustible híbrido, normalmente APCP, al cual después se le añade un explosivo de alta energía, que está en forma de pequeños cristales RDX o

HMX. Los impulsos específicos conseguidos son de alrededor de 275 s; y su aplicación es limitada debido a su alta posibilidad de explotar.

2.2.MATERIALES DEL MOTOR COHETE

2.2.1. CARTÓN

El cartón es un material que está compuesto por varias capas de papel. Las capas se ponen de manera vertical una sobre otra, el papel debe tener una característica importante y es que debe ser papel de fibra virgen, pero esto no quiere decir que no se pueda implementar papel reciclado. El hecho de que está formado por muchas capas, hace que el cartón sea un material resistente, grueso y duro.(matter, 2015)

2.2.2. ALUMINIO

El aluminio es un metal no ferromagnético, el más ligero, en su estado puro tiene baja resistencia mecánica, posee 1/3 de la rigidez del acero, Peso Específico de $2,7 \text{ gr/cm}^3$. Es inalterable frente al contacto de sustancias químicas y se extrae de la bauxita que es una arcilla con alto contenido de alúmina. (Hufnagel & Coca, 2004)

2.2.3. GRAFITO

El grafito natural es una forma alotrópica del carbón. Es un mineral suave, de color gris a negro, brillo metaloide, peso específico de 2.23 N/m^3 , dureza de 1-2, cristaliza en el sistema hexagonal, estable y químicamente inerte a temperatura normal, inodoro, no tóxico, resistente al calor y excelente conductor de calor y electricidad.

Es extremadamente refractario, siendo poco afectado por temperaturas superiores a los $3,000^\circ\text{C}$; tiene alta resistencia al intemperismo y los ácidos; se mezcla fácilmente con otros materiales tanto líquidos como sólidos.

Es compresible y maleable; resiste el ataque químico, el choque térmico, la contracción y la oxidación; tiene bajos coeficientes de fricción y de expansión térmica; flexible y sectil en un amplio rango de temperaturas y excelente lubricante(Dirección General de promoción mineral, 2005).

2.2.3.1. GRAFITO NATURAL

Tabla 1 Propiedades del grafito natural

PROPIEDAD	CARACTERISTICA
Temperatura de fusion	Tiene dos puntos triples (<i>punto en que coexisten en equilibrio tres fases</i>) - 3,550°C bajo una presión de 88 kg/cm ² - 3,726°C a las 100,000 atmósferas de presión
Sublimación	Entre 3,300° y 3,550°C a una presión de 1.033 kg/cm ²
Oxidación térmica	En presencia de oxígeno comienza a 300°C
Combustión	A 620° y 670°C es combustible en presencia de oxígeno

Fuente: (Dirección General de promoción mineral, 2005)

El grafito natural se clasifica en cristalino (escamoso y veta) y amorfo (microcristalino).

2.2.3.1.1. Cristalino

Escamoso: Se encuentra en forma de láminas planas de aspecto escamoso. Cada una de las láminas está separada, cristalizadas en las rocas metamórficas como el mármol, gneis, esquistos, cuarzo, cuarcita con feldespatos o mica. Las láminas tienen un aspecto grasoso y sus dimensiones son variables. De un depósito a otro se pueden encontrar variaciones en dureza, grosor, densidad y forma. Los depósitos comerciales importantes se presentan en capas o lentes

Veta: Se localiza en forma de vetas hidrotermales o en forma de acumulaciones a lo largo de las superficies de contacto entre pegmatitas y calizas. Comercialmente se separan de acuerdo a su tamaño. Las vetas varían en dimensión desde unos cuantos milímetros a más de 2 metros. Las impurezas que se presentan como granos en el grafito consisten de feldespato, cuarzo, mica, zircón, rutilo y apatito

2.2.3.1.2. Amorfo

Se encuentra en forma de partículas microcristalinas más o menos uniformemente distribuidas en rocas metamórficas suaves como pizarras y filitas. Esta variedad tiene una apariencia terrosa, negra y suave. El producto comercial contiene entre 50 y 94% de grafito.

El grafito tiene características para cada una de sus clasificaciones, pueden visualizarse en la siguiente tabla:

Tabla 2. Características de los tipos de grafito natural.

Tipo	Carbono (%)	Azufre (%)	Densidad (g/cm³)	Contenido de grafito (%)	Densidad de cenizas (g/cm³)	Resistencia (ohm-cm)
Escamoso	90.0	0.1	2.29	99.9	2.91	0.031
Veta	96.7	0.7	2.26	100.0	2.89	0.029
Amorfo	81.0	0.10	2.31	28.00	2.68	0.091

Fuente: (Dirección General de promoción mineral, 2005)

2.2.3.2.GRAFITO SINTÉTICO

El grafito sintético primario es esencialmente carbono producido a partir de coque de petróleo calcinado. El grafito sintético secundario (polvo y desecho) es producido en forma similar a partir de rellenos carbonosos y materiales aglomerantes.

Por ser un subproducto de procesos controlados el contenido de carbono y grafito es más uniforme en sus diferentes tipos. Este tipo de grafito incrementa la densidad del electrodo, la resistencia y la conductividad eléctrica.

Por lo general los grafitos naturales y sintéticos tienen diferentes usos y funciones, por ello no compiten en los mismos mercados. Sólo en la producción de acero se prefiere grafito sintético al natural (amorfo), para aumentar el contenido de carbono en el acero.

Tabla 3. Características de los tipos de grafito sintético.

Componente	Unidad	Primario	Secundario	Hojuelas
Carbono	%	99.9	99.0	97.00
Azufre	%	0.00	0.01	0.07
Densidad	g/cm ³	2.25	2.24	2.24
Contenido de grafito	%	99.9	92.3	95.0
Densidad de cenizas	g/cm ³	2.65	2.68	4.68
Resistencia	ohm-cm	0.035	0.042	0.024

Fuente: (Dirección General de promoción mineral, 2005)

PROPIEDADES FISICAS

- **Lustre:** submetalico

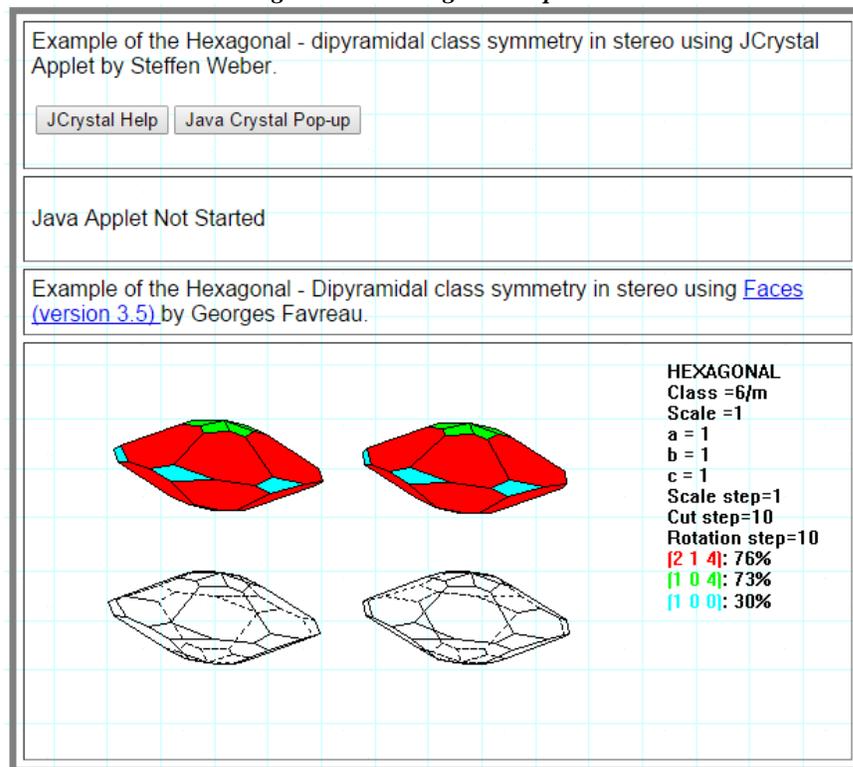
Lustre submetálico, el de sustancias opacas cuando son gruesas pero que cuando se exfolian en láminas finas son transparentes.

- **Transparencia:** opaco
- **Color:** negro
- **Color en seccion fina:** incoloro
- **Tenacidad:** sectil, flexible, inelastico

CRSITALOGRAFIA DEL GRAFITO

- **Sistema:** cristalino
- **Clase :** dihexagonal dipiramidal

Figura 6. Di hexagonal Di piramidal



Fuente . mineralogy Data base (Barthelmy, 1997-2004)

TEST QUIMICO

- **Fusibilidad:** 7
- **Mineral tipo:** cuarzo
- **Punto de fusion:** 1710°C

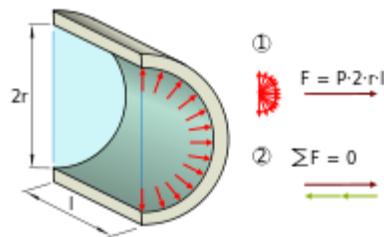
- **Reacción a los ácidos:** insoluble en ácidos

2.3. ESFUERZO RADIAL

El esfuerzo radial es un tipo de esfuerzo mecánico en objetos cuya geometría es cilíndrica o esférica, que resultan al ser sometidos a presiones internas o externas. Esta fuerza está contenida en el plano perpendicular al eje de simetría y es perpendicular al radio del objeto. La sufre cada partícula de la pared del cilindro en ambas direcciones. En general no es igual en todo el espesor sino que puede variar. (Wikipedia, 2015).

La ecuación de esfuerzo radial se encuentra en la sección de modelo matemático de este trabajo (ecuación 12).

Figura 6. Esfuerzo radial



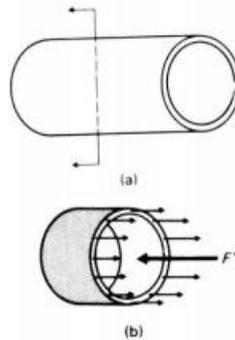
Fuente. (Wikipedia, 2015)

2.4. ESFUERZO LONGITUDINAL O NORMAL

Se denota por la letra σ , el esfuerzo actúa de manera perpendicular, o normal, a la sección transversal del miembro de carga, y además el esfuerzo es uniforme sobre el área de resistencia, es decir, es el mismo en un punto cualquiera de la sección transversal. (Montenegro, 2012).

La ecuación de esfuerzo longitudinal se encuentra en la sección de modelo matemático de este trabajo (ecuación 13).

Figura 7. Esfuerzo normal



Fuente.(Ruiz Orellana)

2.5. ESFUERZO TÉRMICO

Esfuerzo de tensión o compresión que se produce en un material que sufre una dilatación o contracción térmica. Un cambio de temperatura puede ocasionar que un material cambie sus dimensiones. Si la temperatura aumenta, generalmente un material se dilata, mientras que si la temperatura disminuye, el material se contrae. Ordinariamente esta dilatación o contracción es linealmente relacionada con el incremento o disminución de temperatura que se presenta. (ITESCAM)

La ecuación de esfuerzo térmico se encuentra en la sección de modelo matemático de este trabajo (ecuación 14).

2.6. ENSAYOS NO DESTRUCTIVOS

Los ensayos no destructivos END o sus siglas en inglés NDT (*non destructive testing*) son prácticas que se llevan a cabo para verificar el estado físico de piezas, esto con la ventaja de que al finalizarse la pieza u el objeto de estudio no haya sido afectado estructuralmente y este cumpla normalmente la función para la que ha sido diseñado.

Están basados en principios físicos y de su aplicación se obtienen los resultados necesarios para establecer un diagnóstico del estado de la calidad del objeto inspeccionado.

Dichos resultados no se muestran de forma absoluta, sino que lo hacen con un lenguaje indirecto, lo que obliga a interpretarlos a partir de las indicaciones propias de cada método y en relación con los principios físicos en que están basados, naturaleza del material y procesos de fabricación. Esta práctica deja como ganancias un factor importante para cualquier industria que bien busque beneficiarse de esta, este factor es el tiempo de ensamble en cada pieza, pero el más sobresaliente de sus ventajas está en el hecho de conocer si el objeto de estudio sufre fallas mecánicas que no son visibles a simple vista.

Ponen de manifiesto la presencia de heterogeneidades, establecen su tamaño, forma, situación y naturaleza y, de acuerdo con criterios de aceptación establecidos por la ingeniería del proyecto y recogidos en una especificación, determinan la bondad de aquello que está sometido a ensayo.

Principales Métodos de NDT:

- Inspección Visual
- Líquidos Penetrantes
- Partículas Magnéticas
- Ultrasonidos
- Corriente de Eddy
- Radiografía o Gammagrafía industrial

Para este trabajo se usaran las pruebas radiográficas, las cuales serán un complemento de la investigación, debido a su capacidad de mostrar las condiciones internas del material y a la posibilidad y alcance de los materiales se escogió este tipo de prueba.

La radiografía como método de prueba no destructivo, se basa en la capacidad de penetración que caracteriza principalmente a los Rayos X y a los Rayos Gama. Con este tipo de radiación es posible irradiar un material y, si internamente, este material presenta cambios internos considerables como para dejar pasar, o bien, retener dicha radiación, entonces es posible determinar la presencia de dichas irregularidades internas, simplemente midiendo o caracterizando la radiación incidente contra la radiación retenida o liberada por el material.

Comúnmente, una forma de determinar la radiación que pasa a través de un material, consiste en colocar una película radiográfica, cuya función es cambiar de tonalidad en el área que recibe radiación. En la parte de arriba se encuentra una fuente radiactiva, la cual emite radiación a un material metálico, el cual a su vez presenta internamente una serie de poros, los cuales por contener aire o algún otro tipo de gas, dejan pasar más cantidad de radiación que en cualquier otra parte del material. El resultado queda plasmado en la película radiográfica situada en la parte inferior del material metálico.

Como puede observarse el método de radiografía es sumamente importante, ya que nos permite obtener una visión de la condición interna de los materiales. (El Rincón del Vago, 1998)

2.7. DESGASTE DEL MATERIAL

El desgaste ha ido tomando un gran auge entre investigadores de todo el mundo, concepto que viene relacionado con dos factores bien significativos: tribología y fricción.

Tribología es una tecnología que a partir de sus estudios ha permitido llegar a determinar unos cálculos para predecir el desgaste en una pieza, básicamente se ha generado una formulación, que es de gran ventaja para la industria, factores como el diseño y el mantenimiento son dos acciones importantes de las cuales han servido para avanzar en este estudio, estudio que voy por hoy ha alcanzado la formulación de algoritmos para simplificar el trabajo, sus cimientos se dan a través de características como el desgaste que se presenta en cada mecanismo y diferencias entre si, por el contrario se desprecian otros como el deslizamiento de las superficies ya sean secas o lubricadas. (Martínez, 2000)

Las fuerzas de fricción estáticas que se produce por la interacción entre las irregularidades de las dos superficies se incrementarán para evitar cualquier movimiento relativo hasta un límite donde ya empieza el movimiento. Ese umbral del movimiento, está caracterizado por el coeficiente de fricción estática. El coeficiente de fricción estática, es típicamente mayor que el coeficiente de fricción cinética.

Para el desgaste del material de la tobera se hará el análisis y calculo a partir de la ecuación establecida por SARKAR, la cual se encuentr en el numeral 7 de la seccion de analisis, tomando los datos a partir de las propiedades identificadas en las pruebas de dureza.

3. MARCO NORMATIVO

Para el diseño y desarrollo del diseño y explotación de un motor cohete sonda se deben tener en cuenta las siguientes normas(Pyrotechnics, 2008):

- **Certificación:** Solo se pueden lanzar cohetes o poseer motores de cohetes para los cuales se tenga certificación y licencia.
- **Materiales:** El cohete debe de estar construido con materiales ligeros como el papel, cartón, madera de balsa, goma, plástico, etc., y no se aceptarán partes metálicas para el cono, cuerpo y aletas. Siendo preferentes los materiales biodegradables.
- **Motores:** Usar solo motores certificados y de fabricación comercial; no usarlos para cualquier otro propósito que no sea recomendado por el fabricante. No permitir fumar, encender fuego, ni fuentes de calor en 25 pies (7,62 m) alrededor del motor.
- **Sistema de encendido:** Se deben de usar sistemas de lanzamiento eléctricos que se instalarán en el motor sólo después de que el cohete esté en la plataforma de lanzamiento o en una zona preparada. Este sistema de lanzamiento tendrá un

interruptor de seguridad colocado en serie con el interruptor de lanzamiento y que no se instalará hasta que el cohete esté listo para su lanzamiento, dicho interruptor volverá a la posición de apagado cuando se suelte. Si el cohete tiene sistemas de encendido a bordo o sistemas de recuperación, deberán de tener también dispositivos de seguridad para interrumpir la corriente cuando el cohete está en la base de lanzamiento.

