
Diseño conceptual de un motor cohetes híbrido para transporte de un satélite de pequeño porte a una órbita LEO



Presentado por
Geraldine Hincapie Diaz
LOS LIBERTADORES
FUNDACIÓN UNIVERSITARIA

Fundación Universitaria Los Libertadores

Facultad de Ingeniería y Ciencias Básicas

Programa de Ingeniería Aeronáutica

Bogotá D.C, Colombia

2018

Página dejada en blanco intencionalmente - No forma parte del cuerpo del trabajo.

Diseño conceptual de un motor cohete híbrido para transporte de un satélite de pequeño porte a una órbita LEO

Presentado por
Geraldine Hincapie Diaz

en cumplimiento parcial de los requerimientos para optar al título

de

Ingeniera Aeronáutica

Dirigida por

Jaime Enrique Orduy Rodríguez, M.Sc

Codirector

Iván Felipe Rodríguez Barón, M.Sc

Fundación Universitaria Los Libertadores

Facultad de Ingeniería y Ciencias Básicas

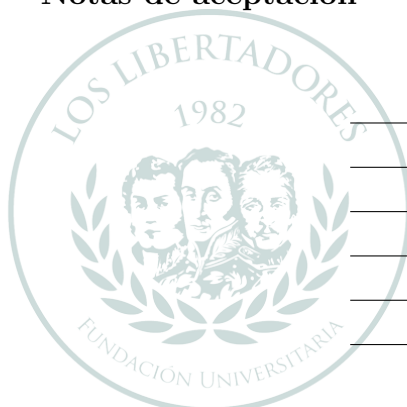
Programa de Ingeniería Aeronáutica

Bogotá D.C, Colombia

2018

Página dejada en blanco intencionalmente - No forma parte del cuerpo del trabajo.

Notas de aceptación



LOS LIBERTADORES

FUNDACIÓN UNIVERSITARIA

Firma del presidente del jurado

Firma del jurado

Firma del jurado

Bogotá DC, Diciembre de 2018.

Página dejada en blanco intencionalmente - No forma parte del cuerpo del trabajo.



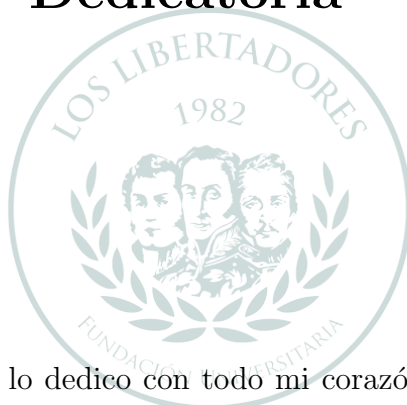
LOS LIBERTADORES

FUNDACIÓN UNIVERSITARIA

Las directivas de la Fundación Universitaria Los Libertadores, los jurados calificadores y el cuerpo docente no son responsables por los criterios e ideas expuestas en el presente documento. Estos corresponden únicamente a los autores y a los resultados de su trabajo.

Página dejada en blanco intencionalmente - No forma parte del cuerpo del trabajo.

Dedicatoria



Este proyecto de grado se lo dedico con todo mi corazón a mis padres por su apoyo incondicional tanto a lo largo de mi vida como en todo el transcurso de la carrera, por el esfuerzo entregado y finalmente por el acompañamiento para realizar mis sueños y cada día crecer como persona.

LOS LIBERTADORES
FUNDACIÓN UNIVERSITARIA

Página dejada en blanco intencionalmente - No forma parte del cuerpo del trabajo.

Agradecimientos



Inicialmente gracias a Dios por todas las bendiciones recibidas y por permitirme culminar satisfactoriamente mis estudios, a la Fundación Universitaria Los Libertadores y todos los Docentes de quienes tuve la oportunidad de adquirir todo el conocimiento necesario para formarme como profesional, al Ing. Jaime Enrique Orduy y al Ing. Iván Felipe Rodríguez Barón por ser mis directores y por guiarme en este proyecto con su sabiduría y experiencia, al Doctor Paulo Greco, profesor de la USP-EESC, por su amabilidad al dirigir y fortalecer mis conocimientos mientras me encontraba estudiando en Brasil. Al Ing. Juan Pablo Pardo por brindarme su conocimiento en CATIA, por su paciencia y compañía. A mi familia, mis amigos y mi novio por su apoyo y motivación, y a todas aquellas personas que ayudaron a que este sueño se hiciera realidad, muchísimas gracias por permitirme recorrer este camino a su lado, ha sido un placer y un honor realizar este trabajo con su colaboración.

Página dejada en blanco intencionalmente - No forma parte del cuerpo del trabajo.

Índice general

1	Introducción	3
2	Planteamiento del Problema	5
2.1	Objetivos	7
2.1.1	Objetivo General	7
2.1.2	Objetivos Específicos	7
2.2	Justificación	8
2.3	Metodología	10
3	Marco Teórico / conceptual	11
3.1	Tipos de propulsión química	11
3.1.1	Propulsión sólida	11
3.1.2	Propulsión líquida	12
3.1.3	Propulsión híbrida	13
3.2	Propulsión iónica	16
3.3	Historia del motor cohete híbrido	16
3.4	Rendimiento	19
3.5	Clasificación de satelites	20
4	Estado del arte	21
4.1	Diseño y contrucción de un motor cohete híbrido.	21
4.2	Diseño conceptual y preliminar de un vehículo que transporta carga útil de una tonelada desde la superficie de la tierra a órbita baja.	23
5	Misión	27
5.1	Misión del cohete híbrido	28
6	Análisis y Resultados	29
6.1	Diseno de motor cohete hibrido	29
6.1.1	Mezcla oxidante-combustible	32
6.1.2	Balance estequiometrico	34

6.1.3	Etapas del cohete	35
6.1.4	Dimensionamiento del motor cohete híbrido. Segunda etapa	37
6.1.5	Geometría de la cámara	43
6.1.6	Dimensionamiento del motor cohete híbrido. Primera etapa	47
6.2	Resultados	52
6.2.1	Cumplimiento de la misión	52
6.2.2	Ensamble final	55
6.2.3	Datos del motor cohete híbrido	57
7	Discusión de resultados	59
8	Conclusiones y Recomendaciones	61
9	Referencias	63
	Apéndice A Primer Apéndice	65
10	Glosario	69

Índice de figuras

3.1	Sistema de propulsion sólida	11
3.2	Sistema de propulsión líquida	13
3.3	Sistema de propulsión híbrida (Sutton)	14
3.4	Historia del motor cohete híbrido.	17
3.5	Space Ship One y Space Ship Two.	18
3.6	Esquema transversal de un grano de combustible multipuerto	19
4.1	Estructura del motor.	22
4.2	Esquema del montaje en Solid Edge.	23
4.3	Motor cohete encendido.	23
4.4	Datos del cohete portador.	24
4.5	Diseño del motor cohete.	25
5.1	Arquitectura de una misión espacial.	27
6.1	Masas del cohete.	30
6.2	Relación de masas.	31
6.3	Configuración etapas en paralelo.	36
6.4	Tobera	39
6.5	Visualización 3D tanque del óxido nitroso.	42
6.6	Dimensiones del tanque del óxido nitroso.	42
6.7	Vizualización 3D camara de combustion y tobera.	45
6.8	Dimensiones de la camara de combustión y tobera.	46
6.9	Grano propelente HTPB	46
6.10	Vizualización del grano propelente en la cámara de combustión	47
6.11	Visualización 3D tanque del oxido nitroso.	49
6.12	Dimensiones tanque del oxido nitroso.	50
6.13	Vizualización 3D cámara de combustión y tobera.	51
6.14	Dimensiones cámara de combustión y tobera.	51
6.15	Trayectoria de vuelo	53
6.16	Visualización del ensamble del motor cohete.	55

6.17 Visualización del ensamble del motor cohete.	56
6.18 Visualización del ensamble del motor cohete.	56

Índice de cuadros

3.1	Tipos de satelites según su peso	20
6.1	Combinaciones de propelente.	33
6.2	Condiciones estequiométricas para combinaciones de estudios de caso. . . .	33
6.3	Propiedades de los gases.	33
6.4	Reactivos.	34
6.5	Productos.	34
6.6	Propiedades N_2O /HTPB.	35
6.7	Distribución de masas	37
6.8	Dimensiones de la segunda etapa.	45
6.9	Dimensiones para la primera etapa.	51
6.10	Materiales para la industria aeronáutica.	52
6.11	Propiedades generales.	53
6.12	Datos finales del motor cohete.	57

Glosario

ANGULO DE DIVERGENCIA: ángulo formado por la línea de centro de la tobera y la línea paralela a la superficie de la tobera de salida.

CAMARA DE COMBUSTION: es el lugar donde se almacena el propelente y donde se lleva a cabo el proceso termodinámico para la transformación de la energía, es el lugar que soporta todas las cargas y fuerzas generadas por la explosión del combustible.

COHETE: aeronave propulsada por gases eyectados de expansión, generados en el motor por propulsores autocontenidos y no dependiendo de la entrada de sustancias del exterior. El mismo incluye cualquier parte que durante la operación, se separe.

COHETE PORTADOR: vehículo para transportar carga útil desde la superficie de la tierra a órbitas.

COMBUSTIBLE: material líquido o sólido usado para suministrar energía térmica por una reacción química al entrar en contacto con un oxidante.

CRIOGENICO: fluido expuesto a condiciones de baja temperatura, usualmente por debajo de -150°C (123K).

EFICIENCIA: es la relación entre la energía de salida y la energía de entrada.

FACTOR DE SEGURIDAD: margen extra de prestaciones por encima de las mínimas estrictamente necesarias.

IMPULSO ESPECIFICO: relaciona el empuje de un motor cohete en función del flujo másico del propelente y la gravedad.

LEO (LOW EARTH ORBIT): orbitas bajas de la tierra que se encuentran entre 100 km a 800 km de altura.

MOTOR COHETE: el motor cohete es un conjunto de dispositivos que conforman un sistema de propulsión. Su mayor característica es que la masa propulsada como fuente de energía cinética se encuentra auto contenida en forma de energía química, siendo capaz de proporcionar la fuerza de empuje necesaria para generar un movimiento opuesto a la salida de los gases de escape mediante el principio físico de la tercera ley de Newton, acción y reacción.

MOTOR COHETE QUIMICO: es un motor cohete caracterizado por que el químico que lo alimenta es la combustión de determinados propulsores que generan las partículas gaseosas a altas temperaturas y velocidades responsables del empuje. O/F Relación que existe entre la cantidad del oxidante y la cantidad del combustible.

ORBITA: trayectoria cónica descrita por un objeto que se mueve alrededor de un punto celeste de referencia.

OXIDANTE: es el que tiene la función de suplir oxígeno al propelente y realizar la combustión con el combustible.

PRESURIZANTE: gas que es utilizado para incrementar la presión del sistema en los tanques del propelente.

SATELITE ARTIFICIAL: cuerpo orbital creado por el hombre que se utiliza para transmitir información desde el espacio ultraterrestre a lugares lejanos en la tierra. Sus aplicaciones son diversas, la más importante las telecomunicaciones.

SISTEMA DE PROPULSION: vehículo que incluye un sistema de motores, tanques, líneas, y todo el equipamiento asociado necesario para suministrar una fuerza específica propulsiva para el vehículo.

TANQUE: recipiente presurizado que contiene propelente o presurizante para ser usado en un vehículo tipo cohete, equipado con un sistema de fluidos.

TIEMPO DE QUEMADO: intervalo de tiempo para el propelente sólido, desde el momento inicial de funcionamiento hasta la terminación del combustible. **TOBERA:** es un conjunto en el cual, la corriente fluida aumenta de velocidad a costa de disminuir su presión, generando la expansión de los gases a la atmósfera y un empuje adicional al dispositivo.

VELOCIDAD CARACTERISTICA: es la máxima velocidad que pueden generar los gases de escape del propelente sin necesidad de la zona de expansión.

Abreviaturas

$\dot{m}$ Flujo masico.

$\dot{m}_{comb}$ Flujo masico del combustible.

$\dot{m}_{ox}$ Flujo masico del oxidante.

$\dot{r}$ Tasa de regresión.

Δu Aumento de velocidad.

Δt Tiempo de empuje.

a velocidad del sonido.

a_f Aceleración final.

a_{oy} Aceleración inicial en Y.

a_{ox} Aceleración inicial en X.

A_b Área de quemado.

A_c Área e la zona convergente.

A_e Area de salida de la tobera.

A_t Area de la garganta de la tobera.

C^* Velocidad caracteristica.

D_e Diametro de salida.

D_t Diametro de la garganta.

F Empuje.

$HTPB$ hydroxyl-terminated polybutadiene.

g Fuerza de gravedad.

I_{sp} Impulso especifico.

L_i Longitud en la zona convergente.

L_e Longitud en la zona divergente.

LEO Low orbit earth.

L_c Longitud de la cámara de combustión.

$\ln$ Logaritmo natural.

L_{tox} Longitud del tanque oxidnte.

m Masa total del motor cohete.

M_{comb} Masa combustible.

M_e Numero Mach a la salida.

m_f Masa final.

m_o Masa inicial.

m_{ox} Masa oxidante.

m_p Masa del propelente.

m_{pl} Masa de la carga paga.

(MR) Relación de masas.

N_2O Óxido nitroso.

O/f Relación oxidante/combustible.

r_e Radio de salida.

r_t Radio en la garganta.

T_o Temperatura incial.

Tt Temperatura en la garganta de la tobera.

t_z Tiempo máximo.

$(u_p)_x$ Componente horizontal de aceleración.

$(u_p)_y$ Componente vertical de aceleración.

v_b Volumen de quemado.

v_c Volumen de la cámara de combustión.

v_{ox} Volumen óxidante.

v_{tox} Volumen del tanque óxidante.

v_{tox1} Volumen tapas esfericas.

v_{tox} Volumen cuerpo cilindrico.

w_p Carga propulsora útil.

y_z Altura máxima.

θ Ángulo de la zona divergente.

ρ^* Densidad en la garganta dela tobera.

ρ_{comb} Densidad combustible.

ρ_o Densidad inicial.

ρ_o Densidad oxidante.

ρ_p Densidad propelente.

λ Eficiencia de la geometría del motor.

ω Peso de despegue.

Página dejada en blanco intencionalmente - No forma parte del cuerpo del trabajo.

Diseño conceptual de un motor cohete híbrido para transporte de un satélite de pequeño porte a una órbita LEO

Resumen

El presente trabajo de grado muestra el proceso llevado a cabo del diseño conceptual de un motor cohete híbrido, cuya misión principal será llevar un satélite de pequeño porte a una órbita LEO. En este proceso se debe analizar el propelente más óptimo para el motor cohete, determinar la mezcla oxidante-combustible más adecuada junto con sus propiedades, eficiencia de combustión y así mismo disminuir el costo, los efectos ambientales y la tasa de regresión.

Posteriormente siguiendo una metodología de investigación aplicada del diseño conceptual del motor cohete híbrido y con la información recopilada se establece el dimensionamiento y geometría del cohete. Dentro del proceso de diseño conceptual se eligen los componentes químicos del propelente más adecuados para el rendimiento del motor cohete y se hace una estimación de los posibles materiales estructurales, por otro lado, se hallan características técnicas y operativas importantes como lo son el flujo másico, presiones, temperaturas y velocidades de salida del flujo, así como también el dimensionamiento del ducto propulsivo y la fuerza de empuje necesaria para el despegue, teniendo en cuenta las aceleraciones que debe soportar el vehículo, por disposición de sus componentes estructurales, sistemas y subsistemas.

Finalmente se hace una comparación del diseño conceptual del motor cohete híbrido obtenido en el presente trabajo con respecto a artículos y otros proyectos de grado tomados como referencia, así mismo se realiza una comparación de este tipo de motor con el motor cohete líquido y sólido, donde se muestran variables de rendimiento, seguridad, empuje, costos, eficiencia, entre otros.

Palabras claves: Cohete híbrido, órbita LEO, satélite, propelente híbrido, tobera.

Capítulo 1

Introducción

La propulsión de tipo híbrido no es un concepto nuevo, este tipo de propulsión combina la tecnología de propulsión sólida y líquida, ya que el material que se encuentra en la cámara de combustión es sólido, mientras que el oxidante líquido se encuentra almacenado en tanques¹. El motor que utiliza este tipo de propulsión es más seguro debido a que posee materiales inertes en la cámara de combustión y el paso de oxidante está controlado por medio de una válvula².

El empuje requerido, según la misión del cohete que utilice este tipo de motor, puede ser obtenido al combinar diferentes tipos de materiales para lograr una mezcla adecuada entre un oxidante y su combustible. Uno de los materiales más utilizados para este tipo de motores híbridos son el hydroxyl-terminated polybutadiene (HTPB) como combustible y óxido nitroso como oxidante probados en la primera aeronave comercial en ir al espacio hasta la termosfera. Sin embargo, existe otros tipos de combustibles como parafina y el acrílico, y como oxidante líquido se encuentran otras opciones como oxígeno industrial y oxígeno líquido³.

Este documento contiene la elaboración del diseño conceptual de un motor cohete híbrido, se presenta el desarrollo matemático, selección de materiales y propelente, porcentajes de oxidante-combustible, propiedades generales y dimensiones finales según la misión adoptada para el motor cohete híbrido y finalmente se obtiene una representación gráfica por medio de un *software* de diseño. El presente trabajo de grado fue elaborado con la colaboración de la Escuela de Ingeniería de San Carlos (EESC-USP) gracias al intercambio académico realizado en el semestre 2018-1.

¹G. P. SUTTON. (2001). Rocket propulsion elements. Toronto: seventh edition.

²Nieto, L. A., Cepeda, C. E. M., Rodríguez, L. Á. ANÁLISIS Y DISEÑO DE MOTOR COHETE CON COMBUSTIBLE HÍBRIDO EXPERIMENTAL.

³De Oliveira Alcaria Furreiro, Pedro Paulo, 2013. "Preliminary Study of a Hybrid Rocket"

Capítulo 2

Planteamiento del Problema

Los motores cohetes han tenido un desarrollo importante a lo largo del siglo XX y lo transcurrido del siglo XXI⁴, las primeras investigaciones sobre el motor cohete híbrido fueron realizadas en la década de 1930 en IG Farben (Alemania) y a su vez en California Rocket Society (Estados Unidos). En Alemania fueron desarrollados los primeros experimentos del motor cohete híbrido tomando como propelente carbón y N_2O^5 . Posteriormente diferentes empresas han trabajado en el desarrollo de estos tipos de motores una de ellas es la NASA, la cual probó con éxito un motor cohete híbrido que aumenta la seguridad operativa y reduce los costos a diferencia de otros tipos de motores (sólido y líquido)⁶. Por otro lado, se han realizado pruebas más detalladas del funcionamiento de estos tipos de motores, lo cual esta generando confianza para su uso, esto se puede observar en proyectos empresariales como el de *VIRGINGALACTIC* donde fue diseñada una aeronave la cual tenía las capacidades para ser la primera aeronave en llevar tripulación al espacio denominada *SpaceShipTwo*, la cual cuenta con una propulsión híbrida que combina elementos de combustión sólida y oxidante líquido⁷. Sin embargo, este tipo de propulsión sigue en estudios para la industria aeronáutica, a pesar de ser un tipo de propulsión segura, hubo inconvenientes con el vehículo espacial *SpaceShipTwo* el 31 de Octubre del 2012, por lo tanto, se generaron retrasos en los vuelos de prueba realizados por *VirginGalactic*.⁸

El motor cohete híbrido puede considerarse como no convencional ya que no es común su uso para misiones espaciales, proyectos académicos e investigaciones, en su lugar se diseñan lanzadores de propulsión sólida y líquida, pese a que no es muy conocido, se han encontrado ventajas en este tipo de motor tales como la facilidad de regular el paso del

⁴Envolución del cohete, tomado de pwg.gsfc.nasa.gov/stargaze/Mrockhis.htm

⁵Humble, Ronald; Gary, Henry; Larson, Wiley (1995). *Space Propulsion Analysis and Design*. McGraw-Hill.

