

CONSTRUCCIÓN, INTEGRACIÓN Y PRUEBAS DE LOS SUBSISTEMAS QUE
CONFORMAN EL COHETE ISAIAS I

JONATHAN RICARDO SIERRA GAMBOA
MIGUEL ANGEL LOAIZA DIAZ

FUNDACIÓN UNIVERSITARIA LOS LIBERTADORES
FACULTAD DE INGENIERÍA Y CIENCIAS BÁSICAS
INGENIERÍA AERONÁUTICA
BOGOTÁ D.C
2018

CONSTRUCCIÓN, INTEGRACIÓN Y PRUEBAS DE LOS SUBSISTEMAS QUE
CONFORMAN EL COHETE ISAIAS I

JONATHAN RICARDO SIERRA GAMBOA
MIGUEL ANGEL LOAIZA DIAZ

Trabajo de grado para optar por el título de Ingeniero Aeronáutico

Director

DIEGO ARMANDO REYES CABALLERO

FUNDACIÓN UNIVERSITARIA LOS LIBERTADORES
FACULTAD DE INGENIERÍA Y CIENCIAS BÁSICAS
INGENIERÍA AERONÁUTICA

BOGOTÁ D.C

2018

Nota de aceptación:

Firma del presidente del jurado

Firma del jurado

Firma del jurado

Bogotá, 6 de noviembre de 2018

DEDICATORIA

Dedicado a nuestras familias por el apoyo incondicional desde el inicio, por su paciencia y por guiarnos siempre, y a todas las personas que a lo largo de nuestras vidas nos impulsaron a conseguir este sueño.

AGRADECIMIENTOS

En primer lugar, a nuestras familias y a la universidad por darnos la oportunidad de cursar estos estudios y a Dios por su bendición y el tiempo de vida que nos permitió la realización de este trabajo de grado.

Gracias al ingeniero Diego Armando Reyes por su gran ayuda, ideas y apoyo constante en la realización del proyecto.

TABLA DE CONTENIDO

LISTA DE TABLAS	10
LISTA DE FIGURAS	11
LISTA DE GRÁFICAS	15
LISTA DE ECUACIONES	16
LISTA DE ANEXOS	17
GLOSARIO	18
INTRODUCCIÓN	20
PROBLEMA DE INVESTIGACIÓN	21
OBJETIVOS	23
JUSTIFICACIÓN	24
1 MARCO DE REFERENCIA	25
1.1 MARCO CONCEPTUAL	25
1.1.1 Operación y características del cohete	25
1.1.2 Etapas de vuelo	28
1.1.2.1 Lanzamiento	29
1.1.2.2 Elevación	29
1.1.2.3 Apogeo	29
1.1.2.4 Eyección	30
1.1.2.5 Recuperación	30
1.1.3 Cohete Sonda	30
1.1.3.1 Sistema de Ignición	31
1.1.3.2 Sistema de Propulsión	32

1.1.3.3	Sistema Estructural	46
1.1.3.4	Sistema de Dirección	47
1.1.3.5	Sistema de Carga Útil	48
1.1.3.6	Sistema de Recuperación	50
1.2	MARCO HISTÓRICO	52
1.2.1	Contexto nacional	53
1.3	MARCO INSTITUCIONAL	57
1.4	MARCO GEOGRAFICO	59
1.5	MARCO LEGAL	61
1.5.1	Clasificación del Cohete ISAIAS I	62
1.5.2	Normativas y reglamentos del Cohete ISAIAS I	64
2	METODOLÓGIA	66
2.1	TIPO DE INVESTIGACIÓN	66
2.2	MÉTODO DE INVESTIGACIÓN	66
2.3	FASES METODOLÓGICAS	69
2.3.1	Fase de Desarrollo	69
2.3.2	Fase de Integración	70
2.3.3	Fase de Pruebas	70
3	DESARROLLO DE LA METOLOGÍA	71
3.1	SUBSISTEMA DE IGNICIÓN	71
3.1.1	Concepto Preliminar	71
3.1.2	Análisis, Evaluación y Diagnóstico	71
3.1.3	Metodología de Diseño	73
3.1.3.1	Ignitor	73
3.1.3.2	Circuito	75
3.1.4	Montaje y Especificaciones	75
3.1.5	Pruebas	78
3.1.5.1	Pruebas de ignitores	78

3.1.5.2	Prueba de ignición en motor cohete	78
3.2	SUBSISTEMA DE PROPULSIÓN	80
3.2.1	Concepto Preliminar	80
3.2.2	Análisis, Evaluación y Diagnóstico	80
3.2.2.1	Propelente sólido	82
3.2.2.2	Tobera	84
3.2.2.3	Retenedor de tobera	85
3.2.2.4	Cámara de combustión	86
3.2.2.5	Presión en la cámara	87
3.2.3	Metodología de Diseño	90
3.2.3.1	Retenedor de tobera	91
3.2.3.2	Tapa del motor	94
3.2.4	Fabricación y Montaje	95
3.2.5	Pruebas	100
3.2.5.1	Prueba de fugas	100
3.2.5.2	Banco de pruebas	103
3.3	SUBSISTEMA DE ESTRUCTURA	106
3.3.1	Concepto Preliminar	106
3.3.2	Análisis, Evaluación y Diagnóstico	106
3.3.3	Metodología de Diseño	107
3.3.3.1	Cono	107
3.3.3.2	Cuerpo	109
3.3.3.3	Aletas	110
3.3.3.4	Soporte del motor	111
3.3.4	Fabricación y Montaje	113
3.3.5	Pruebas	121
3.4	SUBSISTEMA DE CARGA ÚTIL	122
3.4.1	Concepto Preliminar	122
3.4.2	Análisis, Evaluación y Diagnóstico	122
3.4.3	Metodología de Diseño	123
3.4.3.1	G-Wiz HCX Flight Computer	123

3.4.3.2	Soporte de la computadora	125
3.4.4	Fabricación y Montaje	127
3.4.5	Pruebas	129
3.4.5.1	Simulación computacional en OpenRocket	129
3.5	SUBSISTEMA DE RECUPERACIÓN	136
3.5.1	Concepto Preliminar	136
3.5.2	Análisis, Evaluación y Diagnóstico	136
3.5.3	Metodología de Diseño	139
3.5.3.1	Paracaídas	139
3.5.4	Fabricación y Montaje	140
3.5.4.1	Mecanismo de eyección	140
3.5.4.2	Doblaje del paracaídas	141
3.5.5	Pruebas	143
4	INTEGRACIÓN DE LOS SUBSISTEMAS	146
5	PLATAFORMA DE LANZAMIENTO	154
6	ESPECIFICACIONES DEL COHETE ISAIAS I	156
6.1	ESPECIFICACIONES DE LOS Motores	157
6.2	ESPECIFICACIONES DE LA ESTRUCTURA	157
6.3	ESPECIFICACIONES DE RECUPERACIÓN	158
6.4	ESPECIFICACIONES DE CARGA UTIL	158
7	COSTOS DEL DESARROLLO DEL COHETE	159
	CONCLUSIONES	163
	RECOMENDACIONES	164
	BIBLIOGRAFÍA	165
	ANEXOS	170

LISTA DE TABLAS

Tabla 1. Características cohete sonda y cohete a gran escala.....	26
Tabla 2. Clasificación estándar para motores cohete	63
Tabla 3. Tiempo de encendido para 10 ignitores	78
Tabla 4. Partes y materiales	82
Tabla 5. Parámetros de fundición propelente sólido	84
Tabla 6. Propiedades del material de la cámara de combustión.....	87
Tabla 7. Especificaciones del cohete.....	156
Tabla 8 Generalidades del motor.....	157
Tabla 9. Costos de fabricación cohete Isafás I	159

LISTA DE FIGURAS

	Página
Figura 1. Etapas de vuelo del cohete sonda	28
Figura 2. Partes de un cohete sonda	31
Figura 3. Motor cohete de propelente sólido.....	33
Figura 4. Grano propelente (radial).....	35
Figura 5. Geometría del núcleo del propelente y su influencia en el rendimiento ..	36
Figura 6. Vista de segmento del quemado de grano de propelente.....	38
Figura 7. Subsistema de dirección de aletas trapezoidales	48
Figura 8. Trayectoria del vuelo de un cohete sonda	50
Figura 9. Metodología en "V"	67
Figura 10. Sistema de ignición tipo resistencia comercial.....	72
Figura 11. Hilo de níquel cromo	74
Figura 12. Armando el ignitor.....	74
Figura 13. Ignitor terminado	75
Figura 14. Subsistema de ignición	76
Figura 15. Montaje del ignitor en el motor cohete	77
Figura 16. Secuencia de expulsión del ignitor	79
Figura 17. Partes del motor cohete de propelente solido.....	81
Figura 18. Motor cohete de propelente sólido del semillero año 2015.....	81
Figura 19. Probetas de propelente solido	83
Figura 20. Tobera de grafito.....	85
Figura 21. Anillo seeger de retenedor de tobera.....	86
Figura 22. Primera propuesta de retenedor	92
Figura 23. Segunda propuesta de retenedor	92
Figura 24. Tercera propuesta de retenedor	93
Figura 25. Diseño CAD del retenedor final	93
Figura 26. Diseño CAD de la tapa	94

Figura 27. Tapa del motor.....	95
Figura 28. CAD ensamblaje del motor cohete	95
Figura 29. Componentes del subsistema de propulsión.	96
Figura 30. Retenedor final	97
Figura 31. Acople de tapa, propelente y tobera	98
Figura 32. Acople de retenedor.....	98
Figura 33. Anillo seeger en la tapa del motor	99
Figura 34. Motor cohete de propelente sólido ensamblado	99
Figura 35. Retenedor para prueba neumática	100
Figura 36. CAD Montaje para prueba neumática.....	101
Figura 37. Retenedor oficial y retenedor neumático	101
Figura 38. Montaje prueba neumática	102
Figura 39. Motor cohete en banco de pruebas Los Libertadores.....	103
Figura 40. Prueba de motor cohete (detalle de fugas).....	104
Figura 41. Análisis detallado de la prueba	105
Figura 42. Partes principales de un cohete y tipos de punta	108
Figura 43. Diseño CAD de la ojiva	109
Figura 44. Diseño CAD de tubos que conforman el cuerpo del cohete	110
Figura 45. Diseño CAD aleta trapezoidal.....	111
Figura 46. Diseño CAD soporte del motor	111
Figura 47. Diseño CAD pared de fuego	112
Figura 48. Ensamble de aletas, porta motor y cuerpo base.....	112
Figura 49. Corte transversal del tubo.....	113
Figura 50. Porta motor	114
Figura 51. Anillos	115
Figura 52. Pared de fuego	115
Figura 53. Lijado de anillos del soporte del motor.....	116
Figura 54. Aleta trapezoidal	116
Figura 55. Instalación de aletas trapezoidales	117
Figura 56. Aplicación de masilla	117

Figura 57. Aplicación de la pintura a la estructura (primeras capas)	118
Figura 58. Pintura final de la estructura	119
Figura 59. Modelo y análisis computacional del flujo sobre la estructura	121
Figura 60. Computadora de vuelo G-Wiz HCX	124
Figura 61. Soporte de la computadora de vuelo	126
Figura 62. Ubicación soporte de la computadora.....	127
Figura 63. Fabricación del soporte para la computadora.....	128
Figura 64. Instalación de la computadora al soporte	128
Figura 65. Montaje subsistema de carga útil	129
Figura 66. Lista de componentes.....	130
Figura 67. Interfase OpenRocket para seleccionar motor.....	131
Figura 68. Centro de gravedad y centro de presión.....	132
Figura 69. CAD del sistema de eyección a pistón.....	137
Figura 70. Paracaídas tipo semiesférico	138
Figura 71. Mecanismo de eyección	141
Figura 72. Doblaje del paracaídas	142
Figura 73. Subsistema de recuperación	143
Figura 74. Flujo alrededor del paracaídas a escala en túnel aerodinámico de Los Libertadores	144
Figura 75. Secuencia de despliegue del paracaídas	145
Figura 76. Vista explosionada cohete Isaías I	146
Figura 77. Subsistemas listos para integración	147
Figura 78. Acople subsistema de propulsión	148
Figura 79. Alistamiento del mecanismo de eyección	148
Figura 80. Sujeción del subsistema de carga útil.....	149
Figura 81. Acople subsistema de recuperación	150
Figura 82. Sujeción de la ojiva y carga útil a la estructura	150
Figura 83. Aseguramiento del cohete mediante el cordón elástico.....	151
Figura 84. Acoplamiento de la ojiva	152
Figura 85. Cohete Isaías I.....	153

Figura 86. Base de la plataforma154

Figura 87. Isaías I en la plataforma del lanzamiento.....155

LISTA DE GRÁFICAS

	Página
Gráfica 1. Variación del esfuerzo de fluencia con la temperatura	89
Gráfica 2. Distribución de los esfuerzos sobre la pared de la cámara	90
Gráfica 3. Altitud vs tiempo	132
Gráfica 4. Velocidad vs tiempo	133
Gráfica 5. Altura vs velocidad	133
Gráfica 6. Masa vs tiempo	134
Gráfica 7. Número Mach vs tiempo.....	134
Gráfica 8. Centro de gravedad y centro de presión vs tiempo	135
Gráfica 9. Coeficiente de rozamiento vs tiempo.....	135

LISTA DE ECUACIONES

	Página
Ecuación 1. Ecuación general de empuje.....	34
Ecuación 2. Taza de consumo del grano propelente.....	37
Ecuación 3. Densidad del propelente.....	37
Ecuación 4. Volumen del propelente.....	38
Ecuación 5. Taza de combustión del propelente.....	38
Ecuación 6. Impulso total.....	39
Ecuación 7. Impulso total.....	39
Ecuación 8. Impulso específico.....	40
Ecuación 9. Impulso específico.....	41
Ecuación 10. Integral de la derivada de la velocidad.....	41
Ecuación 11. Diferencia de velocidades para un cohete de una etapa.....	42
Ecuación 12. Velocidad de salida de los gases.....	42
Ecuación 13. Masa del propelente.....	42
Ecuación 14. Gasto másico.....	43
Ecuación 15. Masa de propelente en función del producto del flujo másico y el tiempo del proceso de combustión.....	43
Ecuación 16. Masa inicial del vehículo.....	43
Ecuación 17. Masa final del vehículo.....	44
Ecuación 18. Masa final luego de la eyección de la carga paga.....	44
Ecuación 19. Velocidad de descenso.....	139

LISTA DE ANEXOS

	Página
<u>ANEXO A</u>	170
<u>ANEXO B</u>	171
<u>ANEXO C</u>	172
<u>ANEXO D</u>	173
<u>ANEXO E</u>	174
<u>ANEXO F</u>	175
<u>ANEXO G</u>	176
<u>ANEXO H</u>	177
<u>ANEXO I</u>	178
<u>ANEXO J</u>	179
<u>ANEXO K</u>	180
<u>ANEXO L</u>	181
<u>ANEXO M</u>	182
<u>ANEXO N</u>	183
<u>ANEXO Ñ</u>	184
<u>ANEXO O</u>	185
<u>ANEXO P</u>	186
<u>ANEXO Q</u>	187
<u>ANEXO R</u>	188

GLOSARIO

Apogeo: Punto más alto que alcanza un cohete durante su trayectoria, antes de iniciar su descenso.

Cámara de combustión: Es el lugar de los motores cohete donde se realiza el proceso de combustión del propelente.

Centro de presiones (CP): es el lugar donde se concentran todas las fuerzas aerodinámicas normales que actúan sobre un modelo de cohete durante su vuelo. Es decir, es el punto donde actúa la “Fuerza Normal” resultante de todas las fuerzas de presión que ejerce el aire sobre la superficie del modelo.

Centro de gravedad (CG): El Centro de gravedad de un cuerpo es el punto donde se encuentra aplicada la resultante de la suma de todas las fuerzas gravitatorias que actúan sobre cada una de las partículas del mismo. Es el lugar donde se concentra todo el peso del cohete.

Cohete sonda: Un cohete sonda es un pequeño cohete que lleva instrumentos para estudiar la atmósfera superior de la tierra o para realizar observaciones astronómicas desde por encima de la atmósfera.

Empuje: Fuerza que actúa sobre un vehículo, acelerándolo con respecto a un marco fijo de referencia.

Eycción: Es cuando se activa el sistema de expulsión del paracaídas, con el propósito de desplegarlo y tener un retorno del vehículo en buen estado.

Flujo másico: Es la magnitud que expresa la variación de la masa en el tiempo.

Ignitor: Es un dispositivo que genera las condiciones eléctricas necesarias para iniciar el encendido del propelente.

Impulso específico: Es considerado como el empuje producido por unidad de masa (ej. Lb. o Kg.) del propelente sobre el tiempo de combustión de 1 segundo. El Impulso Especifico que el propelente es capaz de producir es la clave del rendimiento del sistema propulsor.

Masa: Es la cantidad de materia que posee un cuerpo.

Numero mach: Cociente entre la velocidad del flujo gaseoso en una sección determinada y la velocidad del sonido en esa misma sección.

Ojiva: Es la parte delantera de un cohete o proyectil y adquiere su nombre ya que tiene dos curvas que se unen en un extremo generando una punta.

Paracaídas: Es un objeto creado para disminuir de forma gradual la velocidad de un cuerpo en caída libre.

Presión: Es una magnitud física que mide como la proyección de la fuerza en dirección perpendicular por unidad de superficie, y sirve para caracterizar cómo se aplica una determinada fuerza resultante sobre una línea.

Propelente: Son sustancias muy diversas pudiendo estar en estado sólido, líquido, gaseoso o mixto. Estos propelentes reaccionan en la cámara de empuje o cámara de combustión, generando gases a alta presión y gran temperatura. Cuando estos gases salen por la tobera a gran velocidad, generan el empuje necesario para elevar y acelerar el cohete.

Trayectoria: Es la descripción del movimiento de un cuerpo teniendo en cuenta una sucesión de posiciones, esta trayectoria depende de un marco de referencia.

Velocidad Es una magnitud vectorial que se refiere a la distancia recorrida por un objeto en la unidad de tiempo.

Velocidad angular: Es una magnitud que se refiere al ángulo recorrido en unidad de tiempo.

Velocidad del sonido: Es la dinámica de propagación de las ondas sonoras, en este caso la velocidad a la que el flujo traspasa la velocidad del sonido.

INTRODUCCIÓN

El siguiente trabajo de grado contempla la construcción del cohete sonda ISAIAS I, a partir de los estudios y avances obtenidos por el grupo GICA (Grupo de Investigación en Ciencias Aeroespaciales) de la Fundación Universitaria Los Libertadores apoyado por el grupo de semilleros de investigación Aerodes&I-cohetería vigente hasta el año 2017, dejando claro que el propósito principal es integrar los subsistemas que conforman el cohete de manera que se pueda establecer un modelo capaz de asegurar el cumplimiento de la misión para la cual fue creada, en este caso el sondeo de datos de la atmosfera colombiana.

Cabe mencionar que la mayoría de los subsistemas y componentes se debieron mejorar y fabricar nuevamente puesto que el objetivo principal del proyecto es integrar de manera funcional y segura los sistemas para su posterior lanzamiento.

PROBLEMA DE INVESTIGACIÓN

ANTECEDENTES DEL PROBLEMA

El campo de la cohetaría ha dejado un notable desarrollo científico, tecnológico y social a nivel mundial, impulsando inicialmente una competencia durante los años 1957 y 1975 de grandes potencias como Estados Unidos y la ex Unión Soviética que desarrollaron vehículos capaces de atravesar la atmósfera y llevar al hombre más allá de la frontera de la misma¹. Motivados por este deseo, la alianza entre países desarrollados ha generado fortalecimiento significativo en el desarrollo tecnológico de cohetes capaces de cumplir misiones de diferentes tipos.

Actualmente en Colombia los avances en esta disciplina no son notables a nivel mundial gracias a los pocos recursos destinados a la investigación, pues aún no existe un ente regulador específico para este tipo de tecnología, ni un programa de cohetes sonda para promover el desarrollo.² No obstante, grupos académicos en diferentes universidades del país han realizado varios avances en la materia (información ampliada sección 1.2.1-Contexto nacional).

Como parte de una iniciativa en el desarrollo aeroespacial de país, desde hace varios años la Fundación Universitaria Los Libertadores cuenta con trabajos de grado y artículos realizados por estudiantes del Grupo de Investigaciones en Ciencias Aeroespaciales (GICA) y del semillero de investigación (Aerodes&I-cohetaría) llevando a cabo estudios avanzados para el desarrollo de cohetes sonda que se encarguen de la toma de datos atmosféricos. Esta serie de cohetes se denominan Isaías y Libertador.

¹ TRUJILLO, José. La Carrera espacial, breve resumen. [En línea] 30/10/2010. Disponible en: <<http://joseluistrujillorodriguez.blogspot.com/2016/09/la-exploracion-espacial.html/>>

² ROBLEDO, Jenny. Importancia del diseño y construcción de cohetes sonda en Latinoamérica, países con iniciativa. Fundación Universitaria Los Libertadores 2012.

PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA

El semillero de investigación Aerodes&l-cohetería dispone de los sistemas de recuperación, carga paga y propulsión, los cuales han sido previamente diseñados y probados de manera individual. Se propone llevar a cabo la integración de estos sistemas en pro a la construcción de un nuevo cohete sonda siguiendo los parámetros generales de diseño de la serie ISAIAS I, ya que sistemas como el de estructura y dirección (del modelo existente construido en el 2014)³ se han deteriorado con las pruebas y el tiempo.

Ahora bien, según lo anterior se plantea ¿Cómo se debe realizar el proceso de construcción, pruebas e integración de los sistemas que componen el cohete sonda ISAIAS I? con el propósito de llevar a cabo las pruebas de lanzamiento y cumplir la misión para la cual fue fabricado.

³ MURCIA, J., PACHÓN, N., Experiencia del diseño del cohete atmosférico Isaiás I por parte del semillero de investigaciones Aerodes&l-cohetería. Coningenio, Ed.4. 2014. p. 180-187.

OBJETIVOS

OBJETIVO GENERAL

- Construir, integrar y probar los subsistemas del cohete sonda ISAIAS I (clase G), dejando el mismo en condiciones para su lanzamiento.

OBJETIVOS ESPECÍFICOS

- Realizar la evaluación y diagnóstico, de los sistemas de propulsión, dirección y estructura que conforman el ISAIAS I.
- Llevar a cabo las pruebas de cada subsistema del cohete y las respectivas acciones correctivas de acuerdo a las fallas encontradas.
- Construir el nuevo sistema estructural y de dirección para el nuevo modelo.
- Integrar los sistemas de propulsión, ignición, estructura y dirección del cohete ISAIAS I.

JUSTIFICACIÓN

El desarrollo de cohetes en la formación del ingeniero aeronáutico es una actividad que comprende varios principios y temáticas muy importantes que son aplicables en la solución de problemas aeroespaciales, además de fomentar el interés práctico de incursionar en el campo de la astronáutica. Con el fin de dar continuidad al proyecto ISAIAS I, se pretende llevar a cabo la construcción de un nuevo modelo basado en una investigación de tipo comparativa; para lo cual el grupo de trabajo establece un proceso de pruebas en los sistemas con el propósito de usar la información para identificar las semejanzas, diferencias y mejoras planteadas para el modelo propuesto.

En cuanto a la importancia de los resultados arrojados, se aportará la posibilidad de establecer un protocolo para la producción de cohetes sonda mediante la integración y pruebas presentadas en este proceso. Teniendo en cuenta esto, cumplir con el objetivo del proyecto generará un impacto positivo de beneficio a la institución (en la investigación y desarrollo de tecnologías aplicables), al equipo de trabajo y a la sociedad. Cabe resaltar que los avances realizados en cohetería en un país como Colombia son triviales, sin embargo, conociendo de antemano las condiciones geográficas con respecto a la línea del ecuador de las cuales goza nuestro país y aprovechando el uso de las orbitas ultraterrestres se puede llegar a obtener resultados significativos para el desarrollo de las comunicaciones, tecnología y ciencia.

1 MARCO DE REFERENCIA

1.1 MARCO CONCEPTUAL

1.1.1 Operación y características del cohete

Los cohetes son dispositivos capaces de operar a altas velocidades y alcanzan una gran altitud, esto gracias al sistema propulsor del cohete, encargado de proporcionar el empuje necesario para que el vehículo logre vencer las fuerzas gravitacionales y cumpla una determinada misión. El empuje tiene lugar gracias a la transformación de energía química en energía mecánica.⁴

El motor cohete opera con una mezcla de combustible y oxidante llamado propelente, el cual se puede encontrar sólido, líquido o híbrido; siendo el propelente sólido el más usado en la cohetaría debido a su económica y fácil fabricación. Es la combustión del propelente en la cámara lo que causa la expansión de los gases de alta presión y temperatura en todos los puntos del cuerpo de ésta, siendo la presión y la temperatura factores de vital importancia en el diseño de la cámara de combustión. Los gases provenientes de la reacción química de la combustión son dirigidos a la tobera gracias a la geometría cilíndrica de la cámara.⁵

En la operación del cohete su masa varía gracias a la expulsión constante de masa (gases de escape acelerados) a través de la tobera del motor, la disminución de la masa del cohete también se debe al desprendimiento de las

⁴ BENSON, Tom. NASA Model Rockets and Real Rockets. [En línea] 06/12/2014. Disponible en: <<https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/rocket/rktcompare.html>>

⁵ Ibíd., Disponible en: <<https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/rocket/rktcompare.html>>

diferentes etapas del mismo, número que depende del propósito de diseño del cohete.⁶

Los cohetes que salen de la atmosfera terrestre en vuelos orbitales se les conoce como cohetes a gran escala; por el contrario, los cohetes que en su operación no salen de la atmosfera terrestre y su misión es llevar una carga paga para el registro de datos o desarrollo de experimentos se les conoce como cohete sonda, el cual es más pequeño, ya que a diferencia del cohete a gran escala no necesita tanto combustible en su operación.⁷

En la tabla 1 se muestran las características generales del cohete sonda y el cohete a gran escala.

Tabla 1. Características cohete sonda y cohete a gran escala

COHETE SONDA	COHETE DE GRAN ESCALA
4 fuerzas aerodinámicas durante el vuelo	4 fuerzas aerodinámicas durante el vuelo atmosférico
Todo el vuelo en la atmosfera, muy importante la aerodinámica	Poco tiempo en la atmosfera, aerodinámica menos importante
Vuelo propulsado muy corto	Vuelo propulsado largo
Motores cohete de propelente solido (relativamente una masa pequeña de propelente)	Motores cohete de propelente solido o liquido (gran masa de propelente)
Estabilidad pasiva (Sin control)	Estabilidad pasiva (Controlado)
Baja velocidad (El calentamiento es irrelevante)	Alta velocidad (El calentamiento es relevante)
Materiales económicos (Balso, cartón, aluminio, plástico)	Materiales costosos (Titanio, aleaciones de níquel, cerámicos)

⁶ Ibíd., Disponible en: <<https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/rocket/rktcompare.html>>

⁷ Ibíd., Disponible en: <<https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/rocket/rktcompare.html>>

Fuente: BENSON, Tom. NASA Model Rockets and Full-Scale Rockets.⁸

Un cohete sonda es sometido a cuatro fuerzas durante el vuelo; peso, empuje, sustentación y resistencia al avance. Las mismas fuerzas que actúan en un cohete a gran escala a medida que avanza a través de la atmósfera. La trayectoria de vuelo de un cohete a gran escala lo saca de la atmósfera lo más rápido posible. Por lo tanto, las fuerzas de sustentación y resistencia al avance son relativamente menos importantes para un cohete a gran escala que para un cohete que basa su operación en la atmósfera. La magnitud de las fuerzas aerodinámicas es proporcional a la densidad del aire y la densidad del aire disminuye a valores cercanos a cero en el borde de la atmósfera. Para cohetes pequeños el vuelo se desarrolla en la atmósfera inferior y los efectos aerodinámicos son muy importantes.⁹

Durante el vuelo propulsado ambos tipos de cohete usan un sistema de propulsión, normalmente los cohetes pequeños operan con motores de propelente sólido; los cohetes a gran escala pueden operar con motores cohete de propelente sólido y líquido, los motores cohete de propelente sólido son usados normalmente durante los primeros minutos del vuelo, y los de propelente líquido son usados para la propulsión en las etapas superiores del vuelo. Para un cohete pequeño el peso del propelente normalmente es el 10 – 15% del peso total del cohete. Para un cohete a gran escala el peso del propelente representa típicamente 80 – 85% del peso total del vehículo. Esta diferencia se puede deber a que los motores de un cohete sonda realizan el proceso de combustión muy rápido, usualmente unos pocos minutos. Los motores de un cohete a gran escala pueden quemar durante diez minutos para entrar en órbita.¹⁰

⁸ *Ibíd.*, Disponible en: <<https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/rocket/rktcompare.html>>

⁹ *Ibíd.*, Disponible en: <<https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/rocket/rktcompare.html>>

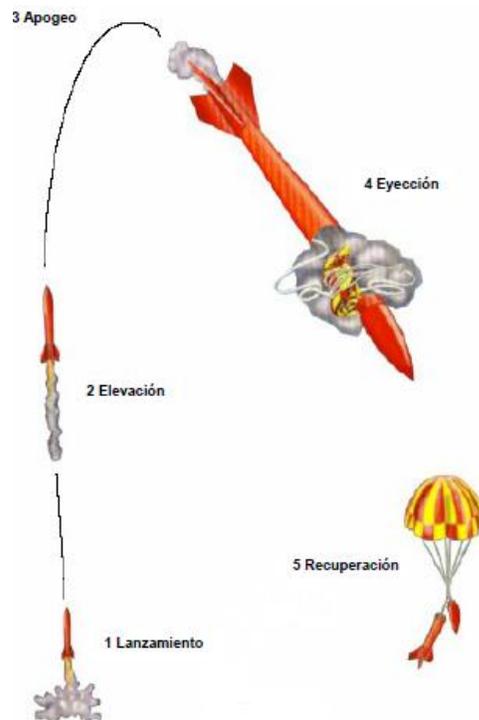
¹⁰ *Ibíd.*, Disponible en: <<https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/rocket/rktcompare.html>>

Un cohete sonda vuela a velocidades relativamente bajas (régimen transónico) por lo tanto el calentamiento del vehículo no es una preocupación y los materiales de fabricación son económicos. Por el contrario, un cohete a gran escala puede volar mucho más veloz (régimen hipersónico) y el calentamiento aerodinámico del cuerpo podría llevar al punto de fusión los materiales convencionales lo que conlleva a un costo de producción superior utilizando materiales especiales.¹¹

1.1.2 Etapas de vuelo

El cohete basa su operación de vuelo en diferentes etapas (desde el lanzamiento hasta la recuperación del vehículo).

Figura 1. Etapas de vuelo del cohete sonda



¹¹ BENSON, Tom. NASA Model Rocket Safety. [En línea]. 06/12/2014. Disponible en: <<https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/rocket/rktcompare.html>>

Fuente: RECUENCO, Jesús. Modelismo Espacial¹²

1.1.2.1 Lanzamiento

Ocurre cuando los gases de alta temperatura y velocidad se aceleran en la tobera, y generan un movimiento en sentido contrario del cuerpo cohete gracias a la tercera ley de Newton. En este momento se produce la máxima aceleración, y el vehículo se desliza por la guía de trayectoria de la lanzadera venciendo las fuerzas gravitacionales, dando inicio a la etapa de elevación.¹³

1.1.2.2 Elevación

El cohete comienza su ascenso “vertical propulsado”, hasta agotar por completo el propelente, es cuando su elevación depende de la inercia del movimiento que llevaba y cuando su velocidad vertical disminuya a cero el cohete habrá alcanzado su máxima altitud (apogeo). Parámetro que es fundamental en la recopilación de datos del cohete por medio de la computadora de vuelo.¹⁴

1.1.2.3 Apogeo

En este punto la desaceleración causada por la gravedad al cuerpo hace que la velocidad sea nula; representa la máxima altitud alcanzada y seguidamente la energía potencial gravitacional hará retornar al cohete, describiendo la trayectoria de un movimiento parabólico.¹⁵

¹² RECUENCO, Jesús. Manual del constructor de modelos espaciales. Modelismo Espacial. Libro digital. España, 2008. p. 11.

¹³ *Ibíd.*, p. 11.

¹⁴ *Ibíd.*, p. 11.

¹⁵ *Ibíd.*, p. 11.

1.1.2.4 Eyección

Es cuando se activa el sistema de eyección del paracaídas, con el propósito de desplegarlo y tener un retorno del vehículo en buen estado. La eyección suele activarse por medio de la computadora de vuelo; acción que puede ser programada para cumplirse a cierta altura, después de cierto tiempo, o en el apogeo de la trayectoria.¹⁶

1.1.2.5 Recuperación

Gracias a la acción del paracaídas en el gran aumento del drag (resistencia al avance) debido a su superficie, las aceleraciones en el cuerpo (causadas por la gravedad) se contrarrestan y la velocidad del vehículo disminuye hasta valores aceptables (7 m/s) para un buen retorno a la superficie terrestre.¹⁷

1.1.3 Cohete Sonda

Normalmente existen cuatro sistemas que componen el cohete; el sistema estructural, el sistema de carga paga, el sistema estabilizador y el sistema propulsor.¹⁸ (véase figura 2).

¹⁶ *Ibíd.*, p. 11.

¹⁷ *Ibíd.*, p. 11.

¹⁸ *Ibíd.*, p. 4.

Figura 2. Partes de un cohete sonda



Fuente: RECUENCO, Jesús. Modelismo Espacial, (2008).¹⁹

1.1.3.1 Sistema de Ignición

El sistema de ignición es el encargado del encendido del motor y dependiendo del sistema de ignición, permite un mayor nivel de seguridad, debido a que el operario puede estar a una distancia apropiada para no ser afectado en caso de un fallo en el momento del arranque del motor.²⁰

¹⁹ *Ibíd.*, p. 4.

²⁰ RIVEROS, Felipe, RODRIGUEZ, Luis., *Diseño y construcción de un cohete aficionado controlado mediante el accionamiento de una tobera de empuje vectorial*, 2010, p. 34.

Estos sistemas se diferencian en la forma de activación, es así que pueden encontrarse activados por radiofrecuencia o temporizados.

- Radiofrecuencia: Se emplea un control remoto (transmisor) y un circuito en contacto directo con el pirógeno (receptor), y mediante un pulso de activación enviado por el control se inicia la combustión del propelente.²¹
- Temporizado: El circuito está en contacto directo con el pirógeno y se inicia el conteo por el operario, que tendrá un tiempo establecido en el que se pondrá en un sitio seguro.²²

1.1.3.2 Sistema de Propulsión

La función del sistema de propulsión es generar el empuje el cual es la fuerza con la que un cohete se mueve a través del aire y del espacio, varios sistemas de propulsión desarrollan la fuerza de empuje de diferentes maneras, pero todas las fuerzas de empuje son generadas a través de alguna aplicación de la tercera ley de newton.²³

1.1.3.2.1 Motor de cohete de propelente líquido

En un motor de propelente líquido, se almacenan separados el combustible y oxidante en estado líquido, los cuales son bombeados a la cámara de combustión donde son mezclados y quemados, la combustión produce grandes cantidades de

²¹ *Ibíd.*, p. 34.

²² *Ibíd.*, p. 34.

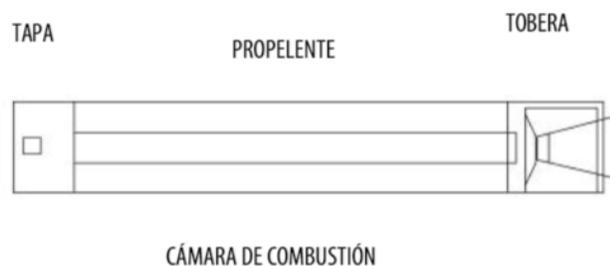
²³ BENSON, Tom. NASA Propulsion System. [En línea] 06/12/2014. Disponible en internet: <<https://spaceflight systems.grc.nasa.gov/education/rocket/rocket.html>>

gas de escape con alta temperatura y presión. Este tipo de motores son los que propulsan el transbordador espacial.²⁴

1.1.3.2.2 Motor cohete de propelente sólido

Este tipo de motores se componen básicamente por cámara de combustión (hace las veces de contenedor de grano también) y tobera propulsiva, son utilizados en misiles, además de ser los más usados en el campo de la cohetaría, por su económica fabricación. En este motor el combustible y el oxidante son mezclados juntos en un grano propelente sólido y éste contenido en un cilindro. El rendimiento del motor cohete depende mucho de las características termodinámicas y físicas del grano propelente, como el impulso específico, el poder calorífico, la velocidad de quemado, el diámetro, longitud, densidad, área de quemado, entre otras. El propelente solido se quema en el proceso de combustión generando gases a alta temperatura y presión, los cuales son acelerados por la geometría de la tobera proporcionando así la fuerza de empuje.²⁵

Figura 3. Motor cohete de propelente sólido



Fuente: Diseño de los motores cohete de propelente sólido para el despegue asistido de un vehículo aéreo no tripulado (VANT). 2012.²⁶

²⁴ BENSON, Tom. NASA liquid rocket engine. [En línea] 06/12/2014. Disponible en: <<http://www.grc.nasa.gov/WWW/K-12/rocket/lrockth.html>>

²⁵ Ibid., NASA Solid Rocket Engine. [En línea] 06/12/2014. Disponible en: <<https://spaceflight systems.grc.nasa.gov/education/rocket/srockth.html>>

²⁶ MURCIA, J., GOMEZ S. Diseño de los motores cohete de propelente sólido para el despegue asistido de un vehículo aéreo no tripulado (VANT). TecnoEsufa. Vol. 17. Bogotá 2012. p. 31.