- Lanzamientos fallidos: Si el motor no se inicia al pulsar el botón de encendido eléctrico, hay que quitar el bloqueo de seguridad del lanzador o desconectar su batería; entonces hay que esperar 60 segundos desde el último intento de encendido antes de que alguien entre en el área de lanzamiento.
- Seguridad en el lanzamiento: Se debe de iniciar una cuenta atrás de 5 segundos antes del lanzamiento. Asegurarse de que ninguna persona se encuentra a una distancia inferior a la mínima por cada tipo de motor. Comprobar la estabilidad del cohete antes del lanzamiento y descartar su lanzamiento si no es estable.
- Base de lanzamiento: Se debe de lanzar el cohete desde un dispositivo estable que tenga una guía rígida de 20 ° de inclinación, que asegure que el cohete alcanza una velocidad de vuelo estable. Si la Normativa 31 velocidad del viento es mayor a 5 millas por hora (2,2352 m/s), la base de lanzamiento deberá de tener una longitud suficiente para asegurar que el cohete tiene un vuelo estable después de separarse de la base. Utilizar un deflector de explosión para evitar que el motor golpee el suelo. Asegurarse de que la zona de lanzamiento está seca y sin hierba u otros obstáculos en la distancia mínima por tipo de motor y aumentarla en un factor de 1,5 si el motor utiliza esponja de titanio en el propelente.
- Medidas: El cohete no deberá de tener ninguna combinación de motores que supere los 40,960 N·s de impulso total. El cohete no debe de pesar más de un tercio del empuje medio certificado para motores de alta potencia en el despegue.
- Seguridad del vuelo: No lanzar el cohete contra objetivos, a través de las nubes, cerca de aeronaves, en trayectorias cercanas a cabezas de espectadores o más allá de los límites del área de lanzamiento. No lanzar el cohete si la velocidad del viento excede las 20 millas por hora (8,9408 m/s). Se deberán de cumplir las regulaciones de la FAA y asegurarse de que el cohete no excede el límite de altitud del lugar de lanzamiento.

- Lugar de lanzamiento: Se deberá de lanzar el cohete en un lugar abierto, donde los árboles, las líneas de electricidad, edificios y personas que no participen en el lanzamiento, no supongan un riesgo; y que al menos este tan lejos de edificios, o alguna autopista pública con tráfico de al menos 10 vehículos por hora, como la mitad de la altura máxima o de 1500 pies (457,2 m), escogiendo la distancia que sea mayor. - Sistema de recuperación: Se usaran sistemas de recuperación como paracaídas, para que todas las partes del cohete se puedan recuperar de forma segura y sin daños y que puedan usarse otra vez. Solo se usarán sistemas de recuperación que sean a prueba de fuego o resistentes al fuego.
- Seguridad para la recuperación: No se intentará recuperar ningún cohete que haya caído sobre líneas de alta tensión, árboles altos u otros lugares peligrosos. Solo se lanzará en áreas donde se pueda recuperar el cohete de forma segura y no se intentará coger mientras está cayendo.

Tabla 4. Parámetros para un motor cohete sonda

Impulso total (N-s)	Tipo de motor	Diámetro mínimo de área despejada (ft)	Distancia mínima del personal (ft)	Distancia mínima del personal (Cohete complejo)
0-320	H o inferior	50 (15,24 m)	100 (30,48 m)	200 (60,96 m)
320,01-640	I	50 (15,24 m)	100 (30,48 m)	200 (60,96 m)
640,01-1280	J	50 (15,24 m)	100 (30,48 m)	200 (60,96 m)
1280,01-2560	K	75 (22,86 m)	200 (60,96 m)	300 (91,44 m)
2560,01-5120	L	100 (30,48 m)	300 (91,44 m)	500 (152,4 m)
5120,01-10240	M	125 (38,1 m)	500 (152,4 m)	1000 (304,8 m)
10240,01-20480	N	125 (38,1 m)	1000 (304,8 m)	1500 (457,2 m)
20480,01-40960	O	125 (38,1 m)	1500 (457,2 m)	2000 (609,6 m)

Referencia: (Pyrotechnics, 2008)

Ya que el motor que se usara es fabricado por el grupo de semilleros hay que tener en cuenta las normas *NFPA*:

- Cada motor no puede pesar más de 1500 gr.
- Cada motor no puede contener más de 125 gr de combustible.
- Hay que estar preparado durante la mezcla de oxidante y combustible por si hace ignición en cualquier momento.
- Las herramientas y utensilios a usar durante la fabricación han de estar limpios para no cambiar la formulación del producto final.

- Al utilizar productos químicos, asegurarse de que no contienen impurezas que puedan cambiar el producto final, y usar solo productos químicos que se conozcan.
- Tener cerca la hoja de seguridad de material, de los productos químicos que se están empleando.
- Se debe de trabajar con guantes, gafas de seguridad y máscara de seguridad facial.
- Las herramientas que se usen en el proceso de fabricación han de ser preferentemente de madera, papel o aluminio y evitar en lo posible usar herramientas de acero inoxidable.
- No utilizar como oxidantes ningún tipo de clorato, sales de bertholet o permanganato de potasio entre otros compuestos.
- No utilizar fósforo como combustible.
- No preparar las mezclas en seco de metales pulverizados finamente con cualquier oxidante, ni en seco con cualquier combustible.
- Tener el mínimo número de productos químicos necesarios para la fabricación en el lugar de trabajo y preferiblemente trabajar al aire Normativa 33 libre, y en caso de que se realice en un lugar cerrado, nunca encender la calefacción.
- Contar con medios para extinguir el fuego, como extintores y recipientes con arena seca. - Nunca acercarse sobre la mezcla durante la fabricación.
- Desactivar y desechar los restos de propelente que no se vayan a utilizar.
- Preparar cantidades de propelente lo más pequeñas posibles.
- No calentar la mezcla en el horno microondas, ya que podrían encenderse.
- No cambiar la formulación de la mezcla, y en caso de que se esté realizando una mezcla experimental, hacerla en cantidades pequeñas.
- Tener todos los equipos eléctricos metálicos conectados a tierra.
- Usar ropa de algodón durante la fabricación y nunca prendas sintéticas, ya que pueden prender fuego fácilmente.
- Tener a mano un recipiente con agua, para tirar dentro la mezcla que esté descomponiéndose o calentándose y para disolver los sobrantes.
- Permanecer el mínimo número de personas posibles en la zona de fabricación, y evitar el acceso de personas que desconozcan el tema.
- Tener en cuenta la electricidad estática.
- No dañar al medio ambiente.

Capítulo 8 MODELO MATEMÁTICO

Se realiza un modelo matemático para conocer de manera cuántica los cambios que existen en el motor cohete, para entender en qué consiste y que es lo que realmente busca el modelo matemático mostrar a continuación una explicación teórica de esos términos utilizados.

Existen una gran variedad de procesos en los que las maquinas ya sean aeronaves, difusores, turbina, toberas en las que se ve implicado el fluido como un elemento a tener en cuenta a través de un conducto el cual tiene un área ya sea variable, o continuo, ha sido tema de investigación y en el cual basamos parte de este análisis donde se busca conocer el comportamiento del fluido a través de una tobera exactamente. Una aproximación que conduce a identificar la conducta de este es el proceso isentrópico, o bien flujo isentrópico.

Las ecuaciones descritas a continuación son utilizadas para modelar el comportamiento de la tobera responden a este proceso.

Ecuación de Mach

$$M = \frac{V}{a} \quad [1]$$

Dónde:

M = Mach

a = Velocidad del sonido

V = velocidad

Ecuación de velocidad del sonido

La velocidad sónica, no sólo evalúa la compresibilidad de un fluido, sino que permite clasificar los flujos, a través de la adimensionalización de la velocidad con la velocidad sónica. (Martínez de la Calle, 2009)

$$a = \sqrt{\gamma \frac{P}{\rho}} = \sqrt{\gamma RT} \quad [2]$$

Dónde:

a = Velocidad del sonido

γ = relación de calor específico

ρ = Densidad

P = Presión

R = Constante del gas

T = Temperatura

Ecuación de Condiciones Totales (E.B)

Otras de las características a determinar es el calor específico del propelente, ya que debido esta característica del propelente se afecta en su mayoría la transferencia de calor entre el flujo del combustible y los materiales del motor cohete. (National Aeronautics and Space Administration, 2015)

$$\frac{P}{\rho^\gamma} = \text{Constante} \frac{P_t}{\rho_t^\gamma} \quad [3]$$

Dónde:

γ = relación de calor específico

ρ = Densidad

P = Presión

Podemos determinar el valor de la constante mediante la definición de las condiciones totales a ser la presión y la densidad cuando el flujo es llevado a descansar isoentrópicamente . La " t " Subíndice utilizado en muchas de estas ecuaciones es sinónimo de "condiciones totales" .(Es probable que ya tiene una idea de las condiciones totales de experiencia con la ecuación de Bernoulli) .

Ecuación derivada de la ecuación de estado para finalmente llegar a la Ecuación (5)

$$\frac{P}{P_t} = \left(\frac{\rho}{\rho_t} \right)^\gamma = \left(\frac{T}{T_t} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad [4]$$

Dónde:

γ = relación de calor específico

ρ = Densidad

P = Presión

T = Temperatura

Ecuación de presión dinámica

La presión que se produce a causa de la combustión del propelente es esencial para determinar los esfuerzos en el motor, ya que es la fuerza producida por el combustible distribuida en el motor.

$$q = \frac{1}{2} \rho v^2 = \frac{\gamma}{2} p M^2 \quad [5]$$

Donde:

q = Presión dinámica

ρ = Densidad

V = velocidad

P = Presión

M = Mach

Ecuación de entalpia (presión)

$$\frac{P}{P_t} = \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2\right)^{\frac{-\gamma}{\gamma-1}} \quad [6]$$

Donde:

P = Presión

M = Mach

γ = relación de calor específico

Ecuación de entalpia (temperatura)

$$\frac{T}{T_t} = \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2\right)^{-1} \quad [7]$$

Donde:

γ = relación de calor específico

T = Temperatura

M = Mach

Ecuación de entalpia (densidad)

$$\frac{\rho}{\rho_+} = \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2\right)^{\frac{-1}{\gamma-1}} \quad [8]$$

Donde:

M = Mach

γ = relación de calor específico

ρ = Densidad

Ecuación de áreas

La relación de áreas fue punto clave para el desarrollo y diseño de la tobera del motor.

$$\frac{A}{A^*} = \left(\frac{\gamma+1}{2}\right)^{-\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} * \frac{\left(1 + \frac{\gamma-1}{2} * M^2\right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}}}{M} \quad [9]$$

Donde:

A= área

M = Mach

γ = relación de calor específico

Para el análisis de propiedades mecánicas también se usa una formulación que permite llegar a los objetivos mencionados anteriormente.

Ecuación de Esfuerzo Radial

Se calcula el esfuerzo radial y axial del motor cohete en la sección convergente, divergente y en la cámara de combustión del motor cohete sonda, para saber así, si cuyo esfuerzo es mayor a las cargas que resiste el material del motor(Berrocal, 2002):

$$E_r = \frac{(P_i - P_e) * r}{e} \quad [10]$$

Donde:

E_r = Esfuerzo radial

P_i =Presión interna

P_e =Presión externa

r =Radio

e= espesor

Ecuación de Esfuerzo axial

$$E_a = \frac{E_r}{2} \quad [11]$$

Donde:

E_a = Esfuerzo axial

Ecuación de Deformación Radial

De acuerdo a los esfuerzos ya calculados anteriormente se analiza que el material va a sufrir una deformación debido a los esfuerzos producidos por la presión de los gases de salida del propelente. Para calcular los esfuerzos de deformación se usaran las siguientes ecuaciones(Beltran Palacios & FajardoRodríguez, 2008):

$$D_r = \frac{(P_i - P_e) * d}{4 * e * M_e} * (2 - \nu) \quad [12]$$

Donde:

Dr= Deformación radial

Me= módulo de elasticidad

d= diámetro

v= Coeficiente de Poisson

Ecuación de Deformación Longitudinal

$$D_l = \frac{(P_i - P_e) * d}{e} * (1 - (2 * v)) \quad [13]$$

Donde:

Dr= Deformación longitudinal

Ecuación de Deformación Total

La deformación en el diámetro de la tobera se halla a través de la siguiente formula(Timoshenko, 2002):

$$D_t = \frac{E_r * M_e}{d} \quad [14]$$

Dónde:

Dt= Deformación total (mm)

Ecuación de Esfuerzo térmico

Para determinar el esfuerzo térmico que genera la combustión del propelente en el motor se tiene en cuenta la siguiente ecuación:(Benford & Liechti, 2002)

$$E_T = (T_f - T_i) * M_e * \alpha \quad [15]$$

Dónde:

E_T= Esfuerzo térmico

α= Coeficiente de dilatación

T_f=Temperatura final

T_i= Temperatura inicial

Ecuación de Dilatación Térmica

Teniendo en cuenta el esfuerzo térmico, se determina que este puede produce dilatación térmica a lo largo del diámetro del motor, el cual se halla a partir de la siguiente ecuación:

$$D_T = (T_f - T_i) * r * \alpha \quad [16]$$

Dónde:

D_T = Dilatación térmica.

Ecuación de Transferencia de calor

Para hallar la deformación térmica de la cámara de combustión hay que tener en cuenta la pérdida de calor que hay por la conductividad entre materiales, se toma como base la transferencia de calor que hay entre los diferentes materiales desde el propelente hasta el aluminio a través de la siguiente ecuación:

$$Q = (\pi * d * l) * -h * (T_2 - T_1) \quad [17]$$

Dónde:

Q= transferencia de calor

l= longitud del material en contacto

h= coeficiente de transferencia de calor por convección

T1= temperatura del aire

T2= temperatura final por el propelente

Ecuación de Temperatura final

Para conocer la temperatura final de cada material se tiene en cuenta la siguiente ecuación:

$$T_f = T_i - \frac{\ln\left(\frac{r_e}{r_i}\right) * Q}{2 * \pi * k * l} \quad [18]$$

Donde:

r_e =Radio externo

r_i =radio interno

k= coeficiente de conducción térmica del material

T_i =temperatura inicial

T_f = Temperatura final

Ecuación de coeficiente de transferencia de calor

Es necesario calcular el coeficiente de transferencia de calor para los gases producidos por el propelente para esto se usa la siguiente ecuación:

$$h = N * \frac{k}{a_i} \quad [19]$$

N= número de Nusselt
 di= Diámetro interno

Ecuación de número de Nusselt

El número de Nusselt está determinado por la siguiente fórmula:

$$N = 0,023 * Re^{0,8} * Pr^{0,3} \quad [20]$$

Re= Reynolds
 Pr= Número de Prandtl

Ecuación de número de Prandtl

El número de Prandtl se halla por la siguiente ecuación:

$$Pr = v * \frac{C_p}{k} \quad [21]$$

Cp= Calor específico
 v= Viscosidad dinámica

Ecuación de flujo volumétrico

La ecuación de flujo volumétrico es:

$$\dot{V} = V * A \quad [22]$$

V= velocidad
 A= Area
 \dot{V} =Flujo volumétrico

El desarrollo de los cálculos de las anteriores ecuaciones se encuentra en las tablas del anexo A de este documento, los cuales se realiza en cada sección tanto de la tobera como de la cámara de combustión.

Capítulo 9 DISEÑO MOTOR COHETE

De acuerdo al trabajo de grado *Análisis del propelente sólido tipo amateur mediante el ballistic evaluation motor (BEM) y selección de la tobera más adecuada para su uso en el cohete sonda Libertador 1*, se diseñó una tobera, que cuyas características cumplieren los objetivos de la misión del cohete. A partir de este diseño se realizó la simulación de los esfuerzos mecánicos y la deformación del material para dar apoyo al modelo matemático descrito anteriormente.

El material base de la tobera es grafito de alto impacto natural amorfo ref: R4550, cuyas características bases son:

Tabla 5. Propiedades del grafito R4550

Propiedades	Unidades	Valor
Medida del grano promedio	μm	10
Densidad	g/cm^3	1,83
Porosidad abierta	Vol. %	10
Tamaño medio de poro	μm	1.8
Coefficiente de permeabilidad(20°C)	Cm^2/s	0,06
Dureza Rockwell	HR5/100	90
Resistencia a Flexión	Mpa	60
Resistencia a compresión	Mpa	130
Módulo de elasticidad	Gpa	11.5
Conductividad térmica (20°C)	$\text{Wm}^{-1}\text{K}^{-1}$	105
Expansión térmica (20-200°C)	10^{-6}K^{-1}	4.2

Fuente. (Del metal, 2005)

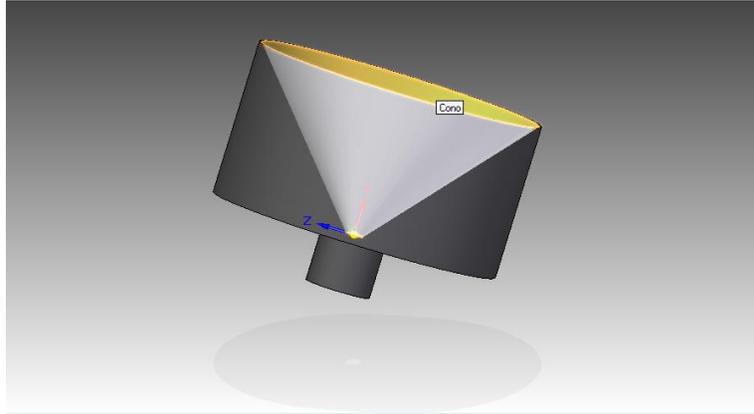
El análisis de los datos teóricos y experimentales será el resultado de los objetivos propuestos inicialmente.

En las siguientes ilustraciones se puede observar el boceto de la tobera del Cohete Libertador 1, diseñada inicialmente en acero y luego fabricada y probada en grafito resistente de alto impacto R: 4550, estas buscan dar una idea visual de sus diferentes aspectos como convergencia, divergencia y garganta.

En la primera imagen se puede identificar la inclinación del ángulo del cono en la tobera y el espesor del material en la sección convergente.