⁶NASA. 2003. “Nasa Test Environmentally Friendly Rocket Fuel”. Recuperado el 30 de 04 de 2017, NASA

⁷GALACTIC, V. (s.f.). “Our Vehicules Virgin Galactic” Recuperado el 30 de 04 de 2017.

⁸www.xataka.com/espacio/la-nave-espacial-para-turistas-de-virgin-galactic-reanudara-sus-pruebas-en-febrero-de-2016

oxidante lo que conlleva a evitar accidentes en la combustión y por el tipo de material inerte utilizado su sistema no sería explosivo, además de la reducción del tiempo y el costo de producción en comparación con un motor cohete sólido.

Las universidades colombianas en pro del desarrollo tecnológico y científico del país a lo largo de la última década, han intentado incursionar en el ámbito espacial, estas iniciativas se han hecho visibles a través de diferentes proyectos, como es el caso del pico satélite desarrollado por la Universidad Sergio Arboleda que entró en operación en el año 2007⁹. También se han observado trabajos y desarrollos de motores cohete que usan combustibles sólidos por parte de la Universidad De Los Andes, que incluso tiene adelantos con combustibles líquidos; la Universidad San Buenaventura y la Fundación Universitaria Los Libertadores, por su parte han diseñado cohetes sonda con propulsión sólida. Con este trabajo de grado se pretende aumentar el conocimiento y el uso de tecnologías en pro del desarrollo de otros tipos de motores de cohete, logrando a su vez que disminuya el costo y tiempo de construcción con un motor cohete híbrido, además de dar los primeros pasos de la Fundación Universitaria Los Libertadores en tecnologías aeroespaciales con el objetivo de establecer parámetros para la creación de misiones espaciales.

Por consiguiente se genera la siguiente pregunta de investigación: ¿Es posible diseñar un motor cohete con propulsión no convencional capaz de transportar un satélite de pequeño porte a una altura mínima de 100 km?

⁹ARBOLEDA, S. (s.f.). “Libertad 1 Sergio Arboleda” Recuperado el 30 de 04 de 2017.

2.1 Objetivos

2.1.1 Objetivo General

Realizar el diseño conceptual de un motor cohete híbrido, que permita transportar a una órbita baja de la tierra (LEO) un satélite de pequeño porte.

2.1.2 Objetivos Específicos

- Determinar el empuje y dimensiones necesarios para alcanzar una órbita baja de 100 km con su respectiva masa y carga útil.
- Determinar los materiales adecuados para el propelente del cohete (mezcla oxidante-combustible).
- Determinar las etapas que deberá tener el motor cohete híbrido, teniendo en cuenta la propulsión necesaria para la misión a cumplir.

2.2 Justificación

Luego de varios años de la segunda guerra mundial, los conflictos entre Estados Unidos y la URSS dieron paso a la carrera espacial, existiendo previamente una rivalidad en materia armamentística, en tecnologías de cohetes y misiles, así que surge la ambición de ambas potencias por la conquista del espacio, donde se marcaría un precedente más que importante¹⁰.

La carrera espacial generó para el hombre en la década de los años 50's un gran avance con connotaciones de innovación, esta era inició gracias a la URSS el 4 de octubre de 1957 al colocar en órbita terrestre por primera vez un satélite artificial con ayuda de un cohete lanzador. Un mes más tarde volvería a realizar un lanzamiento con el Sputnik II, el cual llevaba a bordo a un ser vivo: Laika, una perra labradora que se convirtió en cosmonauta¹¹. Después de algunos intentos fallidos, los Estados Unidos utilizaron un cohete Jupiter-C para llevar su Explorer 1 Satélite al espacio el 1 de febrero de 1958¹². El programa de transbordadores espaciales de la NASA (1981 a 2011) usó cohetes sólidos por primera vez para transportar a los humanos al espacio. A diferencia de los cohetes líquidos, los sólidos no se pueden apagar lo cual fue un gran riesgo para las vidas que llevaba.

Para el 2018, varias compañías en diferentes países fabrican cohetes no tripulados (Estados Unidos, India, Europa y Rusia) los cuales son utilizados para enviar rutinariamente cargas militares y civiles al espacio. Y así mismo científicos e ingenieros continúan trabajando para el desarrollo futuro de cohetes aún más sofisticados.

Según Casalino y Pastrone (2002) hay un gran interés en Europa por el cohete híbrido Propulsión (HRP o HPRE) como una opción para el sistema de propulsión de bajo costo para órbita de satélites pequeños de transferencia. Las características de los motores híbridos son muy competitivas en muchas aplicaciones, desde grandes lanzadores a pequeños impulsores de transferencia de órbita y control de altitud. El motor cohete híbrido tiene una variedad de ventajas, en comparación con la propulsión sólida y líquida. Algunas de las principales ventajas de los motores híbridos son la posibilidad de estrangulamiento, reinicio, mayor seguridad y fiabilidad, lo cual es un factor relevante a considerar debido a el ámbito en que será utilizado este motor cohete.¹³.

El uso de proyectos con tecnologías aeroespaciales debe verse como una oportunidad de incentivar a las nuevas generaciones en Colombia y aumentar el conocimiento e investigación sobre estas tecnologías a futuro.

Al implementar otro tipo de propulsión en motores cohete, junto con las principales ventajas que ofrece un motor cohete híbrido, se incentiva al desarrollo actual y desarrollo

¹⁰Danny Perez, 2017 "Sputnik: A 57 años del lanzamiento a la era espacial".

¹¹ARBOLEDA, S. (s.f.). "Libertad 1 Sergio Arboleda" Recuperado el 30 de 04 de 2017.

¹²Elizabeth Howell, The History of Rockets, Space.com, October 25, 2018

¹³De Oliveira Alcaria Furreiro, Pedro Paulo, 2013. "Preliminary Study of a Hybrid Rocket"

de nuevos proyectos de cohetería en la Fundación Universitaria Los Libertadores y universidades colombianas que incursionan y desarrollan en este tipo de proyectos, reduciendo los elevados costos del motor cohete líquido por medio de materiales *lowcost* y por otro lado obteniendo un motor más seguro, eficiente y asequible.

2.3 Metodología

Se trabajará para este proyecto la investigación aplicada que según Silva y Menezes (2005) busca generar conocimiento para aplicación práctica, además, se utilizará también la investigación exploratoria que de acuerdo con Gil (2002) realiza levantamiento bibliográfico por medio de análisis de ejemplos que incentivará la comprensión del problema. Se realizará el estudio del motor cohete híbrido de una forma cualitativa obteniendo los datos del diseño preliminar para la óptima construcción a futuro, dimensionando el motor por medio del programa CATIA con el fin de determinar los procesos de cada una de las etapas a cumplir del motor cohete híbrido.

Diseño Metodológico

El desarrollo de la metodología usada en la concepción del proyecto tendrá las siguientes etapas:

Etapas 1: Fundamentación teórica de los conceptos de los cohetes híbridos.

Etapas 2: Revisión de las referencias bibliográficas enfocada en la tecnología de los cohetes híbridos.

Etapas 3: Desarrollo del cohete híbrido para llevar un pico satélite a una órbita leo.

Etapas 4: Discusión del desarrollo del cohete propuesto.

Capítulo 3

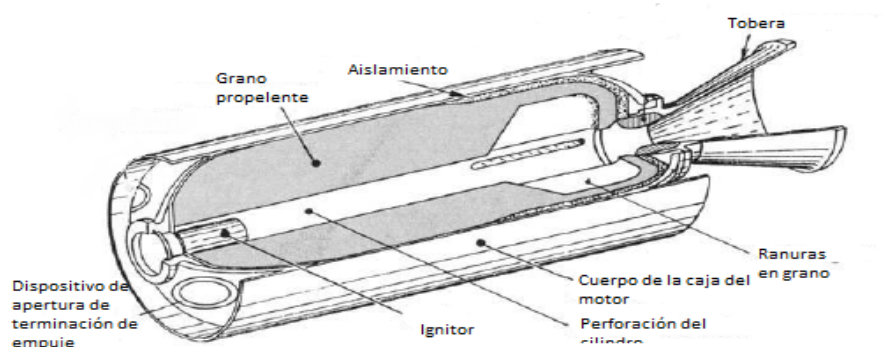
Marco Teórico / conceptual

3.1 Tipos de propulsión química

3.1.1 Propulsión sólida

El propelente a quemar se encuentra almacenado en la cámara de combustión. Al propelente sólido se le llama *grano* el cual contiene todos los elementos químicos para una combustión completa. La quema inicial tiene lugar en las superficies internas de la perforación del cilindro del grano. La cavidad interna crece a medida que el propelente se quema y se consume. El gas caliente resultante fluye a través de la boquilla supersónica para impartir empuje. Una vez encendido, la combustión del motor procede de manera ordenada hasta que prácticamente se ha consumido todo el propelente. No hay sistemas de alimentación ni válvulas, el sistema de propulsión sólida y su distribución se puede observar en la figura 3.1¹⁴.

Figura 3.1: Sistema de propulsión sólida



Fuente: Adaptado de Sutton (2001)
Traducción libre

El propelente sólido utiliza la energía obtenida de una reacción exotérmica entre un

¹⁴G. P. SUTTON. (2001). Rocket propulsion elements. Toronto: seventh edition.

oxidante y un reductor sólido, la velocidad de quemado depende de la composición del combustible y la geometría de la superficie. Esta varía durante el proceso de combustión.

En las mezclas homogéneas se puede tener una combinación de oxidante y reductor en la mismas moléculas o sustancias que contienen oxígeno, en los compuestos se hace entre un oxidante y reductor¹⁵.

Una desventaja de este tipo de motor es que una vez este comience su encendido no se puede controlar ni apagar, también presenta un impulso específico bastante bajo debido a la baja energía química del propulsor sólido¹⁶. Sin embargo, el propelente del motor cohete sólido es fácil de almacenar y manejar, su simplicidad también lo hacen una buena opción siempre que se necesite grandes cantidades de empuje¹⁷.

3.1.2 Propulsión líquida

Es un tipo de carburante cuyos componentes se presentan en forma líquida, es una fuente de energía termoquímica que habitualmente se utiliza en cohetes como medio de propulsión. Este tipo de propulsión tiene un impacto significativo en la eficiencia y el rendimiento, cuenta con tanques los cuales son los encargados de almacenar el combustible¹⁸.

Este tipo de propulsión como su nombre lo indica utiliza líquidos ya que poseen una densidad razonablemente alta lo que permite que el volumen de los tanques sea relativamente bajo, así mismo permite el uso de tanques propulsores de baja masa, dando como resultado una elevada proporción de masa¹⁹.

Los motores cohete líquidos tienen como ventaja que su impulso específico es más alto a comparación que los demás tipos de propulsión química, sin embargo, como desventaja tiene que es más complejo su sistema y funcionamiento, lo que a su vez genera que sea un sistema de propulsión con costos muy elevados. Este motor puede consistir en un solo producto químico (monopropellant) o una mezcla de dos productos químicos (bipropellants)²⁰. Los sistemas de motores de cohetes de líquido se pueden clasificar en dos grandes categorías, alimentados a presión y alimentados por bomba, en general, estos sistemas no se utilizan indistintamente para la misma aplicación²¹. En la siguiente figura (3.2) se puede observar un esquema del sistema de propulsión líquida alimentado por presurización.

¹⁵ Luque, A. (2002). Maquinas termicas motoras. Catalunya: First edition.

¹⁶ Turner, M. (2009). Rocket and spacecraft propulsion. chichester: third edition

¹⁷ Black, The Evolution of ROCKET TECHNOLOGY, 3rd Ed., 2012, payloadz.com ebook/History pp. 109-112 and pp. 114-119

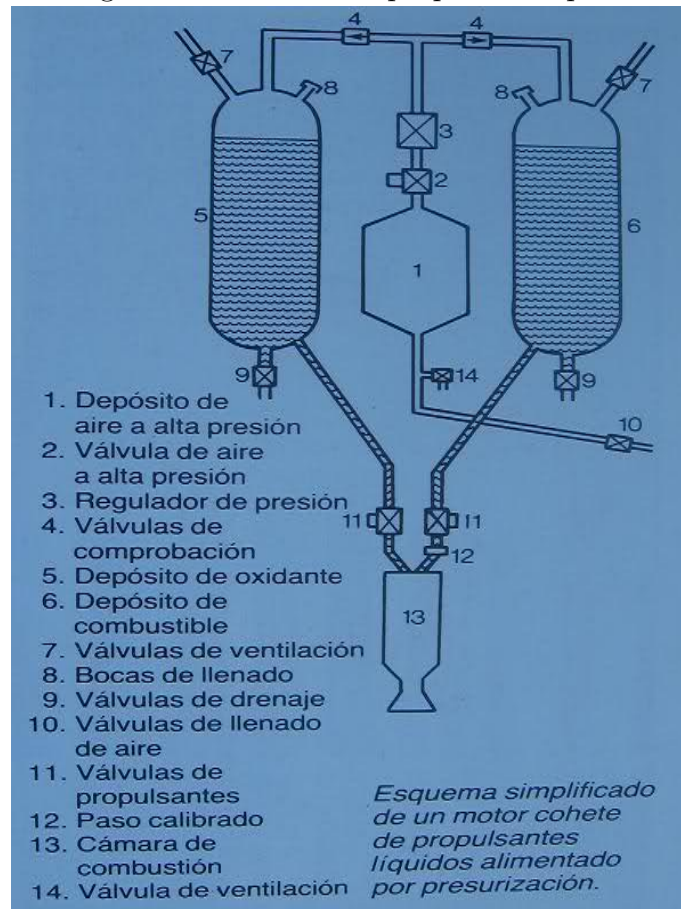
¹⁸ Black, The Evolution of ROCKET TECHNOLOGY, 3rd Ed., 2012, payloadz.com ebook/History pp. 109-112 and pp. 114-119

¹⁹ G. P. SUTTON. (2001). Rocket propulsion elements. Toronto: seventh edition.

²⁰ NASA. (10 de 09 de 2000). NASA. Recuperado el 20 de 06 de 2017, de NASA: www.nasa.gov/topics/technology/hydrogen/hydrogen_fuel_o_fchoice.html

²¹ NASA. (1972). Liquid propellant rocket combustion instability. Washington D.C. [PDF FILE]. ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/19720026079.pdf

Figura 3.2: Sistema de propulsión líquida



*Fuente: Adaptado de Sutton (2001)
 Traducción libre*

3.1.3 Propulsión híbrida

Entre los conceptos de propulsión espacial se encuentran también los motores de propulsión sólida y líquida, donde sus componentes se encuentran almacenados en una fase. Con el paso del tiempo y el avance de la tecnología se intenta potencializar la propulsión de los cohetes, por esta razón se han implementado motores híbridos, este es un sistema de propulsión química que combinan ambos tipos de propulsiones anteriormente nombradas, donde el combustible y el oxidante se encuentran almacenados en diferentes estados de la materia. El combustible sólido se encuentra en el grano propelente, donde también se encuentra ubicada la cámara de combustión, El grano de combustible contiene numerosos puertos de combustión axial que generan vapor de combustible para reaccionar con el oxidante inyectado. La fase líquida, (el oxidante), se desplaza desde su tanque contenedor hasta el grano propelente, por medio del uso de bombas hidráulicas o de un tanque presu-

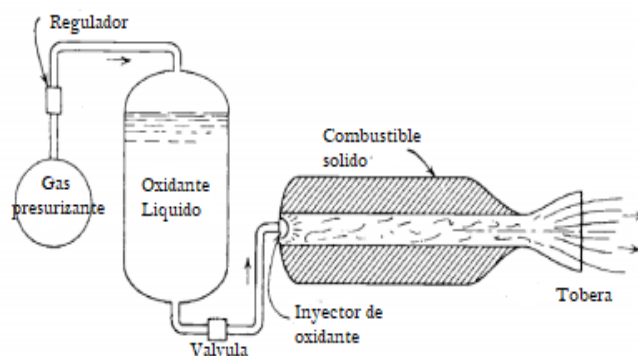
rizado, esto regulado por las respectivas válvulas ²². El oxidante puede ser un líquido no criogénico (almacenable) o criogénico, según los requisitos de la aplicación²³. Cuando el oxidante alcanza el combustible sólido, se inicia la quema producida por un ignitor, para lograr que los gases producidos por la combustión pasen por la tobera de salida, consiguiendo de esta manera un aumento en la velocidad del flujo de salida, lo que produce un empuje. Los elementos del sistema de propulsión híbrida mencionados anteriormente se pueden observar en la figura 3.3.

Los experimentos mostraron que los principales factores que influyen en el proceso de combustión son la tasa de transferencia de calor de la llama a la superficie sólida y el calor de descomposición térmica del combustible en la fase sólida (Altman and Humble, Hybrid Rocket Propulsion Systems, 1995). El flujo de masa, que está regulado por la tasa de flujo de la fase líquida, determina la tasa de calor generada en la zona de combustión y, por lo tanto, la transferencia de calor y la magnitud del empuje desarrollado por el motor (Boardman, 2001).

Se han evaluado experimentalmente diversas combinaciones de combustibles sólidos y oxidantes líquidos, así como combustibles líquidos y oxidantes sólidos para uso en motores de cohetes híbridos.

En la figura 1 se puede observar la configuración más usual del motor cohete híbrido.

Figura 3.3: Sistema de propulsión híbrida (Sutton)



Fuente: Adaptado de Sutton (2001)
Traducción libre

Ventajas y desventajas

Algunas de las ventajas que tiene la propulsión híbrida es que para diversas combinaciones de propelente, los gases de escape son ambientalmente seguros. Esto es debido a que tiene capacidades de encendido, detención y reinicio, ya que el motor puede ser

²²Nieto, L. A., Cepeda, C. E. M., Rodríguez, L. Á. ANÁLISIS Y DISEÑO DE MOTOR COHETE CON COMBUSTIBLE HÍBRIDO EXPERIMENTAL.

²³G.P.SUTTON.(2001).Rocketpropulsionelements.Toronto : seventh edition.

controlado mediante la velocidad de flujo del propelente líquido, que a su vez controla la velocidad de combustión del propelente sólido, también tiene una mayor seguridad durante la fabricación, almacenamiento y operación.

Las desventajas que se presentan en los cohetes híbridos son²⁴:

- Tasa de regresión pequeña.
- Para cámaras de combustión de más de 30 cm de diámetro, el grano de combustible necesita múltiples puertos de combustión.
- La relación de mezcla y el impulso específico varía durante la operación de estado estacionario y la aceleración.
- La relación de oxidante a combustible varía con el aumento del diámetro del puerto de grano de combustión durante la combustión, lo que puede reducir el rendimiento.
- El diseño presenta algunas dificultades debido a la falta de datos experimentales para algunas combinaciones de propelentes.

Aplicaciones

- Aumento de empuje. La regulación del caudal de oxidante se puede utilizar para determinar la trayectoria de máximo rendimiento. Se debe considerar también la posibilidad de utilización en propulsores acoplados a los motores principales, si el empuje total obtenido es inferior al necesario para, por ejemplo, alcanzar órbitas elevadas.
- Cohete sonda, debido a su bajo costo, seguridad de operación y amplia gama de pares propulsores disponibles, este sistema sigue siendo uno de los preferidos en los medios aficionados y académicos.
- Cohetes tácticos, Si el vuelo no es muy restringido, la administración del flujo del oxidante y del empuje producido, es una gran ventaja en comparación con los motores sólidos²⁵.

Según la empresa *Virgin Galactic* la propulsión híbrida es el medio económico de llevar objetos y personas al espacio más eficiente, seguro y económico que se pueda conocer en nuestros tiempos.

