

DISEÑO CONCEPTUAL Y PRELIMINAR DE LA SEGUNDA ETAPA “ATLAS”
PARA EL COHETE SONDA LIBERTADOR I

Presentado por:

JUAN SEBASTIÁN MORENO BARÓN

DIB ZIYARI SALEK CHAVES

HARRISON PEÑA CEDEÑO

FUNDACIÓN UNIVERSITARIA LOS LIBERTADORES

FACULTAD DE INGENIERÍA

INGENIERÍA AERONÁUTICA

BOGOTÁ

2016

DISEÑO CONCEPTUAL Y PRELIMINAR DE LA SEGUNDA ETAPA "ATLAS"
PARA EL COHETE SONDA LIBERTADOR I

Presentado por:

JUAN SEBASTIÁN MORENO BARÓN

DIB ZIYARI SALEK CHAVES

HARRISON PEÑA CEDEÑO

Director:

ING AEROESPACIAL ANDREAS WERNER ALWIN GRAVENHORST

PROYECTO DE GRADO PARA OPTAR AL TITULO DE INGENIERO
AERONÁUTICO

FUNDACIÓN UNIVERSITARIA LOS LIBERTADORES

FACULTAD DE INGENIERÍA

INGENIERÍA AERONÁUTICA

BOGOTÁ

2016

PROGRAMA DE INGENIERÍA AERONÁUTICA
BOGOTÁ
2016

Nota de Aceptación

Presidente del Jurado

Jurado

Jurado

Bogotá (__, __, ____)

DEDICATORIA

Este trabajo lo dedico en primer lugar a Dios, mi Madre Ana Victoria Barón, mi padre Juan Carlos Moreno, mi hermana Tatiana Moreno, mi abuela María del Carmen Neuta y a mi novia Carolina Díaz ya que sin el acompañamiento de cada uno de ellos esta y otras muchas metas no se hubieran cumplido.

Juan Sebastián Moreno Barón

Quisiera hacer un reconocimiento a la iluminación con la que nos colma Dios y especialmente dedicar este proyecto a mis padres y a mi hermano, quienes han sido mi soporte y apoyo en todas las situaciones sin importar la dificultad. A mi familia tanto la que me acompaña como aquella que ya partió, por la calidez y afecto brindado pues me han enseñado el significado de un cariño sincero. A todas las personas, docentes y compañeros que de una u otra forma han influido en la formación de la persona que hoy soy.

Dib Ziyari Salek Chaves

Este trabajo de grado es dedicado primeramente a Dios que hace que todo sea posible, segundamente a mis padres que amo mucho, porque siempre fueron un gran apoyo moral y económico en todo el proceso académico, dándome consejos y motivación para sacar adelante este proyecto.

Harrison Peña Cedeño

AGRADECIMIENTOS

Los autores expresan sus agradecimientos a:

Director del proyecto Ingeniero Andreas Werner Alwin Gravenhorst, por la confianza en el proyecto y en sus miembros así como su dedicación, compromiso y acompañamiento en todos los procesos del proyecto.

Director de Ingeniería Aeronáutica de la Fundación Universitaria Los Libertadores Ingeniero Felipe Giraldo, por brindarnos información reglamentaria y por su apoyo en el transcurso del proyecto de grado.

Ingeniero Diego Reyes, por su colaboración al facilitar y permitir que el grupo utilizara elementos pertenecientes al semillero de investigación GICA - Aerodes&I cohetería, con el fin de desarrollar estudios para beneficio del proyecto.

Ingeniero John Jairo Vaca, por su paciencia, disposición y acompañamiento para el desarrollo de procesos que involucran simulaciones de software y estudios en el túnel aerodinámico.

Msc. Saulo Gómez por sus bases brindadas sobre la cohetería durante su permanencia en la institución y en el semillero de investigación.

Fundación Universitaria los Libertadores, por el préstamo de equipos instalaciones y realización de pruebas.

Msc. Ivan Felipe Rodriguez Baron por su interes, apoyo y colaboracion en este proyecto.

Monitora de laboratorio Laura Morales T, por su ayuda en los procesos de impresión en 3D.

Estudiante de ingeniería electrónica Diego Pinzón por su colaboración en la sección de electrónica en el proyecto.

Miembros del semillero de investigación GICA Aerodes&I cohetería, por sus proyectos, así como su experiencia que han sido base para el desarrollo de este proyecto.

Para todos los docentes y compañeros que a lo largo del proceso académico de pregrado, han influenciado de manera directa o indirecta en nuestro desarrollo como Ingenieros Aeronáuticos, formándonos con conocimientos y experiencias útiles para ser aplicados a lo largo de este proyecto y de nuestras vidas como profesionales y personas íntegras e idóneas

CONTENIDO

Pág.

INTRODUCCIÓN.....	15
GLOSARIO	14
1. OBJETIVOS.....	19
1.1 GENERAL.....	19
1.2 ESPECÍFICOS.....	19
2. PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA.....	20
3. JUSTIFICACIÓN.....	21
4. ANTECEDENTES.....	23
5. MARCO LEGAL.....	26
6. DESARROLLO	27
6.1 CARACTERIZACIÓN COHETE.....	27
6.2 CARACTERIZACIÓN SEGUNDA ETAPA	29
6.3 PROPELENTE.....	35
6.4 CÁMARA DE COMBUSTIÓN	36
6.5 PRESIÓN Y TEMPERATURA EN LA CÁMARA.....	38
6.6 TOBERA.....	42
6.6.1 LIBERTADOR I	42
6.6.2 TOBERA PARA LA SEGUNDA ETAPA “ATLAS”	43
6.6.3 SELECCIÓN DE TOBERA PARA LA SEGUNDA ETAPA ATLAS	56
6.7 AERODINÁMICA.....	81
6.7.1 DEL ELEMENTO.....	81
6.7.2 DEL MOVIMIENTO	82
6.7.3 DEL MEDIO	82
6.8 SISTEMA DE SEPARACIÓN.....	83
6.8.1 PRIMER MODELO DEL SISTEMA DE SEPARACIÓN.....	84
6.8.2 SEGUNDO MODELO DEL SISTEMA DE SEPARACIÓN.....	85
6.8.3 TERCER MODELO DEL SISTEMA DE SEPARACIÓN	86

6.8.4	CUARTO Y DEFINITIVO MODELO DEL SISTEMA DE SEPARACIÓN 87	
6.8.5	EXPERIMENTACIÓN TIEMPO DE IGNICIÓN MEDIANTE SISTEMA ELÉCTRICO.....	88
6.9	DISEÑO ASÍSTIDO POR COMPUTADOR (CAD).....	92
6.9.1	OJIVA.....	93
6.9.2	CUERPO PRINCIPAL.....	94
6.9.3	ALETA PRIMERA ETAPA LIBERTADOR 1.....	95
6.9.4	CAPARAZON SISTEMA DE SEPARACIÓN.....	96
6.9.5	COMPONENTES INTERNOS SISTEMA DE SEPARACIÓN SEGUNDA ETAPA ATLAS.....	98
6.9.6	TAPA MOTOR COHETE SEGUNDA ETAPA ATLAS.....	99
6.9.7	CÁMARA DE COMBUSTIÓN MOTOR COHETE SEGUNDA ETAPA ATLAS 100	
6.9.8	BARRA DE COMBUSTIBLE SOLIDO TIPO CANDY AMATEUR DE LA SEGUNDA ETAPA ATLAS.....	101
6.9.9	TOBERA DE LA SEGUNDA ETAPA ATLAS.....	101
6.9.10	CUERPO DE LA SEGUNDA ETPA ATLAS.....	102
6.10	IMPRESIÓN 3D MODELO A ESCALA.....	103
6.11	ANÁLISIS AERODINÁMICO.....	110
6.11.1	DINAMICA DE FLUIDO ASÍSTIDO POR COMPUTADOR (CFD)....	110
6.11.2	EXPERIMENTO EN EL TUNEL AERODINÁMICO DE VIENTO.....	116
6.12	ANÁLISIS ESTRUCTURAL.....	123
6.12.1	ANÁLISIS ESTRUCTURAL TEÓRICO.....	123
6.12.2	ANÁLISIS ESTRUCTURAL EN SOLIDWORKS.....	126
7.	MODIFICACIONES.....	133
8.	MODELO TERMINADO SEGUNDA ETAPA ALTAS.....	135
9.	CONCLUSIONES.....	136
10.	RECOMENDACIONES.....	137
11.	BIBLIOGRAFIA.....	138
12.	ANEXOS.....	142

LISTA DE ECUACIONES

Pág.

Ecuación 1: Ecuación de Densidad	31
Ecuación 2: Ecuación de masa.....	31
Ecuación 3: Esfuerzo radial tangencial	36
Ecuación 4: Presión de la cámara	37
Ecuación 5: Presión de diseño.....	37
Ecuación 6: Relación de calores específicos.....	41
Ecuación 7: Constante del gas	41
Ecuación 8: Número Mach.....	43
Ecuación 9: Relación de presiones.....	44
Ecuación 10: Relación de temperaturas.	44
Ecuación 11: Relación de densidades.	44
Ecuación 12: Relación de Áreas.	45
Ecuación 13 Ecuación de la Tangente.....	46
Ecuación 14 Ecuación de la tangente reemplazando valores.....	47
Ecuación 15: Longitud de tobera	47
Ecuación 16: Ecuación de empuje.....	56
Ecuación 17: Flujo másico supersónico.....	56
Ecuación 18: Rata de quemado.....	57
Ecuación 19: Empuje.	57
Ecuación 20: Flujo másico.	57
Ecuación 21: Constante del gas.	61
Ecuación 22: Área de una zona circular.	64
Ecuación 23: Empuje.	65
Ecuación 24: Coeficiente de Drag.....	122
Ecuación 25: Drag.	123

LISTA DE TABLAS

Pág.

Tabla 1 Características piezas del cohete sonda Libertador I.	32
Tabla 2: Características piezas segunda etapa ATLAS.....	34
Tabla 3: Resultados Cpropep	40
Tabla 4: Coeficientes y Exponentes de la Rata de Quemado para Propelente KN-Sorbitol.....	58
Tabla 5: Resultados cpropep.....	60
Tabla 6: Toberas ángulos 45° -20°.....	67
Tabla 7: Toberas ángulos 45° -15°.....	68
Tabla 8: Toberas ángulos 30° -30°.....	69
Tabla 9: Toberas ángulos 50° -50°.....	70
Tabla 10: Toberas ángulos 50° -70°.....	71
Tabla 11 Tobera ángulos 45° -20°.....	75
Tabla 12: Tobera ángulos 30° -30°.....	76
Tabla 13 Tiempos de ignición	92
Tabla 14: Drag generado por la construcción total del cohete aplicando el software Solid Works.....	115
Tabla 15: Datos de calibración de la balanza en el túnel aerodinámico de viento	118
Tabla 16: Composición química aluminio 2024T3.....	125
Tabla 17: Propiedades físicas del aluminio o 2024T3.....	125
Tabla 18: Propiedades mecánicas del aluminio 2024T3.....	126

LISTA DE FIGURAS

Pág.

Figura 1: Distribución de los sistemas del cohete sonda Libertador I	28
Figura 2: Geometría en mm del cohete sonda Libertador I.....	28
Figura 3: Cohete espacial multietapa.....	29
Figura 4: Ensamble de cohete sonda impreso en 3D	30
Figura 5: Plataforma para el ingreso de datos iniciales Cpropep.....	39
Figura 6 Geometría y radios zona divergente de la tobera.	46
Figura 7: Corte de tobera.....	50
Figura 8: Configuración 1° tobera.	51
Figura 9: Configuración 2° tobera.	52
Figura 10: Configuración 3° tobera.	53
Figura 11: Configuración 4° tobera.	54
Figura 12: Configuración 5° tobera.	55
Figura 13: Datos cpropep.	59
Figura 14: Configuraciones de propelente dentro de la cámara de combustión. ...	62
Figura 15: Punto de intersección del número Mach.....	66
Figura 16: Modelo tobera 45°-20°.....	68
Figura 17: Modelo tobera 45°-15°.....	69
Figura 18: Modelo tobera 30°-30°.....	70
Figura 19: Modelo tobera 50°-50°.....	71
Figura 20: Modelo tobera 50°-70°.....	72
Figura 21 Resultados Análisis computacional tobera 45°-20°	74
Figura 22: Gráfica que representa la velocidad del flujo dentro de la tobera con valores de número Mach.	75
Figura 23: Nueva área de estudio tomando en cuenta el dominio adicional a la salida de la tobera.....	78
Figura 24: Mallado inicial de la tobera.	78
Figura 25: Mallado inicial de la tobera.	79
Figura 26: Boundary conditions Ansys.....	80
Figura 27: Perfil Naca 0010.	81
Figura 28: Perfil Naca 0012.	82
Figura 29: Primer modelo sistema de separación.....	84
Figura 30: Segundo modelo sistema de separación.....	85
Figura 31: Tercer modelo sistema de separación.....	86
Figura 32: Circuito implementado en el tercer modelo.....	87
Figura 33: Cuarto modelo sistema de separación.....	87
Figura 34: Circuito implementado en el modelo definitivo.....	88
Figura 35 Circuito eléctrico de ignición sistema de separación ATLAS.	89
Figura 36 Circuito eléctrico de ignición con interruptor, sistema de separación ATLAS.	90

Figura 37 Filamento de ignición Níquel-Cromo.....	90
Figura 38 Quema de propelente utilizando el circuito eléctrico.....	91
Figura 39 Residuos luego de la quema del material.	91
Figura 40: Croquis ojiva.	93
Figura 41: Revolución ojiva cohete sonda Libertador I.	94
Figura 42: Croquis cuerpo principal cohete sonda Libertador 1.....	94
Figura 43: Cuerpo principal primera etapa cohete sonda Libertador 1.	95
Figura 44: Aletas primera etapa cohete sonda Libertador 1.	96
Figura 45: Croquis caparazón sistema de separación segunda etapa ATLAS.	97
Figura 46: Corte interno caparazón sistema de separación segunda etapa ATLAS.	97
Figura 47: Caparazón sistema de separación segunda etapa ATLAS.....	98
Figura 48: Deslizador sistema de separación segunda etapa ATLAS.	99
Figura 49: Pasador sistema de separación segunda etapa ATLAS.....	99
Figura 50: Tapa motor cohete segunda Etapa ATLAS.	100
Figura 51: Cámara de combustión segunda etapa ATLAS.....	100
Figura 52: Corte barra de combustible sólido quema radial tipo Candy segunda etapa ATLAS.....	101
Figura 53: Corte en plano alzado Tobera segunda etapa ATLAS.....	101
Figura 54: Tobera vista isométrica segunda etapa ATLAS.....	102
Figura 55: Tobera vista isométrica segunda etapa ATLAS.....	102
Figura 56: Aletas segunda etapa ATLAS.....	103
Figura 57: Impresora 3D Fortus250mc.	104
Figura 58: Interior del caparazón del sistema de separación.....	105
Figura 59: Ojiva.....	106
Figura 60: Pasadores del sistema de separación.	106
Figura 61: Deslizadores del sistema de separación.....	107
Figura 62: Tapa motor cohete.....	107
Figura 63: Cilindro superior de la segunda etapa.	108
Figura 64: Sistema de separación armado.	109
Figura 65: Sistema de separación y componentes.	109
Figura 66: Cilindro con aletas.	110
Figura 67: Ventana de selección para el sistema de unidades.....	111
Figura 68: ventana de selección del tipo de análisis.....	112
Figura 69: Ventana de selección del fluido y tipo de flujo.	113
Figura 70: Ventana de selección del eje en que se presenta la fuerza.....	113
Figura 71: Ventana de ejecución para el inicio de la simulación.....	114
Figura 72: Análisis aerodinámico del cohete en SolidWorks Fluent.....	115
Figura 73: Túnel aerodinámico de viento subsónico.....	116
Figura 74: Balanza Aerodinámica.....	117
Figura 75: Nivel sobre la balanza aerodinámica.	117
Figura 76: Indicador de fuerzas.	118
Figura 77: Anclaje en cuerpo.	119
Figura 78: Abrazadera para el cohete.....	120

Figura 79: Modelo en túnel de viento.....	121
Figura 80 Linealización de la calibración	122
Figura 81: Tipos de análisis ventana de SolidWorks.	127
Figura 82: Tipos de materiales ventana de SolidWorks.....	128
Figura 83: Ventana de sujeciones.....	129
Figura 84: Fuerza cara inferior.....	129
Figura 85: Fuerza cara superior.....	130
Figura 86: ventana densidad de malla.....	130
Figura 87: ventana para ejecución del programa.....	131
Figura 88: Análisis de tensiones.	131
Figura 89: Análisis estático.	132
Figura 90: Distribución de los sistemás del cohete sonda Libertador I.	133
Figura 91: Modificación de aletas en la primera etapa.....	134
Figura 92 Construcción final de las dos etapas.	135

LISTA DE ANEXOS

	Pág.
ANEXO 1 Informe Simulación Estructural.	142
ANEXO 2 Plano Ojiva Libertador I.	152
ANEXO 3 Cuerpo Libertador 1.	153
ANEXO 4 Plano Aleta Primera Etapa.	154
ANEXO 5 Plano Ojiva Libertador I.	155
ANEXO 6 Plano Caparazón Sistema de Separación.	156
ANEXO 7 Plano Deslizador.	157
ANEXO 8 Plano Pasador.	158
ANEXO 9 Plano Tapa Motor Cohete.	159
ANEXO 10 Plano Tubo Motor Cohete.	160
ANEXO 11 Plano Barra Propelente.	161
ANEXO 12 Plano Aleta Primera Etapa.	162
ANEXO 13 Plano Aleta Segunda Etapa.	163
ANEXO 14 Plano Tobera 30 – 30.	164
ANEXO 15 Plano Motor Cohete Atlas.	165
ANEXO 16 Plano Segunda Etapa ATLAS.	166

GLOSARIO

- **ANSYS:** Es un software que ayuda a encontrar soluciones a problemas de ingeniería a través de la teoría de los elementos finitos para estructuras y de los volúmenes finitos para fluidos. Se utiliza para cálculos estáticos y resuelve problemas lineales y no lineales para estructuras, transferencia de calor, dinámica de fluidos, problemas acústicos y electromagnéticos.
- **APOGEO:** Se define como el alcance máximo de un cohete, que vuela de manera perpendicular a la superficie de la tierra.
- **AVIÓNICA:** Instrumental electrónico a bordo de una aeronave o vehículo aeroespacial.¹
- **CAD:** o proyecto de diseño asistido por ordenador, es el uso de la tecnología para diseñar y proyectos de documentos. El software de CAD reemplaza proyecto de manual por un proceso automatizado.²
- **CÁMARA DE COMBUSTIÓN:** En los motores de explosión, espacio libre donde se produce la ignición de los gases.³
- **CFD:** Dinámica de fluidos computacional se describe como la forma en la simulación número de los escurrimientos físico y / o físico-química que presenta la predicción de los campos de concentración , la velocidad , la presión , la temperatura y las propiedades turbulenta , se realiza a través de modelos microscópicos basados en los principios de conservación de la masa , la energía y el impulso en el ámbito del espacio y el tiempo.
- **COHETE SONDA:** Un cohete sonda es un vehículo aeroespacial con fines científicos propulsado por un motor a reacción, el cual lleva instrumentos para el estudio de la atmósfera o para realizar estudios astronómicos a una altura superior a la atmosférica, este no necesita entrar en órbita por lo que describe simplemente una trayectoria parabólica.⁴
- **DISEÑO CONCEPTUAL:** El diseño conceptual recopila varias ideas que serán investigadas siendo un estado del arte que permite una apropiación más real del o los temas a tratar, esto permite capitalizar recursos para conformar una idea

¹ Tomado de: <http://wwwcarlos-avionica.blogspot.com.co/2009/05/que-es-la-avionica.html>

² Tomado de: <http://www.autodesk.com.br/solutions/cad-software>

³ Tomado de: (RAE <http://dle.rae.es/?id=6twACet>)

⁴ Tomado de: <http://www.santafe-conicet.gov.ar/servicios/comunica/sonda.htm>

- final, que será plasmada y representada en planos detallados del proyecto, que permite el desarrollo de un prototipo teniendo como fin satisfacer una necesidad⁵.
- **DISEÑO PRELIMINAR:** En esta fase del proceso se tiene la mejor propuesta obtenida del diseño conceptual a esta se le realizaran modificaciones y análisis en un software pertinente para permitir plantear la mejor configuración del diseño y su posterior construcción.⁶
 - **DRAG:** Se denomina resistencia aerodinámica, o simplemente resistencia, a la fuerza que sufre un cuerpo al moverse a través del aire, y en particular a la componente de esa fuerza en la dirección de la velocidad relativa del cuerpo respecto del medio. La resistencia es siempre de sentido opuesto al de dicha velocidad, por lo que habitualmente se dice de ella que, de forma análoga a la de fricción, es la fuerza que se opone al avance de un cuerpo a través del aire.⁷
 - **ENTROPIA:** En la termodinámica, la entropía es una medida del desorden partículas en un sistema físico. Se utiliza la letra S para representar esta magnitud. En la termodinámica, la entropía es una medida del desorden partículas en un sistema físico. Se utiliza la letra S para representar esta magnitud.
 - **ETAPA:** La etapa de un cohete se denomina como una fase adicional de propulsión con el fin de tener un apogeo mayor según su tipo de misión.⁸
 - **FLUJO ISENTRÓPICO:** Se denomina proceso isentrópico a aquel proceso en el cual la entropía del sistema permanece incambiada, es decir, constante. La palabra isentrópico se forma de la combinación del prefijo “iso” que significa “igual” y la palabra entropía. Si un proceso es completamente reversible, sin necesidad de aportarte energía en forma de calor, entonces el proceso es isentrópico.⁹
 - **IGNITOR:** Un ignitor es un dispositivo que provee por sí mismo o en combinación con otros componentes del circuito, las condiciones eléctricas apropiadas necesarias para el arranque de lámparas de descarga gaseosa.¹⁰
 - **NUMERO MACH:** Es la relación de la velocidad local del flujo a la velocidad local del sonido dentro del fluido, es decir $M = V/c$, donde V es la velocidad local, y c la velocidad del sonido y en el sentido de fuerzas, el número de Mach es la

⁵ Tomado de: <http://www.fao.org/docrep/FIELD/003/AB481S/AB481S03.htm>

⁶ Tomado de: <http://antoniojosecantan.blogspot.com.co/2008/04/clase-1.html>

⁷ Tomado de: http://bolsonweb.com.ar/diariobolson/columna_detalle.php?id_post=3668

⁸ Tomado de: http://www.sc.ehu.es/sbweb/fisica/dinamica/cohete1/dos_etapas/cohete2.htm

⁹ Tomado de: <http://www.csuc.cat/es/personal/ansys>

¹⁰ Tomado de: <http://wamco.com.ar/ignitores/>

relación existente entre las fuerzas inerciales y las fuerzas originadas por la compresibilidad del fluido.

- **ONDA DE CHOQUE** :En la mecánica de fluidos, una onda de choque es una onda de presión abrupta producida por un objeto que viaja más rápido que la velocidad del sonido en dicho medio, que a través de diversos fenómenos produce diferencias de presión extremas y aumento de la temperatura
- **PRESIÓN**: Magnitud física que expresa la fuerza ejercida por un cuerpo sobre la unidad de superficie y cuya unidad en el sistema internacional es el pascal. (Diccionario de la Real academia española.¹¹
- **PROPELENTE TIPO CANDY**: Es un propelente práctico y de los más utilizados por aficionados en combustible para cohetes, consiste en una fusión térmica de algún tipo de azúcar y ciertos oxidantes, entre los azúcares más populares se encuentra el sorbitol (SO), la dextrosa anhidra (DX) y el monohidrato de dextrosa (MDX) por otra parte el oxidante que se emplea en combinación con estos azúcares es el nitrato de potasio (KNO₃).
- **SOLIDWORKS**: Es un programa de diseño asistido por computadora para modelado mecánico desarrollado en la actualidad por SolidWorks® Corp., una subsidiaria de Dassault Systèmes (Suresnes, Francia), para el sistema operativo Microsoft Windows. Es un modelador de sólidos paramétrico.
- **TOBERA**: La tobera es la encargada de convertir energía de presión en energía cinética adaptando las presiones y velocidades de los gases eyectados.¹²
- **TUNEL AERODINÁMICO**: Túnel aerodinámico o Túnel de viento, se emplean para estudiar la eficiencia aerodinámica de un vehículo. Además de esto es un artefacto de investigación que simula las condiciones experimentadas por un objeto que se mueve a través del aire. En un túnel aerodinámico o de viento, el objeto permanece estacionario mientras se fuerza el paso de aire o gas alrededor de él.
- **VISCOSIDAD**: Propiedad de los fluidos que caracteriza su resistencia a fluir, debida al rozamiento entre sus moléculas.¹³

¹¹ Tomado de: ("RAE" <http://dle.rae.es/?id=U6hxHwV>)

¹² Tomado de: <http://www.efn.uncor.edu/departamentos/aero/Asignaturas/DinGass1/Toberas.pdf>

¹³ Tomado de: RAE <http://dle.rae.es/?id=bunBU9Y>

RESUMEN

El proyecto se enfoca en diseñar la segunda etapa para el cohete sonda “Libertador I”, dicha etapa tiene como objetivo aumentar el apogeo del cohete permitiendo contribuir a la calidad y perfeccionamiento de la etapa inicial fabricada por la Fundación Universitaria Los Libertadores.

Por tanto, se presenta el procedimiento aplicado por el equipo de desarrollo a través de cada una de las fases de diseño tanto conceptual como experimental. Iniciando por la estandarización de las características del cohete sonda Libertador I, definiendo los requisitos a cumplir por la segunda etapa y los procesos de desarrollo de la planta motriz, hasta la modelación del sistema, mediante la aplicación del software “SolidWorks 2016” que pretende no solo generar los modelos en 3D, si no también, realizar simulaciones aerodinámicas y estructurales.

Lo anterior permite que el equipo realizara y optimizara un diseño más eficiente para dicha etapa, donde se tomaron en cuenta tanto estudios de los cuales se aplicaron elementos, como desarrollos propios para el proyecto.

Finalmente se presenta el diseño final de la segunda etapa denominada ATLAS, que no solo se presentó como un modelo virtual, adicional se construye un modelo físico en 3D, con el cual se realizaron pruebas y que permite tener una imagen más real del proyecto.

PALABRAS CLAVES: cohete, apogeo, propulsión, empuje

INTRODUCCIÓN

El presente documento tiene como objetivo exponer los conceptos aplicados para el desarrollo de la segunda etapa del cohete sonda Libertador I. Donde se enfoca a un desarrollo conceptual y preliminar, que permite estudiar bibliográficamente los conceptos más importantes de cada tema y luego aplicarlos para el desarrollo del proyecto.

Se busca que el lector se impregne con los elementos principales que se deben tener en cuenta al momento de desarrollar un cohete básico, con aspectos como su planta de propulsión, su resistencia estructural, su comportamiento aerodinámico, entre otros elementos propios del cohete.

Así mismo, se presentará la mezcla y utilización de tecnologías de punta como la impresión de modelos en 3D y la aplicación de dichos modelos en estudios aerodinámicos dentro de un túnel de viento. Tales elementos de tecnología son aportados por la Fundación Universitaria Los Libertadores, con el fin de garantizar que se aproveche y estudie de una manera más real las características del proyecto.

Por tanto, el lector observará todo el proceso realizado, así como los resultados obtenidos en cada sección del estudio, hasta el punto en que se presenta el modelo final y se exponen las conclusiones del proyecto junto con las sugerencias, cuyo interés final es que este proyecto sirva de base para consolidar más proyectos y generar nuevos productos innovadores de carácter científico; de igual manera actualizarlo y propone alternativas que generen impactos que contribuyan a evolucionar el campo de la cohetaría tanto para la Fundación Universitaria Los Libertadores como para el campo de investigación y desarrollo en el país.

1. OBJETIVOS

1.1 GENERAL

Diseñar conceptual y preliminarmente la segunda etapa del cohete sonda Libertador I con el fin de aumentar su apogeo; a través de dos fases, una fase inicial documental y una experimental.

1.2 ESPECÍFICOS

- Realizar una revisión bibliográfica que permita generar una base conceptual que fundamente el desarrollo del proyecto.
- Aplicar las ecuaciones de flujo isentrópico, que son la base para el diseño de la tobera en el cohete sonda.
- Realizar el diseño del sistema de separación de etapas.
- Utilizar distintos software, para análisis aerodinámicos y estructurales que favorezcan la consolidación del diseño de la segunda etapa más óptimo.
- Fabricar un modelo usando la impresora en 3D para análisis aerodinámicos en el túnel de viento.

2. PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA

Teniendo en cuenta los avances hacia el ámbito aeroespacial que ha tenido la Fundación Universitaria Los Libertadores por medio del semillero de investigación GICA - Aerodesplazamiento coherencia, como lo es el diseño y construcción de un banco de pruebas para motores cohete¹⁴ (Florian Medina & Niño Bonilla, 2013), el análisis de la trayectoria de vuelo con 1, 2 y 3 etapas del cohete sonda Libertador I¹⁵ (Caceres Cardenas & Mejia Amaya, 2014) y proyectos en los cuales se está trabajando actualmente como lo son; el diseño óptimo de un motor cohete el cual será implementado en la primera etapa del cohete sonda Libertador I, el diseño y elaboración de un ignitor con capacidad aplicación para distintas configuraciones del grano de propelente, ya sea en: cigarrillo, estrella, radial, etc. Por otro lado Colombia presenta actualmente un gran atraso en ámbitos de estudios atmosféricos y micro gravitacionales en sus distintas ramas ya sea para estudios mecánicos, médicos, biológicos, etc. Con base a lo anteriormente mencionado y bajo un estudio de posibilidades nace la necesidad de llevar al cohete sonda LIBERTADOR I, a un apogeo en el cual se pueda realizar dicha variedad de estudios en las distintas ramas ya mencionadas con datos de calidad.

Por tanto surge la pregunta problema, ¿Cómo aumentar el apogeo del cohete sonda Libertador I?

¹⁴ Florián Medina, A. S., & Niño Bonilla, M. E. (2013). DISEÑO Y CONSTRUCCIÓN DE UN BANCO DE PRUEBAS PARA MOTORES COHETES SOLIDOS DEL GRUPO DE INVESTIGACIONES GICA DE LA FUNDACIÓN UNIVERSITARIA LOS LIBERTADORES. Bogotá D.C.

¹⁵ Cáceres Cárdenas, J. E., & Mejía Amaya, J. (2014). ANÁLISIS DE LA TRAYECTORIA DEL COHETE SONDA LIBERTADOR I IMPLEMENTANDO UNA SEGUNDA Y TERCERA ETAPA. Bogotá D.C.