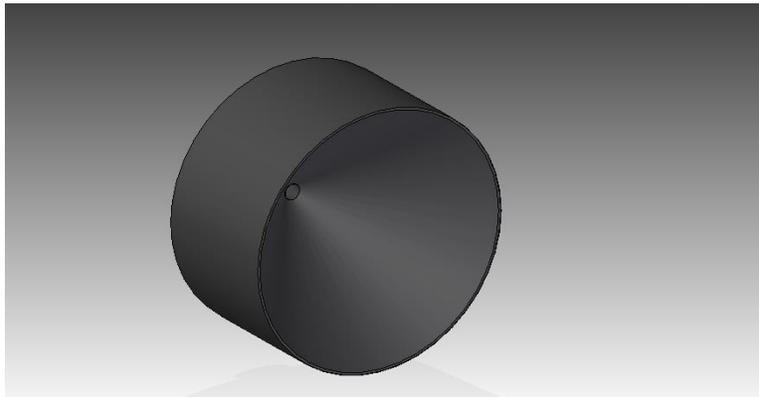
En la segunda imagen se puede observar el diámetro de la garganta con el diámetro de entrada de la sección convergente, y por último se puede observar la relación de diámetro de la garganta con respecto al diámetro de la sección divergente.

Ilustración 1. Muestra de la sección convergente de la tobera en solidedge



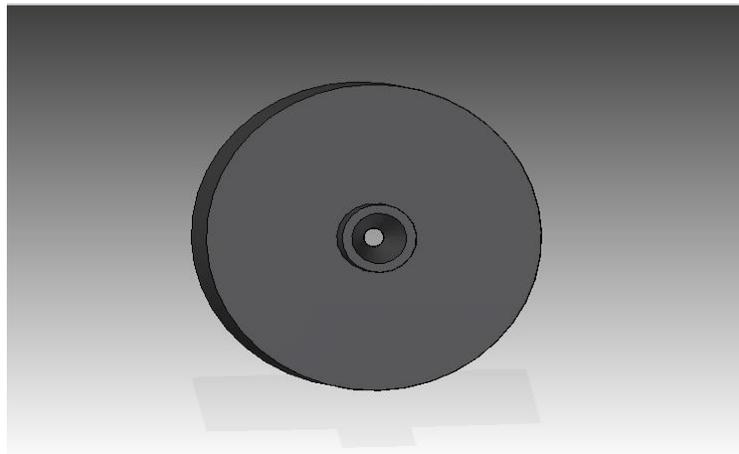
Fuente: autores

Ilustración 2. Vista de la garganta de la tobera en solidedge



Fuente: autores

Ilustración 3. Vista de la sección divergente de la tobera en solidedge



Fuente: autores

El diseño de la cámara de combustión se toma en cuenta a partir del diseño del fuselaje del cohete Sonda libertador 1, en donde se determina que el material a usar es aluminio 7075 T6. Las propiedades del material son definidas en la siguiente tabla:

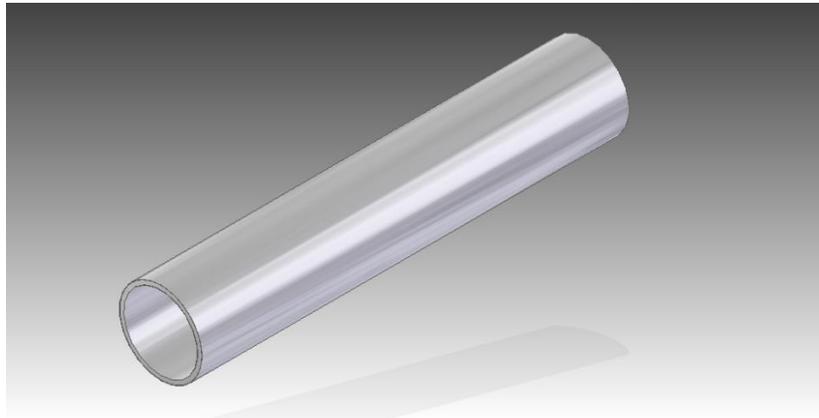
Tabla 6. Propiedades del Aluminio 7075-T6

Propiedades	Unidades	Valor
Densidad	gr/cm ³	2.8
Rango de fusión	°c	475-630
Módulo de elasticidad	Mpa	72000
Coefficiente de poisson		0.33
Coefficiente de dilatación (0-100°c)	°c ⁻¹ x10 ⁻⁶	23.5
Conductividad térmica (0-100°c)	Wm ⁻¹ °c ⁻¹	130
Resistividad a 20°c	μΩcm	5.2
Calor específico	J/kg*C	915

Fuente. (Del metal, 2005)

En la siguiente ilustración se puede observar el boceto de la cámara de combustión que fue diseñado en los inicios del semillero, en el cual también se determinó el material a usar y sus características dimensionales.

Ilustración 4. Aluminio 7075-T6 SolidEdge



Fuente. autores

Tabla 7. Datos iniciales

Nombre de carga	Tipo de carga	Valor de carga	Distribución de carga	Dirección de carga	Opción de dirección de carga
Presión 1	Presión	4,37e+003 kPa		Compresiva	Perpendicular a cara
Temperatura	Celcius	1430 °C			Perpendicular a cara
Temperatura de salida	Celcius	-50 °C			Perpendicular a la cara

Fuente. autores

Capítulo10 PRUEBA PILOTO

Esta Prueba se lleva a cabo con el fin de estudiar los materiales empleados en el motor cohete, como se desea conocer algunos comportamientos de estos, entonces se realiza el proceso Simulación de combustión que permitirá conocer finalmente algunas características del aluminio como su dureza, y posteriormente realizar una observación del material por medio de equipos.

La descripción del proceso específico se encuentra a continuación.

1. PRUEBA ALUMINIO

1.1.Proceso

Paso 1: Se toma el aluminio se posiciona en un soporte plano de acero, se realiza el ajuste es decir con el indicador dial de dureza el cual está diseñado para medir la profundidad diferencial cada indicación en el dial o valor de incremento de profundidad del penetrador equivale a una magnitud de 0,002 mm, se suelta la palanca lateral y este arroja en su indicador de escala el resultado. (Para tener un valor acertado se toman 4 pruebas y se realiza un promedio)

Paso 2: Se lleva a cabo un tratamiento térmico puesto que es el principal proceso de la metalografía (estudia la relación entre las composición estructura y propiedades de los metales y sus aleaciones), debemos conocer que los tratamientos térmicos básicos de mejora de propiedades de las aleaciones de aluminio son los tratamientos de precipitación. Constan de las etapas de puesta en solución, temple y maduración o envejecimiento. Para este caso solo se realizó un temple a 1200°C duración de 13 segundos (mismo tiempo de duración de la combustión en el Libertador 1), y posteriormente un enfriamiento en agua.

Paso 3: En este paso, se busca mostrar si el material es alterado frente a la temperatura que alcanza en la misión, y para esto se hace uso del microscopio morfológico, el aluminio se coloca sobre la platina y con el tubo ocular observamos, claro está antes de hacer una observación ajustamos lo requerido con el tornillo micrométrico, para poder visualizar si existió alguna alteración en el material. El análisis se hace a una medida de 100x de aumento.

Paso 4: El aluminio 7075-T6 es sometido a prueba de dureza. Esta prueba de dureza se realiza exactamente igual que como se hace en el inicio.

1.2. Herramientas y materiales

- Horno
- Microscopio metalografico

- Durómetro
- Aluminio 7075-T6
- Guantes de carnaza
- Bata
- Pinzas
- Delantal
- Careta
- Cronometro

1.3. Registro fotográfico

Paso 1

Aluminio 7075-T6. Aluminio de construcción de la carcasa del motor cohete, se tomaron dos ejemplares de este, con radio de 1.7mm y 1mm de espesor para realizar las pruebas y comprobar las propiedades de este simulando una prueba de combustión.

Figura 8. Aluminio 7075-T6



Fuente. Autores

Imágenes del visualizador del durómetro tomadas para el aluminio antes de someterlo al horno.

Figura 9. Prueba 1 Durómetro Rockwell Aluminio 7075-T6



Fuente. Autores

Figura 10.. Prueba 2 Durómetro Rockwell Aluminio 7075-T6



Fuente. Autores

Figura 11.Prueba 3 Durómetro Rockwell Aluminio 7075-T6



Fuente. Autores

Figura 12.Prueba 4 Durómetro Rockwell Aluminio 7075-T6



Fuente. Autores
Paso 2

Este paso consta del hecho de someter la muestra de aluminio al horno hasta su temperatura máxima 13 segundos después de haber alcanzado esta.

Figura 13. Prueba Horno Aluminio 7075-T6



Fuente. Autores

Cronometrización del tiempo dentro del horno del aluminio. Mismo tiempo que tarda la ignición en el cohete.

Figura 14. Prueba Horno Cronometro Aluminio 7075-T6



Fuente. Autores

Paso 3

Este equipo permite observar la superficie del material para conocer si después del proceso de Horno, este generaba algún tipo de abertura.

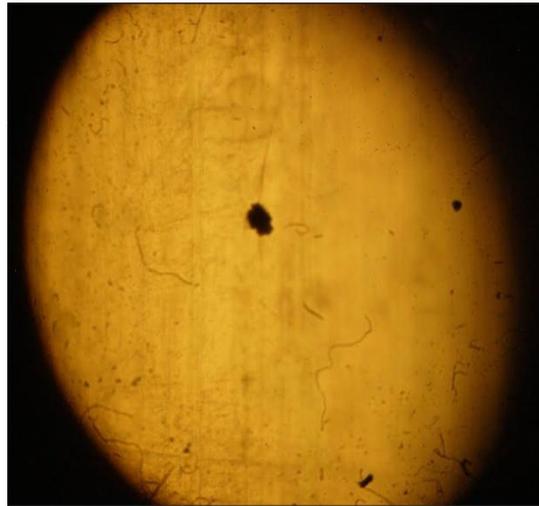
Figura 15. Microscopio metalografico



Fuente. Autores

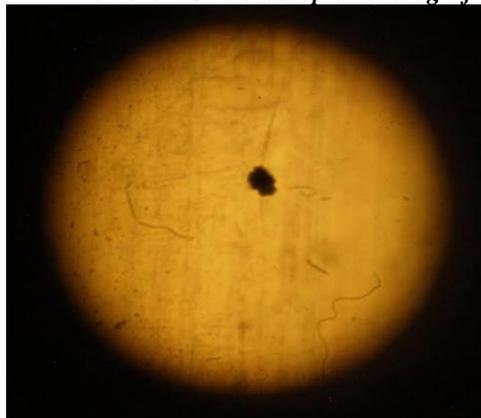
Las Siguietes tomas en el microscopio del aluminio de estudio fueron los resultados después del sometimiento al horno a partir de esto se genera un análisis comentado en la sesión de resultados.

Figura 16. Aluminio 7075-T6 Microscopio metalografico (Toma 1)



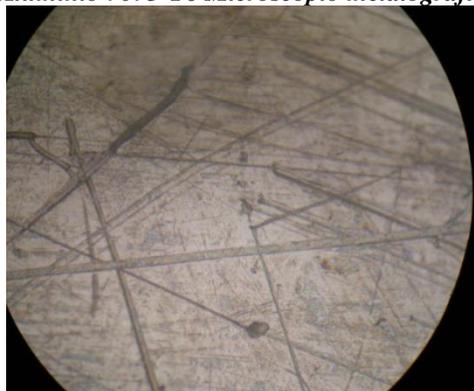
Fuente. Autores

Figura 17. Aluminio 7075-T6 Microscopio metalografico (Toma 2)



Fuente. Autores

Figura 18. Aluminio 7075-T6 Microscopio metalografico (Toma 3)



Fuente. Autores

Paso 4

Imágenes de las tomas de dureza echas después de la toma de muestras microscópicas.

Figura 18. Aluminio 7075-T6 Prueba Dureza



Fuente. Autores

Figura 19. Aluminio 7075-T6 Prueba Dureza



Fuente. Autores

Figura 20. Aluminio 7075-T6 Prueba dureza



Fuente. Autores

Figura 20. Aluminio 7075-T6 Prueba dureza



Fuente. Autores

2. PRUEBA GRAFITO

El grafito hace parte de los materiales seleccionados para la construcción del motor cohete, es por esto que se le hace una prueba, y de hecho porque de los componentes a estudiar, este tiene una geometría específica, de la cual se busca conocer su comportamiento.

2.1. Proceso

Paso 1: Se toma la tobera de grafito se posiciona en un soporte plano de acero, se realiza el ajuste es decir con el indicador dial de dureza el cual está diseñado para medir la profundidad diferencial cada indicación en el dial o valor de incremento de profundidad del penetrador equivale a una magnitud de 0,002 mm, se suelta la palanca lateral y este arroja en su indicador de escala el resultado. (Para tener un valor acertado se toman 4 pruebas y se realiza un promedio)

Paso 2: Para esta prueba se enciende el horno, se busca que este alcance una temperatura de 1200°C, pero el horno que proporcionaba esta temperatura no se encontraba en uso por motivo de reparaciones así que este alcanzó una temperatura de 1000°C aproximadamente, entonces se enciende el horno para que alcance la temperatura deseada se abre y se inserta la tobera por 13 segundos.

Paso 3: En este paso, se busca mostrar si el material es alterado frente a la temperatura que alcanza en la misión, y para esto se hace uso del microscopio metalográfico, la tobera se coloca sobre la platina y con el tubo ocular observamos, claro está antes de hacer una observación ajustamos lo requerido con el tornillo micrométrico, para poder visualizar si existió alguna alteración en el material.

Paso 4: La tobera de grafito de alto impacto es sometida a prueba de dureza. Esta prueba de dureza se realiza exactamente igual que como se hace en el inicio.

2.2. Herramientas

- Horno
- Microscopio metalográfico
- Durómetro
- Tobera Grafito
- Guantes de carnaza
- Bata
- Pinzas
- Delantal
- Careta
- cronometro

2.3. Registro fotográfico

El registro fotográfico consignado en esta sección, está conformado por el durómetro, el microscopio, que en este caso buscaba observar más de cerca si existía una descamación por parte del material de estudio en este caso la tobera de grafito y finalmente una imagen que muestra la carga utilizada para la prueba de dureza.

Figura 21. Tobera Grafito R4550



Fuente. Autores

Figura 22. Tobera Grafito R4550 (Convergente)



Fuente. Autores

Figura 23. Especificación de carga en el durómetro



Fuente. Autores

Figura 24. Durómetro Rockwell



Fuente. Autores

Figura 25. Toma Microscópica del Grafito.



Fuente. Autores

Figura 26. Tobera Grafito (Microscopio)



Fuente. Autores

3. PRUEBAS RADIOGRÁFICAS

Estas Pruebas Radiográficas se han realizado al motor cohete para observar que discontinuidades se hallan a través de esta práctica, vale aclarar que estas pruebas se han realizado con ayuda de equipos del Sena, como bien se conoce existen varios tipos de Pruebas no destructivas de las cuales existen unas que quizás podrían ser más acordes con el material de estudio, pero a las cuales desafortunadamente no tuvimos acceso.

3.1. Proceso

Paso 1: Precalentamiento de la fuente generadora a 180 Kv 2 minutos

Paso 2: El motor cohete debe ser puesto sobre la placa intensificadora y esta a su vez debe llevar la película al respaldo, debe ser marcado con unas letras de plomo para asignar un nombre a la prueba.

Paso 3: Para dar inicio a la prueba se asigna un voltaje y un tiempo que es asignado por el Instructor cuyo criterio depende del volumen de la pieza es decir que tanta radiación requiere y cuantas veces se debe hacer este proceso.

Se debe tener en cuenta que existen dos factores:

- 1) El tiempo que debe existir de receso entre radiación y radiación, que este caso está definido por un minuto diez segundos, (00:01:10).
- 2) La cantidad de veces que la prueba debe hacerse. Para este caso 3

El voltaje definido por el instructor fue para la primera prueba de 190 Kv y la segunda de 200Kv, esto debido a las consideraciones mencionadas anteriormente.

Paso 4: Se posiciona el motor cohete a una distancia de 80 cm del radiador de berilio y a una altura de 30 cm, de manera que la radiación se haga en dirección al motor cohete.

Paso 5: Se irradia, cuando se encienda la alarma que indica que se ha irradiado, se contabiliza el tiempo especificado para irradiar nuevamente que es de un minuto con diez segundos, y se vuelve a irradiar con el botón de la fuente generadora indique.

***Nota:** La persona o grupo encargado de la prueba debe siempre tener consigo el dosímetro, que es el equipo que permite medir la radiación en el ambiente.*

Después de realizada la prueba para ingresar al cuarto de radiación, el ingreso solo se debe hacer si el dosímetro indica 1 o inferior a este.

Paso 6: El último proceso y el que permite obtener resultados, se debe llevar a cabo con suma precaución, puesto que si el papel revelador o película es manejado de una manera incorrecta se va a perder toda la información.

Se debe ingresar al cuarto de revelado con la película debidamente sellada, no se debe hacer uso de ningún tipo de luz, se abre el sobre de la película se toma con un sujetador, se pasa por el líquido revelador, esto sin dejar que toque la superficie, puesto que puede generarse el efecto Piel de Naranja, el tiempo que debe estar allí es de 2 minutos, luego pasa el papel a un reservorio con agua, donde debe permanecer 2 minutos, seguido a un fijador con el mismo tiempo de espera, finalmente se realiza un enjuague y se espera que este seque.