1.1.3.2.3 Empuje

En cualquier sistema de propulsión, un fluido de trabajo es acelerado por el sistema y la reacción de esta aceleración produce una fuerza en el sistema;

Ecuación 1. Ecuación general de empuje

$$F = \dot{m} \cdot v_e + (P_e - P_{atm}) A_e$$

Fuente: NASA - Rocket Thrust²⁷

Según la ecuación 1 la cantidad de empuje producido por el sistema depende del flujo másico (\dot{m}), la velocidad de salida de los gases (v_e) y de la presión en la salida de la tobera (P_e). Nótese que la expresión general de empuje carece de un término que represente la velocidad de la corriente de aire ya que el cohete opera netamente con empuje proveniente de la combustión del propelente.²⁸

1.1.3.2.4 Propelente Sólido

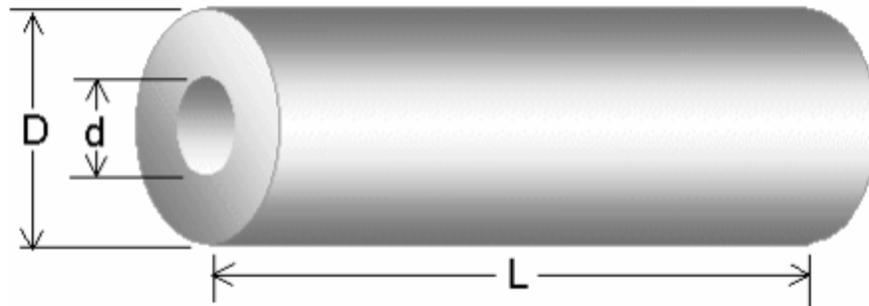
El propelente utilizado en los motores cohete amateur experimentales puede ser una composición simple, siendo la combinación de dos constituyentes principales - combustible y oxidante. Tal es el caso de los propelentes con bases de "azúcar". Los propelentes experimentales compuestos, por otro lado, pueden tener una composición un poco más compleja y contener oxidantes de varios tipos, polímeros unificadores, y hasta metales como el aluminio o el magnesio. Agentes de secado, estabilizadores de fase, y solventes pueden ser otros de los aditivos incluidos en pequeños porcentajes. Para muchos propelentes, los aditivos controlan la velocidad de quemado, acelerando o ralentizando la tasa. Puede ser agregado un opacador para absorber el calor que de otra forma sería transmitido a través del grano traslucido resultando en una combustión impredecible. Sin

²⁷ BENSON, Tom. NASA Rocket Thrust. [En línea] 06/12/2014. Disponible en: <<https://spaceflight systems.grc.nasa.gov/education/rocket/rockth.html>>

²⁸ Ibid., Disponible en: <<https://spaceflight systems.grc.nasa.gov/education/rocket/rockth.html>>

importar su composición, todos los propelentes son procesados en una forma geométrica similar, llamada grano propelente. Como regla, los granos propelentes son de forma cilíndrica para encajar perfectamente dentro del motor cohete con el fin de maximizar la eficiencia volumétrica. El grano puede consistir de un solo segmento cilíndrico (véase figura 4), o puede consistir de varios segmentos. Generalmente, un núcleo central se extiende a través de todo el grano, para acrecentar el área de superficie del propelente expuesta a la combustión inicialmente.²⁹

Figura 4. Grano propelente (radial)



Fuente: Teoría de los motores cohete de propelente sólido. Richard Nakka³⁰

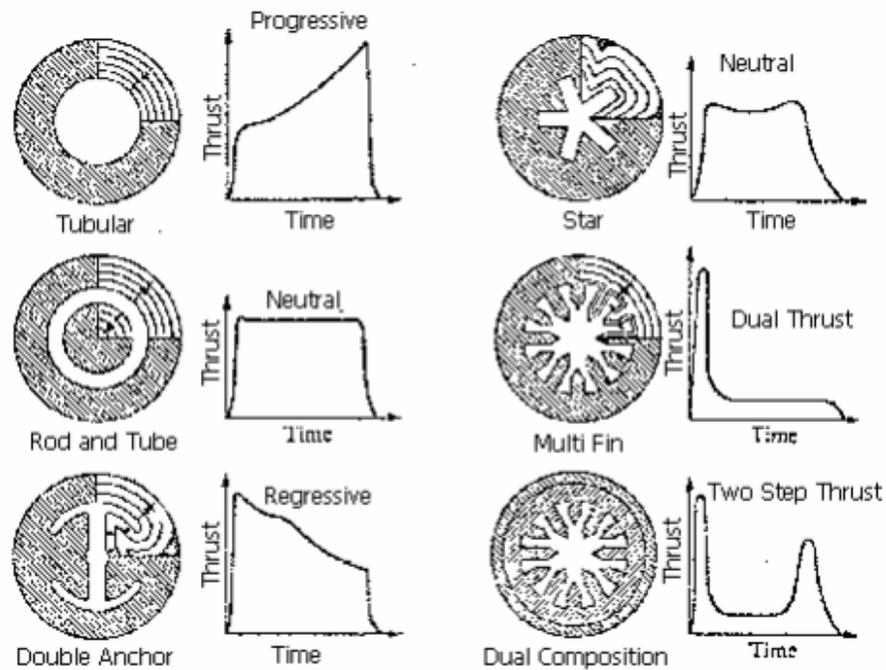
El núcleo puede tener una amplia variedad de formas como ser circular, estrella, cruz, hueso etc. de cualquier manera, para los motores amateur, la forma más comúnmente usada es la circular. La forma del núcleo tiene una profunda influencia en la forma del perfil empuje-tiempo, como se muestra en la figura 5.³¹

²⁹ NAKKA, Richard. Teoría sobre motores cohete de propelente sólido. Abril 15 del 2001. p. 7.

³⁰ Ibid., p 7.

³¹ Ibid., p 7.

Figura 5. Geometría del núcleo del propelente y su influencia en el rendimiento



Fuente: Teoría de los motores cohete de propelente sólido. Richard Nakka³²

¿Cómo influencia la forma del núcleo en la curva empuje-tiempo? El empuje (y presión de cámara) que el motor genera es proporcional al área en combustión en cualquier instante particular del tiempo. A esto se lo conoce como área en combustión instantánea. La superficie en combustión en cualquier punto sigue la dirección normal (perpendicular) a la superficie en ese punto, siendo el resultado una relación entre la superficie en combustión y la distancia quemada que depende casi exclusivamente de la forma inicial del grano y los comportamientos restringidos (inhibidos). Se puede notar que la forma de la curva empuje-tiempo cambia, con las líneas verticales correspondientes a los mismos instantes sucesivos durante el paso del tiempo. Como puede verse, el grano estrella provee una combustión casi neutral, porque el área de superficie se mantiene prácticamente constante a lo largo de la combustión. Generalmente se desea una combustión neutral porque provee una mayor eficiencia en la creación del impulso

³² Ibid., p. 8.

total, al operar más eficientemente la tobera con una presión de cámara constante.³³

La función principal que tiene el grano propelente es generar los productos de la combustión a una relación de flujo prescrita definida por:

Ecuación 2. Taza de consumo del grano propelente

$$M_g = A_b \cdot \rho_b \cdot r$$

Fuente: Teoría de los motores cohete de propelente sólido³⁴

En donde A_b es el área de combustión del propelente (consiste en la suma de todas las áreas del propelente que están expuestas a la combustión y no recubiertas por inhibidores), ρ_b es la densidad del propelente, y r es la tasa de combustión del propelente (taza de regresión de superficie o velocidad de quemado). Para el cálculo de la densidad y el área de combustión se puede asumir:

Ecuación 3. Densidad del propelente

$$\rho = \frac{m_{prop}}{V_{prop}}$$

Fuente: Teoría de los motores cohete de propelente sólido³⁵

La densidad puede ser obtenida pesando precisamente el propelente para determinar su masa, y midiendo su volumen. Para el cálculo del volumen se aplica la ecuación 4.

³³ Ibid., p 8.

³⁴ Ibid., p 33.

³⁵ Ibid., p 10.

Ecuación 4. Volumen del propelente

$$V_{prop} = \frac{\pi}{4} (D^2 - d^2) \cdot L$$

Fuente: Teoría de los motores cohete de propelente sólido³⁶

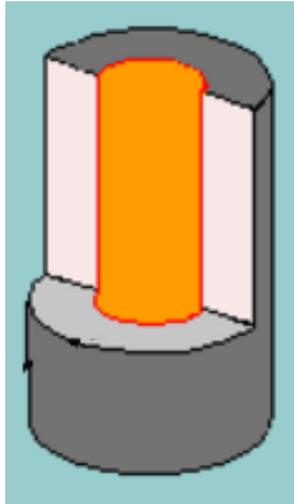
Para calcular r (tasa de combustión del propelente) usualmente dada en centímetros por segundos o pulgadas por segundos, se usa la siguiente ecuación.

Ecuación 5. Tasa de combustión del propelente

$$r = a \cdot P_0^n$$

Fuente: Rocket propulsion elements³⁷

Figura 6. Vista de segmento del quemado de grano de propelente



Fuente: Experimental Rocketry. Richard Nakka³⁸

³⁶ NAKKA, Richard. Teoría sobre motores cohete de propelente sólido. p 10.

³⁷ SUTTON George, BIBLARZ Oscar. Rocket Propulsion Elements. 7° Ed., 2001, p. 428.

³⁸ NAKKA, Op. cit., Experimental Rocketry Website [En línea]. 06/21/2003. Disponible en: <<https://www.nakka-rocketry.net/burnrate.html>>

Donde P_0 es la presión en la cámara de combustión (dada en MPa o psia), a es el coeficiente de la tasa de quemado o combustión y n es el exponente de la tasa de quemado o también llamado índice de combustión.

1.1.3.2.5 Impulso Total

Aunque el empuje es una clave importante para la caracterización de la capacidad de elevación de un motor cohete, este no provee una indicación de que tan alto será propulsado el cohete. Para esto, se necesita medir la salida total en términos de capacidad de propulsión. La clave esencial para esto es el impulso total del motor cohete, que incorpora el elemento esencial del tiempo, o la duración del empuje.³⁹

El impulso total es la fuerza de empuje (la cual varía con el tiempo) integrada sobre el tiempo de quemado.

Ecuación 6. Impulso total

$$I_t = \int_0^{t_b} F_T dt$$

Fuente: Rocket propulsion elements⁴⁰

Si se asume que el empuje es constante y que no existen gradientes entre el inicio y el final, la ecuación anterior puede simplificarse a como:

Ecuación 7. Impulso total

$$I_t = F t_b$$

Fuente: Rocket propulsion elements⁴¹

³⁹ SUTTON, Op. cit., p. 440.

⁴⁰ Ibid., p. 27.

Donde F es la fuerza de empuje del motor y t_b es el tiempo de quemado (periodo de tiempo en el cual el propelente se encuentra en combustión), lo que dimensionalmente resultaría como (N·s) o (lb·s) para el sistema inglés.⁴²

1.1.3.2.6 Impulso Específico

El Impulso Específico que el propelente es capaz de producir (sea teórico o real) es la clave del rendimiento del sistema propulsor. En su forma básica, el impulso específico es considerado como el empuje producido por unidad de masa del propelente sobre el tiempo de combustión de 1 segundo. Como tal, las unidades del impulso específico serían lb s/lb o N · s/Kg. En el conjunto de unidades inglesas, puede considerarse que lb se simplificaría, dando la unidad más convencional de segundos. Para el último conjunto de unidades, la división del impulso específico en N · s/Kg por la aceleración de la gravedad, g (9,806 m/s) resulta en dar segundos.⁴³

La siguiente ecuación dará un valor de impulso específico promediado en el tiempo para cualquier sistema de propulsión en cohetes, en particular donde el empuje varía con el tiempo. Los valores de impulso específico pueden ser obtenidos por integración o determinando valores para F y \dot{m} durante intervalos cortos de tiempo.

Ecuación 8. Impulso específico

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

Fuente: Rocket propulsion elements⁴⁴

⁴¹ Ibid., p. 27.

⁴² NAKKA, Richard. Teoría sobre motores cohete de propelente sólido. p 29.

⁴³ Ibid., p 31.

⁴⁴ SUTTON George, BIBLARZ Oscar. Rocket propulsion elements. 7° Ed., 2001, p. 28.

Para valores constantes de empuje y flujo de propelente, la ecuación anterior puede ser simplificada, en donde m_p es la masa total efectiva del propelente y g_0 la gravedad local (se asumen condiciones de un día (ISA)⁴⁵ (el producto de estos dos valores representa el peso del grano):

Ecuación 9. Impulso específico

$$I_s = \frac{I_t}{(m_p g_0)}$$

Fuente: Rocket propulsion elements⁴⁶

1.1.3.2.7 Rendimiento del Cohete

La operación del cohete se basa en la expulsión de masa (gases calientes a alta velocidad y baja presión) a través de la tobera propulsiva; lo cual hace que el cohete sea un sistema de masa variable, siendo así, la velocidad también varía en el tiempo en función de la masa.

Con el propósito de saber el cambio de velocidades durante la combustión en función de la masa inicial y final (m_i, m_f), se utiliza la siguiente ecuación

Ecuación 10. Integral de la derivada de la velocidad

$$\int_{v_i}^{v_f} dv = v_e \int_{m_i}^{m_f} \frac{dm}{m}$$

Fuente: Rocket propulsion elements⁴⁷

⁴⁵ *Ibíd.*, p. 28.

⁴⁶ *Ibíd.*, p. 28.

⁴⁷ *Ibíd.*, p 104.

Ecuación 11. Diferencia de velocidades para un cohete de una etapa

$$\Delta v = v_e \ln \frac{m_{i1}}{m_{f1}}$$

Fuente: Rocket propulsion elements⁴⁸

Como en la ecuación 9 ya se ha definido el impulso específico, se puede multiplicar con el valor de la gravedad, hallando así, la velocidad de salida de los gases. Esta velocidad se asume ideal, es decir uniforme en toda el área transversal de salida de la tobera, ya que realmente no lo es y es muy difícil medirla con precisión.

Ecuación 12. Velocidad de salida de los gases

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

Fuente: Rocket propulsion elements⁴⁹

Ecuación 13. Masa del propelente

$$m_{prop} = m_i - m_f$$

Fuente: Rocket propulsion elements⁵⁰

1.1.3.2.8 Gasto másico en la salida de la tobera propulsora

El gasto másico del flujo en la salida de la sección divergente de la tobera se puede determinar con la relación de la masa de propelente y el tiempo del proceso de combustión.

⁴⁸ *Ibíd.*, p. 104.

⁴⁹ *Ibíd.*, p. 29.

⁵⁰ *Ibíd.*, p. 30

Ecuación 14. Gasto másico

$$\dot{m} = \frac{m_{prop}}{t_b}$$

Fuente: Rocket propulsión elements⁵¹

Se observa que a partir de la anterior ecuación se puede determinar matemáticamente la masa del propelente.

Ecuación 15. Masa de propelente en función del producto del flujo másico y el tiempo del proceso de combustión

$$m_{prop} = t_b \cdot \dot{m}$$

Fuente: Rocket propulsión elements⁵²

1.1.3.2.9 Masa del vehículo

El cuerpo tiene una masa inicial m_i , la cual está compuesta por la masa del propelente (m_{prop}), la masa estructural de la etapa (m_s), y la masa de la carga paga (m_{pl}). Dado el hecho de que el cohete ISAIAS I se compone de una etapa, se puede determinar la masa del vehículo usando las ecuaciones de Konstantín Tsiolkovski.⁵³

Ecuación 16. Masa inicial del vehículo

$$m_{i1} = m_{pl} + m_{s1} + m_{prop1}$$

Fuente: Rocket propulsión elements⁵⁴

⁵¹ *Ibíd.*, p. 35.

⁵² *Ibíd.*, p. 30.

⁵³ Mikhail S. Arlazorov. Konstantin Eduardovich Tsiolkovsky. Encyclopaedia Britannica (en inglés). 30 de agosto de 2017.

⁵⁴ SUTTON, Op., cit. p. 103.

Ecuación 17. Masa final del vehículo

$$m_{f1} = m_{pl} + m_{s1}$$

Fuente: Rocket propulsión elements⁵⁵

Ecuación 18. Masa final luego de la eyección de la carga paga

$$m_f = m_{pl}$$

Fuente: Rocket propulsión elements⁵⁶

1.1.3.2.10 Cámara de combustión

La cámara de combustión del cohete es un compartimento cilíndrico de aluminio 6065-T6, el cual debe contener el grano propelente; un extremo de la cámara está abierto para la salida de los gases (en ajuste con la tobera), el otro se mantiene sellado y reforzado, ya que en este por ser el área más pequeña de la cámara se concentran las presiones más que en la superficie lateral del cilindro. Este extremo sellado, recibe el nombre de tapa de la cámara, y es de vital importancia, ya que es allí donde el empuje se genera a causa de la tercera ley de Newton. Y su función es estar ajustado a la estructura principal del cohete, con el propósito de transmitir la energía a todo el vehículo. El uso de inhibidores térmicos en la cámara es muy importante para evitar el daño de los sistemas.

Un inhibidor es un material o recubrimiento que es lo suficientemente resistente al calor como para que cualquier superficie cubierta por el inhibidor no entre en combustión durante la duración de operación del motor. Los inhibidores en los cohetes experimentales amateur típicamente son papel o cartón, o un recubrimiento de poliéster o resina epoxy. Para el diseño de un motor, estaremos interesados en el área de combustión máxima porque esta es el área que define la

⁵⁵ Ibid., p. 103.

⁵⁶ Ibid., p. 103.

máxima presión de cámara que el motor experimentara. Es importante destacar que los productos de la combustión pueden consistir tanto de materia en estado gaseoso como en fase condensada. La fase condensada, que se manifiesta como humo, pueden ser partículas sólidas o líquidas. Solo los productos gaseosos contribuyen a la creación de presión. La fase condensada, de cualquier manera, contribuye con el empuje (rendimiento general) del motor cohete, dada su masa y velocidad.⁵⁷

1.1.3.2.11 Tobera del motor

La tobera es el elemento más importante del sistema propulsor, ya que es la encargada de acelerar y direccionar el flujo másico, además de ser una parte vital para el rendimiento del cohete, gracias al aporte hecho por Johann Bernoulli al estudio de los fluidos, se sabe que en la tobera (debido al cambio de sección transversal) el flujo aumenta su velocidad y su presión disminuye.⁵⁸

La tobera se encuentra unida mecánicamente a la cámara de combustión, bien por roscado o asegurado con pernos. El calor desarrollado durante el fenómeno de combustión del propulsor en el interior del motor se comunica a los gases generados durante el proceso recién señalado, con lo cual los gases adquieren una gran presión y temperatura, dando lugar a un flujo que se desplaza hacia la tobera.

De acuerdo a la diferencia de presiones entre la atmósfera y la cámara, las toberas se clasifican en:

⁵⁷ NAKKA, Richard. Teoría sobre motores cohete de propelente sólido. p 9.

⁵⁸ OSPINA, D., ROLDAN, L. 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. Bogotá 2013, p. 42.

- ❖ **Toberas con Expansión Óptima:** En la tobera con expansión óptima, se cumple que la presión de salida de la tobera es igual a la presión atmosférica local.
- ❖ **Toberas Subexpandidas:** La presión de salida de la tobera es mayor a la presión atmosférica local, debido a que el área de salida es muy pequeña con respecto al óptimo.
- ❖ **Toberas Sobreexpandidas:** El fluido obtiene una presión de salida más baja que la atmosférica, debido a que el área de salida es muy grande con respecto al óptimo.⁵⁹

Normalmente se utiliza para motores cohete de propelente sólido la tobera de Laval, su nombre en honor a su diseñador Gustav de Laval, quien diseñó ésta con dos secciones una convergente y otra divergente, esto con el fin de aumentar la velocidad del flujo. En la sección convergente la velocidad del flujo puede estar en régimen transónico, y en la sección divergente las velocidades ascienden a régimen supersónico, por esto el tratamiento aerodinámico que se le da al sistema es en base al análisis de flujos compresibles, ya que no se puede tratar como flujo incompresible al superar la velocidad de 0.3 Mach debido a que la densidad del flujo comienza a cambiar.⁶⁰

1.1.3.3 Sistema Estructural

La función del sistema estructural es transmitir las cargas causadas por las fuerzas presentes en el vuelo y disminuir la resistencia del vehículo al avance. Sin mencionar la importancia de la masa de este sistema para el rendimiento del

⁵⁹ PÉREZ, Sebastián. Cálculo de Motores Cohete con Propulsor Sólido, 1 ed., Madrid: Academia de Artillería, Segovia, 1999, p. 35.

⁶⁰ NAKKA, Richard. Teoría sobre motores cohete de propelente sólido. p 18.

cohete; la distribución del peso de la estructura también afecta el centro de gravedad, en consecuencia, afecta la estabilidad y el control del cohete. Un cohete se puede componer de varias etapas, pero esto depende de la cantidad de combustible que requiera para su misión.⁶¹

1.1.3.4 Sistema de Dirección

Es de vital importancia para el desarrollo de la misión que el cohete siga la trayectoria deseada, y ésta es la función del sistema de dirección, ya que puede proporcionar un vuelo estable y en algunos casos controlado. El sistema más simple y el más utilizado es el de aletas ubicadas en la superficie del cohete, las cuales generan la rotación del cuerpo sobre su mismo eje. También se puede adicionar peso en el cono o en la parte inferior del cohete para aumentar la estabilidad. El movimiento de un objeto en vuelo es una combinación de la translación del centro de gravedad y de la rotación del objeto sobre su centro de gravedad. Todos los métodos de control producen un torque sobre el centro de gravedad del cohete, causando un efecto de rotación del cuerpo en vuelo.⁶²

A través de la comprensión de las fuerzas actuantes sobre el cohete y el movimiento resultante del cuerpo, el sistema de dirección del cohete puede ser programado para interceptar objetivos o para seguir una trayectoria. Los cohetes de alta tecnología usan toberas de empuje vectorial, en donde pueden controlar el giro de la tobera (por ende, el ángulo de incidencia de los gases) con el propósito de controlar la trayectoria del cohete, otros sistemas de control se basaban en

⁶¹ BENSON, Tom. NASA Structural System. [En línea] 06/12/2014. Disponible en: <<https://spaceflight systems.grc.nasa.gov/education/rocket/structure.html>>

⁶² Ibíd., NASA Guidance System. [En línea] 06/12/2014. Disponible en: <<https://spaceflight systems.grc.nasa.gov/education/rocket/guidance.html>>

pequeños motores cohete ubicados en la superficie del cohete, encargados de realizar correcciones en la trayectoria del vehículo⁶³.

Para los cohetes sonda de baja altitud, como ejemplo el ISAIAS I que su apogeo es de 1.702 Km y su velocidad es de 1.3 M se usa un sistema de aletas trapezoidales para la estabilidad del vuelo.⁶⁴ La siguiente imagen muestra el cohete sonda ISAIAS I en donde se puede observar el sistema de aletas.

Figura 7. Subsistema de dirección de aletas trapezoidales



Fuente: Semillero de investigación Aerodes&I-coheteria de la facultad de ingeniería

1.1.3.5 Sistema de Carga Útil

Este sistema depende de la misión del cohete, las primeras cargas pagas en cohetes fueron los juegos artificiales usados para celebrar las fiestas. Después de la segunda guerra mundial muchos países desarrollaron misiles balísticos armados con ojivas nucleares como carga paga, los mismos cohetes fueron luego modificados para realizar vuelos orbitales lanzando satélites con una amplia gama de misiones como para comunicaciones, monitoreo climático, espionaje, exploración planetaria y observatorios como el telescopio Hubble. Cohetes

⁶³ Ibid., Disponible en: <<https://spaceflightssystemsgov.nasa.gov/education/rocket/guidance.html>>

⁶⁴ MURCIA J., PACHÓN N., Experiencia del diseño del cohete atmosférico Isaiás I por parte del semillero de investigaciones Aerodes&I-coheteria. Coningenio 4. 2014. p. 186.

especiales fueron desarrollados para poner a la gente en la órbita terrestre y sobre la superficie lunar.⁶⁵

1.1.3.5.1 Carga útil en un cohete sonda

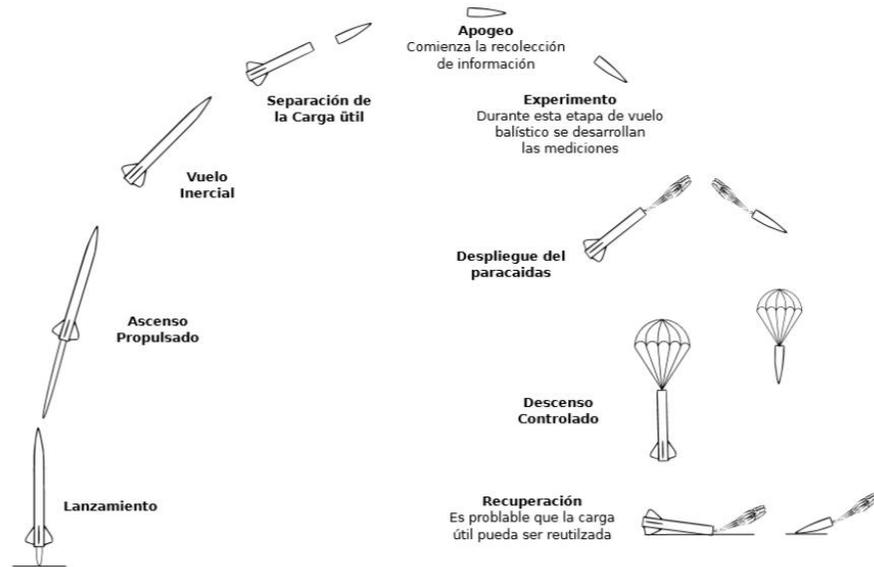
Tomando en cuenta que la operación de un cohete sonda se basa en una misión de recopilación de datos como, atmosféricos, astronómicos, geográficos, de actividad solar, entre otros. Pueden alcanzar alturas de hasta 800 millas (alcance que depende de la envergadura del cohete y de su propósito de diseño), siguiendo un movimiento parabólico, cuando se acaba el combustible finaliza la fase de impulso y empieza la fase de inercia, en donde el objeto continua moviéndose gracias a su inercia hasta alcanzar su máxima altitud o apogeo (punto en el que la velocidad vertical del cuerpo es cero), es entonces cuando la carga paga es eyectada, la cual va a durar de 5 a 20 minutos en vuelo; el tiempo es corto y depende de la altura a la que se encuentre el objeto eyectado. Pero por poco que sea este tiempo es más que suficiente para la toma y envío de datos (por medio de telemetría), o el desarrollo de algún experimento según la misión del cohete, para la toma de datos normalmente los cohetes se equipan mínimo con una computadora de vuelo, capaz de registrar el apogeo del cohete y accionar el proceso de eyección. Seguido de la toma de datos entra en juego el sistema de recuperación de la carga paga, este sistema hace que la operación de este tipo de cohetes sea relativamente económica.⁶⁶

En la figura 8, se puede observar que el perfil del vuelo de un cohete sonda es de trayectoria parabólica.

⁶⁵ BENSON, Tom. NASA Payload System. [En línea]. 28/01/2016. Disponible en: <<https://spaceflight systems.grc.nasa.gov/education/rocket/structure.html>>

⁶⁶ MARCONI, Elaine. NASA, what is a sounding rocket? [En línea] 06/12/2014. Disponible en: <http://www.nasa.gov/missions/research/f_sounding.html>

Figura 8. Trayectoria del vuelo de un cohete sonda



Fuente: Diseño conceptual aerodinámico de un cohete sonda⁶⁷

1.1.3.6 Sistema de Recuperación

Tomando en cuenta la altura que puede alcanzar el cohete es necesario contar con un dispositivo que asegure la integridad de los sistemas en su retorno a la superficie terrestre. Esta es la función del sistema de recuperación, ya que se encarga (luego de ser eyectado en el apogeo) de disminuir las velocidades de descenso de los cuerpos, por medio de un paracaídas, el cual se extiende (después de ser eyectado automáticamente) aumentando su área y generando una gran resistencia al avance; poniendo así a salvo los sistemas del cohete y los datos o resultados de experimentos, obtenidos en la misión.⁶⁸

⁶⁷ LARA, Daniel. Diseño conceptual aerodinámico de un cohete sonda. México DF, 2013, p. 44.

⁶⁸ CASTILLO, L., JIMÉNEZ, N. Diseño, desarrollo y pruebas del sistema de recuperación para el cohete sonda Libertador I. Bogotá 2014, p. 33.

El sistema de recuperación es de vital importancia para la reutilización de los otros sistemas, garantizando así el desarrollo de varias misiones con un mismo vehículo. El sistema depende del dispositivo de eyección, el cual da inicio al proceso de combustión de una pequeña carga de propelente usada para eyectar la carga paga (y a su vez el paracaídas) en la fase de vuelo apogeo.⁶⁹

⁶⁹ RECUENCO, Jesús. Manual del constructor de modelos espaciales. Modelismo Espacial. Libro digital. España, 2008. p. 6.

1.2 MARCO HISTÓRICO

Desde hace muchos siglos, el hombre ha contemplado la posibilidad de salir de la tierra y volar hacia el espacio exterior. La historia de cómo se da origen a los cohetes en nuestra civilización es incierta, aunque se atribuyen leyendas antiguas al medio oriente y los egipcios. Desde antes del primer siglo de la era cristiana, los chinos utilizaban los primeros cohetes en sus fiestas populares, como juegos pirotécnicos.⁷⁰ Posteriormente estos elementos explosivos fueron convirtiéndose, a través de los años, con ingenio y malicia en armas para emplearse con fines tácticos, siendo posiblemente su primera utilización durante la guerra entre los tártaros y los chinos en el año 85 d.C.⁷¹

Muchos siglos después, un peruano llamado Pedro Paulet Mostajo realiza investigaciones donde desarrolla un pequeño motor cohete de más de dos kilos de peso, logrando un centenar de gramos de fuerza. Sus avances hacen que, en 1902, un maestro de escuela ruso, llamado Konstantín Eduardovich Tsiolkovski quien anteriormente en el año de 1883 expusiera los principios para el desplazamiento de un cohete en el vacío, tomara los modelos del ingeniero peruano para diseñar una nave a retropropulsión para viajes interplanetarios.⁷²

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

⁷⁰ BOLÍVAR, M., SABOGAL, A. Más que un sueño, una realidad. Historia preliminar de la cohetería en Colombia. Asociación Astronáutica Colombiana ASTCOL, Bogotá 2011, p. 1.

⁷¹ GATLAND, Kenneth. Los inicios de la exploración del espacio. Volumen II. Biblioteca de divulgación científica Muy Interesante. 1985 Ediciones Orbis S.A.

⁷² BOLÍVAR, Op., cit., p. 1.

de “Astronáutica”. Este hecho, y la puesta en marcha del primer cohete de combustible líquido el 16 de Marzo de 1926 por parte de Robert H. Goddard ⁷³, hicieron que la cohetaría se popularizara de tal manera, que diversos entusiastas en todo el mundo quisieran apoderarse de esos conocimientos y aplicarlos a diversos intereses, pasando por autopropulsores para desplazarse por la nieve, atados a la espalda, hasta cohetes de combustible sólido y líquido en la parte posterior de autos de carreras, conservando en algunos pocos los nobles ideales de utilizarlos para llegar al espacio.⁷⁴

1.2.1 Contexto nacional

Uno de los pioneros de la cohetaría en Colombia, fue Isaías Moreno Moncada, más conocido entre sus compañeros del servicio militar y posteriormente en su trabajo de metalmecánico como “el científico”. Este cundinamarqués, oriundo de la población de Tocaima, quien con su corto capital privado logro diseñar, construir y lanzar sus propios cohetes. A los dieciséis años de edad, construyó el primer cohete denominado Seek I, de 30 cm de longitud aproximadamente, lo lanzo el 26 de diciembre de 1960, alcanzando a solo desplazarse varios metros sobre la superficie del terreno. El siguiente intento se realizó el 18 de abril de 1961, construyendo un cohete de 120 cm de longitud y logrando una altura de 80 metros aproximadamente. Este se denominó como Seek II.⁷⁵

Después de tener éxito con los dos primeros cohetes, lanzo el Tequendama I logrando una altura de 300 metros. Luego quiso reutilizar dicho cohete para realizar otro lanzamiento al que denominó Vilvar I, lo que constituyó un experimento con un ser vivo. En esta primera experiencia se colocó en la parte

⁷³ GATLAND, Op., cit.,

⁷⁴ BOLÍVAR, Op., cit., p. 2.

⁷⁵ *Ibíd.*, p. 5.

superior un cuy, en la capsula denominada Ancora la cual estaba acondicionada para el singular pasajero. Lastimosamente este experimento no logro los objetivos deseados y exploto pocos metros después del despegue. Esta experiencia le sirvió para construir el siguiente cohete denominado Tequendama II, en el cual incluyo un sistema de paracaídas, al igual que su predecesor esta vez llevaría un mono en su interior.⁷⁶

Otro de los pioneros es fue Francisco Restrepo, Ingeniero Mecánico de profesión y con estudios de posgrado en el Instituto Tecnológico de Massachusetts (MIT, por sus siglas en Ingles) y que, según registros del mismo, lanzo sus cohetes desde el año de 1961. Algunos de estos cohetes han superado la barrera de los 1000 metros desde entonces, argumentando no elevarse más por razones de seguridad, lo que le ha permitido sumar desde 1960 hasta la actualidad más de 1000 lanzamientos en su designación como cohetero.⁷⁷

La actividad en cohetería no sobresale mucho, hasta los años 90, realizan el diseño y construcción de pequeños cohetes con motor de baja potencia a base de pólvora y compuestos nitratos para vuelos verticales a 1 km.⁷⁸

Para finales del siglo se realiza la misión TAMSA que consistía en la construcción de un cohete portador con sistema de lanzamiento para satélites desde las costas colombianas, esto fue elaborado entre INDUMIL, SENA, la Universidad San

⁷⁶ SILVA, Darío. Esto es enserio: Encontramos al quijote criollo de la investigación espacial. Revista Cromos. Volumen 142. 17/12/1973. p. 128 – 131.

⁷⁷ Periódico Alma Mater (1997 - 2007) – 10 años de Noticias, opiniones y análisis con el sello de la Universidad de Antioquia. Sistema de comunicaciones Universidad de Antioquia. p. 153

⁷⁸ ROBLEDO, Jenny. Importancia del diseño y construcción de cohetes sonda en Latinoamérica, Brasil y Argentina. TecnoEsufa, Vol.18. 2012. p. 7.

Buenaventura y el planetario Distrital, el resultado fue el diseño conceptual del cohete y la maqueta expuesta en el museo militar de Colombia.⁷⁹

Durante el periodo de 2000-2003: se realizaron las primeras tesis de diseño de motores cohete de combustible sólido por parte de la Universidad Nacional de Colombia y la Universidad San Buenaventura; fue creada la Comisión colombiana de cohetaría y astronáutica C3, para la promoción educativa en campo de exploración espacial, y en cabeza de Diego Alexander Garzón Alvarado, Máximo Alejandro Roa Garzón y Carlos Alberto Duque Daza; se escribe el libro “introducción a la tecnología de la propulsión”, por parte de la Universidad Nacional de Colombia.⁸⁰

En el periodo de 2006-2008: fue creada la Comisión Colombiana del espacio, con el objetivo de gestionar proyectos y grupos de investigación en ciencias espaciales, por parte de la Fuerza Aérea Colombiana-FAC; la universidad de Antioquia, EAFIT y la universidad Bolivariana, crearon el grupo Inges Aerospace, llamado como de cohetaría paisa, y para desarrollar cohetes de etapas, de propulsión solida; la universidad Nacional creó el grupo de investigación en cohetaría hidráulica; la Fundación Universitaria los Libertadores creó el grupo de propulsión espacial, que desarrollo motores cohete de combustible sólido supersónicos para experimentaciones en la atmosfera y posibles cohetes sonda, esto dio como resultado la tesis, desarrollo de un posible cohete portador de satélites colombianos; la Universidad San Buenaventura, desarrollo el proyecto CANSAT, que consistía en la construcción de un cohete portador para un kilómetro de alcance vertical con combustibles sólidos.⁸¹

Las actividades en desarrollo de sistemas aeroespaciales han ido creciendo conforme al tiempo, en 2010: el ministerio de comunicaciones convocó la licitación

⁷⁹ BOLÍVAR, M., SABOGAL, A. Más que un sueño, una realidad. Historia preliminar de la cohetaría en Colombia. Asociación Astronáutica Colombiana ASTCOL, Bogotá 2011, p. 9.

⁸⁰ Ibid., p. 11.

⁸¹ Ibid., p. 19.

para el satélite geostacionario colombiano SATCOL; la universidad Francisco José de caldas desarrollo un pico satélite con aplicaciones en telemedicina; INDUMIL desarrollo un cohete de gran alcance; la FAC desarrollo un cohete portador de combustible líquido y tres etapas para pequeños satélites.⁸²

En 2011, la Fundación Universitaria Los Libertadores realizo aportes teóricos con las tesis en “Diseño Conceptual de un motor cohete de propulsión iónica”, y el estudio dinámico de un motor cohete iónico mediante el lenguaje computacional tipo M, se conformó el grupo GICA en donde actualmente se elabora el desarrollo, construcción y lanzamiento de cohetes con combustible sólido.⁸³

⁸² Ibid., p. 21.

⁸³ CALDERÓN, O. MURCIA, J. Diseño Conceptual y Preliminar de un Vehículo que Transporta Carga Útil de una Tonelada a Orbitas Bajas", TecnoEsufa Vol. 11. Bogotá 2009. p. 36-41.

1.3 MARCO INSTITUCIONAL

En el 2008, surge el grupo de propulsión espacial en la Fundación Universitaria Los Libertadores, el cual promueve el desarrollo de motores cohete de combustible sólido supersónicos, y cuenta con la participación de ingenieros aeronáuticos, mecánicos y electrónicos enfocados en el desarrollo de cohetes atmosféricos, y posteriormente cohetes sonda. El grupo de investigación en Ciencias Aeroespaciales (GICA) y estudiantes del semillero Aerodes&I (Aeronautical Design and Investigation) en el área de cohetería han adelantado proyectos de diseño y construcción en sistemas de cohetes sonda para la medición de datos atmosféricos como las series Isaías y Libertador.

Los cohetes sonda desarrollados por la Universidad Los libertadores para la toma de datos de la atmosfera colombiana son denominados bajo la serie Isaías, en honor al pionero de la cohetería en Colombia Isaías Moreno quien en los años sesenta, diseño los cohetes Seek y Tequendama para transportar primates a una altitud de 4 km.⁸⁴

Los sistemas de propulsión, carga paga, dirección y recuperación fueron desarrollados por los estudiantes del semillero Aerodes&I-cohetería, diseños que presentan los avances de las investigaciones, metodologías y análisis que posteriormente fueron documentados en trabajos de grado y artículos, además gracias a su trabajo en equipo, estos sistemas lograron tener un buen desempeño en las pruebas, ofreciendo la posibilidad de optimizarlos mediante el análisis de los resultados.

⁸⁴ MURCIA, J., PACHÓN, N. Experiencia del diseño del cohete atmosférico Isaías I por parte del semillero de investigaciones Aerodes&I-cohetería. Coningenio, Ed.4. 2014. p. 186.

Durante de este desarrollo se redacta el artículo “Experiencia del diseño del cohete atmosférico Isaías I por parte del semillero de investigaciones Aerodes&I-cohetería” publicado en la revista Coningenio de la Fundación Universitaria los libertadores, el cual describe el estudio de las pruebas individuales y en conjunto de los sistemas.

Las pruebas del primer prototipo del cohete ISAIAS I se llevaron a cabo en noviembre de 2011 en Villa de Leyva Boyacá, gracias al apoyo de la Fundación Científica Proyecto ELKEVE, el museo del espacio KOSMOS y el observatorio astronómico de Zaquencipá.⁸⁵

⁸⁵ *Ibíd.*, p. 186.

1.4 MARCO GEOGRAFICO

Según los códigos de seguridad para cohetes modelo de la asociación de cohetería nacional de Estados Unidos, los cohetes modelo clase G (como el ISAIAS I) deben ser lanzados en sitios cuyas dimensiones tengan por lo menos 1000 pies (304.8 m) y en condiciones meteorológicas seguras con velocidades de viento no mayores a 32.18 Km/h.⁸⁶

El municipio de Villa de Leyva cuenta con el observatorio astronómico de Zaquencipá, en donde ya se han realizado lanzamientos de cohetes modelo y cohetería deportiva (amateur) aprovechando la condición geográfica y climática de este municipio, por lo que se convierte el sitio previsto llevar a cabo el desarrollo de una práctica segura.

Villa de Leyva es un municipio colombiano ubicado en la Provincia de Ricaurte del departamento de Boyacá, está ubicado a 40 km al oeste de Tunja la capital del departamento. Fue fundada en 1572 con el nombre de Villa de Santa María de Leyva y reconocida como monumento nacional en 1954. Se caracteriza por conservar su arquitectura de estilo colonial, y por sus variados paisajes rurales que van desde la zona de páramo con sus nacimientos y reservorios de agua hasta la zona desértica. Sobresale también su enorme plaza principal, empedrada (área de 1,4 ha) que se encuentra flanqueada por viejos edificios coloniales. A Villa de Leyva se llega por vía terrestre a través de carreteras que la comunican con Tunja su capital (capital del departamento de Boyacá), con Chiquinquirá, Arcabuco y Santa Sofía (Boyacá).⁸⁷

⁸⁶ Model Rocket Safety Code., NAR. [En línea] 20/03/2016. Disponible en: <<http://www.nar.org/safety-information/model-rocket-safety-code/>>

⁸⁷ Memorias del II encuentro de Historiadores. Villa de Leyva: Alcaldía Municipal. 2000.

El municipio de Villa de Leyva cuenta con 128 km², se encuentra sobre la cadena montañosa llamada cordillera oriental que hace parte de los Andes, en la región central del departamento de Boyacá, en una zona montañosa que rodea un valle conocido desde épocas precolombinas llamado inicialmente por los indígenas valle de Zaquencipá, luego valle de Monquirá y que actualmente ocupa la provincia de Ricaurte. El pueblo se halla a 2.143 msnm.⁸⁸

Se deja claro que el objetivo es únicamente dejar el cohete ISAIAS I en condiciones de operabilidad, por lo que si se desea hacer su posterior lanzamiento se debe seguir la reglamentación descrita en el marco legal y realizar el proceso regular para determinar el lugar y la fecha de lanzamiento como lo indica la norma.

⁸⁸ Información general de Villa de Leyva. Alcaldía del municipio. 1/03/2015. [En línea] Disponible en: <https://es.wikipedia.org/wiki/Villa_de_Leyva> citado en 20 de marzo del 2016.

1.5 MARCO LEGAL

El campo de la cohería está directamente relacionado al sector aeronáutico y aeroespacial, sin embargo, en un contexto nacional y debido a que Colombia aún no cuenta con la reglamentación necesaria para la exploración espacial, nos fundamentamos bajo las leyes y regulaciones que existen en los Estados Unidos.

Entidades encargadas de regular el espacio aéreo como la FAA (*Federal Aviation Administration*) en Estados Unidos y la AESA (*Agencia Europea de Seguridad Aérea*) en Europa, están directamente relacionadas a establecer normas de operación para los cohetes de acuerdo a su clasificación.