3. JUSTIFICACIÓN

Dado que el interés de la presente investigación se centra en diseñar la segunda etapa para el cohete sonda “Libertador I”, y mejorar el desempeño del apogeo del mismo permitiendo contribuir a la calidad y perfeccionamiento de la etapa inicial fabricada por la Fundación Universitaria Los Libertadores, y para comprender la importancia de este estudio, es necesario tomar como antecedente los avances realizados con el cohete sonda Libertador I, el cual tiene un apogeo aproximado de 20.000 m con solo una etapa utilizando propelente tipo Candy Amateur¹⁶ (Cubides, 2012-2014), el mencionado propelente también es un avance de la Fundación Universitaria Los Libertadores ya que se ha fabricado por medio de la investigación de los tutores y semilleristas de dicha institución.

Con base en estos referentes, se resalta la importancia de esta propuesta, dado que para lograr ello, se requiere la implementación de una segunda etapa para aumentar el apogeo máximo del cohete sonda Libertador I, debido a que Colombia no cuenta con cohetes que presenten la capacidad de realizar estudios atmosféricos y micro gravitacionales, ya que solo cuenta con globos sonda en los cuales cada lanzamiento y recopilación de datos resulta más costoso pues la computadora de vuelo no es reutilizable. De esta forma con el fin de aportar una solución para estas problemáticas se plantea realizar el diseño conceptual y preliminar de una segunda etapa para el cohete Libertador I, que posea los requerimientos teóricos necesarios para cumplir este fin.

Por esto, se desea investigar y a su vez trabajar con un tema poco explorado a nivel nacional, que sirva como un impulso al desarrollo de este ámbito en el país, optimizando costos y generando un beneficio científico en una amplia gama de campos de trabajo, tales como:

- Geografía y Topografía.
- Meteorología.
- Aeronáutica.
- Aeroespacial.
- Seguridad y Defensa.
- Entre otros.

¹⁶Cubides, C. (2012-2014). Instructivo Operacional para la fabricación de Propelente solido Tipo Candy. Bogotá.

Y adicionalmente en entidades públicas y privadas como:

- La Fuerza Aérea de Colombia.
- IDEAM de Colombia.
- Aeropuertos Nacionales.
- Centros de desarrollo tecnológico.
- Diferentes ramás de seguridad y defensa.
- Organismos de prevención y atención de desastres.
- Entre otros.

Con esto en mente se desea generar conciencia sobre la gran variedad de especialidades a las que se puede aplicar el desarrollo de este tipo de proyectos en el país, a los que generalmente se asocia exclusivamente del campo espacial y/o militar pero que pueden ser aprovechados por una amplia variedad de disciplinas y campos del conocimiento.

4. ANTECEDENTES

En este aspecto, se visualizaran los referentes históricos que resaltan los hechos importantes sobre la evolución de los cohetes. Iniciando desde la era antigua hasta tiempos modernos que incluye los logros históricos de la NASA.

428 a 347 a.c el filósofo, matemático y astrónomo Archytas propuso la construcción de un pájaro artificial, el cual estuviera propulsado por un motor el que hoy en día se conoce como JET, así siendo el primer impulso hacia la construcción de vehículos jet.¹⁷ (NASA)

Hace aproximadamente dos mil años Herón De Alejandría invento un artefacto al cual llamo PILA EOLIPILA el cual funciona produciendo un giro por la salida de gases que tiene en su cuerpo, este artefacto se consideró como la primera máquina térmica con el principio físico de acción-reacción. (NASA, p. 2)

El funcionamiento de un cohete como arma lo establecieron en china con las apodadas "saetas de fuego" alrededor del siglo VI d.c. (NASA, p. 2)

1232 en china se dio el desarrollo de la pólvora no limpia, en la cual implementaban una fabricación que incluía color y formás en su explosión final adicional a esto necesitaban una guía o riel de lanzamiento para lo cual utilizaron bamboo y cuero,

Y un sistema de ignición para controlar su actividad de encendido ya con este avance en china implemento un arma la cual se basaba en una especie de flecha que es propulsada por un motor de pólvora y esta fue implementada para la guerra de KAI-KENG. (NASA, p. 2)

1214 a 1292 el monje Roger Bacon dijo que utilizando salitre y otras sustancias se creaba fuego artificial el cual podía ser lanzado a largas distancias, esto decía que lanzando pequeñas cantidades de este material se producía grandes resplandores de luz. (NASA, p. 2)

En el siglo XVI Wan Hu, astrónomo y oficial local que soñaba con el vuelo espacial construyó una silla a la que fijo 47 cohetes en la base, el día del lanzamiento utilizo a 47 asistentes que generaron una ignición simultánea en los cohetes que genero una gran explosión, luego de disiparse el humo Wan Hu no se encontró, por lo se

¹⁷ NASA.GOV. A Pictorial History Of Rockets. Estados Unidos. El autor. "Texto en ingles". Disponible en internet: http://www.nasa.gov/pdf/153410main_Rockets_History.pdf a,pag2

generaron distintas teorías sobre su “éxito”; pero fue quien genero la idea de usar cohetes para viajar al espacio.¹⁸ (NASA, p. 3)

Para los siglos consiguientes la tecnología de los cohetes compitió con la de los cañones respecto a la selección de estos para la guerra. Cada sistema poseía sus ventajas y desventajas frente al otro, por ejemplo los cañones poseían mayor precisión pero los cohetes podían ser disparados en un menor periodo de tiempo; pero un revolucionario invento en 1420 por Joanes de Fontana en Italia genero un nuevo concepto en las guerras, el torpedo que nació como un cohete capaz de avanzar sobre la superficie del agua y hundir los barcos enemigos. (NASA, p. 3)

En los años 1600 a 1651 el comandante de la Artillería Real Polaca, Kazimierz Siemienowicz escribió un manuscrito que fue parcialmente publicado después de su muerte en el cual describía el diseño de cohetes con múltiples etapas que se convirtió en teoría fundamental para los cohetes que lideraron la exploración espacial, al mismo tiempo propuso el uso de baterías en cohetes militares y estabilizadores tipo ala delta para mejorar el guiado de estos cohetes. (NASA, p. 3)

Entre los años 1564 a 1642 Galileo Galilei, astrónomo y matemático italiano, demostró que un objeto en movimiento no necesita de una fuerza constante para mantener el movimiento, llamo a esta propiedad de resistencia a los cambios de velocidad, “inercia”. (NASA, p. 3)

Sir Isaac Newton (1642 a 1727) condenso todas las ciencias de los cohetes en tres elegantes leyes científicas, las leyes de movimiento de Newton.¹⁹ (NASA, p. 4)

El coronel William Congreve (1772 a 1828) fue el primero en tener la idea de implementar el lanzamiento de cohetes desde un barco. (NASA, p. 4)

Julio Verne (1828 a 1905) escritor de ciencia ficción francés, en su libro “De la Tierra a la Luna” se observaron algunos paralelismos con el futuro proyecto Apolo. En su libro la nave se llamo Columbiad, con una tripulación de tres personas y se lanzaba desde Florida. La capsula del Apolo 11 se llamo Columbia, poseía 3 tripulantes y fue lanzada desde Florida. Además Verne describió correctamente como la tripulación sentía la ingravidez durante el viaje. (NASA, p. 4)

¹⁸ NASA.GOV. A Pictorial History Of Rockets. Estados Unidos. El autor. “Texto en ingles”. Disponible en internet: http://www.nasa.gov/pdf/153410main_Rockets_History.pdf ,pag3

¹⁹ NASA.GOV. A Pictorial History Of Rockets. Estados Unidos. El autor. “Texto en ingles”. Disponible en internet: http://www.nasa.gov/pdf/153410main_Rockets_History.pdf ,pag4

En 1898 el profesor de colegio ruso, Konstantin Tsiolkovsky Propuso la idea de la exploración espacial por medio de los cohetes y sugirió el uso de propelentes líquidos con el fin de alcanzar rangos aún mayores²⁰. (NASA, p. 4)

Entre los años 1882 a 1945 Robert H. Goddard condujo varios experimentos prácticos sobre cohertería. En 1919 publicó un panfleto titulado “A Method of Reaching Extreme Altitudes” que sería un análisis matemático de lo que hoy se conoce como un cohete sonda meteorológico. El 16 de marzo de 1926, Goddard registró el primer vuelo de un cohete utilizando propelente líquido.

En el año 1937 bajo la dirección del alemán Wernher von Braun, científicos e ingenieros alemanes ensamblaron lo que para ese momento era el cohete más avanzado del mundo, el cohete V2. Que utilizaba un propelente líquido compuesto por oxígeno líquido y alcohol, donde se quemaba a una razón de 1 tonelada cada 7 segundos²¹. (NASA, p. 8)

Con la caída de la Alemania nazi muchos científicos e ingenieros fueron capturados o huyeron principalmente a Estados Unidos y la Unión Soviética, los cuales iniciarían la llamada carrera espacial, donde se resaltan los siguientes acontecimientos:

- 4 de Octubre de 1957 el primer satélite artificial Sputnik I, enviado por la Unión Soviética entra en órbita.
- Enero 31 de 1958 Estados Unidos envía su primer satélite el Explorer I.
- En Octubre de 1958 se crea formalmente la NASA (National Aeronautics and Space Administration).²² (NASA, pp. 9-11)

Desde ese punto se han seguido enviando personas, equipo y vehículos de exploración, a medida que la tecnología de los cohetes ha seguido mejorando y optimizándose. Los cohetes abrieron las puertas del universo a la exploración por parte de la humanidad. (NASA, p. 12).

²⁰ NASA.GOV. A Pictorial History Of Rockets. Estados Unidos. El autor. “Texto en ingles”. Disponible en internet: http://www.nasa.gov/pdf/153410main_Rockets_History.pdf ,pag5

²¹ NASA.GOV. A Pictorial History Of Rockets. Estados Unidos. El autor. “Texto en ingles”. Disponible en internet: http://www.nasa.gov/pdf/153410main_Rockets_History.pdf , pag8

²² NASA.GOV. A Pictorial History Of Rockets. Estados Unidos. El autor. “Texto en ingles”. Disponible en internet: http://www.nasa.gov/pdf/153410main_Rockets_History.pdf , pag9-11.

5. MARCO LEGAL

A continuación se hace un recuento de los elementos referentes al marco legal Colombiano que guardan más relación con los aspectos de este proyecto.

En Colombia la normativa legal aeronáutica y astronáutica no se pronuncia bajo ningún régimen o norma legal para el diseño y construcción de cohetes sonda pero para el caso que se estudia en este proyecto la meteorología se rige bajo los Reglamentos Aeronáuticos de Colombia (RAC) Parte 12, servicio meteorológico para la navegación aérea; la presente fue adoptada mediante la Resolución N° 03969 del 27 de SEP de 2006. Publicada en el Diario Oficial N° 46.406 del 29 de Septiembre de 2006 (Aeronautica Civil UAEAC, 2006).

Por otra parte se tiene la entidad Comisión Colombiana del Espacio (CCE). En la que se encuentra la normatividad colombiana en el campo espacial, la cual está regida por los decretos: 2442 julio 18 de 2006. Por el cual se crea la Comisión Colombiana del Espacio, y el decreto 2516 de noviembre 15 del 2013, por el cual se crea un Programa Presidencial para el Desarrollo Espacial Colombiano. En dicha normatividad se tienen varios acuerdos entre ellos: la aplicación directa a este proyecto en el acuerdo N° 3 en el cual se pronuncia con el desarrollo de tecnologías espaciales en campos de la educación, salud, vigilancia ambiental, entre otras. Adicional se resalta que en la actualidad la FAC (Fuerza Aérea Colombiana) ejerce la Secretaría Ejecutiva sobre el CCE (Comisión Colombiana del Espacio), principalmente es la encargada de restringir el uso del espacio aéreo para las experimentaciones y lanzamientos de dichos artefactos (CCE©, 2014).

6. DESARROLLO

6.1 CARACTERIZACIÓN COHETE

El proceso inicia con la caracterización del cohete sonda Libertador I, desarrollado por la Fundación Universitaria Los Libertadores, debido a que este será la base para el desarrollo conceptual y preliminar de la segunda etapa de dicho cohete.

Por tanto se reúne el máximo de datos relacionados con el cohete sonda Libertador I; sin embargo antes de iniciar con el desarrollo de dicho elemento, se debe entender que un cohete sonda es un vehículo aeroespacial que permite transportar una determinada carga útil con el fin de realizar estudios y experimentos en áreas tales como: caracterización del planeta tierra, estudios de micro-gravedad y estudios meteorológicos.

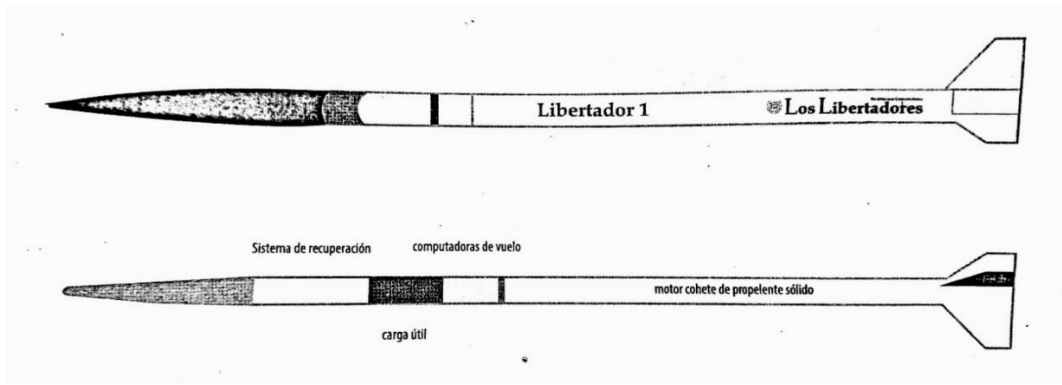
Se enfoca en el desarrollo de una segunda etapa tipo “tándem” o en serie que se entiende como una sección continua en vertical compuesta por un motor y un conjunto de propelente; las etapas se accionan al terminar la quema de propelente de la etapa anterior a ella, en donde las etapas ya “utilizadas” se desprenden para minimizar la masa total de la estructura así aumentar la aceleración y apogeo del cohete. Realizar el proceso de multi-etapa de un cohete permite que el empuje de las etapas restantes acelere el cohete hasta su velocidad y apogeo final con mayor facilidad.

Se debe entender que cada una de estas secciones contará con características y comportamientos un tanto diferentes, por ejemplo: su masa y cantidad de propelente; por tanto se inicia definiendo al cohete sonda Libertador I, elemento actualmente fabricado y ubicado en la Fundación Universitaria los Libertadores.

El cohete sonda Libertador I, es un vehículo aeroespacial que tiene como misión transportar una carga útil de 2 kg, tomando como punto inicial la superficie de la tierra hasta alcanzar alturas troposféricas y estratosféricas.

A continuación se presenta la distribución del cohete sonda Libertador I, donde se puede observar las secciones que ocupan los principales elementos que componen al cohete.

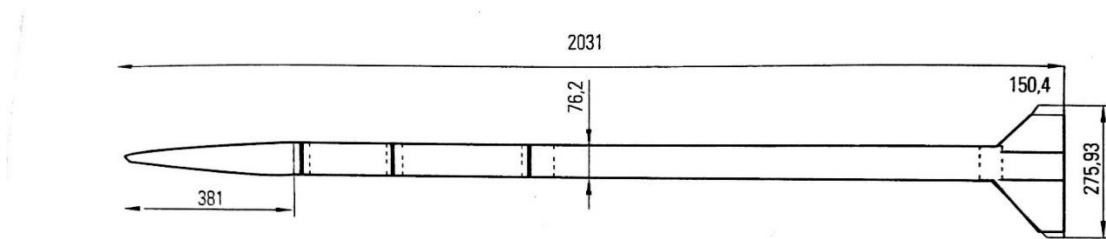
Figura 1: Distribución de los sistemas del cohete sonda Libertador I



Fuente Revista coningenio Enero-Junio-2014-4, Msc. Jhonathan Orlando Murcia Piñeros. Pp.184-189 (Murcia Piñeros , 2014).

Se requiere caracterizar el cohete, de esta manera tener una idea real de sus proporciones y dimensiones que serán base para el desarrollo de la segunda fase de propulsión.

Figura 2: Geometría en mm del cohete sonda Libertador I.



Fuente Revista coningenio Enero-Junio-2014-4, Msc. Jhonathan Orlando Murcia Piñeros. Pp.184-189 (Murcia Piñeros , 2014).

“De acuerdo con las simulaciones computacionales, implementando un motor cohete de 5 kg de propelente solido se logra transmitirle al cohete sonda de 7 kg de masa, una fuerza cercana a los 1.5 kN; después de 3.7 s de combustión necesario para alcanzar velocidades supersónicas”²³ (Murcia Piñeros , 2014).

Se debe indicar que el cohete alcanza altitudes superiores los 22 km y velocidades máximas cercanas a los 1200 m/s

²³ Revista coningenio Enero-Junio-2014-4, Msc. Jhonathan Orlando Murcia Piñeros. Pp.174-179

Aunque se poseen las características base del proyecto Libertador I, muchos de los elementos que se encontraron tal como el empuje que produce el motor son enfocados a un tipo de propelente a base de nitrato de amonio, del mismo modo no se hallaron referencias del tipo de tobera utilizada.

Por tanto en este proyecto se tomara la libertad de utilizar como planta motriz un modelo de tobera propio, que se aplicara para calcular las capacidades de la segunda etapa ATLAS; del mismo modo se procederá con la libertad de realizar modificaciones estructurales al Libertador I con el fin de facilitar el acople y buen desempeño de la segunda etapa, todo esto junto a la selección de materiales óptima para el desarrollo del proyecto.

6.2 CARACTERIZACIÓN SEGUNDA ETAPA

Se presenta una aclaración que hace referencia respecto a que en un cohete de dos o más etapas, cada una de estas etapas se cuentan en forma ascendente.

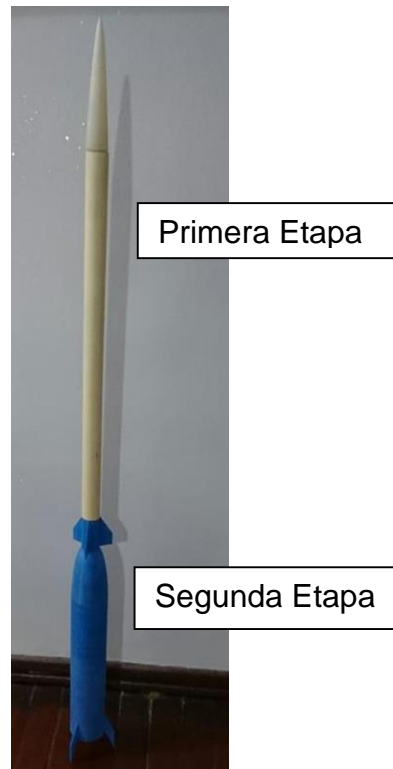
Figura 3: Cohete espacial multietapa.



Fuente: http://infovisual.info/05/095_es.html (Dery, 2011).

Sin embargo para fines de este documento se hace referencia a las etapas contándolas de forma descendente, por tal motivo se refiere a la etapa "ATLAS" como la segunda etapa del cohete sonda.

Figura 4: Ensamble de cohete sonda impreso en 3D



Para el proceso de caracterización de la segunda etapa "ATLAS" se requiere hallar la masa exacta de los elementos que conforman la primera etapa Libertador I de esta forma conocer cuál será el peso que tendrá que impulsar el cohete.

Debido a la falta de información respecto a algunos elementos propios del cohete se realiza un proceso en el cual se utilizan las medidas exactas de los elementos, de esta manera generar un sólido en 3D de dicha pieza, mediante la utilización del software SolidWorks, que permite calcular el volumen que dicho elemento ocupa en el espacio y dado que se conoce el material del que están construidas las diferentes piezas se puede fácilmente conocer la densidad de dichos materiales; de esta forma hallar el valor para la masa de las mencionadas piezas, al sumar el total se conoce la masa y por tanto el peso real del cohete Libertador I.

Por tanto al aplicar la ecuación de densidad:

Ecuación 1: Ecuación de Densidad

$$\rho = \frac{m}{V}$$

Fuente: Mecánica de fluidos, Robert Mott. 6ta edición (Mott, 2006).

Se realiza el despeje de la masa tomando el volumen de la pieza a tratar y la densidad del material del que está compuesto

Ecuación 2: Ecuación de masa

$$m = \rho * V$$

Fuente: Mecánica de fluidos, Robert Mott. 6ta edición (Mott, 2006).

Se repite el proceso con las diferentes piezas hasta conocer los datos requeridos.

Dado que para algunas piezas ya se tenía el modelo en físico, simplemente se halla la masa pesando los elementos.

Con el fin de hallar el volumen que ocupa el propelente en el cohete sonda Libertador I, se remitió a los valores dimensionales que se presentan en el proyecto de grado “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. (Gomez Martinez & Leiva Aldana , 2015)²⁴”

²⁴ 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. FABIÁN ANDRÉS GÓMEZ MARTÍNEZ, HUINDI YURANI LEIVA ALDANA. FUNDACIÓN UNIVERSITARIA LOS LIBERTADORES, BOGOTÁ. 2015.

Luego de concluir dicho proceso de recolección de datos, se realiza la siguiente tabla con los resultados:

Tabla 1 Características piezas del cohete sonda Libertador I.

CARACTERÍSTICAS PARTES COHETE SONDA LIBERTADOR I					
PRIMERA ETAPA	VOLUMEN (cm³)	DENSIDAD (g/cm³)	CANTIDAD	MASA(gr)	MATERIAL
OJIVA	186,26016	1,75	1	325,95528	FIBRA DE CARBONO
AVIÓNICA	X	X	1	46	POLIVALENTE
PARACAÍDAS	X	X	1	317,4	POLIVALENTE
CUERPO PRINCIPAL	1138,32468	2,78	1	3164,5426	ALUMINIO 2024T3
PROPELENTE	651,1	1,8370	1	1196,0707	CANDY
CÁMARA DE COMBUSTIÓN	744,36896	2,81	1	2091,6768	ALUMINIO 7075 T6
TAPA MOTOR COHETE	X	X	1	150	ALUMINIO 7075 T6
TOBERA	13,333665	2,23	1	29,734073	GRAFITO
IGNITOR	X	X	1	2	POLIVALENTE
ALETAS	31,66973	2,78	3	264,12555	ALUMINIO 2024T3
CARGA PAGA	X	X	1	2000	POLIVALENTE
TOTAL				9587,505	

Fuente: Autores

Se observó que bajo estas especificaciones, el peso exacto de la primera etapa es de 9587,505 gramos aproximadamente 9,6 Kg.

Cabe recalcar que conforme a los documentos utilizados como base al desarrollo, se expone que el Libertador I transporta a bordo 5 Kg de propelente, sin embargo conforme al proceso realizado donde se utiliza el volumen y la densidad del propelente, se determinó que la masa de propelente es muy inferior a lo presentado con un valor de 1196,0707 gr aproximadamente 1,2 Kg.

Dada la falta de información acerca del proceso original mediante el cual los diseñadores del Libertador I determinaron la cantidad de propelente, se decide continuar el proceso en base a los datos hallados en este estudio.

Con estas estimaciones se tiene un valor exacto de cuánto pesa el Libertador I. Ahora, si bien será el peso que la segunda etapa ATLAS debe elevar, adicional a ese peso se debe tener en cuenta el peso que generan los elementos propios de la segunda etapa, tanto estructuralmente como adicionales funcionales (sistema de separación de etapas, sistema de paracaídas) para lo cual se realiza la siguiente tabla:

Tabla 2: Características piezas segunda etapa ATLAS.

CARACTERÍSTICAS PARTES SEGUNDA ETAPA ATLAS					
SEGUNDA ETAPA	VOLUMEN(cm3)	DENSIDAD (g/cm3)	CANTIDAD	MASA (gr)	MATERIAL
SISTEMA DE SEPARACIÓN	3224,54	1,75	1	5642,945	FIBRA DE CARBONO
BATERÍA	X	X	4	160	POLIVALENTE
CUERPO SECUNDARIO	1035,77	2,78	1	2879,4406	ALUMINIO 2024T3
PARACAÍDAS	X	X	1	317,4	POLIVALENTE
PROPELENTE	1431,96	1,837	1	2630,5105	CANDY
TAPA MOTOR COHETE Y CÁMARA DE COMBUSTIÓN	435,28	2,81	1	1223,1368	ALUMINIO 7075 T6
TOBERA	46,25	2,23	1	103,1375	GRAFITO
ALETAS	14,99	2,78	3	125,0166	ALUMINIO 2024T3
TOTAL				13081,587	

Fuente: Autores

Por tanto se considera que la masa total del cohete, teniendo en cuenta las dos etapas será de: 22669, 085 gr.

Se debe resaltar que el metodo de caracterizacion de dicha tabla fue un proceso ciclico, mediante el cual los valores fueron modificados a medida que se realizo el proceso, con el fin de presentar los valores finales que regiran para el total del proyecto.

6.3 PROPELENTE

Para la evolución del proyecto se seleccionó trabajar con el propelente tipo “Candy” que actualmente se desarrolla en la Fundación Universitaria Los Libertadores, como parte de los proyectos que desarrolla el semillero de investigación “Aerodes&I” asociado al semillero “GICA” también de la institución.

Dicho propelente cuenta con una variación de la fórmula general; “El propelente tipo Candy compuesto por Nitrato de Potasio (KNO_3) y Mono-Anhidra Dextrosa ($C_6H_{12}O_6$) en una proporción de 65/35, tradicionalmente es implementado por los aficionados a la cohetaría debido a las facilidades de fabricación, bajo costo de sus materiales y fácil adquisición de los mismos” (Nakka, 2013)²⁵.

Sin embargo el propelente que se desarrolla en la Fundación Universitaria Los Libertadores, que mantiene la relación de proporciones (65/35) no utiliza el Mono-Anhidra Dextrosa, se utiliza Sorbitol dicho elemento es un alcohol poli-hídrico de azúcar y su principal diferencia reside en su fórmula química que presenta dos moléculas de hidrógeno más ($C_6H_{14}O_6$).

Para la fabricación de dicho propelente se requirió una determinada caracterización del mismo y unos elementos de seguridad que deben estar presentes en todo momento para el correcto desempeño de dichas labores, garantizando no solo el buen desarrollo de las actividades, sino que también se establecen los estándares que deben seguir las personas respecto a la manipulación y peligros a los que están expuestos, con el fin de evitar accidentes y situaciones no deseadas que afecten negativamente tanto el producto como a las personas que en el trabajan.

Por tanto dichos desarrollos se fundamentan en el documento de Carlos Cubides, Asesor Técnico del Proyecto Cohete Sonda Libertador I Fase II. (Cubides, 2012-2014)²⁶

Junto al soporte que este documento representa, se requería un elemento que presentara las características exactas de dicha mezcla de propelente, bajo las condiciones a las que se encontrará tales como: la presión en la cámara y la temperatura. Para lo cual se utilizó el programa Cpropep una herramienta que permite hallar las propiedades del propelente, que se calcula utilizando una base de

²⁵ Obtenido de: <http://www.nakka-rocketry.net/>

²⁶ Cubides, C. (2012-2014). Instructivo Operacional para la fabricación de Propelente sólido Tipo Candy. Bogotá.

datos en donde se presenta una extensa variedad de moléculas y diferentes componentes químicos que serán los utilizados en la mezcla, adicionalmente una vez seleccionadas las proporciones de dichos elementos estos se exponen a la correcta temperatura y presión en la cámara (características de entrada), se ingresan algunas propiedades de salida del flujo y se ejecuta el software.

6.4 CÁMARA DE COMBUSTIÓN

Cabe resaltar que básicamente esta será la estructura en donde ocurrirá el proceso de ignición y quema del propelente, es el mismo tubo que contiene el total de la barra de propelente sólido.

Para hallar la presión inicial a la que se va a exponer la tobera, se utilizarán las características del material que contendrá dicha reacción.

Con el fin de asegurar que la pieza soporte dichas cargas se realizaron unos cálculos teóricos mediante los cuales rectifican las propiedades y características que se deben tener en cuenta para la aplicación de la pieza dentro del proyecto, por tanto se definieron unas propiedades iniciales teniendo en cuenta la experiencia en el semillero de investigación GICA – Aerodes&I:

- Se utiliza un tubo de Aluminio 7075-T6 para la barra de propelente.
- El tubo presenta un espesor de $3 * 10^{-3}$ m
- El diámetro del tubo será de $57 * 10^{-3}$ m
- El diámetro interno del tubo será de $51 * 10^{-3}$ m
- La resistencia a la tensión del Al 7075-T6 es igual a 73 Ksi

Por tanto se aplicó la ecuación:

Ecuación 3: Esfuerzo radial tangencial

$$\sigma t = \frac{P * D}{2 * t}$$

Fuente: Guía de estudio motores cohete Andreas Gravenhorst

Donde se busca hallar el valor de P, equivalente a la presión de la cámara.

Ecuación 4: Presión de la cámara

$$P = \frac{\sigma t * 2 * t}{D}$$

Fuente: Fuente: Sistemás de Transporte Espacial Y Propulsión Espacial, Pág. 108. Apuntes de catedra Facultad de Ingeniería Tecnología Aeroespacial, Universidad HOCHSCHULE BREMEN, University of Applied Sciences (Gravenhorst, 2007).

Se realiza la conversión de los 73 Ksi a MPa dando un resultado igual a 503.317 MPa; se reemplazan los valores en la ecuación.

$$P = \frac{503.317 * 2 * (3 * 10^{-3})}{51 * 10^{-3}}$$

Donde se halla que el resultado de la presión en la cámara es igual a 59.21 MPa.

Ya que la plataforma Cpropep recibe los datos de presión en atmosferas se hace la correspondiente conversión, generando un valor de 584,39 atmosferas.

Esta magnitud se entenderá como el valor máximo de resistencia del material a lo largo de la reacción, por tanto la presión generada dentro de la cámara de combustión no puede superar dicho valor, de lo contrario la presión superará la resistencia del material lo que puede generar fisuras, deformaciones o en el peor caso una explosión, lo que generará un riesgo para la seguridad del personal.

A continuación se concluyó que se aplicaría un factor de seguridad de 2,5 debido a la importancia de esta pieza en el proyecto, de esta forma los análisis se realizarán con un valor de resistencia del material más seguro, pues al utilizar dicho factor de seguridad se tiene la certeza de que el material no fallara al momento de la reacción, por tanto aplicó la siguiente ecuación:

Ecuación 5: Presión de diseño

$$P_{uso\ de\ diseño} = \frac{P_{max}}{S_f}$$

Fuente: Guía de estudio motores cohete Andreas Gravenhorst

Donde:

- “P uso de diseño” será la presión de diseño cuyo valor tendrá inmersas las consideraciones del factor de seguridad.
- “P max” será la presión máxima a la que puede ser expuesta la pieza.
- “Sf” corresponde al valor del factor de seguridad que aplicara para la pieza.

Donde:

$$P_{uso\ de\ diseño} = \frac{584,39}{2,5}$$

Luego de aplicar el factor de seguridad a la estructura se puede afirmar que la presión de diseño para este tubo tendrá un valor de 233,756 atmosferas, un equivalente a 23,68 MPa por lo cual será la presión máxima a la que se buscaría que trabaje la pieza.