²⁴O. Alcária, Pedro Paulo, Preliminary Study of a Hybrid Rocket, Lisboa, 139p, Master of Science Degree in Mechanical Engineering, 2013

²⁵Ibid., p.7

3.2 Propulsión iónica

Estos propulsores tienen impulsos específicos altos por lo que requieren una cantidad significativamente menor de propulsor para una misión que la que se necesitaría con la propulsión química. Incluso se considera que la propulsión iónica es una misión habilitada para algunos casos en los que no se puede llevar suficiente combustible químico en la nave para cumplir la misión deseada.

Un propulsor de iones ioniza el propelente agregando o eliminando electrones para producir iones. La mayoría de los propulsores ionizan el propulsor por bombardeo de electrones: un electrón de alta energía (carga negativa) colisiona con un átomo propulsor (carga neutra), liberando electrones del átomo propulsor y dando como resultado un ion cargado positivamente. El gas producido consta de iones positivos y electrones negativos en proporciones que resultan en una carga eléctrica total. Esto se llama un plasma. El plasma tiene algunas de las propiedades de un gas, pero se ve afectado por los campos eléctricos y magnéticos. Ejemplos comunes son los rayos y la sustancia dentro de las bombillas fluorescentes.

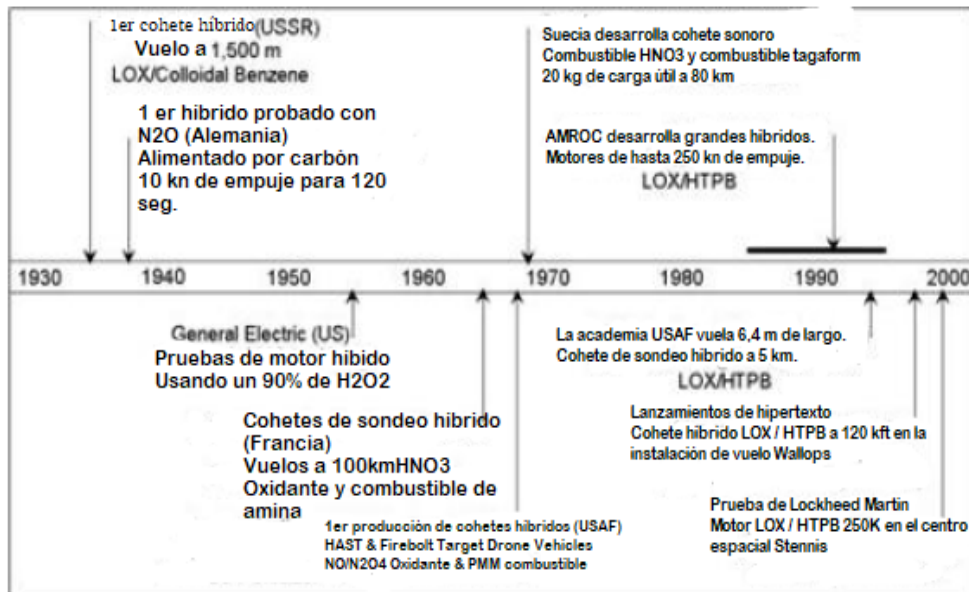
El propelente más común usado en la propulsión de iones es el xenón, que se ioniza fácilmente y tiene una masa atómica alta, generando así un nivel deseable de empuje cuando los iones se aceleran. También es inerte y tiene una alta densidad de almacenamiento; por lo tanto, es adecuado para el almacenamiento en naves espaciales²⁶.

3.3 Historia del motor cohete híbrido

Grandes empresas e institutos como Chemical Systems Division, Lockheed Propulsion Company, Stanford Research Institute, ONERA (Agencia Espacial Francesa) y NASA (Administración Nacional de Aeronáutica y del Espacio en los Estados Unidos) han invertido en el desarrollo de la propulsión híbrida. En la figura 3.4 se puede observar algunos de los proyectos a lo largo del siglo XX, lo cual demuestra que este concepto de propulsión híbrida no es nuevo.

²⁶Michael Patterson, NASA - Ion Propulsion, NASA Glenn Research Center, Jan. 11, 2016

Figura 3.4: Historia del motor cohete híbrido.



Fuente: Adaptado de Zandbergen (2013)
Traducción libre.

Se llevaron a cabo una serie de pruebas a mayor escala con motores híbridos GOX en la Instalación de Combustión Híbrida (HCF) del Centro de Investigación Ames de la NASA. Estas pruebas mostraron un buen acuerdo con los flujos a pequeña escala, baja presión y pequeña masa realizados por los laboratorios de la Universidad de Stanford. Por lo tanto, confirmó una tasa de regresión más alta a los combustibles sólidos basados en parafina con presiones de cámara y condiciones de flujos de masa representativos de las aplicaciones comerciales. Las primeras aplicaciones de HRPE fueron cohetes sonda, vehículos de lanzamiento, microsátélites y misiles tácticos. Sin embargo, hoy en día, esta tecnología se aplica en sustitución de lanzadores sólidos y también en vehículos tripulados, como el Space Ship One y más recientemente el Space Ship Two (Figura 3.5)²⁷.

²⁷O. Alcaria, Pedro Paulo, *Preliminary Study of a Hybrid Rocket*, Lisboa, 139p, Master of Science Degree in Mechanical Engineering, 2013.

Figura 3.5: Space Ship One y Space Ship Two.



Fuente: Zandbergen (2013)

En los estudios se usó oxígeno criogénico (LOX), oxígeno gaseoso (GOX), peróxido de hidrógeno (H_2O_2) y óxido nitroso (N_2O), como agentes oxidantes y carbón, grafito, hidrocarburos ligeros, HTPB y polietileno (PE) como combustibles en motores híbridos²⁸. En muchos casos se elige el óxido nitroso N_2O como oxidante porque no es tóxico, se puede almacenar a temperatura ambiente, es autopresurizante, es económico y fácil de manejar, pero presenta un rendimiento menor que el HTPB. En el desarrollo del proyecto Matador de NASA (CAVENY et al, 2003) se utilizó combustible de polietileno (HDPE) y mezcla de metacrilato de polimetilo (PMMA) con polibutadieno terminado en hidroxilo (HTPB) donde los programas de exploración de la Luna y Marte demandaban soluciones creativas que combinaran lo mejor del pasado con lo mejor del presente y del futuro.

Almeida y Santos (2005) diseñaron, construyeron y lanzaron dos prototipos de cohetes híbridos basados en parafina y óxido nitroso. Se cree que es el primer lanzamiento de cohetes híbridos de parafina en América Latina. SD-1 es otro motor de cohete híbrido de parafina- N_2O diseñado y lanzado por Contaifer (2006). El prototipo alcanzó 5000 m de altura y transportó una computadora a bordo y un sistema de recuperación²⁹.

Entre otros cohetes con combustible HTPB están el Unity IV (1995), de la Universidad Brigham Young y la Universidad Estatal de Utah, ambos de Utah, EE. UU. El Unity IV, utilizado como oxidante de oxígeno gaseoso. En 2003, se lanzó una versión más grande, nuevamente con HTPB como combustible sólido y ahora óxido nitroso como oxidante.

Zakirov et al. (2001) probaron el uso de óxido nitroso como propelente y lo compararon con otros propelentes convencionales. En esta investigación se concluyó que el óxido nitroso es un propulsor prometedor para misiones futuras de satélites pequeños y de bajo

²⁸Almeida, L. A. R., Santos, L. M. C., (2005). Projecto, Construção e Lançamento de um Foguete Híbrido a Base do Par Propelente Parafina – N_2O . Projecto de Graduação. Universidade de Brasília, 83.

²⁹O. Alcária, Pedro Paulo, Preliminary Study of a Hybrid Rocket, Lisboa, 139p, Master of Science Degree in Mechanical Engineering, 2013

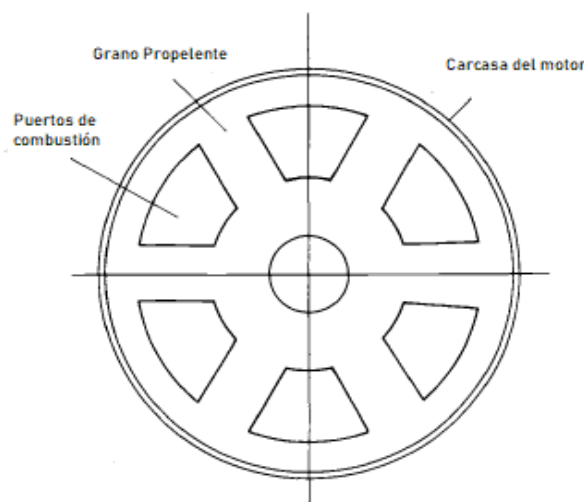
costo. Por otro lado debido a algunos accidentes con óxido nitroso, deben tomarse precauciones de manejo y procedimientos, Thicksten et al. (2008) Karabeyoglu et al. (2008) presentaron un modelo de los eventos de descomposición de óxido nitroso. Además de su potencial riesgo de descomposición, si se maneja adecuadamente, N₂O es uno de los oxidantes más seguros que se utilizan en los sistemas de propulsión de cohetes, hoy en día³⁰.

3.4 Rendimiento

Es muy difícil obtener tasas de regresión del combustible comparables a las tasas de combustión del propulsante en los motores de cohetes sólidos. Consecuentemente, los diseños de motores híbridos de alto empuje prácticos deben tener múltiples perforaciones (puertos de combustión) en el grano de combustible para producir el área de superficie de combustible requerida. El rendimiento de un motor híbrido (definido en términos de impulso específico entregado) depende críticamente del grado de mezcla de flujo alcanzado en la cámara de combustión.

El alto rendimiento proviene de la alta eficiencia de combustión que es una función directa de la minuciosidad con la que el oxidante no quemado que escapa del puerto de combustión se mezcla con combustible no quemado desde dentro de las subcapas de la capa límite. Los múltiples puertos de combustión sirven para promover una alta eficiencia de combustión como resultado del entorno de mezcla turbulenta para el combustible y el oxidante que no han reaccionado (ver figura 3.6)³¹.

Figura 3.6: Esquema transversal de un grano de combustible multipuerto



*Fuente: Adaptado de Sutton (2001)
Traducción libre*

³⁰Ibid., p.10

³¹G. P. SUTTON. (2001). Rocket propulsion elements. Toronto: seventh edition.

El número de puertos de combustión requeridos es un problema de optimización del motor que debe tener en cuenta el nivel de empuje deseado, los cambios aceptables en la relación de mezcla durante la incineración, las restricciones de longitud y diámetro del motor y la velocidad de masa deseada del oxidante. El diseño del motor híbrido del cohete generalmente comienza especificando un nivel de empuje deseado y un sistema propulsor. Posteriormente, la selección de la relación deseada de mezcla oxidante-combustible operativa (relación O / F) determina la velocidad característica del propulsor. Una vez que se especifican la velocidad característica y la relación de mezcla, se puede calcular la velocidad de flujo de propelente total y la división posterior entre el oxidante y las velocidades de flujo de combustible necesarias para producir el nivel de empuje requerido.

El índice de flujo de combustible necesario en un híbrido está determinado por el área total de la superficie del combustible (perímetro y longitud de los puertos de combustión) y la tasa de regresión del combustible.³²

3.5 Clasificación de satélites

La clasificación de los satélites según su peso y tamaño se pueden ver expresado en el siguiente cuadro:

Cuadro 3.1: Tipos de satélites según su peso

Clasificación según su peso	
Grandes Satélites	Más de 1,000 Kg
Satélites medianos	500 a 1,000 Kg
Mini-satélites	100 a 500 Kg
Micro-satélites	10 a 100 Kg
Nano-satélites	1 a 10 Kg
Pico-satélites	Menos de 1 Kg

Fuente: B. García.

³²Ibid., p.586

Capítulo 4

Estado del arte

Este capítulo contiene la revisión bibliográfica utilizada como referencia para el desarrollo diseño conceptual del motor cohete híbrido.

4.1 Diseño y contrucción de un motor cohete híbrido.

El proyecto tiene como finalidad el diseño y la construcción de un motor de propulsión tipo cohete. Así mismo, el estudio de la idoneidad del motor cohete tipo híbrido para el propósito docente del proyecto. Para su diseño, se partió del motor cohete de demostración del Departamento de Aeronáutica y Aeroespacial del Instituto Tecnológico de Massachusetts (MIT). El diseño 3D de las piezas se ha realizado con el programa Solid Edge (Siemens), tomando como base el esquema de un motor de cohete híbrido, como resultado se tiene el cohete experimental de propulsion híbrida, su diseño mostrado en las figuras 4.1, 4.2 y 4.3³³.

³³Corteguera, C. *Diseño y contrucción de un motor cohete híbrido*. Madrid: first edition, 2013.

Figura 4.1: Estructura del motor.



Fuente: Seisdedos Cotequera (2013)

Para este motor cohete híbrido fue escogido como propelente polimetilmetacrilato (PMMA) para fabricar el grano o combustible y como oxidante Oxígeno (O_2). El diseño esta compuesto principalmente en tres bloques:

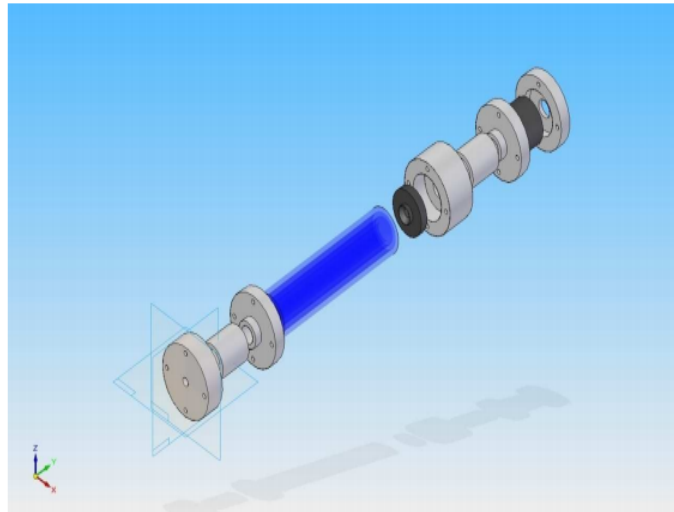
1) Bloque frío: este es un bloque de metal, fabricado en una sola pieza, por el que se introduce el oxidante por su extremo, contiene el sistema de encendido que consta de vía de alimentación de metano y bujía de encendido. En el otro extremo se une con el combustible.

2) Bloque combustible: barra de polimetilmetacrilato (PMMA) a la que se le ha practicado un taladro central para permitir el paso del oxidante. Al vaporizarse su pared interior y mezclarse con el oxidante se produce la combustión.

3) Bloque caliente: bloque metálico, fabricado en una única pieza, en el que se completa la combustión (postcombustor). También contiene la tobera de salida en grafito y una boquilla para mejorar el mezclado a la entrada del bloque, realizada en este mismo material³⁴.

³⁴Corteguera, C. *Diseño y construcción de un motor cohete híbrido*. Madrid: first edition, 2013.

Figura 4.2: Esquema del montaje en Solid Edge.



Fuente: Seisdedos Cotequera (2013)

Figura 4.3: Motor cohete encendido.



Fuente: Seisdedos Cotequera (2013)

4.2 Diseño conceptual y preliminar de un vehículo que transporta carga útil de una tonelada desde la superficie de la tierra a órbita baja.

El objetivo de este proyecto es realizar el diseño de un cohete portador para orbitas bajas con capacidad de una tonelada de carga útil. En el este de determinan número de etapas, combustible apropiado, cargas en la estructura y dimensiones que debe tener el cohete y sus componentes para cumplir con la misión. Este cohete portador consta de dos

etapas, la etapa principal es de propulsión líquida para la cual se selecciona como combustible una mezcla criogénica de hidrogeno líquido y oxigeno líquido O_2/H_2 , la segunda etapa está compuesta por cuatro boosters de propulsión sólida cada uno. La mezcla seleccionada para estos boosters por su mayor impulso específico se escoge Nitrato de amonio, aluminio y polietilglicol. Algunos datos generales del cohete portador se muestran en la siguiente tabla.³⁵.

Figura 4.4: Datos del cohete portador.

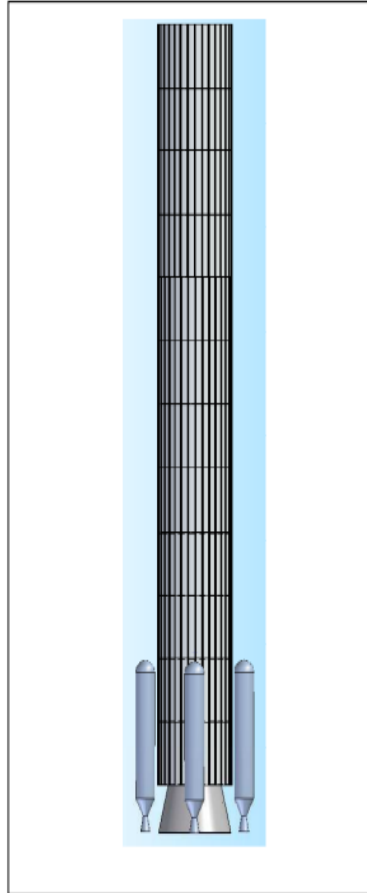
Altura	13m.
Diametro maximo	2m.
Masa inicial	6232.8 kg.
Etapas	2
Carga paga	1000 Kg. (LEO 500Km)
Combustibles	2 ETAPA LIQUIDO H_2/O_2 1 ETAPA SOLIDO $NH_4NO_3/Al/ C_2H_4O$.
Fuerza empuje	2 ETAPA 60.76 KN 1 ETAPA 91.8 KN
Velocidad maxima	7613 m/s.

Fuente: Murcia, Calderon (2009)

En la figura 4.5 se puede observar la configuración final del motor cohete, donde también se puede observar la estructura de la etapa principal, la cual está compuesta por sparks y stringers.

³⁵J.Murcia, O Calderón. (2009). Diseño conceptual y preliminar de un vehículo que transporta carga útil de una tonelada desde la superficie de la tierra a órbita baja, Bogota D.c

Figura 4.5: Diseño del motor cohete.



Fuente: Murcia, Calderon (2009)

Capítulo 5

Misión

Un sistema es la construcción o colección de elementos diferentes que, en conjunto, producen resultados que no pueden ser obtenidos por los elementos aisladamente, (INCOSE, 2015 citado por RECHTIN, 2000). Un sistema espacial en concordancia con la definición de INCOSE, y de acuerdo con Wertz (2011) consiste en un conjunto de ocho elementos o componentes, que juntos conforman la arquitectura de la misión, como puede ser observado en la Figura 5.1.

Figura 5.1: Arquitectura de una misión espacial.



Fuente: Adaptado de Wertz (2011)

Cada elemento es necesario e importante, es por este motivo que para poder colocar un satélite en órbita se debe tener en cuenta el lanzador, que en este caso corresponde al cohete que llevará el elemento espacial.

5.1 Misión del cohete híbrido

Según Wertz (2011) el Segmento lanzador o cohete: incluye a infraestructura de lanzamiento y el cohete que enviará el vehículo espacial a la órbita correspondiente, sin embargo, para la elaboración de este proyecto de grado, el segmento lanzador únicamente corresponderá al cohete híbrido que tendrá que llevar una carga útil de mínimo 1kg a una órbita LEO entre 100 y 350 km sobre el nivel del mar³⁶.

³⁶WERTZ, J. R.; EVERETT, D. F.; PUSCHELL, J. J. Space mission engineering: the new smad (space technology library, Vol. 28). Hawthorne, CA: Microcosm Press, 2011.