Por lo tanto, la FAA a través de las FAR (*Federal Aviation Regulations*), formaliza la normatividad de las actividades que existen en la aeronáutica, estas normas se organizan en partes conforme al CFR (*Code of federal regulation*) por cada actividad específica de la aviación.⁸⁹

Cabe resaltar que este campo en general se divide en dos clases, los cohetes modelo y los cohetes de alta potencia. La línea divisoria entre ellos se basa en dos factores, las características del motor cohete (impulso total) y el peso de despegue del cohete. Los cohetes modelo disfrutan de la jurisdicción de la FAA a través de la regulación parte 101 de la FAR.⁹⁰

Por lo tanto, el CFR 14, Part 101, subpart C (Amateur Rockets), menciona que los cohetes con un peso por debajo de 1 libra y que vuelan con menos de 4 onzas de

⁸⁹ Aviation Safety Bureau - Federal Aviation Regulations. [En línea] 17/03/2016. Disponible en: <<http://www.aviation-safety-bureau.com/federal-aviation-regulations.html>>

⁹⁰ DEPUTY, Greg. What are the laws and regulations? [En línea] Disponible en: <<http://www.flyrockets.com/regulations.asp>>

propelente, no requieren notificación a la FAA, mientras que los grandes cohetes modelo con un peso entre 1 y 3.3 libras y volando con no más de 4.4 onzas de propelente, aunque no se les requiere permiso de la FAA, si requieren de una llamada telefónica a la torre de la FAA más cercana o al aeropuerto para la notificación de la actividad prevista.⁹¹

En lo que respecta a la operación de cohetes de alta potencia que pesen más de 3.3 libras y vuelen con una cantidad de propelente mayor a 4.4 onzas requieren un permiso de la FAA, si bien cualquier persona puede solicitar dichos permisos a la FAA, este proceso es normalmente manejado por un oficial de un club de cohetaría. Una vez se aprueba la solicitud la FAA revisa el uso normal del espacio aéreo en interés para determinar la factibilidad del cambio en las rutas de los aviones.⁹²

1.5.1 Clasificación del Cohete ISAIAS I

Cómo se muestra en la tabla 2, la clasificación estándar de los motores cohete se lleva a cabo por clases denominadas por una letra mayúscula del alfabeto entre la A y la O. Para la ordenación de las clases se toma a consideración el impulso total de los motores cohete (véase las ecuaciones 6 y 7). A continuación, se puede apreciar que los cohetes que usan un motor por encima de la clase G o que su impulso total supere los 160 Newton-segundos son denominados cohetes de alta potencia; esta denominación también aplica para aquellos cohetes cuyo peso de despegue supere los 1500 gramos.⁹³

⁹¹ Electronic Code of Federal Regulations. [En línea] Disponible en: <<https://www.ecfr.gov/cgi-bin/text-idx?c=ecfr&rgn=div5&view=text&node=14:2.0.1.3.15&idno=14>>

⁹² DEPUTY, Op., cit., [En línea] Disponible en: <<http://www.flyrockets.com/regulations.asp>>

⁹³ BARBER, Trip. National Association of Rocketry - Laws & Regulations. [En línea]. Disponible en: <<http://www.nar.org/find-a-local-club/section-guidebook/laws-regulations/>>

Tabla 2. Clasificación estándar para motores cohete

CLASIFICACIÓN	RANGO DE IMPULSO	IMPULSO TOTAL (N.S)	CATEGORIA
COHETES MODELO	1/8A	0.3125	MICRO
	1/4A	0.625	BAJA POTENCIA
	1/2A	1.25	
	A	2.5	
	B	5	
	C	10	
	D	20	
	E	40	MEDIA POTENCIA
	F	80	
	G	160	
COHETES DE ALTA POTENCIA	H	320	NIVEL 1
	I	640	NIVEL2
	J	1280	
	K	2560	
	L	5120	NIVEL 3
	M	10240	
	N	20480	
	O	40960	

Fuente: Standard motor codes. [En línea] <<http://www.nar.org>>

Para permisos de grandes altitudes son más fácilmente concedidos para operaciones en el espacio aéreo que no sea muy utilizado, por lo que los sitios de lanzamientos para estos cohetes de alta potencia y de gran alcance son frecuentemente ubicados muchas millas alejados de las grandes ciudades y de los patrones de tráfico aéreo, sin mencionar que los permisos se otorgan en lugares que estén cerca al nivel medio del mar.⁹⁴

⁹⁴ DEPUTY, Op., cit., [En línea] Disponible en: <<http://www.flyrockets.com/regulations.asp>>

El ISAIAS I pertenece a la categoría de cohetes de media potencia ya que su masa total es de 1430 gramos y el peso del propelente es de 200 gramos. Así mismo su impulso total es de 150 N-s, es decir que el motor que utiliza es de clase G y se encuentra dentro de la clasificación de cohetes modelo.

1.5.2 Normativas y reglamentos del Cohete ISAIAS I

En los Estados Unidos, organizaciones como la NAR (*National Association of Rocketry*) y TRA (*Trípoli*) practican el lanzamiento de cohetes para aficionados como actividad segura y legal bajo leyes y regulaciones del gobierno federal y de cada estado.⁹⁵ Estas organizaciones establecen códigos de seguridad en cuanto a la información, almacenamiento y estándares de uso que deben aplicar todos los interesados en el diseño, construcción e integración de los subsistemas que conforman los cohetes modelo y de alta potencia.

Tanto NAR como Trípoli tienen códigos de seguridad basados en gran medida en el Código de Seguridad de la NFPA (*National Fire Protection Association*). Los códigos NFPA para cohetes se aplican al diseño de cohetes y motores de cohetes, además de iniciar operaciones que incluyen sistemas de encendido, distancias de seguridad y especificaciones del lugar de lanzamiento.⁹⁶ Para cumplir con los estatutos que indica la norma, basamos el desarrollo de la investigación en el código NFPA 1122 (Code for Model Rocketry) como el código de seguridad que será aplicado en las fases de metodología ya que se adapta tanto en la clasificación como en la categoría del ISAIAS I, es decir cohetes modelo de media potencia.

⁹⁵ BARBER, Op., cit., [En línea]. Disponible en:
<<http://www.nar.org/find-a-local-club/section-guidebook/laws-regulations/>>

⁹⁶ DEPUTY, Op., cit., [En línea] Disponible en internet: <<http://www.flyrockets.com/regulations.asp>>

Los códigos de seguridad de Trípoli y NAR también requieren que ningún cohete contenga sistemas de guía, animales vertebrados o que se lance a más de 20 grados de la vertical.⁹⁷

⁹⁷ *Ibíd.*, [En línea] Disponible en internet: <<http://www.flyrockets.com/regulations.asp>>

2 METODOLOGÍA

2.1 TIPO DE INVESTIGACIÓN

Teniendo en cuenta que el objetivo del proyecto se basa en la construcción e integración del cohete ISAIAS I, el cual es un vehículo ya diseñado por el grupo de semilleros Aerodes&I-coheteria;⁹⁸ se determina el método comparativo como parte de la metodología en esta investigación, ya que se toma como punto de partida los diseños del cohete (de años pasados), con el fin de establecer las similitudes, diferencias y mejoras para el nuevo modelo, estableciendo avances significativos para el conocimiento en cohetería del semillero de investigación.

Esta cualificación de semejanzas y diferencias, se llevará a cabo gracias a la información obtenida en las pruebas de cada sistema, ya que dicha información es un punto de comparación, y es vital para la caracterización de parámetros operacionales del cohete.

2.2 MÉTODO DE INVESTIGACIÓN

Para la elaboración del proyecto se decidió utilizar una herramienta conocida como el “Modelo en V” el cual es un método que regula el proceso para el desarrollo de productos para las TIC (Tecnologías de la información y la comunicación). Es el estándar utilizado para el desarrollo de software de la Administración Federal Alemán y de defensa.⁹⁹ En este método se formula una secuencia de pasos en el desarrollo del ciclo de vida del proyecto. Se describen

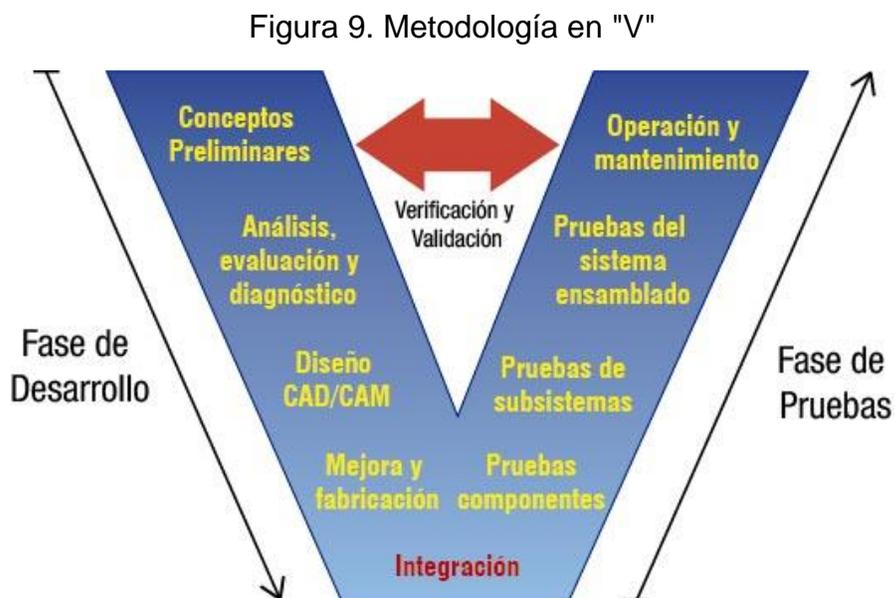
⁹⁸ MURCIA, J., PACHÓN, N. Experiencia del diseño del cohete atmosférico Isaías I por parte del semillero de investigaciones Aerodes&I-coheteria. Coningenio, Ed.4. 2014. p. 180-187.

⁹⁹ Jrodriguez. Metodología de desarrollo de software. El Modelo en V o de Cuatro Niveles. [en línea] 28/09/2008. Disponible en: <<http://www.iiia.csic.es/udt/es/blog/jrodriguez/2008/metodologia-desarrollo-sotware-modelo-en-v-o-cuatro-niveles>>

las actividades y resultados que deben producirse durante el desarrollo del producto. El lado izquierdo de la V representa la descomposición de las necesidades, y la creación de las especificaciones del sistema. El lado derecho de la V representa la integración de las piezas y su verificación. V significa «Verificación y validación»¹⁰⁰

El uso de esta herramienta junto con la reglamentación descrita en el código NFPA 1122 Code for Model Rocketry,¹⁰¹ busca minimizar los riesgos del proyecto, reducir los gastos totales y garantizar la calidad y mejora del ciclo de vida del sistema, a partir de la verificación y validación en cada una de las fases que serán empleadas durante la investigación.

Mediante el siguiente diagrama se puede ver la planificación y el resumen de las actividades a tener en cuenta para la realización del proyecto, básicamente son tres procedimientos aplicados en cada subsistema del cohete.



¹⁰⁰ FORSBERG, K., MOOZ, H., COTTERMAN, H. Visualizing Project Management (en inglés), 3ª edición, John Wiley and Sons, Nueva York, NY, 2005.

¹⁰¹ NFPA 1122 Code for model rocketry. 2002 Edition.

Fuente: Autores

- ❖ **Fase de Desarrollo** (lado izquierdo): Representa los conceptos, diseño detallado, análisis, evaluación y diagnóstico

- ❖ **Fase de Integración** (Implementación): mejora o construcción (en caso de aplicar)

- ❖ **Fase de pruebas** (lado derecho): Pruebas individuales, integración, pruebas verificación y validación del sistema en conjunto y el mantenimiento.

En la primera fase se busca conocer el estado del mismo y determinar si se deben tomar acciones con respecto a mejoras o modificaciones asegurando el cumplimiento de la misión.

Se plantea el procedimiento de mejora o construcción, tomando en cuenta que hay sistemas que deben ser mejorados, y otros que se deben construir (como el sistema estructural, de dirección y de ignición). Para los procesos de re diseño y construcción, se toma en cuenta valiosa información, compartida por compañeros ya egresados del programa; información que nos da una muy buena idea del comportamiento del sistema y de las acciones a tomar para el buen funcionamiento de éste.

Finalmente, los datos e información experimental arrojados en las pruebas serán tratados teóricamente con el propósito de describir las condiciones y parámetros operacionales del vehículo.

Luego de que los sistemas del cohete estén en condición de operar de forma segura, habrá culminado la etapa de pruebas, dando inicio a la etapa de

integración y construcción del cohete ISAIAS I. Lo que consiste básicamente en el ensamble de los sistemas dentro de la estructura y compartimentos diseñados para estos.

Con el cohete listo, se procederá a llevarlo al sitio previsto de operación, para dar comienzo al respectivo protocolo de lanzamiento. Es preciso decir que la selección y logística del sitio de lanzamiento han sido previamente coordinados por el grupo de trabajo, ya que existen protocolos de seguridad que se deben cumplir para realizar el lanzamiento de un cohete modelo clase G.

2.3 FASES METODOLÓGICAS

2.3.1 Fase de Desarrollo

En esta etapa del proyecto se toma cada sistema por separado (con el fin de hacer más eficiente el proceso), basándose en la información ya existente a cerca del sistema (si la hay) se procede a realizar la evaluación y diagnóstico de este, lo que implica practicarle una prueba para determinar si es operable, o hay necesidad de realizar mejoras. Para esta parte del proyecto, se analiza la información recopilada en el paso anterior con el fin de tomar las acciones correctivas en caso de aplicar. Las acciones de mejoras y planes de construcción serán planteadas por el grupo de trabajo, y discutidos en reuniones del semillero de investigación, con el fin de conocer la perspectiva de compañeros y docentes.

En el proceso de re diseño de los sistemas el grupo de trabajo cuenta con el software CAD Solid Edge ST8 (proporcionado por la facultad), en el cual se llevará a cabo el modelamiento del ensamble completo del cohete ISAIAS I, y de las mejoras realizadas en los sistemas. Para las mejoras y partes a fabricar se maneja un proceso de revisión documental de diseño (planos), para evitar errores de producción.

2.3.2 Fase de Integración

En esta etapa del proyecto los diferentes sistemas están operables y seguros, así que se procederá con ensamble e integración de estos dentro del sistema estructural, en compartimentos diseñados para los sistemas de propulsión, carga paga, recuperación y eyección. Es importante medir los pesos de los sistemas y determinar su centro de gravedad, ya que estos datos son necesarios para hacer los cálculos de centro de gravedad del vehículo, parámetro vital para la estabilidad del cuerpo en vuelo.

2.3.3 Fase de Pruebas

El proceso de pruebas se llevará a cabo sistema por sistema, es decir, se harán pruebas funcionales de cada subsistema para asegurar un buen desempeño del cohete en su operación, por lo tanto, la rigurosidad de las pruebas va a variar según el sistema que se esté tratando.

Por ejemplo, el sistema de propulsión será probado en el banco de pruebas de motores cohete de propelente sólido de la universidad Los Libertadores, el cual proporciona datos vitales para la caracterización operacional del cohete.

Las pruebas se verán intensificadas en sistemas de mayor importancia como el sistema de eyección, que si llegase a fallar consecuentemente se perdería la computadora de vuelo (carga útil), componente que es vital para el cumplimiento de la misión (sondeo de datos).

3 DESARROLLO DE LA METOLOGÍA

3.1 SUBSISTEMA DE IGNICIÓN

3.1.1 Concepto Preliminar

Es el encargado de encender el combustible para iniciar el funcionamiento del motor, es básicamente una fuente de calor o de chispa la cual debe tener la energía suficiente para encender el grano de propelente sólido dando inicio a la combustión dentro de la cámara para generar el empuje necesario. Existen varios tipos de sistemas de ignición, los químicos que usan materiales pirotécnicos como pólvora y otros tipos de inflamables, y los eléctricos que son más sencillos de operar y de menor costo, aunque con una eficiencia menor.¹⁰²

3.1.2 Análisis, Evaluación y Diagnóstico

Durante la valoración se puede observar que el sistema utilizado ya era eléctrico, sin embargo, carece de seguridad, aunque su funcionamiento es bastante simple.

Desarrollado por el ingeniero Saulo Gómez en la Fundación Universitaria Los Libertadores, obsoleto pues este sistema es difícil de manejar, ya que requería de una fuente de corriente alterna (recurso limitado en áreas poco pobladas ideales para probar cohetes). Además de esto, requería de un contenedor plástico con agua para insertar la resistencia y evitar el sobre calentamiento. La idea principal de este circuito es de distribuir la energía suministrada entre el ignitor y la resistencia y así evitar posibles daños en la red eléctrica a causa de corto circuito y proporcionar la corriente suficiente para activar el ignitor. Este sistema de ignición fue la respuesta a la falta de un sistema de ignición funcional en el

¹⁰² PEREZ E., BERMEJO N., FÚQUEN D., Diseño y construcción de un motor cohete que produzca 800 newton de empuje. Anexo D., Bogotá 2010.

semillero de cohetería, puesto que ya contaba con motores para pruebas, pero no se contaba con un sistema para probar los motores. En la figura 10, podemos ver el sistema de ignición tipo Resistencia comercial, en la parte inferior de la foto, se puede observar el ignitor (negro) conectado al cable de transmisión de señal (fucsia) este a su vez conectado a una resistencia comercial.¹⁰³ (véase anexo S)

Figura 10. Sistema de ignición tipo resistencia comercial



Fuente: Semillero de Cohetería Fundación Universitaria Los Libertadores

Considerando lo anterior, se desarrolló un subsistema de ignición eléctrico capaz de ser activado a una distancia segura para el equipo de trabajo y demás personas que realicen pruebas tanto en el banco o en vuelos experimentales del cohete en conjunto.

¹⁰³ VALDERRAMA, W., Diseño conceptual, preliminar y detallado de un sistema de ignición remoto para un motor cohete, Bogotá 2017, p. 19.

3.1.3 Metodología de Diseño

Teniendo en cuenta los antecedentes, se propone mejorar el diseño siguiendo los conceptos establecidos en el código NFPA 1122 Code for Model Rocketry, el cual indica que el sistema utilizado para realizar el lanzamiento del cohete debe ser remotamente controlado y operado eléctricamente. También se menciona que el sistema deberá tener un interruptor de puesta en marcha que vuelve a la posición “off” cuando se suelta.¹⁰⁴

Como objetivo principal, el equipo de trabajo se da la tarea de diseñar y fabricar un nuevo sistema de ignición que garantiza la seguridad del personal presente tanto en las pruebas de los motores cohete como en el lanzamiento del prototipo final cumpliendo con los requisitos mínimos de la norma.

3.1.3.1 Ignitor

Los ignitores son elaborados con hilo de níquel-cromo y aislados con termoencogible para proteger el sistema de cualquier contacto y así evitar un posible corto circuito en el encendido que se realiza por medio de alimentación de una batería de 12 Voltios.¹⁰⁵ A continuación, se describen los pasos establecidos en el trabajo de grado de Fabian Gómez y Huindi Leiva; para la fabricación de los ignitores:

1. Se toman 10 cm de hilo de níquel cromo, se realiza un “loop” en la mitad del hilo. Esto con el fin de generar un punto de concentración de calor.

¹⁰⁴ NFPA 1122 Code for model rocketry, 4.13 Model Rocket Ignition System

¹⁰⁵ GOMEZ, F., LEIVA H. Análisis del rendimiento del propelente solido tipo amateur mediante ballistic evaluation motor (BEM) y selección de la tobera más adecuada para su uso en el cohete sonda Libertador I. Bogotá 2015, p. 55-56.

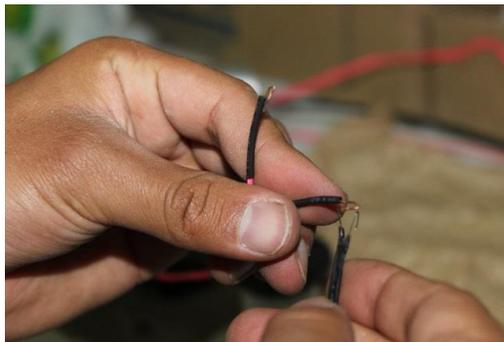
Figura 11. Hilo de níquel cromo



Fuente: Análisis del rendimiento del propelente solido tipo amateur. (2015)¹⁰⁶

2. Se recubren los dos extremos del hilo con termoencogible de calibre adecuado, evitando cubrir el punto de concentración de calor. El termoencogible es usado principalmente como aislante entre los dos extremos del hilo.
3. Se realiza una conexión entre cada extremo del hilo recubierto por termoencogible y un cable dúplex de bajo espesor.

Figura 12. Armando el ignitor

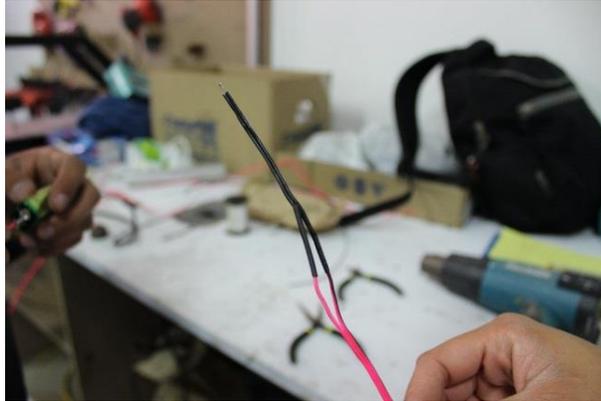


Fuente: Análisis del rendimiento del propelente solido tipo amateur (2015)¹⁰⁷

¹⁰⁶ *Ibid.*, p. 55.

¹⁰⁷ *Ibid.*, p. 56.

Figura 13. Ignitor terminado



Fuente: Análisis del rendimiento del propelente solido tipo amateur (2015)¹⁰⁸

3.1.3.2 Circuito

Consta de una caja de control con un botón de ignición, una batería de 12V, cable de señal e ignitor (véase figura 14-a). El circuito interno, tiene una entrada de poder para un batería máximo hasta 12V, un pulsador, una bobina, un relevo de 12V y una salida al cable del ignitor¹⁰⁹ (véase figura 14-b).

3.1.4 Montaje y Especificaciones

Basándonos en la norma NFPA 1122 Code for Model Rocketry, el sistema utilizado para lanzar un cohete modelo debe ser controlado a distancia y operado eléctricamente.¹¹⁰ Para hacer el montaje primero realizamos la conexión del ignitor con el extremo del cable de 20 m, cubriendo los filamentos con cinta aislante para asegurar un acople seguro de los terminales, luego introducimos el ignitor por la parte de la tobera del motor hasta que haga contacto con el propelente.

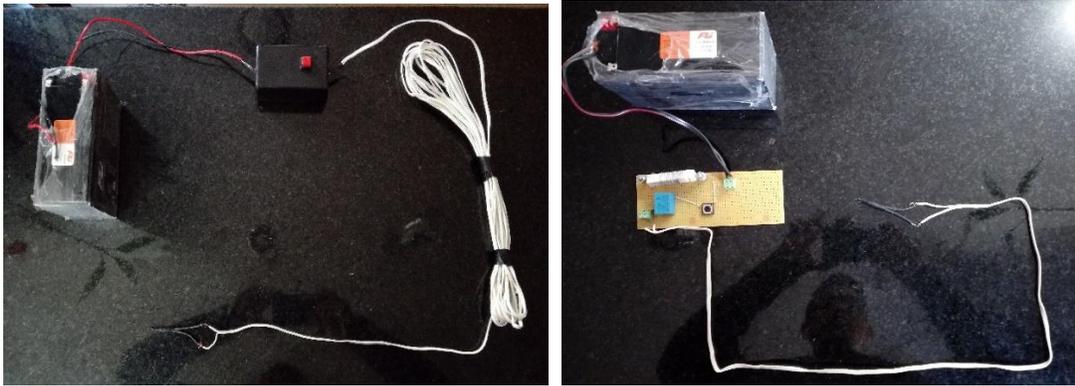
¹⁰⁸ *Ibíd.*, p. 56.

¹⁰⁹ VALDERRAMA, W., Diseño conceptual, preliminar y detallado de un sistema de ignición remoto para un motor cohete, Bogotá 2017, p. 19.

¹¹⁰ NFPA 1122 Code for Model Rocketry. 2002 Edition.

Figura 14. Subsistema de ignición

(a) Versión final, (b) Componentes internos caja de control



Fuente: Semillero de Cohetería Fundación Universitaria Los Libertadores

Este sistema de ignición tendrá como objetivo encender el motor cohete del ISAIAS I para su lanzamiento y puede ser operado en zonas apartadas en ausencia de servicio de corriente alterna, gracias a su batería de 12V mejorando su practicidad comparado con el Sistema de ignición tipo Resistencia comercial. Se puede usar un cable de señal hasta máximo 10 m de seguridad de la plataforma de lanzamiento.¹¹¹

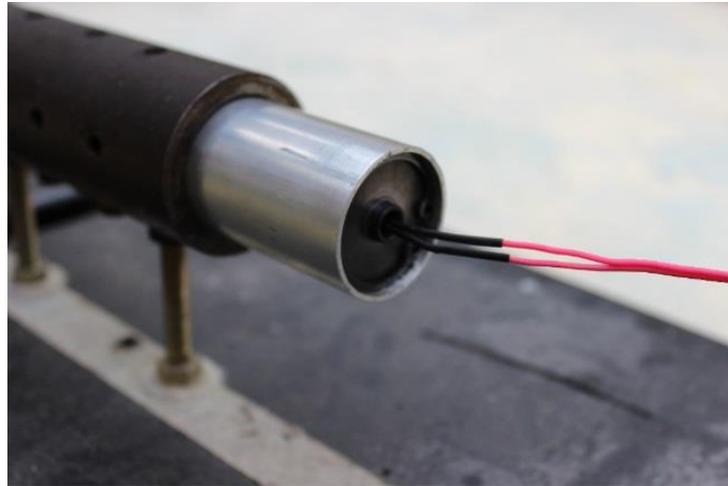
Nota: el circuito solo se debe conectar a la fuente de energía cuando el ignitor ya esté conectado de manera correcta en la terminal del circuito. Además, solo se deberá presionar el botón On/Off hasta el momento del lanzamiento.

Para ingresar el ignitor dentro del motor cohete, es importante aclarar que debe hacerse sin obstaculizar la salida de los gases al momento de la combustión ya

¹¹¹ VALDERRAMA, Op., cit., p. 20.

que sería crítico para el rendimiento del motor y perjudicial para el personal a cargo, es por eso que los cables introducidos dentro del tubo son de un mínimo calibre.

Figura 15. Montaje del ignitor en el motor cohete



Fuente: Análisis del rendimiento del propelente solido tipo amateur (2015)¹¹²

El ignitor solo se debe conectar cuando el programa de adquisición de datos este corriendo y el personal presente en la prueba este protegido por barreras de seguridad. Además, la resistencia eléctrica debe estar sumergida para evitar daños.

¹¹² GOMEZ, F., LEIVA H. Análisis del rendimiento del propelente solido tipo amateur mediante ballistic evaluation motor (BEM) y selección de la tobera más adecuada para su uso en el cohete sonda Libertador I. Bogotá 2015, p. 57.

3.1.5 Pruebas

3.1.5.1 Pruebas de ignitores

Se procede a determinar el tiempo en que se demora en iniciar la chispa una vez se presione el pulsador y cuál será su comportamiento después de encender el propelente dentro del cohete. En la tabla 3 se muestran los resultados de las pruebas del subsistema de ignición con 10 ignitores de níquel cromo para conocer el tiempo de encendido.

Tabla 3. Tiempo de encendido para 10 ignitores

Ignitor (ferro-níquel)	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	Prom.	Des est.
Tiempo para ignición (s)	4,3	3,93	4,22	3,62	3,8	4,31	3,75	4,12	4,28	3,87	4,02	0,24

Fuente: Autores

Se obtuvieron 10 tiempos de retardo del encendido y al final se calculó el tiempo promedio de ignición y su desviación estándar.

Es decir que durante 4 segundos se debe mantener oprimido el pulsador para encender el cohete o de lo contrario no se generará la suficiente resistencia eléctrica que alcance la temperatura necesaria para iniciar la combustión dentro de la cámara.

3.1.5.2 Prueba de ignición en motor cohete

Durante las pruebas de los motores cohete, se pudo observar como en una de ellas el ignitor no fue expulsado en su totalidad por la tobera y generaba

obstrucción de los gases de salida generando posibles fugas en los puntos más vulnerables del material.

Figura 16. Secuencia de expulsión del ignitor



Fuente: Autores

Esta obstrucción generada por el ignitor no presentó mayores problemas en cuanto al rendimiento del motor, sin embargo, en las otras pruebas se utilizó un retenedor de tobera diferente y observamos como el ignitor fue expulsado completamente. Por lo tanto, determinamos que el diámetro de salida del retenedor de tobera era más pequeño en comparación a los demás y no permitió que el ignitor saliera por completo después de la combustión.

Desde otro punto de vista, también se pudo determinar que el sistema de propulsión tenía fallas en cuanto a su diseño los cuales fueron necesarios corregir durante la fase de desarrollo del mismo.

3.2 SUBSISTEMA DE PROPULSIÓN

3.2.1 Concepto Preliminar

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 dirección de salida de los gases de escape.¹¹³

Los motores cohete se clasifican de acuerdo al tipo de energía que suministra el impulso, pueden ser: químicos, nucleares o eléctricos. La clasificación de cohetes químicos se divide en tres de acuerdo al estado del propelente (mezcla de combustible y oxidante): líquido, sólido e híbrido. En la rama de motores químicos, los sólidos tienen la ventaja frente a los híbridos y líquidos de ser más sencillos, económicos, utilizar menor cantidad de partes, ser más efectivos y ocupar el menor espacio en el vehículo.¹¹⁴

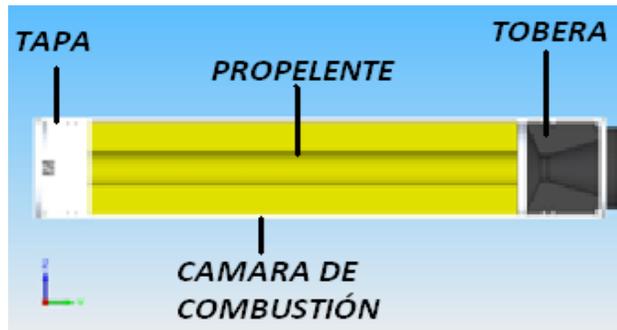
3.2.2 Análisis, Evaluación y Diagnóstico

El motor se compone básicamente por la cámara de combustión, tobera propulsiva, propelente sólido, tapa y retenedores. En la figura 17 se observa la distribución y partes de un sistema motor cohete de propelentes sólidos.

¹¹³ MURCIA J., PACHÓN N., Experiencia del diseño del cohete atmosférico Isaías I por parte del semillero de investigaciones Aerodes&I-coheteria. Coningenio, 4° Ed. 2014. p. 180-187.

¹¹⁴ HUMBLE, R., HENRY, G., LARSON, W. Space Propulsion Analysis and Design. Space Technology Series. McGraw-Hill Companies, Inc. 1995.

Figura 17. Partes del motor cohete de propelente solido



Fuente: Introducción general a la tecnología de la propulsión. (2004)¹¹⁵

El sistema motor cohete seleccionado para el cohete, hace parte de la rama de propulsión química porque utiliza propelentes sólidos para su combustión. Uno de los factores de selección para los motores cohete es el impulso específico que depende de las propiedades termoquímicas del propelente como la temperatura, la masa molecular, relación de calores específicos y la constante del gas. Entre mayor sea el impulso específico del propelente, más energía química se transforma en energía cinética, que a su vez se relaciona con la fuerza de empuje.¹¹⁶

Figura 18. Motor cohete de propelente sólido del semillero año 2015



Fuente: Autores

¹¹⁵ GARZÓN, D., DUQUE, C., ROA, M. Introducción General a la Tecnología de la Propulsión. Universidad Nacional de Colombia, Bogotá 2004.

¹¹⁶ MURCIA, Op., cit., p. 183.

En la construcción del motor se seleccionan materiales de grado aeroespacial que se caracterizan por su baja densidad y buena resistencia mecánica (Tabla 4).

Tabla 4. Partes y materiales

PARTE	MATERIAL
Tobera	Grafito
Cámara de combustión	Aluminio 6061
Tapa	Aluminio 6061
Anillo retenedor	Aluminio 6061

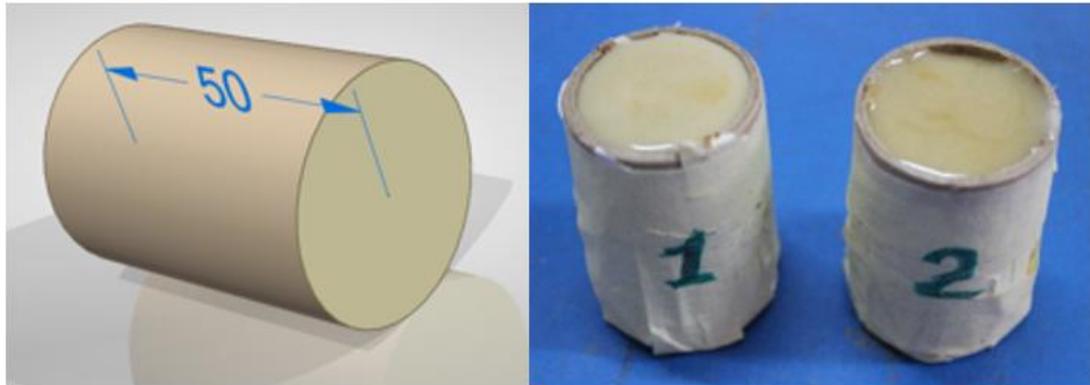
Fuente: Autores

3.2.2.1 Propelente sólido

Para el combustible que alimenta el ISAIAS I se ha escogido un propelente tipo Candy con una geometría cilíndrica (quemado tipo cigarrillo); su proceso de estandarización y fabricación se llevó a cabo por medio de un trabajo de grado en el semillero de investigación Aerodes&I-cohetería de la facultad de ingeniería en la universidad Los Libertadores.¹¹⁷ Este trabajo de grado aportó información importante para la caracterización del propelente y datos de empuje adquiridos por medio del banco de pruebas para motores cohete.

¹¹⁷ GÓMEZ, F., LEIVA H. Análisis del rendimiento del propelente solido tipo amateur mediante ballistic evaluation motor (BEM) y selección de la tobera más adecuada para su uso en el cohete sonda Libertador I. Bogotá 2015.

Figura 19. Probetas de propelente solido



Fuente: Análisis del rendimiento del propelente solido tipo amateur y selección de la tobera mas adecuada para su uso en el cohete sonda Libertador I (2015).

El propelente está compuesto de una mezcla de nitrato de potasio (KNO_3) y dextrosa (con una combinación ideal del 65% y 35% respectivamente). Es de bajo costo y fácil de fabricación, genera un impulso específico cercano a los 160 s el cual permite que los gases de escape sean expulsados en la tobera con una velocidad aproximada de 1600 m/s.¹¹⁸

En la tabla 5 se pueden apreciar los parámetros tenidos en cuenta en el proceso de fundición del propelente.

¹¹⁸ MURCIA, J., PACHÓN, N. Experiencia del diseño del cohete atmosférico Isaías I por parte del semillero de investigaciones Aerodes&I-coheteria. Coningenio, 4° Ed., Bogotá 2014, p. 180.

Tabla 5. Parámetros de fundición propelente sólido

PARAMETROS	PRUEBA 1	PRUEBA 2	PRUEBA 3
Tiempo de secado del KNO ₃ en horno	1:30:00	1:35:00	2:00:00
Cantidad de probetas fabricadas	5	6	6
Cantidad de material utilizado (KNO ₃ /Dextrosa) (g)	400 (260/140)	400 (260/140)	400 (260/140)
Temperatura de plancha para la fundición (°C)	120-140	120-140	120-140
Plancha precalentada?/Temperatura (°C)	No	Si/140	No
Intervalos de vaciado de las probetas	0:05:00	0:05:00	0:10:00
Configuración del Grano	Cilindrico	Cilindrico	Cilindrico

Fuente: Análisis del rendimiento del propelente sólido tipo amateur (2015).

Las probetas tienen una masa promedio de 60 g. Existe variación en la masa registrada para las probetas, debido a las desigualdades en el nivel de llenado de cada una, proceso que es controlado manualmente por el personal de la fundición.¹¹⁹

3.2.2.2 Tobera

El motor cohete cuenta con un ducto de geometría convergente-divergente denominado tobera, el cual se encarga de expulsar, direccionar y expandir los gases de escape producto de la combustión. El grafito R4550 o grafito de alto impacto en la tobera resiste la erosión producto de las velocidades de los gases de escape y los cambios de temperaturas cercanos a los 1600 K sin fundirse.¹²⁰

La tobera utilizada en todas las pruebas realizadas corresponde a un diseño ya fabricado, realizado por los ingenieros Jhonathan Murcia y Saulo Gómez, sin embargo, en la tesis de Fabian Gómez y Huindi Leiva se utilizaron las herramientas computacionales con el fin de realizar un estudio comparativo de las

¹¹⁹ GÓMEZ, Op., cit., p. 69.

¹²⁰ MURCIA, Op., cit., p. 183.

variables de operación de la tobera fabricada, logrando analizar mediante gráficos y tablas, el funcionamiento de la tobera.

Figura 20. Tobera de grafito



Fuente: Análisis del rendimiento del propelente sólido tipo amateur y selección de la tobera más adecuada para su uso en el cohete sonda Libertador I (2015).

3.2.2.3 Retenedor de tobera

Como se observa en la siguiente figura 21, en un principio se utilizó un anillo de presión seeger como retenedor de tobera. Esta pieza presentó un problema de sujeción en las pruebas desarrolladas en el 2015 por el Semillero Aerodes&I-coheteria. En el desarrollo de las pruebas se observó que hubo algunas fugas y debido a la alta presión de los gases la tobera salió expulsada del subsistema, rompiendo el retenedor de la tobera; en cuanto al anillo seeger de la tapa del motor, no presentó inconvenientes.¹²¹

¹²¹ GOMEZ, Op., cit., p. 97.

Figura 21. Anillo seeger de retenedor de tobera



Fuente: Análisis del rendimiento del propelente solido tipo amateur (2015)¹²²

3.2.2.4 Cámara de combustión

Es un ducto que cumple la función de almacenar el propelente solido (mezcla de combustible y oxidante) para realizar la ignición y combustión del mismo, soportando las presiones liberadas por la explosión controlada.¹²³

El diseño de la cámara de combustión en aluminio se encarga de soportar las máximas presiones calculadas alrededor de 2.5 MPa. Entre las paredes de la cámara en aluminio y el propelente se encuentra un aislante térmico el cual impide que las paredes superen los 373 K. La cámara de combustión cuenta con un factor de seguridad de 10.¹²⁴

¹²² *Ibíd.*, p. 97.

¹²³ MURCIA, J., PACHÓN, N. Experiencia del diseño del cohete atmosférico Isaías I por parte del semillero de investigaciones Aerodes&I-coheteria. Coningenio, 4° Ed., Bogotá 2014, p. 180.

¹²⁴ *Ibíd.*, p. 180.

3.2.2.5 Presión en la cámara

Para evitar escenarios indeseables debido a los esfuerzos sometidos por la alta temperatura dentro de la cámara es necesario definir la presión crítica, P_{max} como la presión máxima dentro de la cámara a la cual los esfuerzos del material inducen solamente deformaciones de tipo elástico, es decir, se conservan las dimensiones originales una vez termina la combustión.¹²⁵

Si dichos esfuerzos sobrepasan el límite de elástico o esfuerzo de fluencia, al retirarse la carga, el material presentará deformaciones plásticas de carácter permanente lo que afectará su desempeño en el siguiente ciclo de uso. Si sigue incrementando la presión indefinidamente, la pieza termina por colapsar, en el caso de un recipiente sometido a presión, el colapso implica la explosión del recipiente.¹²⁶

Tabla 6. Propiedades del material de la cámara de combustión

Material	Aluminio 6061 T6
Densidad	2770 kg/m ³
Modulo de Young	71 GPa
Razón de Poisson	0.334
Coefficiente de expansión térmica	2,3 x 10 ⁻⁵ K ⁻¹
Conductividad Térmica a 100 C	165 W/(m K)
Radio Externo, r ₀	1.5"
Espesor, t	0,035"

Fuente: Determinación de la presión crítica en la cámara de combustión en un motor cohete. TecnoEsufa. (2012)

¹²⁵ CERÓN H., GÓMEZ S. Determinación de la presión crítica en la cámara de combustión en un motor cohete. TecnoEsufa. Vol. 18. Bogotá 2012, p. 25.