3.2. Herramientas

- Fuente Generadora
- Dosímetro
- Radiador de Berilio
- Letras en plomo
- Película Papel Radiográfico
- Placa intensificadora
- Cinta Aislante
- Cinta de enmascarar
- Agua
- Fijador
- Revelador
- Metro
- Tijeras
- Cronometro
- Pieza a estudiar (Motor Cohete)

3.3. Registro Fotográfico

El siguiente registro fotográfico busca mostrar los equipos utilizados para la prueba y permitir que en las especificaciones del proceso el lector se lleve una idea más amplia del trabajo realizado.

Fuente Generadora donde se definen las características de la radiación.

Figura 27. Fuente Generadora



Fuente: Autores

Montaje del motor cohete para su previa radiación y con su placa intensificadora para la toma de datos (Imagen)

Figura 28. Motor Cohete Sobre Placa intensificadora



Fuente: Autores

Placa Intensificadora y película estos dos elementos se han puesto detrás del elemento de estudio en este caso el motor, para obtener una mejor toma de imagen, y que la radiación se exponga de manera adecuada.

Figura 29. Placa Intensificadora y película



Fuente: Autores

Este es el equipo que Irradia a unas características específicas el material de estudio

Figura 30. Radiador de Berilio



Fuente. Autores

Letras de plomo se usan para nombrar cada prueba realizada, su material no interviene en la radiación.

Figura 31. Letras de plomo



Fuente. Autores

Dosímetro, es el equipo con el que se mide la radiación del cuarto esto para seguridad del personal.

Figura 32. Dosímetro



Fuente. Autores

Capítulo 11 PRESENTACIÓN Y ANÁLISIS DE RESULTADOS

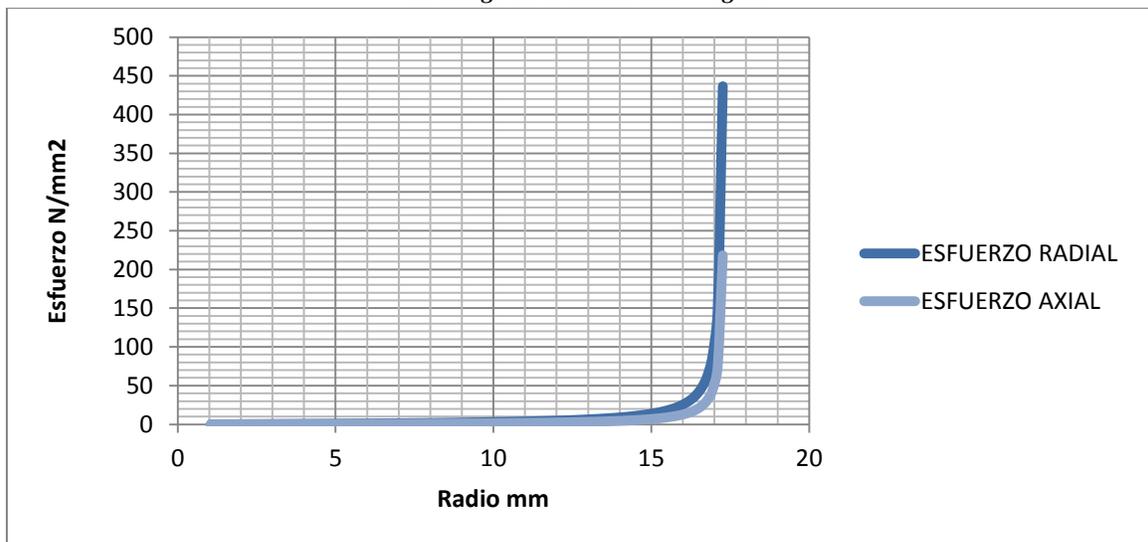
1. RESULTADOS TEÓRICOS

Se realizaron los cálculos concernientes para determinar los cambios que sufría el material, basado en el modelo matemático explicado anteriormente con sumo detalle, partiendo de datos teóricos que caracterizan cada uno de los materiales, distinguiéndose para cada una de las determinaciones a las que se busca llegar cuyos resultados se encuentran en el Anexo A del documento, y a continuación cada uno de los resultados de una manera gestual para un fácil discernimiento. Los datos atmosférico utilizados para el análisis a 20 Km se tomaron de la tabla de atmosfera estándar, por lo tanto los cálculos son completamente teóricos.

1.1. Análisis De La Tobera A La Altura De Bogotá

Para el análisis de la tobera a la altura de Bogotá se tuvo en cuenta las condiciones atmosféricas y el material trabajado (Grafito R4550), y se hace una comparación entre los esfuerzos y deformaciones presentes en la sección convergente y la sección divergente. Para el análisis de la tobera de grafito se tomaron a lo largo de esta es decir toda su proporción, incluyendo los distintos espesores.

Gráfica 1 Relación de esfuerzos por presión con respecto al radio de la tobera de grafito en la sección convergente a la altura de Bogotá

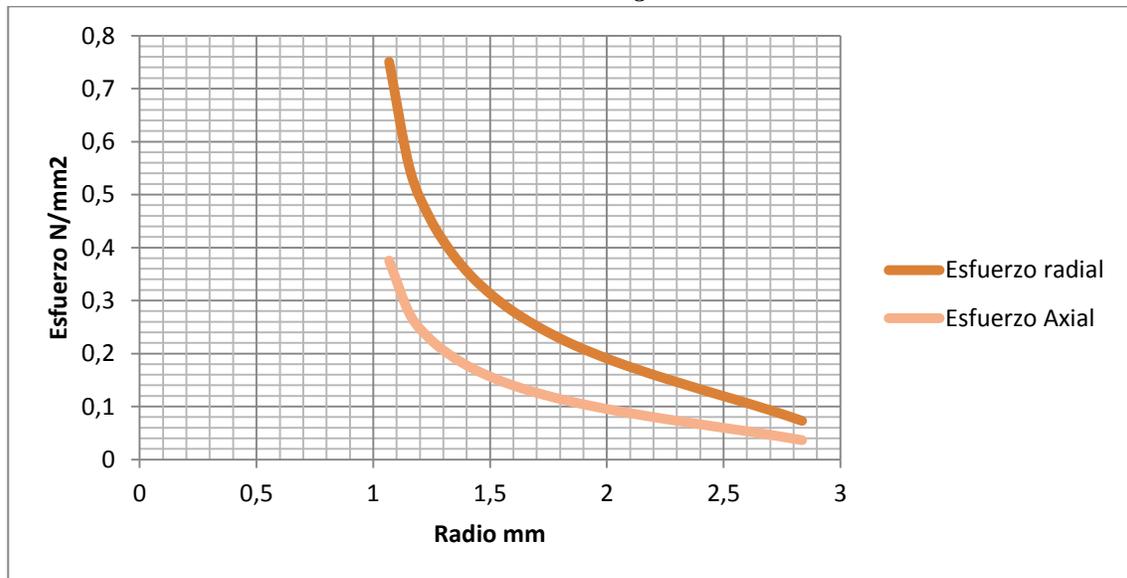


Fuente. Autores

Análisis: en el gráfico presentado se refleja el estudio dado entre esfuerzo radial y esfuerzo axial, Vs el radio de la tobera en la sección convergente con condiciones atmosféricas a la altura de Bogotá, evaluando que el esfuerzo en un rango de 0 a 500 N/mm² y el radio datado en mm que se da desde los 0 a los 20 mm, el esfuerzo axial máximo alcanzado es de 218,26N/mm² ubicado en un radio de 17 mm aproximadamente.

El esfuerzo radial dado en las mismas circunstancias tiene comportamiento similar, pero cabe nombrar que la diferencia radica en que aunque el esfuerzo radial de la tobera se dé en un radio semejante, su esfuerzo alcanza una gran parte de la escala que se visualiza \approx en 440 N/mm^2 es decir 8 veces lo que alcanza inicialmente.

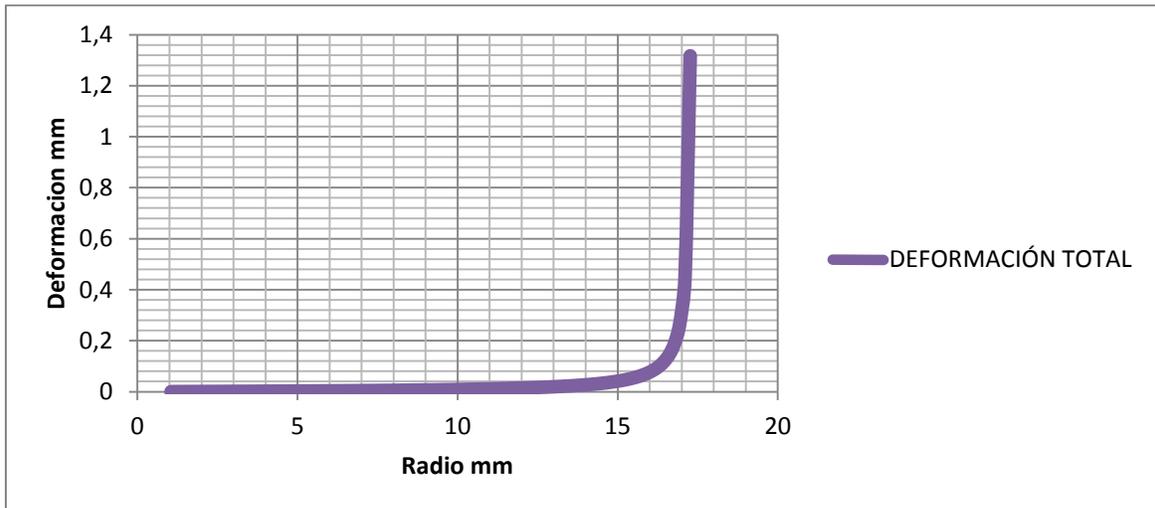
Gráfica 2. Relación de esfuerzos por presión con respecto al radio de la tobera de grafito en la sección divergente a altura de Bogotá



Fuente. Autores

Análisis: este gráfico busca analizar de igual modo el esfuerzo radial y axial en relación a la presión en la sección divergente de la tobera con condiciones atmosféricas a la altura de Bogotá, el esfuerzo es dado en N/mm^2 en una escala de 0 a 0,8, y el radio de la tobera en mm de 0 a 3, los esfuerzos axial y radial toman sentido en un radio de 1mm, punto donde alcanzan su expresión más alta uno alcanzando $0,4 \text{ N/mm}^2$ y el segundo $\approx 0,75 \text{ N/mm}^2$ respectivamente y tiene una decadencia significativa al alcanzar un radio mayor en este caso de $\approx 3 \text{ mm}$, decadencia que los deja por debajo del $0,1 \text{ N/mm}^2$. Comportamiento totalmente inverso al de la sección convergente.

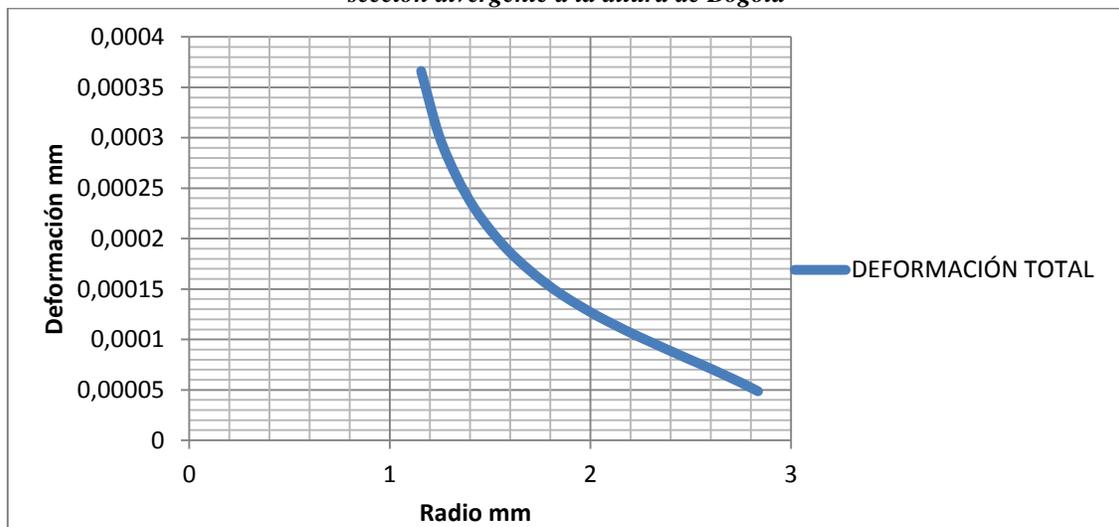
Gráfica 3. Relación de deformación total por presión con respecto al radio de la tobera en la sección convergente a la altura de Bogotá



Fuente. Autores

Análisis: la deformación total está dada en unidades de longitud (mm) ya que se afecta el radio de acuerdo a los esfuerzos de deformación. En una escala de deformación entre 0 y 1,4 mm, se puede observar que la deformación es constante hasta que la tobera alcanza un radio de 15 mm en donde la mayor deformación alcanzada es en el radio de 17 mm con una deformación de 1,3 mm.

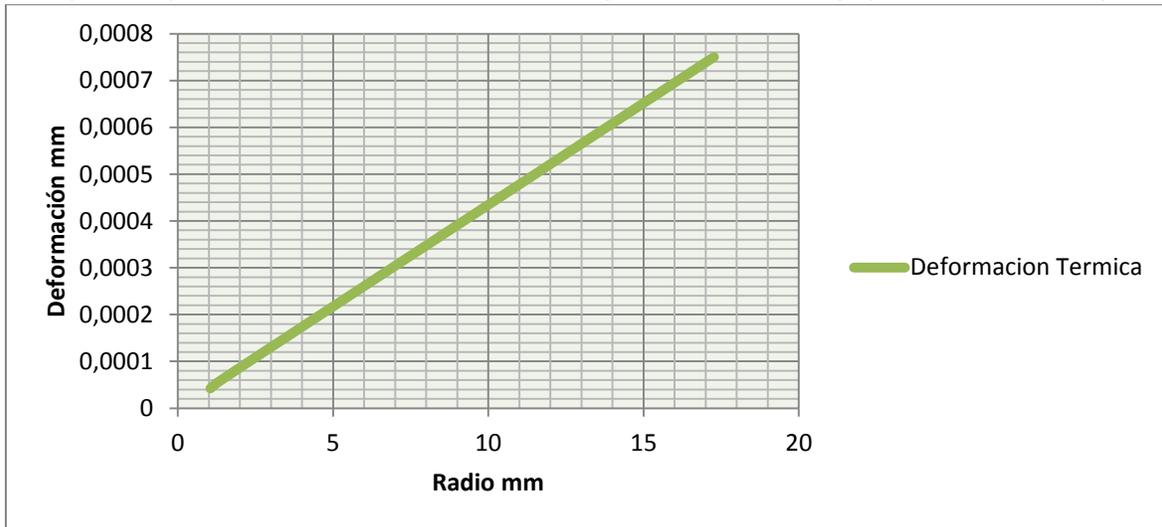
Gráfica 4 Relación de deformación total por presión con respecto al radio de la tobera de grafito en la sección divergente a la altura de Bogotá



Fuente. Autores

Análisis: como se mencionaba en la anterior grafica la deformación total está dada en unidades de longitud (mm) con respecto al radio de la sección convergente. En una escala de deformación entre 0 y 0,0004 mm, se puede observar que la deformación decrece mientras aumenta el radio de la tobera, donde su máxima deformación es en el radio de ≈ 1 mm con una deformación de $\approx 0,00037$ mm.

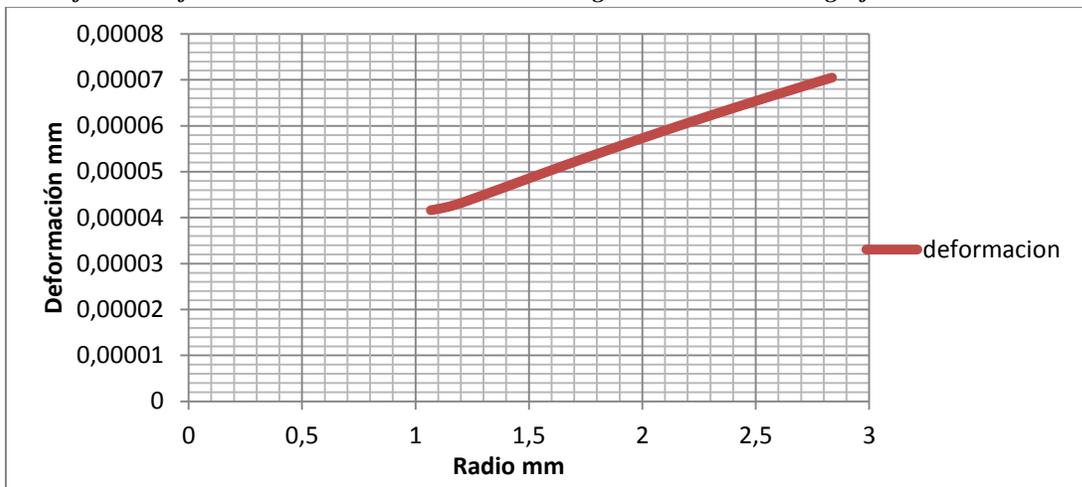
Gráfica 5 Deformación térmica en la sección convergente de la tobera de grafito a la altura de Bogotá



Fuente. Autores

Análisis: la deformación térmica dada en la sección convergente de la tobera se muestra en esta grafica creciente, evaluada con radios desde 1 a 20 mm y la gráfica crece conforme a una deformación en una escala de 0 a $0,8 \times 10^{-4}$ mm, eso quiere decir que a mayor radio mayor es la deformación térmica dada en la tobera en la sección convergente.