Capítulo 6

Análisis y Resultados

6.1 Diseno de motor cohete hibrido

Se define la fuerza del sistema (F) partiendo de la segunda ley de Newton. La fuerza en función de la masa (m) y el cambio de velocidad ($\frac{du}{dt}$) se expresa como:

$$F = m \frac{du}{dt} \quad (6.1)$$

Para realizar el análisis operacional del cohete se conoce la velocidad final que debe alcanzar para salir de la atmósfera y alcanzar una órbita LEO, para el análisis de vuelo del motor cohete se asume que este está aplicado a un entorno espacial exterior, es decir que no hay arrastre ni atracción gravitatoria significativa. la dirección de vuelo del cohete será igual que la dirección del empuje, de esta manera el empuje y flujo másico será constante con respecto al tiempo de quemado³⁷.

La masa del cohete con un flujo másico de propelente constante puede ser expresada en función de la masa inicial m_o y el tiempo.

$$m = m_o - \frac{m_p}{t_p} \cdot t = m_o \left(1 - \frac{m_p \cdot t}{m_o \cdot t_p}\right) \quad (6.2)$$

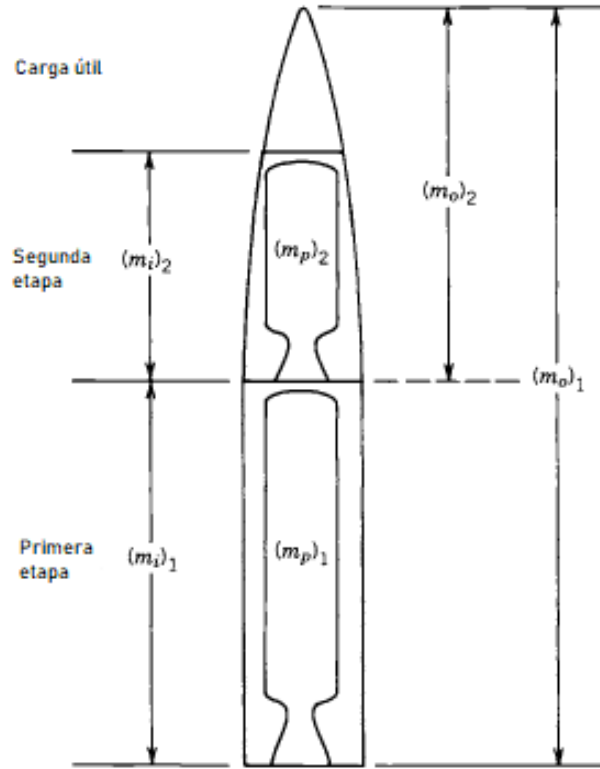
Donde $\zeta = 1-MR$, el cual (MR) se conoce como relación de masa del cohete, quedando expresado de la siguiente manera.

$$m = m_o \left(1 - \zeta \frac{t}{t_p}\right) = m_o \left[1 - (1 - MR) \frac{t}{t_p}\right] \quad (6.3)$$

³⁷D. Ospina, L.C. Roldan. (2013). Diseño conceptual y preliminar de un cohete de tres etapas de propelente sólido para transportar una carga útil de 200 kg a una órbita baja de la tierra.

A continuación en la figura 6.1, se puede observar las masas de un cohete, m_0 es la masa inicial, antes del despegue, esta igual a la suma de la masa propelente m_p más la masa final m_f ; la masa final es igual a la suma de las masas inertes del sistema del motor.

Figura 6.1: Masas del cohete.



Fuente: Adaptado de Sutton (2001)
Traducción libre

Con respecto a las ecuaciones anteriores se tiene que el flujo de propelente es constante $\dot{m}$ y el tiempo de combustión del propulsor finito, la masa propulsora total m_p es $\dot{m}t$ y la masa instantánea del vehículo $m = m_0 - \dot{m}t$. Según el libro de Sutton la integración de esto conduce a la velocidad máxima del vehículo en la combustión del propulsor u_p que se puede lograr en un vacío sin gravedad. Cuando u_0 es diferente de 0 es llamado a menudo aumento de velocidad Δu .³⁸

$$\Delta u = c \ln\left(\frac{m_0}{m_f}\right) + u_0 \quad (6.4)$$

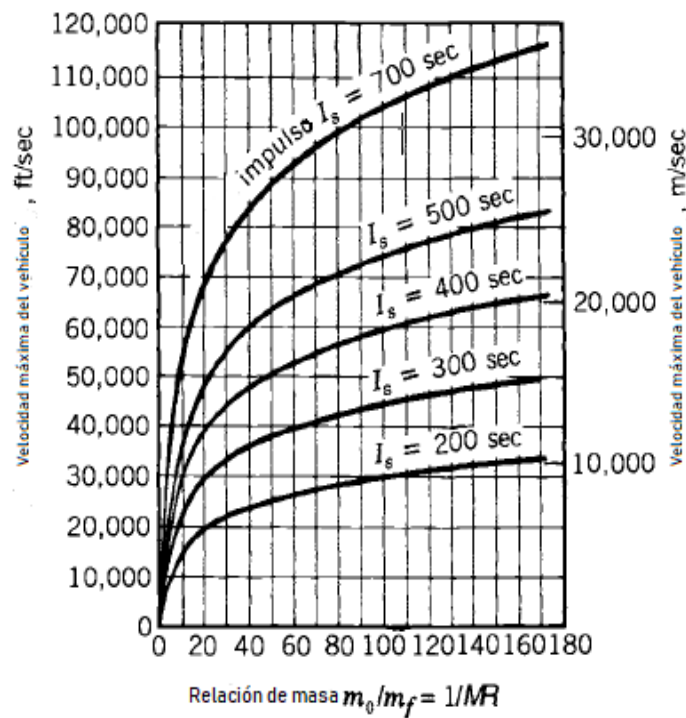
De la ecuación anterior se asume que u_0 es igual a cero, entonces queda la siguiente expresión, donde $\ln$ es logaritmo natural y c es la velocidad característica:

³⁸G. P. SUTTON. (2001). Rocket propulsion elements. Toronto: seventh edition.

$$u_p = \Delta u = c \ln \frac{1}{MR} = c \ln \frac{m_0}{m_f} \quad (6.5)$$

Se tiene una relación de masa del cohete (MR) de 0,3, ya que se asume una eficiencia estructural del 70, se conoce que para que un cohete consiga salir de la atmosfera este deberá alcanzar una velocidad máxima de 11,3 km/s, lo cual está de acuerdo con a la relación de masa, esto se puede ver evidenciado en la figura 6.2.

Figura 6.2: Relación de masas.



Fuente: Adaptado de Sutton (2001)
Traducción libre

A partir de la teoría de los cohetes convencionales, la velocidad máxima que el cohete debe alcanzar y las propiedades importantes de diferentes posibles propelentes para ser utilizados en el cohete híbrido, se procede a hacer el análisis del combustible y la mezcla más adecuada para el motor cohete según la misión que este va a cumplir, junto con esto se llevará a cabo en el siguiente capítulo la estimativa de las masas, dimensiones y características del cohete híbrido.

Para el diseño de un motor cohete se debe tener en cuenta inicialmente la aplicación que este va a tener, las cuales se indicaron anteriormente, ya que según esto se realizarán los cálculos respectivos en este capítulo.

De la ecuación 6.5 (velocidad máxima), se deberá calcular la cantidad de etapas que debe tener el cohete para que consiga llegar a una órbita LEO de aproximadamente 100 km de altitud, para este cálculo se debe considerar algunas propiedades del propelente escogido, como el impulso específico. Por lo tanto, primero que se debe hacer el análisis de las posibles mezclas entre oxidante-combustible y escoger el más apropiado.

6.1.1 Mezcla oxidante-combustible

Los combustibles de los cohetes híbridos, con pocas excepciones, son polímeros a base de carbono en forma de plásticos o gomas. Ejemplos de combustibles típicos incluyen acrílico (plexiglás), polimetil-metacrilato (PMM), polietileno (PE) y polibutadieno (PB). Estos polímeros tienen en las terminaciones de sus cadenas hidroxilas y carboxilas, Sutton (1992). Originalmente, la mayoría de las investigaciones en combustión de los híbridos utilizan el PMM debido al bajo costo, fácil acceso, transparencia, lo que lo hace una buena elección para demostraciones del modelo balístico. Sin embargo, el más popular combustible híbrido es el polibutadieno con una hidroxila en la terminación, hydroxyl-terminated polybutadiene -HTPB, un caucho que es extremadamente seguro para la manipulación.

En la lista de oxidantes ampliamente utilizados se puede encontrar el oxígeno (O₂) líquido o gaseoso, peróxido de hidrógeno (H₂O₂), tetróxido de nitrógeno (N₂O₄), óxido nitroso (N₂O) y flúor. Estas posibles mezclas e oxidantes y combustibles se pueden observar en el cuadro 6.1.

La combinación de óxido nitroso y polibutadieno terminado en hidroxilo (HTPB) es uno de los más comunes en los híbridos. De hecho, esta combinación ya se utilizó con éxito en naves suborbitales tripuladas, como se menciona en secciones anteriores en el Space Ship One de SC (2013), y también es ampliamente utilizada en cohetes de aficionados. El mismo oxidante utilizado con parafina también es conocido y ha sido estudiado por el SPG (2013), entre otros³⁹.

Tanto HTPB como cera de parafina son hidrocarburos y comparten características que los hacen adecuados para el sistema propuesto. Son fáciles de manejar y almacenar, no tóxicos, de fácil acceso y, por lo general, tienen tasas de regresión suficientemente buenas⁴⁰.

El uso de oxígeno como oxidante con cualquiera de los combustibles también se ha considerado. El oxígeno es uno de los oxidantes más conocidos y de mejor rendimiento en cohetería.

El óxido nitroso y el oxígeno gaseoso pueden almacenarse y usarse a temperatura ambiente, aunque la densidad del oxígeno gaseoso es un orden de magnitud menor que la

³⁹O. Alcaria, Pedro Paulo, Preliminary Study of a Hybrid Rocket, Lisboa, 139p, Master of Science Degree in Mechanical Engineering, 2013.

⁴⁰Ibid., p.14

del óxido nitroso, lo que indica que necesitaría un tanque de almacenamiento de un orden de magnitud mayor (en volumen) para la misma masa de oxidante. Para tener la misma presión de almacenamiento, el oxígeno saturado necesitaría mantenerse a una temperatura criogénica, en cuyas condiciones la densidad de una mezcla de calidad 0.1 es aún inferior (aunque en el mismo orden de magnitud) que la del óxido nitroso⁴¹.

Cuadro 6.1: Combinaciones de propelente.

Oxidante	Combustible	Abreviación
Oxido nitroso (N ₂ O)	Polibutadieno Hidroxi-terminado	N ₂ O/HTPB
Oxido nitroso (N ₂ O)	Cera de parafina	N ₂ O/Par
Oxigeno (O ₂)	Polibutadieno Hidroxi-terminado	O ₂ /HTPB
Oxigeno (O ₂)	Cera de parafina	O ₂ /Par

Fuente: Oliveira (2013)

Cuadro 6.2: Condiciones estequiométricas para combinaciones de estudios de caso.

Combinación de propelentes	Oxidante/Combustible	Masa del combustible (kg)	Masa del oxidante (kg)
N ₂ O/HTPB	8.95	0.795	7.115
N ₂ O/Par	9.50	0.769	7.308
O ₂ /HTPB	3.25	0.795	2.584
O ₂ /Par	3.45	0.769	2.653

Fuente: Oliveira (2013)

El cuadro 6.2, muestra que la masa necesaria de óxido nitroso es más grande (aproximadamente tres veces mayor) que la del oxígeno, con lo cual se puede decir que el oxidante es más decisivo en el rendimiento que el combustible.

Ambos oxidantes tienen problemas relevantes que deben abordarse. Los principales peligros del manejo de oxígeno líquido son las bajas temperaturas involucradas y la corrosividad del oxidante. Abordar estos problemas requiere procedimientos y equipos adecuados que requieren mayores inversiones. Por otro lado se considera que el óxido nitroso es una sustancia más segura de manejar, sin embargo posee algunos riesgos que se deben tener en cuenta como la descomposición explosiva y la sobrepresión. Estos pueden abordarse mediante algunas de las prácticas y procedimientos que se usarían con oxígeno líquido (asegurando estándares de limpieza, compatibilidad de materiales, etc.) pero los requisitos de control de temperatura no son tan exigentes como con el oxígeno líquido⁴².

Cuadro 6.3: Propiedades de los gases.

Combinación de propelentes	Propiedades de salida de los gases					
	Temperatura (K)	Densidad (kg/m ³)	Factor de Expansión isoentrópica	Masa molar (kg/kmol)	Velocidad de salida (m/s)	Isp (s)
N ₂ O/HTPB	3263	0.9971	1.1396	27.123	2003	204
N ₂ O/Par	3190	1.005	1.1385	26.534	2004	205
O ₂ /HTPB	3529	0.8523	1.1253	25.008	2183	223
O ₂ /Par	3408	0.8532	1.1213	24.173	2186	223

Fuente: Oliveira (2013)

⁴¹Ibid., p.16

⁴²Ibid., p.17

Teniendo en cuenta las consideraciones anteriores y las propiedades de los gases que se obtiene al realizar las combinaciones de propelentes, según el cuadro 6.3, se escoge como oxidante el óxido nitroso por sus ventajas con el manejo y almacenamiento, y como combustible fue escogido el HTPB el cual tiene entre sus propiedades: la mezcla con catalizadores y agentes de curado para polimerizar. Endurecedor (Resina SUL-4) alargar las cadenas mer para hacer que HTPB sea más rígido, más fuerte y más duro.

Catalizador (Isonate 143-L), iniciar proceso de polimerización. Densidad final 0.9651 g / ml. Entre sus ventajas esta que este material es economico, químicamente estable, fácilmente disponible, el combustible sólido híbrido más común. Por otro lado tiene como desventajas que su tasa de regresión es baja y posee razones de curado complejas.⁴³

6.1.2 Balance estequiometrico

Inicialmente para hallar la cantidad de propelente se realiza el balance estequiometrico de la mezcla del oxidante y el combustible, para esto se debe hacer una evaluación y análisis del oxidante y combustible más óptimo para usar en el motor cohete, esto también según la aplicación de este. Para esto se debe tener en cuenta cuales con los reactivos y los productos (ver cuadros 6.4 y 6.5).

A partir de balance estequiometrico se hallan valores importantes para el diseño del motor cohete, como el flujo másico y masa del oxidante y del combustible. Con esto se puede llegar a tener una estimativa del volumen de los tanques y del cohete.

Cuadro 6.4: Reactivos.

Reactivos		
	Estado	Formula
HTPB	Solido	C_4H_6
Óxido Nitroso	Liquido	N_2O

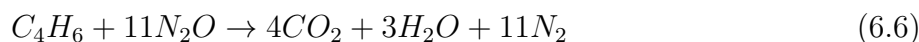
Fuente: Autor

Cuadro 6.5: Productos.

Productos		
Bióxido de carbono	gas	CO_2
Vapor de agua	gas	H_2O
Nitrógeno	gas	N_2

Fuente: Autor

Partiendo de las tablas anteriores de reactivos y productos, se obtiene finalmente la siguiente ecuación balanceada:



⁴³Washington state university, Hybrid propellant selection

A partir de la ecuación (6.6) fue hallada la relación (O/F) oxidante-combustible la cual tiene un valor de 4,07 kg/s, base molar y base masa. También sabiendo que el tiempo de quema del motor es 120 s, se halla el flujo másico del propelente el cual tiene un valor de 7 kg/s. De esta manera con (O/F) y el flujo másico del propelente m_p es posible hallar el flujo másico del oxidante y combustible, siendo 5,62 kg/s y 1,381 kg/s respectivamente. Esto quiere decir que siendo la masa total del propelente 840 Kg y el tiempo de quema de 120 s, se tiene una masa de 674,4 kg de oxidante y 165,72 kg de combustible, equivalente también a el 80,28 y 19,72 por ciento de la masa y flujo másico total del propelente.

Propiedades termoquímicas del propelente

Cuadro 6.6: Propiedades N_2O /HTPB.

Impulso Específico	204 s
Temperatura Adiabática	3263 K
Relación Oxidante/Combustible (O/F)	3.14
Relación Calores Específicos (γ)	1,43
Masa Molar	27.123 kg/kmol

Fuente: Autor

6.1.3 Etapas del cohete

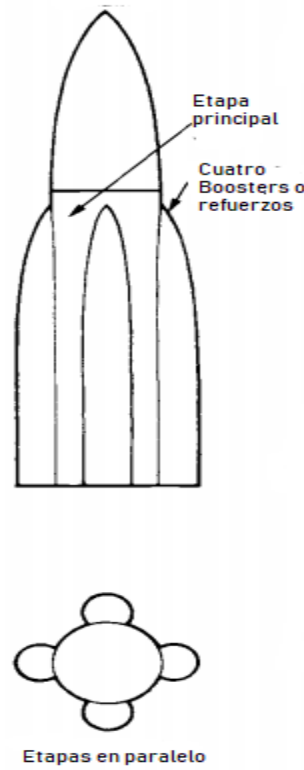
Sabiendo la relación de masa que tiene el cohete que es de 0,3 la cual fue hallada a partir de la ecuación (6.4) y la figura 6.1, siguiendo las propiedades del propelente escogido que se encuentran en el cuadro 6.2, reemplazando en la ecuación 6.5 (velocidad máxima), se obtiene un aumento de velocidad de 2407,43 m/s, según esto para que el cohete consiga llegar a la altura de una órbita LEO y obtenga la velocidad requerida para salir de la atmosfera es necesario por lo menos de cinco etapas.

Existen dos opciones para determinar las etapas necesarias y el peso de cada una de estas, la primera opción es que sean las masas iguales para cada etapa y la segunda es cuando las proporciones de masa de las dos etapas son las mismas. Al desarrollar ambas opciones se observa que la mejor es la segunda.

También se considera como referencia para el diseño del cohete, el lanzador SOYUZ, para así en lugar de diseñar un cohete con varias etapas verticales, solo se tenga una primera etapa inicial propulsada con los boosters necesarios para conseguir el empuje y velocidad requeridos y posteriormente una segunda etapa, como se muestra en la figura 6.3, a esta configuración se le tiene como nombre etapas en paralelo.⁴⁴ De esta manera podrá ser aumentada la eficiencia con número de etapas menor.

⁴⁴G. P. SUTTON. (2001). Rocket propulsion elements. Toronto: seventh edition.

Figura 6.3: Configuración etapas en paralelo.



Fuente: Adaptado de Sutton (2001)
Traducción libre

Considerando que la masa M_o es de 1200 kg, lo primero a hallar son las masas iniciales y mas del propelente m_{p1} :

$$\frac{m_0}{m_f} = \frac{m_0}{(m_o) - (m_{p1})} \quad (6.7)$$

$$m_o = 1200kg = m_{i1} + m_{i2} + m_{p1} \quad (6.8)$$

Debido a la ecuación (6.7) y sabiendo que la relación de masas (1/MR) es igual a 3,33 se tiene la siguiente ecuación con la cual se encontrará la masa del propelente para la etapa 1.

$$e^{\frac{(\Delta u)}{(c)}} = 3,33 \quad (6.9)$$

$$\sqrt{3,33} = \left(\frac{1200kg}{(1200kg) - (m_{p1})} \right)^2 \quad (6.10)$$

Se despeja la masa del propelente de la ecuación (6.10) y se obtiene para esta un valor de 542.404 kg.