¹²⁶ *Ibíd.*, p. 25.

En el caso de materiales dúctiles, como el aluminio, el criterio de falla por fluencia, deformación plástica, que se ha ajustado de mejor manera a la evidencia experimental es la denominada “Hipótesis de la Energía de Deformación”, la cual predice que este tipo de falla ocurrirá cuando la energía de deformación total en un volumen unitario alcanza o excede la energía de deformación en el mismo volumen correspondiente a la resistencia de fluencia en tensión o compresión.¹²⁷

3.2.2.5.1 Efecto de la temperatura en la resistencia

La presión crítica corresponderá a la presión, p_i , donde se cumpla:

$$\sigma' = S_y$$

La información disponible para el esfuerzo de fluencia (S_y) de un material dado corresponde a condiciones normalmente ambientales, sin embargo, la cámara de combustión de un motor cohete, se encuentra a elevadas temperaturas.¹²⁸

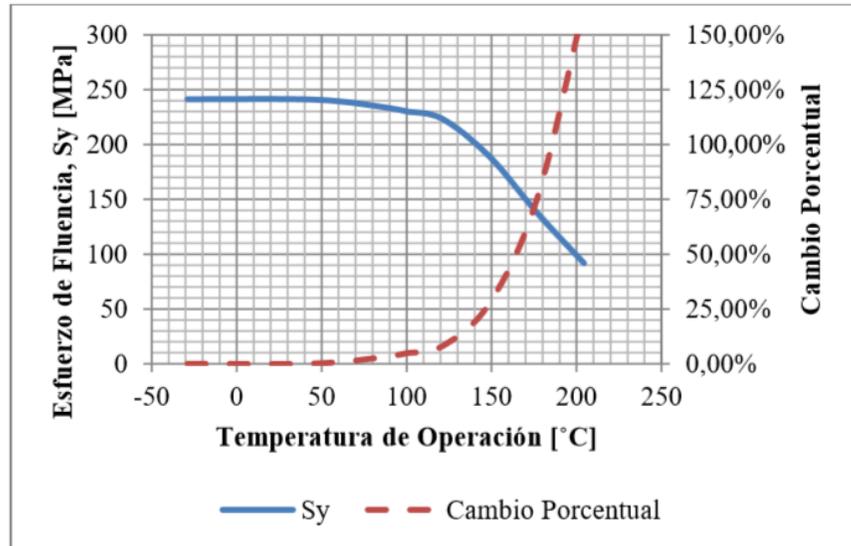
De acuerdo con información disponible en la norma ASME usada para diseño de recipientes a presión¹²⁹. El esfuerzo de fluencia del aluminio 6061 T6 varía con la temperatura. Este comportamiento se muestra en la gráfica 1.

¹²⁷ *Ibíd.*, p. 25.

¹²⁸ *Ibíd.*, p. 26.

¹²⁹ ASME Boiler and Pressure Vessel Code-Section II.

Gráfica 1. Variación del esfuerzo de fluencia con la temperatura



Fuente: Determinación de la presión crítica en la cámara de combustión en un motor cohete. TecnoEsufa. (2012)

Para este aluminio, el esfuerzo de fluencia disminuye un 5 % a 100 °C, en adelante esta magnitud decae en forma considerable.

$$S_y|_{t=100^\circ} = 230 \text{ MPa}$$

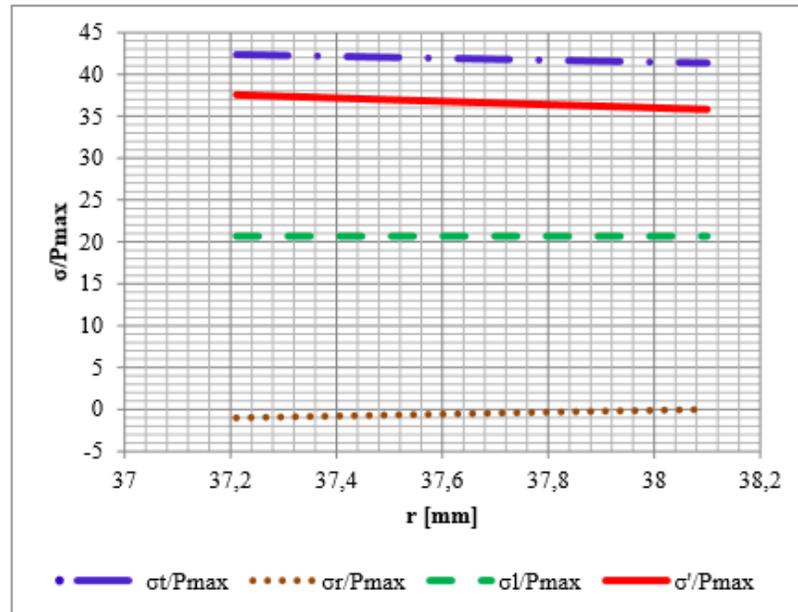
Con este valor y las ecuaciones de los esfuerzos tangencial σ_t , radial σ_r y longitudinal σ_l junto al esfuerzo de Von Mises σ , se estima la presión máxima de la cámara.¹³⁰

$$P_{Max} = 6.1 \text{ MPa}$$

En la gráfica 2 puede ser observado la relación entre cada uno de los esfuerzos descritos en las ecuaciones y la presión máxima, respecto al radio de pared.

¹³⁰ CERÓN, Op., cit., p. 26.

Gráfica 2. Distribución de los esfuerzos sobre la pared de la cámara



Fuente: Determinación de la presión crítica en la cámara de combustión en un motor cohete. TecnoEsufa. (2012)

Nótese que el esfuerzo equivalente de Von Mises, σ' , usado como criterio de falla es menor que el esfuerzo tangencial que usualmente se usa en los modelos de recipientes de pared delgada. Por lo que la aplicación de este segundo criterio resultara en diseños más conservativos, es decir, con una menor presión crítica. O mayores espesores de pared para una presión crítica determinada.¹³¹

3.2.3 Metodología de Diseño

Considerando el código NFPA 1122 Code for Model Rocketry, donde se establece que los motores cohete instalados para un cohete modelo deberán producir un impulso total de no superior a 320 N·s (72 lbs·s), pesar no más de 1500 gramos y

¹³¹ *Ibíd.*, p. 27.

tener una carga de propelente por debajo de los 125 gramos,¹³² condiciones que se cumplen para el cohete ISAIAS I, por lo que nos enfocamos en el análisis de los resultados de las pruebas de motor y combustión realizadas anteriormente y al mejoramiento del subsistema.

Teniendo en cuenta que el motor se encontró deteriorado, se procedió al modelamiento 3D de las piezas usando el software Solid Edge ST8 para iniciar la fabricación de un nuevo motor.

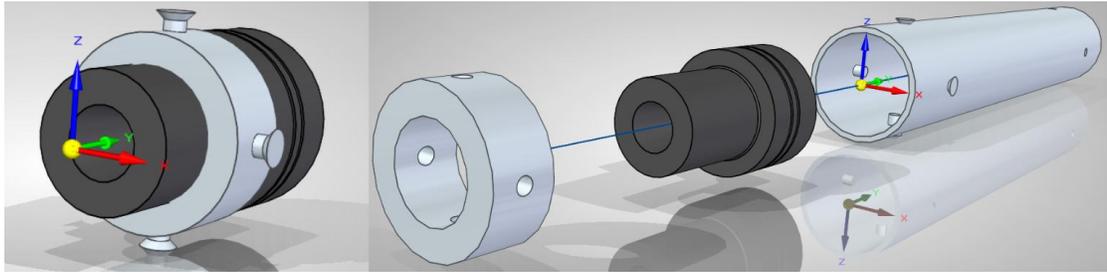
3.2.3.1 Retenedor de tobera

El principal inconveniente era mantener la tobera del motor cohete asegurada dentro de la cámara, de tal manera que, en el momento de encender el subsistema, esta no saliera expulsada debido a los gases provocados por la combustión. Considerando las fallas registradas en los resultados de las diferentes pruebas, se propone el desarrollo de una nueva pieza que cumpla la función de retener la tobera y al mismo tiempo ayude a mitigar las fugas de presión. A continuación se muestra progresivamente el diseño y las mejoras que tuvo a lo largo el retenedor.

En la figura 22 se puede observar el primer prototipo que es básicamente un anillo de aluminio con un espesor de 20 mm y 4 agujeros pasantes distribuidos simétricamente, algo muy elemental pero que cumple con el objetivo.

¹³² NFPA 1122 Code for Model Rocketry. 2002 Edition. 4.5 Model Rocket Power Limits

Figura 22. Primera propuesta de retenedor



Fuente: Autores

En el siguiente diseño se añade una pestaña en la parte superior para realizar la función de tapa, de forma que ayude a asegurar el retenedor permitiendo que no se deslice hacia adentro y ayudando a la mitigación de fugas del subsistema. De igual forma se reduce el diámetro interno del anillo a 16 mm (véase figura 23).

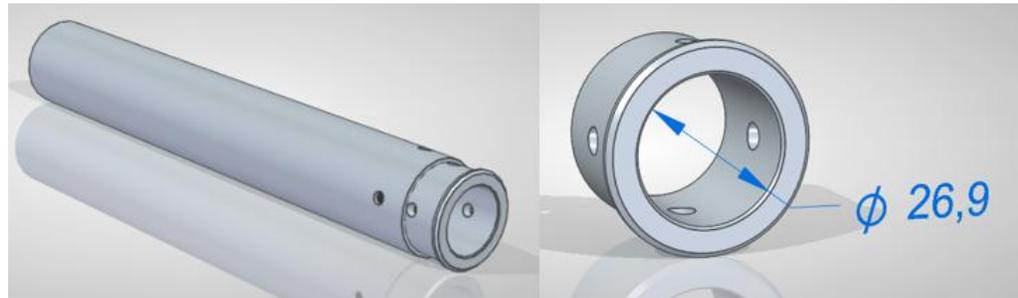
Figura 23. Segunda propuesta de retenedor



Fuente: Autores

Poco después se propone modificar las dimensiones del retenedor a 38.1 mm de diámetro externo, 25 mm de largo y un diámetro interno de 26.9 mm, sujetado a su vez por 4 pernos pasantes distribuidos simétricamente alrededor del cilindro como se observa en la figura 24, permitiendo así la utilización de diferentes tipos de tobera que fueron anteriormente fabricados por estudiantes del semillero.

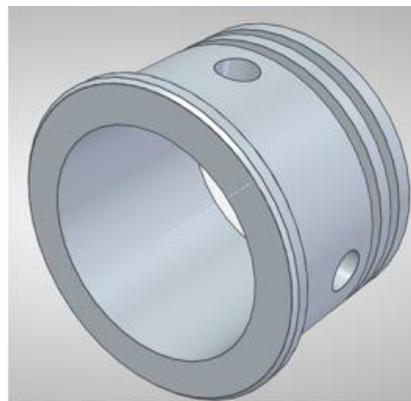
Figura 24. Tercera propuesta de retenedor



Fuente: Autores

Finalmente se diseñó un retenedor cambiando el diámetro interno a 28 mm, y el número de agujeros a de roscado finitos para disminuir los esfuerzos. A diferencia de los anteriores retenedores, se diseñan dos canaletas de 1.75 mm de profundidad donde irán sellos o'ring (sellos especiales para altas temperaturas) que se encargarán de tapar y comprimir al máximo el acoplamiento entre piezas impidiendo fugas que se pueden generar durante la combustión.

Figura 25. Diseño CAD del retenedor final



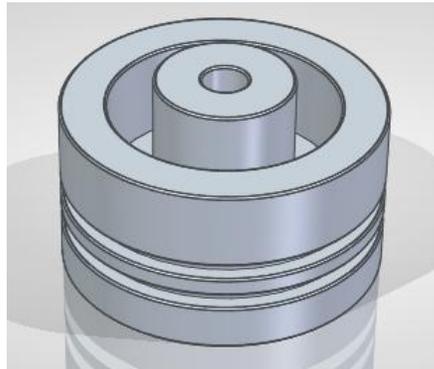
Fuente: Autores

3.2.3.2 Tapa del motor

La función principal de la tapa del motor es la de sellar en lo posible la parte superior de la cámara de combustión (evitando pérdidas de presión y daños internos al cohete), además de transmitir la fuerza de empuje a la estructura principal del cohete.¹³³

Con el propósito de que las fugas de presión disminuyan no se cambia el diseño original, pero se modifican las tolerancias en el cierre de la tapa y juntas o'ring especiales para altas temperaturas. Al igual que la tobera, estas juntas o'ring que ayudan al sellado hermético y evitan la fuga de gases de escape por las paredes.

Figura 26. Diseño CAD de la tapa



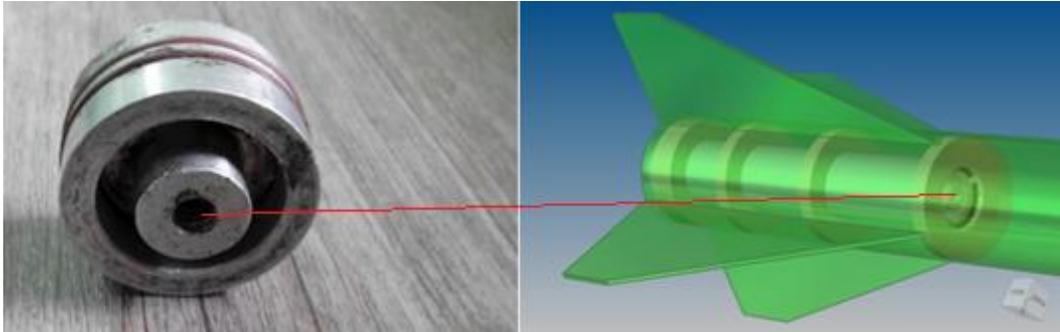
Fuente: Autores

La tapa en su centro, cuenta con un agujero roscado de 5 mm diámetro (véase figura 27-a) para asegurar el motor a la estructura mediante una armella que se conecta con la pared de fuego la cual está pegada al soporte del motor y cuerpo del cohete (véase figura 27-b).

¹³³ MURCIA, J., PACHÓN, N. Experiencia del diseño del cohete atmosférico Isaías I por parte del semillero de investigaciones Aerodes&I-cohetería. Coningenio, 4° Ed., Bogotá 2014, p. 185.

Figura 27. Tapa del motor

(a) Tapa (b) Ubicación de la tapa



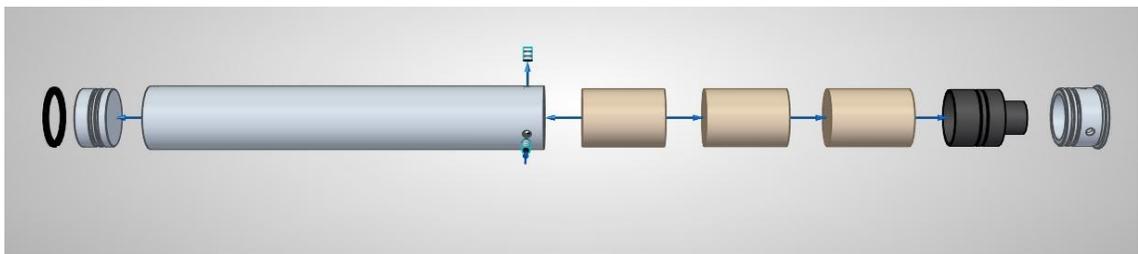
Fuente: Autores

3.2.4 Fabricación y Montaje

Una vez creados los planos de diseño en CAD y establecidos los parámetros de rendimiento del motor, se procede a construirlo con los materiales seleccionados.

En la siguiente figura se observa una vista explosionada de la ubicación que deben tener los componentes del motor cohete al momento de realizar el ensamble.

Figura 28. CAD ensamblaje del motor cohete



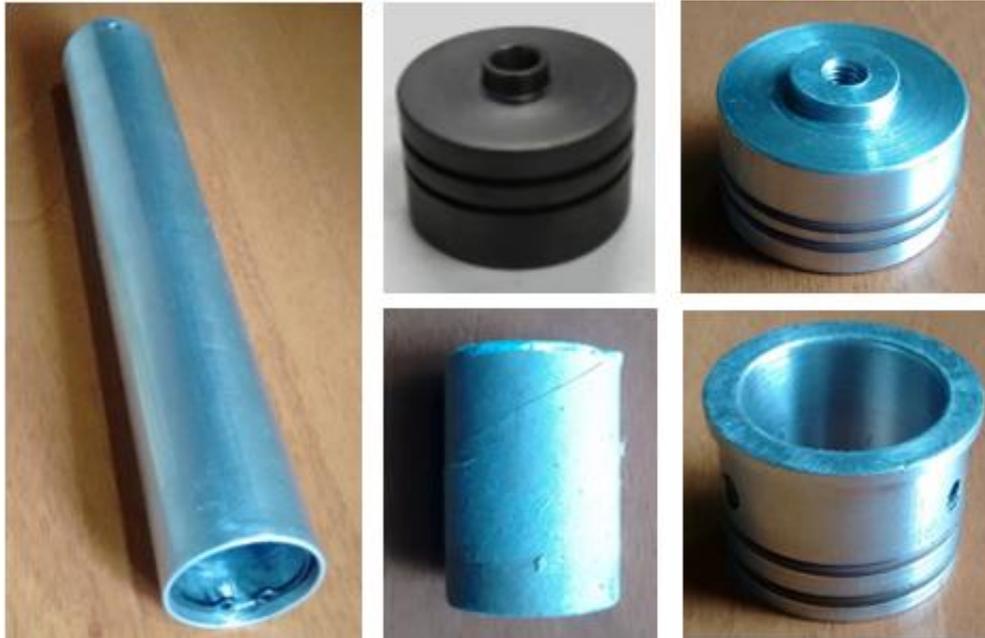
Fuente: Autores

De acuerdo al código NFPA 1122 Code for Model Rocketry, la carcasa del motor cohete debe ser metálica, recargable y que su impulso total no sea mayor a 160 N·s, un empuje promedio de no más de 80 Newton y una masa de propelente no mayor de 62.5 gramos.¹³⁴

También se integrará con todos los ingredientes pirotécnicos precargados en un papel cilíndrico o un tubo no metálico de construcción similar que no se fragmente en pedazos afilados y duros.¹³⁵ Por lo tanto debemos disponer de todos los componentes del motor cohete para acoplarlos y posteriormente realizar las pruebas de funcionamiento (véase figura 29).

Figura 29. Componentes del subsistema de propulsión.

(a) Cámara de combustión. (b) Tobera. (c) Tapa. (d) Propelente. (e) Retenedor



Fuente: Autores

¹³⁴ NFPA 1122 Code for Model Rocketry. 2002 Edition. 3.3.8* Model Rocket Motor.

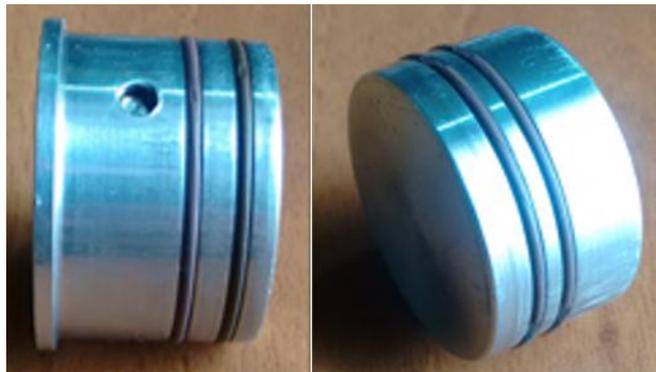
¹³⁵ *Ibíd.*, 4.2 Model Rocket Materials.

Al igual que en el trabajo de grado de Fabian Gómez y Huindi Leiva¹³⁶, se establece un protocolo para ensamblar el motor cohete, sin embargo, se anexo la modificación de un nuevo retenedor de tobera.

Primero se hace la limpieza previa de las piezas, luego se ubican las respectivas juntas o'ring en la tapa y el retenedor para posteriormente envolverlas en teflón y de esta manera garantizar un acoplamiento seguro.

Figura 30. Retenedor final

a) Retenedor con juntas o'ring. (b) Tapa con juntas o'ring



Fuente: Autores

A continuación, colocar en el cuerpo del motor los tubos de propelente, la tapa y la tobera de tal forma que no haya ningún desplazamiento de los componentes internos del motor con el fin de evitar sobrepresiones que puedan provocar un accidente.

¹³⁶ GOMEZ, F., LEIVA H. Análisis del rendimiento del propelente solido tipo amateur mediante ballistic evaluation motor (BEM) y selección de la tobera más adecuada para su uso en el cohete sonda Libertador I. Bogotá 2015, p.

Figura 31. Acople de tapa, propelente y tobera



Fuente: Autores

Posteriormente ubicar el retenedor de tobera en el otro extremo del tubo y asegurarlo con los pernos como se observa en la figura 32.

Figura 32. Acople de retenedor



Fuente: Autores

Por último, la carcasa del motor cuenta con una ranura en el extremo de la tapa para ubicar el anillo seeger, una vez ensamblado el motor cohete colocar el anillo, para asegurar los componentes internos (véase figura 33).

Figura 33. Anillo seeger en la tapa del motor



Fuente: Autores

En caso de que el motor no sea probado inmediatamente después de ensamblado, se debe envolver en papel vinipel, para evitar el ingreso de humedad en el propelente, lo cual afectaría el rendimiento del motor durante las pruebas.

Figura 34. Motor cohete de propelente sólido ensamblado



Fuente: Autores

3.2.5 Pruebas

3.2.5.1 Prueba de fugas

En primer lugar, realizamos una prueba que nos permitiera identificar fugas y mitigarlas antes de una prueba en el banco. El objetivo principal era verificar que el subsistema de propulsión realizara su función de forma confiable, garantizando la seguridad de la misión y la del personal a cargo del lanzamiento.

3.2.5.1.1 Esquema y elaboración de piezas

Para realizar esta prueba fue necesario modificar el anillo retenedor y reemplazarlo en el montaje inicial ya que la práctica lo requería, sin embargo, este cambio solo es de acople por lo que no afecta el rendimiento del cohete en comparación con el retenedor original dado que la tolerancia entre las piezas son las mismas.

En la figura 35, podemos ver el diseño en Solid Edge ST8 del retenedor modificado el cual tiene una terminación de rosca NPT para acoplarse a la línea de presión.

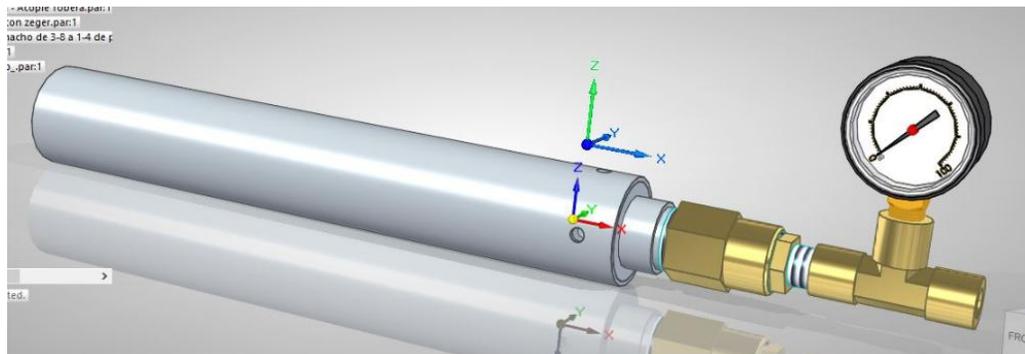
Figura 35. Retenedor para prueba neumática



Fuente: Autores

En la figura 36, se muestra el diseño del motor cohete acoplado a la línea de presión mediante el nuevo retenedor de tobera que a su vez se conecta con un manómetro y una válvula de cierre.

Figura 36. CAD Montaje para prueba neumática



Fuente: Autores

Una vez terminada la etapa de diseño, se fabrica el retenedor (véase figura 37) y se adapta al sistema de presión (véase figura 38).

Figura 37. Retenedor oficial y retenedor neumático



Fuente: Autores

3.2.5.1.2 Análisis de los resultados

La prueba consiste en inyectar aire gradualmente suministrado por un compresor. Una vez que el sistema este presurizado y el manómetro determine una presión de 800 PSI se cierra la válvula que permite el flujo de aire. Después se observa el manómetro para ver si existe pérdida de presión dentro de la cámara.

Cabe resaltar que en los primeros resultados de esta prueba se hicieron con el primer anillo retenedor por lo que pudimos observar que el aire se filtró por los algunos puntos críticos como los agujeros donde iban los pernos y el empalme del borde de la cámara con el anillo. Esto nos reforzó la idea de fabricar un nuevo anillo retenedor ya que comprobamos que existían errores de diseño.

Se realizó una segunda prueba con el nuevo retenedor y los resultados fueron satisfactorios, durante la práctica pudimos observar que la presión dentro de la cámara se mantuvo siempre constante a 800 PSI mitigando al máximo la filtración de aire y destacando el mejoramiento que se obtuvo en los puntos más vulnerables a comparación de la primera prueba.

Figura 38. Montaje prueba neumática



Fuente: Autores

Por último, se hace una prueba más visible y minuciosa sumergiendo el montaje en agua para observar con mayor claridad los puntos más delicados y propensos a fugas, pero no se evidenciaron burbujas. Igualmente, el manómetro indicó en todo momento 800 PSI por lo tanto se puede interpretar que el sistema se mantuvo sin pérdidas de presión.

Se concluye que la prueba fue satisfactoria garantizando que el sistema se encuentra en condiciones seguras para su operación, cumpliendo por completo con el objetivo de detectar las fugas generadas (en ocasiones) durante la combustión del motor cohete.

3.2.5.2 Banco de pruebas

En el banco de pruebas de motores cohete de la universidad Los Libertadores, se realizaron las pruebas funcionales del primer motor y gracias al sistema de adquisición de datos con el que cuenta el banco de pruebas, se pueden obtener valores de tiempo de quemado y empuje, que serán utilizados para clasificar el motor y determinar las características del propelente.

Figura 39. Motor cohete en banco de pruebas Los Libertadores



Fuente: Autores

3.2.5.2.1 Análisis de los resultados

Como se observa en la figura 40, parte del ignitor que no fue totalmente quemado o expulsado por la tobera y se estanca en los puntos donde hay fugas, generando pérdidas de presión y empuje. De igual manera estos desperdicios se sitúan en el punto crítico de la tobera junto al residuo del propelente lo cual puede resultar peligroso ya que al obstruir la salida de los gases se puede producir una explosión no controlada.

Figura 40. Prueba de motor cohete (detalle de fugas)



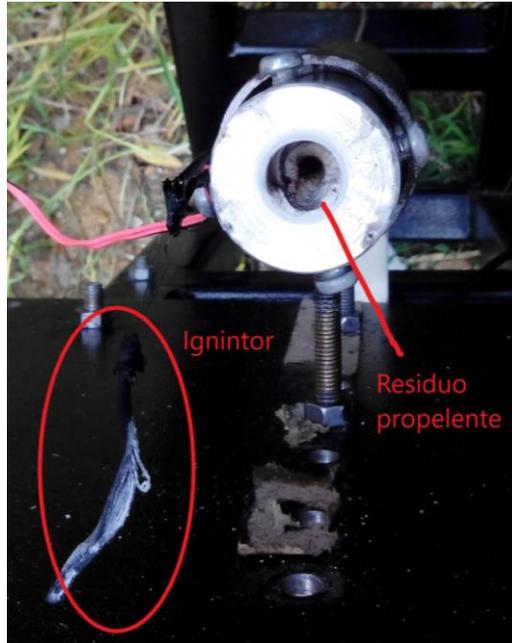
Fuente: Autores

A diferencia de las primeras pruebas anotadas en la tesis de Fabian Gómez y Huindi Leiva; donde debido a la alta presión de los gases la tobera salió expulsada del subsistema rompiendo el anillo de presión seeger el cuál había sido predispuesto para que hiciera la función de retenedor de tobera¹³⁷, en este caso la tobera no salió expulsada del subsistema por lo que podemos concluir que el anillo retenedor cumplió la función para el cual fue diseñado, no obstante el diseño se

¹³⁷ GOMEZ, F., LEIVA H. Análisis del rendimiento del propelente solido tipo amateur mediante ballistic evaluation motor (BEM) y selección de la tobera más adecuada para su uso en el cohete sonda Libertador I. Bogotá 2015, p. 97.

pudo mejorar progresivamente de acuerdo a los resultados mostrados en la prueba.

Figura 41. Análisis detallado de la prueba



Fuente: Autores

También se observó que la parte de la tapa del motor no mostró inconvenientes por lo que es posible concluir que el funcionamiento de este componente es seguro y seguirá aplicándose sin importar la configuración de sujeción que se utilice.

El banco de pruebas cuenta con un sistema de adquisición de datos para obtener valores de empuje y tiempo de quemado del propelente, sin embargo, existe un daño presentado en la interfaz de dicho sistema que nos impide analizar las condiciones de operación del motor para establecer los parámetros básicos de su funcionamiento.

3.3 SUBSISTEMA DE ESTRUCTURA

3.3.1 Concepto Preliminar

La función del sistema estructural es transmitir las cargas causadas por las fuerzas presentes en el vuelo y disminuir la resistencia aerodinámica del vehículo al avance. La estructura debe ser fuerte pero ligera de peso, pues el rendimiento del cohete depende directamente del peso. La distribución del peso de la estructura también afecta el centro de gravedad, en consecuencia, afecta la estabilidad y el control del cohete. Un cohete se puede componer de varias etapas, pero esto depende de la cantidad de combustible que requiera para su misión.¹³⁸

3.3.2 Análisis, Evaluación y Diagnóstico

Es necesario hacer hincapié en que el sistema estructural de un cohete sonda de vuelo troposférico como el ISAIAS I es mucho más básico y económico, ya que en su operación el calor generado por el rozamiento con el aire no se considera de mucha importancia.

Teniendo en cuenta los antecedentes publicados en el artículo “Experiencia del diseño del cohete atmosférico Isaías I por parte del semillero de investigaciones Aerodes&I-cohetería” en la revista Coningenio 4° edición,¹³⁹ se establece una metodología de diseño preliminar donde se definen las dimensiones generales de los subsistemas, materiales y masas, todo corroborado con la ayuda de software especializado en simulaciones computacionales.

¹³⁸ BENSON, Tom. NASA Structural System. [En línea] Disponible en:

<<https://spaceflight systems.grc.nasa.gov/education/rocket/structure.html>>

¹³⁹ MURCIA, J., PACHÓN, N. Experiencia del diseño del cohete atmosférico Isaías I por parte del semillero de investigaciones Aerodes&I-cohetería. Coningenio, 4° Ed., Bogotá 2014, p. 180-187.

3.3.3 Metodología de Diseño

Tal como lo establece la NFPA 1122 Code for Model Rocketry; la estructura del cohete modelo específicamente el cono de la nariz, el tubo del cuerpo y las aletas o superficies aerodinámicas. Igualmente menciona que estas partes deben estar hechas de papel, madera o plástico y no deben contener partes metálicas.¹⁴⁰

El objetivo en el diseño de estos elementos es proporcionar la estabilidad del vehículo disminuyendo los coeficientes de fuerza de arrastre para lograr la altitud y velocidad deseada.¹⁴¹ Para lograr este objetivo los materiales utilizados son materiales compuestos de baja densidad y biodegradables, fibra fenólica, madera de balsa, aluminio 6065-T6, además de pegamentos y adhesivos ya que uno de los requisitos principales en la construcción de un modelo de cohete, es que éste debe pesar lo menos que sea posible para aprovechar la máxima potencia de los motores y conseguir la máxima altitud que se pueda alcanzar.

Antes de la fabricación se diseñan las piezas que componen el subsistema en Solid Edge ST8 para luego acoplarlas y analizar simulaciones computacionales de flujo sobre la estructura.

3.3.3.1 Cono

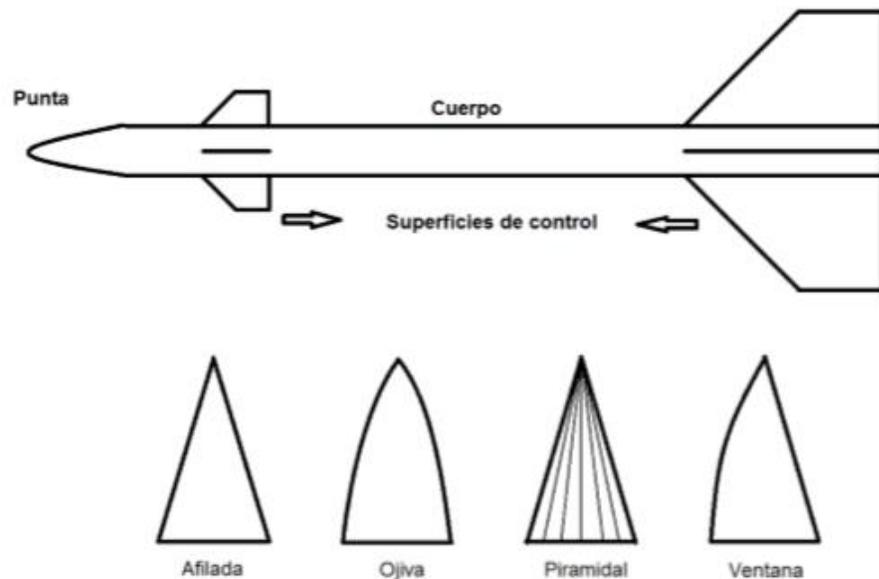
La punta del cohete o cono es la encargada de cortar el medio por donde se desplaza el vehículo, en el caso del cohete el aire, además de romper la onda de choque que se presenta cuando este sobrepasa la velocidad del sonido, debe soportar las cargas dinámicas de presión transmitiéndolas a toda la estructura. La selección de este componente está ligada con los objetivos de la misión, existen

¹⁴⁰ NFPA 1122 Code for model rocketry. 2002 Edition. 4.2 Model Rocket Materials

¹⁴¹ Design of Aerodynamically Stabilized Free Rockets, Military Handbook, Jul. 1990.

diferentes configuraciones (véase figura 42), que presentan diferentes ventajas en sus características.¹⁴²

Figura 42. Partes principales de un cohete y tipos de punta



Fuente: Tactical Missile Design. Fleeman Eugene (2006)

La ojiva del cohete ISAIAS I, se diseñó gracias al desarrollo y construcción de cohetes sonda por parte del semillero de investigaciones, se analizaron las mejores características de diseño y rendimiento de los diferentes tipos para implementar la configuración más óptima en el cohete.

Dentro de estas configuraciones se opta por una configuración tipo ojiva (véase figura 43) porque es mejor en cuanto a volumen de carga transportada y eficiente en la disminución de los coeficientes aerodinámicos de arrastre. Esta va acoplada a un cuerpo cilíndrico con una relación de finura (relación de longitud del cuerpo

¹⁴² FLEEMAN, Eugene. Tactical Missile Design, AIAA 2° Ed., 2006, p. 21.

sobre el diámetro) alrededor de 13, esta relación oscila entre valores de 5 a 25, siendo los menores los más deficientes aerodinámicamente.¹⁴³

Figura 43. Diseño CAD de la ojiva



Fuente: Autores

3.3.3.2 Cuerpo

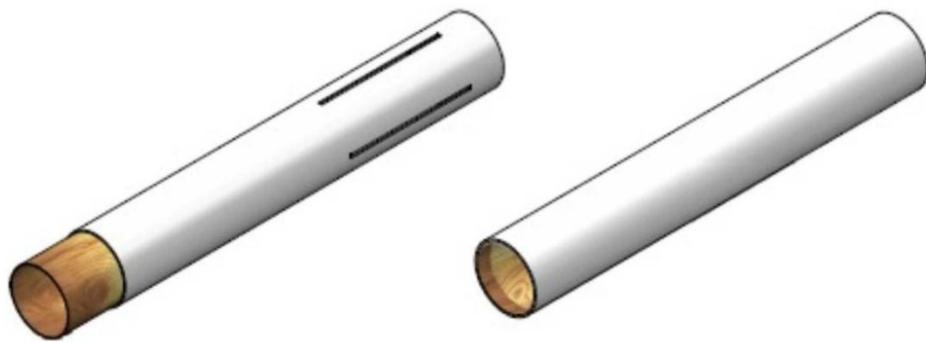
El fuselaje o cuerpo del cohete consiste en un cilindro hueco o tubo de una determinada longitud y grosor en cuyo interior se alojan el subsistema de recuperación, el sistema contra incendios, sistema de carga útil y el soporte del motor.¹⁴⁴

¹⁴³ *Ibíd.*, p. 21.

¹⁴⁴ RECUENCO, Jesús. Manual del constructor de modelos espaciales. Modelismo Espacial. Libro digital. España, 2008. p. 5.

Como se muestra en la figura 44, se diseña el fuselaje de dos secciones, una de 40 cm y otra de 45 cm respectivamente. Para la primera sección se diseña una pestaña cilíndrica de 10 cm donde se deja una solapa hacia afuera de 8 cm la cual sirve como unión entre las mismas. Además, se diseñan los cortes para ensamblar las aletas en la parte inferior del cuerpo.

Figura 44. Diseño CAD de tubos que conforman el cuerpo del cohete



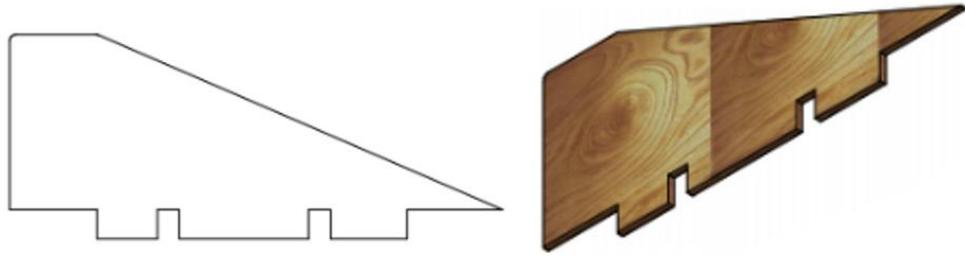
Fuente: Autores

3.3.3.3 Aletas

Para la selección de configuración de las superficies estabilizadoras se evalúan diferentes formas geométricas buscando que el centro de presiones del cohete se encuentre atrás del centro de gravedad, sin aumentar significativamente la masa y área proyectada del cuerpo. Se opta posicionar cuatro aletas trapezoidales de perfiles hexagonales en la parte inferior del cuerpo.

A diferencia de las aletas propuestas anteriormente por el semillero, este diseño lleva una pestaña para acoplarse directamente al tubo.

Figura 45. Diseño CAD aleta trapezoidal

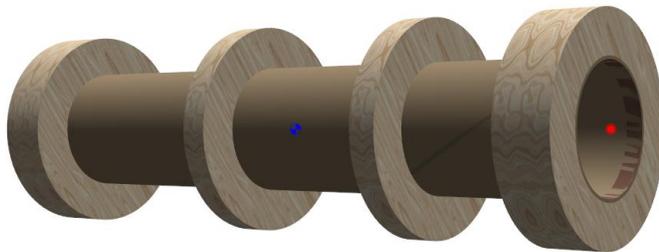


Fuente: Autores

3.3.3.4 Soporte del motor

Consiste en una porción de tubo en cuyo interior se introduce el propulsor o motor. Su diámetro irá en función del motor que usemos. Este tubo a su vez se ajusta al interior del cuerpo del cohete mediante dos piezas en forma de aros, cuyo diámetro es exacto al diámetro interior del cuerpo del cohete. Todo el conjunto puede pegarse al interior del cuerpo, quedando de esta forma fijo para un sólo tipo de motor, o bien puede diseñarse para ser intercambiable y de esta forma poder utilizar diferentes tipos de motor con el mismo modelo.¹⁴⁵

Figura 46. Diseño CAD soporte del motor

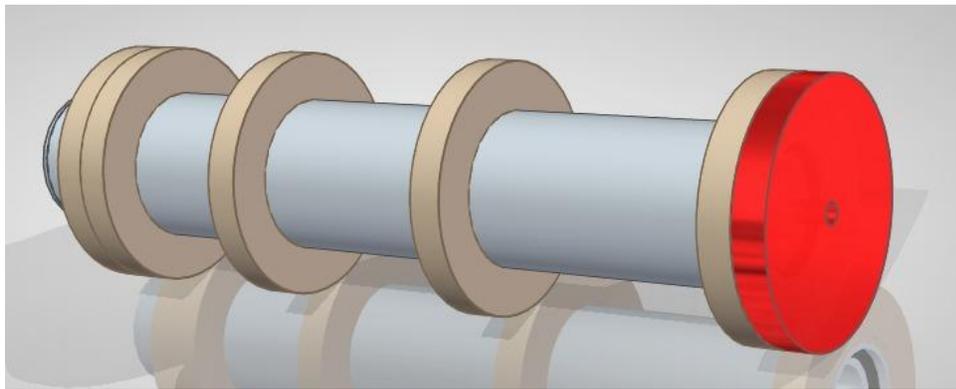


Fuente: Autores

¹⁴⁵ RECUENCO, Jesús. Manual del constructor de modelos espaciales. Modelismo Espacial. Libro digital. España, 2008. p. 5.