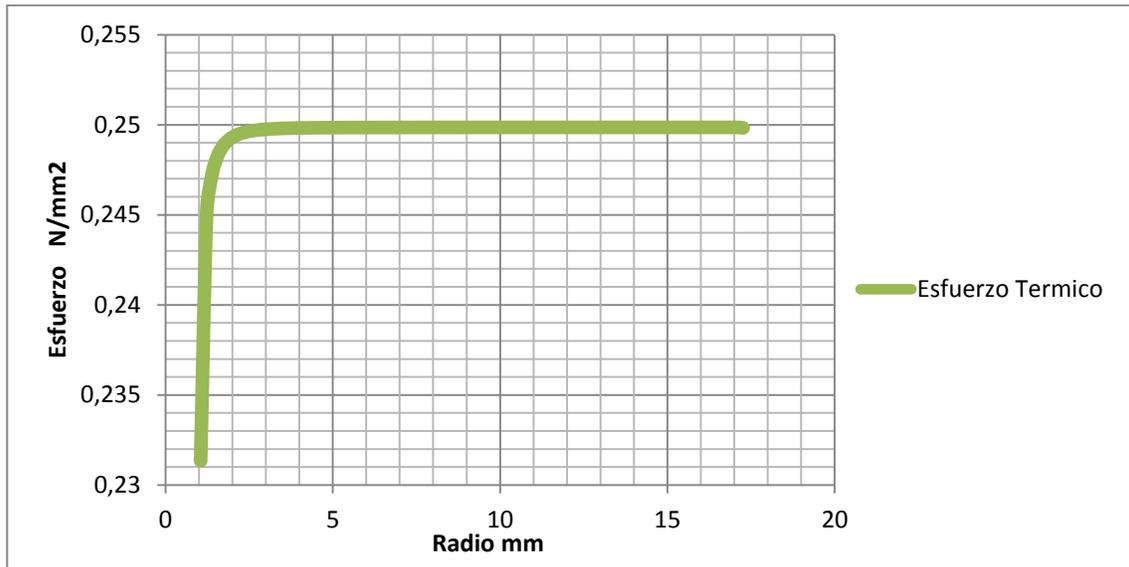
Gráfica 6. Deformación térmica en la sección divergente de la tobera de grafito a la altura de Bogotá



Fuente. Autores

Análisis: la deformación térmica para la sección divergente de la tobera difiere con respecto a la deformación térmica de la sección convergente en que esta comienza su actuación a partir de un valor de $0,4 \times 10^{-4}$ mm para un radio de 1 mm, diferencia que notablemente se puede observar ya que en la sección convergente esta deformación se da en un valor más bajo $\approx 0,2 \times 10^{-4}$ mm menos que en esta sección.

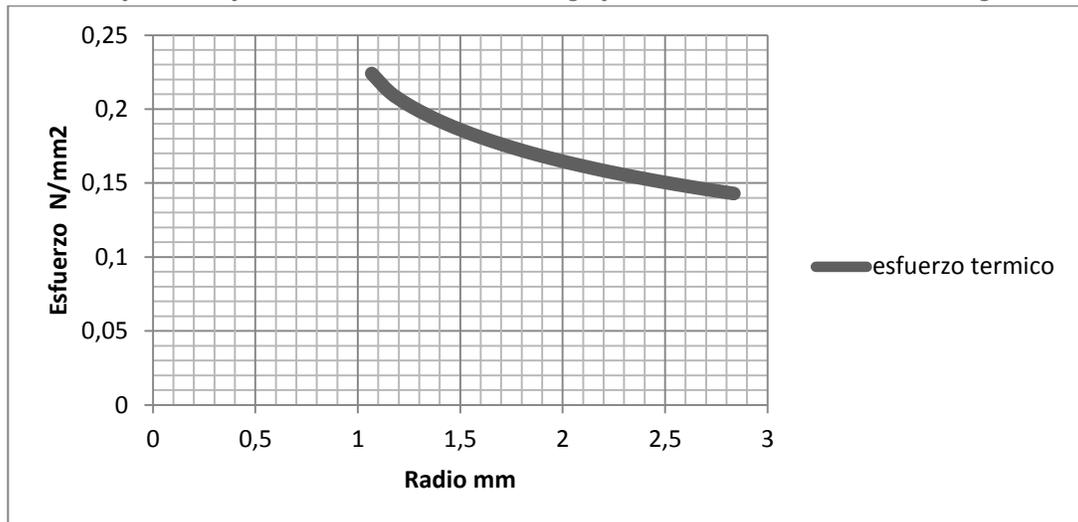
Gráfica 7. Esfuerzo térmico en la tobera de grafito en la sección convergente altura Bogotá



Fuente. Autores

Análisis: Este esfuerzo térmico dado en la sección convergente de la tobera muestra que con toberas desde radio de 1 mm donde inicialmente tiene esfuerzos evaluados en 0.2 N/mm^2 alcanzando para este mismo radio su punto máximo de 0.25 N/mm^2 y generando desde este valor un equilibrio que se mantiene para radios mayores a 1, (>1), esto a la altura de Bogotá por supuesto sin dejar de lado que el material de elaboración de la tobera es de grafito de alto impacto.

Gráfica 8. Esfuerzo térmico en la tobera de grafito en la sección a la altura de Bogotá



Fuente. Autores

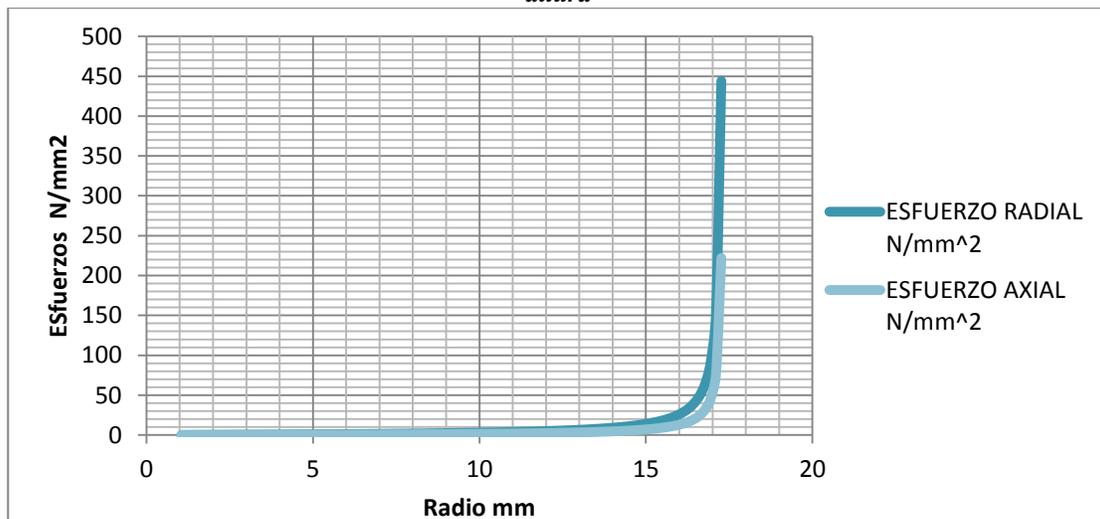
Análisis: el esfuerzo térmico de la sección divergente parte en su total expresión con un radio de 1mm y alcanzando un esfuerzo un poco mayor de 0.2 N/mm^2 y decae en la medida que el radio aumenta, pero la gráfica muestra que aun alcanzando un radio de

3mm su esfuerzo térmico alcanzaría los 0.15 N/mm^2 , es decir que aunque se aumentara el radio este esfuerzo seguiría existiendo.

1.1. Cálculos Tobera A 20Km

Esta muestra de resultados basados en los componentes del moto cohete ahora corresponden a la actuación que cada uno de estos presenta con una altura de 20 kilómetros, esto con el fin de relacionar el comportamiento de ellos a partir de sus estados ala altura de Bogotá a 20 kilómetros que es el objetivo del Cohete Libertador 1

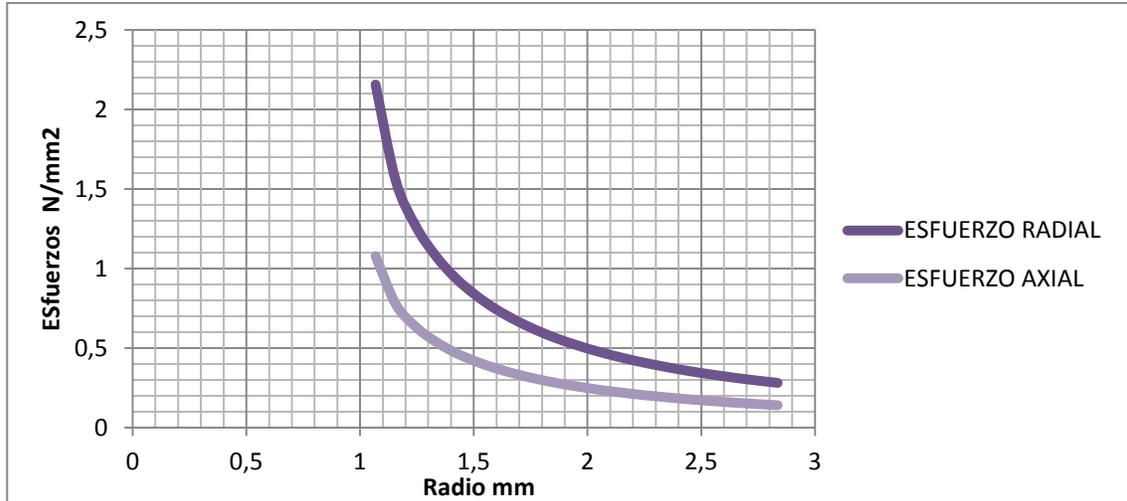
Gráfica 9. Relación de esfuerzos por presión en la tobera de grafito sección convergente a 20 km de altura



Fuente. Autores

Análisis: la gráfica donde se ejecuta una evidencia del comportamiento de la tobera en la sección convergente a una altura de 20 kilómetros con respecto a los esfuerzos que esta puede sufrir dependiendo de los radios de la sección ya antes mencionada, a partir de esto se puede evaluar que el esfuerzo axial se presenta de una manera mínima a lo largo de los radios. Partiendo de 1 mm hasta ≈ 17 mm, sin dejar de lado que en adios mayores a 15mm este tiende a aumentar progresivamente hasta alcanzar un esfuerzo de 225 N/mm^2 , y el esfuerzo radial tiende a comportarse del mismo modo con la diferencia que este aumenta hasta alcanzar un esfuerzo de $\approx 450 \text{ N/mm}^2$, lo que para este caso se aconseja utilizar adios menores a 15mm de este modo podría obtenerse una considerable utilidad de la tobera

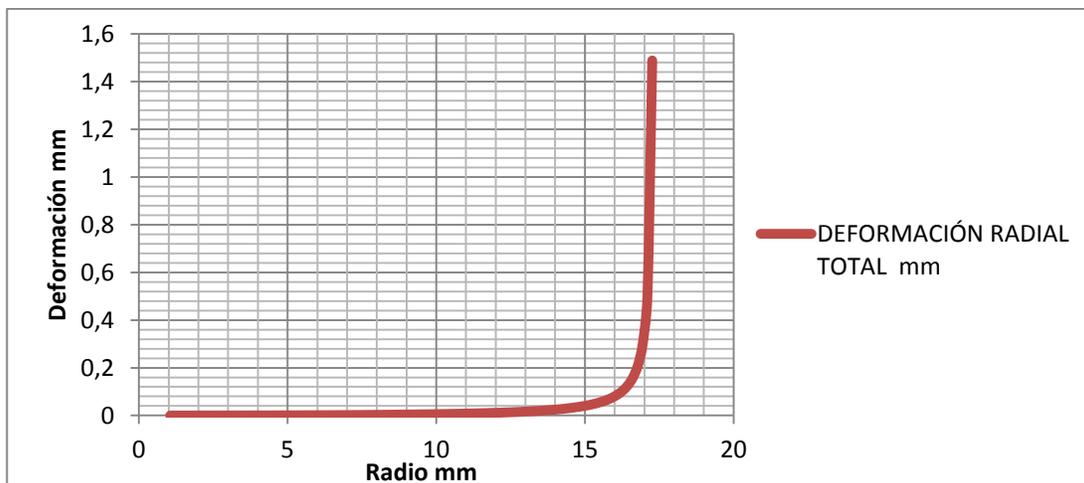
Gráfica 10 Relación de esfuerzos por presión en la tobera de grafito sección divergente a 20 km de altura



Fuente. Autores

Análisis: los esfuerzos por presión en la sección divergente de la tobera se comportan de manera ascendente como se observa, en este caso una escala de esfuerzo de 0 N/mm^2 a 2.5 N/mm^2 , en relación a un radio en la sección de 0 mm a 3 mm , para el esfuerzo axial su mayor incidencia es en toberas de radio 1 mm donde alcanza esfuerzos de $\approx 1 \text{ N/mm}^2$ y decae progresivamente que es para el caso de radios de 3 mm con un valor cercano a 0 N/mm^2 , lo más justificable es considerar trabajar con radios entre 2 mm y 3 mm para evitar que cuando el cohete realice la trayectoria, a los 20 kilómetros la tobera no sufra fisuras.

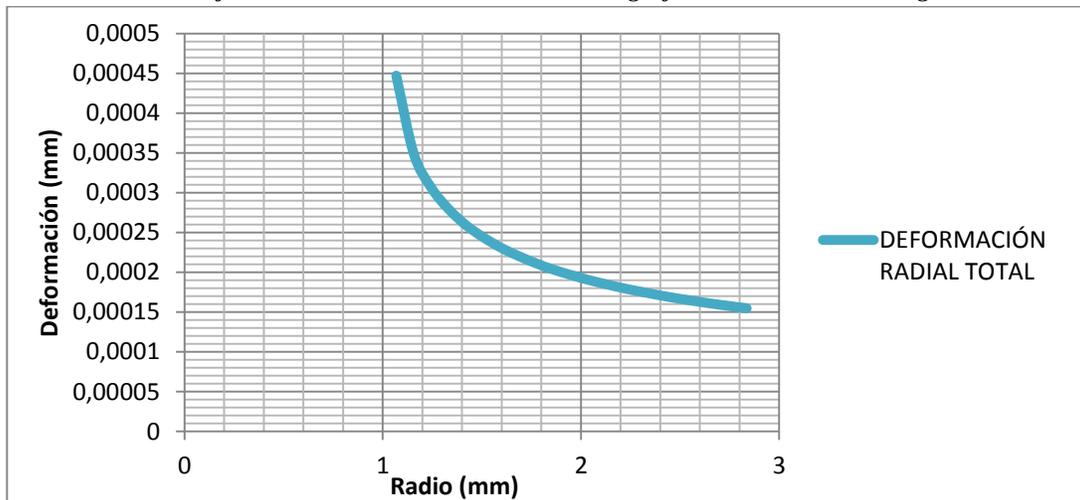
Gráfica 11 Relación de deformación en el radio de la tobera de grafito en la sección convergente a 20 km de altura



Fuente. Autores

Análisis: la deformación en la sección convergente se acentúa ganando cambios en toberas con radios en dicha sección mayores a 15 mm , que como se puede observar podría alcanzar cambios mayores a 1.4 mm en el material.

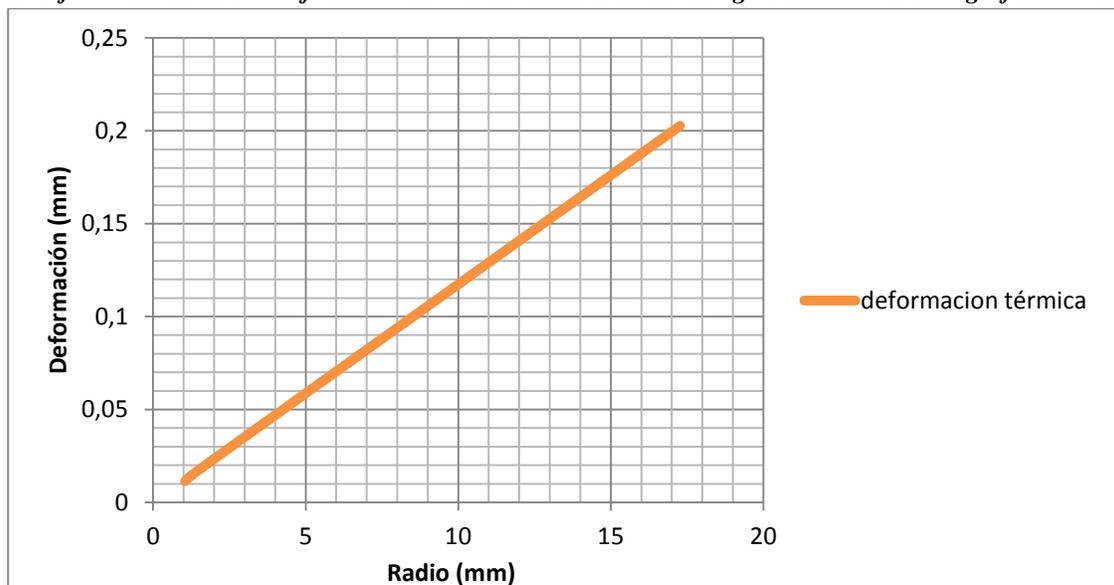
Gráfica 12 Relación de deformación en el radio de la tobera de grafito en la sección divergente a 20 km de altura



Fuente. Autores

Análisis: para esta sección hemos visto que existe una deformación no muy prominente pero que se puede mitigar aumentando el radio de esta sección.