Para la masa total de la primera etapa se tiene la siguiente ecuación:

$$(m_i)_1 = \frac{m_{p1}}{0,7} = 774,86kg \quad (6.11)$$

El procedimiento anterior se repite para hallar las masas para la segunda etapa. Para saber cuál es la masa inicial sin boosters de la primera etapa se tiene la siguiente ecuación:

$$(m_o)_2 = m_o + (m_i)_1 = 425,14kg \quad (6.12)$$

$$\sqrt{3,33} = \left[\frac{425,14kg}{(425,14kg) - (m_{p2})} \right]^2 \quad (6.13)$$

De lo anterior se obtiene que la masa del propelente para la segunda etapa es de 192,165 kg y la masa total de la segunda etapa es 274,52 kg. Para visualizar mejor el resultado de las masas por etapas se tiene el siguiente cuadro:

Cuadro 6.7: Distribución de masas

Masa total inicial Mo	1200 kg
Masa propelente etapa 1 (Mp)1	542.4 kg
Masa de la etapa 1 (Mi)1	774,86 kg
Masa inicial de la etapa 2 (Mo)2	425,14 kg
Masa del propelente etapa 2 (Mp)2	192,16 kg
Masa de la etapa 2 (Mi)2	274,52 kg
Masa carga paga (Mpl)	150,62 kg

Fuente: Autor

6.1.4 Dimensionamiento del motor cohete híbrido. Segunda etapa

El dimensionamiento del motor se basa en un tiempo de combustión esperado, que determina la duración de la prueba, y un flujo másico de salida nominal, que determina el tamaño del motor y el empuje desarrollado. Después de que estos dos parámetros sean

fijos, se pueden establecer las dimensiones físicas y los parámetros de funcionamiento del motor y se pueden diseñar los componentes del motor. La segunda etapa deberá ser capaz de posicionarse y alcanzar una órbita baja (LEO), esta será la portadora de la carga útil.

Fuerza de empuje y el flujo másico

Teniendo las masas para las dos etapas el siguiente paso es calcular la fuerza de empuje (F), flujo másico y tiempo de quemado, con la siguiente ecuación, donde $\frac{F}{W}$ es la relación peso/fuerza, este valor oscila entre 1,2 a 1,534, m_{02} corresponde a la masa inicial de la segunda etapa y g la fuerza de gravedad.

$$F = \frac{F}{W}(m_{02})(g)^{45} \quad (6.14)$$

De la anterior ecuación, se obtiene como fuerza de empuje 6255,93N y conociendo el valor del impulso específico debido a las propiedades del propelente, se halla el flujo másico $\dot{m}$ como sigue:

$$\dot{m} = \frac{F}{(Isp)(g)} \quad (6.15)$$

Al tener la masa del propelente M_{prop} y el flujo másico anterior con un valor de 3,12 kg/s, se halla el tiempo de empuje Δt con la siguiente ecuación:

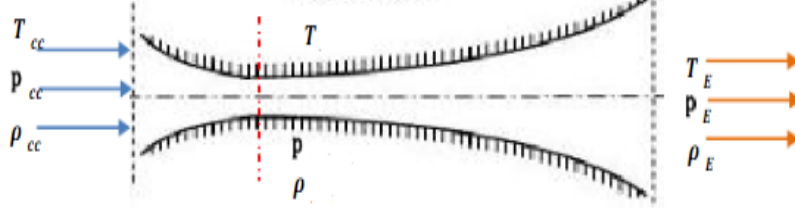
$$\Delta t = \frac{M_{prop}}{\dot{m}} = 61,59s \quad (6.16)$$

Dimensionamiento de la tobera

Para el diseño de la tobera cónica convergente-divergente, es necesario conocer las propiedades del gas de combustión caliente, las cuales se pueden observar en el cuadro 6.6. Teniendo en cuenta que el área y el diámetro de la garganta se encuentran en condiciones críticas, para un flujo isentrópico. Se calculan las propiedades del flujo de gases en la zona de la garganta y la zona de gases de salida (ver figura 6.4), se asume una expansión completa del gas, de tal forma que el empuje dependerá netamente de la velocidad de los gases de salida y del flujo másico, por otro lado, las propiedades en la cámara de combustión serán iguales a las propiedades de estancamiento.⁴⁶

⁴⁶Nieto, L. A., Cepeda, C. E. M., Rodríguez, L. Á. ANÁLISIS Y DISEÑO DE MOTOR COHETE CON COMBUSTIBLE HÍBRIDO EXPERIMENTAL.

Figura 6.4: Tobera



Fuente: L. Nieto, C. Cepeda. (2015)

Se tiene las siguientes condiciones iniciales: $Isp = 204s$ $\gamma = 1,4$ $R_g = 306,547$ $T_c = 3263$

Mach a la salida de la tobera:

$$M_e = \sqrt{-2 \frac{\left[\left(\frac{(Isp \cdot g)^2 (\gamma - 1)}{2 \cdot \gamma \cdot R_g \cdot T_c} - 1 \right)^{\frac{1-\gamma}{\gamma-1}} + 1 \right]}{\gamma - 1}} \quad (6.17)$$

De la ecuación anterior se obtiene el Numero Mach $M_e = 3.317$. El área y el diámetro de salida de la boquilla se pueden calcular utilizando la fórmula de relación de áreas.

$$\frac{A_2}{A_t} = \frac{1}{M_e} \left[\left(\frac{2}{\gamma + 1} \right) \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_e^2 \right) \right]^{\frac{\gamma + 1}{2\gamma - 2}} \quad (6.18)$$

De la anterior ecuación se encuentra que la relación de áreas en la parte divergente de la tobera es de 5.68. A continuación, se halla el área de la entrada de la tobera, para esto se utiliza la siguiente ecuación de área en función de la densidad, flujo másico y velocidad del sonido:

$$A_t = \frac{\dot{m}}{(\rho^*)(a^*)} \quad (6.19)$$

Para desarrollar esta ecuación se necesita hallar primero la densidad y velocidad del sonido. Para la velocidad del sonido se tiene la siguiente ecuación:

$$a = \sqrt{(R)(T^*)(\gamma)} \quad (6.20)$$

Para la temperatura en la zona de la garganta se obtiene de la siguiente relación:

$$\frac{Tt}{To} = \frac{2}{\gamma + 1} \quad (6.21)$$

Sabiendo que la temperatura inicial es $To=3263$ K la temperatura en la garganta es $Tt = 2685.597$ K. Reemplazando el valor de Tt y R que es $306,547$ J/kg.k en la ecuación 6.20, se halla la velocidad del sonido.

$$a = \sqrt{(306,547 J/kg.k)(2181,688 K)(1,43)} = 1085,018 m/s \quad (6.22)$$

Para hallar la densidad en la garganta se tiene la siguiente relación:

$$\frac{\rho^*}{\rho_0} = \frac{2}{\gamma + 1}^{\frac{1}{\gamma - 1}} \quad (6.23)$$

De la ecuación (6.23) se reemplaza el valor de $\rho_0 = 0.997$ kg/m³ y se despeja la densidad en la garganta, se obtiene $\rho^* = 0.6339$ kg/m³, finalmente se reemplaza en la ecuación (6.19) y se obtiene el área en la garganta.

$$At = \frac{3,12}{(0,6339)(1085,018)} = 0,00558 m^2 \quad (6.24)$$

Como la relación de áreas es de 5.33, este valor se multiplica por el resultado de At , siendo así $At = 0.0297$ m²

Se escoge un ángulo de 15 grados para la zona divergente, se determina la eficiencia de la geometría del ducto.

$$\lambda = \frac{1}{2}(1 + \cos\theta_e) = 0,9829 \quad (6.25)$$

Longitud de la zona divergente:

$$L_e = \frac{r_e - r_t}{\tan\theta} \quad (6.26)$$

$$L_e = 0.259 \text{ m}$$

La relación de área en la parte convergente se determina mediante la ecuación (6.18),

en este caso el numero Mach oscila entre 0,2 y 0,4, se escoge un valor medio de 0.3⁴⁷. La relación de áreas $\frac{A_c}{A_t} = 2.029$, de esta relación se despeja A_c y se multiplica por el valor de A^* , reemplazando los valores en la ecuación (6.27) se obtiene que $A_c = 0,01133$ m.

$$\frac{A_c}{A_t} = \frac{1}{Me} \left[\left(\frac{2}{\gamma + 1} \right) \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} Me^2 \right) \right]^{\frac{\gamma + 1}{2\gamma - 2}} \quad (6.27)$$

Se halla el valor de la longitud de la parte convergente con la ecuación (6.28)⁴⁸:

$$L_c = L \frac{A_t}{A_c} = 0,3744m \quad (6.28)$$

Tanque del oxidante

En este tanque será almacenado el oxidante, el cual es Oxido Nitroso N_2O , teniendo los valores de la densidad y la masa lo primero que se halla es el volumen del oxidante.

$$v_{ox} = \frac{m_{ox}}{\rho_{ox}} = 0,1934m^3 \quad (6.29)$$

Con este volumen se puede hallar las dimensiones del tanque, considerando que tiene un radio de 0,15 m. Sin embargo, al volumen del oxidante hallado se le debe agregar 0,05 para obtener el valor final del volumen del tanque.

$$v_{tox1} = (1,05)v_{ox} = 0,203m^3 \quad (6.30)$$

$$v_{tox2} = \frac{4}{3}(\pi)(r_{tox})^3 = 0,01413m^3 \quad (6.31)$$

El valor total del tanque será la diferencia de las ecuaciones (29) y (30).

$$v_{tox} = v_{tox1} - v_{tox2} = 0,188m^3 \quad (6.32)$$

Para determinar la longitud del tanque se utiliza la ecuación (6.33), donde se despeja L_{tox}

⁴⁷J.Murcia, O Calderón. (2009). Diseño conceptual y preliminar de un vehículo que transporta carga útil de una tonelada desde la superficie de la tierra a órbita baja, Bogota D.c

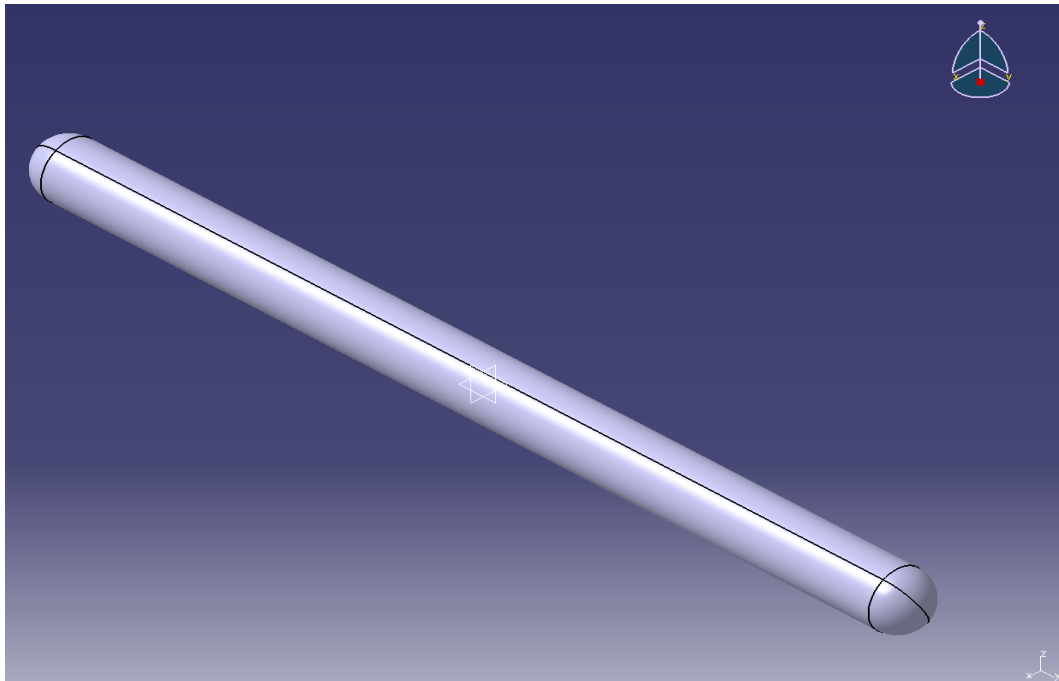
⁴⁸Ibid.,p. 57

$$v_{tox} = r_{tox}^2 L_{tox} \quad (6.33)$$

$$L_{tox} = 4,32m \quad (6.34)$$

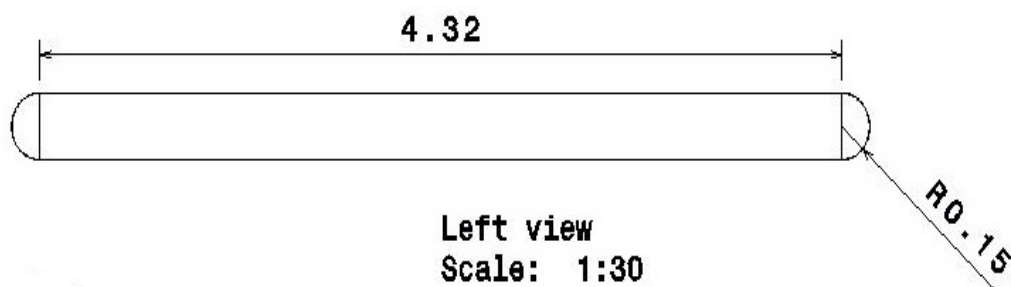
De acuerdo con las dimensiones obtenidas anteriormente para el tanque del oxidante, se procede a realizar el tanque en el software CATIA (figura 6.5 y 6.6).

Figura 6.5: Visualización 3D tanque del óxido nitroso.



Fuente: Autor

Figura 6.6: Dimensiones del tanque del óxido nitroso.



Fuente: Autor

6.1.5 Geometría de la cámara

La cámara de combustión tiene una geometría tubular por simplicidad, con una cámara previa y una cámara posterior, respectivamente, antes y después del grano de combustible. El puerto de grano de combustible tiene un diámetro que tiene poco impacto en los parámetros de combustión, y por lo tanto un valor puede ser elegido para él con pocas restricciones⁴⁹. La principal limitación en la selección del diámetro del puerto es que su valor no es menor que el diámetro del orificio de aspiración para no causar un ahogamiento local en la entrada del puerto con posibles ondas de choque posteriores en el resto de la cámara. Las secciones más adentro del puerto de grano no son tan problemáticas, ya que la combustión en curso calienta el gas y aumenta la velocidad del sonido en la mezcla resultante, dificultando así la asfixia. Sin embargo, se elige un valor para el diámetro del puerto de 10 mm. Esto es más de tres veces el diámetro del orificio de inyección. Después de seleccionar un diámetro de puerto, el diámetro externo se puede calcular fácilmente considerando la cantidad total de combustible que se quemará y su densidad⁵⁰.

El diámetro externo se calcula considerando la cantidad total de combustible que se quemará y su densidad. Los últimos parámetros geométricos que se determinarán son las longitudes de la precámara y la post cámara. La pre-cámara tiene la función principal de permitir que el gas inyectado se expanda lo suficiente para cubrir la superficie del puerto por completo y asegurar una combustión uniforme, mientras que la cámara posterior permite espacio adicional para una combustión más completa antes de la admisión de los productos de combustión a la tobera.

Cámara de combustión

Lo primero que se halla es la tasa de regresión $\dot{r}_b$. Este valor del combustible híbrido para cohetes es uno de los valores más importantes para determinar con precisión en el proceso de diseño de cohetes híbridos y para la predicción del rendimiento de los cohetes. En un motor cohete híbrido, la tasa de regresión del combustible es la velocidad a la que la superficie del combustible retrocede en el transcurso de una quemadura y esta cantidad tiene gran influencia en la configuración (longitud y el diámetro de la cámara de combustión) y también en el rendimiento de un motor⁵¹. Este valor se obtiene de la siguiente ecuación:

⁴⁹G. P. SUTTON. (2001). Rocket propulsion elements. Toronto: seventh edition.

⁵⁰G. P. SUTTON. (2001). Rocket propulsion elements. Toronto: seventh edition.

⁵¹Zilliac, G., Karabeyoglu, M. (2006, July). Hybrid rocket fuel regression rate data and modeling. In 42nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference Exhibit (p. 4504).

$$\dot{r}_b = aG^n \quad (6.35)$$

Donde $\dot{r}_b$ es la tasa de regresión del combustible local instantáneo, G es el flujo de masa local instantáneo, el coeficiente a y exponentes n son 0,194 y 0,67 respectivamente, son constantes dependientes del propelente ⁵², se obtiene que el valor de $\dot{r}_b$ es 0,5 cm/s.

Reemplazando en la siguiente ecuación se halla al área de quemado:

$$A_b = \frac{\dot{m}}{\dot{r}_b \rho_p} \quad (6.36)$$

Posteriormente con el area de quemado que es 0,67096 m^2 , se determina el volumen del combustible solido HTPB, teniendo la densidad y masa de este:

$$v_{comb} = \frac{M_{comb}}{\rho_p} = 0,0501m^3 \quad (6.37)$$

Con el volumen anterior se haya una longitud inicial de la cámara de combustión despejando este de la siguiente ecuación:

$$v_c = \pi(r_{cc})^2 L_c \quad (6.38)$$

La longitud inicial de la cámara de combustión es 1,689 m, sin embargo, hay que considerar el área de quemado y con este valor hallar el radio de quemado.

$$r_b = \frac{A_b}{2\pi L_c} = 0,0631m \quad (6.39)$$

Con el radio de quemado hallado en la ecuación (6.39) se halla el volumen en esta zona:

$$v_b = \pi r_b^2 L_c = 0,021m \quad (6.40)$$

Con la suma de el volumen de la zona de quemado (ecuación 6.40) y el volumen del combustible, (ecuación 6.37) se halla el volumen y longitud total para la cámara de

⁵²Ibid., p.3

combustión.

$$v_{cc} = v_b + v_{comb} = 0,07135m^3 \quad (6.41)$$

Se determina la longitud tomando la ecuación (6.38) y reemplazando los nuevos valores, la longitud será de 2,404 m. Las dimensiones obtenidas para la segunda etapa se pueden observar en el siguiente cuadro.

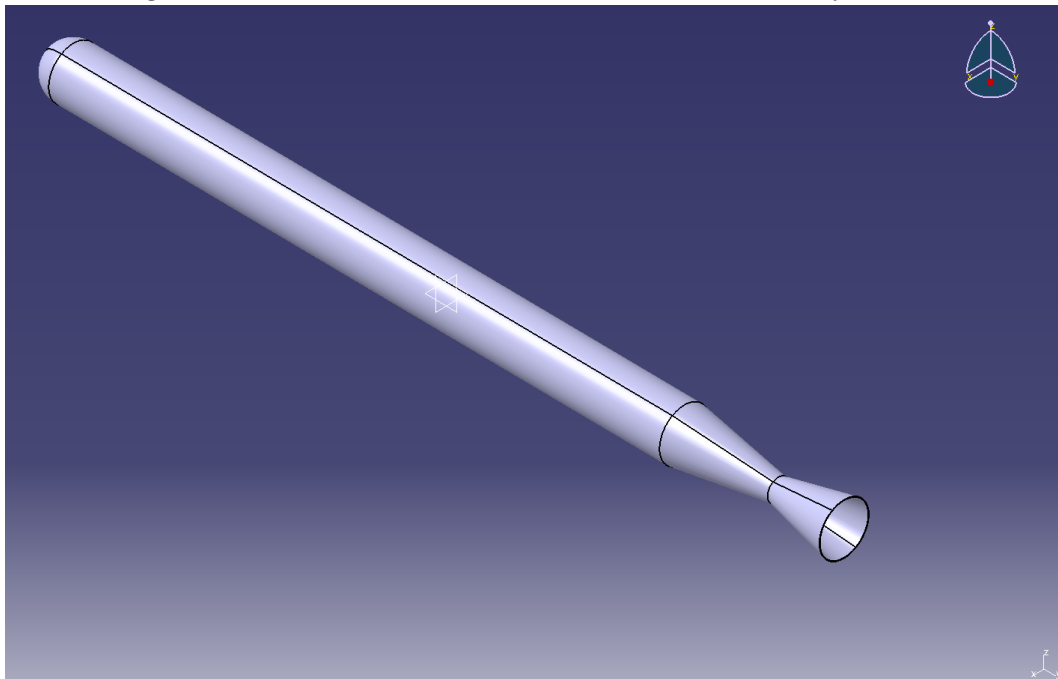
Cuadro 6.8: Dimensiones de la segunda etapa.