6.5 PRESIÓN Y TEMPERATURA EN LA CÁMARA

La temperatura se halla de valores teóricos aproximados tomando como base una de las ecuaciones principales de flujo isentrópico, la relación de temperaturas.

Para solucionar dicha ecuación se tomaron valores de gamma teóricos obtenidos dada la experiencia con el semillero de investigación mediante los cuales se podía hallar un valor para dicha relación, luego tomando el valor de esta como base de una igualdad se halla la temperatura teórica de salida.

Los resultados de la temperatura generarán valores de gamma diferentes, por tanto se requiere de la variación de dichos elementos dependiendo los resultados del cpropep hasta el momento en que el proceso alcanza un valor más aproximado, que presente un equilibrio entre ambos resultados teóricos, este valor se tomara como óptimo y será la base que permite continuar desarrollando el proceso para los cálculos y análisis futuros.

Dicho valor correspondiente a 1771 K, está en la media de los rangos típicos que se utilizaban para los análisis y ensayos de quema de propelente al momento de diseñar toberas funcionales dentro del semillero de investigación “GICA - Aerodes&l”, por tanto se tiene confianza en el uso de este valor para los análisis.

A continuación se presenta el “setup” del programa Cpropep en donde se puede observar los elementos que actuarán en la reacción:

Figura 5: Plataforma para el ingreso de datos iniciales Cpropep.

Cpropep-Web

complex chemical equilibrium and rocket performance calculations

Cpropep-Web is a cgi interface to Cpropep. This software is also available as a command line program.

Cpropep is a propellant evaluation software that will let you compute rocket motor performance in function of the propellant. It works like the known software 'propep' but is code in standard C, is in development and is supported. There is more information about this project on the [Rocket Workbench home page](#).

Cpropep can compute chemical equilibrium for a fixed temperature and pressure points, adiabatic flame temperature, frozen and shifting equilibrium rocket performance evaluation.

To compute an equilibrium, you just have to specify up to tree ingredient. You have to identify them by their number. To have the list of the code, click on 'List molecule codes'. The quantity can be in gram or in moles.
 The default value are for KClO₄/HTPB/Al propellant.

Temperature (for normal equilibrium only): deg K (298.15-6000)

Chamber pressure: atm

Exit conditions are need only for performance problem.

Type of exit condition:

Exit condition: atm or dimensionless

Units: Type of problem: Molecule code:

Quantity - Molecule code	
<input type="text" value="65"/>	<input type="text" value="765"/>
<input type="text" value="35"/>	<input type="text" value="1025"/>

Fuente Cpropep- Autores

La herramienta cpropep realiza el cálculo teórico de la ignición del propelente a las condiciones establecidas, y genera una tabla de resultados en la cual presenta valores esenciales para el desarrollo de la investigación tales como el valor de “Gamma” que se define como la relación de calor específico y es un número cuyo valor depende del estado del gas, la densidad del propelente generado, entre otros elementos que permiten realizar los cálculos que serán la base para el posterior diseño de la tobera, pues se entenderá el comportamiento del propelente con la tobera, garantizando aprovechar al máximo el beneficio de ambos elementos para el cohete.

Del mismo modo la tabla de resultados presenta las moléculas de diversos elementos que son generados por el proceso de ignición, para otros estudios son valores muy importantes pero para fines de este proyecto se omitirá su importancia en gran medida.

Tabla 3: Resultados Cpropep

Results

```

Propellant composition
Code Name                               mol   Mass (g)  Composition
765   POTASSIUM NITRATE                 0.6429 65.0000   1N 3O 1K
1025  SORBITOL                          0.1921 35.0000   6C 14H 6O
Density : 1.837 g/cm^3
5 different elements
N O K C H
Total mass: 100.000000 g
Enthalpy : -5778.41 kJ/kg

156 possible gaseous species
16 possible condensed species

                                CHAMBER
Pressure (atm) : 233.000
Temperature (K) : 1771.000
H (kJ/kg) : -5451.693
U (kJ/kg) : -5822.464
G (kJ/kg) : -17830.473
S (kJ/(kg)(K)) : 6.990
M (g/mol) : 39.715
(dLnV/dLnP)c : -1.00872
(dLnV/dLnT)p : 1.12577
Cp (kJ/(kg)(K)) : 2.18282
Cv (kJ/(kg)(K)) : 1.91979
Cp/Cv : 1.13701
Gamma : 1.12718
Vson (m/s) : 646.47151

```

Fuente Cpropep- Autores

Por tanto con el Cpropep se definió que:

- El gamma del propelente que regirá los cálculos será de 1.12718
- La densidad del propelente es de $1.837 \frac{g}{cm^3}$

Base de estos valores se puede hallar la relación de calores específicos, denominada k .

Ecuación 6: Relación de calores específicos

$$k = \frac{C_p}{C_v}$$

Fuente: Sistemás de Transporte Espacial Y Propulsión Espacial, Pág. 108. Apuntes de catedra Facultad de Ingeniería Tecnología Aeroespacial, Universidad HOCHSCHULE BREMEN, University of Applied Sciences (Gravenhorst, 2007)..

La herramienta cpropep arroja el valor de esta relación siendo igual a 1,13701.

Dado que para cálculos específicos sobre el comportamiento de los gases de escape dentro de la tobera se requiere hallar la constante del gas denominada R , se buscó determinar su valor.

Dicha incógnita corresponde a la diferencia entre los calores específicos.

Ecuación 7: Constante del gas

$$R = C_p - C_v$$

Fuente: Guía de estudio motores cohete Andreas Gravenhorst

Se reemplaza en la ecuación siendo:

$$\begin{aligned} \text{➤ } C_p &= 2,18282 \frac{KJ}{Kg*K} \\ \text{➤ } C_v &= 1,91979 \frac{KJ}{Kg*K} \end{aligned}$$

$$R = 2,18282 \frac{KJ}{Kg * K} - 1,91979 \frac{KJ}{Kg * K}$$

$$R = 0,26303 \frac{KJ}{Kg * K}$$

Por tanto se puede fijar el valor de $R = 263,03 \frac{J}{Kg * k}$

Debido a que las propiedades de los gases de salida son diferentes a las del aire, su valor también se ve afectado donde conforme al programa obtiene un valor correspondiente a 646,47 m/s

6.6 TOBERA

La tobera que se encuentra a continuación de la cámara de combustión, en donde se ubica el propelente, se encarga de expandir y acelerar los gases producto de la combustión del propelente con el fin de que el aumento a velocidades supersónicas e incluso hipersónicas generen el empuje requerido para que el cohete vuele.

Para el desarrollo del proyecto se utilizarán dos modelos de tobera, para el Libertador I un modelo ya diseñado por otro equipo y para la segunda etapa "ATLAS", se aplicará una tobera de diseño propio pues se busca que dicha tobera genere un gran empuje con un peso y unas dimensiones reducidas acorde al diseño del cohete.

Por tanto se generó un diseño inicial desde el cual se realizaron variaciones en el diámetro y los ángulos de convergencia-divergencia, con el fin de seleccionar el que mejores ventajas presente para el proyecto.

6.6.1 LIBERTADOR I

Se mantendrá el motor diseñado para ese fin, del proyecto de grado, "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. FABIÁN ANDRÉS GÓMEZ MARTÍNEZ, HUINDI YURANI LEIVA ALDANA. FUNDACIÓN UNIVERSITARIA LOS LIBERTADORES, BOGOTÁ. 2015." (Gomez Martinez & Leiva Aldana , 2015)

6.6.2 TOBERA PARA LA SEGUNDA ETAPA “ATLAS”

Para el desarrollo del proyecto se seleccionó una tobera con estructura convergente-divergente, debido a su manufactura simple y su buen desempeño genera una plataforma económica, de fácil construcción, sencilla pero eficiente para futuros proyectos y que presenta las características idóneas para su aplicación en el cohete.

El diseño de la tobera está totalmente ligado a las llamadas ecuaciones de flujo isentrópico que pueden ser fácilmente consultadas en la página oficial de la NASA²⁷.

Inicialmente se tendrá en cuenta que el flujo de gases obtendrá diferentes velocidades en cada uno de los puntos de la tobera, estas velocidades permiten definir en parte la geometría de la tobera y están dados por un número Mach, este número se define como la velocidad del aire sobre la velocidad del sonido.

Ecuación 8: Número Mach.

$$M = \frac{v}{a}$$

Fuente: NASA web isentropic flow equations.

A continuación se presentan las ecuaciones principales, se debe resaltar que los subíndices “t” y “s” hacen referencia a condiciones totales y condiciones sónicas.

Se prosigue en el desarrollo aplicando la ecuación de relación de presiones, representada como:

²⁷ Isentropic Flow Equations NASA, <https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/isentrop.html>

Ecuación 9: Relación de presiones.

$$\frac{p}{p_t} = \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2 \right)^{\frac{-\gamma}{\gamma-1}}$$

Fuente: NASA web isentropic flow equations

Ecuación 10: Relación de temperaturas.

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

Fuente: NASA web isentropic flow equations.

Ecuación 11: Relación de densidades.

$$\frac{\rho}{\rho_t} = \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2 \right)^{\frac{-1}{\gamma-1}}$$

Fuente: NASA web isentropic flow equations.

Ecuación 12: Relación de Áreas.

$$\frac{A}{A_s} = \frac{\gamma + 1}{2} \frac{1}{\left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2\right)^{\frac{\gamma + 1}{2(\gamma - 1)}}}$$

Fuente: NASA web isentropic flow equations.

Al definir estas características y fundamentados en el valor de la relación de áreas se puede hallar el valor del área de la tobera en cada uno de los puntos, tomando esta área es fácil despejar y hallar el valor del radio que tendrá en ese punto la tobera, estas distancias en cada punto serán las que definan la gráfica que representa la geometría interna de la tobera.

Para determinar la configuración más eficiente del motor cohete se diseñó una tabla donde se usaron los valores de: relaciones de presión, relaciones de área, el área, relaciones de temperatura, radio de la garganta de la tobera, la relación de calor específico, presión en la cámara y los mach.

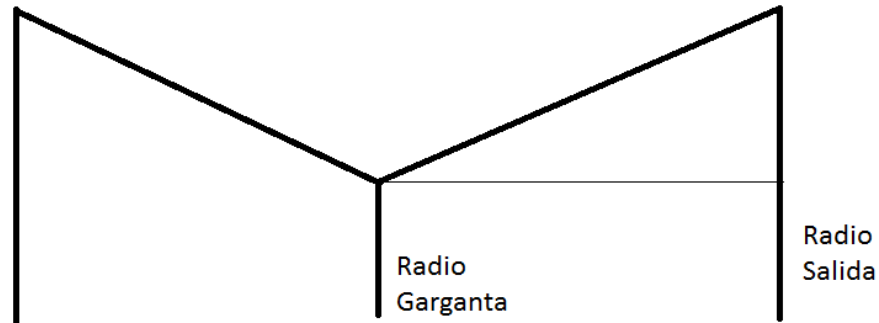
Para este estudio se tuvo en cuenta principalmente los datos del radio de la garganta, el ángulo convergente-divergente de la tobera para observar los cambios de dimensión de la misma y luego proceder a hacer el cálculo respectivo con los datos que arroja la tabla, de esta manera conocer que configuración de la tobera genera más empuje para alcanzar un mayor apogeo en el cohete sonda.

6.6.2.1 Longitud Tobera

Con el fin de conocer la longitud que ocuparía la tobera dentro del cohete se aplicó una ecuación trigonométrica que permite calcular las correspondientes longitudes. Dicha ecuación tiene en cuenta: los radios teóricos de entrada y salida de la tobera junto a los ángulos de convergencia-divergencia, que son entendidos como los factores más importantes.

Analizando la geometría de una tobera definimos que:

Figura 6 Geometría y radios zona divergente de la tobera.



La longitud de cada zona tanto divergente como convergente tomando como referencia un triángulo-rectángulo, corresponde al cateto adyacente del mismo.

Por tanto, aplicando la ecuación trigonométrica de la tangente se procede a determinar la función que define dicha longitud:

Ecuación 13 Ecuación de la Tangente.

$$\tan \theta = \frac{Co}{Ca}$$

Fuente: Libro ÁLGEBRA, TRIGONOMETRÍA Y GEOMETRÍA ANALÍTICA. Pg 794.

Donde:

- θ corresponde al ángulo de convergencia o divergencia dependiendo la sección a tratar.
- Co corresponde al cateto opuesto del triángulo.
- Ca corresponde al cateto adyacente del triángulo.

Por tanto geoméricamente podemos deducir que el cateto adyacente corresponde a la longitud que se busca hallar.

El cateto opuesto es igual a la diferencia entre el radio máximo de la sección que se está tratando (convergente o divergente) y el radio de la garganta.

Reemplazando dichos valores dentro de la ecuación de tangente obtenemos:

Ecuación 14 Ecuación de la tangente reemplazando valores.

$$\tan \theta = \frac{r_{max} - r_{garganta}}{l_{convergente\ o\ divergente}}$$

A continuación se despeja el valor de longitud convergente o divergente, a la que se denominará l_x .

Ecuación 15: Longitud de tobera

$$l_x = \frac{r_x - r_t}{\tan(\theta)}$$

Donde:

- l_x es la longitud convergente o divergente según corresponda.
- r_x es el radio de entrada o salida
- r_t es el radio de la garganta
- θ_x es el semi-ángulo de convergencia-divergencia.

Debido a que la tobera encajará directamente en la cámara de combustión, debe ser el diámetro interno de la cámara quien restrinja el diámetro máximo de entrada para la tobera, por tanto para hallar la longitud de la zona convergente se definieron los siguientes valores:

- El diámetro interno de la cámara de combustión es de 51 mm; por tanto el radio r_x es equivalente a 25,5 mm o 0,0255 m.
- Para el ángulo de convergencia θ_x se toma el valor de 45°.
- El diámetro de la garganta se definió como 8 mm, por tanto el radio r_t de la garganta es de 4 mm o 0,004 m

Entonces:

$$l_{converg} = \frac{0,0255 - 0,004}{\tan(45)}$$

$$l_{converg} = 0,0215 \text{ m} = 21,5 \text{ mm}$$

Se pensó utilizar esta longitud sin embargo se llegó a la conclusión que la fabricación de la tobera en esta zona generaría un espesor a la entrada mínimo, además los bordes serían muy filosos, por tanto como método de seguridad se decidió dejar 1,5 mm de espesor a cada borde.

Tomando en cuenta esta valoración el diámetro se reduciría en 3 mm, por tanto se aplica el diámetro de 48 mm y nuevo radio r_x de 24 mm o 0,024 m.

$$l_{converg} = \frac{0,024 - 0,004}{\tan(45)}$$

$$l_{converg} = 0,020 \text{ m} = 20 \text{ mm}$$

La nueva longitud es menor a la anterior, sin embargo esta reducción se verá representada como un beneficio en la seguridad, tanto estructural como para la manipulación del personal.

Se debe prestar especial atención a la sección divergente que quizá represente uno de los elementos más importantes, pues es la encargada de aumentar la velocidad de salida de los gases dicha velocidad se verá representada en un aumento del empuje.

Adicionalmente se definió con el fin de evitar que excesos en el tamaño de la pieza entrasen en conflicto con el diámetro de la cámara de combustión, la tobera manejará como estándar para la salida de la misma el máximo diámetro de la cámara de combustión.

- El diámetro externo de la cámara de combustión es de 55 mm; por tanto el radio r_x es equivalente a 27,5 mm o 0,0275 m.

- Para el ángulo de convergencia θ_x se toma el valor de 20° .
- El diámetro de la garganta se definió como 8 mm, por tanto el radio r_t de la garganta es de 4 mm o 0,004 m.

$$l_{diverg} = \frac{0,0275 - 0,004}{\tan(20)}$$

$$l_{diverg} = 0,0645 \text{ m} = 64,5 \text{ mm}$$

Nuevamente con el fin de evitar bordes filosos esta vez a la salida de la tobera y teniendo en cuenta las velocidades y esfuerzos que sufrirá esta zona, se buscó dar un poco de espesor al material de 1,5 mm de radio para un diámetro total de 3 mm.

- El diámetro es de 52 mm; por tanto el radio r_x es equivalente a 26 mm o 0,026 m.
- Para el ángulo de convergencia θ_x se toma el valor de 20° .
- El diámetro de la garganta se definió como 8 mm, por tanto el radio r_t de la garganta es de 4 mm o 0,004 m.

$$l_{diverg} = \frac{0,026 - 0,004}{\tan(20)}$$

$$l_{diverg} = 0,060 \text{ m} = 60 \text{ mm}$$

Con el fin de facilitar el proceso de manufactura se redujo el diámetro.

De esta manera el nuevo diámetro de salida será de 49 mm manteniendo un espesor externo durante todo el trayecto de 1 mm, para un diámetro total de 51 mm.

$$l_{diverg} = \frac{0,0245 - 0,004}{\tan(20)}$$

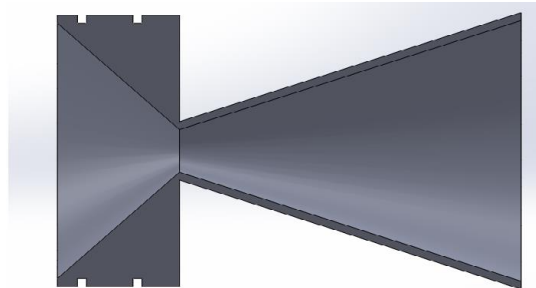
$$l_{diverg} = 0,056 m = 56 mm$$

Por tanto el diseño completo de la tobera incluyendo la zona convergente y la divergente presentara las siguientes características:

- Ángulos convergente-divergente iguales a 45° y 20°.
- Diámetro de entrada de 48 mm.
- Diámetro de la garganta de 8 mm.
- Diámetro de salida de 49 mm.
- Para la zona convergente se dejó un diámetro máximo de 51 mm teniendo en cuenta que se dejó un espesor de 3 mm de material.
- Se dio una gran área de material con el fin de permitir realizar dos aberturas para la posición de los “O rings”.
- Para la zona divergente se dejó un espesor de 1 mm adicional al radio, para un diámetro total de 51 mm.
- Longitud convergente de 20 mm.
- Longitud divergente de 56 mm.

El modelo representado será:

Figura 7: Corte de tobera



Fuente Solidworks- Autores (SOLIDWORKS® CORP).

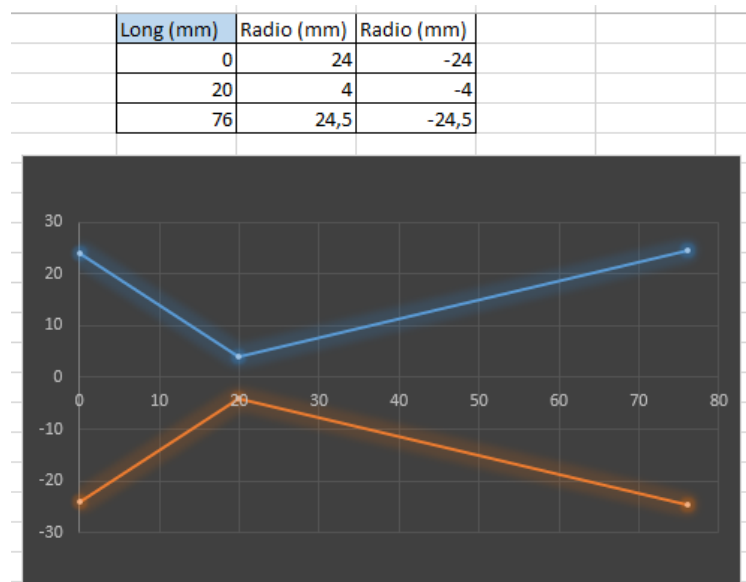
En el diseño se tuvo en cuenta elementos de remoción de material, así como de mecanizado con el fin de disminuir el peso; de esta forma presentar un modelo más eficiente y útil.

6.6.2.2 Variación Ángulos

Conociendo el método con el cual hallar la distancia en cada sección ahora se procede a realizar la variación de los ángulos, manteniendo los mismos valores en los diámetros. De esta forma se generarán diferentes toberas y se podrá observar cual presenta más beneficios para el proyecto.

I. TOBERA ÁNGULOS 45° – 20°

Figura 8: Configuración 1° tobera.



Fuente: Autores.

Esta es la propuesta inicial con la que se presentó el modelo en 3D.

II. TOBERA ÁNGULOS 45° – 15°

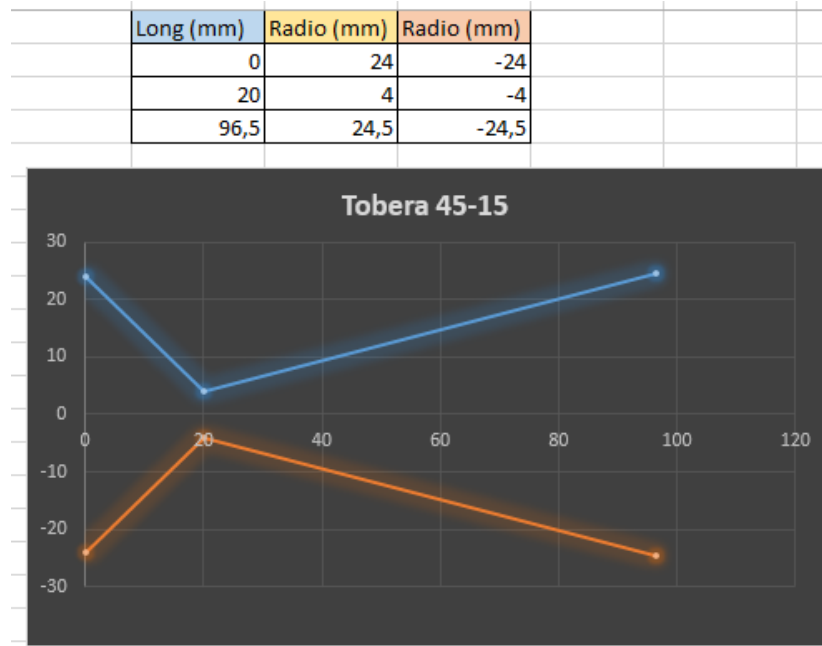
$$l_{converg} = \frac{0,024 - 0,004}{\tan(45)}$$

$$l_{converg} = 0,020 \text{ m} = 20 \text{ mm}$$

$$l_{diverg} = \frac{0,0245 - 0,004}{\tan(15)}$$

$$l_{diverg} = 0,0765 \text{ m} = 76,5 \text{ mm}$$

Figura 9: Configuración 2° tobera.



Fuente: Autores.

III. TOBERA ÁNGULOS 30° – 30°

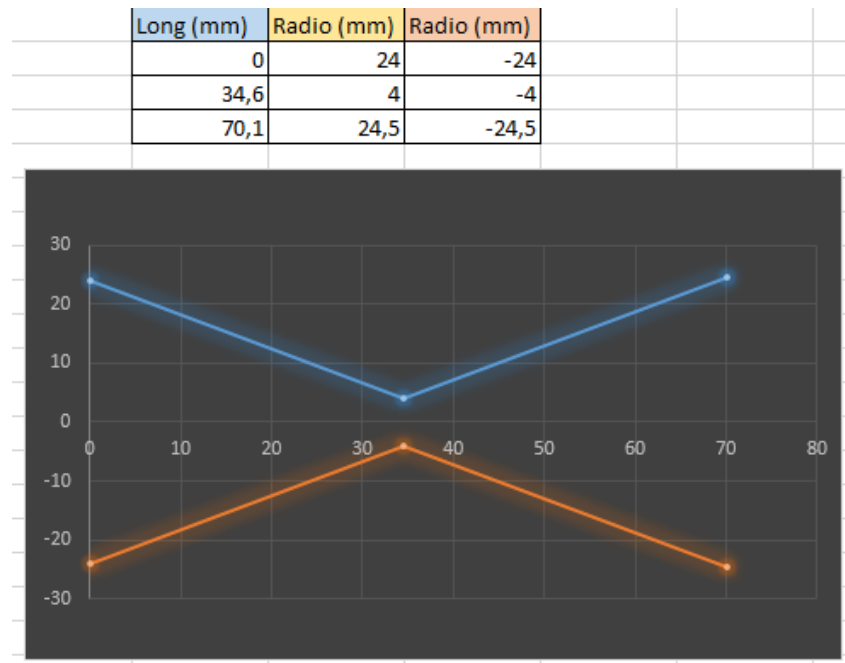
$$l_{converg} = \frac{0,024 - 0,004}{\tan(30)}$$

$$l_{converg} = 0,0346 \text{ m} = 34,6 \text{ mm}$$

$$l_{diverg} = \frac{0,0245 - 0,004}{\tan(30)}$$

$$l_{diverg} = 0,0355 \text{ m} = 35,5 \text{ mm}$$

Figura 10: Configuración 3° tobera.



Fuente: Autores.

IV. TOBERA ÁNGULOS 50° – 50°

$$l_{converg} = \frac{0,024 - 0,004}{\tan(50)}$$

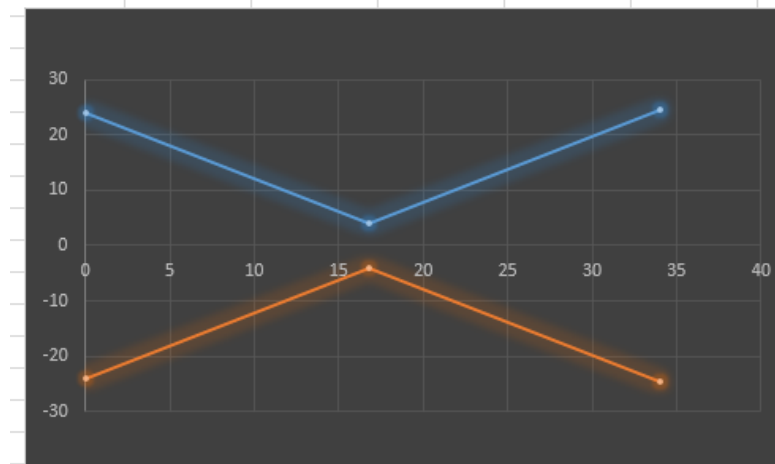
$$l_{converg} = 0,01678 \text{ m} = 16,78 \text{ mm}$$

$$l_{diverg} = \frac{0,0245 - 0,004}{\tan(50)}$$

$$l_{diverg} = 0,0172 \text{ m} = 17,2 \text{ mm}$$

Figura 11: Configuración 4° tobera.

Long (mm)	Radio (mm)	Radio (mm)
0	24	-24
16,78	4	-4
33,98	24,5	-24,5



Fuente: Autores.

V. TOBERA ÁNGULOS 50° – 70°

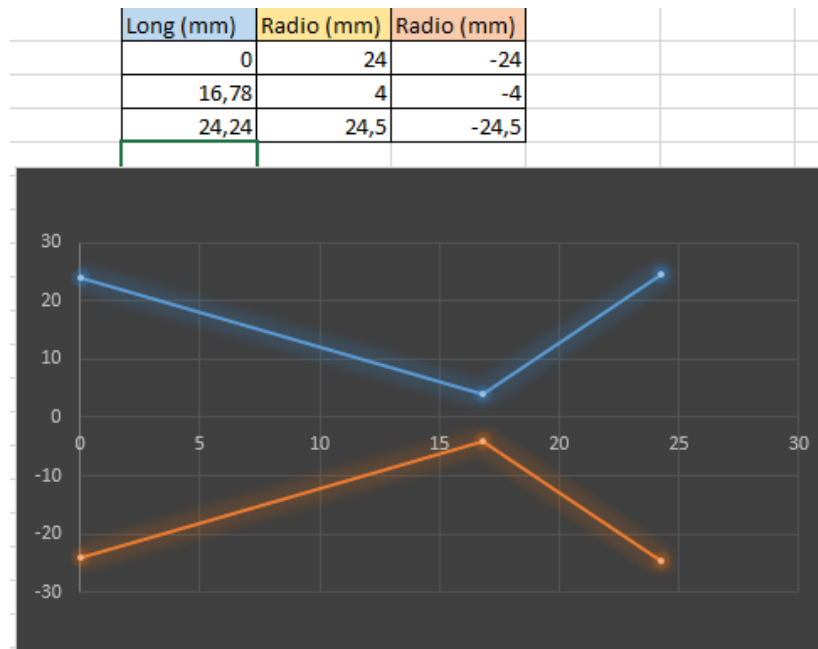
$$l_{converg} = \frac{0,024 - 0,004}{\tan(50)}$$

$$l_{converg} = 0,01678 \text{ m} = 16,78 \text{ mm}$$

$$l_{diverg} = \frac{0,0245 - 0,004}{\tan(70)}$$

$$l_{diverg} = 0,00746 \text{ m} = 7,46 \text{ mm}$$

Figura 12: Configuración 5° tobera.



Fuente: Autores.

Se observa que el flujo que inicia como un elemento subsónico, alcanza una velocidad supersónica en la “garganta” de la tobera donde llega a valores de mach 1 y de ese punto en adelante su camino a través de la tobera se verá acelerado alcanzando velocidades varias veces superiores a la velocidad del sonido.

6.6.3 SELECCIÓN DE TOBERA PARA LA SEGUNDA ETAPA ATLAS

Con el fin de elegir la tobera más apta para impulsar a la segunda etapa ATLAS se debe hallar el valor del empuje que genera cada una con la misma cantidad y tipo de propelente, para lo cual se debe utilizar la ecuación de empuje:

Ecuación 16: Ecuación de empuje.

$$E = C * \dot{m}_{supersónico}$$

Fuente: Teoría de los motores cohete Richard Nakka.

Donde E, es igual al empuje; C corresponde a la velocidad efectiva de salida del chorro en el motor cohete y \dot{m} al flujo másico para la condición supersónica.

Debido a que se desconoce el valor del flujo másico:

Ecuación 17: Flujo másico supersónico.

$$\dot{m}_{supersónico} = A_{com} * \Gamma * \rho_{com}$$

Fuente: Teoría de los motores cohete Richard Nakka.

Para esta ecuación se define que: A_{com} es el área de quemado del propelente, Γ es la rata de quemado y ρ_{com} es la densidad del propelente.

El valor de rata de quemado está definido por:

Ecuación 18: Rata de quemado.

$$\Gamma = a * P_c^n$$

Fuente : Sistemás de Transporte Espacial Y Propulsión Espacial, Pág. 108. Apuntes de catedra Facultad de Ingeniería Tecnología Aeroespacial, Universidad HOCHSCHULE BREMEN, University of Applied Sciences (Gravenhorst, 2007).

Donde; a corresponde a la constante del combustible; P_c se define como la presión en la cámara de combustión y n es el exponente de presión.

Con esto en mente se puede definir que la nueva ecuación para empuje se puede definir como:

Ecuación 19: Empuje.

$$E = C * A_{com} * (a * P_c^n) * \rho_{com}$$

Fuente: Teoría de los motores cohete Richard Nakka.

Se procede a hallar el valor para el flujo másico, reemplazando con los valores propios del propelente.

Ecuación 20: Flujo másico.

$$\dot{m} = A_{com} * (a * P_c^n) * \rho_{com}$$

Fuente: Teoría de los motores cohete Richard Nakka.

La densidad del propelente obtenida por el programa Cpropep corresponde a $1,837 \frac{g}{cm^3}$.