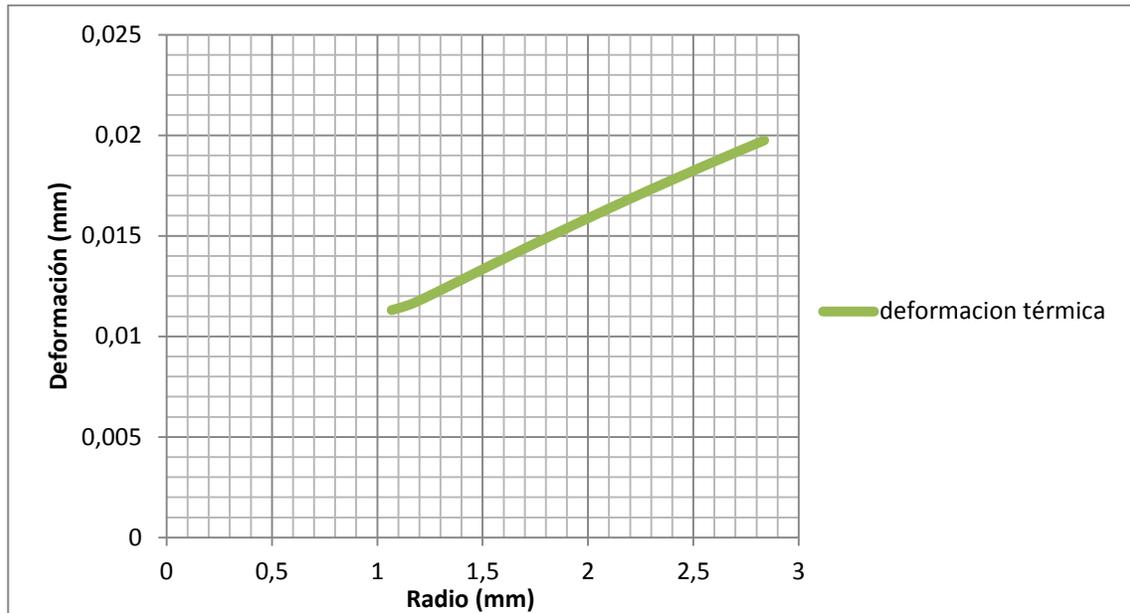
Gráfica 13 Relación de deformación térmica en la sección convergente de la tobera de grafito a 20Km



Fuente. Autores

Análisis: la gráfica muestra que la deformación térmica de la tobera en la sección convergente a una altura de 20 km se encuentra entre ≈ 0 y 0,2 mm, donde la mayor deformación se encuentra en un radio de ≈ 17 mm.

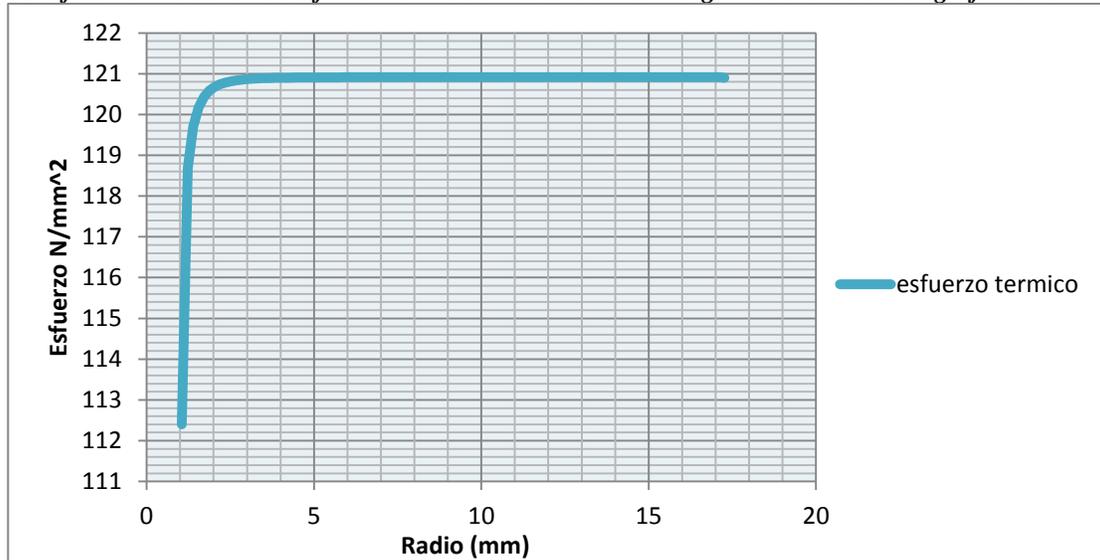
Gráfica 14 Relación de deformación térmica en la sección divergente de la tobera de grafito a 20Km



Fuente. Autores

Análisis: la gráfica muestra que la deformación térmica de la tobera en la sección divergente a una altura de 20 km se encuentra entre $\approx 0,011$ y $0,02$ mm, donde la mayor deformación se encuentra en un radio de $\approx 2,9$ mm.

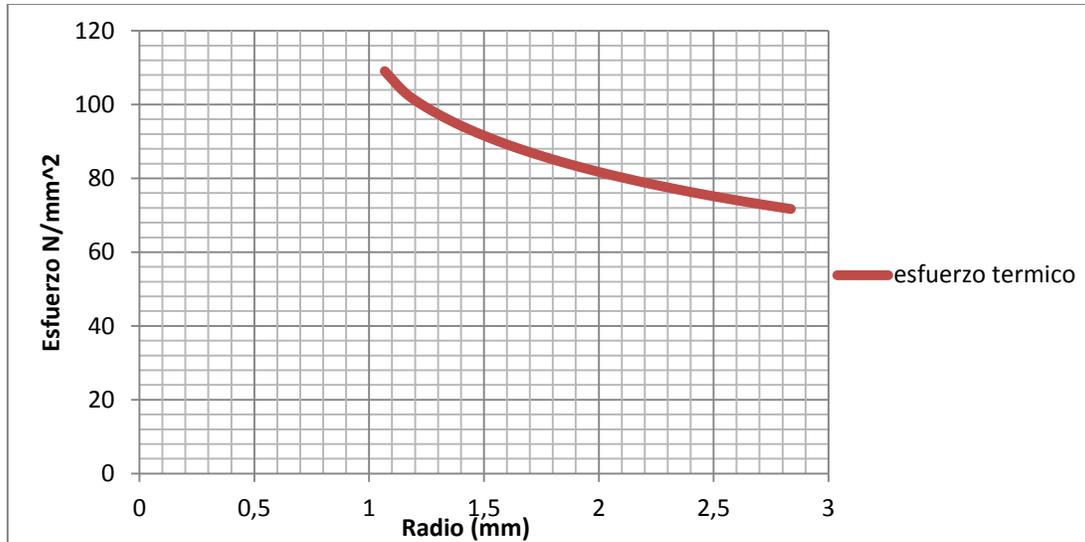
Gráfica 15. Relación de esfuerzo térmico en la sección convergente de la tobera de grafito a 20Km



Fuente. Autores

Análisis: la gráfica muestra que el esfuerzo térmico de la tobera en la sección convergente a una altura de 20 km se encuentra entre ≈ 112 y 121 N/mm², donde la mayor concentración de esfuerzos se encuentra entre un radio de ≈ 2 mm y 17 mm, en donde el esfuerzo es prácticamente constante en este rango.

Gráfica 15 Relación de esfuerzo térmico en la sección divergente de la tobera de grafito a 20Km

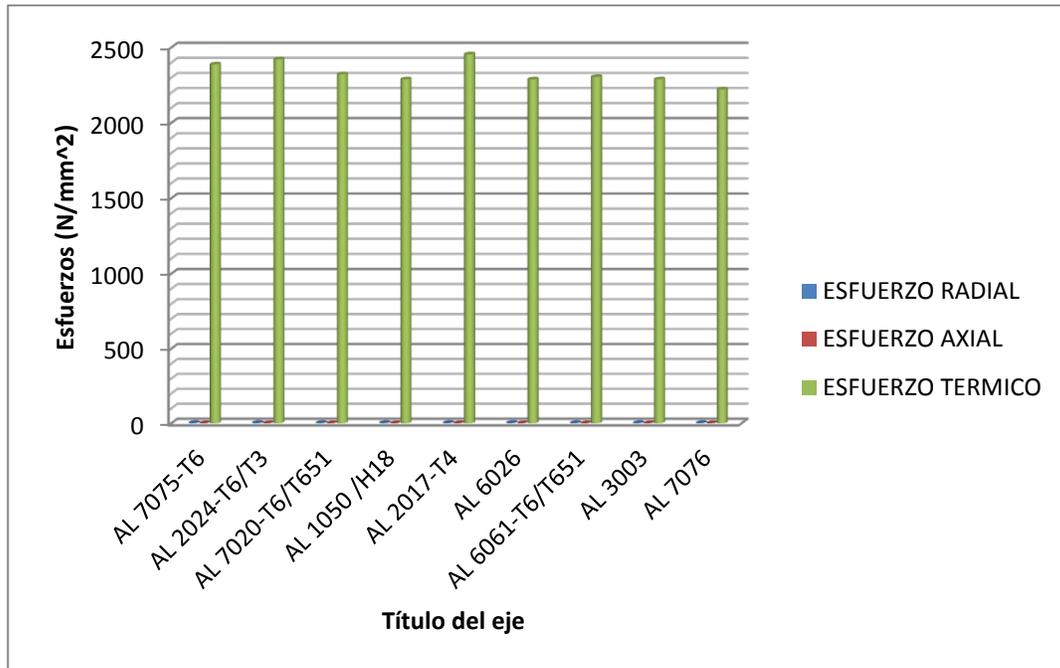


Fuente. Autores

Análisis: la gráfica muestra que el esfuerzo térmico de la tobera en la sección convergente a una altura de 20 km se encuentra entre ≈ 112 y 121 N/mm², donde la mayor concentración de esfuerzos se encuentra entre un radio de ≈ 2 mm y 17 mm, en donde el esfuerzo es prácticamente constante en este rango.

1.2. ANÁLISIS EN LA CÁMARA DE COMBUSTIÓN A LA ALTURA DE BOGOTÁ

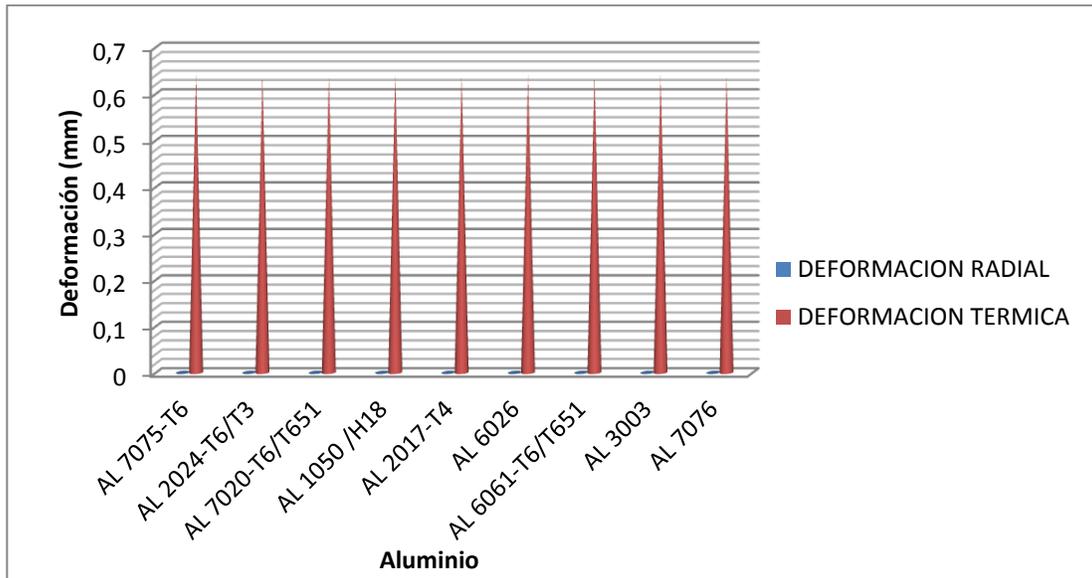
Gráfica 16 Esfuerzos en la cámara de combustión de aluminio sección propelente a altura de Bogotá



Fuente. Autores

Análisis: la descripción que se muestra en esta grafica es la equiparación entre los aluminios tratados teóricamente para inspeccionar cuál de ellos brinda una mejor actuación, entonces se exponen nueve modelos de aluminio sometidos todos ellos a un esfuerzo radial, axial y térmico para de este modo examinar las ventajas y llegar a considerar cual es óptimo para la ejecución de este proyecto, se puede percibir que para los nueve casos el esfuerzo radial y axial son de una magnitud baja diferente al esfuerzo térmico que notablemente es prominente, de igual modo no existe una diferencia considerable, pero aun así y teniendo en cuenta que el aluminio es la pared de la zona de combustión del propelente, zona que maneje altas temperaturas se debe optar por emplear el aluminio con un esfuerzo térmico menor para este caso Aluminio 7075.

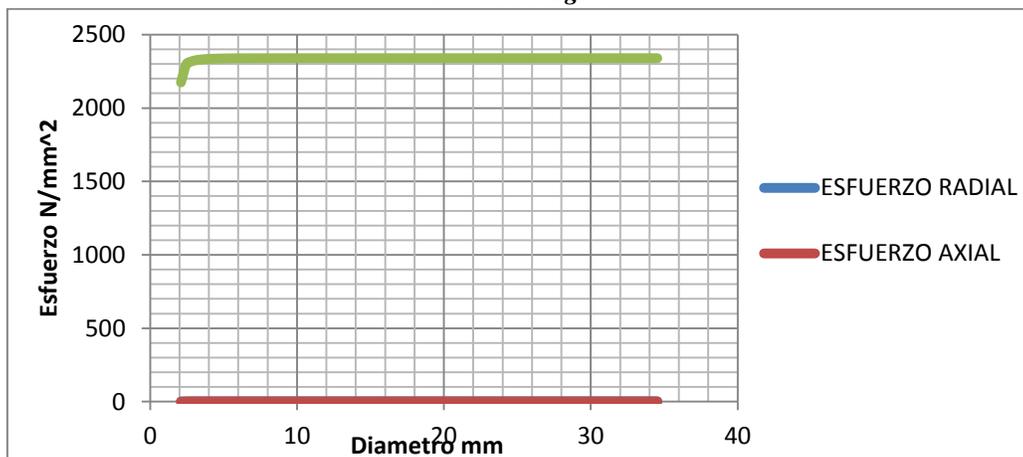
Gráfica 17 Deformación en la cámara de combustión de aluminio sección propelente a altura de Bogotá



Fuente. Autores

Análisis: este Grafico busca evidenciar la deformación radial y térmica que se presenta en la cámara de combustión, para los nueve aluminios de estudio, la deformación radial que para el caso de los nueve es despreciable y no genera ningún conflicto, pero al observar la deformación térmica, véase dos puntos de referencia, el que alcanza una deformación superior, en este caso el aluminio 2024-T6/T3 y aquel que tiene una deformación menor es el 7020 y 6026, aunque no existe una diferencia respetable para considerarlos de uso adecuado. Por el contrario cabe notar que el aluminio 7075 se encuentra en un punto medio recordemos que el espacio entre el punto más alto y el punto mínimo no es de gran magnitud, pero este aluminio si puede gestar una ventaja mencionada anteriormente por su comportamiento frente al esfuerzo térmico.

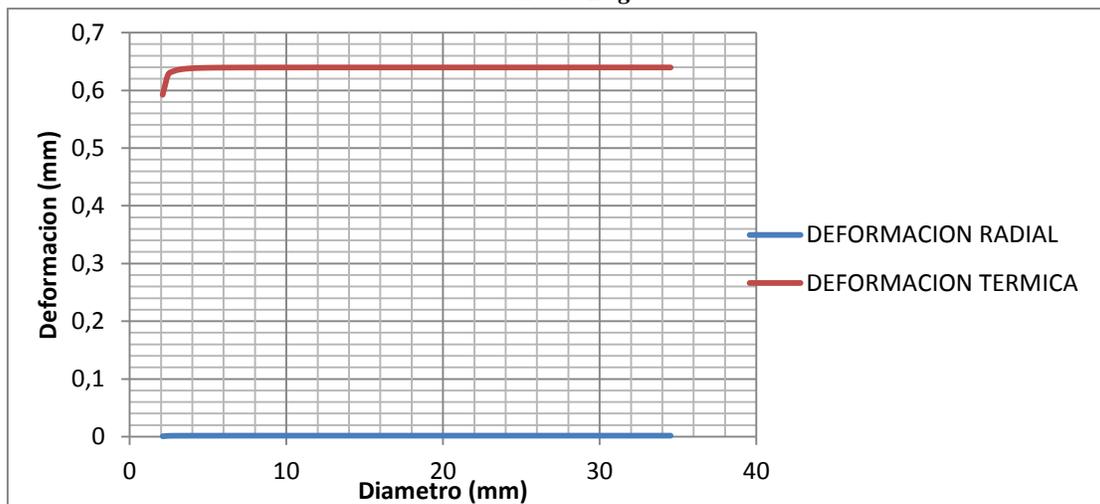
Gráfica 18. Esfuerzos en la cámara de combustión de aluminio sección convergente tobera aluminio 7075 a altura de Bogotá



Fuente. Autores

Análisis: mencionada la ventaja del AL 7075 se realiza un análisis para conocer el comportamiento del esfuerzo radia, axial, y por último esfuerzo térmico, en la cámara de combustión de la convergente de la tobera. Los dos primeros de afectación o implicación mínima, y el esfuerzo térmico visualizado en una escala de 0 a 2500 N/mm² obtiene un valor entre 2000 y 2300 N/mm² considerando que en 1mm empieza a elevarse en una proporción no muy alta hasta llegar a su punto máximo y mantenerse en este.