	Tanque Oxidante	Cámara de combustión	Tobera
Radio (m)	0,15	0,097	0,097
Longitud (m)	4,62	2,4	0,63
Volumen (m^3)	0,188	0,0713	-

Fuente: Autor.

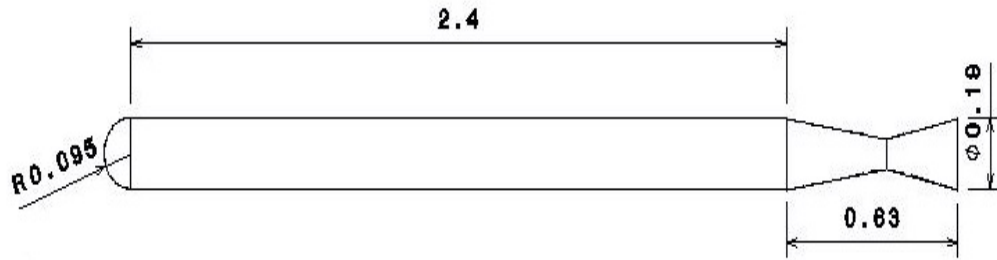
Con los anteriores valores hallados se procede a realizar el sólido en CATIA, obteniendo como resultado las imágenes de las figuras 6.7 y 6.8.

Figura 6.7: Vizualización 3D camara de combustion y tobera.



Fuente: Autor

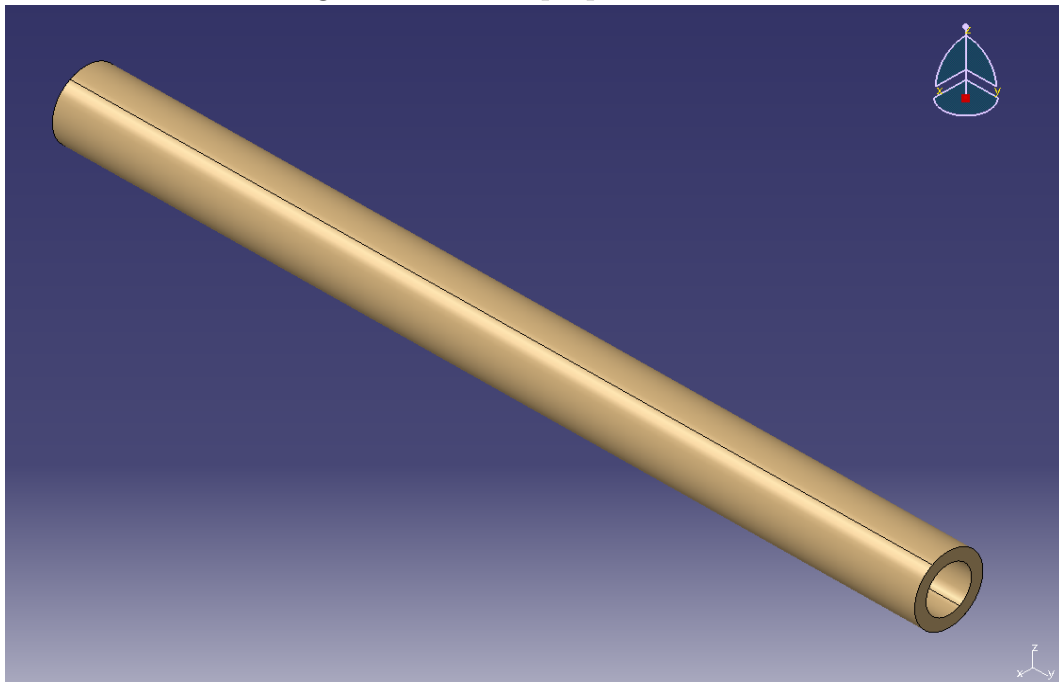
Figura 6.8: Dimensiones de la cámara de combustión y tobera.



Fuente: Autor

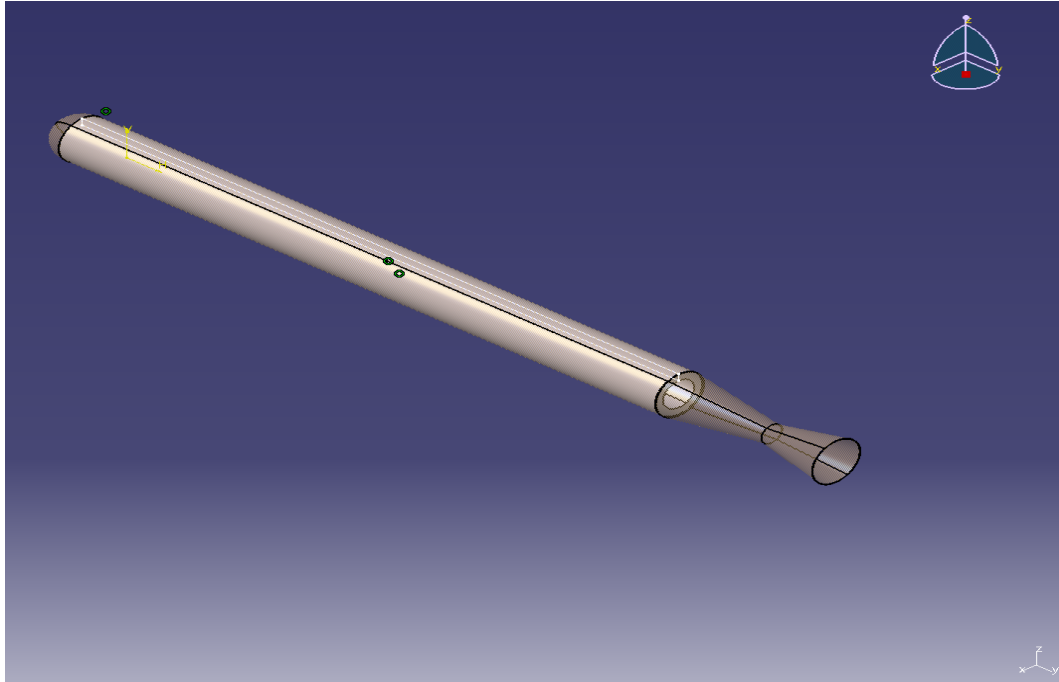
Con la ecuación 6.34 se determinó el radio de quemado y el volumen de esta zona (figura 6.9), se procede a realizar en CATIA el grano de HTPB que irá dentro de la cámara de combustión. El ensamble del grano de HTPB y la cámara de combustión se puede observar en la figura 6.10.

Figura 6.9: Grano propelente HTPB



Fuente: Autor

Figura 6.10: Vizualización del grano propelente en la cámara de combustión



Fuente: Autor

6.1.6 Dimensionamiento del motor cohete híbrido. Primera etapa

La masa inicial M_{i1} se le debe sumar la masa de la etapa 2 y la carga paga. Como está dividida en 4 boosters la masa debe dividirse en cuatro:

$$m_o = \frac{1200kg}{4} = 300kg \quad (6.42)$$

Fuerza de empuje y flujo másico

Reemplazando los valores de masa en la ecuación (6.14) de empuje utilizada para la etapa 2, la anterior relación se obtiene que el empuje para cada uno de los booster es de 4414.5N. Posteriormente se reemplaza este empuje en la ecuación de flujo másico, ecuación (6.15) y (6.16) para el tiempo de empuje:

$$\dot{m} = \frac{4414,5N}{(204s)(9,81m/s^2)} = 2 \quad (6.43)$$

$$\Delta t = \frac{135,586kg}{2,2kg/s} = 61,63kg/s \quad (6.44)$$

Dimensionamiento de la tobera

Como se tienen las mismas propiedades la velocidad de salida y el numero Mach a la salida de la tobera deberá ser igual al que se halló en la segunda etapa, la relación de áreas por estar en función del número mach también será igual. Por lo tanto, teniendo las propiedades expresadas en el cuadro 6.6 y los valores hallados anteriormente de numero Mach a la salida (Me) y la relación de áreas (A_2/A_t) de la tobera, densidad, velocidad del sonido, flujo másico se determina el área de la garganta de la tobera con la ecuación (6.19).

$$A_t = \frac{2,2kg/s}{(0,6339kg/m^3)(1085,018m/s)} = 0,00319m^2 \quad (6.45)$$

Con valor anterior y teniendo una relación de áreas (A_2/A_t) igual a 5.33 es posible determinar el área de salida de la tobera.

$$A_2 = 5,33(A_t) = 0,017m \quad (6.46)$$

Con la ecuación (6.26) y (6.28) utilizadas para la etapa 2, se halla la longitud de la tobera para la primera etapa con sus respectivos datos.

$$L_e = \frac{0,073m - 0,0318m}{\tan\theta} = 0,1556m \quad (6.47)$$

$$L_c = L \frac{A_t}{A_c} = 0,37m \quad (6.48)$$

Tanque del oxidante etapa 1

Para hallar las dimensiones del tanque del oxidante, se realiza el mismo procedimiento que en la etapa 2, modificando solamente datos como la masa del oxidante, densidad y radio en las ecuaciones de la sección 6.1.4.

$$v_{ox} = \frac{m_{ox}}{\rho_{ox}} = \frac{93,215kg}{752,3kg/m^3} = 0,124m^3 \quad (6.49)$$

$$v_{tox1} = (1,05)v_{ox} = 0,1301m^3 \quad (6.50)$$

Para hallar el volumen del tanque se tomará la siguiente ecuación y el radio de 0.1m.

$$v_{tox2} = \frac{4}{3}(\pi)(r_{tox})^3 = 0,004189 \quad (6.51)$$

El valor total del tanque será la diferencia de las ecuaciones anteriores.

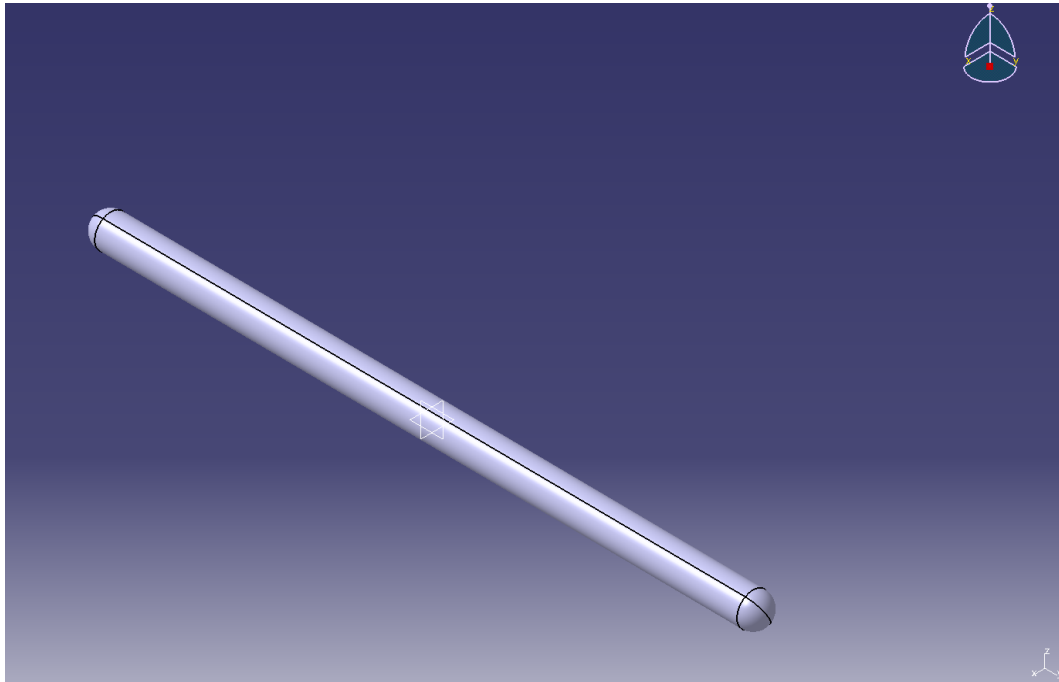
$$v_{tox} = v_{tox1} - v_{tox2} = 0,1259m^3 \quad (6.52)$$

Para determinar la longitud del tanque se utiliza la ecuación (6.33), donde se despeja L_{tox}

$$L_{tox} = 4,01m \quad (6.53)$$

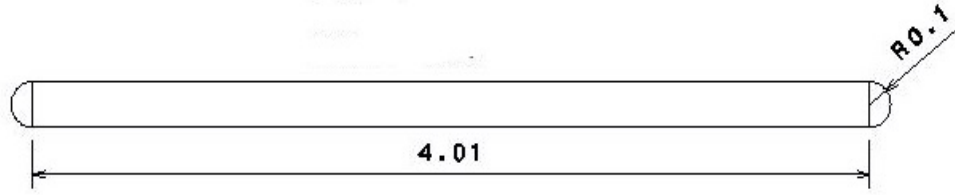
En la figura 6.11 y 6.12 se puede observar el sólido del tanque oxidante y sus dimensiones finales.

Figura 6.11: Visualización 3D tanque del oxido nitroso.



Fuente: Autor

Figura 6.12: Dimensiones tanque del oxido nitroso.



Fuente: Autor

Cámara de combustión

En la cámara de combustión se tendrá el mismo procedimiento para hallar las dimensiones, en la tasa de quemado se toma el mismo valor obtenido de la ecuación (6.35) en la etapa 2, este es de 0.5 cm/s, para el caso del área de quemado se toma la ecuación (6.36) y se reemplaza los datos del flujo másico y densidad correspondiente.

$$A_b = \frac{\dot{m}}{\dot{r}_b \rho_p} = \frac{2,2kg/s}{0,005930} = 0,473m^2 \quad (6.54)$$

Posteriormente se halla el volumen que debe tener la cámara de combustión, para esto se debe determinar primero cuanto volumen ocupa el propelente HTPB con la ecuación (6.37) y con la ecuación (6.38) se halla una longitud inicial de la cámara de combustión.

$$v_{comb} = \frac{M_{comb}}{\rho_p} = \frac{42,37kg}{752,3kg/m^3} = 0,04556m^3 \quad (6.55)$$

$$L_c = \frac{v_c}{\pi r_c^2} = 1,450m \quad (6.56)$$

Para determinar el radio que debe tener el propelente, se reemplaza en la ecuación (6.39), con la cual se obtiene un valor de 0.0519 m, así con el radio se determina el volumen de la zona de quemado.

$$v_b = \pi r_b^2 L_c = \pi 0,05191,45 = 0,0122m^3 \quad (6.57)$$

El volumen y longitud total para la cámara de combustión está dado por la ecuación (6.41):

$$v_{cc} = v_b + v_{comb} = 0,0122m + 0,04556m^3 = 0,0578m^3 \quad (6.58)$$

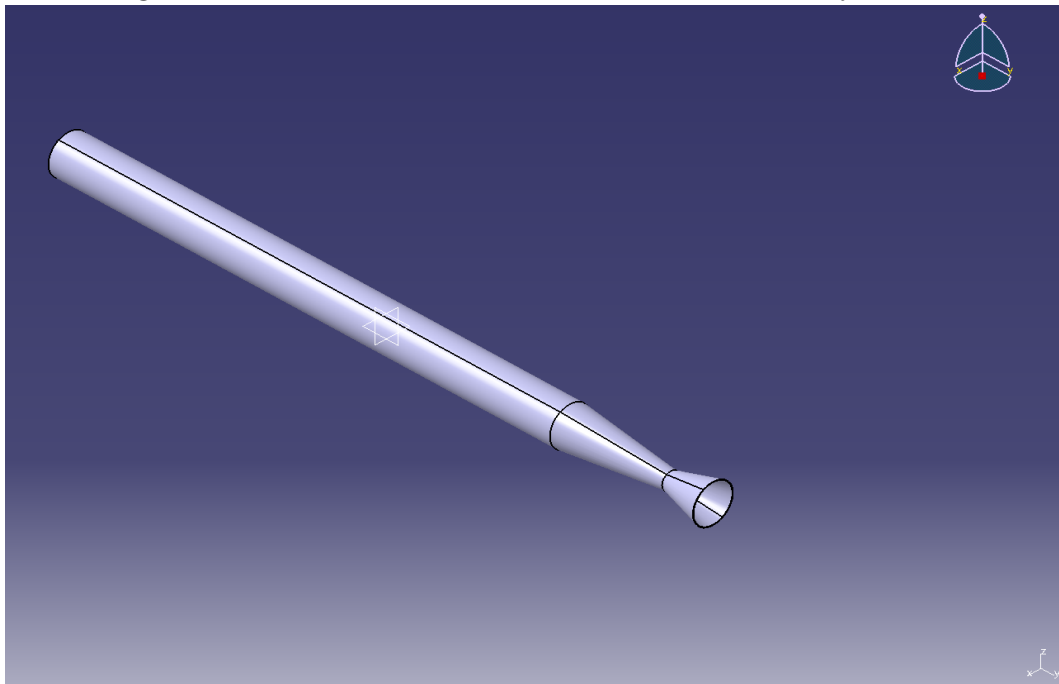
Se determina la longitud tomando la ecuación (6.38) y reemplazando los nuevos valores, la longitud será de 1.84 m. Las dimensiones finales para la primera etapa se pueden observar en el cuadro 6.9. Posteriormente, con los resultados obtenidos se realiza el sólido de la cámara de combustión y la tobera en CATIA, se tiene como resultado las figuras 6.13 y 6.14.

Cuadro 6.9: Dimensiones para la primera etapa.

	Tanque Oxidante	Cámara de combustión	Tobera
Radio (m)	0,1	0,1	0,075
Longitud (m)	4,208	1,84	0,53
Volumen (m^3)	0,1259	0,0578	-

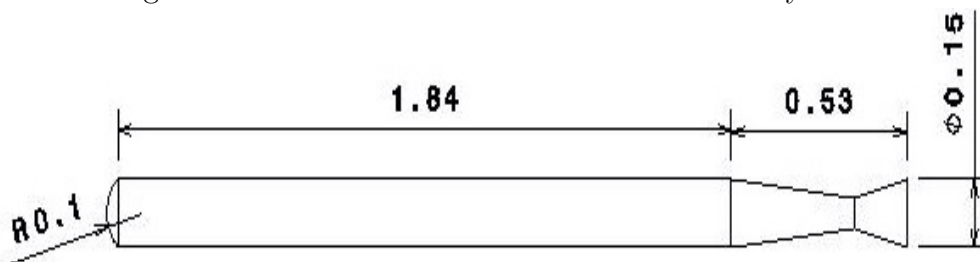
Fuente: Autor.

Figura 6.13: Vizualización 3D cámara de combustión y tobera.



Fuente: Autor

Figura 6.14: Dimensiones cámara de combustión y tobera.



Fuente: Autor

Selección de materiales

De acuerdo con el diseño del cohete lanzador de J. Murcia y O. Calderon se realizó una selección de posibles materiales, entre los cuales se encuentran los siguientes:

Cuadro 6.10: Materiales para la industria aeronáutica.

Material	Densidad (kg/m^3)	Esfuerzo Ultimo (Gpa)
Aluminio 2219	2800	0.413
Titanio	4460	1.23
Acero 4130	7830	0.862

Fuente: J. Murcia, O. Calderón (2009)

De acuerdo con el cuadro 6.7, el material escogido para la tobera finalmente es el Titanio⁵³, esto debido a su alto esfuerzo último y sus propiedades térmicas. Así mismo para el conjunto tobera-cámara de combustión se selecciona el titanio.