Los valores del propelente Candy (a y n) dependen de la presión interna de la cámara conforme a determinados límites entre los que oscile, dichas variables obtendrán un valor específico dependiendo los rangos.

Para la mezcla de nitrato de potasio y sorbitol se aplicará una tabla en donde se presentan los valores para “a” así como para “n” y los rangos de presión que los definen conforme a los estándares de Richard Nakka:

Tabla 4: Coeficientes y Exponentes de la Rata de Quemado para Propelente KN-Sorbitol.

KN-Sorbitol									
Pressure range			a	n	Pressure range			a	n
psia			in/sec, (psia)		Mpa			mm/sec, (Mpa)	
15	to	117	0.019	0.625	0.103	to	0.807	10.71	0.625
117	to	218	1.648	-0.314	0.807	to	1.50	8.763	-0.314
218	to	550	0.330	-0.013	1.50	to	3.79	7.852	-0.013
550	to	1020	0.011	0.535	3.79	to	7.03	3.907	0.535
1020	to	1548	0.277	0.064	7.03	to	10.67	9.653	0.064

Table 5 – Burn rate coefficients and exponents KN-Sorbitol propellant

Fuente Effect of Chamber Pressure on Burning Rate for the Potassium Nitrate-Dextrose and Potassium Nitrate-Sorbitol Rocket Propellants, Richard Nakka.1999 Pp.17, Table 5.

Dado que la presión interna en la cámara de combustión obtiene un valor muy cercano a la presión de 10,67 Mpa, serán los valores de (a y n) correspondientes a esta sección los que se aplicaran para dicho despeje; por tanto: $a = 9,653$ y $n = 0,064$.

Con el ánimo de garantizar los valores óptimos para dicho calculo, se remitió nuevamente al programa cpropep con el fin de realizar otra simulación del proceso para el propelente, pero esta vez se utilizará el nuevo valor para la presión dentro de la cámara de combustión, 10,67 MPa que al realizar el proceso de conversión corresponde 105,3 atm.

Cabe recalcar que este nuevo valor para presión está dentro de los rangos óptimos que soportara la pieza, pues su magnitud es incluso menor que la presión de diseño que tenía en cuenta el factor de seguridad, por tanto con toda seguridad la pieza de aluminio soportará las cargas de presión al momento de la reacción.

Figura 13: Datos cpropep.

Cpropep-Web

complexe chemical equilibrium and rocket performance calculations

Cpropep-Web is a cgi interface to Cpropep. This software is also available as a command line program.

Cpropep is a propellant evaluation software that will let you compute rocket motor performance in function of the propellant. It works like the known software 'propep' but is code in standard C, is in development and is supported. There is more information about this project on the [Rocket Workbench home page](#).

Cpropep can compute chemical equilibrium for a fixed temperature and pressure points, adiabatic flame temperature, frozen and shifting equilibrium rocket performance evaluation.

To compute an equilibrium, you just have to specify up to tree ingredient. You have to identify them by their number. To have the list of the code, click on 'List molecule codes'. The quantity can be in gram or in moles.

The default value are for KClO₄/HTPB/Al propellant.

Temperature (for normal equilibrium only): deg K (298.15-6000)

Chamber pressure: atm

Exit conditions are need only for performance problem.

Type of exit condition

Exit condition atm or dimensionless

Units: Type of problem: Molecule code

Quantity - Molecule code	
<input type="text" value="65"/>	<input type="text" value="765"/>
<input type="text" value="35"/>	<input type="text" value="1025"/>
<input type="text" value=""/>	<input type="text" value=""/>

La aplicación del programa permite nuevamente la obtención de las características del elemento a estudiar, luego de los procesos que el programa realiza con el fin de determinar sus características propias tomando en cuenta los datos de entrada como:

- Temperatura.
- Presión.
- Elementos tomados como base para la reacción.

Así como elementos de salida:

- Presión de salida (atmosférica estándar).

Tras concluir este proceso y permitir que el programa realice el adecuado procesamiento de la información arroja una tabla de resultados:

Tabla 5: Resultados cpropep.

Results

```

Propellant composition
Code Name                               mol   Mass (g)  Composition
765   POTASSIUM NITRATE                 0.6429 65.0000 1N 3O 1K
1025  SORBITOL                          0.1921 35.0000 6C 14H 6O
Density : 1.837 g/cm^3
5 different elements
N O K C H
Total mass: 100.000000 g
Enthalpy : -5778.41 kJ/kg

156 possible gaseous species
16 possible condensed species

                                CHAMBER
Pressure (atm) : 105.000
Temperature (K) : 1771.000
H (kJ/kg) : -5395.038
U (kJ/kg) : -5769.700
G (kJ/kg) : -18127.357
S (kJ/(kg) (K)) : 7.189
M (g/mol) : 39.302
(dLnV/dLnP)t : -1.01886
(dLnV/dLnT)p : 1.27548
Cp (kJ/(kg) (K)) : 2.64236
Cv (kJ/(kg) (K)) : 2.30457
Cp/Cv : 1.14658
Gamma : 1.12535
Vson (m/s) : 649.32687

Molar fractions
CH4 5.1177e-06
CO 1.7994e-01
CO2 1.2130e-01
COOH 5.3423e-08
H 9.3692e-06

```

Fuente Cpropep- Autores.

Para esta nueva tabla se observa un cambio principalmente en cuanto a los valores de calor específico, del mismo modo se observa que el valor de densidad para el propelente permanece constante.

Base de estos nuevos valores la herramienta cpropep arroja el valor de la relación de calores específicos denominada K igual a 1,13701.

Nuevamente se hallará el valor para la constante del gas denominada R ; dicha incógnita corresponde a la diferencia entre los calores específicos.

Ecuación 21: Constante del gas.

$$R = C_p - C_v$$

Fuente: Sistemás de Transporte Espacial Y Propulsión Espacial, Pág. 108. Apuntes de cátedra Facultad de Ingeniería Tecnología Aeroespacial, Universidad HOCHSCHULE BREMEN, University of Applied Sciences (Gravenhorst, 2007).

Se reemplaza en la ecuación siendo:

$$\begin{aligned} \text{➤ } C_p &= 2,64236 \frac{KJ}{Kg * K} \\ \text{➤ } C_v &= 2,30457 \frac{KJ}{Kg * K} \end{aligned}$$

$$R = 2,64236 \frac{KJ}{Kg * K} - 2,30457 \frac{KJ}{Kg * K}$$

$$R = 0,33779 \frac{KJ}{Kg * K}$$

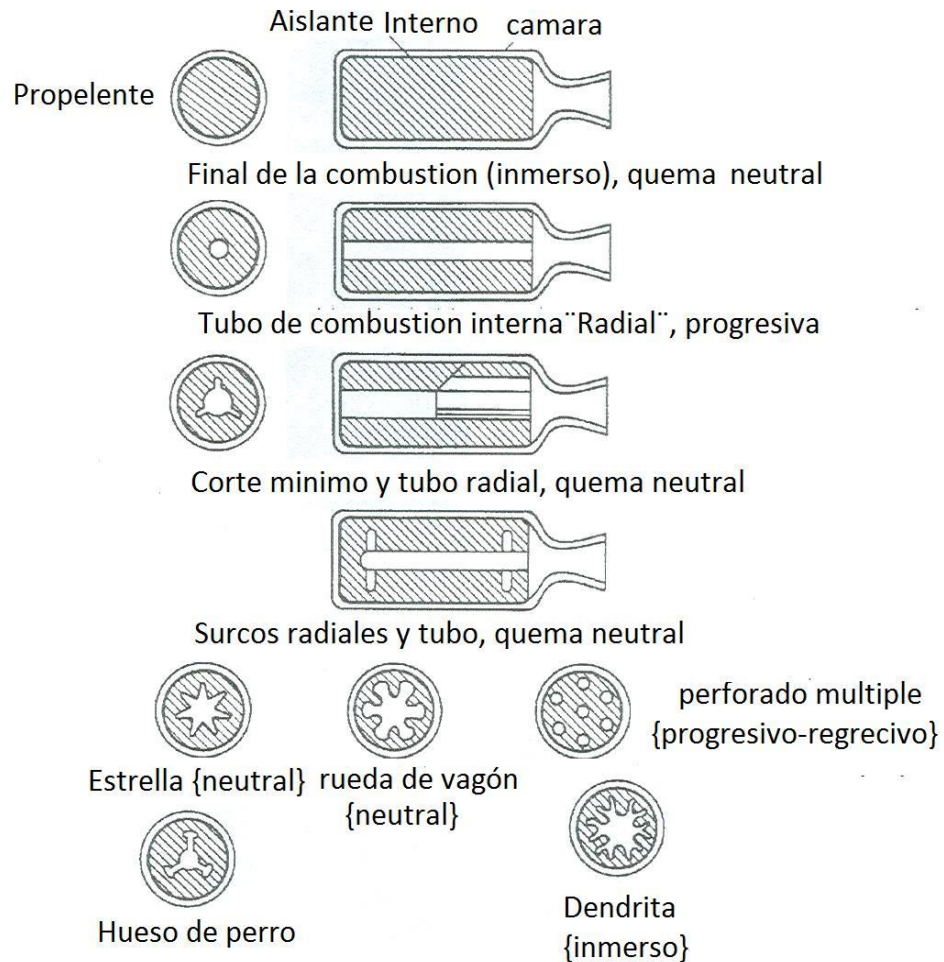
Por tanto se puede fijar el valor de $R = 337,79 \frac{J}{Kg * K}$

Finalmente la velocidad del sonido también presenta una variación respecto al valor calculado con antelación, por tanto el nuevo valor que registrará los procesos será de 649,32 m/s.

Respecto al área de quemado del propelente (A_{com}) se debe tener en cuenta el tipo de geometría de quemado, pues la configuración del propelente dentro de la cámara de combustión será la que defina dicha área.

De las configuraciones más conocidas se puede resaltar:

Figura 14: Configuraciones de propelente dentro de la cámara de combustión.



Fuente: Sistemás de Transporte Espacial Y Propulsión Espacial, Pág. 108. Apuntes de catedra Facultad de Ingeniería Tecnología Aeroespacial, Universidad HOCHSCHULE BREMEN, University of Applied Sciences (Gravenhorst, 2007).

Dado que existe una amplia gama de geometrías para la quema de propelente cada una presenta sus ventajas y desventajas, sin embargo debido a la facilidad de construcción así como la gran experiencia tanto práctica como teórica del semillero de cohetes "GICA - Aerodes&I", se enfocara el proceso a los dos tipos de geometría que se usan principalmente en dichas pruebas; el de tipo cigarrillo y el de tipo radial.

Respecto a los cuales se puede realizar una corta descripción en cuanto a sus características más relevantes.

Tipo Cigarrillo:

- La duración de la combustión es mayor que en otras geometrías.
- Alto tiempo de quemado a costa de una pérdida de empuje.
- Como inconveniente se puede resaltar las altas temperaturas a las que está expuesta la cámara de combustión.
- Otro inconveniente es la constante variación del centro de gravedad.

Tipo Radial:

- Con una superficie de quemado de retroceso radial, del interior hacia el exterior.
- Debido a su geometría, el quemado del propelente se da en un tiempo menor en relación al tipo cigarrillo.
- Dada la brevedad de la quema, se genera un gran empuje y una aceleración máxima superior al tipo cigarrillo.

Por tanto se eligió la quema de tipo radial, pues estas ventajas en cuanto a su rápida velocidad de quemado permitían que se obtenga una gran cantidad de empuje en un corto periodo de tiempo, idóneo no solo para vencer el valor de inercia en la gran cantidad de peso que presentan las dos etapas, sino que además permite poner en el aire al cohete Libertador I, de esta forma al realizar toda su quema y proceder a la separación de etapas, el Libertador I aprovechará su combustión tipo cigarrillo de mayor duración junto a la aceleración obtenida de la segunda etapa ATLAS que le permite alcanzar un apogeo mucho mayor.

Con el fin de hallar el valor exacto para el área de quemado se debe tener en cuenta los diferentes diámetros que posee la cámara de combustión.

- Diámetro externo de la cámara de combustión = 57 mm.
- Diámetro interno de la cámara de combustión = 51 mm.
- Espesor de la cámara de combustión = 3mm.

- Se decidió para el orificio del propelente un diámetro de 10mm, pues es el valor principal que se utiliza dentro del semillero al momento de su fabricación.

De esta manera y para definir el área de combustión, se debe hallar el área interna de la cámara de combustión, el área del hueco por la geometría radial.

Se toma la ecuación base para hallar el área de una zona circular:

Ecuación 22: Área de una zona circular.

$$A = \pi * r^2$$

Fuente: Aritmética. Baldor, A. Pág. 455, Áreas de figuras planas. 2000, GRUPO PATRIA CULTURAL, S.A. DE C.V (Baldor, 1997).

Por tanto:

- $r = 25,5mm$

$$A_{Diam\ Int\ CC} = \pi * (25,5\ mm)^2$$

$$A_{Diam\ Int\ CC} = 2042,82\ mm^2$$

- $r = 25,5mm$

$$A_{Diam\ orif} = \pi * (5)^2$$

$$A_{Diam\ orif} = 78,54\ mm^2$$

Teniendo como base el cálculo de dichas áreas se puede hallar el área de quema del propelente restando esos dos valores.

$$A_{propel} = 2042,82 - 78,54$$

$$A_{propel} = 1964,28\ mm^2$$

Finalmente se define que el área del propelente es igual a $1964,28 \text{ mm}^2 = 1,96428 * 10^{-3} \text{ m}^2$.

Por tanto al hallar estos datos se puede, reemplazarlos en la ecuación de flujo másico, definiendo que:

- $A_{com} = 1,96428 * 10^{-3} \text{ m}^2$
- $\rho = 1837 \frac{\text{Kg}}{\text{m}^3}$
- $a = 9,653 * 10^{-3} \frac{\text{m}}{\text{s}}$ y $n = 0,064 \text{ Mpa}$.
- Se asumió una presión en la cámara de combustión de 10,67 Mpa.

$$\dot{m} = (1,96428 * 10^{-3} \text{ m}^2) * ((9,653 * 10^{-3} \frac{\text{m}}{\text{s}}) * 10,67_{\text{Mpa}}^{0,064}) * (1837 \frac{\text{Kg}}{\text{m}^3})$$

Como resultado de la operación, se define que el flujo másico es igual a $0,04053 \frac{\text{Kg}}{\text{s}}$.

Dado este valor, se puede definir el empuje conforme las ecuaciones de la nasa, donde el empuje se presenta como:

Ecuación 23: Empuje.

$$F = \dot{m} * V_e + (P_e - P_c) * A_e$$

Fuente: Teoría de los motores cohete Richard Nakka.

Puesto que se desconocía la velocidad de salida y a su vez el número mach de salida se utilizó un método numérico apoyado por el programa "WOLFRAM MATHEMATICA"; mediante el cual se desarrolla dicho método de iteraciones, teniendo como referencia la relación entre el radio de la garganta y el radio de salida de la tobera, utilizando el código presentado a continuación.

a=2.13570;
b=0.13570;
r1=24.5;

```

r2=4;
alpha=(r1/r2)^2(a/2)^(a/(2b));

xxx = Plot[{(alpha^(2 b/a)) (m^(2 b/a)) - 1, (b/2) m^2}, {m, 0, 4},

  AxesLabel -> {x, y}, GridLines -> Automatic]

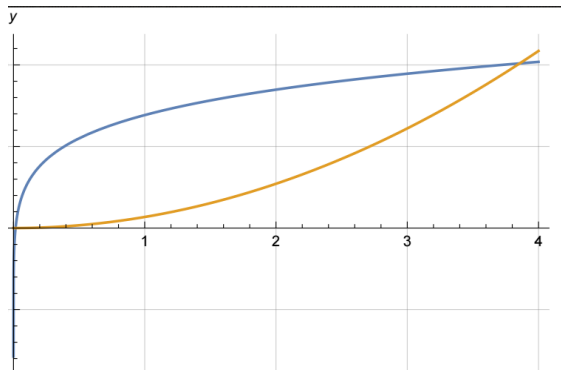
Export["trabajo.pdf",xxx]
(*para Gráficar las funciones y encontrar las puntos de corte.*)
f[m_]=(alpha^(2b/a))(m^(2b/a))-1-(b/2)m^2;(*función a la cual se le encuentran
las raices. Las raices son las soluciones*)
FindRoot[f[m]==0,{m,4}] (*solución por medio de iteración utilizando el método de
Newton-Raphson*).

```

$\{m \rightarrow 3.8569762188341583\}$

Adicional se utiliza una ayuda gráfica, que representa la solución de dicho planteamiento, de esta manera se logra determinar el valor de numero mach a la salida de la tobera.

Figura 15: Punto de intersección del número Mach.



Fuente Wolfram Mathematica - autores (Wolfram, 1987).

Se puede observar que el punto de corte en la gráfica es de 3,8; por tanto será el valor que defina el número mach a la salida.

Dado que el valor se halla teniendo en cuenta los radios tanto de la garganta como de la salida, y todas las toberas utilizan los mismos valores, se presume que dicho número Mach aplica para el valor de salida en todos los casos. Puesto que todas presentan la misma relación de áreas.

Para la aplicación de dichas operaciones y con el fin de presentarlas de una manera organizada y clara, se realiza la aplicación de dichas formulas en tablas donde se presenta la información bien relacionada:

Los cálculos presentados a continuación se realizaron con un valor para “a” ligeramente inferior a la calculada de 649,32 m/s, para este caso de 646,37 m/s; pues se quería observar si se presentaba una amplia variación en los resultados. Se concluyó que la variación que se presenta es mínima, menor al 1% por tanto se determina que es despreciable y se decide presentar las tablas con la velocidad “a” variada.

La distancia desde donde se inicia la presentación de los datos corresponde al inicio de la sección divergente dentro de la tobera, pues se realiza un mayor énfasis en el comportamiento del fluido desde el momento en que su velocidad alcanza el número Mach 1, que es la base inicial desde la que su velocidad ira aumentando hasta llegar a la salida de la tobera.

Del mismo modo lo que se busca es observar que tipo de diferencias se presentan entre los diversos tipos de tobera, pues aunque sus áreas son iguales tanto a la entrada, garganta, como salida, los ángulos de convergencia-divergencia son notablemente distintos, del mismo modo se pretende observar si la longitud de la tobera también genera una gran variación.

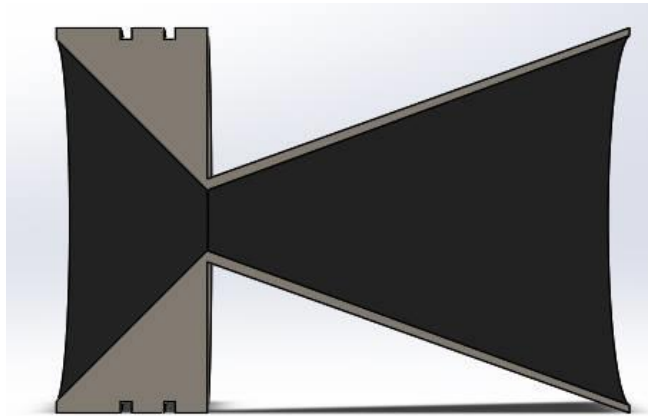
TOBERA ÁNGULOS 45° – 20°

Tabla 6: Toberas ángulos 45° -20°.

Dist. Div.	Radio (mm)	Radio negativo	Área (mm ²)	A/A*	Área (m ²)	Núm. Mach	Velocidad de salida (m/s)	Empuje (N)	Presión (Pa)
20	4	-4	50,27	1,00	5,03E-05	1	646,37	329,1938444	6136049,4
25,6	6,05	-6,05	114,99	2,29	1,15E-04	1,28	827,3536	526,7954473	4394737,7
31,2	8,1	-8,1	206,12	4,10	2,06E-04	1,56	1008,3372	628,6174895	2955404,8
36,8	10,15	-10,15	323,66	6,44	3,24E-04	1,84	1189,3208	624,7096415	1884507,5
42,4	12,2	-12,2	467,60	9,30	4,68E-04	2,12	1370,3044	545,4398682	1150581,1
48	14,25	-14,25	637,94	12,69	6,38E-04	2,4	1551,288	430,496514	678878,26
53,6	16,3	-16,3	834,69	16,61	8,35E-04	2,68	1732,2716	310,5537173	390369,27
59,2	18,35	-18,35	1057,85	21,05	1,06E-03	2,96	1913,2552	202,4790677	220386,46
64,8	20,4	-20,4	1307,41	26,01	1,31E-03	3,24	2094,2388	112,0227271	122935,06
70,4	22,45	-22,45	1583,37	31,50	1,58E-03	3,52	2275,2224	38,42834161	68117,087
76	24,5	-24,5	1885,75	37,52	1,89E-03	3,8	2456,206	-21,8175688	37654,788

Fuente: Autores.

Figura 16: Modelo tobera 45°-20°.



Fuente SolidWorks- Autores (SOLIDWORKS® CORP).

II. TOBERA ÁNGULOS 45° – 15°.

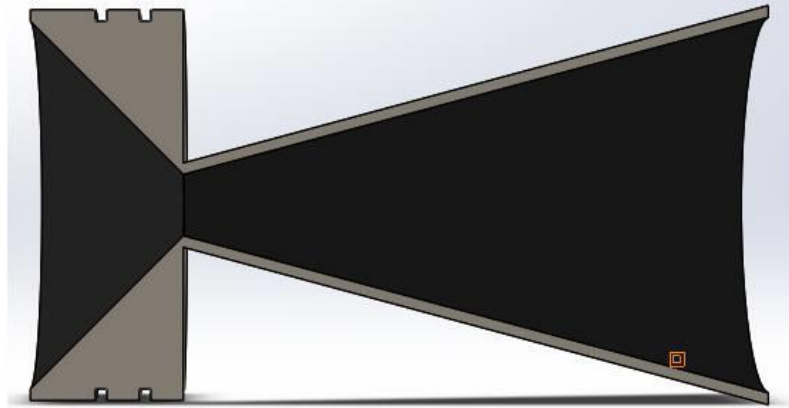
Tabla 7: Toberas ángulos 45° -15°.

45 – 15

Dist. Div.	Radio (mm)	Radio negativo	Área (mm ²)	A/A*	Área (m ²)	Núm. Mach	Velocidad de salida (m/s)	Empuje (N)	Presión (Pa)
20	4	-4	50,27	1,00	5,03E-05	1	646,37	329,1938444	6136049,4
27,65	6,05	-6,05	114,99	2,29	1,15E-04	1,28	827,3536	526,7954473	4394737,7
35,3	8,1	-8,1	206,12	4,10	2,06E-04	1,56	1008,3372	628,6174895	2955404,8
42,95	10,15	-10,15	323,66	6,44	3,24E-04	1,84	1189,3208	624,7096415	1884507,5
50,6	12,2	-12,2	467,60	9,30	4,68E-04	2,12	1370,3044	545,4398682	1150581,1
58,25	14,25	-14,25	637,94	12,69	6,38E-04	2,4	1551,288	430,496514	678878,26
65,9	16,3	-16,3	834,69	16,61	8,35E-04	2,68	1732,2716	310,5537173	390369,27
73,55	18,35	-18,35	1057,85	21,05	1,06E-03	2,96	1913,2552	202,4790677	220386,46
81,2	20,4	-20,4	1307,41	26,01	1,31E-03	3,24	2094,2388	112,0227271	122935,06
88,85	22,45	-22,45	1583,37	31,50	1,58E-03	3,52	2275,2224	38,42834161	68117,087
96,5	24,5	-24,5	1885,75	37,52	1,89E-03	3,8	2456,206	-21,8175688	37654,788

Fuente: Autores.

Figura 17: Modelo tobera 45°-15°.



Fuente SolidWorks- Autores (SOLIDWORKS® CORP).

III. TOBERA ÁNGULOS 30° – 30°.

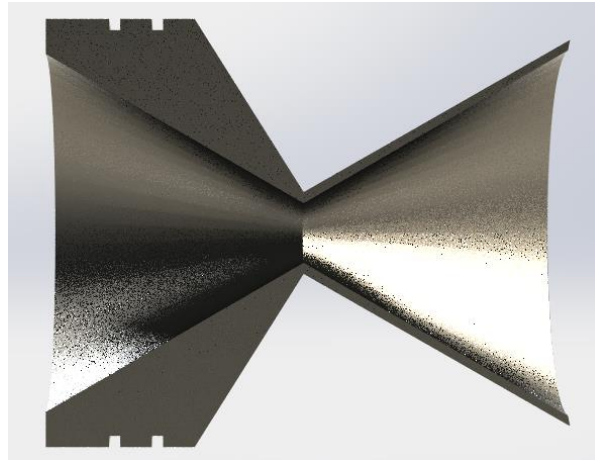
Tabla 8: Toberas ángulos 30° -30°.

30 – 30

Dist. Div.	Radio (mm)	Radio negativo	Área (mm ²)	A/A*	Área (m ²)	Núm. Mach	Velocidad de salida (m/s)	Empuje (N)	Presión (Pa)
34,6	4	-4	50,27	1,00	5,03E-05	1	646,37	329,1938444	6136049,4
38,15	6,05	-6,05	114,99	2,29	1,15E-04	1,28	827,3536	526,7954473	4394737,7
41,7	8,1	-8,1	206,12	4,10	2,06E-04	1,56	1008,3372	628,6174895	2955404,8
45,25	10,15	-10,15	323,66	6,44	3,24E-04	1,84	1189,3208	624,7096415	1884507,5
48,8	12,2	-12,2	467,60	9,30	4,68E-04	2,12	1370,3044	545,4398682	1150581,1
52,35	14,25	-14,25	637,94	12,69	6,38E-04	2,4	1551,288	430,496514	678878,26
55,9	16,3	-16,3	834,69	16,61	8,35E-04	2,68	1732,2716	310,5537173	390369,27
59,45	18,35	-18,35	1057,85	21,05	1,06E-03	2,96	1913,2552	202,4790677	220386,46
63	20,4	-20,4	1307,41	26,01	1,31E-03	3,24	2094,2388	112,0227271	122935,06
66,55	22,45	-22,45	1583,37	31,50	1,58E-03	3,52	2275,2224	38,42834161	68117,087
70,1	24,5	-24,5	1885,75	37,52	1,89E-03	3,8	2456,206	-21,8175688	37654,788

Fuente: Autores.

Figura 18: Modelo tobera 30°-30°.



Fuente SolidWorks- Autores (SOLIDWORKS® CORP).

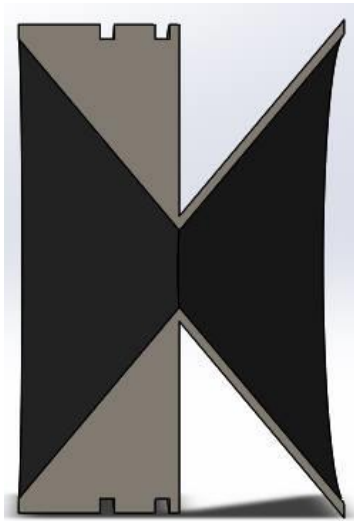
IV. TOBERA ÁNGULOS 50° – 50°.

Tabla 9: Toberas ángulos 50° -50°.

50 – 50									
Dist. Div.	Radio (mm)	Radio negativo	Área (mm ²)	A/A*	Área (m ²)	Núm. Mach	Velocidad de salida (m/s)	Empuje (N)	Presión (Pa)
16,78	4	-4	50,27	1,00	5,03E-05	1	646,37	329,1938444	6136049,4
18,5	6,05	-6,05	114,99	2,29	1,15E-04	1,28	827,3536	526,7954473	4394737,7
20,22	8,1	-8,1	206,12	4,10	2,06E-04	1,56	1008,3372	628,6174895	2955404,8
21,94	10,15	-10,15	323,66	6,44	3,24E-04	1,84	1189,3208	624,7096415	1884507,5
23,66	12,2	-12,2	467,60	9,30	4,68E-04	2,12	1370,3044	545,4398682	1150581,1
25,38	14,25	-14,25	637,94	12,69	6,38E-04	2,4	1551,288	430,496514	678878,26
27,1	16,3	-16,3	834,69	16,61	8,35E-04	2,68	1732,2716	310,5537173	390369,27
28,82	18,35	-18,35	1057,85	21,05	1,06E-03	2,96	1913,2552	202,4790677	220386,46
30,54	20,4	-20,4	1307,41	26,01	1,31E-03	3,24	2094,2388	112,0227271	122935,06
32,26	22,45	-22,45	1583,37	31,50	1,58E-03	3,52	2275,2224	38,42834161	68117,087
33,98	24,5	-24,5	1885,75	37,52	1,89E-03	3,8	2456,206	-21,8175688	37654,788

Fuente: Autores.

Figura 19: Modelo tobera 50°-50°.



Fuente SolidWorks- Autores (SOLIDWORKS® CORP).

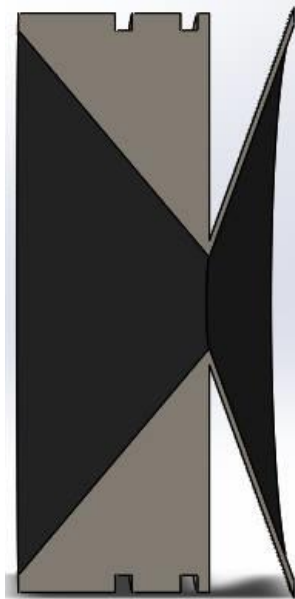
V. TOBERA ÁNGULOS 50° – 70°.

Tabla 10: Toberas ángulos 50° -70°.

50 – 70									
Dist. Div.	Radio (mm)	Radio negativo	Área (mm ²)	A/A*	Área (m ²)	Núm. Mach	Velocidad de salida (m/s)	Empuje (N)	Presión (Pa)
16,78	4	-4	50,27	1,00	5,03E-05	1	646,37	329,1938444	6136049,4
17,526	6,05	-6,05	114,99	2,29	1,15E-04	1,28	827,3536	526,7954473	4394737,7
18,272	8,1	-8,1	206,12	4,10	2,06E-04	1,56	1008,3372	628,6174895	2955404,8
19,018	10,15	-10,15	323,66	6,44	3,24E-04	1,84	1189,3208	624,7096415	1884507,5
19,764	12,2	-12,2	467,60	9,30	4,68E-04	2,12	1370,3044	545,4398682	1150581,1
20,51	14,25	-14,25	637,94	12,69	6,38E-04	2,4	1551,288	430,496514	678878,26
21,256	16,3	-16,3	834,69	16,61	8,35E-04	2,68	1732,2716	310,5537173	390369,27
22,002	18,35	-18,35	1057,85	21,05	1,06E-03	2,96	1913,2552	202,4790677	220386,46
22,748	20,4	-20,4	1307,41	26,01	1,31E-03	3,24	2094,2388	112,0227271	122935,06
23,494	22,45	-22,45	1583,37	31,50	1,58E-03	3,52	2275,2224	38,42834161	68117,087
24,24	24,5	-24,5	1885,75	37,52	1,89E-03	3,8	2456,206	-21,8175688	37654,788

Fuente: Autores.