En la parte superior del cuerpo de motor, diseñamos una tapa del mismo diámetro de los anillos que servirá como pared de fuego como se observa en la figura 47. Esta pared es la encargada recibir el impulso generado por la combustión de los gases y transformarlo en empuje para elevar el cohete.

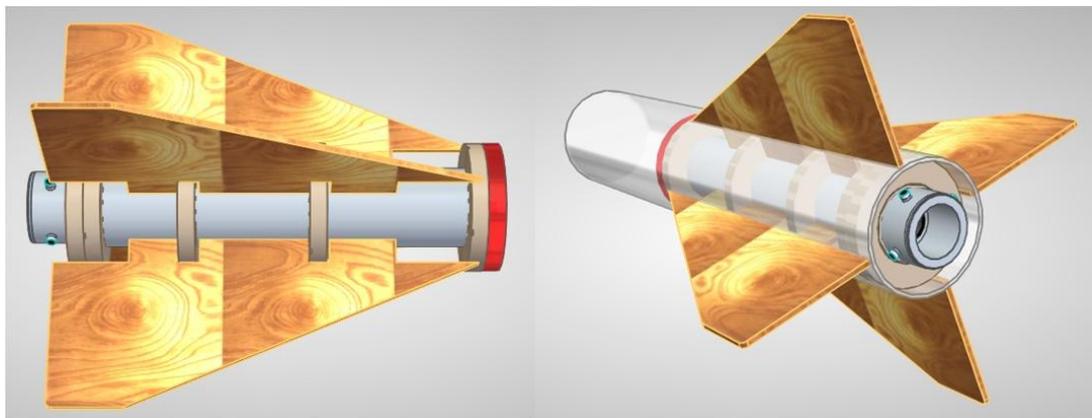
Figura 47. Diseño CAD pared de fuego



Fuente: Autores

En la figura 48 podemos ver en Solid Edge ST8 el ensamble de las superficies estabilizadoras al soporte del motor y al cuerpo del cohete.

Figura 48. Ensamble de aletas, porta motor y cuerpo base



Fuente: Autores

3.3.4 Fabricación y Montaje

Una vez creados los planos de diseño y establecidos los parámetros de rendimiento del motor, se procede a construirlo con los materiales seleccionados. El principal material con el que vamos a trabajar será la fibra fenólica para realizar el fuselaje y la madera de balsa, que cumple perfectamente con los requisitos de la NFPA 1122 Code for Model Rocketry.¹⁴⁶

Comenzamos cortando el tubo en dos secciones, donde en la primera etapa se encuentra alojado el motor cohete y el sistema de dirección mientras que en la segunda etapa estará la carga útil como se observa en la figura 49.

Figura 49. Corte transversal del tubo



Fuente: Autores

¹⁴⁶ NFPA 1122 Code for Model Rocketry. 2002 Edition.

En la primera sección del tubo que mide 45 cm, se diseña con cartón una pestaña cilíndrica de 10 cm y se pega en el interior del mismo, dejando una solapa hacia afuera de 8 cm que servirá como unión entre los dos tubos.

Para el soporte del motor tomamos las medidas del motor que vamos a utilizar para el modelo (el largo y la circunferencia de la base), y utilizamos un tubo de cartón con una longitud 1.5 cm más corta que la longitud del motor, y una anchura un poco mayor que la longitud de la circunferencia de la base del motor de forma que el motor encaje perfectamente en su interior (véase figura 50).

Figura 50. Porta motor



Fuente: Autores

Sujetamos el porta motor al fuselaje con anillos de madera de balsa con diámetro exterior de 68 mm, de forma que el tubo encaje en el interior de la estructura base.¹⁴⁷ (véase figura 54-a).

Una vez tengamos los anillos los pegamos al soporte del motor con pegamento especial para madera, respetando los establecidos para las pestañas de las aletas como se muestra en la figura 54-b.

¹⁴⁷ RECUENCO, Jesús. Manual del constructor de modelos espaciales. Modelismo Espacial. Libro digital. España, 2008. p. 5.

Figura 51. Anillos

(a) Anillo de madera. (b) Instalación de los anillos en el porta motor



Fuente: Autores

Después de instalar los anillos, colocamos una tapa que será nuestra pared de fuego. En esta tapa abrimos un agujero de 2 cm de profundidad y atornillamos una armella donde ataremos una cuerda que irá sujeta hasta la base antes de la sección de carga útil de tal modo que el cohete sea recuperado cuando inicie su apogeo (véase figura 52).

Figura 52. Pared de fuego



Fuente: Autores

Para terminar, se pasa el soporte del motor con los anillos ya instalados por el esmeril para limpiarlos y darle un mejor acabado a las piezas (véase figura 53), de este modo los anillos concéntricos tendrán el mismo radio y podrán entrar cómodamente dentro del tubo.

Figura 53. Lijado de anillos del soporte del motor



Fuente: Autores

Las aletas fueron fabricadas en plantillas de tríplex así que cortamos y lijamos sus bordes de ataque para hacerlas más aerodinámicas. También hacemos un chaflán en las esquinas de las pestañas para que pudieran encajar en las ranuras.

Figura 54. Aleta trapezoidal



Fuente: Autores

Para la instalación de las aletas se dibujan las guías y se hacen las ranuras alrededor del tubo de 45 cm (véase figura 55), luego se fijan una por una aplicando pegamento para madera y masilla plástica para que permite moldear y adherir con firmeza la superficie estabilizadora al cuerpo del cohete (véase figura 56).

Figura 55. Instalación de aletas trapezoidales



Fuente: Autores

Figura 56. Aplicación de masilla



Fuente: Autores

Con el subsistema ya fabricado se procede a pintar el cuerpo y la base estabilizadora para proteger la estructura y hacerla resistente a las condiciones climáticas que pueden causar humedad y cualquier tipo de daño.

Primero se limpia muy bien para no tener problemas de adherencia, luego se aplica una capa de pintura de color negro mezclado con masilla automotriz. Después aplicamos 3 o 4 capas finas de pintura seguidas (la pintura seca muy rápidamente) hasta que quede totalmente cubierta la base negra, y por último aplicamos un barniz de primer para que le de resistencia y durabilidad a la pintura que nos va proteger la estructura.

Figura 57. Aplicación de la pintura a la estructura (primeras capas)



Fuente: Autores

Se escogió el color tornasol, también conocido como pintura camaleón. Es lo último en tecnología en pintura. Esta cambia de color según el ángulo de visión, luz ambiental y forma de la pieza pintada.¹⁴⁸ Esta pintura pertenece a la familia de las pinturas nacaradas, en las que, aplicando una sola tinta, pueden aparecer entre dos a cinco colores diferentes dependiendo de la elección, además tiene una larga duración.

Figura 58. Pintura final de la estructura



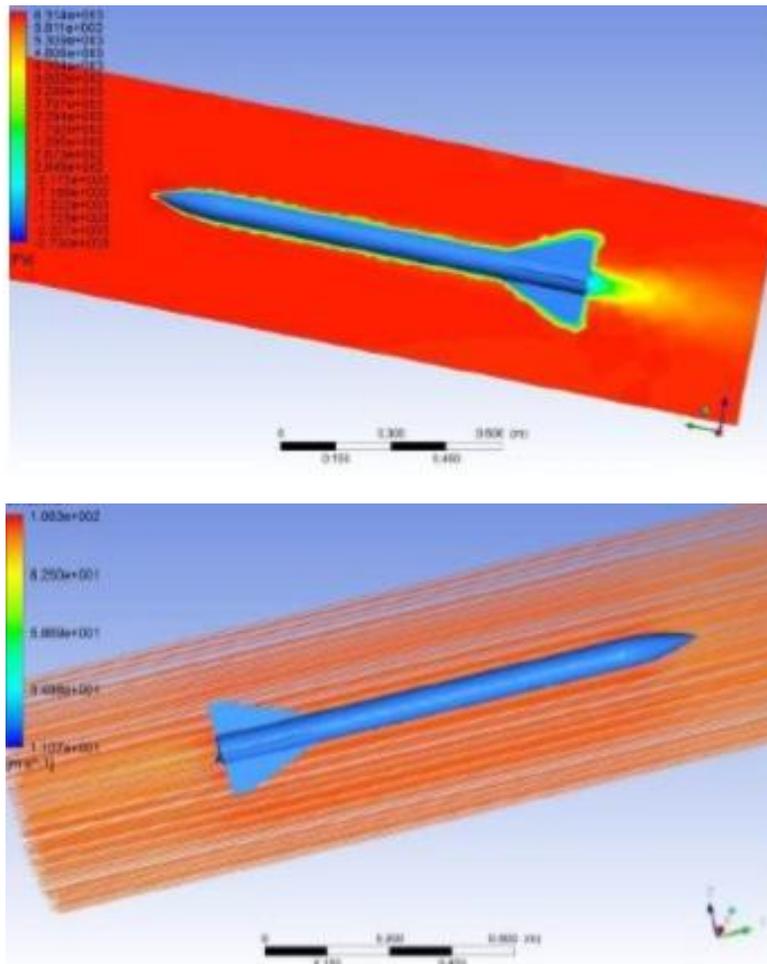
¹⁴⁸ HERNÁNDEZ, Isaac. Pintura Camaleón. [en línea] 29/06/2017. Disponible en: <<https://pintarsinparar.com/blog/pintura-camaleon/>>

Fuente: Autores

3.3.5 Pruebas

Determinada la configuración aerodinámica y la estructura, los resultados conceptuales se dimensionan en un modelo CAD de la estructura del cohete para posteriormente ser comparados con simulaciones computacionales.¹⁴⁹

Figura 59. Modelo y análisis computacional del flujo sobre la estructura



Fuente: Desarrollo y construcción de cohetes sonda por parte del semillero de investigaciones Aerodes&I-cohetería. (2012)

¹⁴⁹ MURCIA, J., PACHÓN, N. Desarrollo y construcción de cohetes sonda por parte del semillero de investigaciones Aerodes&I-cohetería. Perfiles Libertadores. Vol. 7. Bogotá 2012, p. 9.

3.4 SUBSISTEMA DE CARGA ÚTIL

3.4.1 Concepto Preliminar

También llamado sistema de carga paga, depende de la misión del cohete. Las primeras cargas pagas en cohetes fueron los juegos artificiales usados para celebrar las fiestas. Después de la segunda guerra mundial muchos países desarrollaron misiles balísticos armados con ojivas nucleares como carga paga, los mismos cohetes fueron luego modificados para realizar vuelos orbitales lanzando satélites con una amplia gama de misiones como para comunicaciones, monitoreo climático, espionaje, exploración planetaria y observatorios como el telescopio Hubble. Cohetes especiales fueron desarrollados para poner a la gente en la órbita terrestre y sobre la superficie lunar.¹⁵⁰

3.4.2 Análisis, Evaluación y Diagnóstico

La misión del cohete ISAIAS I es la toma de datos atmosféricos en la tropósfera colombiana, y para cumplir con ello tuvimos en cuenta los trabajos de grado, “Simulación de una computadora de vuelo para el control de un cohete sonda” de Deisy Rodríguez¹⁵¹ y el “Diseño detallado e integración de un sistema de recuperación para el cohete sonda Libertador I” de Gerliz Amado y Lina Mendoza,¹⁵² los cuales proporcionaron grandes aportes para determinar los tipos de sensores y su respectiva programación para ser adoptados dentro de la configuración del cohete sonda.

¹⁵⁰ BENSON Tom. NASA Payload Systems. [En línea]. Disponible en: <<https://spaceflight systems.grc.nasa.gov/education/rocket/payload.html>>

¹⁵¹ RODRÍGUEZ, Deisy. Simulación de una computadora de vuelo para el control de un cohete sonda. Bogotá 2014.

¹⁵² AMADO G., MEDOZA L. Construcción del sistema de recuperación para el cohete Libertador I. Bogotá 2017.

Estos trabajos demuestran la capacidad de integrar una computadora cuyo objetivo es la medición de datos de vuelo del cohete; toma de datos de la atmosfera (temperatura, presión, densidad y humedad) y accionamiento del sistema de recuperación. Implementan dispositivos como acelerómetros y barómetro de presión.

Sin embargo, todavía no existe ningún prototipo desarrollado por los estudiantes, por lo que fue necesario la utilización de una computadora de vuelo suministrada por la Fundación Universitaria Los Libertadores.

3.4.3 Metodología de Diseño

Según la NFPA 1122 Code for Model Rocketry, un cohete modelo no deberá llevar una carga útil que está diseñada para ser inflamable, explosiva, o nociva para las personas o propiedades.¹⁵³ Por lo tanto, la carga útil implementada en el ISAIAS I consta de una computadora de vuelo marca G-Wiz HCX proporcionada por la Fundación Universitaria Los Libertadores, la cual cumple con las características operacionales para cumplir con la misión del cohete.

3.4.3.1 G-Wiz HCX Flight Computer

La computadora de vuelo G-Wiz HCX es una computadora de vuelo de grabación de datos basada en acelerómetros de precisión. Usando sus sensores duales, altímetro y acelerómetro, esta computadora de vuelo puede:

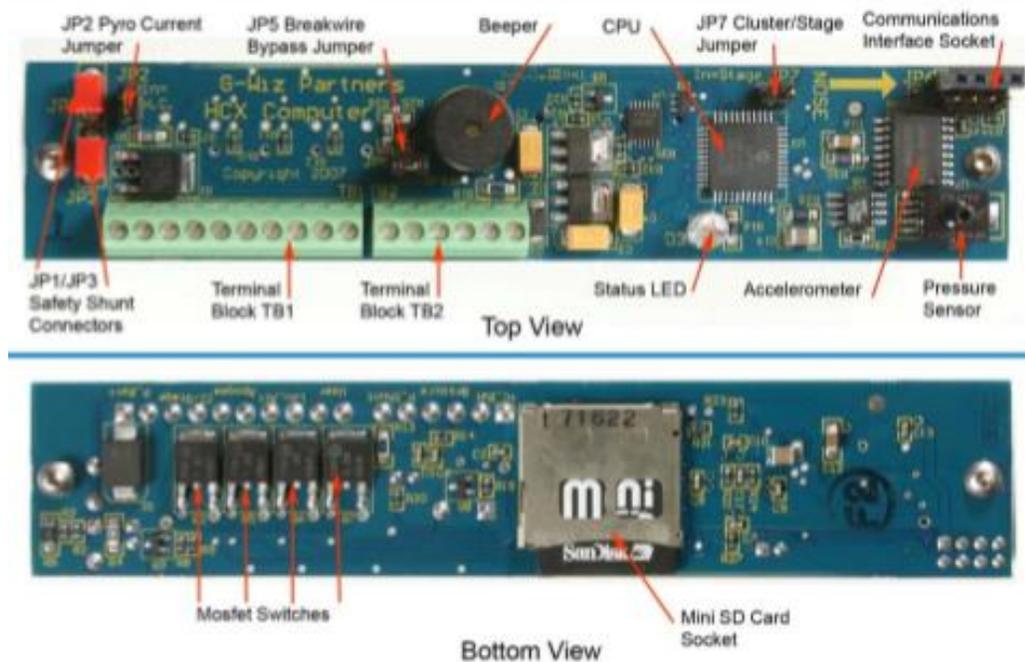
- Poner en marcha los grupos.

¹⁵³ NFPA 1122 Code for Model Rocketry. 2002 Edition. 4.6 Model Rocket Payloads

- Realizar montaje de precisión.
- Implementar un solo canal en el apogeo.
- Implementar un canal inclinado en el apogeo y un canal principal a su altitud preestablecida.¹⁵⁴

La computadora de vuelo HCX utiliza algoritmos de firmware propietarios. Estos algoritmos aprovechan al máximo su sistema de sensor dual para determinar los eventos clave en el vuelo de un cohete, que incluyen: Lanzamiento, esfuerzo de quemado, encendido del sustentador, quemadura del sustentador, eventos de apogeo inercial y barométrico, altitud, tanto ascendente como descendente y aterrizaje.¹⁵⁵

Figura 60. Computadora de vuelo G-Wiz HCX



Fuente: HCX User Manual Version 1.1

¹⁵⁴ G-Wiz HCX Flight Computer. User Manual Version 1.1, p. 1.

¹⁵⁵ *Ibid.*, p. 1.

También tiene cuatro puertos de salida de alta corriente independientes. Por lo tanto, puede controlar simultáneamente cuatro eventos de vuelo separados, que incluyen: Despliegue de apogeos, despliegue a baja altura, arranque de motores agrupados, encendido en el aire de motores de etapa superior y activación de un evento basado en datos de un sensor provisto por el usuario.¹⁵⁶

El HCX tiene tres modelos que pueden medir hasta 56, 112 o 224 G de aceleración positiva / negativa. Nuestra derivación única está diseñada para evitar que los puertos pirotécnicos disparen accidentalmente mientras está trabajando o transportando su cohete. La señal acústica a bordo comienza a leer la altitud máxima al aterrizar.¹⁵⁷

HCX realiza un seguimiento de varios vuelos al registrar el acelerómetro y los datos del sensor barométrico en un archivo en una tarjeta Mini-SD. El software FlightView, que se ejecuta en plataformas Windows, Mac OS X y Linux, lee los archivos de la tarjeta Mini-SD. Este programa analiza sus datos de vuelo, los presenta en formato gráfico, y le permite guardar los datos en su computadora personal.¹⁵⁸

3.4.3.2 Soporte de la computadora

Toda carga útil debe ir asegurada en un soporte diseñado especialmente para su transporte. Dicha carga no debe desplazarse por dentro de la sección, ni debe desprenderse durante el ascenso.¹⁵⁹

¹⁵⁶ *Ibíd.*, p. 1.

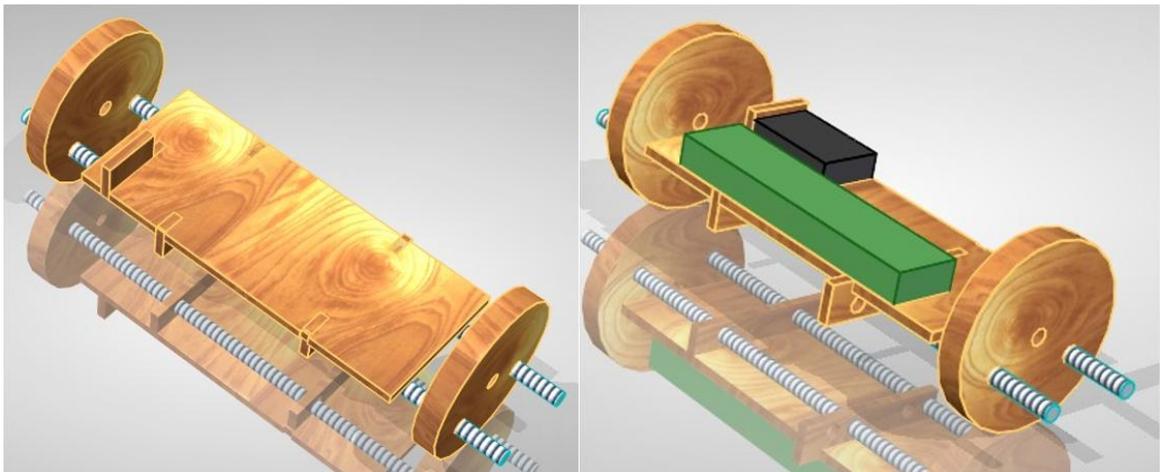
¹⁵⁷ *Ibíd.*, p. 1.

¹⁵⁸ *Ibíd.*, p. 1.

¹⁵⁹ RECUENCO, Jesús. Manual del constructor de modelos espaciales. Modelismo Espacial. Libro digital. España, 2008. p. 11.

Con base en las dimensiones de la computadora y la batería se diseñó una estructura para acoplar los componentes y minimizar su rozamiento debido al movimiento y vibración del cohete. Esta estructura se fabrica en madera de balsa y tríplex, por la relación que existe en su peso liviano y su alta resistencia y estabilidad. El soporte consta de dos mamparos en cada extremo y una lámina de tríplex en medio que sostiene la computadora, todo va acoplado por dos varillas roscadas de 3/8" que atraviesan los mamparos de un lado a otro como se observa en la figura 61.

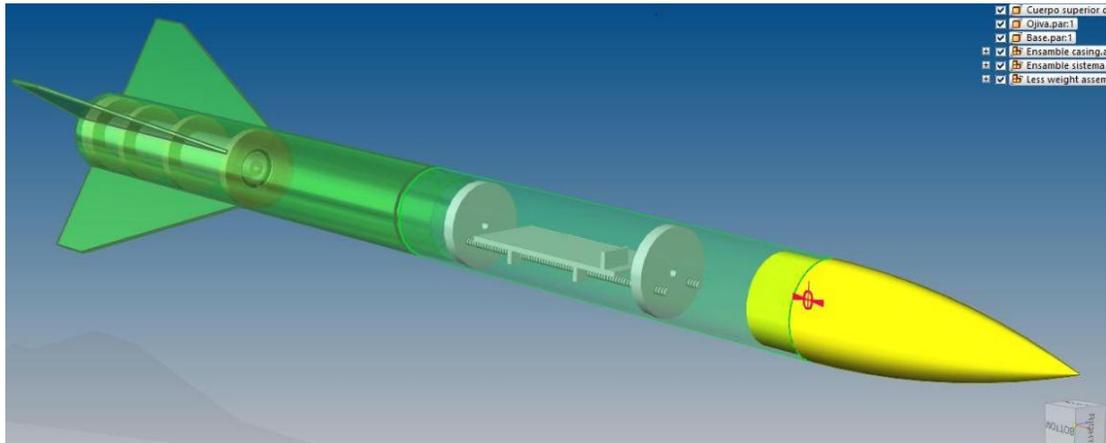
Figura 61. Soporte de la computadora de vuelo



Fuente: Autores

En la figura 62 se muestra como el soporte se ubica específicamente en la parte inferior del tubo de 40 cm (haciendo contacto con la solapa del tubo base) y acoplándose a su vez al mecanismo de eyección.

Figura 62. Ubicación soporte de la computadora



Fuente: Autores

Se aclara que este soporte fue diseñado específicamente para asegurar la computadora de vuelo G-Wiz HCX, apoyándonos en el desarrollo de soportes similares para otro tipo de computadoras como la estructura rack de aviónica para el cohete Libertador I descrita en el trabajo de grado de Deisy Rodríguez¹⁶⁰ y el video “Building a Level 2 Fiberglass Rocket - Part 11 (Attach the altimeter to the ebay sled)” de la empresa Apogee Rockets¹⁶¹ la cual suministra motores, kits y componentes para cohetes de media y alta potencia.

3.4.4 Fabricación y Montaje

Disponemos de una lámina de tríplex la cual servirá como base para la computadora y la batería. Esta lámina lleva por un lado dos placas pequeñas perforadas. En sus extremos van dos tapas de madera de balsa (mamparos) con

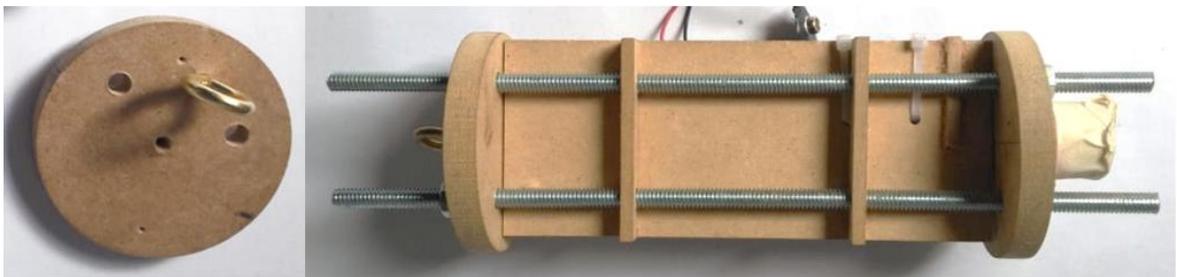
¹⁶⁰ RODRÍGUEZ, Deisy. Simulación de una computadora de vuelo para el control de un cohete sonda. Bogotá 2014.

¹⁶¹ Apogee Components. Building a Level 2 Fiberglass Rocket - Part 11: Attach the altimeter to the ebay sled. [En línea] 16/04/2013. Disponible en: <https://www.apogeerockets.com/Advanced_Construction_videos/Rocketry_Video_111>

los mismos diámetros que el tubo interior que el cuerpo para que pueda deslizarse por dentro de la estructura. Para acoplar el soporte se perforan dos agujeros a cada una de las tapas circulares de manera que se pueda atravesar de lado a lado dos varillas roscadas de 3/8" que a su vez van sujetos al tríplex como se observa en la figura 63.

Figura 63. Fabricación del soporte para la computadora

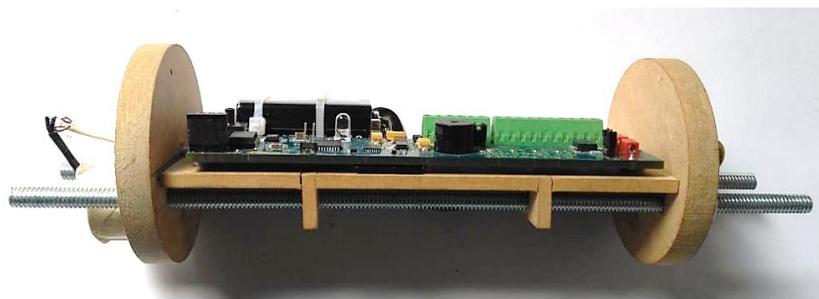
(a) Mamparo (b) Sujeción del soporte



Fuente: Autores

Una vez esté listo el soporte, montamos la computadora y la fijamos al tríplex para luego conectar la batería (figura 64). De igual forma se instala una armella en la tapa superior que se conecta con la ojiva y otra en la inferior que se conecta con el sistema de recuperación.

Figura 64. Instalación de la computadora al soporte



Fuente: Autores

Por último, colocamos unacrílico en forma tubular para proteger el sistema como se observa en la figura 65.

Figura 65. Montaje subsistema de carga útil



Fuente: Autores

3.4.5 Pruebas

Debido a la falta del software que permite programar la computadora G-Wiz HCX no se permitió realizar un análisis real acerca de la obtención de las variables atmosféricas al igual que los eventos que determinan la trayectoria del cohete.

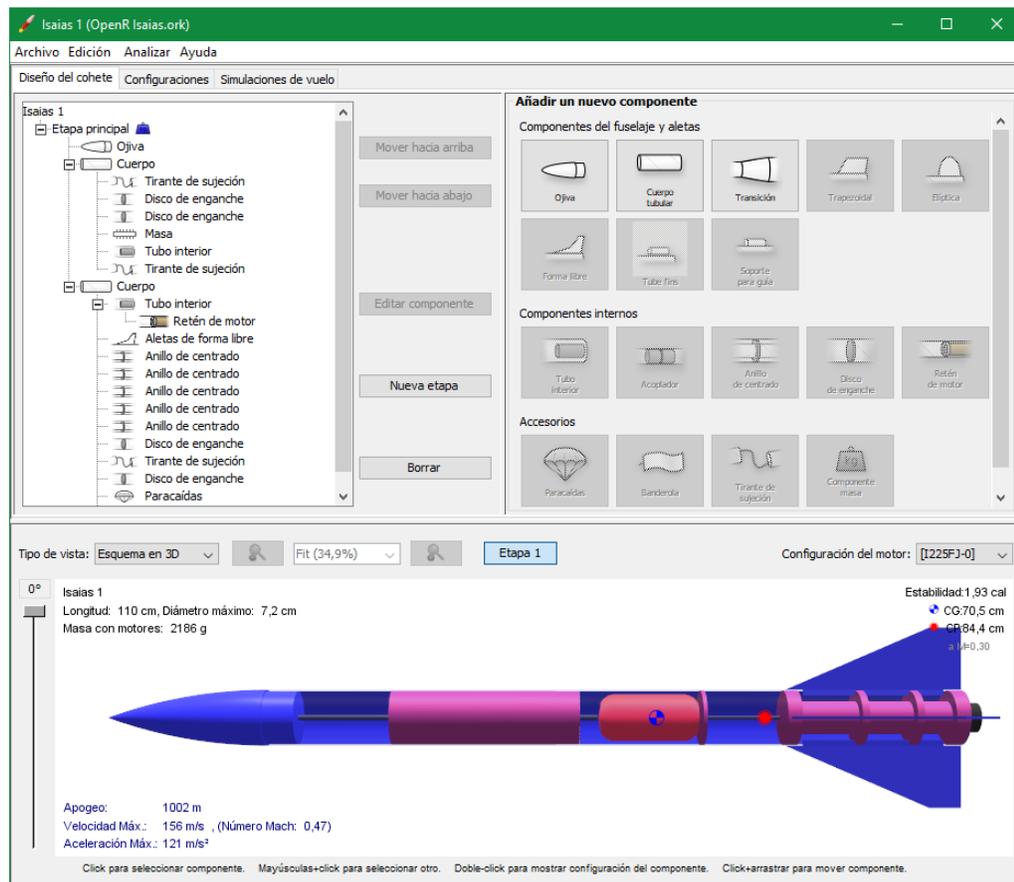
Por ello, se recomienda la realización de nuevas pruebas una vez la computadora de vuelo sea programada, con el fin de cumplir los parámetros de la misión (sondeo de datos), la eyección automática y el análisis de la trayectoria de vuelo para ser utilizado durante el lanzamiento del cohete ISAIAS I.

3.4.5.1 Simulación computacional en OpenRocket

Para poder conocer los resultados aproximados que permite establecer los parámetros de la trayectoria del cohete ISAIAS I empleamos el software OpenRocket, con el cual obtuvimos gráficas sobre las condiciones de operación del cohete a partir de simulaciones recreadas por el software asemejando un comportamiento ideal.

Para utilizar el software de OpenRocket es necesario construir nuevamente el cohete a partir de la lista de componentes que viene integrado en el programa (véase figura 66). Estos componentes corresponderán a los elementos reales en cuanto las dimensiones, perfiles, pesos, tipo de material y acabados ingresados correctamente.

Figura 66. Lista de componentes



Fuente: Autores

También pueden encontrarse listados de distintos tipos de motores según los fabricantes que los construyen, por lo tanto, se escogió el motor con mayor similitud al construido por el semillero basándonos en su impulso total y dimensiones (diámetro y longitud).

Figura 67. Interfase OpenRocket para seleccionar motor

Fabricante	Designación	Impulso total	Tipo	Diámetro	Longitud
AeroTech	I161W	333	Unknown	38 mm	191 mm
AeroTech	I161W	334	Reloadable	38 mm	202 mm
Conrail Rockets	I500	338	Hybrid	38 mm	719 mm
AeroTech	I140W	339	Unknown	38 mm	203 mm
Cesaroni Technology I...	I180SK	340	Reloadable	38 mm	243 mm
AeroTech	I357T	341	Reloadable	38 mm	202 mm
Gorilla Rocket Motors	I223GT	341	Reloadable	38 mm	248 mm
AeroTech	I225FJ	350	Unknown	38 mm	202 mm
Animal Motor Works	I195	350	Reloadable	38 mm	249 mm
AeroTech	I245G	351	Reloadable	38 mm	193 mm
Animal Motor Works	I220SK	352	Reloadable	38 mm	249 mm
Animal Motor Works	I285GG	353	Reloadable	38 mm	258 mm
AeroTech	I357T	356	Unknown	38 mm	203 mm
Conrail Rockets	I221	359	Hybrid	38 mm	719 mm
Cesaroni Technology I...	I212	364	Reloadable	38 mm	245 mm
Cesaroni Technology I...	I566-Vmax	370	Reloadable	38 mm	245 mm
AeroTech	I225FJ	371	Reloadable	38 mm	240 mm
Kosdon by AeroTech	I170S	374	Reloadable	38 mm	258 mm
Cesaroni Technology I...	I170-Classic	379	Reloadable	38 mm	245 mm
Kosdon by AeroTech	I280F	383	Reloadable	38 mm	258 mm
AeroTech	I154J	384	Reloadable	38 mm	250 mm
AeroTech	I49N	384	Reloadable	38 mm	184 mm
Cesaroni Technology I...	I205	384	Reloadable	38 mm	245 mm
Animal Motor Works	I271BB	389	Reloadable	38 mm	258 mm
Ellis Mountain	I150	390	Reloadable	38 mm	229 mm
Cesaroni Technology I...	I105-PL	395	Reloadable	38 mm	245 mm

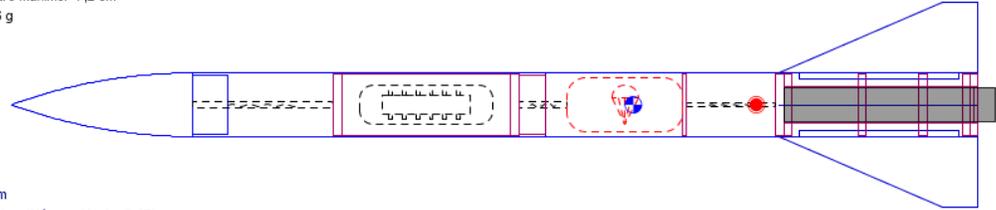
Buscar:

Fuente: Autores

A medida que se ingresan los componentes y se posicionan a partir de un punto de referencia, el programa genera una vista del cohete con los puntos de centro de gravedad y centro de presiones, de igual manera se visualiza la longitud del cohete, el diámetro máximo y la masa total del cohete (véase figura 68).

Figura 68. Centro de gravedad y centro de presión

Isaias 1
Longitud: 110 cm, Diámetro máximo: 7,2 cm
Masa con motores: 2186 g



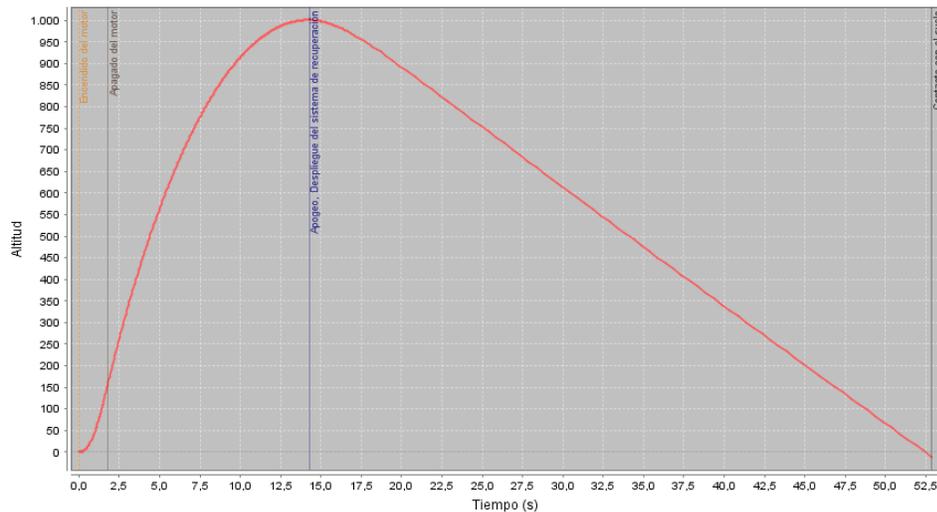
Apogeo: 1003 m
Velocidad Máx.: 156 m/s , (Número Mach: 0,47)
Aceleración Máx.: 121 m/s²

Fuente: Autores

Al encontrarse el centro de gravedad por encima del centro de presiones, garantiza que el comportamiento en vuelo del cohete es estable y no comenzara a rotar sin control en su centro de gravedad.

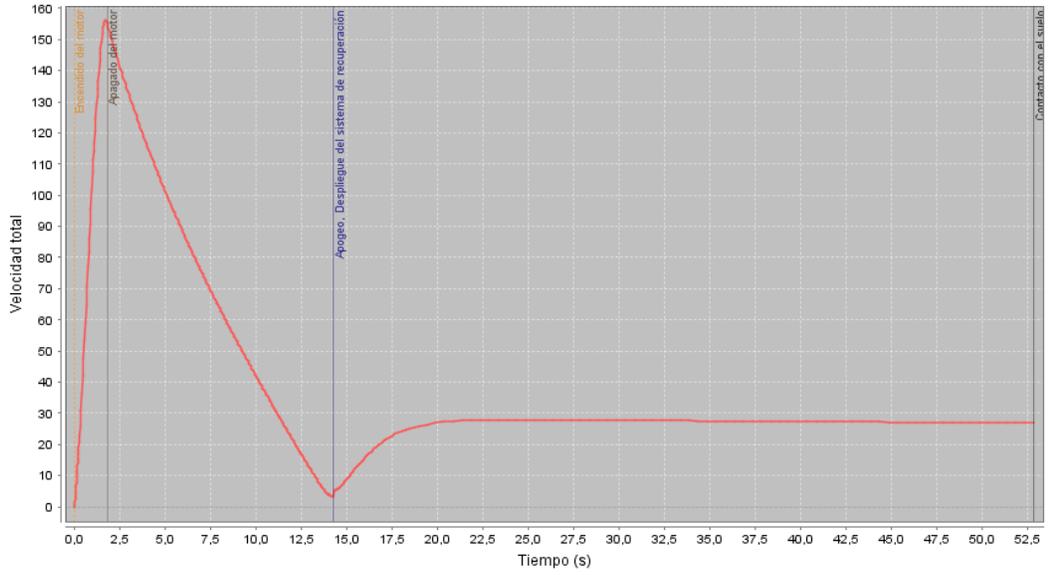
Una vez diseñado el cohete ISAIAS I, se procede a ingresar los datos correspondientes al sitio de lanzamiento (atmosféricos y geográficos), con el fin de obtener un resultado semejante a su comportamiento durante el lanzamiento.