6.2 Resultados

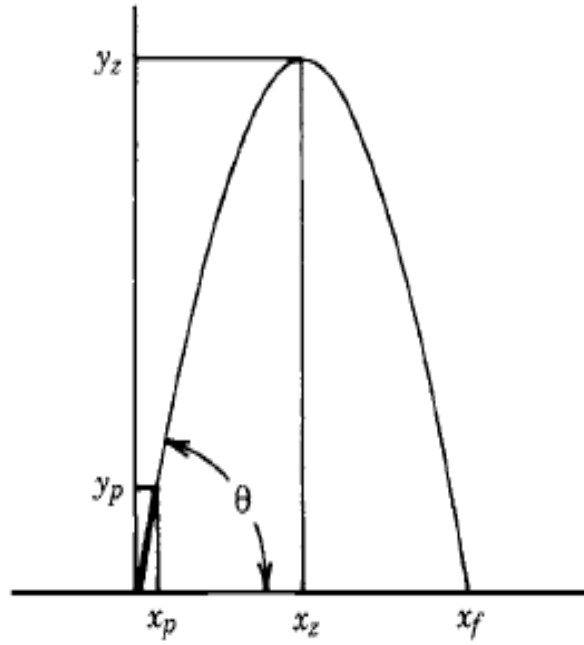
6.2.1 Cumplimiento de la misión

Para saber cuál es la altura máxima a la que llega el motor cohete y así mismo saber si se cumple con la misión la cual es alcanzar una órbita LEO, se desarrolló las ecuaciones (6.59), (6.60), (6.61), (6.62), (6.63), (6.64), (6.65), (6.66), (6.67), (6.68), como se muestra a continuación.⁵⁴. Teniendo algunas propiedades generales como el peso inicial, peso de masa propulsora útil, tiempo de quema total e impulso específico (cuadro 6.8), se determina las características y nomenclatura de trayectoria de vuelo se muestra en la figura 6.15.

⁵³Ibid.,p. 58

⁵⁴G. P. SUTTON. (2001). Rocket propulsion elements. Toronto: seventh edition.

Figura 6.15: Trayectoria de vuelo



Fuente: Sutton(2001)

Cuadro 6.11: Propiedades generales.

W _o (kg)	1200 kg
W _p (kg)	150 kg
t (s)	123
I _{sp} (s)	204

Fuente: Autor

Inicialmente se determina las aceleraciones iniciales a_o en direcciones de x y y , y así obtener la aceleración inicial del vuelo.

$$a_{oy} = g_o \left[\left(\frac{F \sin \theta}{\omega} \right) - 1 \right] = 182,7 m/s^2 \quad (6.59)$$

$$a_{ox} = g_o \left[\left(\frac{F \cos \theta}{\omega} \right) - 1 \right] = 24,132 m/s^2 \quad (6.60)$$

$$a_o = 184,28 m/s^2$$

Luego se determina las componentes vertical y horizontal de la aceleración hacia arriba u_p con las siguientes ecuaciones, donde c es la velocidad de escape efectiva, w_o peso inicial y w_p peso de masa propulsora útil:

$$(u_p)_y = c \ln\left(\frac{w_o}{w_p}\right) \sin\theta - g_o \Delta t = 946,81 m/s^2 \quad (6.61)$$

$$(u_p)_x = c \ln\left(\frac{w_o}{w_p}\right) \cos\theta = 46,40 m/s^2 \quad (6.62)$$

De acuerdo con lo anterior el ángulo de la trayectoria del cohete para un vuelo sin arrastre es:

$$\tan^{-1} = \frac{946,81 m/s^2}{46,40 m/s^2} = 87,19 \quad (6.63)$$

La aceleración final es :

$$a_f = \frac{F g_o}{w_p} = 203,77 m/s^2 \quad (6.64)$$

Las coordenadas en el quemado de propulsión Y_p y X_p se pueden calcular como sigue:

$$y_p = \frac{1}{2} (u_p)_y t_p = 12011,8 m \quad (6.65)$$

$$x_p = \frac{1}{2} (u_p)_x t_p = 5689,55 m \quad (6.66)$$

Para determinar la altura, inicialmente se deberá determinar el tiempo máximo o de cenit t_z .

$$t_z = t_p + \frac{(u_p)_y}{g_o} = 120,77 s \quad (6.67)$$

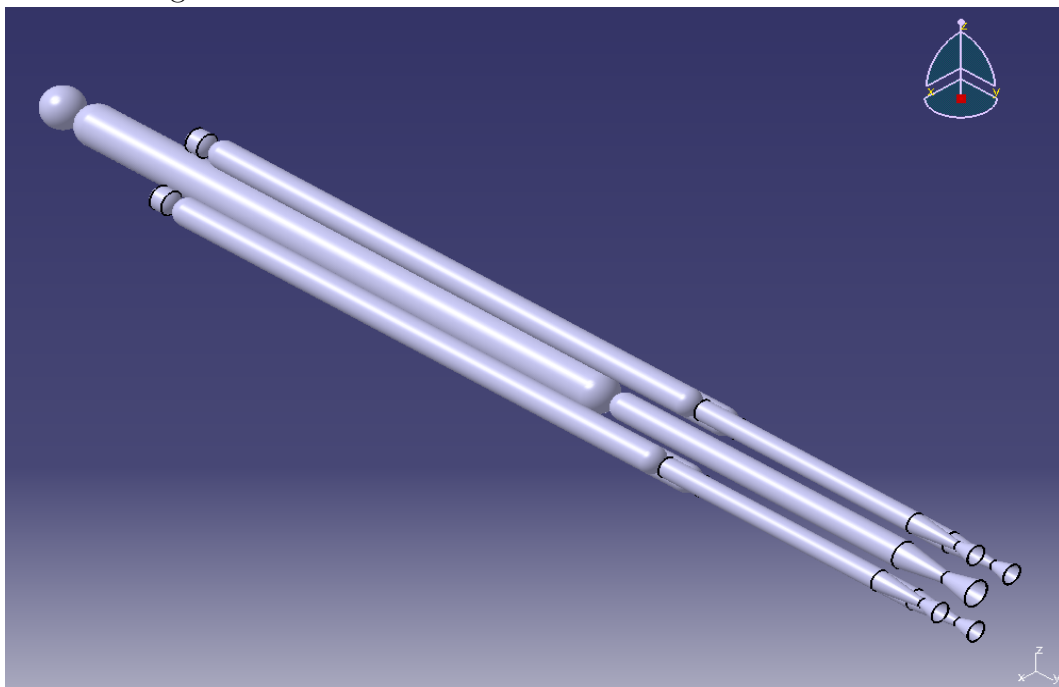
Finalmente, la altura máxima de la trayectoria o cenit se puede determinar con la siguiente ecuación:

$$y_z = y_p + (u_p)_y (t_z - t_p) - \frac{1}{2} g_o (t_z - t_p)^2 = 104023,5397 m \quad (6.68)$$

6.2.2 Ensamble final

Luego de obtener las dimensiones de cada tanque, para los boosters y para la etapa principal, se realiza el ensamble de todo el cohete, en el cuadro 6.9 se pueden observar los datos dinámicos del motor cohete híbrido. Se puede observar en la figura 6.15 todos los tanques ubicados en la posición que les corresponde. Arriba del cohete se encuentran unos tanques en forma de esfera, estos son los tanques presurizantes, luego se encuentra el tanque de oxidante líquido y finalmente la cámara de combustión y tobera.

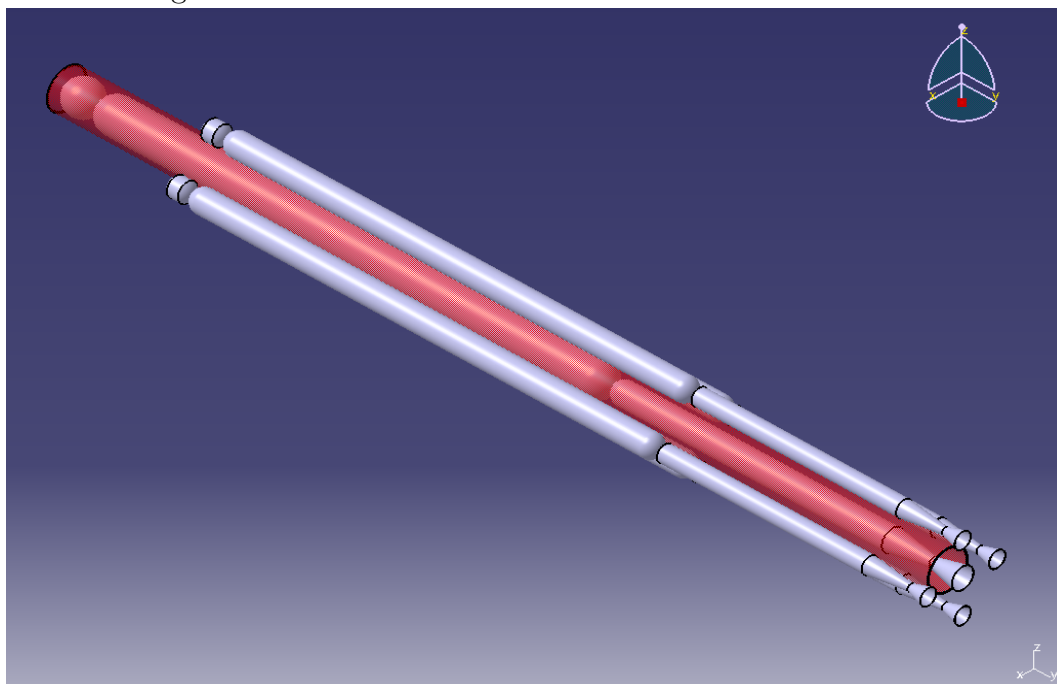
Figura 6.16: Visualización del ensamble del motor cohete.



Fuente: Autor

En la figura 6.16 se puede observar que se le agrega a la etapa principal o segunda etapa un recubrimiento.

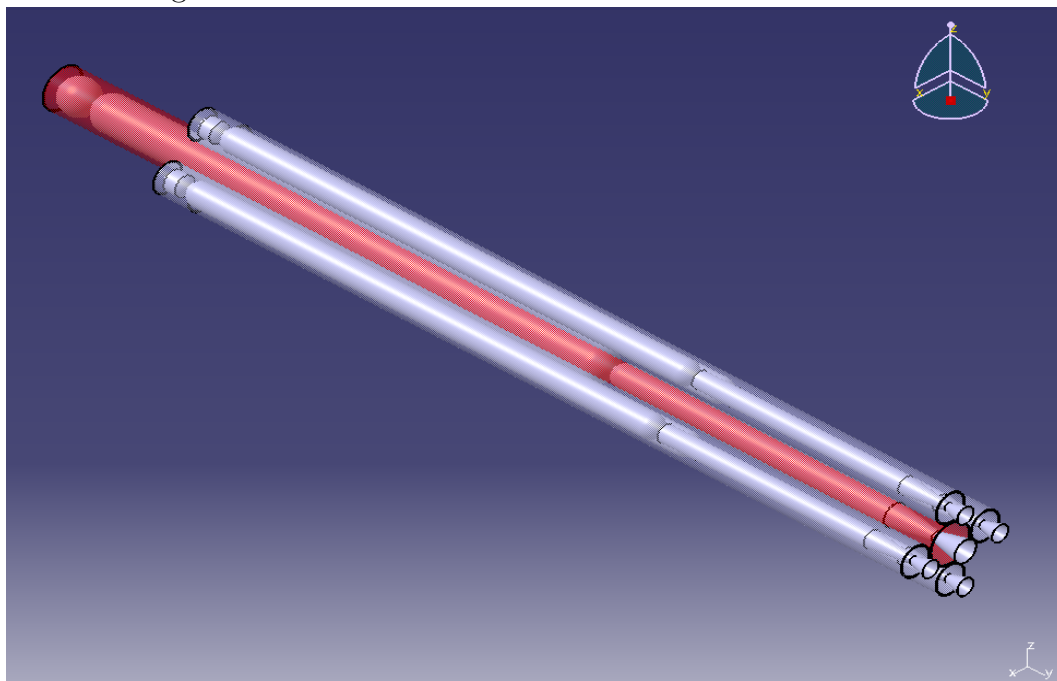
Figura 6.17: Visualización del ensamblaje del motor cohete.



Fuente: Autor

En la figura 6.17 se puede observar el ensamblaje final, cada etapa con su recubrimiento.

Figura 6.18: Visualización del ensamblaje del motor cohete.



Fuente: Autor.

6.2.3 Datos del motor cohete híbrido

Cuadro 6.12: Datos finales del motor cohete.

Altura	7.61 m
Diámetro maximo	30cm
Masa inicial	1200 kg
Carga paga	150 kg
Fuerza de empuje	2 Etapa 6255,93 N 1 Etapa 23911,93 N
Combustible	N2O / HTPB
Velocidad maxima	6125.22 km/h
Alcance máximo (Apogeo)	104023.5397 m

Página dejada en blanco intencionalmente - No forma parte del cuerpo del trabajo.

Capítulo 7

Discusión de resultados

Inicialmente se observa que el impulso de densidad del motor cohete híbrido es pequeño, esto significa que necesita más volumen que los sistemas de propelente sólido, lo cual se puede ver evidenciado al hacer una comparación del tamaño de los tanques utilizados en el diseño de Jhonatan Murcia y Octavio Calderón, a pesar de tener como misión llegar a la misma órbita su carga útil es mucho mayor de lo que transportaría el motor cohete híbrido, por esta razón su diseño requiere de un empuje mucho mayor para vencer el peso del cohete y la gravedad.

El diseño de Jhonatan Murcia y Octavio Calderón tiene dos sistemas de propulsión líquida y sólida, sin embargo, no es híbrido ya que en la primera etapa usa boosters totalmente de propulsión sólida y la etapa principal es totalmente líquida, lo cual hace este motor cohete más complejo. El motor cohete híbrido, en comparación con este sistema bipropelente líquido tiene menos necesidades de plomería y bombeo, ya que solo hay un componente líquido que manipular), por lo tanto, el diseño es relativamente simple y también de bajo costo, posee mayor impulso específico que en los motores sólidos y un impulso de mayor densidad que los motores bipropelentes líquidos.

Con el proyecto Diseño y construcción de un motor cohete híbrido de Carlos Seisdedos en Madrid, en el cual se realizaron pruebas experimentales con el motor construido y su respectivo propelente, se puede observar que la composición del grano propelente es más fuerte e inerte en sistemas híbridos, por lo tanto, insensible a la sobrepresión debido a fisuras y grietas que ocurren ocasionalmente en granos propulsores sólidos.

Página dejada en blanco intencionalmente - No forma parte del cuerpo del trabajo.

Capítulo 8

Conclusiones y Recomendaciones

Se realizó el diseño conceptual del motor cohete híbrido, el cual tiene como misión transportar un satélite de pequeño porte hasta una órbita LEO.

Se determinó el empuje, dimensiones y propiedades necesarias para que el motor cohete alcance una órbita baja de mínimo 100 km, con su respectiva masa y carga útil.

Se determinó los materiales más óptimos a utilizar como propelente del motor cohete el óxido nítrico y el HTPB, se encontró que cumplen las propiedades necesarias para el funcionamiento del motor.

Se determinó el número de etapas que debe tener el motor cohete híbrido. Como se menciona en el capítulo 6 las etapas requeridas para el motor cohete eran cinco, sin embargo, no se encontraba viable colocar estas seguidas, por lo cual se realizó una optimización y se llegó a la conclusión que se podía lograr el mismo efecto deseado de empuje si se posicionan las primeras cuatro etapas como boosters y dejando en el medio una etapa principal, para así finalmente obtener un cohete de dos etapas. Lo anterior fue basado al diseño del cohete lanzado SOYUZ y el diseño del motor cohete de los ingenieros Jhonatan Murcia y Octavio Calderón.

Se recomienda para proyectos futuros usar otra opción de oxidante como el Oxígeno líquido (LOX) ya que tiene un alto impulso específico, está disponible fácilmente y es uno de los oxidantes más comunes en otros cohetes híbridos y líquidos. En este proyecto no fue usado debido a que este motor está enfocado a ser low cost y este oxidante es costoso, además no cuenta con una presurización automática. También se puede considerar otro combustible sólido el cual sea más amigable con el medio ambiente ya que el HTPB y la cera de parafina tienden a emitir gases tóxicos.

Se recomienda llevar a cabo el diseño preliminar del motor cohete híbrido que transporte un satélite de pequeño porte hasta una órbita LEO. Para esto se recomienda también llevar a cabo los cálculos respectivos para la parte estructural del motor cohete y realizar por medio de CFD simulaciones que corroboren los cálculos teóricos obtenidos del diseño

conceptual.

Capítulo 9

Referencias

Corteguera, C. *Diseño y construcción de un motor cohete híbrido*. Madrid: first edition, 2013.

O. Alcaria, Pedro Paulo, *Preliminary Study of a Hybrid Rocket*, Lisboa, 139p, Master of Science Degree in Mechanical Engineering, 2013.

Tsong-Sheng Lee and A. Potapkin, *The performance of a hybrid rocket with swirling GOX injection*, Institute of Theoretical and Applied Mechanics SB RAS, Novosibirsk Russia, 2002.

Seisdedos Corteguera.Carlos, *Diseño y construcción de un motor cohete híbrido*,Universidad Carlos III de Madrid.2013.

Carlos Redondo Calle,*motor cohete de combustible liquido*,universidad politécnica de Madrid.2009

Jordi Moreno Roig,*diseño y construccion de una base de pruebas de motores de cohete amateurs*,universitat politecnica de catalunya.2009

Zilliac, G., Karabeyoglu, M. (2006, July). Hybrid rocket fuel regression rate data and modeling. In 42nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference Exhibit (p. 4504).

Washington state university, Hybrid propellant selection

Envolución del cohete, tomado de pwg.gsfc.nasa.gov/stargaze/Mrockhis.htm

Elizabeth Howell, The History of Rockets, Space.com, October 25, 2018 <https://www.space.com/2929-rocket-history.html>

Luque, A. (2002). Maquinas termicas motoras. Catalunya: First edition

Black, The Evolution of ROCKET TECHNOLOGY, 3rd Ed., 2012, payloadz.com ebook/History pp. 109-112 and pp. 114-119

NASA. (10 de 09 de 2000). NASA. Recuperado el 20 de 06 de 2017, de NASA: www.nasa.gov/topics/technology/hydrogen/hydrogen_fuel_fcchoice.html

NASA. (1972). Liquid propellant rocket combustion instability. Washington D.C. [PDF FILE]. ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/19720026079.pdf

Michael Patterson, NASA - Ion Propulsion, NASA Glenn Research Center, Jan. 11, 2016.

SILVA, E. L. D.; MENEZES, E. M. Metodologia da pesquisa e elaboração de dissertação. 4. ed. Florianópolis: UFSC, 2005. 138p.

GIL, A. C. Como elaborar projetos de pesquisa. 4. ed. São Paulo: Câmara Brasileira do Livro- SP, 2002. ISBN 85-224-3169-8. Disponível em: https://professores.faccat.br/moodle/pluginfile.php/113/mod_resource/content/1/Como_elaborar_projetos_de_pesquisa.pdf. Acesso em: 03nov,2015.