Figura 20: Modelo tobera 50°-70°.



Fuente Solidworks- Autores (SOLIDWORKS® CORP).

Se llegó a la conclusión que una mayor longitud de la tobera generaría que los gases al momento de escapar presentaran un mayor rozamiento y arrastre; por tanto a menor longitud menos arrastre y por tanto mayor eficiencia.

Sin embargo los cálculos presentan una perspectiva diferente a la esperada, en donde sin importar la longitud si el área es la misma se presentan los mismos valores para la salida.

Adicionalmente se resaltó el punto en el que se presenta un mayor empuje, se observa que el valor para todas las toberas es igual a 628,62 N. Ese será el punto óptimo final para la tobera, por tanto solo se debe elegir la más adecuada.

Se observó que sin importar su longitud o ángulos de convergencia-divergencia todos presentaban exactamente los mismos resultados, se concluyó que para estas tablas y el método que se eligió, el valor que define las características es el área.

Así que se pensó en reducir el diámetro de salida con el fin reducir la longitud y por tanto recortar la sección de las toberas al punto en el que se presenta el empuje óptimo, sin embargo se considera que recortar la sección de la tobera puede acarrear que su rendimiento varíe negativamente.

Adicional a ello se llevan a cabo análisis computacionales con el fin de dar mayor veracidad al proceso, ya que este tendrá en cuenta diferentes variables como lo son: el flujo y el elemento que lo contiene, teniendo así un referente computacional que genera una relación más real del comportamiento de dichos elementos y como se ven afectados el uno por el otro. Permitiendo que para el proyecto se tenga en cuenta dos puntos de referencia uno respecto a las simulaciones computacionales y uno teórico calculado.

Con esto en mente se decidió implementar la ayuda del programa de simulación Ansys Fluent, con esta herramienta se procede a diseñar el modelo de la tobera en 2D y soportado por la facilidad del programa en cuanto a simulación, generar un flujo con las condiciones a las que estaría expuesta dicha tobera, de esta manera tener un concepto más real de cómo se comportaría el flujo sobre la misma y así conocer los valores a la salida de la misma.

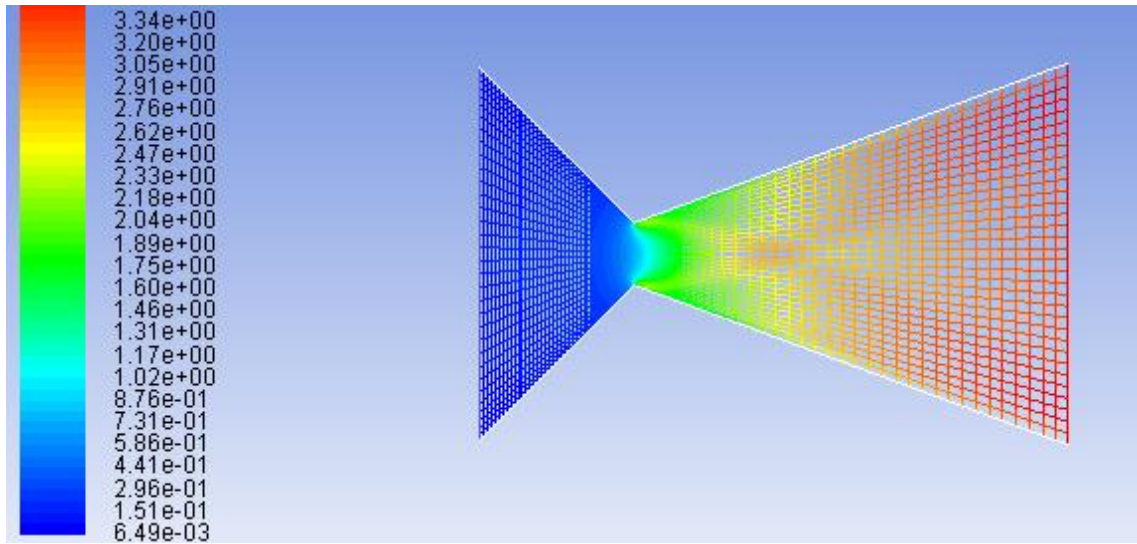
El proceso se realiza con los 5 diseños propuestos, con el fin de determinar si realmente no hay una variación en cuanto al empuje, al mismo tiempo corroborar la diferencia entre cada uno de los modelos; de esta manera determinar el elemento que mejores ventajas presente para la implementación en el diseño preliminar de la segunda etapa ATLAS.

Dada la inexperiencia con dicho programa y la falta de conocimiento se decide tomar como base el tutorial virtual “Ansys Workbench – Fluent C-D Nozzle Tutorial” (Martin G, s.f.) dicho tutorial presentado por Charles G. Martin M. Tech (Ph.D.) [Aerospace-structures] presenta de manera clara el método de realizar todo el proceso concerniente a la simulación de flujo en una tobera convergente divergente.

Como se expresó anteriormente, en la zona de salida para la tobera el número Mach es de aproximadamente 3,8 en todos los modelos respecto al cálculo teórico, sin embargo al realizar el análisis computacional este valor es distinto tal como se puede observar en las figuras presentadas posteriormente. Esto se debe a que la simulación tiene en cuenta factores tales como longitud, ángulos de las zonas convergente y divergente, el comportamiento del fluido teniendo en cuenta características propias del elemento al que afecta; estos son elementos que dentro del análisis teórico no presentan mayor relevancia pero que dentro del análisis computacional se puede observar la variación que ejercen obteniendo así resultados más exactos.

A continuación se presentan los resultados obtenidos luego de aplicar dicho proceso para los modelos de tobera con ángulos convergente - divergente de 45° - 20° y de 30° - 30° , correspondientemente.

Figura 21 Resultados Análisis computacional tobera 45°-20°



En este análisis computacional de flujo realizado en el software Ansys Fluent, se puede definir que el valor del número Mach a la salida de la tobera es de aproximadamente 3,34 Mach, un valor claramente menor al calculado previamente dentro de los lineamientos teóricos.

Teniendo este nuevo valor se deben aplicar nuevamente las ecuaciones para hallar el empuje, realizar la valoración para determinar entre la tobera de 45°- 20° y la tobera de 30°- 30° cuál es la óptima a ser incluida dentro del modelo.

A continuación se utilizaron las ecuaciones ya establecidas con el fin de determinar el valor exacto del empuje para dicho número Mach.

Tabla 11 Tobera ángulos 45° -20°.

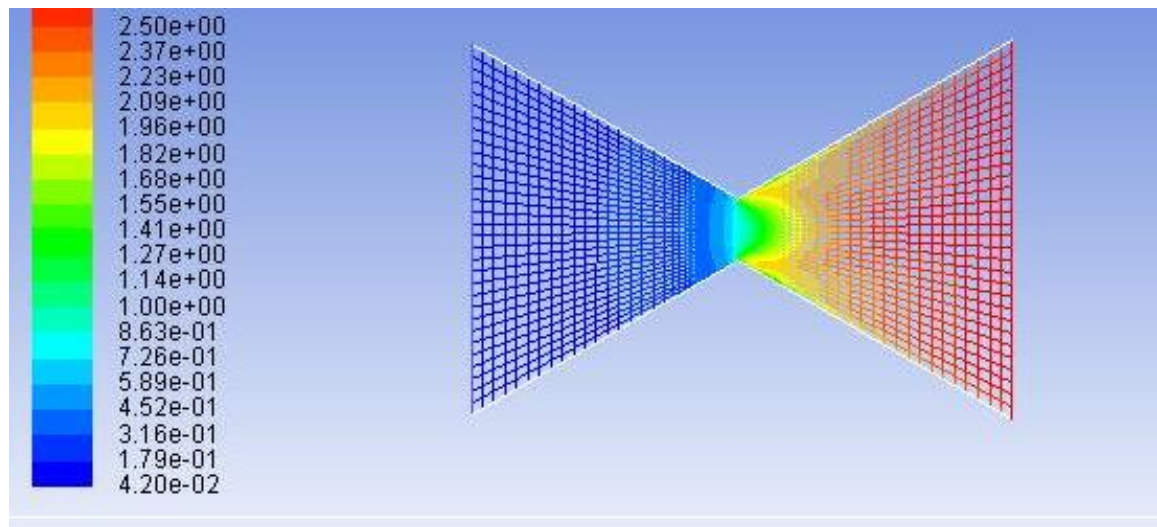
45 – 20

Dist. Div.	Radio (mm)	Radio negativo	Área (mm ²)	A/A*	Área (m ²)	Núm. Mach	Velocidad de salida (m/s)	Empuje (N)	Presión (Pa)
20	4	-4	50,27	1,00	5,03E-05	1	646,37	329,19384	6136049,4
23,6	6,05	-6,05	114,99	2,29	1,15E-04	1,234	797,62058	556,54167	4663764,8
27,2	8,1	-8,1	206,12	4,10	2,06E-04	1,468	948,87116	715,48609	3388390,8
30,8	10,15	-10,15	323,66	6,44	3,24E-04	1,702	1100,12174	777,18156	2366624,7
34,4	12,2	-12,2	467,60	9,30	4,68E-04	1,936	1251,37232	750,01310	1598255,2
38	14,25	-14,25	637,94	12,69	6,38E-04	2,17	1402,6229	660,98118	1049494,4
41,6	16,3	-16,3	834,69	16,61	8,35E-04	2,404	1553,87348	539,86352	673642,4
45,2	18,35	-18,35	1057,85	21,05	1,06E-03	2,638	1705,12406	410,30973	424722,1
48,8	20,4	-20,4	1307,41	26,01	1,31E-03	2,872	1856,37464	287,17492	264181,5
52,4	22,45	-22,45	1583,37	31,50	1,58E-03	3,106	2007,62522	177,54712	162739,5
56	24,5	-24,5	1885,75	37,52	1,89E-03	3,34	2158,8758	83,13037	99615,0

Este nuevo valor de velocidad, permite calcular para dicha tobera un valor de 83,13 N de empuje; elemento que claramente es mayor al hallado previamente.

Figura 22: Gráfica que representa la velocidad del flujo dentro de la tobera con valores de número Mach.

TOBERA ÁNGULOS 30° – 30°.



Fuente Ansys (Fluent)- Autores (ANSYS®).

Dada la facilidad que presenta el programa, este realizó el análisis que determina un valor para el número mach a la salida igual a 2,5.

A continuación al igual que con la tabla anterior, se utilizan las ecuaciones ya establecidas con el fin de determinar el valor exacto del empuje para dicho número Mach.

Tabla 12: Tobera ángulos 30° -30°.

30 – 30									
Dist. Div.	Radio (mm)	Radio negativo	Área (mm ²)	A/A*	Área (m ²)	Núm. Mach	Velocidad de salida (m/s)	Empuje (N)	Presión (Pa)
34,6	4	-4	50,27	1,00	5,03E-05	1	646,37	329,1938444	6136049,4
38,15	6,05	-6,05	114,99	2,29	1,15E-04	1,15	743,3255	613,1273386	5174742
41,7	8,1	-8,1	206,12	4,10	2,06E-04	1,3	840,281	894,9997154	4280380,4
45,25	10,15	-10,15	323,66	6,44	3,24E-04	1,45	937,2365	1130,307334	3477809,9
48,8	12,2	-12,2	467,60	9,30	4,68E-04	1,6	1034,192	1293,813172	2779804,2
52,35	14,25	-14,25	637,94	12,69	6,38E-04	1,75	1131,1475	1377,134435	2189117,2
55,9	16,3	-16,3	834,69	16,61	8,35E-04	1,9	1228,103	1384,433712	1701088,8
59,45	18,35	-18,35	1057,85	21,05	1,06E-03	2,05	1325,0585	1327,642835	1306263
63	20,4	-20,4	1307,41	26,01	1,31E-03	2,2	1422,014	1222,218248	992659,2
66,55	22,45	-22,45	1583,37	31,50	1,58E-03	2,35	1518,9695	1083,940655	747528,43
70,1	24,5	-24,5	1885,75	37,52	1,89E-03	2,5	1615,925	926,8723763	558563,49

Fuente: Autores.

Con referencia a la tobera 30°- 30°, este nuevo valor de velocidad produce un empuje de 926,8724 N, aproximadamente 0,9 KN lo cual no es solo extensamente superior a los valores contemplados anteriormente y por tanto muy positivo para el proyecto, además tiene un respaldo más sólido pues se puede confiar en la exactitud de este valor, debido al aporte que presenta el uso de un programa de simulación.

Se determinó que la tobera más adecuada entre la tobera de ángulos convergente – divergente de 45°- 20° y 30°- 30°, es la tobera con ángulos de 30°- 30° debido a dos razones esenciales para la selección de la misma.

Inicialmente el empuje que genera la tobera 45°- 20° no tiene la capacidad necesaria para cargar con la masa del cohete, por ende el cohete no despegaría si quiera del suelo; por el contrario la tobera 30°- 30° genera un empuje adecuado para el despegue y su puesta en vuelo.

Como segunda razón se tiene en cuenta el gasto de material para el proceso de construcción, ya que al ser más pequeña la tobera 30°- 30° utiliza una menor cantidad de material; esto no solo reducirá la masa del cohete también minimiza los costos de fabricación.

En lo correspondiente a las otras 3 toberas, se realiza el mismo proceso para cada una pero en todos los casos se presentó un problema en la fase de simulación, donde Ansys presentaba un error y por tanto las gráficas que se generaban no presentaban ningún valor útil para el proyecto, dicho error presentado como “Error: WorkBench Error: Could not handle event: SolutionStatusUpdate” impedía que el programa arrojará Gráficas correctas de la simulación.

Por lo que junto a la supervisión del Ingeniero Aeronáutico John Vaca, experto en el manejo de software de simulación. Se buscaron métodos para solventar dicha situación, algunas de las sugerencias que se encontraron en diferentes fuentes son:

- Reducir el valor para el numero de Courant (Numero adimensional que relación las secciones de tiempo con las divisiones de la malla).
- Intentar utilizar el solucionador AUSM y no el Roe.
- Intentar reducir la presión de entrada.

Sin embargo no solo no se resolvió el problema, sino que la aplicación de algunos de estos métodos afectaba la fiabilidad de la simulación y alteraba las condiciones a las que estaría expuesta la tobera.

Por tanto el equipo considero continuar con el proceso tomando en cuenta los valores de la tobera convergente divergente de 30 – 30 correspondientemente.

Adicionalmente y luego de una inspección por parte del experto en el campo de la simulación Ingeniero John Vaca, se sugirieron unas recomendaciones con el fin de optimizar la simulación y así emular condiciones de flujo más adecuadas para el proyecto, entre las cuales se destaca:

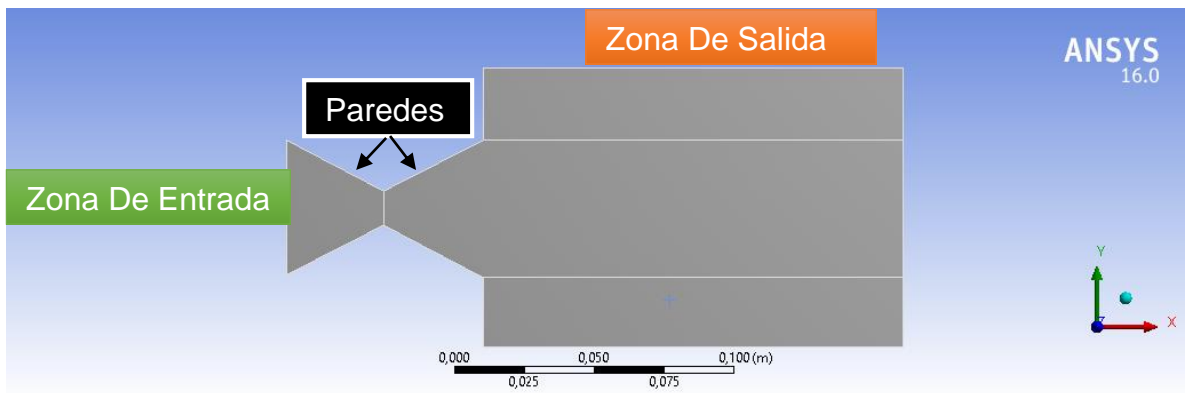
- La modificación en la geometría ampliando el dominio computacional para el análisis en CFD en el software ANSYS (Fluent), con el fin de no restringir los datos de salida y poder observar mejores resultados en la sección de interés. Dicho estudio permite obtener el numero Mach más próximo a la realidad, en el área de salida de la tobera.
- Refinamiento de la malla.

Con el fin de aplicar dichas recomendación y de esta manera garantizar un análisis más adecuado, con forme a los objetivos del proyecto, se definió:

La ampliación de este dominio se genera a lo largo del eje “x” con el doble de la longitud de la tobera estudiada y a lo largo del eje “y” a ocho veces el diámetro de

la garganta como se muestra en la Figura 23, teniendo en cuenta la experiencia obtenida en el semillero de investigación GICA - Aerodes&I de coherencia a lo largo de sus pruebas experimentales con motores cohete tanto para los cohetes sonda Libertador I e Isaías I, como otros estudios sobre quemado de propelente.

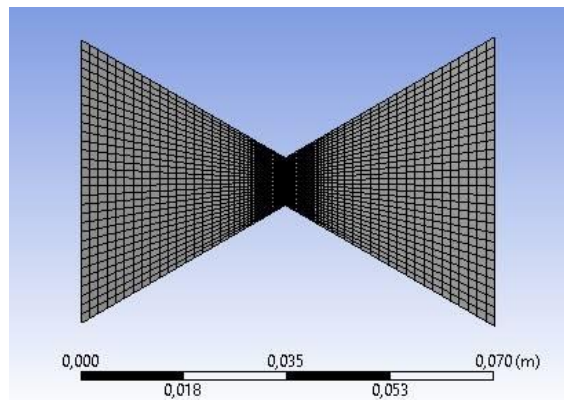
Figura 23: Nueva área de estudio tomando en cuenta el dominio adicional a la salida de la tobera.



Fuente Ansys (Fluent)-Autores (ANSYS®).

En la modificación de la malla se redujo el refinado cerca a la garganta ya que este presenta un cambio muy brusco como lo muestra en la Figura 24.

Figura 24: Mallado inicial de la tobera.

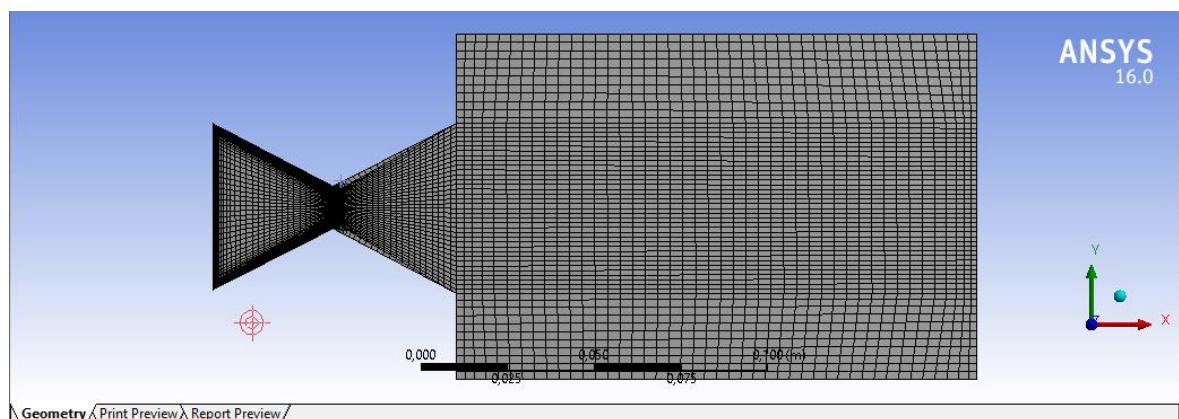


Fuente Ansys (Fluent)-Autores (ANSYS®).

Adicionalmente se refino la malla cerca a las paredes debido que cerca a estas se generan fenómenos de interés tales como desprendimiento de la capa límite, que pueden ser útiles para desarrollar estudios próximos ajenos a este proyecto.

Como última modificación a la malla, se genera que los puntos de conexión sean coincidentes con los distintos refinados generados a lo largo de las diferentes secciones tanto de tobera como el área de estudio a la salida, bajo estos parámetros se garantizará una simulación exitosa.

Figura 25: Mallado inicial de la tobera.



Fuente Ansys (Fluent)-Autores (ANSYS®).

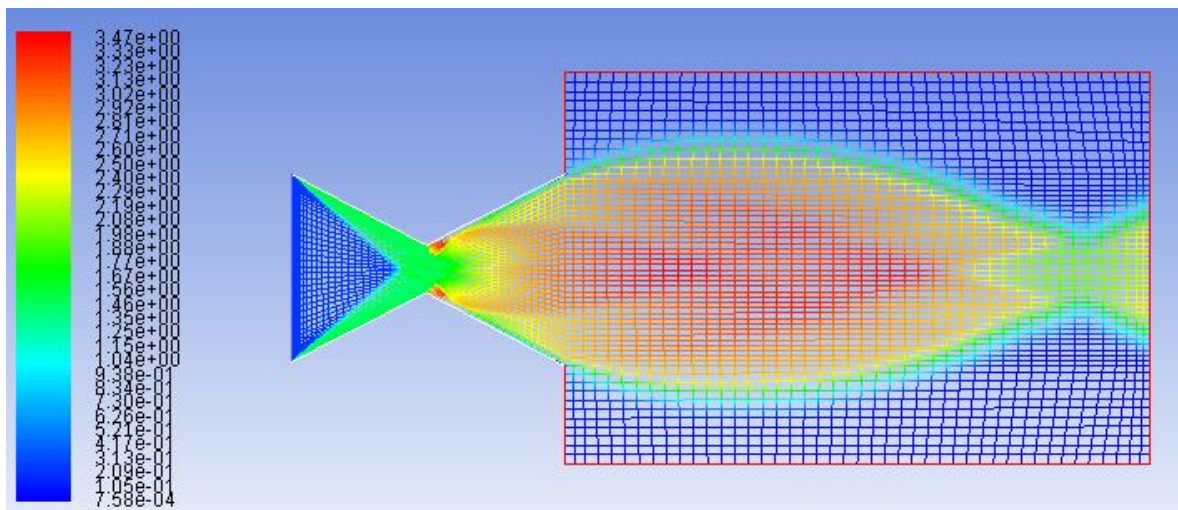
En la configuración para el análisis se tomó la viscosidad en régimen laminar para el software Ansys (Fluent) debido a que se buscaba aplicar modelos ideales que permitieran un acercamiento teórico al comportamiento del sistema, puesto que la implementación de modelos más ideales presentarían una ampliación demasiado extensa para lo contemplado en este proyecto, del mismo modo una simulación con todos estos elementos requieren que el análisis tome mayor tiempo y por ende necesite un procesador de mayor potencia a los que se tiene acceso durante el desarrollo de este proyecto.

Respecto al fluido aplicado, se utiliza la mezcla de gas producido por la combustión del propelente Candy. Las características de dicho elemento son ingresadas al sistema creando en el ítem de materiales, un fluido con dichas propiedades introduciendo datos tales como el calor específico, densidad, el C_p/C_v y masa molar.

Continuando el proceso se establece que para las condiciones de frontera, la sección de entrada en la tobera corresponde al mismo valor de presión a la salida de la cámara de combustión. Por el contrario el valor a la salida del sistema, donde se toma la ampliación del dominio computacional corresponde a la presión atmosférica estándar.

Luego de configurar dichos elementos, el programa requiere que se inserten los valores de referencia (boundary conditions) que se establecen desde la entrada de la tobera y corresponden a elementos propios del fluido, luego de esto se describe la zona de referencia como el sólido.

Figura 26: Boundary conditions Ansys.



Fuente Ansys (Fluent)-Autores (ANSYS®).

Los datos arrojados luego de obtener los resultados de la simulación, indican que la diferencia entre ampliar el dominio computacional y realizar el análisis a la tobera sin tener en cuenta dicha área presentan un margen de error aproximadamente del 4%; dado que la variación es mínima, se decide mantener el valor de empuje hallado previamente correspondiente a 926,87 N.

6.7 AERODINÁMICA

El movimiento de un elemento a través de un fluido genera una resistencia por parte del fluido en contra del movimiento de dicho elemento, dicha fuerza opuesta se denomina “drag” o arrastre. Entre los múltiples elementos que pueden afectar la aerodinámica del cohete se realiza una distinción entre:

- Los propios del elemento.
- Los propios del movimiento.
- Los propios del medio en el que se desplaza.

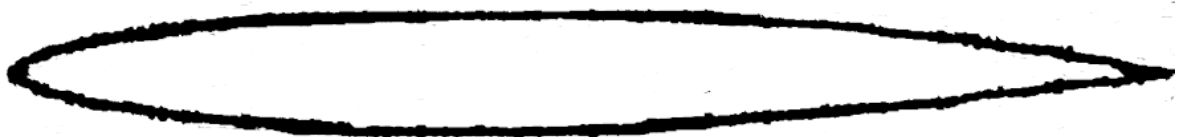
6.7.1 DEL ELEMENTO

El objetivo principal del análisis aerodinámico consiste en determinar las fuerzas de arrastre que ejercerán sobre el cohete, de esta forma entender cuál será la fuerza que se genera en contra del movimiento.

Dicha fuerza, que adicional a la generada por la masa del elemento debe ser contrarrestada y superada por el empuje desarrollado en la tobera, con el fin de garantizar que el cohete no solo se eleve sino que alcance una altitud adecuada para lanzar al Libertador I, debe presentar una magnitud lo más diminuta posible; por tanto las características del elemento deben estar optimizadas para dicha tárea.

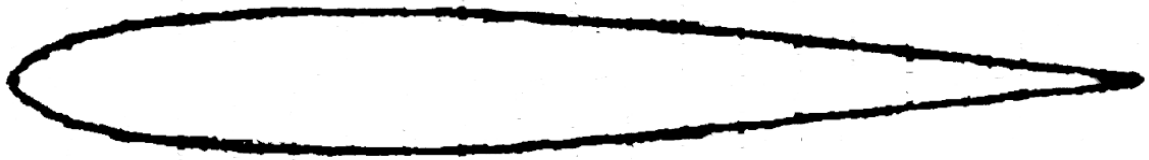
Para el diseño de la aerodinámica de la segunda etapa se propuso utilizar perfiles aerodinámicos simétricos, ya que estos no generan sustentación a 0° del Angulo de ataque e incidencia, también se tiene un valor de sus coeficientes aerodinámicos a distintos números de Reynolds. Entre los perfiles seleccionados se encuentran el perfil NACA 0010 y el perfil NACA0012, que serán presentados a continuación:

Figura 27: Perfil Naca 0010.



.Fuente Theory of wing sections Apendix IV pg457. (ABBOTT & DOENHOFF, 1959)

Figura 28: Perfil Naca 0012.



Fuente Theory of wing sections Apendix IV pg463. (ABBOTT & DOENHOFF, 1959)

Luego de observar las características que presentaba cada uno de los perfiles, se optó por las ventajas que presentaba el perfil NACA0012 debido a los usos encontrados en las velocidades supersónicas e hipersónicas y también por la ventaja de área que presentaba para el cohete pues evita la limitación de espacio que se presentaba en caso de aplicar el perfil NACA 0010.

Los autores consideran la posibilidad que el sistema de separación, siendo la superficie más expuesta al momento de hacer frente al flujo de viento, también sea la que más cargas soporta. Por tanto se toman algunas consideraciones buscando aumentar su eficiencia.

6.7.2 DEL MOVIMIENTO

Está determinado por elementos como la velocidad a la que se desplaza el cohete o el ángulo de inclinación, en donde dicho ángulo genera fuerzas tanto de sustentación como de arrastre.

Adicional, la velocidad a la que se desplace el elemento generara que se puedan producir ondas de choque que afectaran el movimiento del mismo.

Tomando en cuenta que el cohete sonda realizara un despegue con un ángulo de 90 grados no se tendrá en cuenta la fuerza de sustentación que este produzca, sin embargo el elemento en el cual se hará énfasis para el estudio es el arrastre que produzca el cohete.

6.7.3 DEL MEDIO

En este ítem se tiene en cuenta principalmente las propiedades del aire que afectaran el movimiento, tales como la densidad, compresibilidad, viscosidad, entre otros.

Y aunque en definitiva es uno de los elementos más importantes, se decide optar por valores y procesos ideales, con el fin de tener un concepto teórico más claro y

una mayor facilidad al continuar con el proceso de desarrollo de dicho proyecto, puesto que los análisis con el fin de determinar características reales serían extensamente amplios y abarcarían un proceso de estudio y de conocimiento mucho mayor. Por tanto se sugiere que dicha sección sea optimizada en futuros estudios con el fin de tener una idea más real del comportamiento del cohete.

6.8 SISTEMA DE SEPARACIÓN

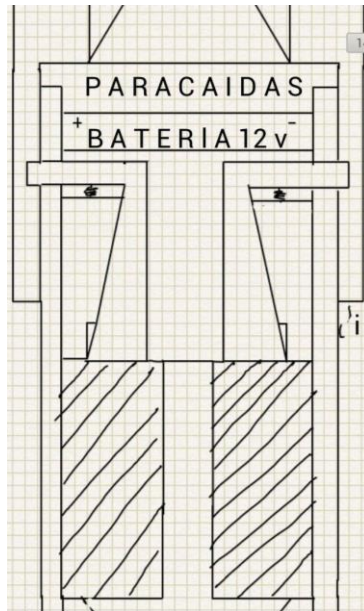
En el sistema de separación se obtienen distintos modelos para realizar la separación entre etapas en las cuales se alteraban el diámetro de la sección transversal en la segunda etapa el diámetro es de 16cm aproximadamente, tal como se puede observar en los anexos 6, 12 y 16.

El sistema de separación está completamente diseñado por los autores de este proyecto y se utiliza solamente para propelente sólido, debido a que este funciona bajo la tercera ley de Newton de acción y reacción el cual se activa en el momento que el propelente sólido se acaba, mediante la aplicación de resortes que ayudan a la ejecución de la separación de las etapas.

Cuando se hace referencia que se obtuvieron distintos modelos para realizar la separación entre etapas son cuatro (4) modelos en total, los cuales tienen como base el mismo principio de la tercera ley de Newton pero con adaptaciones que buscan ir mejorando su desempeño puesto que para cada una de las propuestas, se presentaban elementos en contra que debían ser modificados para asegurar un óptimo funcionamiento del sistema; tomando esto en cuenta se presenta a continuación la evolución del sistema, desde la idea inicial con la cual se presentaron los primeros bosquejos e ideas de cómo debería operar el sistema, hasta el último de los modelos que se considera el más óptimo y por tanto es el sistema que estará presente en el diseño final de la segunda etapa "ATLAS".

6.8.1 PRIMER MODELO DEL SISTEMA DE SEPARACIÓN

Figura 29: Primer modelo sistema de separación.