Gráfica 3. Altitud vs tiempo



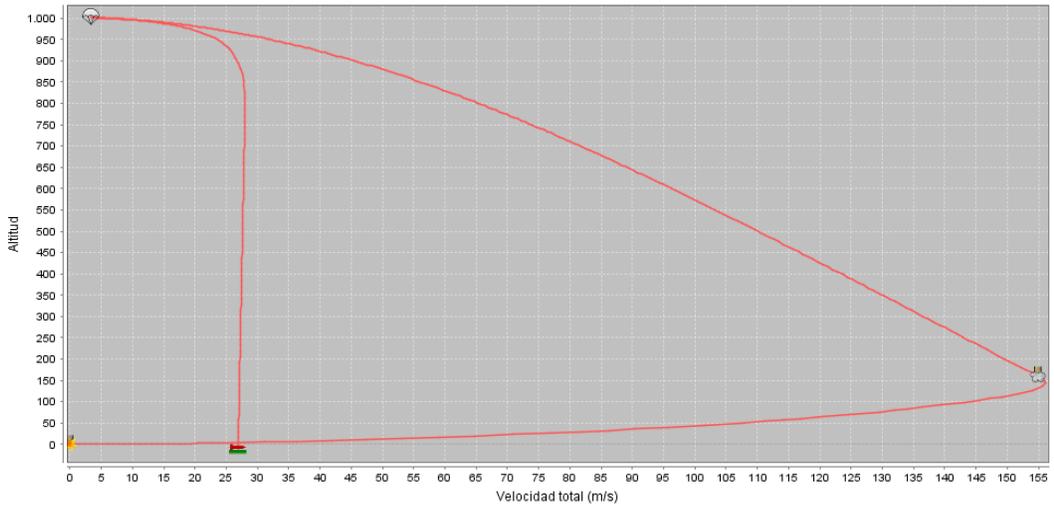
Fuente: Autores

Gráfica 4. Velocidad vs tiempo



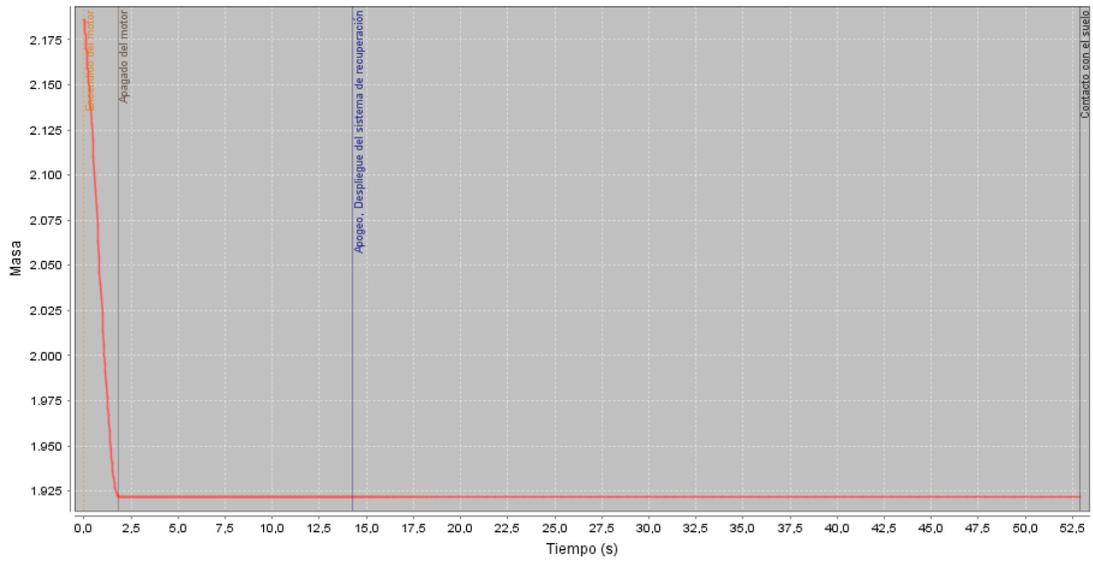
Fuente: Autores

Gráfica 5. Altura vs velocidad



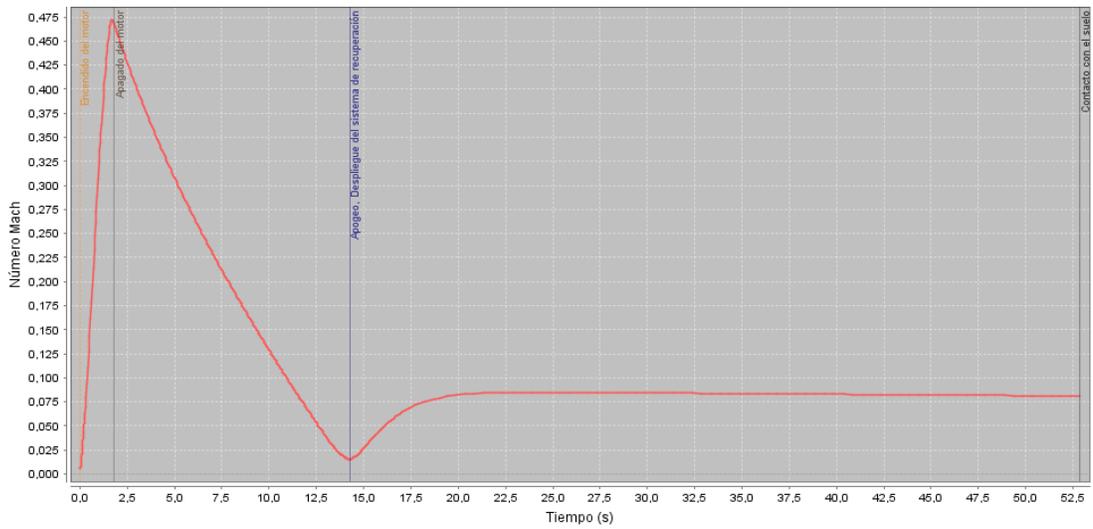
Fuente: Autores

Gráfica 6. Masa vs tiempo



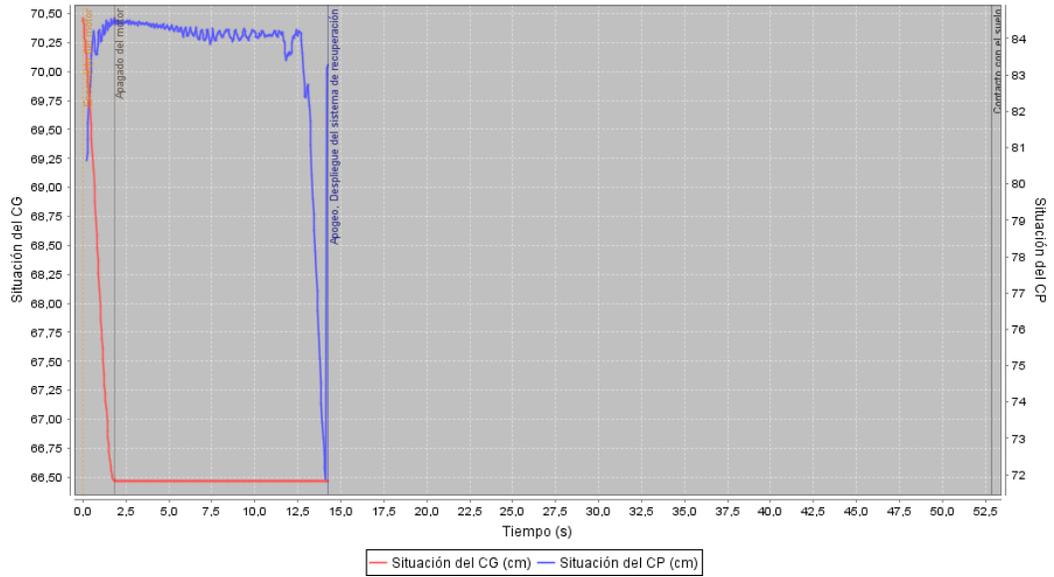
Fuente: Autores

Gráfica 7. Número Mach vs tiempo



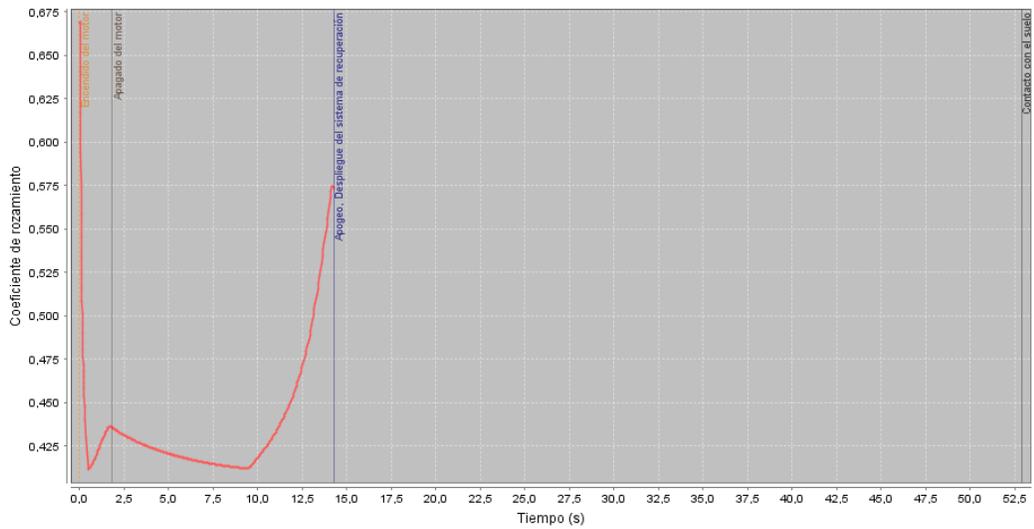
Fuente: Autores

Gráfica 8. Centro de gravedad y centro de presión vs tiempo



Fuente: Autores

Gráfica 9. Coeficiente de rozamiento vs tiempo



Fuente: Autores

3.5 SUBSISTEMA DE RECUPERACIÓN

3.5.1 Concepto Preliminar

Todos los modelos de cohete deben tener un sistema que garantice un descenso seguro, de forma que llegue hasta el suelo sin sufrir daños. Tanto en un modelo de cohete básico de una sola fase, como en las diferentes etapas de los modelos de cohete de varias fases, y en algún momento durante su trayecto de regreso a tierra, expulsará el sistema de recuperación. Normalmente esta expulsión se realiza una vez haya transcurrido un tiempo de retardo con objeto de dar tiempo a que el modelo alcance su apogeo (momento de caída libre). Este retardo puede realizarse bien con la carga incorporada en el propio motor destinada a este propósito en modelos pequeños, o bien mediante un temporizador electrónico que active una carga pirotécnica instalada en el interior del cuerpo del modelo. Normalmente este último método se utiliza en la cohetaría de alta potencia (HPR).

¹⁶²

El Sistema de recuperación por excelencia es el paracaídas. El paracaídas debe tener las dimensiones y el peso adecuado para cada modelo y cada tipo de misión. Suelen confeccionarse con materiales ligeros, especialmente la seda. También pueden fabricarse con un trozo de plástico fino o un trozo de tela de nylon.¹⁶³

3.5.2 Análisis, Evaluación y Diagnóstico

Dentro del desarrollo de la misión del cohete se tiene como objetivo recuperarlo por lo tanto tuvimos en cuenta la tesis de grado del año 2014 por Leudy Castillo y

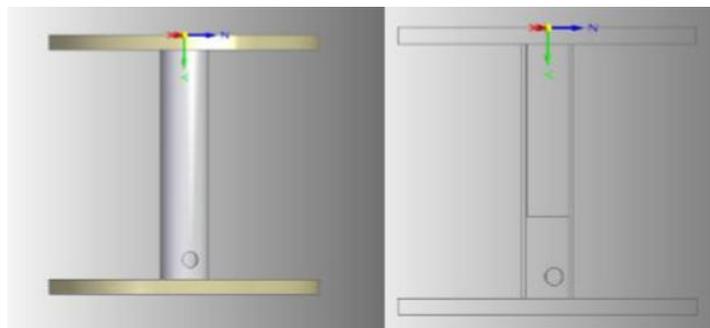
¹⁶² RECUENCO, Jesús. Manual del constructor de modelos espaciales. Modelismo Espacial. Libro digital. España, 2008. p. 6.

¹⁶³ *Ibíd.*, p. 7.

Nixon Jiménez, “Diseño, desarrollo y pruebas del sistema de recuperación para el cohete sonda Libertador I”¹⁶⁴ donde gracias a este trabajo, se determina la mejor configuración del paracaídas y además se propone un sistema de expulsión del mismo que fue afectado debido a las pruebas. En el 2017, Gerliz Amado y Lina Mendoza proponen en su tesis de grado¹⁶⁵ tres modelos diferentes para expulsar el paracaídas, sin embargo, aún no existe ningún mecanismo de expulsión fabricado para ser integrado en el cohete.

Uno de los modelos consta de un pistón pirotécnico accionado por las computadoras, encargado de eyectar, en el apogeo y/o en caso de que el lanzamiento este fuera de control, un paracaídas semiesférico para recuperar en las mejores condiciones los sistemas y los datos medidos por las computadoras. El sistema de lanzamiento consta de un control remoto para la ignición de una carga pirotécnica de encendido del motor cohete, junto con una plataforma de lanzamiento, este sistema fue desarrollado de manera remota para garantizar la seguridad e integridad de los asistentes.¹⁶⁶

Figura 69. CAD del sistema de eyección a pistón



¹⁶⁴ CASTILLO, L., JIMÉNEZ, N. Diseño, desarrollo y pruebas del sistema de recuperación para el cohete sonda Libertador I. Bogotá 2014.

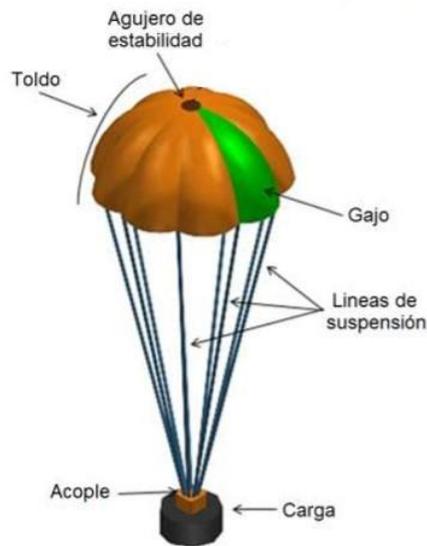
¹⁶⁵ AMADO, G., MEDOZA, L. Construcción del sistema de recuperación para el cohete Libertador I. Bogotá 2017.

¹⁶⁶ *Ibíd.*, p. 50.

Fuente: Construcción del sistema de recuperación para el cohete Libertador I.
(2017)

En cuanto al paracaídas, se opta por una configuración semiesférico ya que es la más usada. Es capaz de desacelerar un cuerpo que está en caída libre, independiente del peso que contenga éste.¹⁶⁷

Figura 70. Paracaídas tipo semiesférico



Fuente: Autores

El paracaídas hemisférico se puede observar en diferentes tipos de investigaciones realizadas por el semillero Aerodes&I-coheteria como en los artículos “Modelación dinámica del sistema de recuperación de un cohete, congreso de ciencia y tecnología aeroespacial”¹⁶⁸, y “Análisis computacional de

¹⁶⁷ MAYDEW, R., PETERSON, C. Design and Testing of High-Performance Parachutes, AGAR Dograph 319, Noviembre 1991, p. 15.

¹⁶⁸ CERÓN, H., MURCIA, J., GÓMEZ, S., GÓMEZ F., ROJAS F. Modelación dinámica del sistema de recuperación de un cohete. Congreso Internacional en Ciencia y Tecnología Aeroespacial (CICTA), Bogotá 2012.

flujo atmosférico alrededor del sistema de recuperación de un cohete sonda”¹⁶⁹ desarrollado por la Fundación Universitaria Los Libertadores de Colombia y la Universidad de la Escola de Engenharia de Sao Carlos (EESC) en Brasil.

3.5.3 Metodología de Diseño

3.5.3.1 Paracaídas

Basándonos en la norma NFPA 1122 Code for Model Rocketry, un cohete modelo debe tener un medio para devolverlo al suelo¹⁷⁰ (por ejemplo, un paracaídas). Como se describió en la sección 3.5.2, el paracaídas que se implementará en el cohete ISAIAS I es un paracaídas de tipo semiesférico disponible en el semillero de investigación y utilizado para la recuperación del cohete Libertador I, el cual posee un diámetro de 96 cm.

La velocidad de descenso estable producida por un paracaídas depende de la fuerza de arrastre que desarrolla el paracaídas, para contrarrestar la fuerza gravitacional que resulta de la masa de la carga útil y está dada por la ecuación 19.¹⁷¹

Ecuación 19. Velocidad de descenso

$$V_{Des} = \sqrt{\frac{2 * W_t}{S_p * C_d * \rho_{aire}}}$$

¹⁶⁹ CERÓN, H., MURCIA, J., GÓMEZ, S., CASTILLO L., JIMENEZ N. Análisis computacional de flujo atmosférico alrededor del sistema de recuperación de un cohete sonda. Congreso Internacional de Materiales, Energía y Medio Ambiente, Bogotá 2013.

¹⁷⁰ NFPA 1122 Code for Model Rocketry. 2002 Edition. 4.3 Model Rocket Recovery.

¹⁷¹ NAKKA, R. Experimental Rocketry Website. Parachute Design and Construction. [En línea] Disponible en: <<https://www.nakka-rocketry.net/paracon.html>>

Fuente: Experimental Rocketry Website. Parachute Design and Construction¹⁷²

Donde (Wt) es el peso total del cohete, (S_p) es la superficie del paracaídas, (Cd) es el coeficiente de Drag del paracaídas (cuyo valor es de 0,60) y (ρ_{aire}) es la densidad del aire. Reemplazando los valores en la ecuación 19:

$$V_{Des} = \sqrt{\frac{2 * (2.186 \text{ Kg} * 9.81 \frac{\text{m}}{\text{s}^2})}{(\pi * (0.96\text{m})^2) * (0.6) * (1.225 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3})}} = 4.48 \frac{\text{m}}{\text{s}}$$

Comprendiendo que la velocidad adecuada de descenso de un cohete es de aproximadamente 7 m/s, se observa que la velocidad obtenida se encuentra por debajo de este indicador, por lo tanto, decidimos implementar el paracaídas semiesférico en el cohete ISAIAS I.

3.5.4 Fabricación y Montaje

Motivados por la implementación de un nuevo sistema de eyección, decidimos seguir la metodología empleada en el video “Building a Fiberglass Level-2 Rocket kit - Part 13: Mount the ejection canisters and the terminal blocks to the e-bay bulkheads”¹⁷³ de la compañía Apogee Rockets.

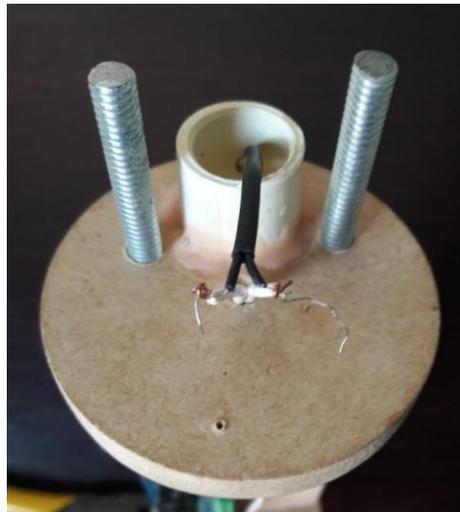
3.5.4.1 Mecanismo de eyección

¹⁷² *Ibíd.*, Disponible en: <<https://www.nakka-rocketry.net/paracon.html>>

¹⁷³ Apogee Components. Building a Fiberglass Level-2 Rocket kit - Part 13: Mount the ejection canisters and the terminal blocks to the e-bay bulkheads [En línea] 16/04/2013. Disponible en: <https://www.apogeerockets.com/Advanced_Construction_Videos/Rocketry_Video_113>

El recipiente de expulsión que utilizamos es un tapón pequeño de ½” montado en un extremo del mamparo del soporte de la computadora, el cual contiene la pólvora que será detonada por una señal eléctrica programada durante la fase de apogeo del cohete. Se aplica pegamento de madera para fijar el tapón y colocamos un ignitor que haga contacto con la pólvora y a su vez con las terminales de la computadora de vuelo para el encender la carga pirotécnica de manera eléctrica.

Figura 71. Mecanismo de eyección



Fuente: Autores

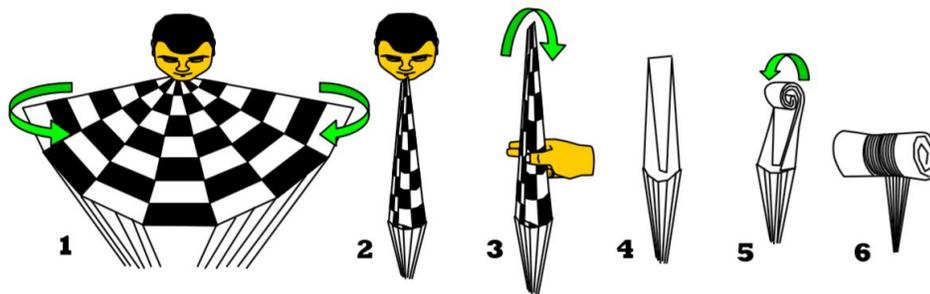
En el momento que la carga realiza la ignición la presión de los gases de la pólvora expulsan una tapa eyectora que empuja al sistema de recuperación fuera del cohete para que este posteriormente se despliegue.

3.5.4.2 Doblaje del paracaídas

De pie en el lugar de lanzamiento, tomamos el paracaídas por el centro, por la parte externa, y lo sujetamos con firmeza entre la barbilla y el pecho. Con ambas

manos vamos doblando el paracaídas por el borde de las cuerdas, primero lo doblamos por la mitad, y seguimos doblando un par de veces más. Finalmente lo doblamos por la mitad, y luego vamos enrollando el paracaídas sobre sí mismo, incluyendo también las cuerdas.¹⁷⁴ (véase figura 72).

Figura 72. Doblaje del paracaídas



Fuente: Manual del constructor de modelos espaciales. Modelismo Espacial.
(2008)

En la figura 73 podemos ver el sistema de recuperación completo con su paracaídas, mecanismo de eyección y computadora de vuelo.

¹⁷⁴ RECUENCO, Jesús. Manual del constructor de modelos espaciales. Modelismo Espacial. Libro digital. España, 2008. p. 44.

Figura 73. Subsistema de recuperación



Fuente: Autores

3.5.5 Pruebas

Primero realizamos una prueba de inspección del paracaídas, sencillamente se observó el paracaídas minuciosamente de manera visual y tangible para verificar que la tela no tuviese alguna imperfección como estar rota o agujerada en sus costuras al igual que las tiras de tensión.

Con base en el artículo “Análisis computacional de flujo atmosférico alrededor del sistema de recuperación de un cohete sonda” se somete el paracaídas en el túnel de viento de la Fundación Universitaria Los Libertadores para corroborar el comportamiento de las partículas alrededor del mismo y con ayuda del generador de humo observamos las zonas de baja presión y turbulencia en la parte posterior del cuerpo.¹⁷⁵

¹⁷⁵ CERÓN, H., MURCIA, J., GOMEZ, S., CASTILLO L., JIMENEZ N. Análisis computacional de flujo atmosférico alrededor del sistema de recuperación de un cohete sonda. Congreso Internacional de Materiales, Energía y Medio Ambiente, Bogotá 2013, p.

Figura 74. Flujo alrededor del paracaídas a escala en túnel aerodinámico de Los Libertadores



Fuente: Análisis computacional de flujo atmosférico alrededor del sistema de recuperación de un cohete sonda, (2013).

Posteriormente, se realizó una prueba de eyección donde el paracaídas fue expulsado desde una altura de 20 m y evidenciamos su comportamiento al momento de desplegarse, por lo que pudimos comprobar que el paracaídas cumplió con la función de disminuir la velocidad de caída y planear su aterrizaje sin ningún inconveniente (véase figura 75).

Figura 75. Secuencia de despliegue del paracaídas



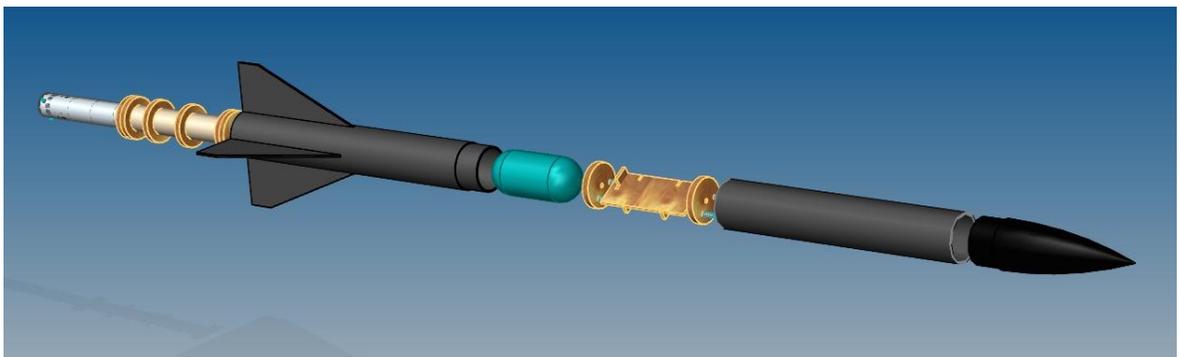
Fuente: Autores

4 INTEGRACIÓN DE LOS SUBSISTEMAS

Una vez terminada la fase de construcción y pruebas de los subsistemas, se da inicio a la etapa de integración del cohete ISAIAS I; la cual consiste en el ensamble acorde y completo de los subsistemas dentro de la estructura y compartimientos diseñados para estos, permitiendo dejar el cohete en condiciones de operatividad.

En la figura 76 se puede observar una vista explosionada en Solid Edge ST8 del cohete y el posicionamiento que ocupan los subsistemas en el mismo.

Figura 76. Vista explosionada cohete Isaías I



Fuente: Autores

De acuerdo a lo anterior y cumpliendo uno de los objetivos del proyecto, se establece un protocolo de integración para los subsistemas del cohete ISAIAS I. Con este protocolo se busca facilitar el procedimiento a seguir para realizar una práctica segura, teniendo en cuenta la ubicación de los subsistemas y su funcionamiento.

A continuación, se describen los pasos a seguir para realizar el debido acople de los subsistemas de propulsión, carga útil, recuperación y estructura (véase figura 77).

Figura 77. Subsistemas listos para integración



Fuente: Autores

1. **Introducir el motor en el soporte destinado para él.** Primero se adapta el sistema de propulsión en la parte inferior de la estructura base hasta tocar la pared de fuego como se observa en la figura 78. Una vez el motor cohete se encuentre dentro lo aseguramos introduciendo una armella en el disco de enganche que hace contacto con la pared de fuego hasta la tapa del motor. De esta manera el motor quedará sujeto a la estructura base.

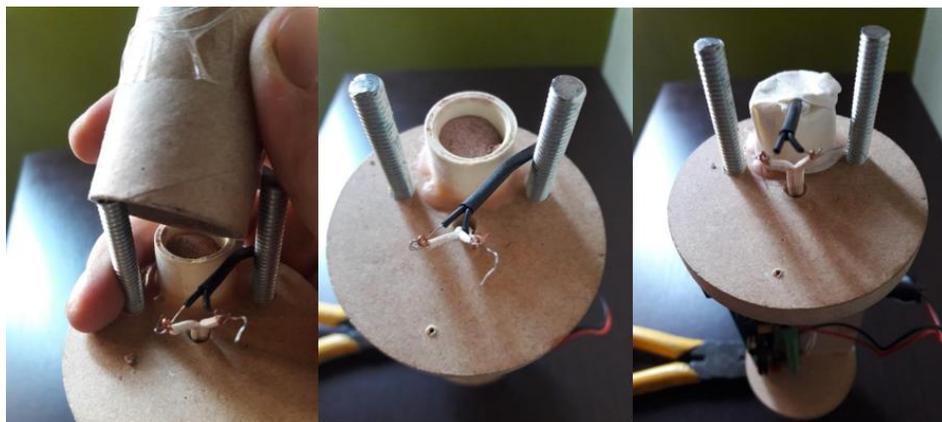
Figura 78. Acople subsistema de propulsión



Fuente: Autores

2. **Alistar el mecanismo de expulsión del paracaídas.** Cargamos con pólvora el mecanismo de eyección y lo cubrimos con cinta de enmascarar, de manera que el ignitor quede en contacto con la carga pirotécnica y sus terminales conectadas con la computadora de vuelo para luego cubrir las uniones con cinta aislante.

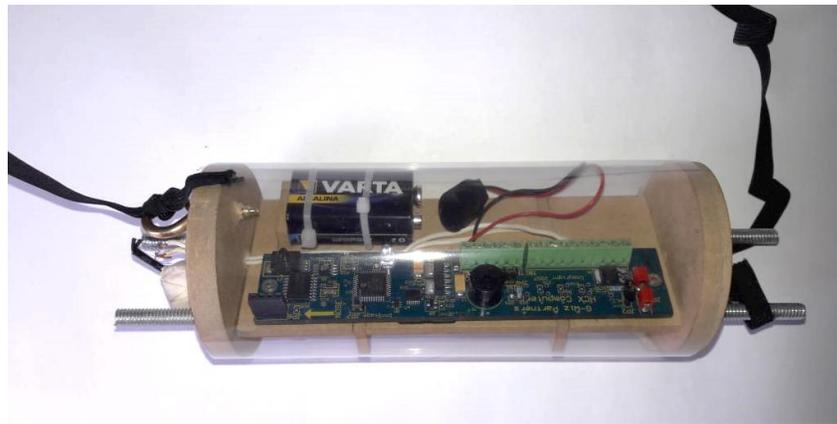
Figura 79. Alistamiento del mecanismo de eyección



Fuente: Autores

Se debe verificar la disposición del mecanismo de eyección, de tal manera que la carga pirotécnica se sitúe hacia la parte donde está la ojiva. Luego, atamos un cordón elástico de 30 cm desde la armella de la pared de fuego hasta otra armella ubicada en el extremo (mamparo) del soporte de la computadora de vuelo.

Figura 80. Sujeción del subsistema de carga útil



Fuente: Autores

3. **Acoplar el subsistema de recuperación.** Introducimos el paracaídas ya doblado (véase doblaje del paracaídas sección 3.5.4.2) en el compartimiento diseñado para su ubicación, que va desde la sección superior de la estructura base hasta el disco de enganche en la pared de fuego, dejando hueco para no interferir con las cuerdas del paracaídas y el cordón elástico (véase figura 81).

Figura 81. Acople subsistema de recuperación



Fuente: Autores

4. **Sujetar los subsistemas a la estructura.** Nuevamente atamos un cordón elástico de 30 cm desde la ojiva hasta el soporte de la computadora de vuelo atravesando el cuerpo superior.

Figura 82. Sujeción de la ojiva y carga útil a la estructura



Fuente: Autores

Recordemos que los cordones elásticos cumplen la función de sujetar todos los componentes del cohete (desde el subsistema de propulsión hasta la ojiva), para garantizar la recuperación de los sistemas (véase figura 83).

Figura 83. Aseguramiento del cohete mediante el cordón elástico



Fuente: Autores

5. **Introducir el cono en la estructura.** Por último, encajamos la ojiva en la parte superior de la estructura del cohete como se observa en la figura 84.

Figura 84. Acoplamiento de la ojiva



Fuente: Autores

6. **Colocar el modelo en posición, pasando la abrazadera por la guía de la plataforma de lanzamiento.** Una vez el cohete se encuentre ensamblado, se procederá a llevarlo al sitio previsto de operación para dar comienzo al respectivo protocolo de lanzamiento. Es preciso mencionar que la selección y logística del sitio de lanzamiento deben ser previamente coordinados por el grupo de trabajo, ya que existen protocolos de seguridad que se deben cumplir para realizar el lanzamiento de un cohete modelo clase G.

Figura 85. Cohete Isaías I



Fuente: Autores

5 PLATAFORMA DE LANZAMIENTO

También llamado sistema de apoyo en tierra, es una plataforma que fue desarrollada dentro el grupo de semillero Aerodes&I-coheteria para el despegue de los cohetes de serie Isaías y Libertador.

La plataforma consiste en una base metálica que se encuentra a una altura considerable del suelo sobre la cual se apoya el retenedor de la tobera del cohete, esta base está sujeta a una guía (canaleta de rieles) de 80 cm con un “tope” incorporado para la abrazadera del modelo, la cual ayuda a la estabilidad del cohete durante su lanzamiento.

Figura 86. Base de la plataforma



Fuente: Semillero de investigación Aerodes&I-coheteria

Mientras el cohete permanezca en contacto con la plataforma, la propia guía o rampa de lanzamiento garantiza la estabilidad durante los primeros instantes en el ascenso del modelo. Así pues, la velocidad de despegue en el momento de abandonar la plataforma es un factor importante a tener en cuenta para el vuelo estable de todos los cohetes en general.¹⁷⁶

Figura 87. Isaías I en la plataforma del lanzamiento



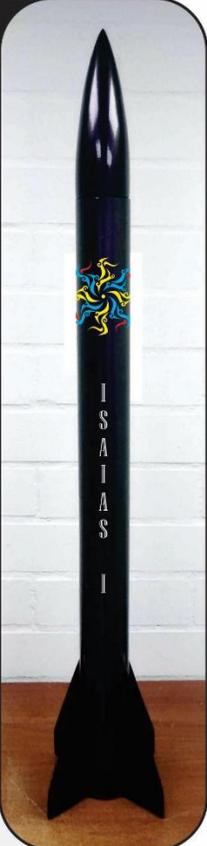
Fuente: Autores

¹⁷⁶ RECUENCO, Jesús. Manual del constructor de modelos espaciales. Modelismo Espacial. Libro digital. España, 2008. p. 12.

6 ESPECIFICACIONES DEL COHETE ISAIAS I

En la siguiente tabla se muestran las especificaciones del diseño y rendimiento del cohete Isaías.

Tabla 7. Especificaciones del cohete

COHETE	ISAIAS I	
Diámetro Cuerpo	71.7 mm	
Envergadura	87.7 mm	
Materiales	Compuestos	
Longitud	130 mm	
Aletas	4 Trapezoidales	
Masa Total	1572 gr	
Cofia	Ojiva	
Carga útil	262 gr/ Computadora de vuelo	
Velocidad Máxima	360 m/s, Mach 1.05	
Apogeo	1702 m	
Tiempo hasta el Apogeo	15 s	
Estabilidad	0.85 calibres	

Fuente Murcia, J., & Pachón, S. (2012). Desarrollo y construcción de cohetes sonda por parte del semillero de investigaciones Aerodes&I-coheteria. *Perfiles Libertadores*.

6.1 ESPECIFICACIONES DE LOS MOTORES

Para ver en detalle los cálculos del diseño de los motores cohetes de propelente sólido utilizados en el Isaías I, por favor revisar el artículo “Diseño de los motores cohete de propelente sólido para el despegue asistido de un vehículo aéreo no tripulado (VANT)”.¹⁷⁷

Tabla 8 Generalidades del motor

Generalidades del motor	
Empuje max (N)	264
Empuje promedio (N)	191
Factor de seguridad de la cámara de combustión	10
Presión máxima (Mpa)	2,5
Flujo másico Kg/s	0,00146
Velocidad de Salida (m/s)	1518,57

Fuente: Murcia, J., Diseño de los motores cohete de propelente sólido para el despegue asistido de un vehículo aéreo no tripulado (VANT).

Para ver los planos y detalles del motor del cohete Isaías I, por favor dirigirse a los Anexos A, B, C, D, E, y F.

6.2 ESPECIFICACIONES DE LA ESTRUCTURA

Los diseños de la estructura fueron propuestos por el ingeniero Jhonathan Murcia y publicados en el artículo “Experiencia del diseño del cohete atmosférico Isaías I por parte del semillero de investigaciones Aerodes&I-coheteria”.¹⁷⁸ Para ver los planos y detalles de la estructura del cohete Isaías I, por favor dirigirse a los Anexos G, H, I, J, K y L.

¹⁷⁷ Murcia, J., & Gómez, S. (2012). Diseño de los motores cohete de propelente sólido para el despegue asistido de un vehículo aéreo no tripulado (VANT). *TecnoESUFA*, 17, 29-39.

¹⁷⁸ Murcia, J., & Pachón, S. (2014). Experiencia del diseño del cohete atmosférico Isaías I por parte del semillero de investigaciones Aerodes&I-coheteria. *Coningenio*, 4, 180-187.

6.3 ESPECIFICACIONES DE RECUPERACIÓN

El paracaídas implementado es de tipo semiesférico y está disponible en el semillero de investigación. Los detalles del diseño y fabricación se encuentran en el trabajo de grado “Diseño, desarrollo y pruebas del sistema de recuperación para el cohete sonda Libertador I”¹⁷⁹ de la Fundación Universitaria Los Libertadores.

6.4 ESPECIFICACIONES DE CARGA UTIL

El sistema dispuesto para el cohete Isaías I se encuentra publicado en los trabajos de grado “Simulación de una computadora de vuelo para el control de un cohete sonda” de Deisy Rodríguez¹⁸⁰ y el “Diseño detallado e integración de un sistema de recuperación para el cohete sonda Libertador I” de Gerliz Amado y Lina Mendoza,¹⁸¹ los cuales proporcionaron aportes para determinar los tipos de sensores y su respectiva programación.

¹⁷⁹ Castillo, L., & Jiménez, N. (2014). *Diseño, desarrollo y pruebas del sistema de recuperación para el cohete sonda Libertador I*. Bogotá: Tesis de grado. Fundación Universitaria Los Libertadores.

¹⁸⁰ RODRÍGUEZ, Deisy. Simulación de una computadora de vuelo para el control de un cohete sonda. Bogotá 2014.

¹⁸¹ AMADO G., MEDOZA L. Construcción del sistema de recuperación para el cohete Libertador I. Bogotá 2017.

7 COSTOS DEL DESARROLLO DEL COHETE

Debido a que algunos subsistemas del cohete realizados por los estudiantes del semillero se encontraban deteriorados e inservibles y otros solo estaban siendo objeto de estudio, se tuvieron que fabricar nuevamente para la continuidad del proyecto.

Por lo tanto, se llevó a cabo un estudio referente a los costos de fabricación de cada subsistema, así como el respectivo análisis de factores involucrados directamente con el desarrollo del proyecto y se tabularon en la tabla 7.

Tabla 9. Costos de fabricación cohete Isaías I

DESCRIPCIÓN	COSTO TOTAL
SISTEMA DE PROPULSIÓN	\$ 400.000
SISTEMA IGNITOR	\$ 150.000
SISTEMA ESTRUCTURAL	\$ 200.000
SERVICIO DE TERCEROS (Mano de obra, torno, pintura)	\$ 500.000
TRANSPORTE Y LOGISTICA	\$ 250.000
TOTAL	\$ 1'500.000

Fuente: Autores

8 NORMATIVAS Y REGLAMENTOS OFICIALES

NATIONAL ASSOCIATION OF ROCKETRY

Código de Seguridad del modelista espacial.

- 1. Materiales de construcción.** Utilizaré únicamente materiales ligeros y no metálicos para construir todas las partes de mi modelo de cohete como son el cono, el cuerpo y las aletas.
- 2. Motores.** Utilizaré únicamente motores comerciales que estén certificados para modelos de cohete. y no los modificaré o los utilizaré para otros propósitos, excepto para los que recomienda el fabricante.
- 3. Sistema de ignición.** Lanzaré mis cohetes mediante un sistema eléctrico seguro, y utilizaré para ello ignitores eléctricos. Mi Sistema de ignición dispondrá de una llave de seguridad conectada en serie con el interruptor de disparo. El interruptor de disparo deberá regresar a la posición de "desconectado" en cuanto quede liberado.
- 4. Fallos en la ignición.** Si mi cohete no despega cuando presione el interruptor de disparo, retiraré la llave de seguridad, o desconectaré la batería del Sistema de ignición, y esperaré al menos 60 segundos tras el último intento de disparo antes de permitir que alguien se acerque al cohete.
- 5. Seguridad en el lanzamiento.** Realizaré una cuenta regresiva y me aseguraré de que los presentes presten su atención y de que se encuentren fuera del perímetro de seguridad antes de efectuar el lanzamiento. El perímetro de seguridad se establecerá a una distancia mínima de 5 metros desde la plataforma de lanzamiento cuando se lancen cohetes con motores del tipo D o de menor potencia, y de 10 metros cuando se lancen cohetes de mayor potencia. Si no tuviera la certeza de que el modelo es estable y seguro para ser lanzado, realizaré las pruebas que sean necesarias para confirmar su estabilidad antes del lanzamiento.

- 6. Lanzadores.** Lanzaré mis cohetes desde una rampa, una torre o una guía de lanzamiento cuya inclinación sea inferior a 30° respecto a la vertical para asegurarme de que el cohete vuele en una dirección recta, lo más cercana a la vertical que sea posible, y utilizaré un deflector en la base de la plataforma para evitar el contacto directo de la llama de combustión con el suelo y prevenir así posibles incendios. Para prevenir posibles daños a los ojos, colocaré los lanzadores de forma que el extremo de la guía o de la rampa estén por encima del nivel de los ojos o en su defecto, taparé y señalaré dicho extremo con una cinta o cubierta llamativa mientras no se esté realizando un lanzamiento.
- 7. Tamaño del cohete.** Los modelos de cohete de categoría inferior a los HPR no pesarán más de 1500 gramos en el despegue y sus motores no tendrán en suma más de 125 gramos de combustible o 320 N·s de impulso total. Si mi cohete pesa más de 453 gramos o utilizo motores que en suma tengan más de 113 gramos de combustible, velaré por el estricto cumplimiento de las normativas establecidas por la Federación Nacional de Aeronáutica antes de realizar el lanzamiento.
- 8. Seguridad en el vuelo.** No lanzaré mi cohete dirigido hacia objetivos aéreos o terrestres, hacia el interior de las nubes, o cerca de aeronaves, parapentes o aerostáticos, y no colocaré explosivos o materiales inflamables en la sección de carga útil de mi cohete.
- 9. Lugar del lanzamiento.** Lanzaré mis cohetes en exteriores, en áreas despejadas de obstáculos. Estas áreas serán tan grandes como se indica en la tabla sobre las dimensiones del lugar de lanzamiento, y en condiciones meteorológicas propicias, con vientos inferiores a 32 km/h. Me aseguraré de que el lugar de lanzamiento esté despejado de materiales inflamables como hierba seca, grasas, y derivados del petróleo.
- 10. Sistema de recuperación.** Utilizaré un sistema de recuperación en forma de serpentín, paracaídas, girocóptero o planeador para que el cohete regrese a tierra de forma segura y sin sufrir daños, y así pueda volar de nuevo. Asimismo, utilizaré un algodón ignífugo como medio de protección del Sistema de recuperación en el interior de mi cohete.