Gráfica 19 Deformación en la cámara de combustión de aluminio 7075-T6 sección convergente tobera aluminio a altura de Bogotá

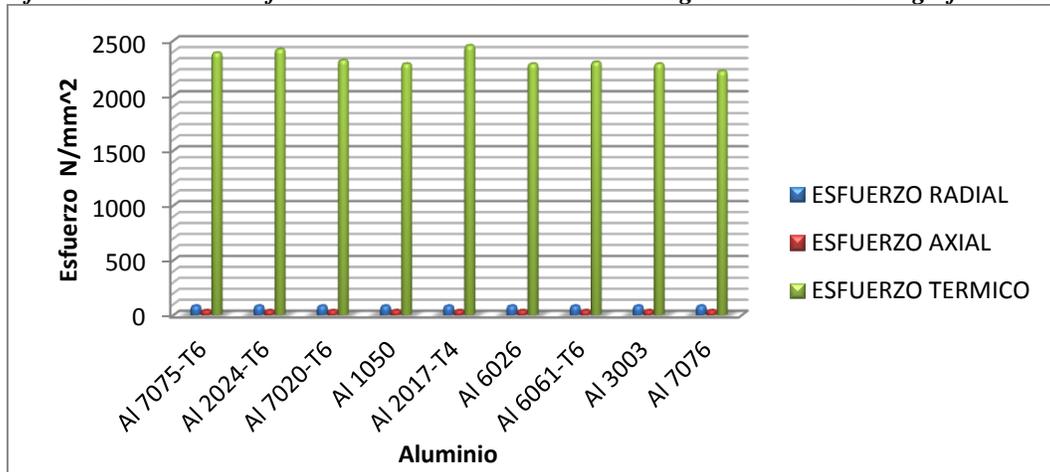


Fuente. Autores

Análisis: la deformación térmica dada en la cámara de combustión para el AL7075 está dada en 0,6 mm aproximadamente y luego tiende a estabilizarse, opuesto al comportamiento de deformación radial que es de un valor nulo.

1.3. ANÁLISIS EN LA CÁMARA DE COMBUSTIÓN A LA ALTURA DE 20KM

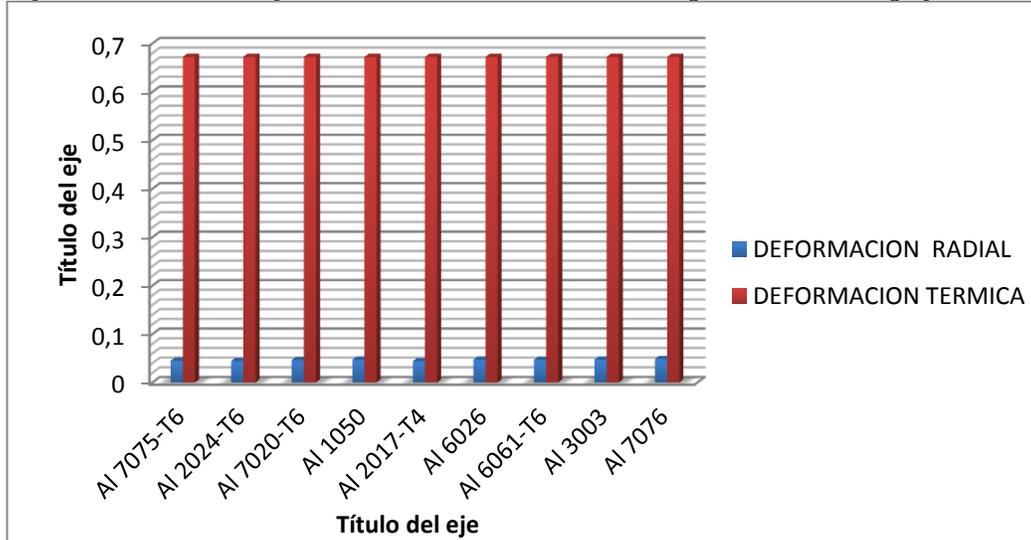
Gráfica 20 Relación de deformación térmica en la sección divergente de la tobera de grafito a 20Km



Fuente. Autores

Análisis: se puede observar en la gráfica que el esfuerzo térmico es mayor al esfuerzo axial y radial en la sección de la cámara de combustión en donde se encuentra el propelente a una altura de 20 Km. Se compara entre los distintos tipos de aluminio para definir cual tiene menor esfuerzo térmico y se observa que el aluminio 7076, 6026 y 1050 presentan menor tensión térmica aunque es muy mínima la diferencia con los otros materiales.

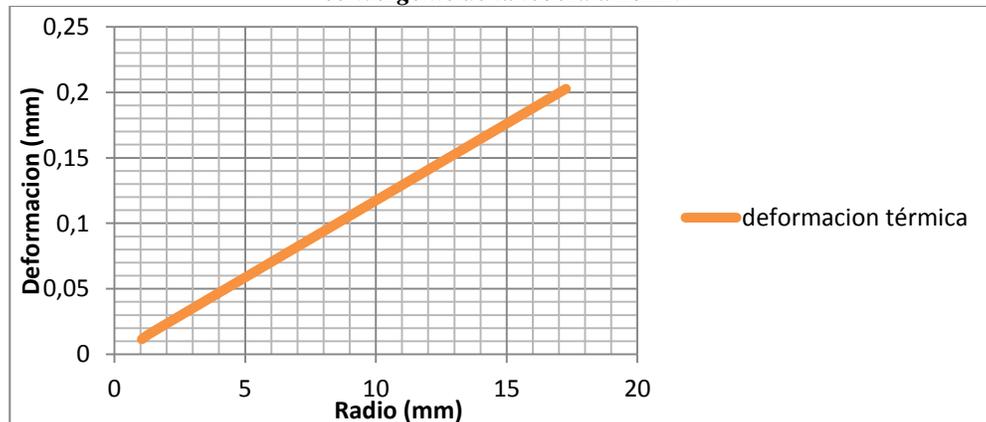
Gráfica 21 Relación de deformación térmica en la sección divergente de la tobera grafito a 20Km



Fuente. Autores

Análisis: la deformación de la cámara de combustión a una altura de 20Km tiene un comportamiento similar en todos los tipos de aleaciones de aluminio, pero si se observa una diferencia entre la deformación térmica y radial, la cual tiene su mayor expresión térmicamente.

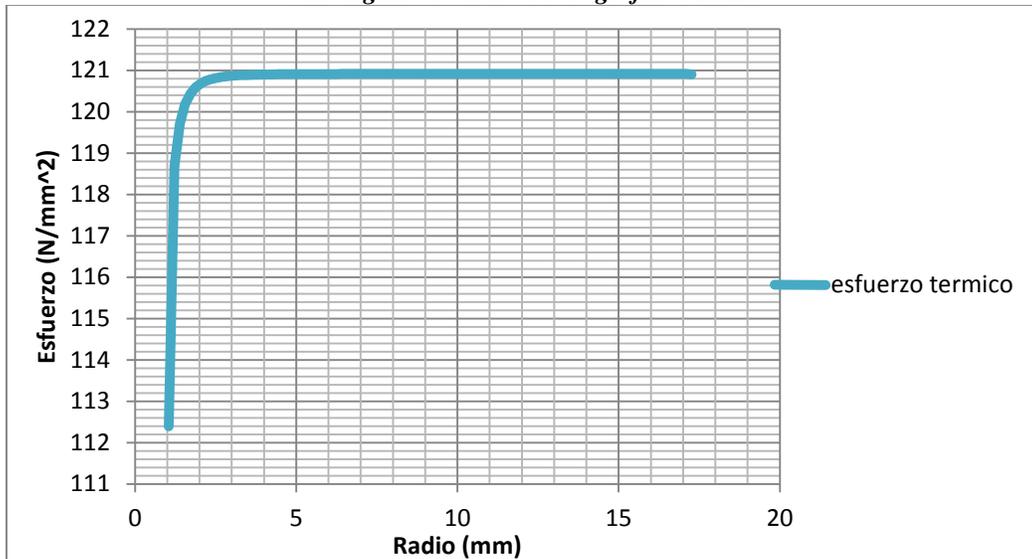
Gráfica 22 Relación de deformación térmica de la cámara de combustión de aluminio en la sección convergente de la tobera a 20Km



Fuente. Autores

Análisis: en un radio de 17 mm la deformación en la cámara de combustión, con relación a la ubicación en la sección convergente es de 0,2 mm aproximadamente en cambio en hay zonas en donde la deformación es prácticamente nula. Se debe tener en cuenta que la transferencia de calor en el material entre sus partículas también puede generar deformación en las zonas donde no hay mayor concentración de calor.

Gráfica 23 Relación de deformación térmica de la cámara de combustión de aluminio en la sección convergente de la tobera de grafito a 20Km



Fuente. Autores

Análisis: el esfuerzo térmico es relativamente constante a lo largo de la tobera como se puede observar en la imagen anterior, tiene el mismo comportamiento que el del esfuerzo térmico a nivel Bogotá solo que a una altura de 20 Km los valores son mayores.

1.4. ANALISIS FINAL DE LAS GRÁFICAS

De acuerdo a las gráficas de esfuerzos y deformación se pudo observar que la sección con mayor deformación y esfuerzo se encuentra en la sección convergente con radio 17,2 mm y que los esfuerzos y deformaciones en la sección divergente son prácticamente nulas por lo tanto son despreciables. Los esfuerzos térmicos son más notables en el aluminio que en el grafito como se observa en las diferentes graficas de esfuerzo térmicos.

También se puede analizar que es mayor el esfuerzo y la deformación a 20 km de altura que a nivel del mar debido a las condiciones atmosféricas a esta altura. Se ve un comportamiento inverso en la deformación radial en la sección convergente y divergente de la tobera, ya que en la sección convergente la deformación aumenta de acuerdo al aumento del radio, mientras que en la sección divergente la deformación disminuye a medida que aumenta el radio de divergencia.

El análisis se hizo de acuerdo a la diferencia de radios en la sección convergente y divergente, se debe tener en cuenta que la concentración de calor varía con respecto al tiempo por lo tanto entre más tiempo este expuestos el material al calor, la transferencia en este será mayor y generara mayor deformación, hasta que las temperaturas se estabilicen.

2. RESULTADOS SIMULACIÓN

La simulación de la cámara de combustión se hizo en Ansys, se usa el valor predeterminado por el programa para la malla, ya que esta determina si se utiliza la Delaunay o avanzar algoritmo frontal basado en una variedad de factores tales como el tipo de superficie, la topología de la cara y los límites. No se usó ningún metodo debido a que este exponía menos los controles del cuerpo a analizar. La malla que se uso es la malla tetraédrica. Y los resultados son los siguientes:

Tabla 8 Resultados análisis

Resultados	
Nodos	21670
Elementos	3312
Rendimiento de la resistencia a la compresión	2,5e+008 Pa
Resistencia a la tracción	2,5e+008 Pa
Deformación minima	-3,7522e-006 m
Deformación maxima	3,7559e-006 m

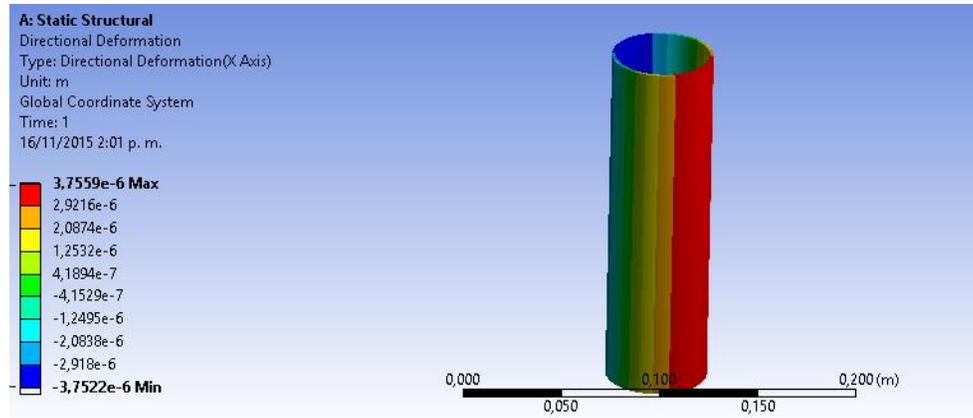
Fuente: autores

Tabla 9 Esfuerzo por ciclos

Alternating Stress Pa	Cycles	Mean Stress Pa
3,999e+009	10,	0,
2,827e+009	20,	0,
1,896e+009	50,	0,
1,413e+009	100,	0,
1,069e+009	200,	0,
4,41e+008	2000,	0,
2,62e+008	10000	0,
2,14e+008	20000	0,
1,38e+008	1,e+005	0,
1,14e+008	2,e+005	0,
8,62e+007	1,e+006	0,

Fuente: autores

Ilustración 5. Simulación de esfuerzos cámara de combustión



Fuente: autores

La simulación de la tobera se realizó en Solidedge debido a que el material no cuenta con una base de datos en Ansys, razón que hace difícil la simulación. Para la simulación se usa una maya tetraédrica debido a la complejidad del cuerpo a analizar. Se intentó hacer el análisis con una malla por superficie o mixta pero debido a la complejidad este tardaba más tiempo y generaba error en los resultados. Las ventajas de la malla por superficie y mixta es que realiza el análisis con una mayor cantidad de nodos que la tetraédrica.

Los resultados obtenidos son:

Tabla 10. Características simulación

Tipo de mallado	Tetraédrico
Número total de cuerpos mallados	1
Número total de elementos	4.033
Número total de nodos	6.688
Tamaño subjetivo de malla (1-10)	3

Fuente: autores

a. Resultados del desplazamiento

Tabla 11. Resultados de desplazamiento

Componente de resultados: Traslación total				
Extensión	Valor	X	Y	Z
Mínima	0 mm	3,737 mm	-17,170 mm	1,805 mm
Máxima	4,54e-005 mm	18,687 mm	8,526 mm	-14,767 mm

Fuente: autores

b. Resultados del tensión

Tabla 12 resultado tensión

Componente de resultados: Von Mises				
Extensión	Valor	X	Y	Z
Mínima	1,42e-006 MPa	-6,670 mm	-0,000 mm	2,835 mm
Máxima	2,66 MPa	18,687 mm	16,420 mm	5,335 mm

Fuente: autores

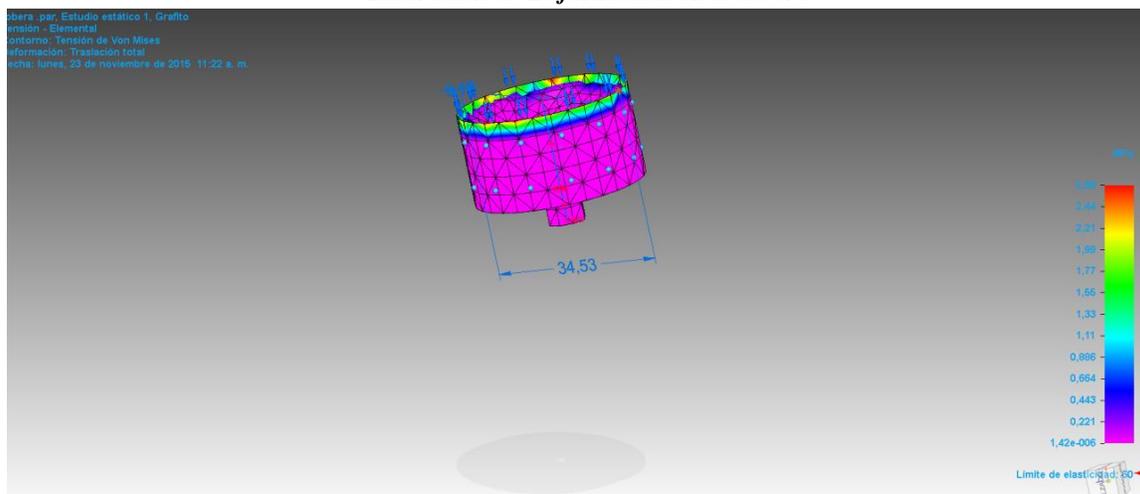
a. Resultados factor de seguridad

Tabla 13 Factor de seguridad resultante

Componente resultante: Factor de seguridad				
Extensión	Valor	X	Y	Z
Mínima	22,6	18,687 mm	16,420 mm	5,335 mm
Máxima	4,21e+007	-6,670 mm	-0,000 mm	2,835 mm

Fuente: autores

Ilustración 6. Deformación en la tobera



Fuente: autores

Análisis: como se puede observar así como en los cálculos teóricos la deformación en la tobera en la sección convergente es mayor a la deformación en la tobera por temperatura, aunque la diferencia en la deformación es mucho menor en la simulación que en teórica para el aluminio y mucho mayor en el grafito.