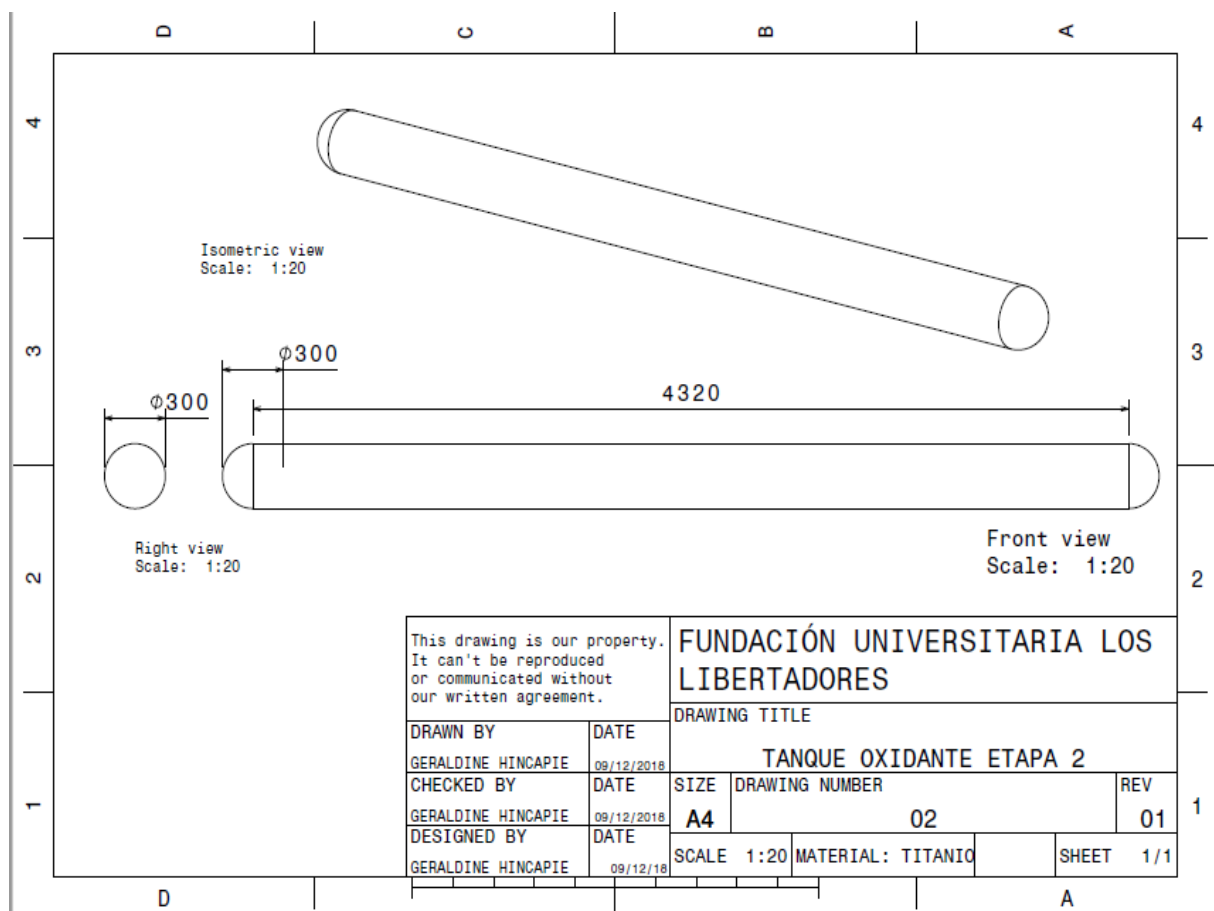
WERTZ, J. R.; EVERETT, D. F.; PUSCHELL, J. J. Space mission engineering: the new smad (space technology library, Vol. 28). Hawthorne, CA: Microcosm Press, 2011.

D. Ospina, L.C. Roldan. (2013). Diseño conceptual y preliminar de un cohete de tres etapas de propelente sólido para transportar una carga útil de 200 kg a una órbita baja de la tierra.

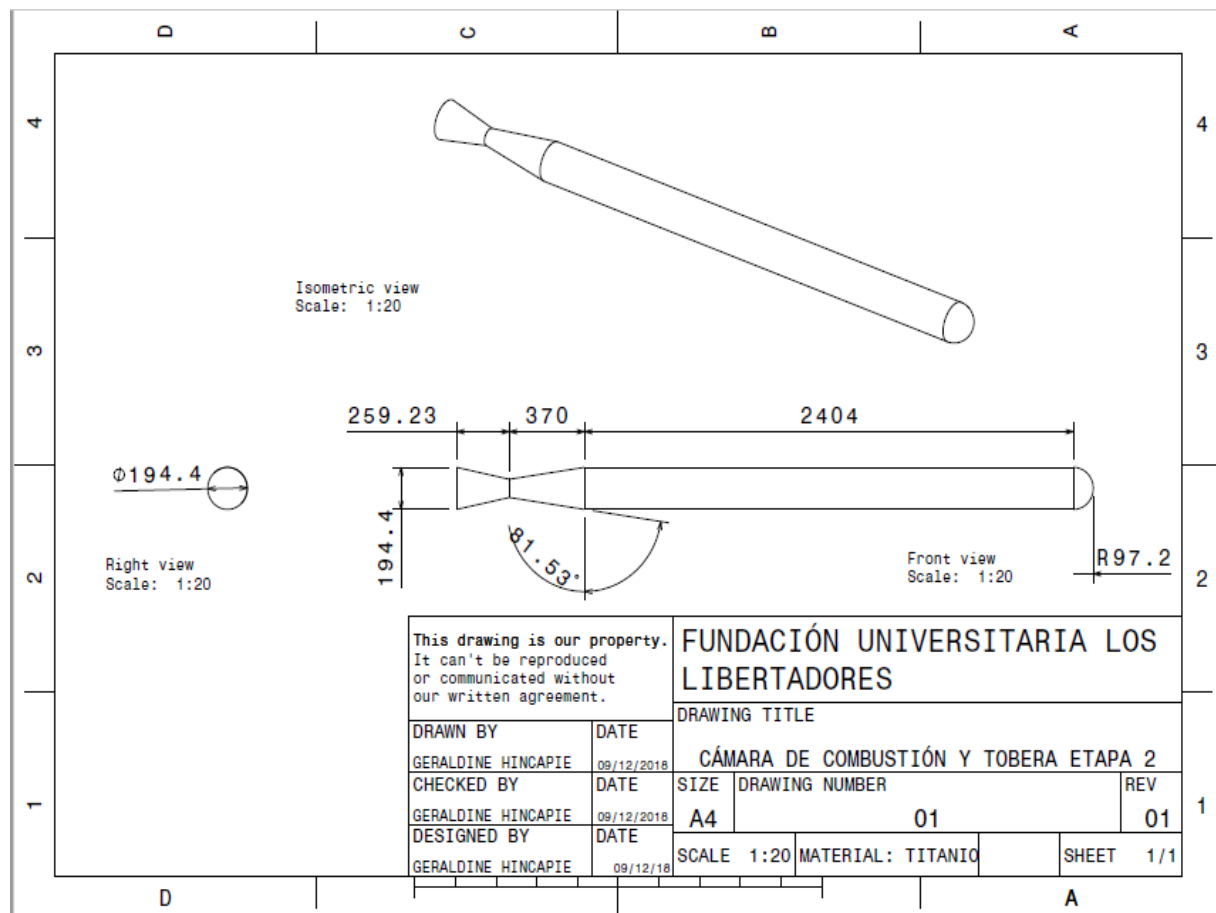
J.Murcia, O Calderón. (2009). Diseño conceptual y preliminar de un vehículo que transporta carga útil de una tonelada desde la superficie de la tierra a órbita baja, Bogota D.c

Apéndice A

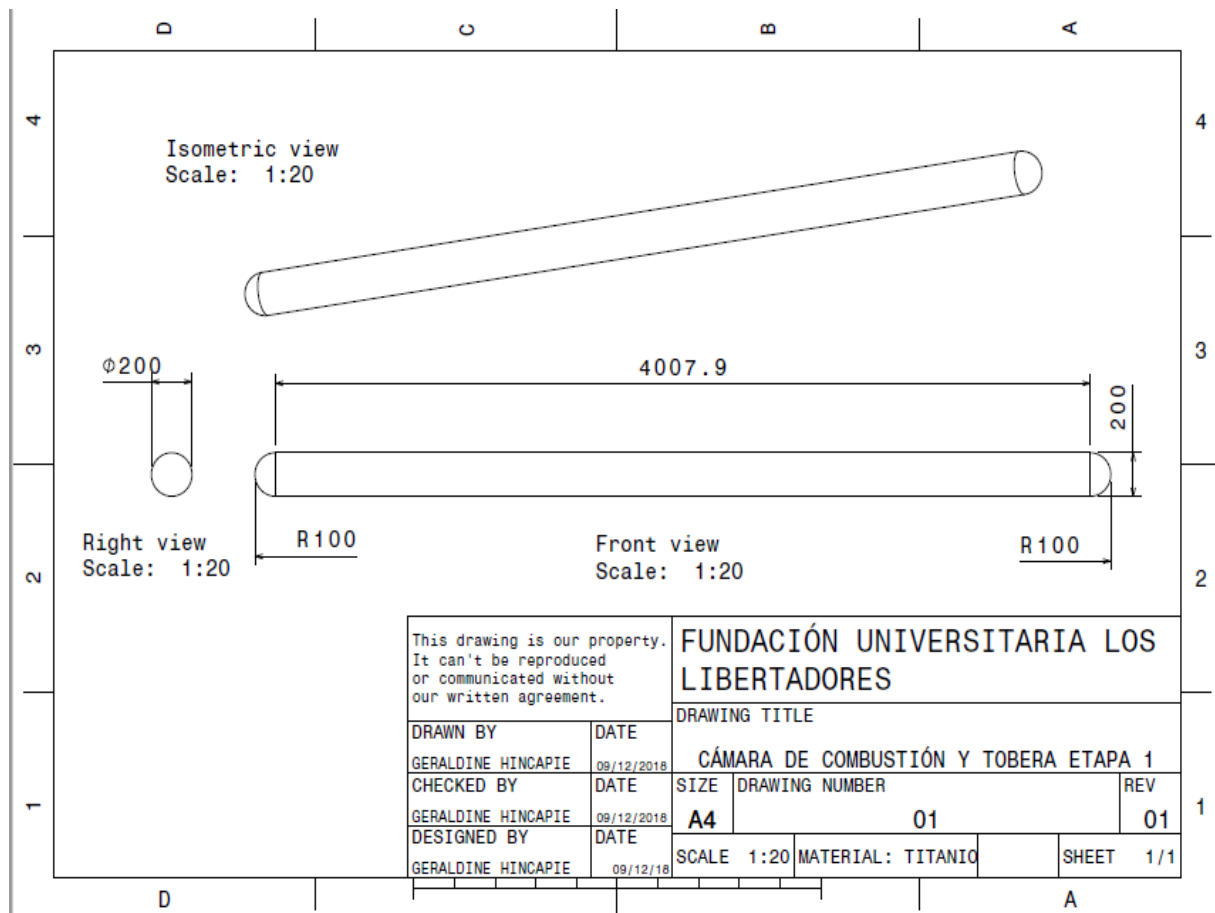
Primer Apéndice



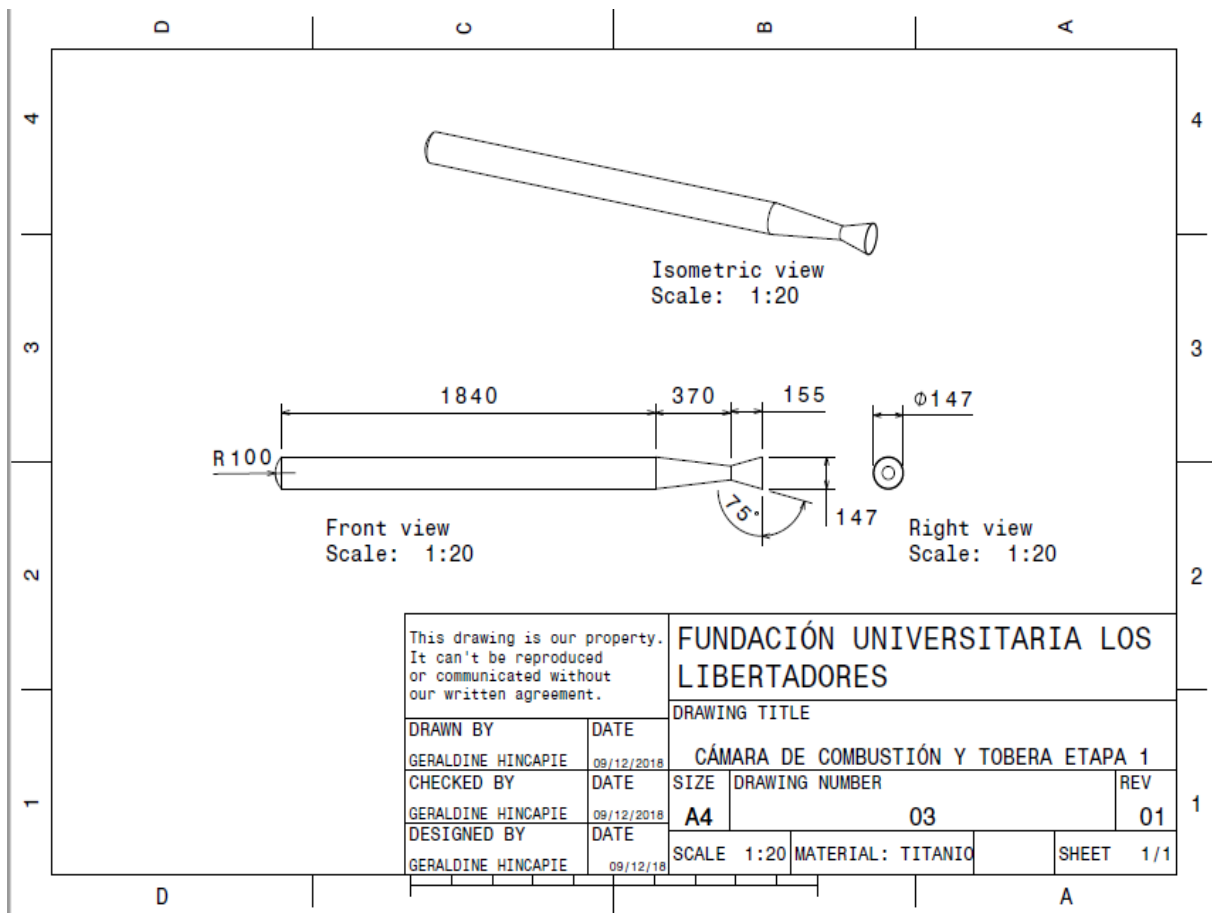
Fuente: Autor.



Fuente: Autor.



Fuente: Autor.



Fuente: Autor.

Capítulo 10

Glosario

Glosario

ANGULO DE DIVERGENCIA: ángulo formado por la línea de centro de la tobera y la línea paralela a la superficie de la tobera de salida.

CAMARA DE COMBUSTION: es el lugar donde se almacena el propelente y donde se lleva a cabo el proceso termodinámico para la transformación de la energía, es el lugar que soporta todas las cargas y fuerzas generadas por la explosión del combustible.

COHETE: aeronave propulsada por gases eyectados de expansión, generados en el motor por propulsores autocontenidos y no dependiendo de la entrada de sustancias del exterior. El mismo incluye cualquier parte que durante la operación, se separe.

COHETE PORTADOR: vehículo para transportar carga útil desde la superficie de la tierra a órbitas.

COMBUSTIBLE: material líquido o sólido usado para suministrar energía térmica por una reacción química al entrar en contacto con un oxidante.

CRIOGENICO: fluido expuesto a condiciones de baja temperatura, usualmente por debajo de -150°C (123K).

EFICIENCIA: es la relación entre la energía de salida y la energía de entrada.

FACTOR DE SEGURIDAD: margen extra de prestaciones por encima de las mínimas estrictamente necesarias.

IMPULSO ESPECIFICO: relaciona el empuje de un motor cohete en función del flujo másico del propelente y la gravedad.

LEO (LOW EARTH ORBIT): orbitas bajas de la tierra que se encuentran entre 100 km a 800 km de altura.

MOTOR COHETE: el motor cohete es un conjunto de dispositivos que conforman un sistema de propulsión. Su mayor característica es que la masa propulsada como fuente de energía cinética se encuentra auto contenida en forma de energía química, siendo capaz de proporcionar la fuerza de empuje necesaria para generar un movimiento opuesto a la salida de los gases de escape mediante el principio físico de la tercera ley de Newton,

acción y reacción.

MOTOR COHETE QUIMICO: es un motor cohete caracterizado por que el químico que lo alimenta es la combustión de determinados propulsores que generan las partículas gaseosas a altas temperaturas y velocidades responsables del empuje. O/F Relación que existe entre la cantidad del oxidante y la cantidad del combustible.

ORBITA: trayectoria cónica descrita por un objeto que se mueve alrededor de un punto celeste de referencia.

OXIDANTE: es el que tiene la función de suplir oxígeno al propelente y realizar la combustión con el combustible.

PRESURIZANTE: gas que es utilizado para incrementar la presión del sistema en los tanques del propelente.

SATELITE ARTIFICIAL: cuerpo orbital creado por el hombre que se utiliza para transmitir información desde el espacio ultraterrestre a lugares lejanos en la tierra. Sus aplicaciones son diversas, la más importante las telecomunicaciones.

SISTEMA DE PROPULSION: vehículo que incluye un sistema de motores, tanques, líneas, y todo el equipamiento asociado necesario para suministrar una fuerza específica propulsiva para el vehículo.

TANQUE: recipiente presurizado que contiene propelente o presurizante para ser usado en un vehículo tipo cohete, equipado con un sistema de fluidos.

TIEMPO DE QUEMADO: intervalo de tiempo para el propelente sólido, desde el momento inicial de funcionamiento hasta la terminación del combustible. **TOBERA:** es un conjunto en el cual, la corriente fluida aumenta de velocidad a costa de disminuir su presión, generando la expansión de los gases a la atmósfera y un empuje adicional al dispositivo.

VELOCIDAD CARACTERISTICA: es la máxima velocidad que pueden generar los gases de escape del propelente sin necesidad de la zona de expansión.

Abreviaturas

$\dot{m}$ Flujo masico.

$\dot{m}_{comb}$ Flujo masico del combustible.

$\dot{m}_{ox}$ Flujo masico del oxidante.

$\dot{r}$ Tasa de regresión.

Δu Aumento de velocidad.

Δt Tiempo de empuje.

a velocidad del sonido.

a_f Aceleración final.

a_{oy} Aceleración inicial en Y.

a_{ox} Aceleración inicial en X.

A_b Área de quemado.

A_c Área e la zona convergente.

A_e Area de salida de la tobera.

A_t Area de la garganta de la tobera.

C^* Velocidad caracteristica.

D_e Diametro de salida.

D_t Diametro de la garganta.

F Empuje.

HTPB hydroxyl-terminated polybutadiene.

g Fuerza de gravedad.

I_{sp} Impulso especifico.

L_i Longitud en la zona convergente.

L_e Longitud en la zona divergente.

LEO Low orbit earth.

L_c Longitud de la cámara de combustión.

$\ln$ Logaritmo natural.

L_{tox} Longitud del tanque oxidnte.

m Masa total del motor cohete.

M_{comb} Masa combustible.

M_e Numero Mach a la salida.

m_f Masa final.

m_o Masa inicial.

m_{ox} Masa oxidante.

m_p Masa del propelente.

m_{pl} Masa de la carga paga.

(MR) Relación de masas.

N_2O Óxido nitroso.

O/f Relación oxidante/combustible.

r_e Radio de salida.

r_t Radio en la garganta.

T_o Temperatura incial.

Tt Temperatura en la garganta de la tobera.

t_z Tiempo máximo.

$(u_p)_x$ Componente horizontal de aceleración.

$(u_p)_y$ Componente vertical de aceleración.

v_b Volumen de quemado.

v_c Volumen de la cámara de combustión.

v_{ox} Volumen óxidante.

v_{tox} Volumen del tanque óxidante.

v_{tox1} Volumen tapas esfericas.

v_{tox} Volumen cuerpo cilindrico.

w_p Carga propulsora útil.

y_z Altura máxima.

θ Ángulo de la zona divergente.

ρ^* Densidad en la garganta dela tobera.

ρ_{comb} Densidad combustible.

ρ_o Densidad inicial.

ρ_o Densidad oxidante.

ρ_p Densidad propelente.

λ Eficiencia de la geometría del motor.

ω Peso de despegue.