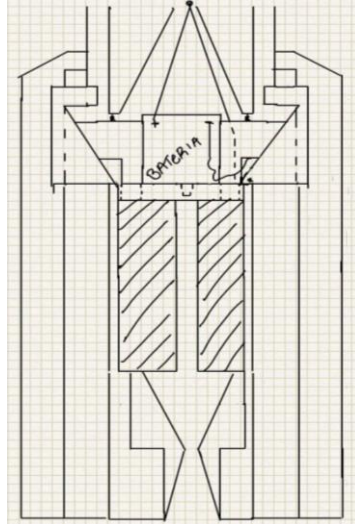


El primer modelo que se obtuvo buscaba mantener el mismo diámetro de la primera etapa, y el modelo propuesto lo logró, así como también se observó que hacer la separación entre las etapas con un sistema que estuviera netamente diseñado para motores cohete de propelente sólido era adecuado, sin embargo debido a la ubicación de los componentes y la distribución del espacio interno disponible se presentaron distintos fallos como lo son:

- El flujo de gases de escape chocaría con las paredes y se generan ondas de choque lo cual produce inestabilidad en la propulsión.
- Cuando se produce la ignición del Libertador I el paracaídas de la segunda etapa estaría sometido directamente a la llama que produce el motor cohete.
- La batería que se utiliza en el primer modelo es una batería de motocicleta de doce (12) voltios, la cual genera demasiado peso en el cohete y no es posible ubicarla sin alterar el diámetro de la primera etapa.

6.8.2 SEGUNDO MODELO DEL SISTEMA DE SEPARACIÓN

Figura 30: Segundo modelo sistema de separación.



El segundo modelo busco solucionar los fallos presentados en el primer modelo y entre los cambios que se realizaron se definió que el diámetro de la segunda etapa "ATLAS" cambiaría a 12 cm y esto permitiría solucionar el fallo del espacio para la batería, el fallo de la quema del paracaídas y también solucionaría las ondas de choque generadas por el espaciado del tubo de la primera etapa, sin embargo luego de realizar análisis y observaciones sobre el mecanismo se consideraron los siguientes fallos:

- La forma exterior de la segunda etapa "ATLAS" no tiene la aerodinámica o la forma adecuada, esto producirá vórtices, demasiada resistencia al avance.
- Hay demasiado espacio desperdiciado y material que no tiene función pero que genera peso.
- La batería sigue generando demasiado peso para el cohete.
- La batería queda expuesta a la llama del cohete y esto puede generar una explosión.

6.8.3 TERCER MODELO DEL SISTEMA DE SEPARACIÓN

Figura 31: Tercer modelo sistema de separación.

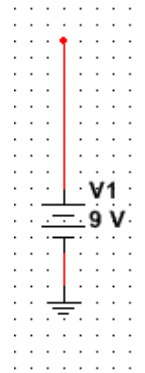


Fuente SolidWorks-Autores (SOLIDWORKS® CORP).

El tercer modelo es una propuesta totalmente innovadora que soluciona los fallos encontrados en los dos modelos anteriores entre los cambios esta la utilización de una batería de nueve (9) voltios a 1.5 Ah, una pared de fuego la cual ayuda a la eyección de la segunda etapa y evita que los componentes de la segunda etapa entren en contacto con la llama de la combustión. Para esta etapa se utiliza el perfil NACA 0010 el cual permite tener un mejor desempeño aerodinámico, de este perfil se escogió hasta el 25% de la cuerda aerodinámica, debido a que en este punto se encuentra su espesor máximo y el centro de gravedad del mismo, con los cambios establecidos y con los fallos de los dos modelos anteriores solucionados. Aun con dichos avances al resolver los problemás presentes se consideraron algunos factores que podrían ser problemáticos pues generarían un riesgo de fallo, entre los que destacan:

- La batería de nueve (9) voltios a 1.5 Amperios, hace que el proceso de ignición tarde un poco más y que lo considerado con la batería de 12 voltios, por ende este retraso se va a ver reflejado en la pérdida de energía cinética del cohete y en su apogeo.
- El espacio proporcionado por el perfil limita el desacople de las dos etapas.
- El dimensionamiento del componente “accionador” hacen que el sistema de separación falle ya que no se produce el movimiento adecuado para la eyección de la primera etapa.

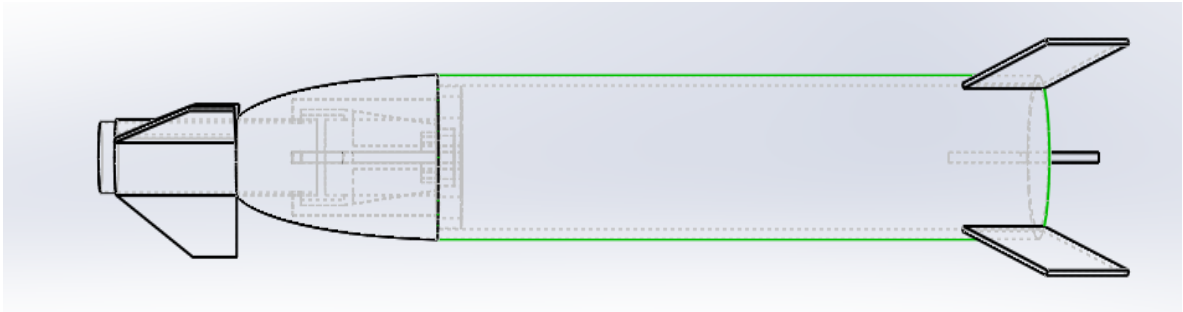
Figura 32: Circuito implementado en el tercer modelo.



Fuente Estudiante de Ingeniería Electrónica Diego Fernando Pinzón.

6.8.4 CUARTO Y DEFINITIVO MODELO DEL SISTEMA DE SEPARACIÓN

Figura 33: Cuarto modelo sistema de separación.



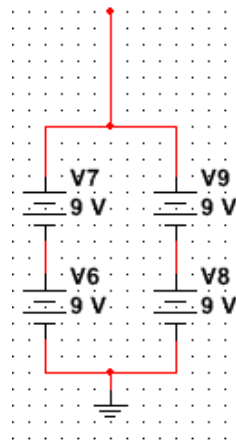
Fuente Solidworks Autores (SOLIDWORKS® CORP).

El cuarto modelo del sistema de separación se tuvo una mejora sobre el diseño del tercer modelo del sistema de separación entre las cuales: el perfil aerodinámico cambia de ser el NACA 0010 al perfil NACA 0012 con el fin de no limitar el espacio para el sistema de separación, otra modificación hecha a este modelo es el circuito implementado en la ignición para la primera etapa se tiene que en el momento que se produzca el contacto del sistema de separación con la tapa del motor cohete de la segunda etapa se cierra un circuito el cual está compuesto por cuatro (4) baterías de nueve (9) voltios a 1,5 Amperios de la referencia ER9V como se muestra en la Figura 34, las cuales están en serie y a su vez en paralelo, lo cual facilita doblar su amperaje y su voltaje al mismo tiempo y así generar una ignición en el menor tiempo posible.

Dicha reducción en el tiempo presenta como ventaja al momento de la ignición y por tanto de eyección, evitar que se presenten pérdidas notables de energía cinética del elemento, por tanto generar un aumento en el apogeo del cohete sonda Libertador I.

Otro elemento que se tiene en cuenta es el cambio en el dimensionamiento de todos los componentes, de esta forma se busca que el sistema de separación entre las etapas sea totalmente funcional y así se asegure el éxito de la misión.

Figura 34: Circuito implementado en el modelo definitivo.



Fuente Est. Ingeniería Electrónica Diego Fernando Pinzón.

6.8.5 EXPERIMENTACIÓN TIEMPO DE IGNICIÓN MEDIANTE SISTEMA ELÉCTRICO

Se busca rectificar el funcionamiento del sistema electrónico, cuya función consiste en realizar la ignición del propelente para el cohete Libertador I luego de concluir la quema dentro de la segunda etapa ATLAS.

Por tanto, se decide realizar un proceso de experimentación mediante el cual se utiliza propelente sólido amateur tipo Candy, fabricado dentro de la Fundación Universitaria Los Libertadores por el semillero GICA- Aerodes&I. Se construye el sistema eléctrico tomando como base el esquema presentado anteriormente, cuya supervisión fue un aporte del estudiante de Ingeniería Electrónica Diego Fernando Pinzón.

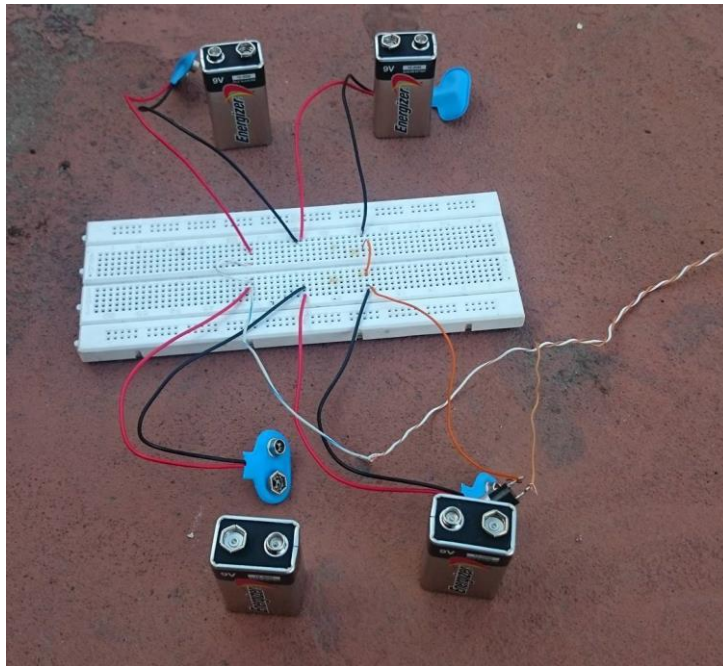
Adicional a dicho esquema, se decide incluir un sistema de interruptor que permita conectar todas las fuentes de energía y controlar la transmisión de electricidad al filamento de ignición, de esta forma facilitar el proceso experimental.

Para la construcción de dicho elemento se contó con los siguientes materiales:

- 4 Pilas cuadradas de 9 v.
- Cable con núcleo de cobre.
- Interruptor.
- Filamento de Niquel-Cromo.
- Protoboard.
- 4 conectores para pila cuadrada.

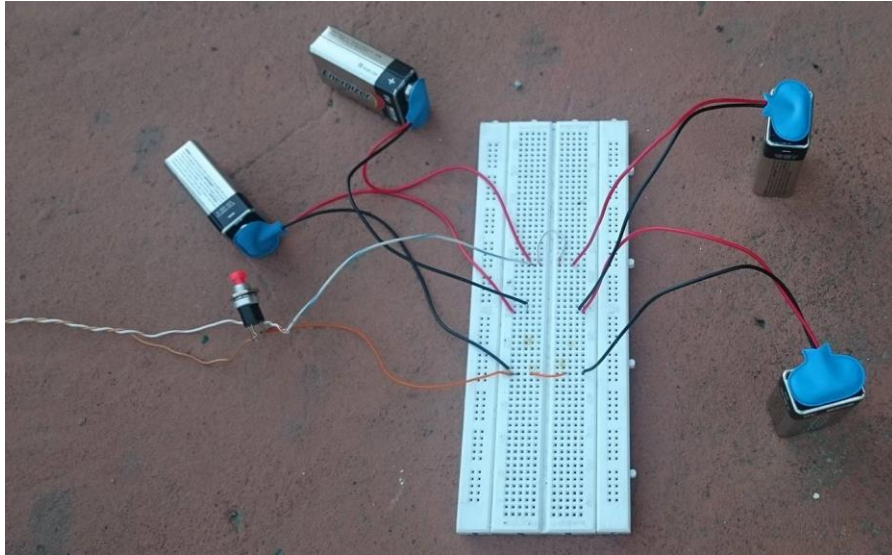
Se realiza el proceso de construcción del circuito sobre la protoboard manteniendo el esquema eléctrico.

Figura 35 Circuito eléctrico de ignición sistema de separación ATLAS.



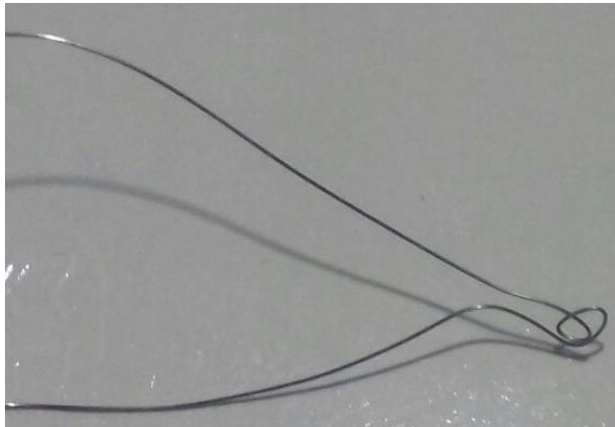
Con el fin de controlar el proceso de ignición y mantener estándares de seguridad durante la prueba experimental se implementa el interruptor dentro del sistema.

Figura 36 Circuito eléctrico de ignición con interruptor, sistema de separación ATLAS.



Se realiza la conexión de todas las fuentes de energía y se utiliza el filamento de níquel-cromo como elemento de ignición dado que se encuentra en contacto con la barra de propelente, la combustión se produce debido a que la energía eléctrica que generan las baterías calientan dicho filamento y las altas temperaturas que este alcanza permiten que el propelente se quemé.

Figura 37 Filamento de ignición Níquel-Cromo.



Finalmente se conecta el sistema con el filamento de ignición y se ubica sobre la porción de propelente con la cual se realizará el experimento; se realiza la quema

de dicha porción de propelente, inicialmente con el objetivo de observar si el sistema no solo posee la capacidad de generar la combustión, también de determinar el tiempo que le toma realizar dicha acción.

Figura 38 Quema de propelente utilizando el circuito eléctrico.



Se observa que efectivamente, el sistema posee la capacidad de quemado del propelente tal como se proyectó teóricamente.

Figura 39 Residuos luego de la quema del material.



Cumpliendo con el objetivo del experimento se mide el tiempo desde el punto en el cual se activa el interruptor permitiendo el flujo de energía, hasta el punto en se calienta el filamento e inicia el proceso de quema. Para dichas pruebas y tomando

en cuenta la cantidad reducida de propelente con que se cuenta, se realizan tres (3) pruebas para las cuales cada miembro del personal tomo el tiempo, con dichas series de valores se halla la media para dicha prueba y con el valor de la media para las 3 pruebas se determinó un valor final de tiempo.

Tabla 13 Tiempos de ignición

	Experimento No 1	Experimento No 2	Experimento No 3
Valor 1	0 min. 00 seg. 79 msg.	0 min. 00 seg. 60 msg.	0 min. 00 seg. 82 msg.
Valor 2	0 min. 00 seg. 83 msg.	0 min. 00 seg. 68 msg.	0 min. 00 seg. 77 msg.
Valor 3	0 min. 00 seg. 73 msg.	0 min. 00 seg. 69 msg.	0 min. 00 seg. 80 msg.
Media	78,33333333	65,66666667	79,66666667
	MEDIA TOTAL DEL EXPERIMENTO		74,55555556

Se determina que el valor aproximado para el tiempo de ignición desde el momento en que se activa el circuito, hasta el punto en que el propelente inicia su etapa de quemado es de: 75 msg.

Dicho valor se considera de gran beneficio dentro del proyecto, pues permite rectificar que la perdida de energía cinética desde el punto en que el propelente de la segunda etapa se consume hasta el momento en que el Libertador I inicia su propulsión es mínimo, con una diferencia de tiempo menor a 1 segundo.

6.9 DISEÑO ASÍSTIDO POR COMPUTADOR (CAD)

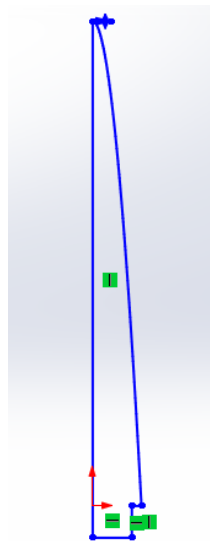
Para iniciar esta sección cabe resaltar que se hace el modelamiento de cada uno de los componentes con el software de diseño y simulación SolidWorks, tanto de la primera como de la segunda etapa y esto con el fin de conocer sus propiedades físicas y hacer el ensamblaje de todo el cuerpo del cohete aparte a esto se utiliza el modelamiento de cada una de las piezas con el fin de hacer la simulación estructural y CFD con el ensamble del cohete en su totalidad y así llegar a conocer sus coeficientes aerodinámicos y compararlos con los datos proporcionados por la balanza aerodinámica.

6.9.1 OJIVA

Se toma de referencia la ojiva de la primera etapa conforme a las observaciones que se presentaron por parte del director del proyecto el Ingeniero Andreas Gravenhorst, la cual se modelo aplicando la operación de revolución.

El presente es el modelo que se toma como base de la ojiva del Libertador I, este elemento como se puede observar solo presenta la mitad de su forma, puesto que está pensado de tal manera que sea revolucionado para convertirlo de un objeto en 2D a una figura en 3D.

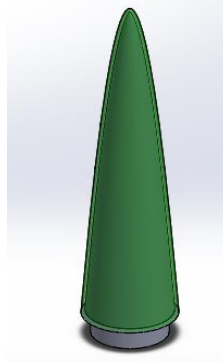
Figura 40: Croquis ojiva.



Fuente SolidWorks- Autores (SOLIDWORKS® CORP).

Luego de realizar el ya mencionado proceso de revolución sobre el eje “y” de la construcción, se genera un elemento sólido.

Figura 41: Revolución ojiva cohete sonda Libertador I.



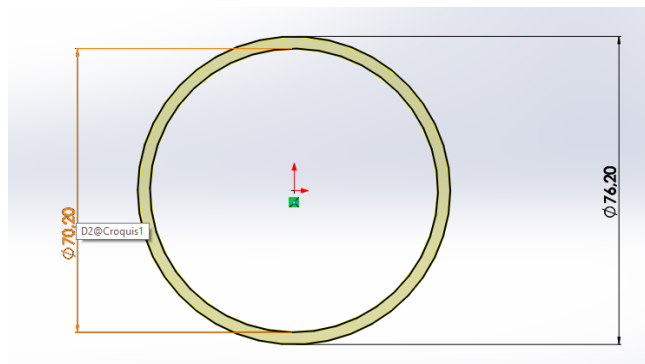
Fuente SolidWorks –Autores (SOLIDWORKS® CORP).

6.9.2 CUERPO PRINCIPAL

En el modelamiento del cuerpo principal del cohete sonda Libertador I no se tiene en cuenta el ensamble con el motor cohete y sus componentes internos debido a que esta información no se encuentra disponible, por tanto se toma cada una de las piezas por separado.

Para el cuerpo principal de la primera etapa se realiza la operación de extrusión, teniendo como base los diámetros suministrados por los planos de construcción del Libertador I, parte de los cambios hechos a la primera etapa son los agujeros de sujeción que permiten el anclaje del sistema de separación.

Figura 42: Croquis cuerpo principal cohete sonda Libertador 1.



Fuente Solidworks- Autores (SOLIDWORKS® CORP).

A continuación se presenta un cilindro generado en 3D que corresponde al fuselaje del Libertador I.

Figura 43: Cuerpo principal primera etapa cohete sonda Libertador 1.

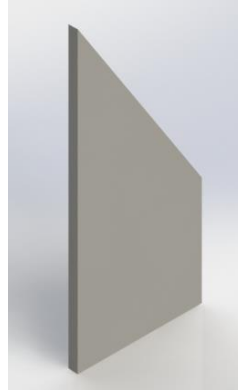


Fuente Solidworks –Autores (SOLIDWORKS® CORP).

6.9.3 ALETA PRIMERA ETAPA LIBERTADOR 1

Este componente fue el único que sufrió modificaciones con respecto a la estructura original del Libertador 1, debido a que se requería que el cohete encajara a la perfección con el sistema de separación de fases, por tanto la posición de las aletas fue reubicada varios centímetros de su posición original sin modificar su geometría o disposición. Cabe resaltar que estas aletas están dispuestas en un conjunto de tres tal como fue diseñado en un principio, puesto que esta configuración presenta la mejor estabilidad entre las variaciones estudiadas.

Figura 44: Aletas primera etapa cohete sonda Libertador 1.



Fuente Solidworks –Autores (SOLIDWORKS® CORP).

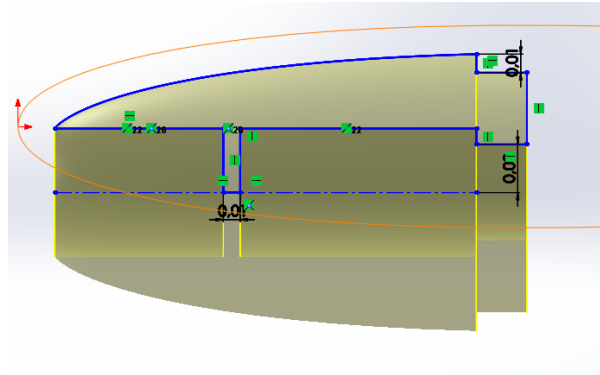
6.9.4 CAPARAZON SISTEMA DE SEPARACIÓN

El sistema de separación es una de las piezas con más detalles debido a su importancia en la segunda etapa del cohete sonda, durante el modelamiento se opera bajo la herramienta de “insertar curva por puntos x, y, z”, ya que con el fin de modelar el perfil NACA 0012 se requiere una tabla que posea estos datos. Sus puntos de construcción fueron tomados de la base de datos de perfiles aerodinámicos de la Universidad de Illinois²⁸. (UIUC, s.f.)

Se buscó utilizar la “spline” para continuar con el proceso de modelamiento, sin embargo se observó que la curva sufre pequeñas alteraciones por lo que se optó por aplicar otra operación conocida como, “convertir entidades” en donde luego de realizar la curva por puntos x, y, z se incorpora en un croquis con el fin de no alterar su forma. Una vez construido el croquis se realiza la separación del perfil con el fin de hacer el encajonamiento de la primera etapa, la pieza se recorta hasta el 25% de su perfil total, a continuación se utiliza la herramienta “equidistar entidades” en donde se aplica un valor de 0.01m esto con el fin de ahorrar material y mantener la forma del perfil.

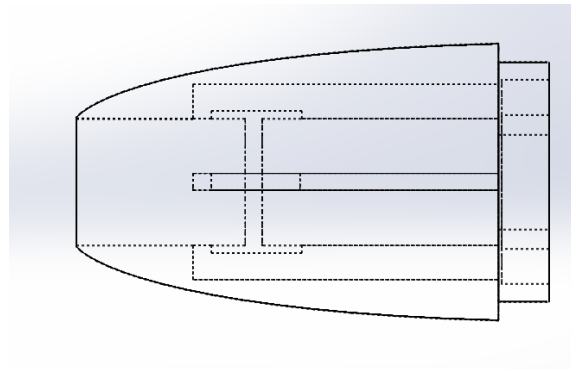
²⁸ Tomado de: http://m-selig.ae.illinois.edu/ads/coord_database.html#N

Figura 45: Croquis caparazón sistema de separación segunda etapa ATLAS.



Fuente Solidworks –Autores (SOLIDWORKS® CORP).

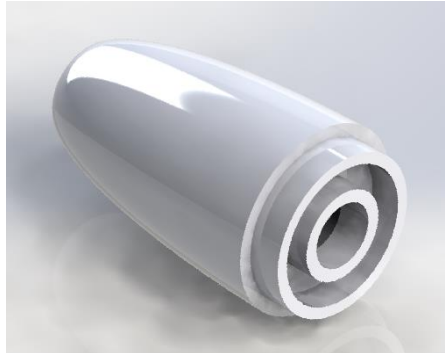
Figura 46: Corte interno caparazón sistema de separación segunda etapa ATLAS.



Fuente Solidworks –Autores (SOLIDWORKS® CORP).

A continuación se presenta el modelo del sistema de separación en 3D.

Figura 47: Caparazón sistema de separación segunda etapa ATLAS.



Fuente Solidworks –Autores (SOLIDWORKS® CORP).

6.9.5 COMPONENTES INTERNOS SISTEMA DE SEPARACIÓN SEGUNDA ETAPA ATLAS

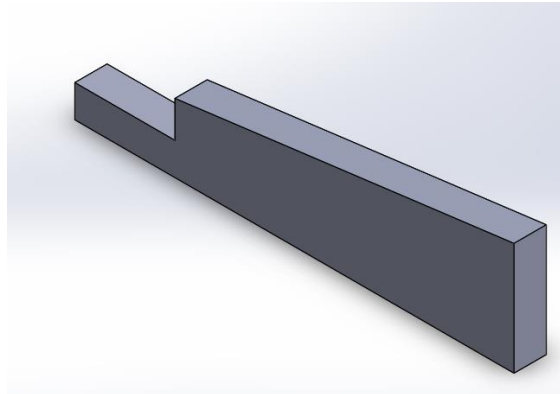
Los componentes que conforman el sistema de separación, se pueden organizar en dos tipos de elemento:

- El componente sujeto al motor cohete llamado Deslizador.
- El componente sujeto al caparazón llamado Pasador.

Dichos elementos fueron modelados por medio de la herramienta de extrusión y diseñados con un área de contacto bastante amplia para evitar el punto de pivoteo. De esta manera lograr que la separación entre las etapas sea exitosa, cabe resaltar que el sistema de separación cuenta con cuatro (4) puntos de desacople, se ubicaran las mencionadas piezas en el sistema de separación de la segunda etapa ATLAS.

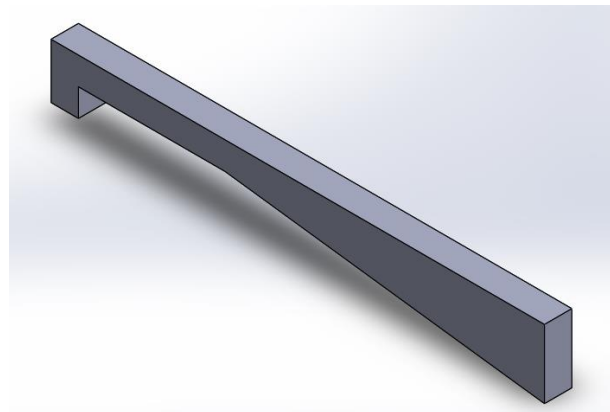
Adicionalmente se debe conocer que el sistema será apoyado por un conjunto de resortes, que accionarán el desplazamiento mecánico del sistema en el momento que el combustible de la segunda etapa se queme.

Figura 48: Deslizador sistema de separación segunda etapa ATLAS.



Fuente Solidworks –Autores (SOLIDWORKS® CORP).

Figura 49: Pasador sistema de separación segunda etapa ATLAS.

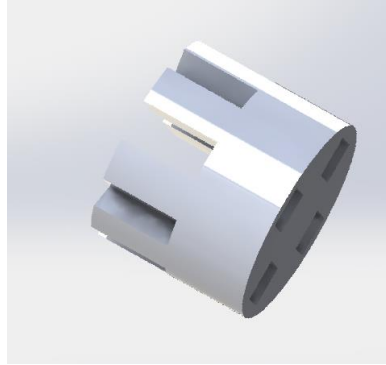


Fuente Solidworks –Autores (SOLIDWORKS® CORP).

6.9.6 TAPA MOTOR COHETE SEGUNDA ETAPA ATLAS

En comparación con una tapa común de un motor cohete de combustible sólido, esta tapa presenta modificaciones debido a que para esta construcción suple la necesidad de hacer el desacople entre las etapas uno y dos. Adicional cumple su función principal, que consiste en evitar fugas de presión en la cámara de combustión del cohete. Ya en el modelamiento se tuvo en cuenta no coincidir el agujero del combustible con los agujeros hechos para el sistema de desacople puesto que de permitir que estos elementos coincidan se producirán fugas de presión reduciendo las capacidades de propulsión.

Figura 50: Tapa motor cohete segunda Etapa ATLAS.



Fuente Solidworks –Autores (SOLIDWORKS® CORP).

6.9.7 CÁMARA DE COMBUSTIÓN MOTOR COHETE SEGUNDA ETAPA ATLAS

Tomando en cuenta la desventaja que presenta un cohete respecto a la capacidad de carga y volumen útil, en donde se debe maximizar el espacio libre dentro de la segunda etapa ATLAS y en vista de la necesidad de los sistemas que componen dicha etapa junto a su carga de propelente, que generan un alto peso y que se busca reducir la longitud del cohete, se propone no utilizar el mismo motor cohete utilizado por la primera etapa del cohete sonda Libertador I.

Adicionalmente se propone modificar el área transversal de quemado del combustible sólido y por ende alterar las dimensiones del motor cohete, el cual posee un espesor de 0.003m fabricado en aluminio 7075 con el fin de resistir las presiones generadas por la combustión.

Figura 51: Cámara de combustión segunda etapa ATLAS.



Fuente Solidworks –Autores (SOLIDWORKS® CORP).

6.9.8 BARRA DE COMBUSTIBLE SOLIDO TIPO CANDY AMATEUR DE LA SEGUNDA ETAPA ATLAS

La barra de propelente debe ser fundida en una sola pieza, de esta manera se asegura que su proceso de combustión no presente alteraciones ocasionadas por espacios generados en la unión de varias barras de propelente. Para la segunda etapa ATLAS la quema del propelente es tipo radial, donde la barra de propelente presenta un agujero interno es de 1 cm como se muestra en la figura 52

Figura 52: Corte barra de combustible sólido quema radial tipo Candy segunda etapa ATLAS.

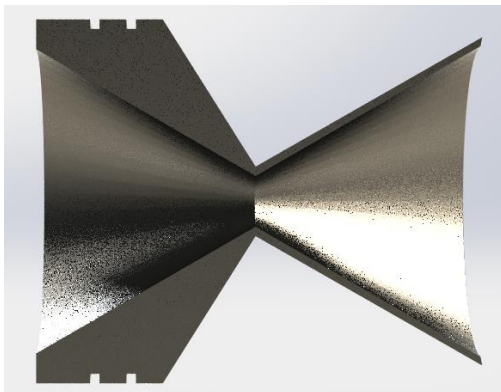


Fuente Solidworks –Autores (SOLIDWORKS® CORP).

6.9.9 TOBERA DE LA SEGUNDA ETAPA ATLAS

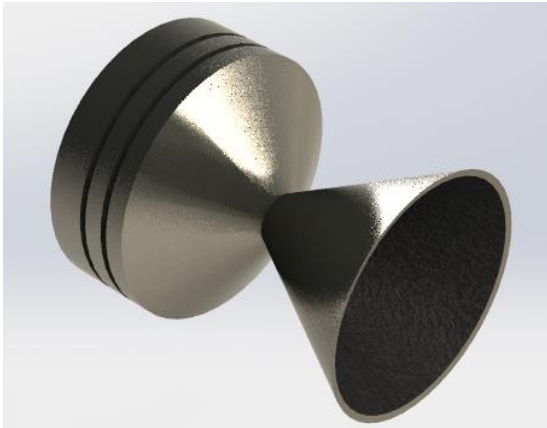
Después de realizar los cálculos de flujo isentrópico nace la geometría de la tobera la cual está dada por un ángulo de convergencia de 30° y un ángulo de divergencia de 30° y una longitud total de la tobera de 0.071 m la cual fue modelada por medio de la operación revolución.