3. RESULTADO PRUEBA ALUMINIO

3.1. Resultado Prueba De Dureza Aluminio

El resultado que se da a continuación, consta de condiciones, puesto que el durómetro que se ha utilizado permite dar la dureza Rockwell en B y C y a partir de esta se asignaron unas cargas. Pero la utilizada para este es la dureza Rockwell C ya que la carga requerida es de 150 kg ((el mayo en este tipo de instrumentos)) y el penetrador es tipo diamante.

Paso 1: Tomados los valores que presentó el durómetro, hacemos un promedio para señalar el valor final.

Para este caso

Toma 1 = 30_{RC}

Toma 2 = 53_{RC}

Toma 3 = 92_{RC}

Toma 4 = 69_{RC}

Suma Total = 244_{RC}

Dureza total =HRc 61

HRc = La H indica Hardness = Dureza, R de Rockwell, y C que indica la escala por el Cono de diamante y carga de 150 kg

Paso 2: Se observó que al dejar el motor por más de 30 segundos a una temperatura mayor a su temperatura de fusión la cual es 660.3 °C, el motor cohete puede sufrir cambios de estado importantes. Por lo tanto la segunda prueba se hizo teniendo en cuenta la altura de la misión y la velocidad de salida de los gases, para calcular el tiempo de duración del cohete hasta llegar a su misión. También se midió el diámetro en el momento en que se extrae el material del horno y se observa que este aumento su diámetro 1 mm.

Paso 3: Para hacer la prueba microscópica es necesario hacer un ataque químico el cual no se pudo llevar a cabo debido a las normas de seguridad de laboratorios de la Institución universitaria los libertadores. Por lo tanto lo que se pudo observar es que el material presenta varias imperfecciones por rayones y las zonas que se ven de distintos colores o como manchas es las zonas de concentración del magnesio en el aluminio según los datos bases de la NASA. (Dilip Bhandarkar & Barry Lisagor, 1977)

Paso 4: Los datos finales de la toma de dureza es la siguiente:

Toma 1 = 99_{RC}

Toma 2 = 57_{RC}

Toma 3 = 13_{RC}

Toma 4 = 30_{RC}

Suma Total = 199_{RC}

Dureza total =HRc49.75

Después de un tiempo se volvió a hacer la prueba en el horno y los resultados fueron los siguientes:

Toma 1 = 89_{RC}

Toma 2 = 70_{RC}

Toma 3 = 51_{RC}

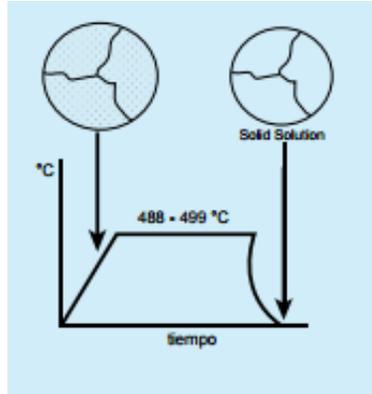
Toma 4 = 45_{RC}

Suma Total = 255_{RC}

Dureza total = HRC63,75

Las imágenes obtenidas de la observación del microscopio metalografico del aluminio fueron analizadas y los resultados fueron que el aluminio como se muestra en la figura se visualizan unos pequeños puntos de color negro, los cuales representan los precipitados del aluminio, esto debido al proceso de envejecimiento y cuya función es otorgarle al aluminio mayor dureza y resistencia.

Figura 33. Análisis de estudio microscópico.



Fuente. (Obando)

3.2. Resultado Prueba De Dureza Grafito

Paso 1: Tomados los valores que presentó el durómetro, hacemos un promedio para señalar el valor final.

Toma 1 = 21_{RC}

Toma 2 = 17_{RC}

Toma 3 = 18_{RC}

Toma 4 = 22_{RC}

Suma Total = 78_{RC}

Dureza total = HRC 19,5

Paso 2: El grafito en su paso por el horno al ser sometido a una temperatura aproximadamente de 1000 °C muestra residuos o desgaste en su capa superficial como si este levantara una fina capa y se desboronara, que consigue compactarse al generarle un enfriamiento artificial. El aumento del diámetro del grafito es de 1,2 mm al momento de sacarlo del horno.

Paso 3: Se lleva al microscopio metalografico para observar su composición, pero en este punto del procedimiento surgen fallas en los equipos, el microscopio cuenta con una cámara para una visualización de calidad, la cual no guarda información entonces se hacen tomas instantáneas con otro dispositivo, en donde se puede observar muy poco de la imagen. Y debido a que no se puede hacer el ataque con ácido no se puede llevar a cabo la práctica.

Pasó 4

Toma 1 = 44_{RC}

Toma 2 = 96_{RC}

Toma 3 = 65_{RC}

Toma 4 = 50_{RC}

Suma Total = 255_{RC}

Dureza total = **HRc 63,75**

4. RESULTADOS PRUEBAS NDT

Estos resultados obtenidos pueden ser visualizados de una manera más clara en un equipo conocido como el negatoscopio.

Figura 31. Motor Cohete Prueba 1(Vista desde el Negatoscopio)



Fuente. Autores

Figura 32. Motor Cohete Prueba 2 (Vista desde el Negatoscopio)



Fuente. Autores

Análisis: la radiografía permite observar el ángulo de convergencia y divergencia de la tobera. Se puede diferenciar el tipo de espesor de los materiales tanto del propelente como de la tobera y el aluminio de la cámara de combustión. Se identifica la formación de poros en el propelente, dando paso a la formación de agua. Para materiales de poco espesor como el aluminio se necesita de una placa intensificadora, que aumente las propiedades del berilio en la placa radiográfica.

5. ANALISIS DE ERROR

Teniendo en cuenta las diferentes pruebas realizadas al material y que la deformación es el punto de comparación de cada una de estas, se hará el análisis de error para saber cuál es el promedio de deformación y cuan asertiva es cada prueba.

Los datos tomados de cada prueba para el aluminio y el grafito son los siguientes:

La de formación teórica es tomada de los resultados de los cálculos en las tablas del anexo A. La deformación a partir de la simulación es tomado de los resultado arrojados por el CAD del análisis de deformación de los componentes. La deformación experimental es la que arrojo las pruebas en el horno al medirlo inmediatamente con el pie de rey.

Material	De formación teórica	Deformación simulación	Deformación experimental
Aluminio	0,6678 mm	0,00635 mm	1,00 mm
Grafito	1,456 mm	2,835 mm	1,2 mm

$$\text{Error teorico} = \frac{\text{Deformacion media} - \text{deformación teorica}}{\text{Deformación teorica}}$$

$$\text{Error teorico aluminio} = \frac{0,55805 - 0,6678}{0,6678} = 0,16434$$

$$\text{Error teorico grafito} = \frac{1,8303 - 1,456}{1,456} = 0,25709$$

6. DESGASTE DEL MATERIAL

Ya que se quiere saber la vida útil del material tanto del aluminio como del grafito se hace un análisis de acuerdo a la fricción que se genera entre estos materiales, para esto se tiene en cuenta las siguientes ecuaciones(SARKAR, 1980):

Para hallar el volumen de desgaste del material por desgaste abrasivo se tiene en cuenta lo siguiente:

$$V_d = L (0,63 * ctg \alpha) \left(\frac{P}{H}\right) \quad [23]$$

V_d es el volumen del desgaste del material

L es la trayectoria de fricción

α es la media del semiángulo de los vértices agudos de las partículas abrasivas

P es la carga aplicada

H es la dureza del material

Por lo tanto al remplazar el resultado es el siguiente:

$$V_d = 30 \text{ s} * (0,63 * ctg 45^\circ) \left(\frac{2,018867255 \text{ Pa}}{61 \text{ HRC}}\right) = 1,354478256 \text{ mm}^3$$

Este resultado nos dice que el desgaste por prueba es de $1,35 \text{ mm}^3$ y teniendo en cuenta que el volumen del cilindro deja de ser útil cuando pierda el 70% de sus propiedades el número de pruebas sería el siguiente:

$$\# \text{ pruebas} = \left(\frac{V_c * 30\%}{V_d}\right) \quad [24]$$

$$\# \text{ pruebas} = \left(\frac{370,028 \text{ mm}^3}{1,354478256 \text{ mm}^3}\right) = 81,95666377$$

Para el aluminio se puede realizar 82 pruebas para que el desgaste por fricción genere daños en este.

Para el grafito de acuerdo los anteriores pasos y de acuerdo a sus características la solución es la siguiente:

$$V_d = 4,237085828mm^3$$

$$I_h = 16,41519451$$

Para el grafito se puede realizar 16 aproximadamente pruebas para que el desgaste por fricción genere daños en este.

Capítulo 12

CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES

1. CONCLUSIONES

Como se puede observar en la tablas de cálculos teóricos la dilatación térmica es mayor que la dilatación mecánica en la cámara de combustión debido a que el aluminio es más sensible a la temperatura que a la presión ejercida por los gases, en cambio en la tobera hecha de grafito la dilatación térmica es menor que la dilatación mecánica la cual también se ve afectada por el espesor del material.

De acuerdo al análisis teórico la dilatación mecánica de la boquilla de la sección convergente de la tobera es mayor a la dilatación térmica del aluminio en la cámara de combustión. Demostrando que el radio final de la tobera en esta sección es mayor al radio final de la cámara de combustión, lo que conlleva a la formación de micro fisuras en el grafito por el choque de esfuerzos con el material, disminuyendo así la vida útil del grafito y que en futuras pruebas el material sufra fracturas durante estas.

De acuerdo a las pruebas prácticas y a los análisis teóricos se pudo llegar a la conclusión de que el motor puede llegar a la altura de su misión, siempre y cuando se haga una única prueba antes del lanzamiento y no se pretenda llegar a una altura mayor, o que el motor mantenga por más de 30 segundos una temperatura mayor $660,3\text{ }^{\circ}\text{C}$. Por lo tanto se recomienda que para futuras misiones, cuyo alcance sea mayor a 20 Km se realice el cambio del material de la cámara de combustible de aluminio por acero inoxidable.

Se logra observar que el aluminio al someterlo a pruebas de dureza inmediatamente después de ser expuesto a altas temperaturas pierde esta propiedad debido a la sensibilidad del material por expansión térmica, pero al tomar los datos un tiempo después se observó que la dureza aumenta.

En las pruebas NDT debido al espesor del material de la tobera no permite ver en su totalidad las discontinuidades, ya que se observa la forma y el espesor más no las características específicas del material.

A partir de lo observado el margen de error entre los resultados de la simulación, prácticos y los resultados teóricos es de 16,4% del aluminio y 25,7% del grafito, lo que demuestra que efectivamente es muy probable que se presenten fisuras en la tobera debido a la presión generada por la fricción entre la cámara de combustión y esta.

Al final del proceso se encontraran residuos del cartón completamente en cenizas debido a que la temperatura en que se quema es de $299\text{ }^{\circ}\text{C}$ y como se ha mencionado anteriormente la temperatura que alcanza el propelente es de $1473\text{ }^{\circ}\text{C}$.

De acuerdo a los cálculos de desgaste, el máximo de pruebas que soportaría el grafito debido a sus propiedades son 16 por lo tanto se debe medir su uso, y dado el cálculo esta es la determinación de la vida útil del material.

2. RECOMENDACIONES

Se recomienda aumentar el espesor del diámetro de la sección convergente partiendo de 1 mm, para así disminuir los esfuerzos por presión en esta área y disminuir la deformación en el grafito, y así evitar la fricción de esta zona entre el grafito y el aluminio. Las medidas quedarían de acuerdo a las medidas de la tabla xx del anexo A, teniendo en cuenta que el empuje cambiara. (Datos que deben volver a tomarse)

Se debe hacer un uso medido de las pruebas en la cámara de combustión o se puede realizar un proceso de endurecimiento por precipitación o envejecimiento térmico para lograr aumentar su dureza y resistencia del material.

Debido a que no se pudo realizar las pruebas microscópicas por la condición del microscopio y las políticas del laboratorio en cuanto al uso del ácido, se recomienda solicitar en otro laboratorio la pruebas metalográficas, cuyo costo se encuentra entre 200.000 y 300.000.

Se recomienda hacer un proceso de pulido y esmeril en el aluminio garantizar una mejor visualización del componente en el microscopio, en conjunto con el ácido.

BIBLIOGRAFÍA

- National Aeronautics and Space Administration. (05 de Mayo de 2015). *Isentropic Flow*. Obtenido de <https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/isentrop.html>
- Wolfkeeper. (04 de Noviembre de 2005). *Tobera del motor cohete*. Obtenido de https://es.wikipedia.org/wiki/Tobera_del_motor_cohete#/media/File:De_laval_noz_zle.svg
- Alvarez, J. A., Callejón, I., Forns, S., Roca, P., Balsells, D., Casanova, J., y otros. (2002). Cámara de combustión. En *Máquinas térmicas motoras (volum I)* (págs. 274-275). Catalunya: Edicions UPC.
- Beltran Palacios, C. A., & FajardoRodríguez, L. P. (2008). Diseño de un equipo para determinar deformaciones radiales y tangenciales en cilindros sometidos a presión interna. *Trabajo de grado* (págs. 76-77). Bucaramanga: Pontificia Universidad Javeriana.
- Benford, A., & Liechti, K. M. (2002). Esfuerzo termico. En *Mecanica de materiales* (pág. 250). Texas : Pearson Education .
- Berrocal, O. L. (2002). *Resistencia de materiales*. Madrid : Segunda edición, Mc. Graw.
- Bolívar, M. A. (2011). HISTORIA PRELIMINAR DE LA COHETERÍA EN COLOMBIA. *Asociación Astronáutica Colombiana Astcol* , 1-20.
- Cases Sánchez, P. J. (2014). Estudio del Flujo en la Tobera del Motor Cohete J-2S Mediante Tecnicas CFD . *Universitat Politecnica de València* , 20.
- Del metal. (2005). *Del metal*. Recuperado el 25 de Octubre de 2015, de Metales no ferrosos: <http://www.delmetal.com.ar/productos/aluminio/7075.pdf>
- Descalzo, G. (03 de septiembre de 2009). *Guillermo dezcalso cohetes*. Recuperado el 02 de Junio de 2015, de Propelentes sólidos: <http://www.gdescalzo.com.ar/tipospropelentes.html>
- Dilip Bhandarkar, M., & Barry Lisagor, W. (1977). Metallurgical Characterization of the Fracture of Several High Strength Aluminum Alloys . *NASA Technical Paper 1086* , 34-.
- Dirección General de promoción mineral. (Octubre de 2005). *Perfil de mercado del grafito*. Obtenido de <http://201.131.19.30/Estudios/Mineria/Sistema%20Mineria/grafito/CARACTERIS TICAS.htm>

- El Rincón del Vago. (1998). *Pruebas No Destructivas*. Recuperado el 2016, de <http://html.rincondelvago.com/pruebas-no-destructivas.html>
- Enciclopedia britanica, Inc. . (2000). *Encyclopaedia Bricannica*.
- Hufnagel, W., & Coca, P. (2004). Aluminio . En *Manual del aluminio* (págs. 1-5). Barcelona: Reverte.
- ITESCAM. (s.f.). *Resistencia de materiales*. Recuperado el 20 de 10 de 2015, de <http://www.itescam.edu.mx/portal/files/plans/2010/INC-1013%20-%20F%C3%ADsica.pdf>
- James, D., & Leon, M. (1996). *NAS Quest*. Obtenido de <http://quest.nasa.gov/space/teachers/rockets/history.html>
- Martínez de la Calle, J. (2009). FLUJO COMPRESIBLE. *UNIVERSIDAD DE OVIEDO*, 3.
- Martínez, F. (2000). Enfoque algorítmico para el cálculo del desgaste en pares de fricción. *Revista de Metalurgia*, 410.
- matter, O. d. (2015). cardboard. Oxford, Reino Unido: Oxford University press.
- Montenegro, S. (29 de Octubre de 2012). *RESISTENCIA DE MATERIALES*. Recuperado el 10 de Octubre de 2015, de http://resistenciadelosmaterialeseip445.blogspot.com.co/2012/10/capitulo-1_4514.html
- NASA. (12 de Junio de 2014). *Brief History of Rockets*. Obtenido de https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/TRC/Rockets/history_of_rockets.html
- NASA. (Marzo de 2015). Recuperado el noviembre de 2015, de https://www.nasa.gov/pdf/153410main_Rockets_History.pdf
- Pyrotechnics, T. C. (2008). Code for High Power rocketry. *1127, NFPA*, (pág. Anexo B).
- Roig, J. M. (6 de octubre de 2011). Diseño y construcción de una base de pruebas de motores de cohete amateurs . catalunya , España : Universidad politecnica de Catalunya.
- Ruiz Orellana, M. A. (s.f.). *RECIPIENTES DE PARED DELGADA* . Bolivia: Universidad tecnica de Oruro.
- SARKAR, A. (1980). *Friction and wear*. London: Academic Press Inc.

SIGA. (1999). *SIGA Aluminio S.A.* Recuperado el 31 de Enero de 2016, de Aluminio:
http://www.siga-aluminio.com.mx/productos_aluminio.php

Timoshenko, S. G. (2002). En *Resistencia de materiales* (págs. 739-814). 5ta edición:
Edición española .

Wikipedia, c. d. (29 de Octubre de 2015). *Tensión circunferencial*. Recuperado el 6 de
Noviembre de 2015, de
https://es.wikipedia.org/w/index.php?title=Tensi%C3%B3n_circunferencial&oldid=86227902