11. Seguridad en la recuperación. No intentaré recuperar un modelo de cohete que haya quedado enganchado en líneas aéreas de alta tensión, árboles altos o sitios peligrosos.

CONCLUSIONES

1. Gracias a la información y desarrollo aportado en trabajos de grado, artículos y proyectos de años anteriores dentro del semillero, se logró realizar un diagnóstico satisfactorio y se concluyó que era necesario la construcción de un nuevo sistema de propulsión, ignición, estructura y eyección.
2. Durante las pruebas funcionales se siguió la metodología comparativa y la herramienta en “V”, que nos permitió dar un seguimiento de mejora continua a los subsistemas aplicando procedimientos de construcción, pruebas y verificación.
3. Debido al deterioro del sistema estructural del primer cohete Isaías, se construyó un nuevo sistema estructural donde se planteó una mejora significativa en el acople de las aletas.
4. Durante la ejecución del proyecto, se realizó un protocolo para la integración de los subsistemas del cohete sonda ISAÍAS I, con el fin de estandarizar una práctica segura.

RECOMENDACIONES

Seguir la metodología establecida del trabajo de grado “Análisis del rendimiento del propelente sólido tipo amateur mediante ballistic evaluation motor (BEM) y selección de la tobera más adecuada para su uso en el cohete sonda Libertador I.” de Fabián Gómez y Huindi Leiva para preparar el propelente con el propósito de utilizarlo para el lanzamiento del cohete ISAIAS I.

Evaluar la opción de otro paracaídas, ya que en la prueba que se hizo del mecanismo de eyección, el paracaídas no tenía la suficiente resistencia al avance como para desacelerar la caída del sistema de eyección y carga paga (véase el video <https://www.youtube.com/watch?v=HxvBu68jPh4>)

El cohete ISAIAS I está 100% diseñado en CAD, con propósitos académicos por lo que se recomienda hacer una impresión 3D de modelos a escala en plástico ABC. Los archivos de Solid Edge ST8 se encuentran en el banco de información del semillero de investigación Aerodes&I-coheteria.

Se recomienda seguir el protocolo de lanzamiento establecido por el ingeniero Jhonathan Murcia Piñeros o cualquier otro que cumpla con las normas de operación para cohetes modelo de clase G, y seguir todas las indicaciones reglamentadas en el código NFPA 1122 Code for Model Rocketry.

BIBLIOGRAFÍA

Alcaldía del municipio. (01 de Marzo de 2015). *Información general de Villa de Leyva*. Obtenido de <https://es.wikipedia.org/wiki/Villa_de_Leyva>

Amado, G., & Mendoza, L. (2017). *Construcción del sistema de recuperación para el cohete Libertador I*. Bogotá: Tesis de grado. Fundación Universitaria Los Libertadores.

APOGEE COMPONENTS. (16 de Abril de 2013). *Building a Level 2 Fiberglass Rocket - Part 11: Attach the altimeter to the ebay sled*, Video. (Apogee Rockets) Obtenido de <https://www.apogeerockets.com/Advanced_Construction_videos/Rocketry_Video_111>

APOGEE COMPONENTS. (16 de Abril de 2013). *Building a Level-2 Fiberglass Rocket - Part 13: Mount the ejection canisters and the terminal blocks to the e-bay bulkheads*. (Apogee Rockets) Obtenido de <https://www.apogeerockets.com/Advanced_Construction_Videos/Rocketry_Video_113>

Arlazorov, M. (30 de Mayo de 2013). *Konstantin Eduardovich Tsiolkovsky*. Obtenido de <<https://www.britannica.com/biography/Konstantin-Eduardovich-Tsiolkovsky>>

Asme Boiler and Pressure Vessel Code-Section II.

Aviation Safety Bureau . *Federal Aviation Regulations*. Obtenido de <<http://www.aviation-safety-bureau.com/federal-aviation-regulations.html>>

Barber, T. *National Association of Rocketry - Laws & Regulations*. Obtenido de <<http://www.nar.org/find-a-local-club/section-guidebook/laws-regulations/>>

Benson, T. (12/June/2014, 22/Oct/2015). *NASA Rocket Index*. Obtenido de <<https://spaceflightsystems.grc.nasa.gov/education/rocket/shortr.html>>

Bolívar, M., & Sabogal, A. (26 de Diciembre de 2011). Más que un sueño, una realidad. Historia preliminar de la cohetería en Colombia. *Asociación Astronáutica Colombiana ASTCOL*.

- Calderón, O., & Murcia, J. (2009). Diseño conceptual y preliminar de un vehículo que transporta carga útil de una tonelada a orbitas bajas". *TecnoESUFA*, 11, 36-41.
- Castillo, L., & Jiménez, N. (2014). *Diseño, desarrollo y pruebas del sistema de recuperación para el cohete sonda Libertador I*. Bogotá: Tesis de grado. Fundación Universitaria Los Libertadores.
- Cerón, H., & Gómez, S. (2012). Determinación de la presión crítica en la cámara de combustión en un motor cohete. *TecnoESUFA*, 18, 24-28.
- Cerón, H., Gómez, F., Murcia, J., Gómez, S., & Rojas, F. (2012). Modelación dinámica del sistema de recuperación de un cohete. *Congreso Internacional en Ciencia y Tecnología Aeroespacial (CICTA)*. Bogotá.
- Cerón, H., Murcia, J., Gómez, S., Castillo, L., & Jiménez, N. (2013). Análisis computacional de flujo atmosférico alrededor del sistema de recuperación de un cohete sonda. *Congreso Internacional de Materiales, Energía y Medio Ambiente*. Bogotá.
- Deputy, G. *What are the laws and regulations?* Obtenido de <<http://www.flyrockets.com/regulations.asp>>
- Electronic Code of Federal Regulations*. (23 de Julio de 2018). Obtenido de <<https://www.ecfr.gov/cgi-bin/text-idx?c=ecfr&rgn=div5&view=text&node=14:2.0.1.3.15&idno=14>>
- Fleeman, E. (2006). *Tactical Missile Design* (2 ed.). AIAA.
- Forsberg, K., Mooz, H., & Cotterman, H. (2005). *Visualizing Project Management* (3 ed.). Nueva York, NY: John Wiley and Sons.
- Garzón, D., Duque, C., & Roa, M. (2004). *Introducción General a la Tecnología de la Propulsión*. Bogotá: Universidad Nacional de Colombia.
- Gatland, K. (1985). *Los inicios de la exploración del espacio. Biblioteca de divulgación científica Muy Interesante* (Vol. 2). Ediciones Orbis S.A.
- Gómez, F., & Huindi, L. (2015). *Análisis del rendimiento del propelente solido tipo amateur mediante ballistic evaluation motor (BEM) y selección de la tobera más adecuada para su uso en el cohete sonda Libertador I*. Bogotá: Tesis

de grado. Fundación Universitaria Los Libertadores.

Hernández, I. (29 de Junio de 2017). *Pintura Camaleón*. Obtenido de <<https://pintarsinparar.com/blog/pintura-camaleon/>>

Humble, R., Henry, G., & Larson, W. (1995). *HUMBLE, R., HENRY, G., LARSON, W. Space Propulsion Analysis and Design. Space Technology Series*. McGraw-Hill.

Jrodriguez. (28 de Septiembre de 2008). *Metodología de desarrollo de software. El Modelo en V o de Cuatro Niveles*. Obtenido de <<http://www.iiiia.csic.es/udt/es/blog/jrodriguez/2008/metodologia-desarrollo-sotware-modelo-en-v-o-cuatro-niveles>>

Lara, D. (2013). *Diseño conceptual aerodinámico de un cohete sonda*. México DF: Tesis de grado. Instituto Politécnico Nacional.

Marconi, E. (06 de Diciembre de 2014). *NASA What is a sounding rocket?* Obtenido de <http://www.nasa.gov/missions/research/f_sounding.html>

Marjorie Lynch-Freshner and G-Wiz Partners. (2008). *G-Wiz HCX Flight Computer. User Manual Version 1.1*.

Maydew, R., & Peterson, C. (1991). *Design and Testing of High-Performance Parachutes*. AGAR Dograph 319.

Memorias del II encuentro de Historiadores. Villa de Leyva: Alcaldía Municipal. (2000).

Military Handbook. (17 de July de 1990). *Design of Aerodynamically Stabilized Free Rockets*. U.S. Army Missile Command.

Murcia, J., & Gómez, S. (2012). *Diseño de los motores cohete de propelente sólido para el despegue asistido de un vehículo aéreo no tripulado (VANT)*. *TecnoESUFA*, 17, 29-39.

Murcia, J., & Pachón, S. (2012). *Desarrollo y construcción de cohetes sonda por parte del semillero de investigaciones Aerodes&l-cohetería*. . *Perfiles Libertadores*.

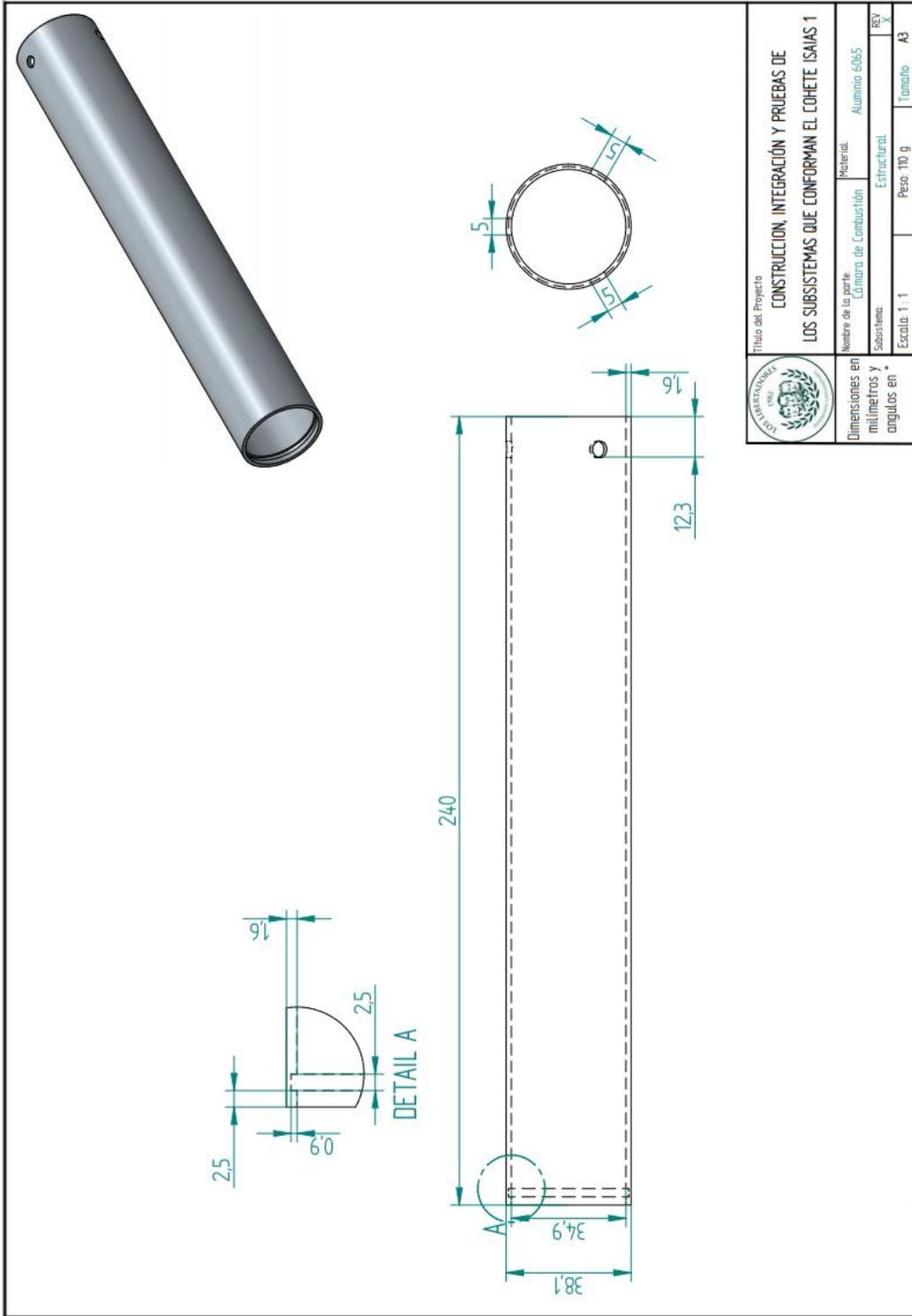
- Murcia, J., & Pachón, S. (2014). Experiencia del diseño del cohete atmosférico Isaías I por parte del semillero de investigaciones Aerodes&I-coheteria. *Coningenio*, 4, 180-187.
- Nakka, R. (05 de Noviembre de 2018). *Experimental Rocketry Website*. Obtenido de <<https://www.nakka-rocketry.net>>
- Nakka, R. *Teoría sobre motores cohete de propelente sólido*. (S. Garófalo, Trad.) Recuperado el 14 de Marzo de 2017
- NATIONAL ASSOCIATION OF ROCKETRY. (20 de Marzo de 2016). *Model Rocket Safety Code*. Obtenido de <<http://www.nar.org/safety-information/model-rocket-safety-code/>>
- NFPA 1122 Code for model rocketry. (2002).
- Ospina, D., & Roldan, L. (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*. Bogotá: Tesis de grado. Fundación Universitaria Los Libertadores.
- Pérez, E., Bermeo, N., & Fúquen, D. (2010). *Diseño y construcción de un motor cohete que produzca 800 newton de empuje*. Bogotá 2010: Tesis de grado. Universidad San Buenaventura.
- Pérez, S. (1999). *Cálculo de Motores Cohete con Propulsor Sólido*. Madrid: Academia de Artillería, Segovia.
- Recuenco, J. M. (2008). *Modelismo Espacial. Manual del constructor de modelos espaciales. Nivel de iniciación*. Creative Commons (documento de distribución gratuita).
- Riveros, F., & Rodriguez, L. (2010). *Diseño y construcción de un cohete aficionado controlado mediante el accionamiento de una tobera de empuje vectorial*. Bogotá: Tesis de grado. Universidad Militar Nueva Granada.
- Robledo Asencio, J. C. (2012). Importancia del diseño y construcción de cohetes sonda en Latinoamérica, Brasil y Argentina. *TecnoESUFA*, 18, 29-37.
- Robledo, J. (2012). *Importancia del diseño y construcción de cohetes sonda en latinoamerica, países con iniciativa*. Fundación Universitaria Los

Libertadores, Bogotá.

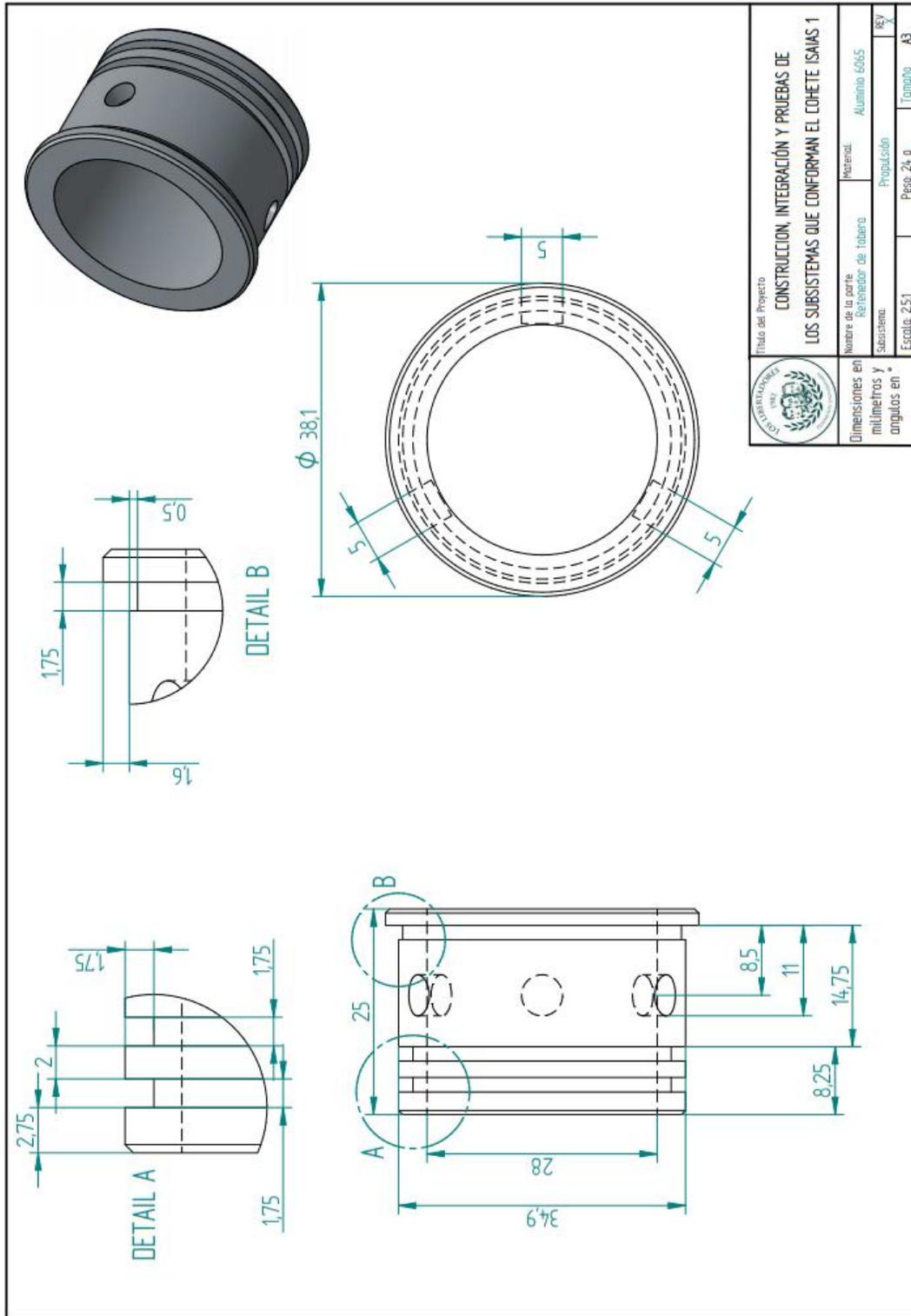
- Rodriguez, D. (2014). *Simulación de una computadora de vuelo para el control de un cohete sonda*. Bogotá: Tesis de grado. Fundación Universitaria Los Libertadores.
- Silva, D. (17 de Diciembre de 1973). Esto es enserio: Encontramos al quirote criollo de la investigación espacial. *Cromos*, 142, 128 – 131.
- Sistema de comunicaciones Universidad de Antioquia. (1997 - 2007). *Periódico Alma Mater – 10 años de Noticias, opiniones y análisis con el sello de la Universidad de Antioquia*, pág. 153.
- Sutton, G., & Biblarz, O. (2001). *Rocket Propulsion Elements* (17 ed.). John Wiley & Sons, Inc.
- Trujillo, J. (30 de Octubre de 2010). *La Carrera espacial, breve resumen*. Obtenido de <<http://joseluistrujillorodriguez.blogspot.com/2016/09/la-exploracion-espacial.html/>>
- Valderrama, W. (2017). *Diseño conceptual, preliminar y detallado de un sistema de ignición remoto para un motor cohete*. Bogotá: Tesis de grado. Fundación Universitaria Los Libertadores.

ANEXOS

ANEXO A

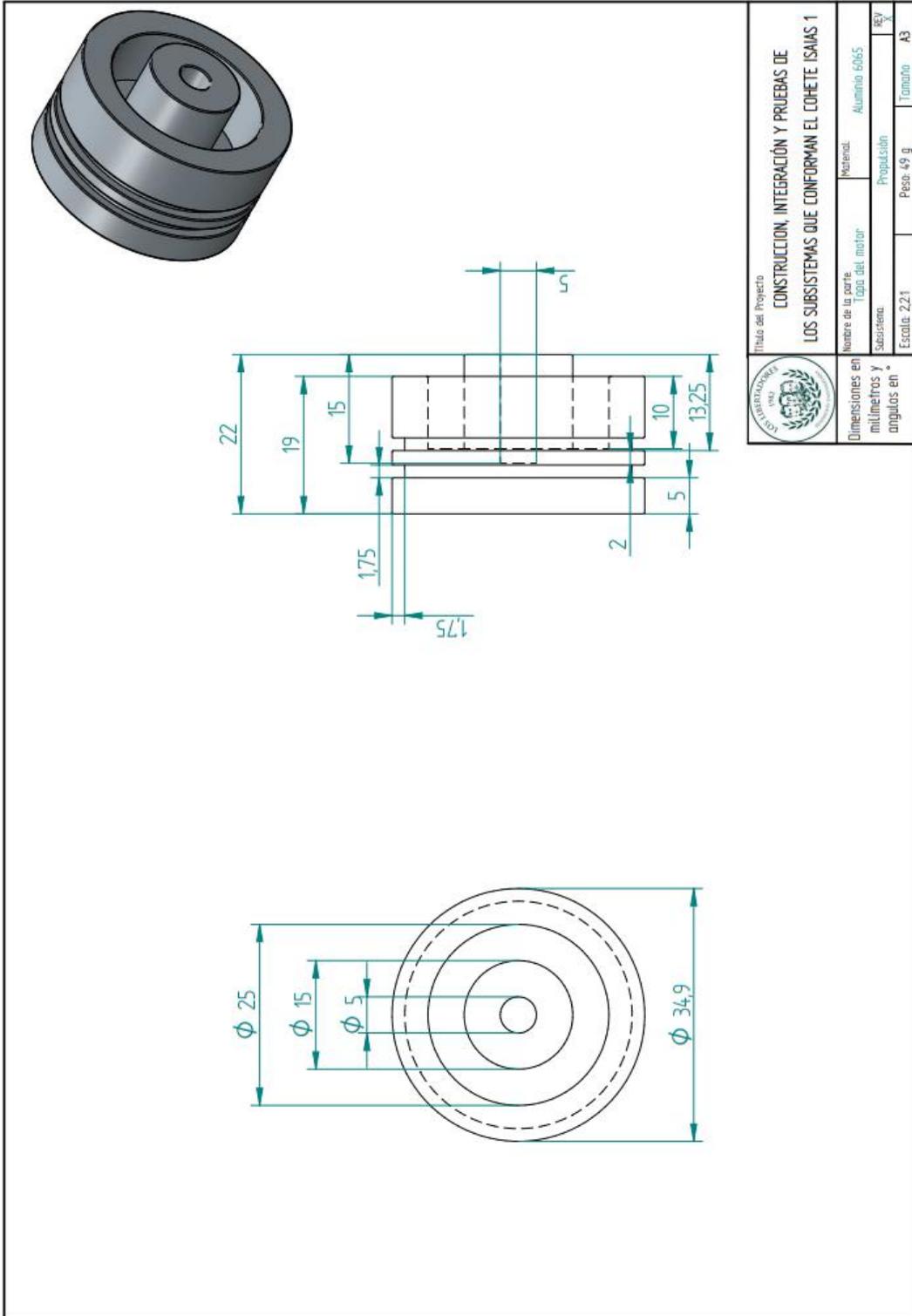


ANEXO B



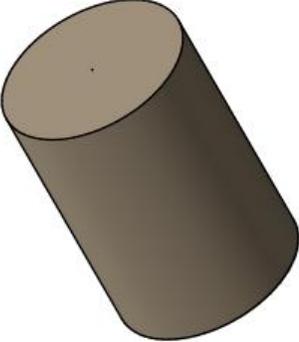
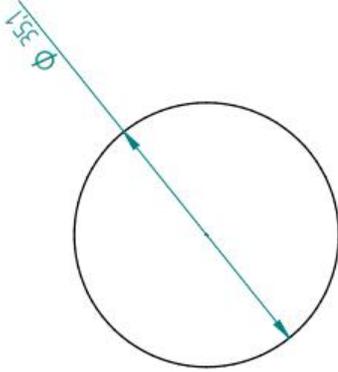
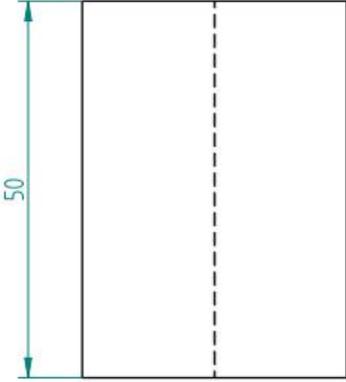
	Título del Proyecto CONSTRUCCION, INTEGRACIÓN Y PRUEBAS DE LOS SUBSISTEMAS QUE CONFORMAN EL COHETE ISAIAS 1	
	Nombre de la parte Retenedor de tubera	Material Aluminio 6065
Dimensiones en milímetros y ángulos en	Subsistema Propulsión	Peso 24 g
	Escala 2:51	Tamaño A3
		REV A

ANEXO C



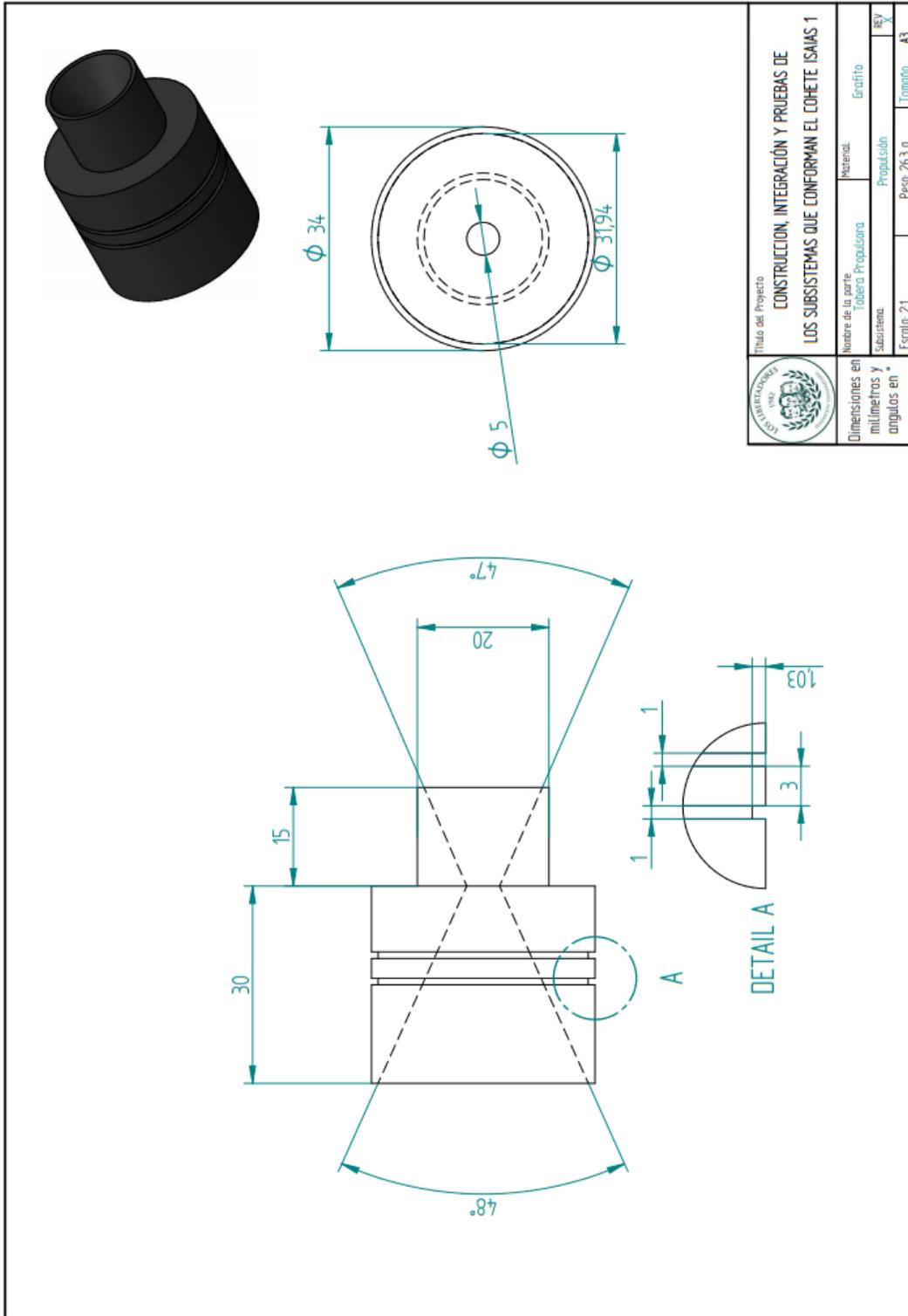
	Título del Proyecto CONSTRUCCIÓN, INTEGRACIÓN Y PRUEBAS DE LOS SUBSISTEMAS QUE CONFORMAN EL COHETE ISAÍAS 1	
	Nombre de la parte Tapa del motor	Material: Aluminio 6065
Dimensiones en milímetros y ángulos en	Subsistema: Propulsión	Peso: 49 g
	Escala: 2:1	Formato: A3

ANEXO D

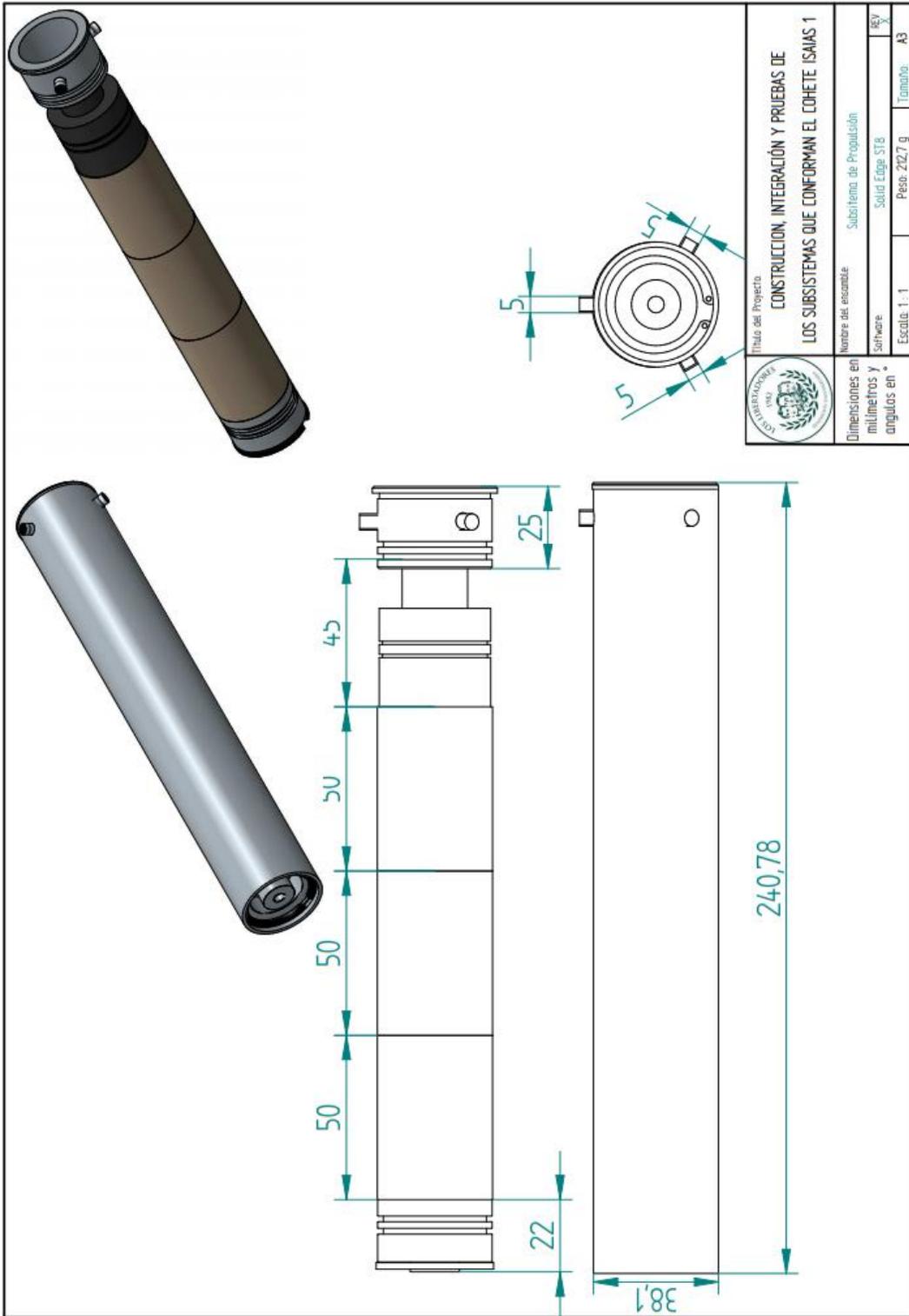
	Título del Proyecto CONSTRUCCIÓN, INTEGRACIÓN Y PRUEBAS DE LOS SUBSISTEMAS QUE CONFORMAN EL COHETE ISAIAS 1		
	Número de la parte Propulente sólido	Material KNO3 Nitrato de potasio	Propulsión
Dimensiones en milímetros y ángulos en	Escala: 2 : 1	Peso: 60 g	Tamaño: A3

ANEXO E

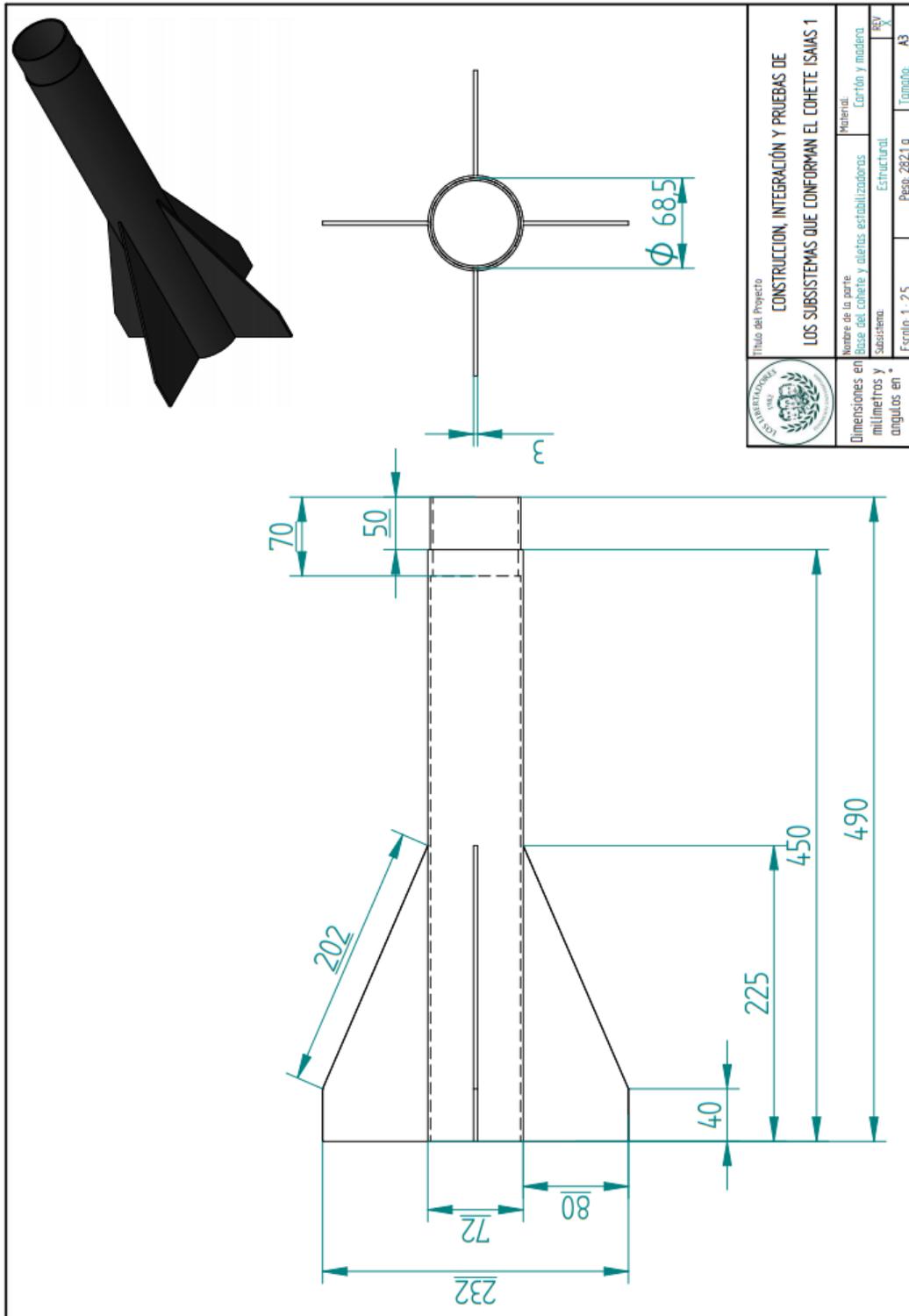


	Título del Proyecto CONSTRUCCIÓN, INTEGRACIÓN Y PRUEBAS DE LOS SUBSISTEMAS QUE CONFORMAN EL COHETE ISAMIA 1	
	Nombre de la parte Tablero Propulsora	Material Grafita
Dimensiones en milímetros y ángulos en °	Subistema Propulsión	Peso: 26.3 g
	Escala: 2:1	Tamaño: A3
		REV: 1