Figura 53: Corte en plano alzado Tobera segunda etapa ATLAS.



Fuente Solidworks –Autores (SOLIDWORKS® CORP).

Figura 54: Tobera vista isométrica segunda etapa ATLAS.

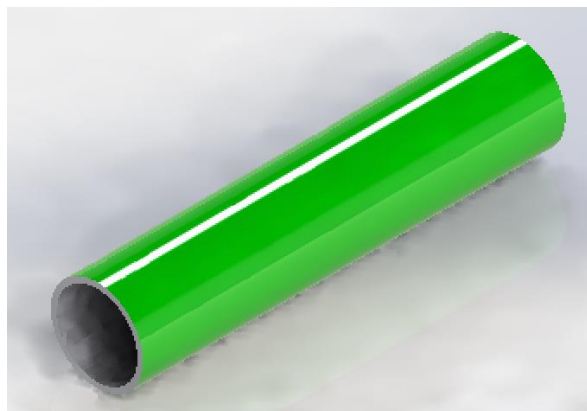


Fuente Solidworks –Autores (SOLIDWORKS® CORP).

6.9.10 CUERPO DE LA SEGUNDA ETPA ATLAS

Para la selección del tubo se tiene en cuenta que el material de construcción será el aluminio 2024 T3. Se eligió este material por su buen comportamiento estructural y por su gran uso en la industria aeronáutica, puesto que este material presenta facilidades tanto para el proceso de soldadura como para procesos de mecanizado, además su reducido peso es ventajoso para el proyecto; el dimensionamiento de este tubo está determinado por el diámetro máximo, generado en el sistema de separación al 25% y un espesor de 0.003m.

Figura 55: Tobera vista isométrica segunda etapa ATLAS.

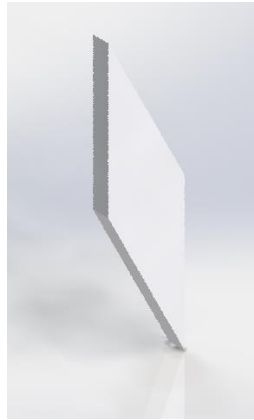


Fuente Solidworks –Autores (SOLIDWORKS® CORP).

ALETAS DE LA SEGUNDA ETAPA ATLAS

Estos elementos permiten mantener la estabilidad del cohete cuando se encuentra en vuelo, al igual que su predecesor se aplicó una configuración de tres aletas en la zona inferior del fuselaje.

Figura 56: Aletas segunda etapa ATLAS.



Fuente Solidworks –Autores (SOLIDWORKS® CORP).

6.10 IMPRESIÓN 3D MODELO A ESCALA

Iniciaremos esta sección definiendo ¿Qué es una impresora en 3D?

Para lo cual se tomó un fragmento de la explicación que aplica una página especializada en este tema, dicha definición toma los puntos más importantes no solo para aclarar el tema de la impresora 3D además nos presenta la diferencia principal entre estos nuevos elementos y los tradicionales sistemas.

“Una impresora 3D es un dispositivo capaz de generar un objeto sólido tridimensional mediante (y ahí radica la principal diferencia con los sistemas de producción tradicionales) la adición de material. Los métodos de producción tradicionales son sustractivos, es decir, generan formas a partir de la eliminación de exceso de material. Las impresoras 3D se basan en modelos 3D para definir qué se va a imprimir.”²⁹ (IMPRESORAS, s.f.)

²⁹ Tomado de : <http://www.3dimpresoras3d.com/que-es-una-impresora-3d/>

Figura 57: Impresora 3D Fortus250mc.



Fuente:<http://3d-printers.toptenreviews.com/industrial/fortus-review.html> (Stratasys, s.f.)

Con esto en mente se especifica que para este proceso se realiza el diseño de cada una de las piezas que conforman el cohete sonda por medio de un programa CAD, de esta manera construir el diseño completo del cohete, una vez construido se pudo proceder a imprimir cada pieza en una impresora 3D aportada por la Fundación Universitaria Los Libertadores. De esta forma obtener el modelo a escala para su representación física, con el fin de poder realizar las pruebas en el túnel de viento y así obtener resultados aerodinámicos para observar el comportamiento de dicha estructura a altas velocidades y determinar la resistencia que genera.

Por tanto el proceso inicia con realizar el diseño de cada una de las piezas que conforman el cohete en el programa (SOLIDWORKS® CORP), para la posterior fabricación del modelo y tomando en cuenta que requería una escala menor que fuese adecuada para realizar las prácticas en el túnel de viento así que se debió reducir la escala, con el fin de reducir el gasto de material que se aplicaría para la construcción total del modelo, se decide utilizar un tubo de PVC que representará el fuselaje del Libertador con base en las dimensiones de dicho tubo cuyo diámetro corresponde a $\frac{1}{2}$ de pulgada, se realiza el cálculo de la escala en donde el valor corresponde a una escala 1:2,67.

Adicional cabe resaltar el grado de tolerancia que debía presentarse entre las piezas, de aproximadamente 0,01mm de esta manera al momento de realizar el ensamblaje ajustaran bien.

Una vez terminadas las piezas se procede a cambiar el formato de .part a STL para aplicarlo adecuadamente en el software Insight de la impresora y poder determinar el número de capas que se utilizarán en la impresión. Por últimos se trasladaron las piezas a un programa especial conocido como Control Center, donde se organizan todos los elementos en una bandeja virtual que nos indica Cómo y en Qué orden van a ser impresas las piezas.

La impresión en 3D se realiza en los laboratorios de la Fundación Universitaria Los Libertadores, la impresora que se utilizó era de referencia Fortus 250 mc de marca Stratasys y el material que se utilizó fue ABS. A continuación se presentan las piezas que fueron impresas utilizando esta herramienta.

Se presenta el sistema de separación, dicho elemento no solo permite la separación y eyección del Libertador I, adicional cuenta con un perfil aerodinámico que permite reducir el arrastre y será el punto de encuentro de las dos etapas.

Figura 58: Interior del caparazón del sistema de separación.



Fuente- Autores.

A continuación se presenta la ojiva del Libertador I.

Figura 59: Ojiva.



Fuente- Autores

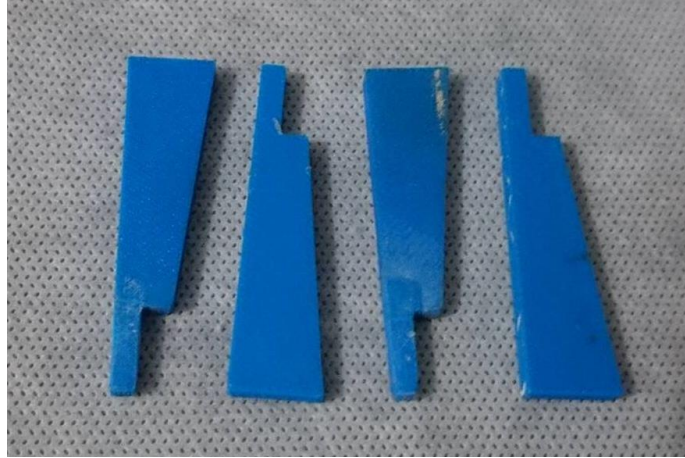
Dado que el sistema de separación del cohete está compuesto por variedad de piezas que trabajan en sincronía se decidió imprimir también dichos elementos presentados a continuación:

Figura 60: Pasadores del sistema de separación.



Fuente- Autores.

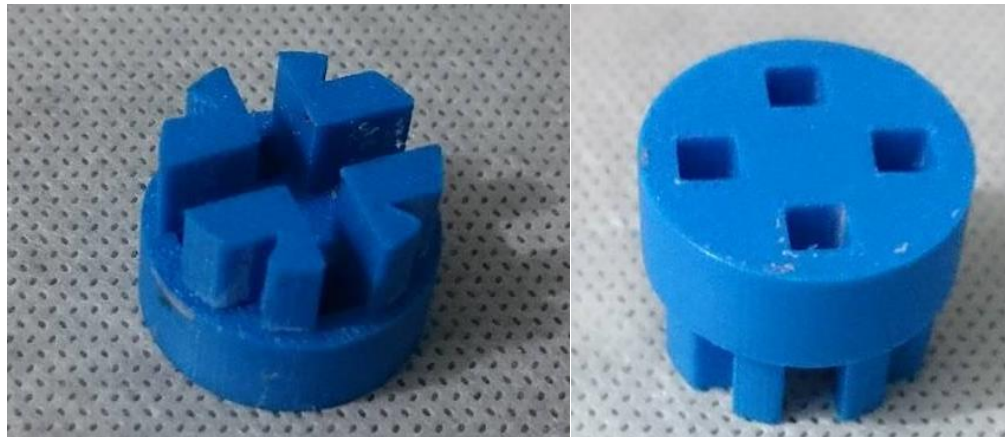
Figura 61: Deslizadores del sistema de separación.



Fuente- Autores

Con el fin de maximizar espacio y peso dentro del cohete, se decidió utilizar una pieza que funcione tanto como tapa del motor, como base para las piezas del sistema de separación

Figura 62: Tapa motor cohete.



Fuente- Autores

Dado que la escala no correspondía a otro tubo de mayor diámetro, estas piezas se fabricaron garantizando así el acople perfecto de dichos elementos con el sistema de separación o con otras piezas de las mismas dimensiones, estos elementos corresponden al fuselaje de la segunda etapa "ATLAS".

Adicionalmente están pensados para que su fabricación pueda ser en serie, de tal forma que estas secciones puedan ser adicionadas o separadas. Esto con el fin de aumentar o reducir la longitud del cohete y por tanto su capacidad de propelente, dependiendo la necesidad que se presente para un determinado estudio o misión.

Figura 63: Cilindro superior de la segunda etapa.



Fuente- Autores.

Como ya se expresó el sistema de separación va inmerso dentro de un perfil aerodinámico simétrico que permite reducir las fuerzas que el fluido genera sobre la estructura:

Figura 64: Sistema de separación armado.



Fuente- Autores.

Se puede observar a continuación la configuración del sistema interno de separación:

Figura 65: Sistema de separación y componentes.



Fuente- Autores.

Continuando con el fuselaje, se decidió construir la zona posterior que incluye las aletas del cohete como una sola pieza unida al fuselaje, que garantiza una mayor resistencia en la unión de las piezas.

Figura 66: Cilindro con aletas.



Fuente- Autores.

La ventaja que presenta dicha construcción del fuselaje consiste en que para modificaciones o adiciones futuras permitiría incluir secciones de fuselaje con el fin de aumentar la cantidad de combustible sin una alteración de las piezas ya construidas.

6.11 ANÁLISIS AERODINÁMICO

6.11.1 DINAMICA DE FLUIDO ASÍSTIDO POR COMPUTADOR (CFD)

En esta sección se encuentra el análisis aerodinámico del cuerpo externo del cohete sonda Libertador I junto al de la segunda etapa ATLAS, por medio del método de dinámica de fluidos asistido por computador (CFD) por sus siglas en inglés. Dicho método es aplicado por medio del software (SOLIDWORKS® CORP) con el fin de determinar la resistencia al avance que presenta este cuerpo, se debe tener en cuenta los cálculos realizados así como los valores determinados anteriormente para este proyecto, tales como lo son:

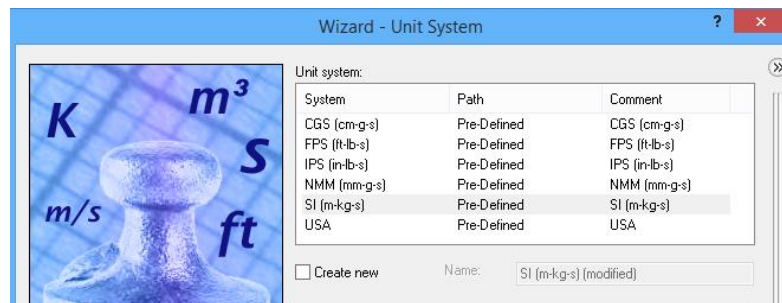
- Cálculos de empuje.
- Velocidad.
- Aceleración.
- Entre otros.

En preparación a esta simulación se tiene en cuenta parámetros como:

- Sistema de Unidades.
- Tipo de análisis.

Respecto al sistema de unidades que se aplicó se introdujo en la ventana de configuración, seleccionando la opción para aplicar el sistema internacional de unidades (m-kg-s), tal como se muestra en la Figura 67.

Figura 67: Ventana de selección para el sistema de unidades.

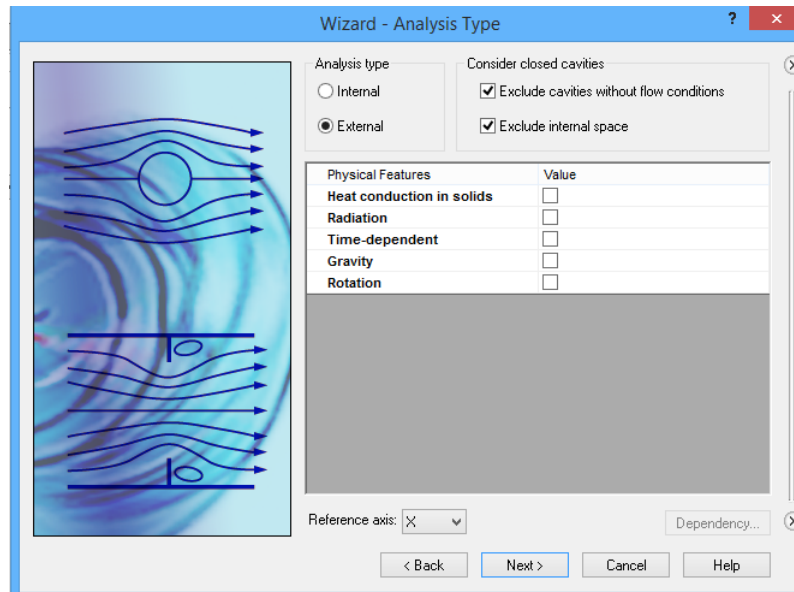


Fuente SolidWorks-Autores (SOLIDWORKS® CORP).

El tipo de análisis seleccionado corresponde a un análisis externo al cuerpo, para el cual se excluyen las cavitaciones o aspiraciones en vacío. Del mismo modo permite excluir los espacios internos del modelo a estudiar, que para este caso es el cuerpo del cohete sonda libertador 1 y la segunda etapa ATLAS.

A continuación emerge una ventana en la cual se selecciona el eje de referencia para el que se tendrán las condiciones de frontera a incluir en el análisis.

Figura 68: ventana de selección del tipo de análisis.

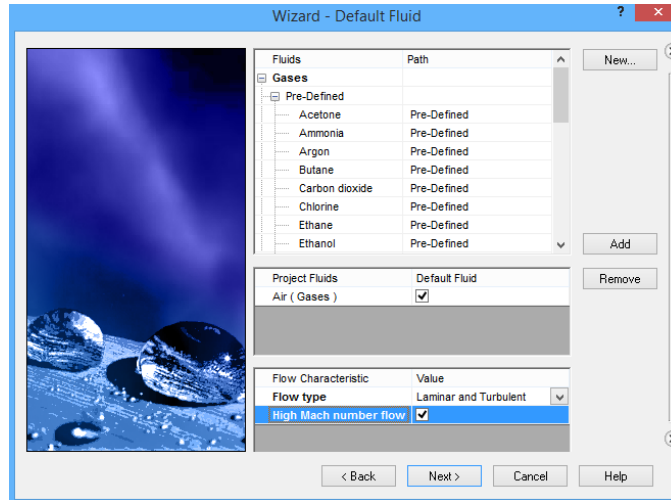


Fuente SolidWorks-Autores (SOLIDWORKS® CORP).

Para la selección del fluido en el software CFD, SolidWorks ofrece tanto sustancias líquidas, sólidas, o gases; tomando en cuenta que se realizará un análisis aerodinámico del sistema, se ingresa al módulo de gases donde se ubica el aire, ya que es el medio donde se desempeñará el cohete al momento de iniciar su proceso de vuelo.

En la Figura 69. se puede observar la ventana en que se especifican las características del flujo, en esta sección y con el fin de obtener un análisis más óptimo se elige la opción para que el programa realice un estudio tanto para flujo laminar como para un flujo turbulento, a su vez se busca que tenga en consideración altos números Mach.

Figura 69: Ventana de selección del fluido y tipo de flujo.

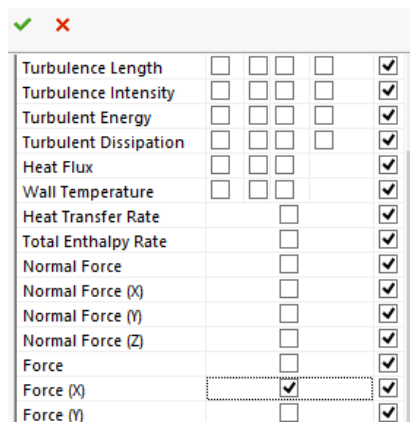


Fuente SolidWorks-Autores (SOLIDWORKS® CORP).

Antes de dar inicio a la simulación se deben establecer los tipos de valores que se desean estudiar, así como definir sobre que eje se desea realizar el estudio del cohete en conjunto con la segunda etapa.

El ítem adecuado para la realización de esta simulación es la fuerza en (X) ya que en comparación con la fuerza normal en (X) la fuerza en (X) muestra de que manera afecta el flujo a la geometría del cuerpo, obteniendo así la resistencia al avance del cuerpo.

Figura 70: Ventana de selección del eje en que se presenta la fuerza.



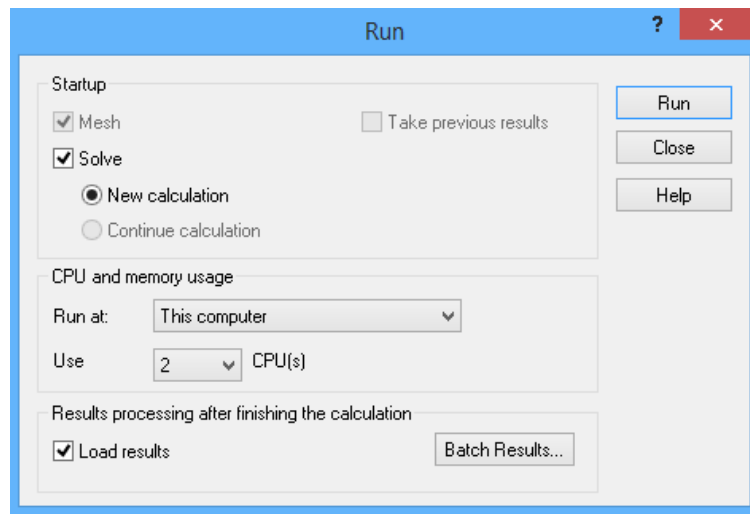
Fuente SolidWorks-Autores (SOLIDWORKS® CORP).

Una vez terminada la configuración de todos estos elementos, se procede a dar inicio a la simulación.

Para este proceso, se inicia con la creación de una malla automática a continuación se selecciona la opción para un nuevo cálculo.

Finalmente se determina el tipo de velocidad a utilizar por el procesador del equipo que realiza la simulación, concluida esta etapa se ejecuta el proceso de simulación.

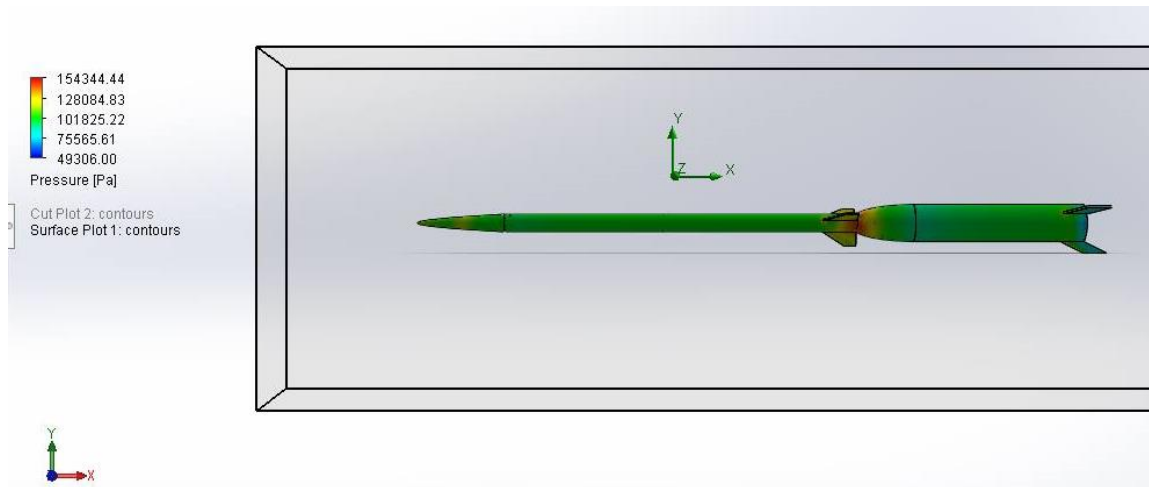
Figura 71: Ventana de ejecución para el inicio de la simulación.



Fuente SolidWorks-Autores (SOLIDWORKS® CORP).

A continuación se presenta el modelo total del cohete, donde se representa el flujo del aire sobre dicha construcción, más específicamente la presión que se genera en la estructura del cohete debido a las altas velocidades y la resistencia aerodinámica que presentan algunos componentes del cohete.

Figura 72: Análisis aerodinámico del cohete en SolidWorks Fluent.



Fuente SolidWorks-Autores (SOLIDWORKS® CORP).

Luego de esto se presenta una tabla con los valores obtenidos luego de realizar la simulación, en donde se obtendrá el valor de resistencia al avance (Drag) que genera el flujo de aire sobre la estructura del cohete.

Tabla 14: Drag generado por la construcción total del cohete aplicando el software Solid Works.

Cohete sonda libertador I y la segunda etapa ATLAS.SLDPRT [drag]				
Goal Name	Unit	Progress [%]	Use In Convergence	Value
GG Normal Force (X) 1	[N]	100	Yes	40,76315274
GG Force (X) 1	[N]	100	Yes	42,12059339

Fuente SolidWorks-Autores (SOLIDWORKS® CORP).

Como se puede observar en la Tabla 14. Los resultados arrojados por la simulación permiten tener certeza del comportamiento que tiene el cuerpo en flujo supersónico compresible.

El valor dado por la simulación teniendo en cuenta la acción que ejerce un túnel aerodinámico el cual es ver el comportamiento y determinar los valores de las fuerzas aerodinámicas que tiene un objeto cuando un fluido hace contacto directo con él, se da el valor de la fuerza (x). Pero en dado caso que se quiera conocer el valor cuando el cuerpo es el que ejerce el contacto al fluido se tomaría la fuerza normal en (x).

6.11.2 EXPERIMENTO EN EL TUNEL AERODINÁMICO DE VIENTO

Para el análisis aerodinámico del cohete sonda ATLAS se procede a hacer el estudio respectivo en el túnel de viento de la universidad de los libertadores para determinar si el diseño generaba un Drag bajo o alto y de esta forma saber su resistencia al avance.

Debido a que la universidad cuenta con un túnel aerodinámico de viento subsónico y no uno supersónico (que sería más apropiado para una mayor gama de análisis), ya que por su diseño y su configuración está diseñado para alcanzar altas velocidades superando la velocidad del sonido, en donde para fines prácticos el túnel de viento solo logra generar una velocidad de 0.12 mach.

Sin embargo se deseaba tener un referente experimental, por lo que se decide realizar el estudio en el túnel aerodinámico subsónico de la Fundación Universitaria Los Libertadores a máxima capacidad con aproximadamente 1500 RPM, de esta forma hallar sus coeficientes aerodinámicos, tanto de la primera como de la segunda etapa del cohete sonda Libertador I.

Figura 73: Túnel aerodinámico de viento subsónico.



Fuente- Autores.

Con el fin de llevar a cabo el análisis aerodinámico del cohete sonda, el proceso inicio realizando la calibración de la balanza para asegurar la obtención de resultados más exactos, para ejecutar dicha calibración se utilizó el manual correspondiente de la balanza.

En el cual se indica un proceso mediante el cual se debían tomar mediciones a diferentes pesos para confirmar que estuviera calibrada correctamente, para esto se utilizaron 5 pesos iniciando en 1kg y terminando en 5 kg.

Figura 74: Balanza Aerodinámica.



Fuente- Autores.

El proceso de calibración se realiza paso a paso conforme las indicaciones establecidas en el manual, sin embargo los resultados del Drag no se presentaban de manera correcta en relación a lo que indicaba el manual, puesto que dicha herramienta presenta que el Drag a 5 kg debe ser igual a 49.5 N pero el valor que se presentaba en el monitor era de 15.42 N, consecuente a esto se revisó cada elemento de la balanza para asegurar que no se presentara algún error, del mismo modo rectificar que la superficie estuviese bien nivelada coincidiendo el orificio del túnel de viento con el de la balanza.

A continuación se presentan unas imágenes donde se puede observar la balanza y los elementos trabajados, de esta manera tener una mejor perspectiva del proceso:

Figura 75: Nivel sobre la balanza aerodinámica.



Fuente- Autores.

Figura 76: Indicador de fuerzas.



Fuente- Autores.

Una vez realizado dicho proceso el resultado seguía siendo el mismo, debido a esto se realiza una tabla con los cinco valores obtenidos de la calibración, así como aquellos resultados que deberían ser generados a cada uno de los diferentes pesos; por último se hizo una corrección del Drag con el fin de observar exactamente a cuanto corresponde el error y así tenerlo en cuenta para el momento de realizar los cálculos correspondientes.

Tabla 15: Datos de calibración de la balanza en el túnel aerodinámico de viento

CALIBRACIÓN DRAG		
MASA(KG)	ESPERADO (N)	GENERADO (N)
1	9,8	3,39
2	19,6	6,41
3	29,4	9,41
4	39,24	12,44
5	49,05	15,42

Fuente: Autores.

Una vez realizada la calibración de la balanza se procede a colocar el modelo dentro del túnel de viento, para el que se diseñó un soporte con el fin de asegurarlo de manera firme evitando movimientos y variaciones no deseadas respecto a su posición.

Dicho soporte fue construido en varilla de acero redonda y lisa con un diámetro de 10 mm, la cual sería introducida en el túnel de viento con el modelo y luego conectada con la balanza.

Figura 77: Anclaje en cuerpo.

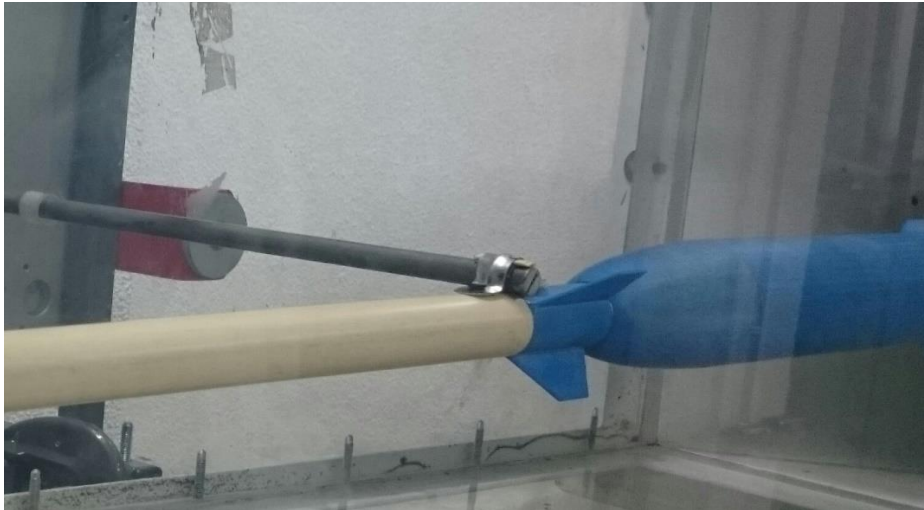


Fuente- Autores.

Sin embargo debido a recomendaciones del Ingeniero John Vaca quien presenciaba la práctica, sugirió que el soporte al ser fabricado en una varilla de menor diámetro a la que se requería para la práctica, generaría vibraciones y resistencia al avance afectando los resultados del estudio, adicional se corre el riesgo que el modelo se libere y sea destruido con el impacto, afectando adicionalmente la integridad del túnel aerodinámico de viento.

Por tanto se procede cambiar el soporte por una abrazadera que tendría como función sujetar al cohete, dicha abrazadera se ubicará en el centro de gravedad del cohete con el fin de mantenerlo perfectamente estabilizado, evitando que este se mueva o presente vibraciones.

Figura 78: Abrazadera para el cohete.



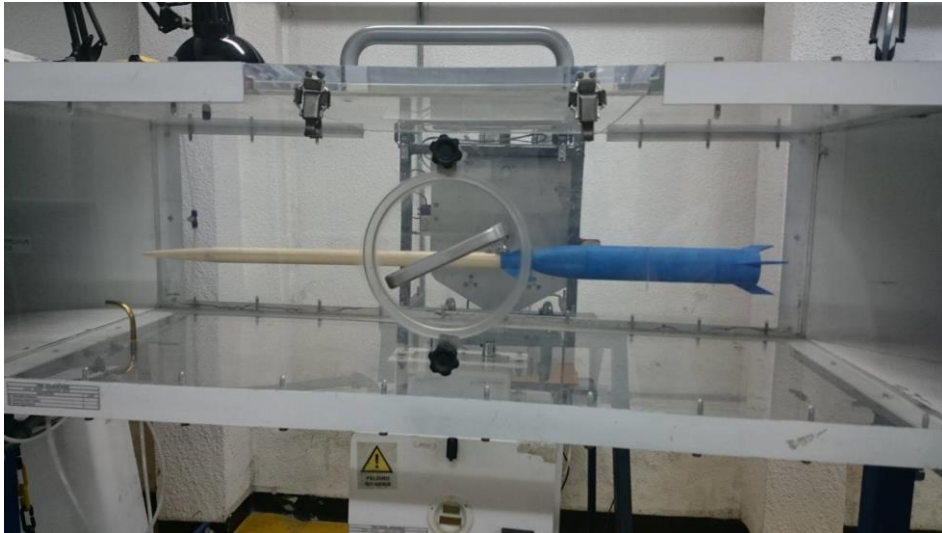
Fuente- Autores.

Una vez colocado el modelo en el túnel de viento se realizaron pruebas a velocidades menores a la máxima capacidad del túnel de viento con el fin de determinar si el cohete estaba bien acoplado a la balanza, de esta forma no generará ningún tipo de movimientos.

Continuando el proceso se verifica que el ángulo en el que se encuentra el cohete sea de 0° puesto que es el objetivo del estudio, observar cómo se comporta el cohete con una entrada de flujo directo de esta forma se obtienen resultados más exactos en el estudio del Drag.

Luego de esto, se procede a medir con el anemómetro la temperatura y la velocidad del flujo dentro del túnel de viento, manteniendo abierta la compuerta pequeña redonda que se observa en la imagen

Figura 79: Modelo en túnel de viento.



Fuente- Autores.