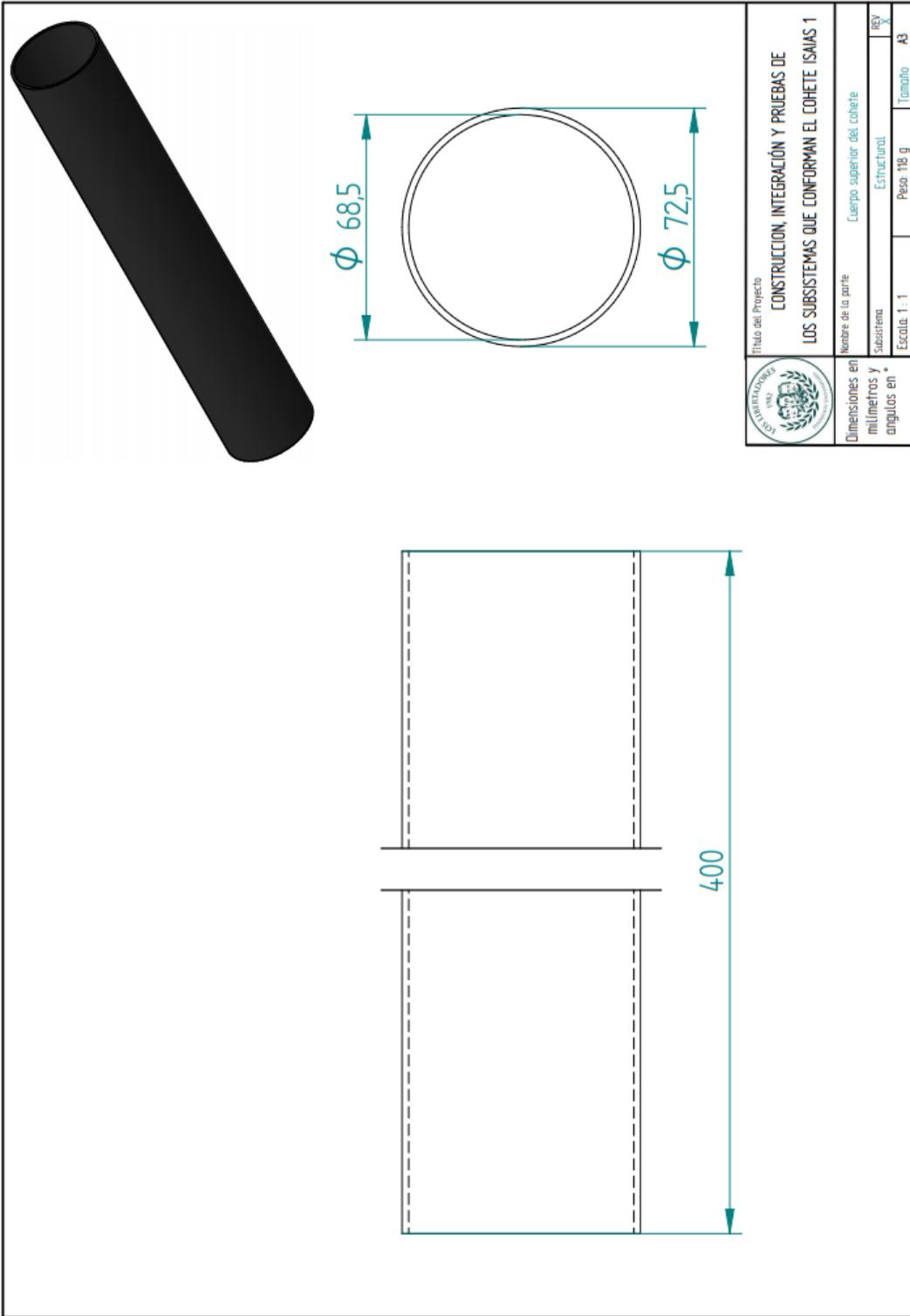
ANEXO F



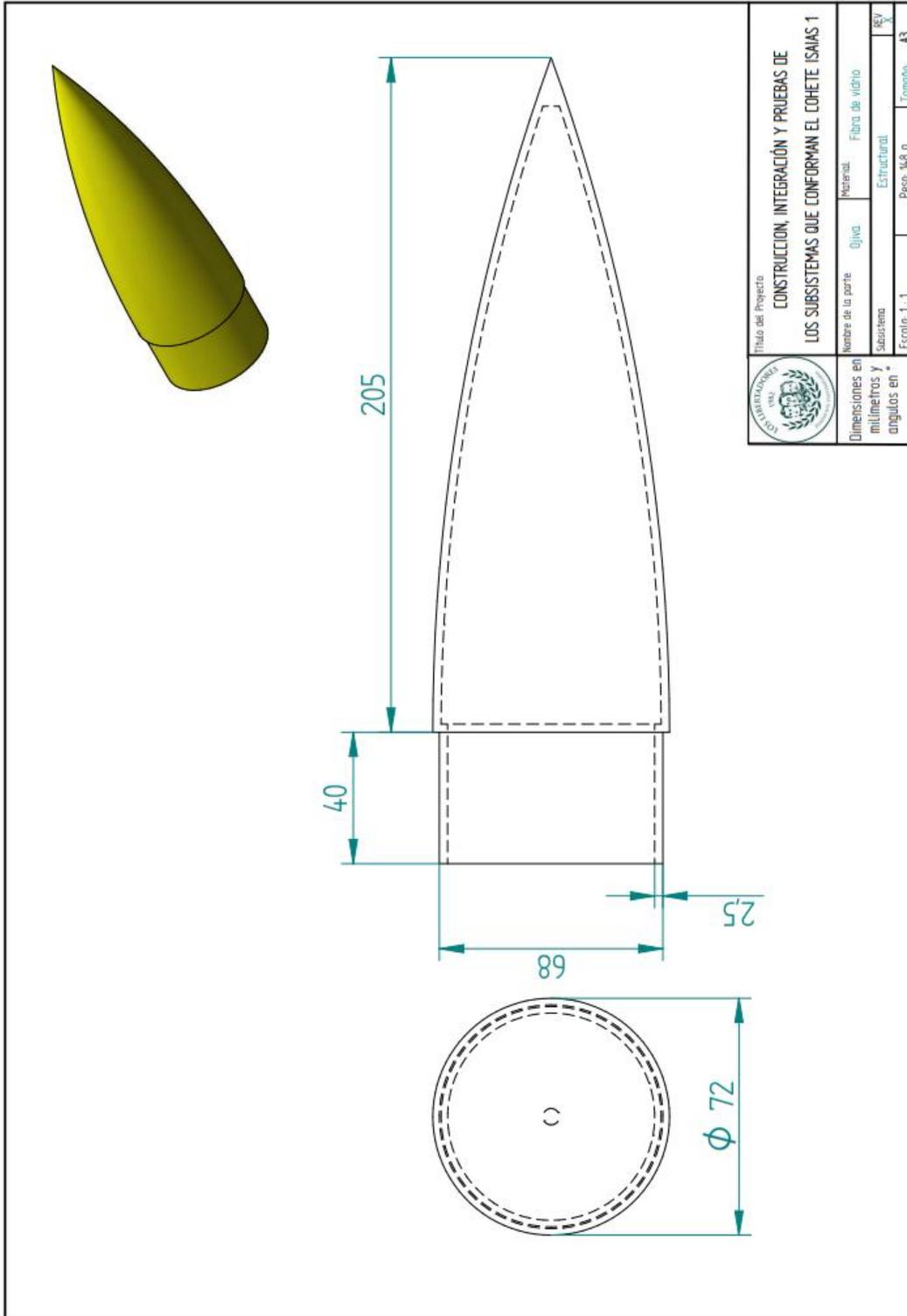
ANEXO G



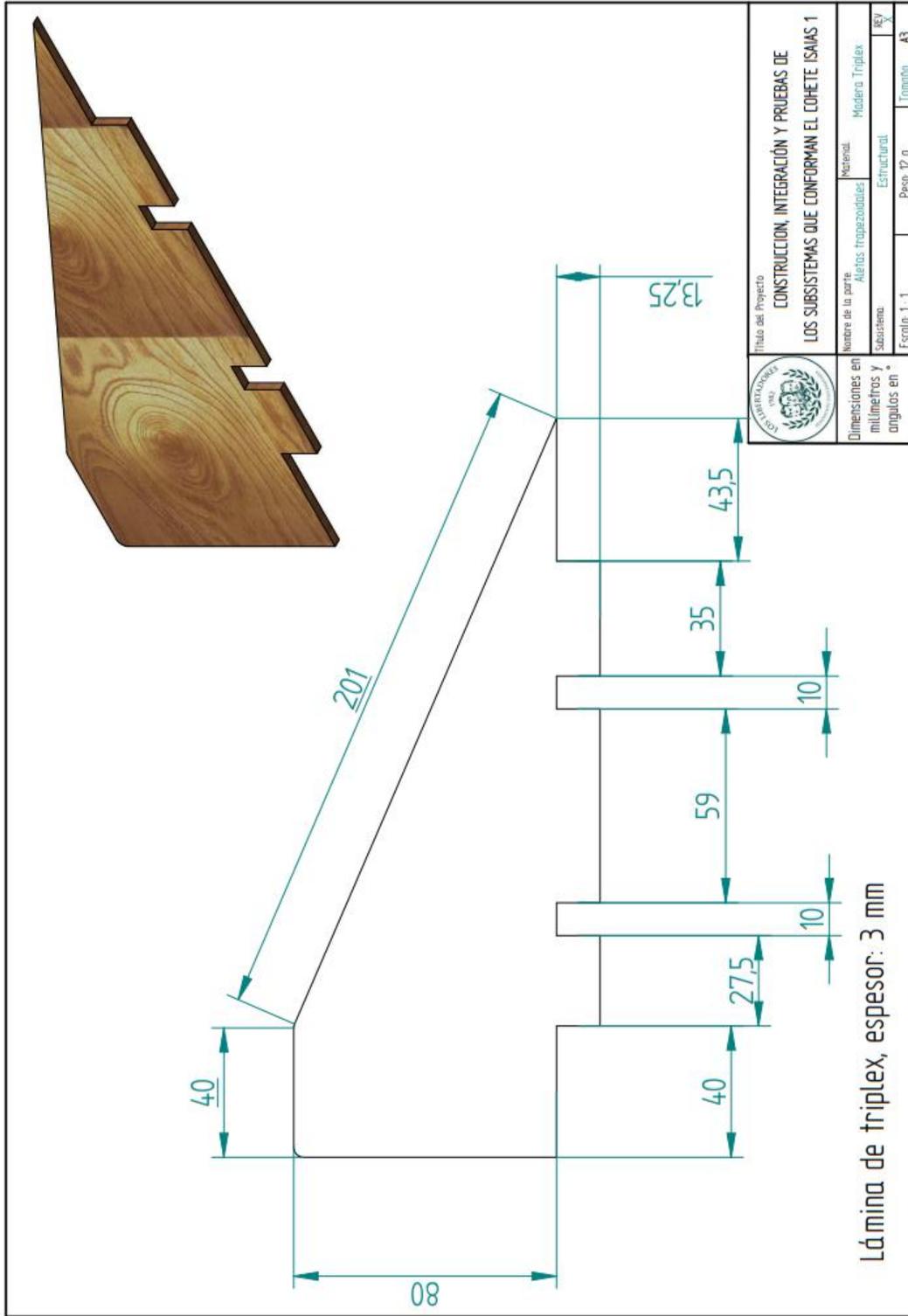
ANEXO H



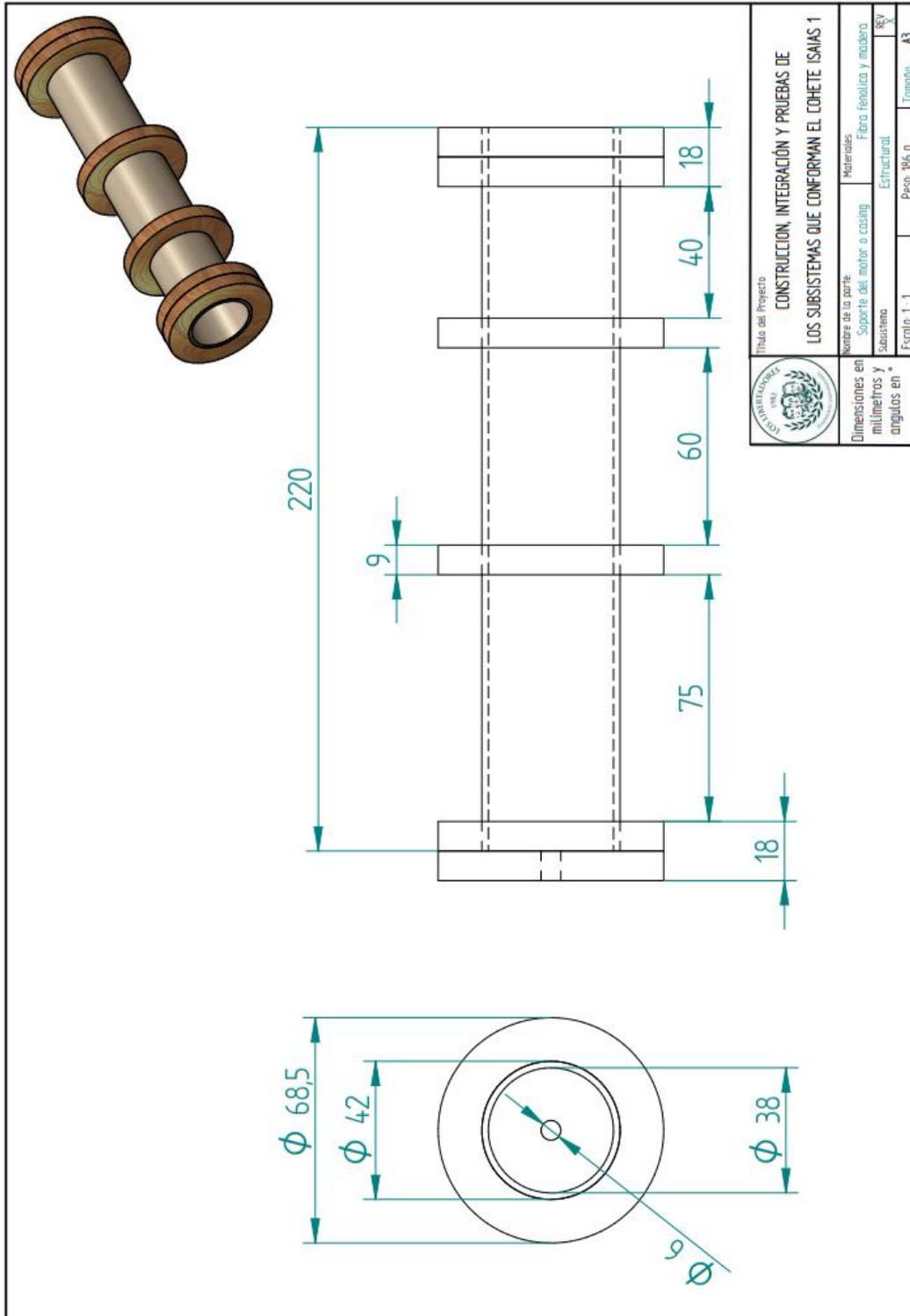
ANEXO I



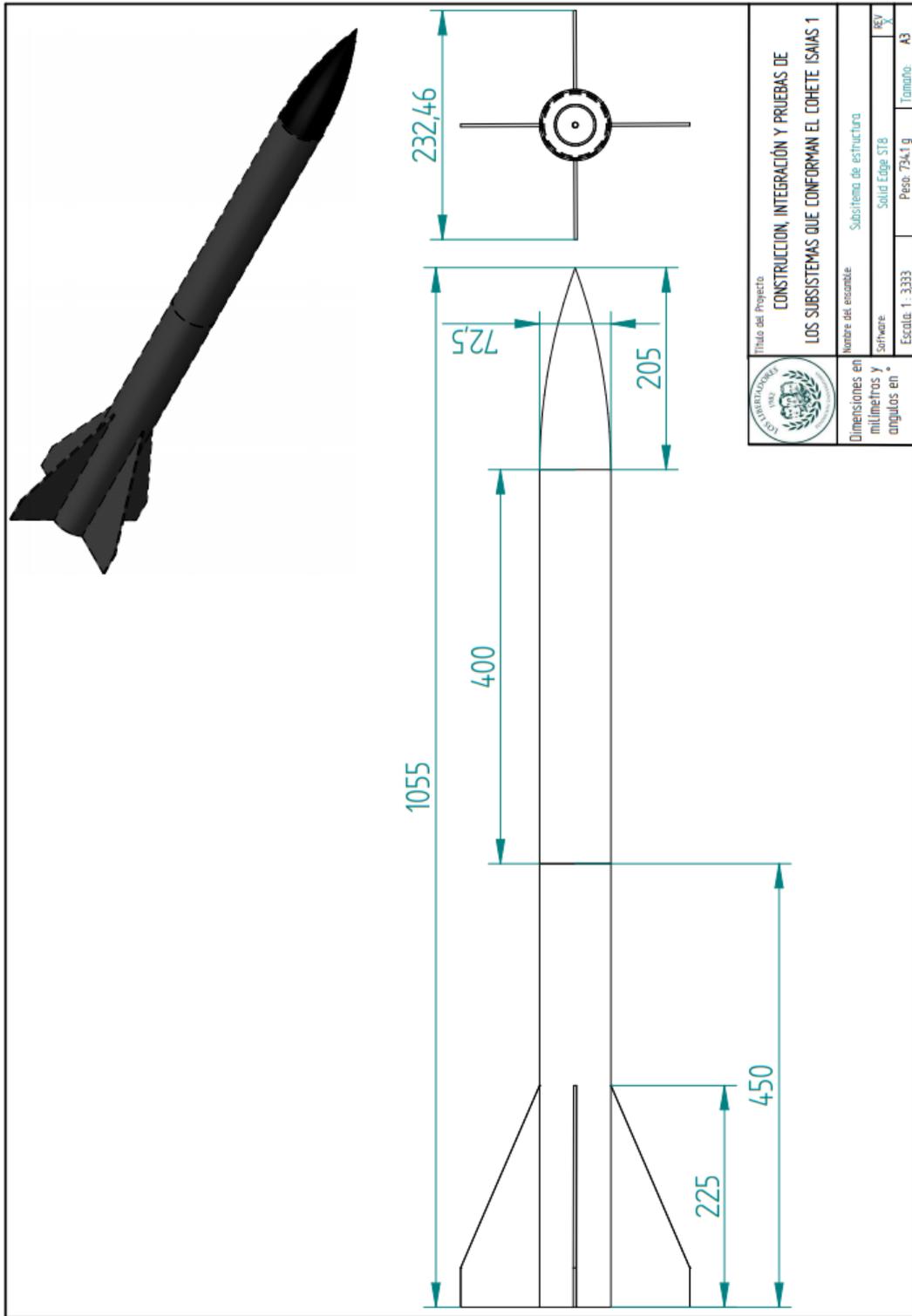
ANEXO J



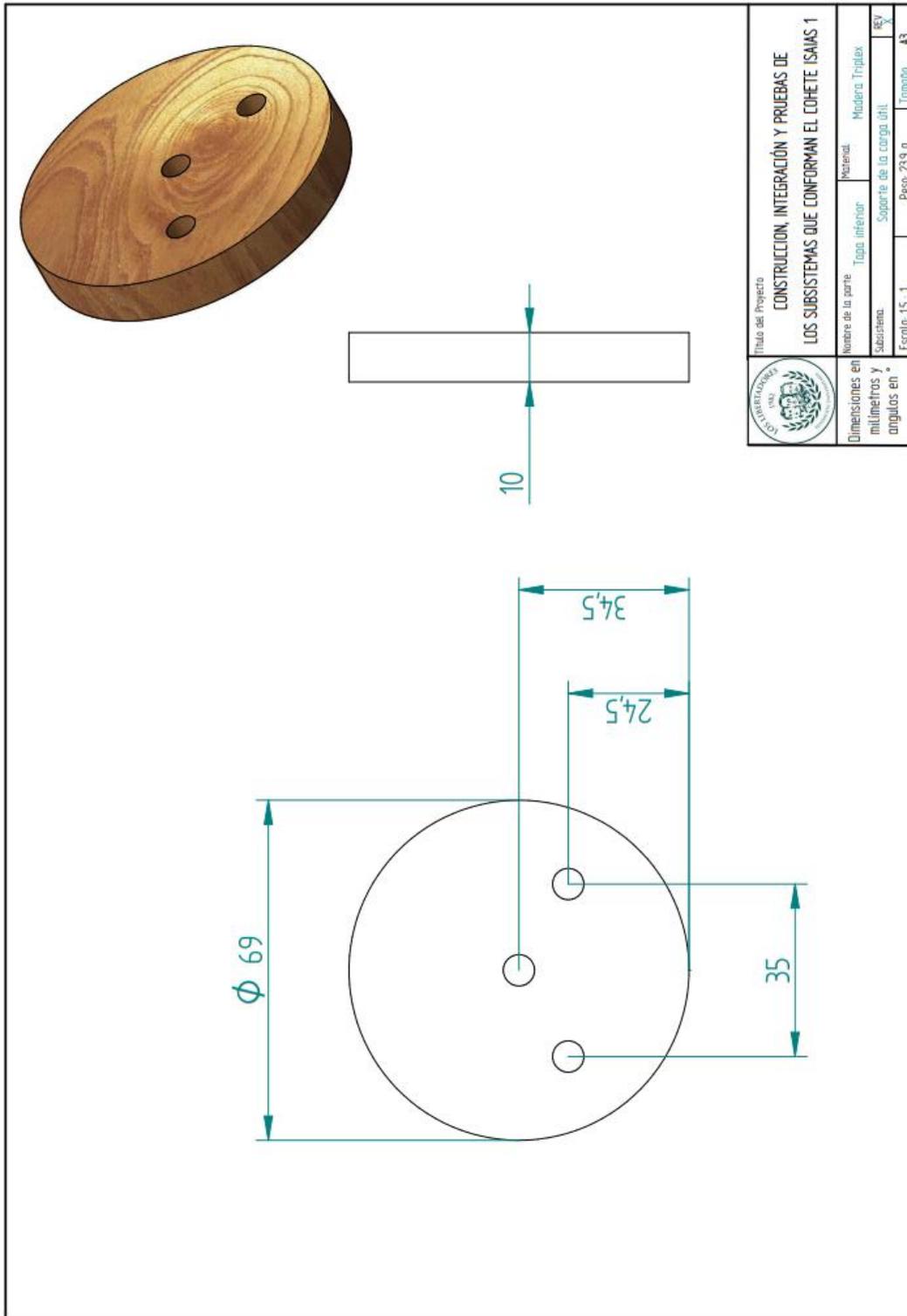
ANEXO K



ANEXO L

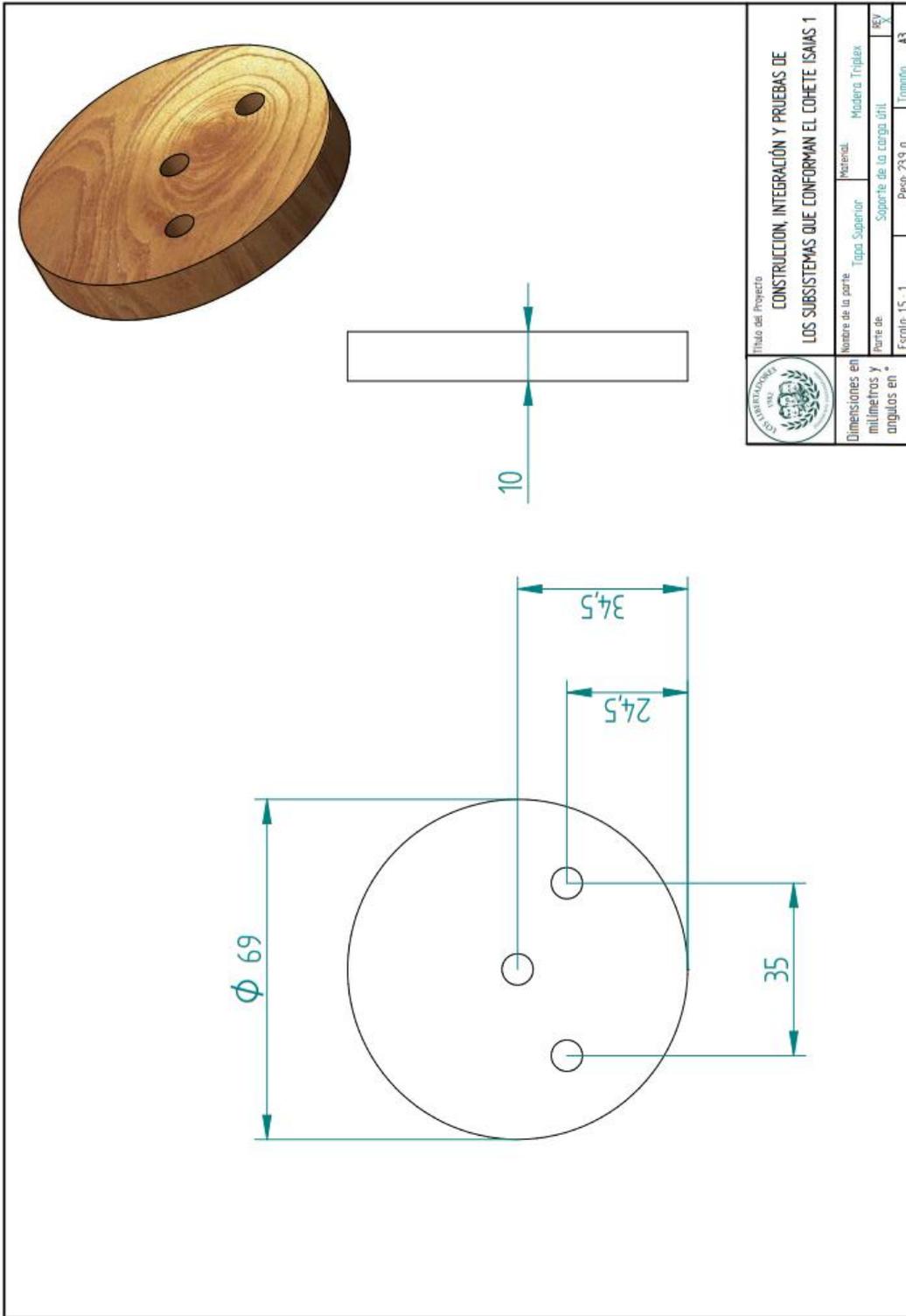


ANEXO M



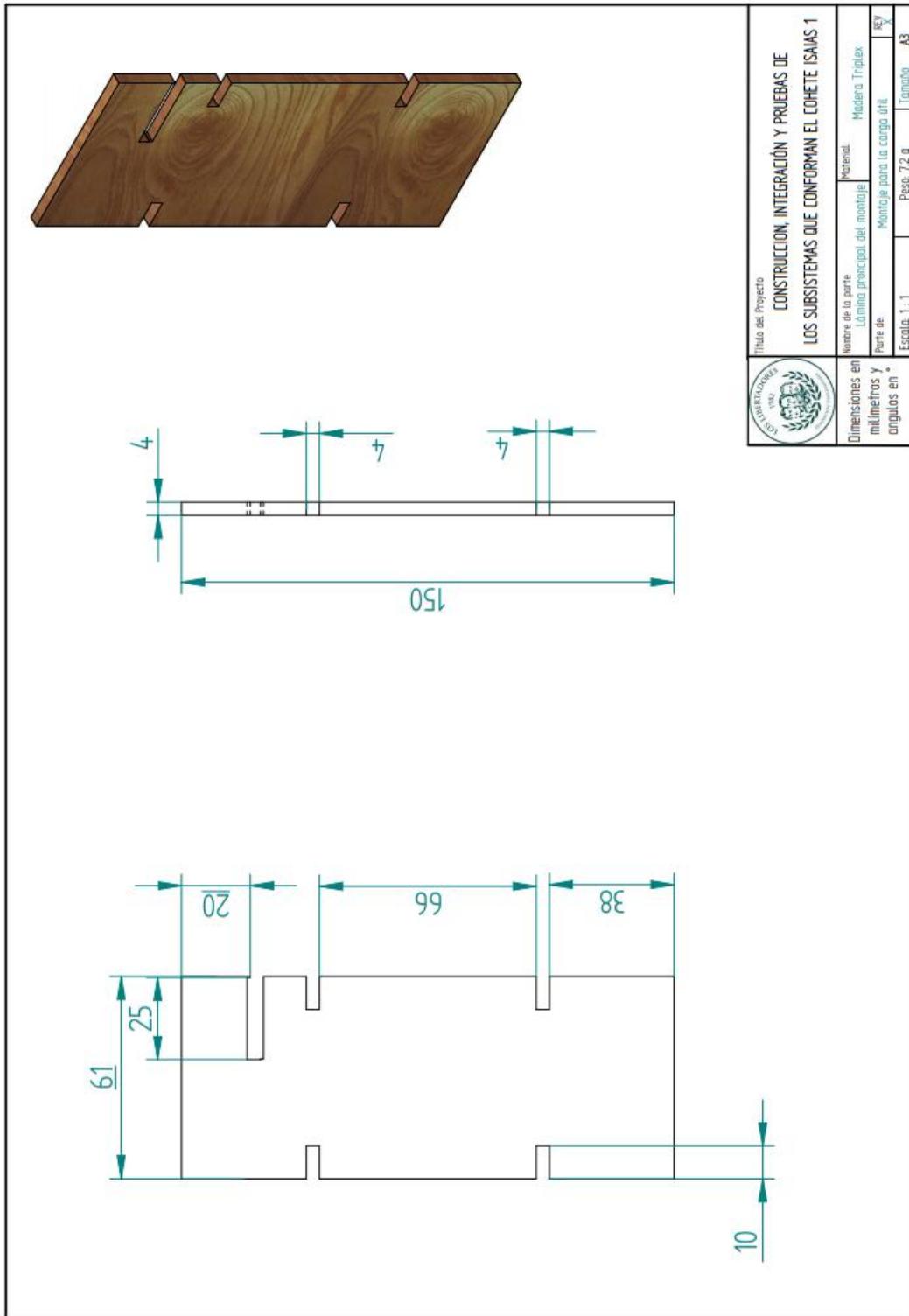
	Título del Proyecto CONSTRUCCIÓN, INTEGRACIÓN Y PRUEBAS DE LOS SUBSISTEMAS QUE CONFORMAN EL COHETE ISAÍAS 1			
	Nombre de la parte Tapa interior	Material Madera Triplax		
Dimensiones en milímetros y ángulos en °		Subsistema Soporte de la carga útil	Escala: 1:1	Peso: 23,9 g
			Tamaño A3	Key 85

ANEXO N



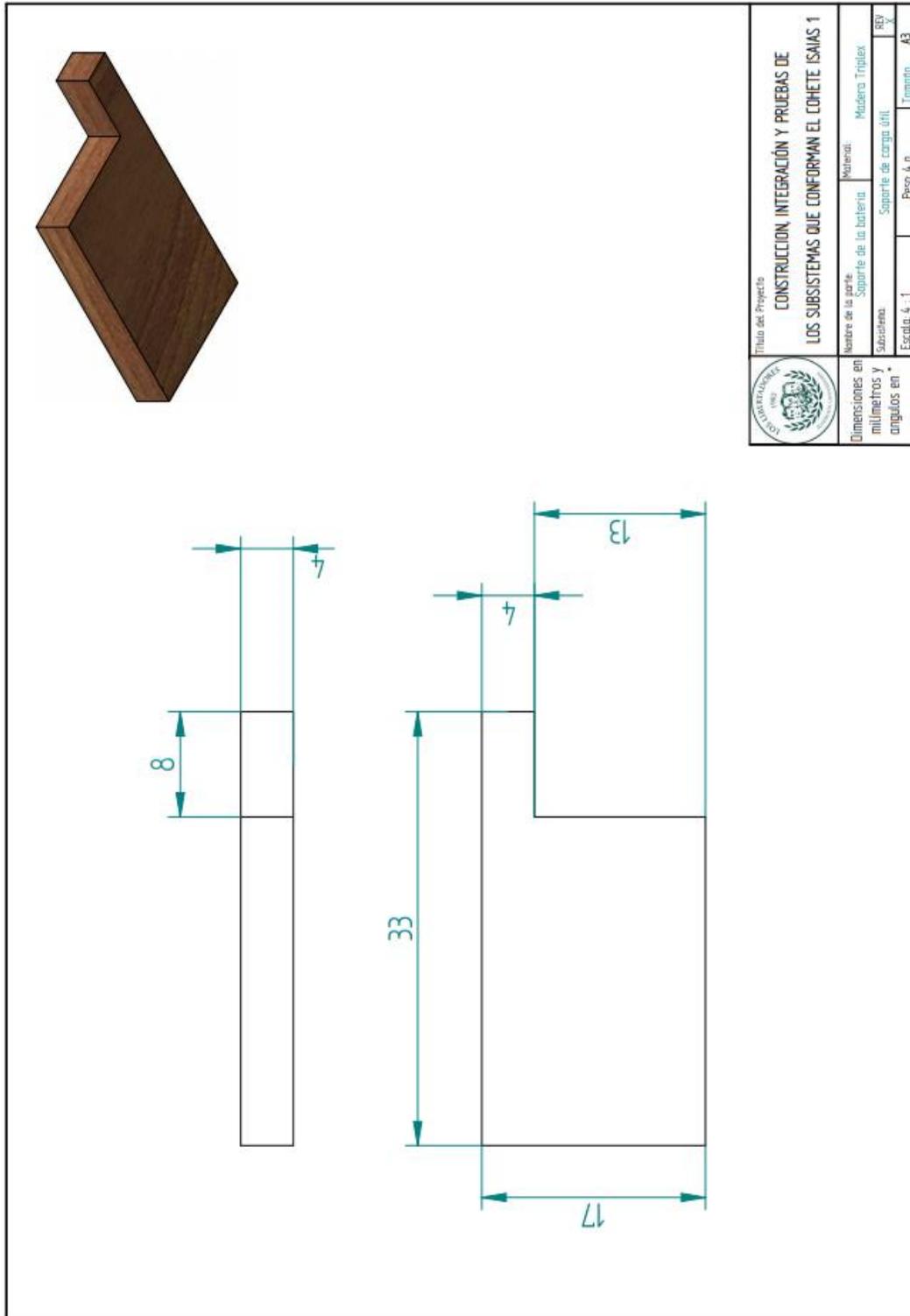
	Título del Proyecto CONSTRUCCIÓN, INTEGRACIÓN Y PRUEBAS DE LOS SUBSISTEMAS QUE CONFORMAN EL COHETE ISAMAS 1	
	Nombre de la parte Tapa Superior	Material Madera Triplex
Dimensiones en milímetros y ángulos en °	Parte de Soporte de la carga útil	Escala: 1:5 - 1
	Peso: 239 g	Tamaño: A3

ANEXO Ñ



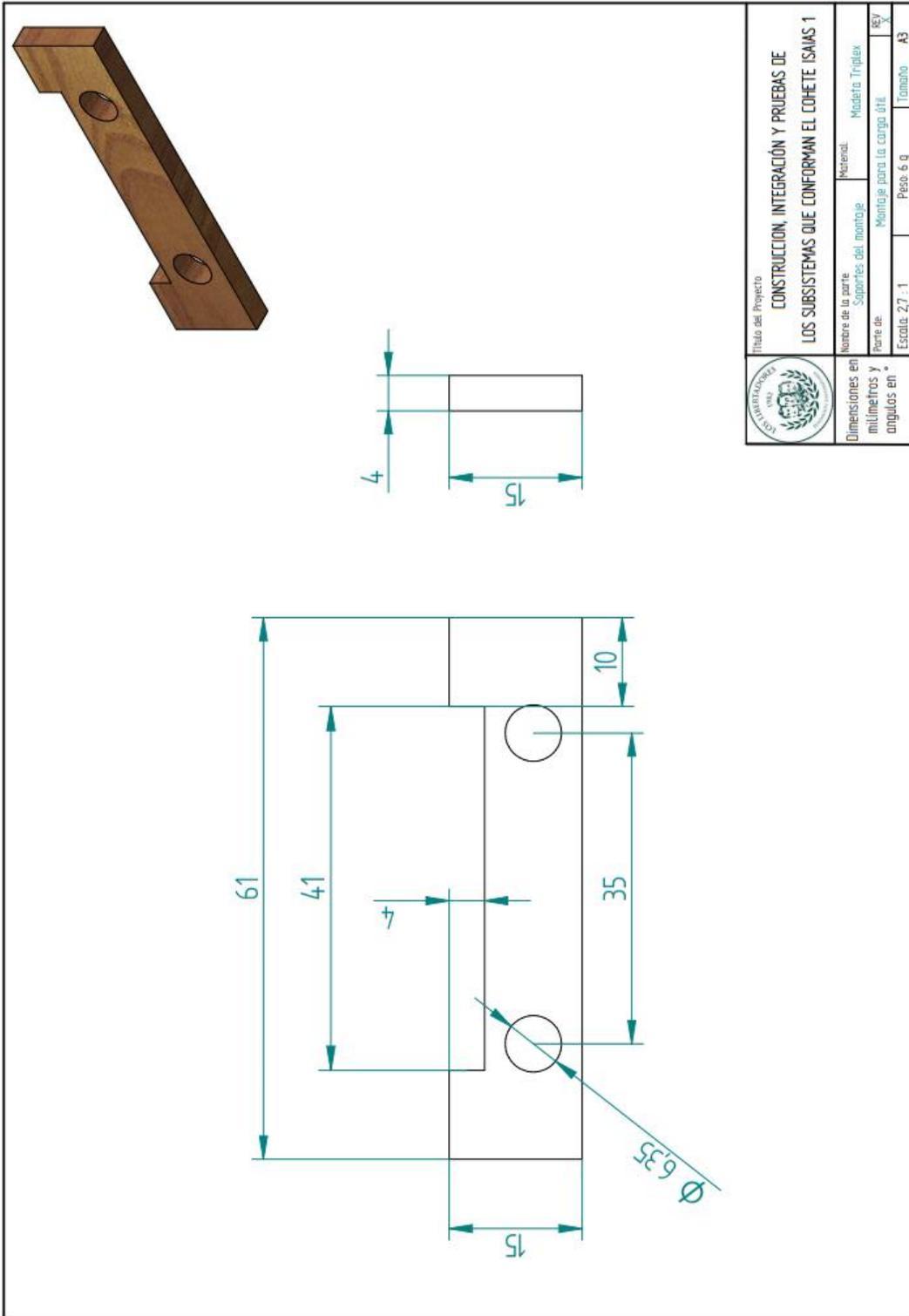
	Título del Proyecto CONSTRUCCIÓN, INTEGRACIÓN Y PRUEBAS DE LOS SUBSISTEMAS QUE CONFORMAN EL COHETE ISAMAS 1	
	Nombre de la parte Lámina principal del montaje	Material Madera Triplax
Dimensiones en milímetros y ángulos en °		Parte de Montaje para la carga útil
Escala: 1:1	Peso: 72 g	Tamaño: A3

ANEXO O

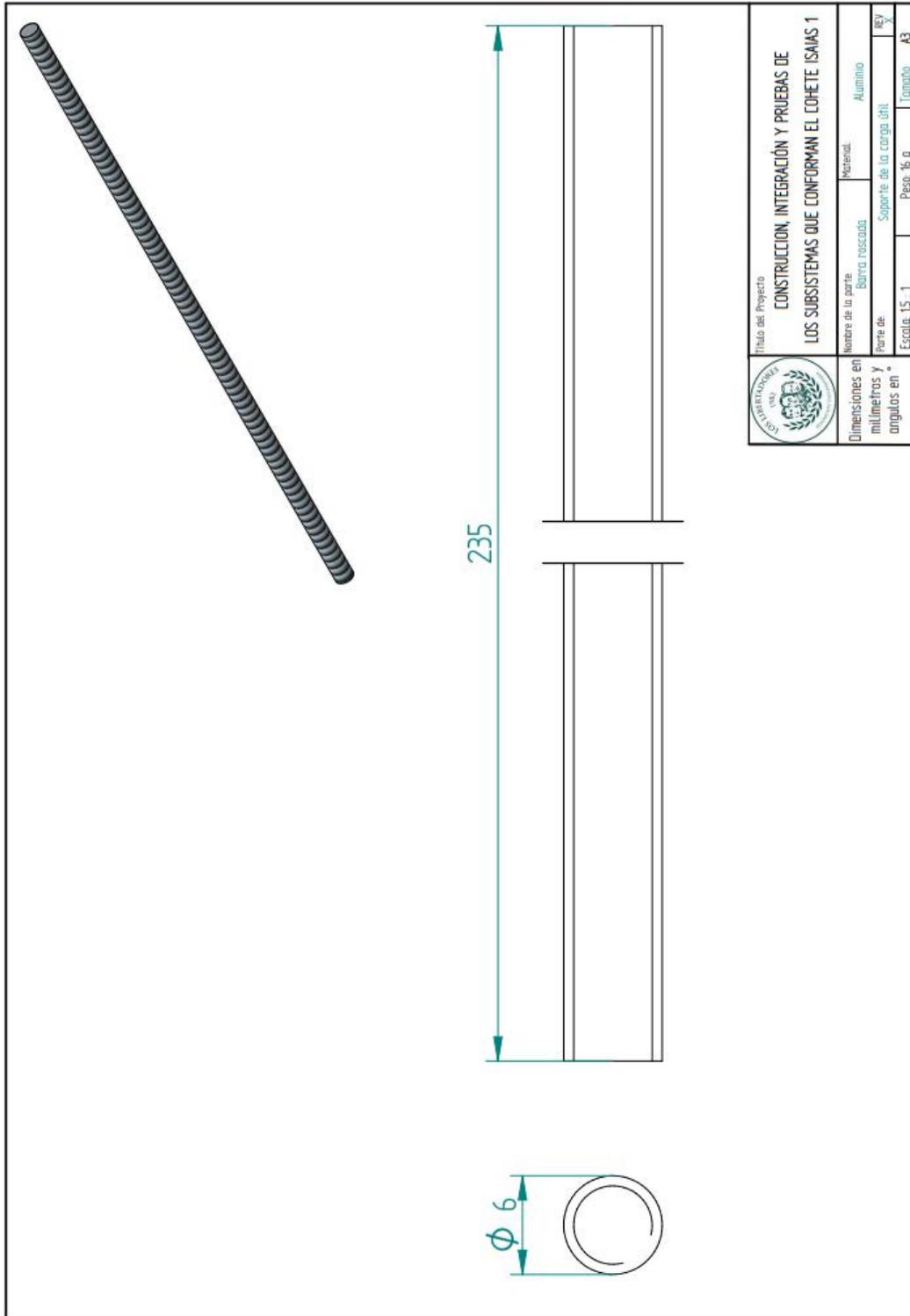


	Título del Proyecto CONSTRUCCIÓN, INTEGRACIÓN Y PRUEBAS DE LOS SUBSISTEMAS QUE CONFORMAN EL COMETE ISAIAS 1			
	Nombre de la parte Soporte de la batería	Material Madera Triplex		
Dimensiones en milímetros y ángulos en °	Subconjunto Soporte de carga útil	Escala 4 - 1	Peso 4 g	Tamaño A3

ANEXO P



ANEXO Q



ANEXO R