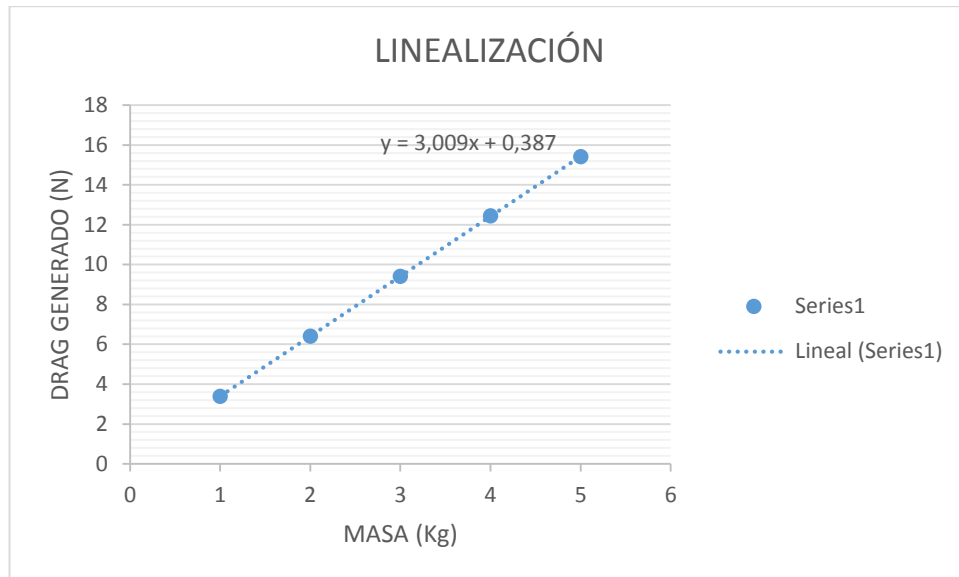
Posteriormente se procede a cerrar el túnel de viento, se continuo aumentado las revoluciones poco a poco para ver el comportamiento del modelo a medida que se le proporcionaba mayor velocidad al flujo hasta que finalmente se llegó a la máxima revolución del túnel de viento; en este punto se tomó registro de la variación que podía tener el resultado del Drag durante un minuto de observación y así obtener un resultado más exacto.

Valores obtenidos en el túnel de viento:

- Temperatura = 25°C.
- Velocidad máxima = 43,3 m/s.
- Drag = 1,27 N.

Luego de hallar dichos valores, se debe recordar que la balanza se encuentra descalibrada por tanto se debe realizar una corrección respecto al valor del Drag que presenta la herramienta, mediante el siguiente procedimiento:

Figura 80 Linealización de la calibración



Como se observa en la grafica el valor con el cual se puede hacer la calibración de la balanza aerodinámica es de 3,009 N Generado por cada 9,8 N real teniendo así.

$$\text{Drag ideal} = 9.81N \rightarrow 3.009N \text{ Drag generado}$$

$$X \rightarrow 1.27N$$

$$X = \frac{1.27N * 9.81N}{3.009N}$$

$$X = 4,14N$$

Ecuación 24: Coeficiente de Drag.

$$CD = \frac{2 * D}{\rho * V^2 Sw}$$

Fuente: Introduction to flight John Anderson (Anderson Jr, 1978).

$$CD = \frac{2 * 4,14}{1.22 * 43.3^2 * 0,27770881}$$

$$CD = 0.01303482053$$

Ecuación 25: Drag.

$$D = \frac{1}{2} * \rho * V^2 * Sw * CD$$

Fuente: Introduction to flight John Anderson (Anderson Jr, 1978).

$$D = \frac{1}{2} * 1.22 * 43.3^2 * 1.9936 * 0.01303482053$$

$$D = 29.7199934N$$

Los resultados aerodinámicos obtenidos, permitieron realizar una comparación tanto entre el análisis CFD (con condiciones de altas velocidades), como del túnel de viento (condiciones de bajas velocidades), lo que permite un análisis del sistema en los dos tipos de condiciones y donde se observa una diferencia de aproximadamente 13 N de Drag, la cual no es muy significativa teniendo en cuenta los procesos y las características de cada uno.

6.12 ANÁLISIS ESTRUCTURAL

6.12.1 ANÁLISIS ESTRUCTURAL TEÓRICO

Para determinar el diseño óptimo y que presente mejor resistencia en la estructura del cohete sonda junto a la segunda etapa ATLAS se tiene en cuenta primero que todo, observar si la estructura de las dos etapas del cohete requería del empleo de largueros o mamparos. Para esto se consideró la recomendación del director del proyecto, Ingeniero Aeroespacial Andreas Gravenhorst experto en el tema de

estructuras espaciales que actualmente hace parte de la Fundación Universitaria Los Libertadores, quien expresó “para una estructura cilíndrica cualquiera, cuando la resistencia del material no es superada por la fuerza a la que va a ser sometida, la pieza no requiere la aplicación de estos elementos de refuerzo (larguerillos o mamparos)”.

Se tomaron en cuenta las propiedades de los materiales que se utilizarán para realizar el proceso de construcción de cada pieza que compone al cohete sonda en conjunto con sus dos etapas, elementos tales como los datos de tensión sobre su resistencia y elongación.

Se debe tener presente que la tobera produce un empuje de aproximadamente 920 N, y que en determinado punto puede alcanzar velocidades supersónicas, por lo que se debe tener la certeza de que dicha estructura va a ser lo más resistente posible. Que dichos esfuerzos no generaran ningún tipo de daño estructural tales como:

- Deformación del material.
- Rotura parcial del elemento.
- Fisuras o agujeros.
- Separación de las secciones.
- Entre otros.

Para conocer la resistencia del material aplicado en las etapas del cohete sonda junto a la segunda etapa ATLAS se tomaron como referencia elementos como:

- Material: Aluminio 2024-T3.
- Tipo de piel: piel cilíndrica.

Tabla 16: Composición química aluminio 2024T3.

COMPOSICION QUÍMICA [4]

Elemento	Máximo (%)	Mínimo (%)
Silicio	-	0,5
Hierro	-	0,5
Cobre	3,8	4,9
Manganeso	0,3	0,9
Magnesio	1,2	1,8
Cromo	-	0,1
Zinc	-	0,25
Titanio	0	0,15

Tabla 1: Propiedades químicas Aluminio 2024T3

Fuente (Galindo Pabón & Bogotá Anzola).

Tabla 17: Propiedades físicas del aluminio o 2024T3.

PROPIEDADES FISICAS

Densidad [kg/m ³]	2,77	Coef. de dilatación (0 -100 °C) [°C ⁻¹ x10 ⁶]	22,9
Rango de fusión [°C]	500-683	Conductividad térmica (0-100°C) [W/m °C]	Temple T3 : 120
Módulo de elasticidad [MPa]	73000	Resistividad a 20°C	Temple T3 : 5,7
Coefficiente de Poisson	0,33	Calor específico (0 -100 °C)	920

Tabla 2: Propiedades físicas Aluminio 2024T3

Fuente (Galindo Pabón & Bogotá Anzola).

Tabla 18: Propiedades mecánicas del aluminio 2024T3

PROPIEDADES MECANICAS

Aleación	Tensión			
	Resistencia (Ksi)		Elongación en 2 in.	
	Ultimo	Cadencia	1/16"	1/2"
			Espesor	Diámetro
2024T3	70	50	18	-

Aleación	Dureza	Corte	Fatiga	Modulo
	Brinell	Ultimo de Corte	Limite de Fatiga*	Módulo de elasticidad (Ksi x 10 ³)**
	500 kg Balo de 10 mm	Resistencia (Ksi)	(Ksi)	
2024T3	120	41	20	10,6

Aleación	Módulo de Corte	Resistencia a la fluencia	Resistencia de carga ultima
	Ksi	Ksi	Ksi
2024T3	18.85	55,11	10587.75

Fuente (Galindo Pabón & Bogotá Anzola).

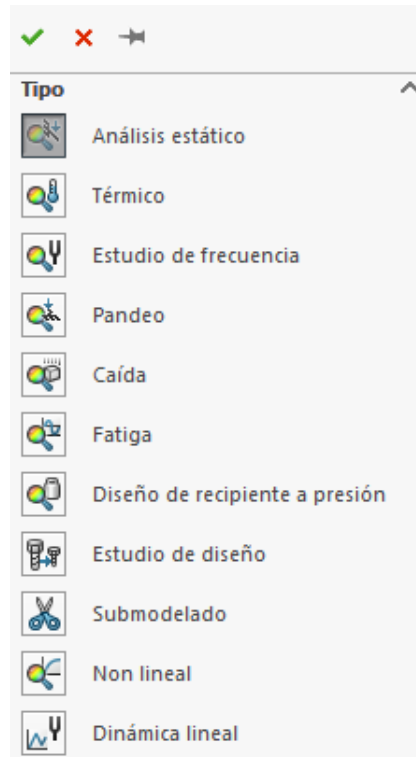
Se debe resaltar que estos serán los elementos principales con los que se operará para el diseño de cohetes y se hacen referencia en este documento a modo de información con el fin de presentar una base para futuros desarrollos; en lo concerniente a este proyecto bajo supervisión y recomendación base de la amplia experiencia del director del proyecto, Ingeniero Andreas Gravenhorst. “Dado que el diámetro del cohete es reducido, no se requiere la aplicación de ninguno de estos métodos, se considera que teniendo en cuenta el espesor y el material a utilizar este soportará las cargas a las que estará expuesto”.

6.12.2 ANÁLISIS ESTRUCTURAL EN SOLIDWORKS

Con el fin de realizar la simulación estructural en SolidWorks el primer paso consiste en tener construida la pieza o el ensamblaje necesario con especial cuidado en cuanto a las relaciones de posición previniendo que puedan presentar conflicto alguno.

A continuación se selecciona el tipo de análisis que se desea aplicar, para este caso se seleccionó el análisis estático entre las diferentes opciones generadas por el SolidWorks Simulation tal como se muestra en la figura presentada a continuación:

Figura 81: Tipos de análisis ventana de SolidWorks.

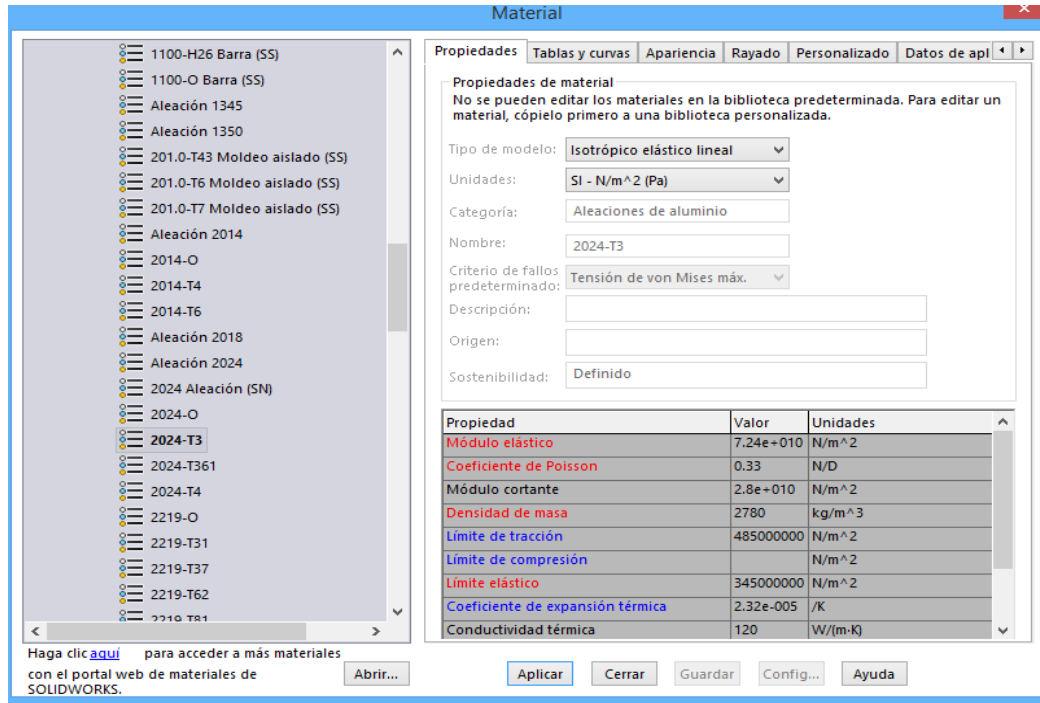


Fuente SolidWorks- Autores (SOLIDWORKS® CORP).

Cuando se selecciona el tipo de análisis a simular, el proceso continúa determinando el material de cada pieza. Para ello se selecciona el modulo del material o el tipo de aleación que se desee incluir, para este caso el cuerpo de la segunda etapa ATLAS tiene una aleación de Aluminio 2024T-3.

Luego de realizar la selección de materiales más adecuada, el programa presenta un panel con las características físicas del material, tal como lo indica la Figura 83.

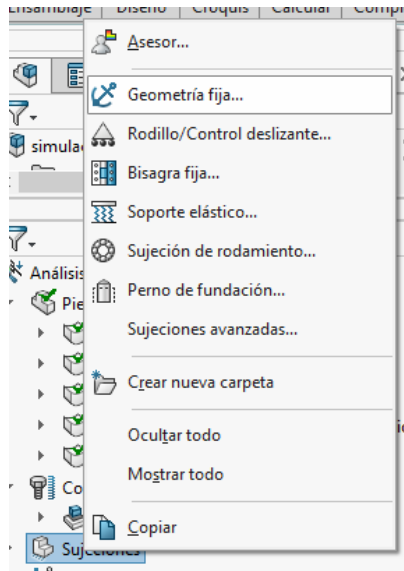
Figura 82: Tipos de materiales ventana de SolidWorks.



Fuente SolidWorks- Autores (SOLIDWORKS® CORP).

Tras concluir el proceso con la selección de materiales que componen las piezas a estudiar, se continúa seleccionando el ítem de sujeciones donde se elige la opción "Geometría fija" como se muestra en la figura 84. De esta manera se evita el desplazamiento del cuerpo, así como también se previene que las cargas o fuerzas que actúan sobre los elementos entren en conflicto al realizar la simulación; para este caso se programa que la sujeción entre en contacto con la cara inferior del cuerpo principal de la segunda etapa ATLAS.

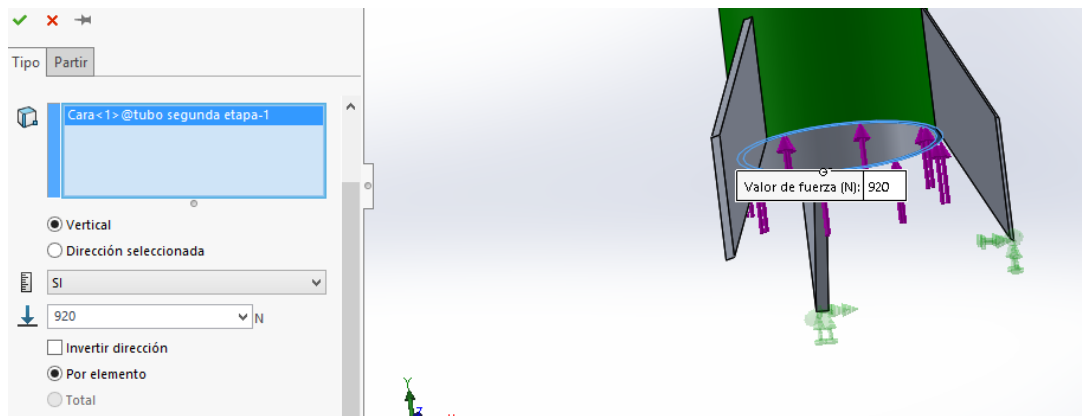
Figura 83: Ventana de sujeciones.



Fuente SolidWorks- Autores (SOLIDWORKS® CORP).

Teniendo ya la sujeción en su posición se procede a establecer las fuerzas que actúan sobre el cuerpo de la segunda etapa ATLAS, en la Figura 85. Se puede apreciar la fuerza aplicada sobre la cara inferior del cohete y su valor correspondiente al empuje generado por el motor cohete.

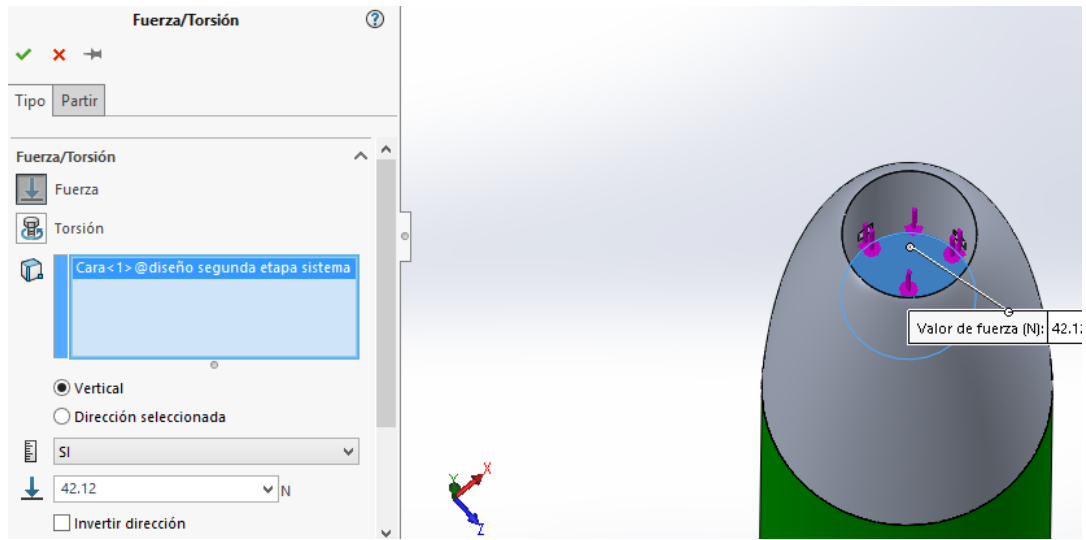
Figura 84: Fuerza cara inferior.



Fuente SolidWorks- Autores (SOLIDWORKS® CORP).

En la Figura 86. Se muestra el valor y posición de la fuerza de resistencia al avance y gravedad que para este caso se estaría tomada como el peso del cohete y esta se ubica en posición opuesta al empuje generado por el motor cohete.

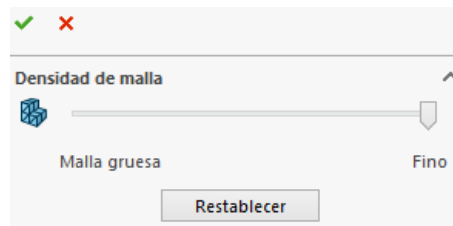
Figura 85: Fuerza cara superior.



Fuente SolidWorks- Autores (SOLIDWORKS® CORP).

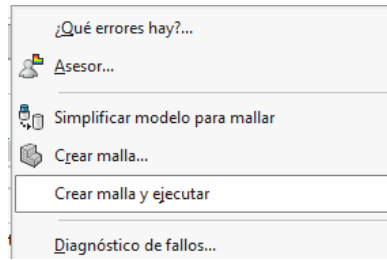
Con el fin de culminar el proceso de configuración para la simulación se genera la malla con una calidad fina automática como se ilustra en la Figura 87. Ya que en el software SolidWorks Simulation no permite una interacción directamente con la malla que se genera sobre el objeto; finalmente y como último paso se da inicio a la ejecución del análisis tal como lo muestra en la Figura 88.

Figura 86: ventana densidad de malla.



Fuente SolidWorks- Autores (SOLIDWORKS® CORP).

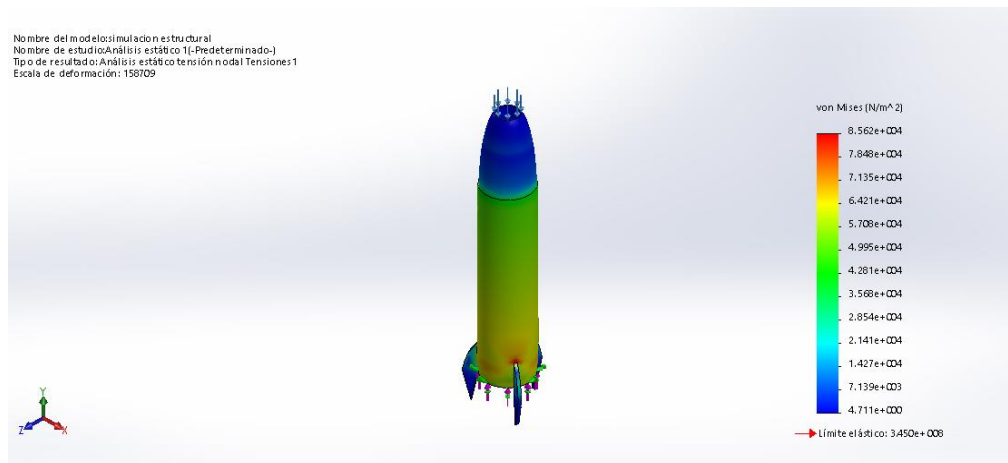
Figura 87: ventana para ejecución del programa.



Fuente SolidWorks- Autores (SOLIDWORKS® CORP).

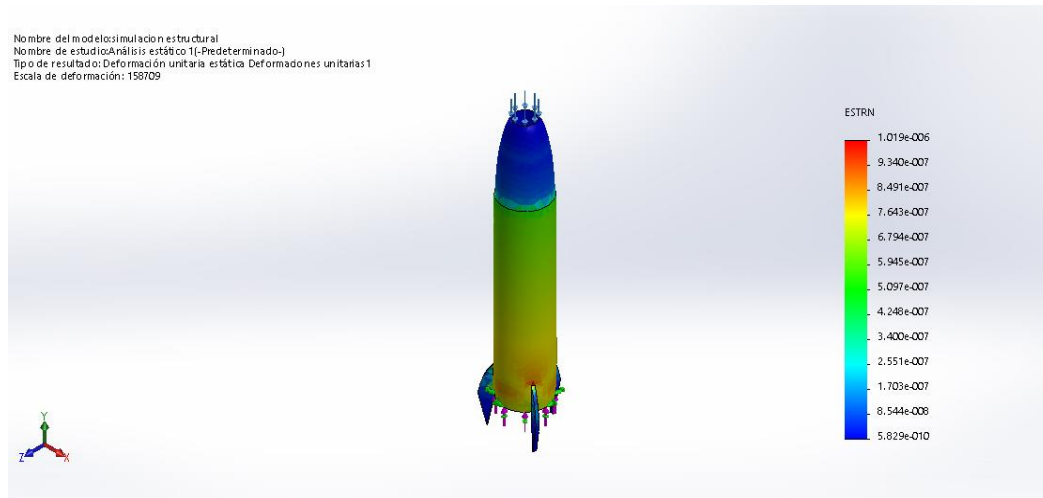
Tras seleccionar dicha opción el programa ejecuta los correspondientes cálculos y tras un procesamiento completo, arroja una amplia variedad de resultados entre los cuales se destaca el análisis de tensiones y el análisis estático:

Figura 88: Análisis de tensiones.



Fuente SolidWorks- Autores (SOLIDWORKS® CORP).

Figura 89: Análisis estático.



Fuente SolidWorks- Autores (SOLIDWORKS® CORP).

Aunque en las gráficas se puede observar que los puntos de unión de las aletas son los que presentan los esfuerzos más altos, se determina que el material y la construcción soportan dichas cargas sin presentar deformaciones plásticas y con un nivel adecuado de seguridad, además se tiene en cuenta que el análisis fue realizado para las circunstancias de mayor carga a velocidades supersónicas, en las cuales el cohete solo sufrirá un par de segundos dichas condiciones.

Por tanto se define que la estructura de la segunda etapa ATLAS soportará adecuadamente dichas cargas.

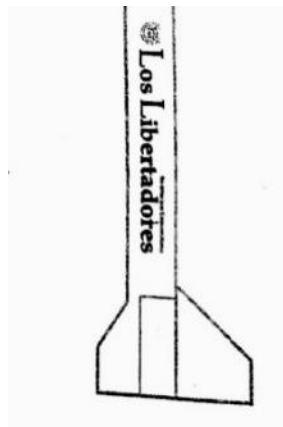
Para más información sobre los resultados del análisis estructural, remitirse al Anexo 1.

7. MODIFICACIONES

Luego de realizar el adecuado análisis respecto a cada una de las características de la segunda etapa “ATLAS”, así como su desempeño conjunto con el cohete sonda Libertador I tanto aerodinámica, como estructuralmente se definió que su comportamiento era adecuado y que no requería de modificaciones con el fin de mejorar su desempeño, puesto que las actuales configuraciones cumplen con los objetivos planeados.

Sin embargo, respecto a la configuración inicial del cohete sonda Libertador I y con el fin de acoplar adecuadamente la segunda etapa ATLAS se realiza una variación respecto a la configuración inicial de sus aletas. Dicha posición correspondía a la sección final del Libertador I, en donde el final de las aletas coincidía exactamente con el final del fuselaje; esto impedía encontrar una sección mediante la cual se pudieran combinar las dos etapas, lo que presentaba un problema para el proyecto.

Figura 90: Distribución de los sistemas del cohete sonda Libertador I.



Fuente Revista coningenio Enero-Junio-2014-4, Msc. Jhonathan Orlando Murcia Piñeros. Pp.184-189.

Con el fin de solucionar este problema, el equipo del proyecto decidió mantener tanto la configuración como la organización de las aletas en el Libertador I, la única variación que se presentó dentro del cohete fue la movilización de las aletas unos centímetros arriba tomando como referencia el eje “y”, esto permite acoplar adecuadamente la segunda etapa ATLAS en la sección final del cohete sonda Libertador I.

Con el fin de asegurar las dos etapas y el correcto desempeño del sistema de separación, se realizaron unos cortes en el fuselaje del Libertador I. Estos agujeros permiten que el sistema de separación ensamble los pasadores que mantendrán unidas las dos etapas.

A continuación se presenta la sección final luego de ser modificada.

Figura 91: Modificación de aletas en la primera etapa.



8. MODELO TERMINADO SEGUNDA ETAPA ALTAS

Tras concluir todos los procesos de desarrollo y rectificación anteriores se determinó el modelo final de la segunda etapa más óptimo, a continuación se presenta la construcción total de las dos fases de este cohete sonda:

Figura 92 Construcción final de las dos etapas.



9. CONCLUSIONES

- Se concluye que la aplicación de las ecuaciones de flujo isentrópico tomando como base un área determinada invariable y probablemente por el método en el que se utilizaron, junto a la necesidad de aplicar otras variables que para efectos de este proyecto no se tomaron en cuenta, no permite obtener un valor adecuado puesto que el empleo de estos elementos genera los mismos resultados de empuje para todas las toberas.
- Mediante una simulación de movimiento se verificó que el funcionamiento teórico para el sistema de separación no solo es satisfactorio por su desempeño, también lo es por su simplicidad mecánica.
- Respecto al circuito implementado en el sistema de separación, se puede garantizar tanto teórica como prácticamente una ignición inmediata, esto permite que a lo largo del vuelo no se pierda energía cinética por una demora en la ignición del propelente este beneficio se verá representado en que el cohete alcance un mayor apogeo.
- Se observó que en la simulación aerodinámica el punto que más sufre las cargas debido a la velocidad es la unión de las dos etapas (sistema de separación), esto confirma las suposiciones iniciales de los autores y permite concluir que las consideraciones que se tomaron para esta sección crítica, la selección de materiales, el uso de un perfil aerodinámico simétrico, así como el espesor aplicado fueron los más adecuados para garantizar las mejores prestaciones por parte de la construcción.
- El uso de software para generar análisis tanto aerodinámicos como estructurales permite concluir que las configuraciones utilizadas así como la selección de materiales fue la correcta, puesto que aerodinámicamente la resistencia (Drag) que genera el cohete en conjunto es mínima por tanto se puede definir que el empuje producido por la tobera es perfectamente adecuado para el modelo; también se analizaron las cargas que afectaban la estructura del modelo y se concluyó que los materiales que se utilizaron son los adecuados y soportan las cargas sin sufrir deformaciones, lo que permite la reutilización del cohete.
- Se fabrica un modelo usando la impresora en 3D para realizar análisis en el túnel aerodinámico de viento. Se concluyó que el modelo tiene un comportamiento adecuado en régimen subsónico.
- La diferencia entre los dos valores que arrojan los análisis aerodinámicos correspondiente a aproximadamente 13 N de Drag, genera confiabilidad puesto que hay una gran similitud entre ellos.
- Se finalizó el hecho de que dicho diseño cumple todos los objetivos planteados para el proyecto.

10. RECOMENDACIONES

- Se sugiere que para estudios posteriores que requieran la aplicación de las ecuaciones isentrópicas, se tome como valor constante otro elemento diferente al área.
- Se observa que para el sistema de separación la pieza que funciona como tapa del motor cohete puede presentar fugas de presión en los puntos donde se presentan los 4 orificios, por tanto se recomienda realizar un estudio posterior a este proyecto con el fin de conocer su comportamiento bajo condiciones reales, así como los componentes auxiliares que sirvan para evitar estas posibles fugas. Del mismo modo se sugiere realizar experimentos prácticos mediante los cuales se realice la ignición del propelente utilizando un sistema como el que se presenta en este proyecto.
- Adicionalmente se recomienda para futuros proyectos un estudio sobre el sistema de separación que permita reducir su peso sin afectar la confiabilidad y resistencia estructural del elemento.
- Otra sugerencia radica en el hecho de estudiar la capacidad de propelente dentro de la segunda etapa ATLAS, si adicionar una o más secciones para el fuselaje con el fin de aumentar la capacidad del propelente genera un beneficio para el cohete o el aumento de peso reduce su capacidad, cooperativo a este proceso se recomienda optimizar o de ser necesario diseñar una tobera con mejores características que aumenten el desempeño del cohete.
- Tomando en cuenta que el proceso llevado cabo en este proyecto se enfocó en su mayoría a situaciones ideales, se recomienda que para estudios complementarios, se tengan en cuenta todas las variables y comportamientos reales al momento de realizar un nuevo estudio aerodinámico, así como un estudio estructural.
- Se recomienda que la Fundación Universitaria Los Libertadores adquiera un túnel de viento que presente capacidades de flujo supersónicas, con el fin de permitir estudios y experimentos aerodinámicos más complejos.
- Se recomienda modificar el banco de pruebas de la Fundación Universitaria Los Libertadores, con el fin de realizar pruebas distintos diámetros de motores cohetes y así obtener valores distintos para diferentes condiciones.

11. BIBLIOGRAFIA

1. ABBOTT, I. H., & DOENHOFF, A. E. (1959). Appendix IV. En I. H. ABBOTT, & A. E. DOENHOFF, *Theory Of Wing Sections* (págs. 457-463). New York: DOVER PUBLICATIONS, INC.
2. Aeronautica Civil UAEAC. (29 de Septiembre de 2006). *REGLAMENTOS AERONAUTICOS DE COLOMBIA*. Obtenido de RAC 12: <http://www.aerocivil.gov.co/AAeronautica/Rrglamentacion/RAC/Biblioteca%20Indice%20General/RAC%20%2012%20-%20Meteorolog%C3%ADa%20%20Aeron%C3%A1utica.pdf>
3. Anderson Jr, J. D. (1978). *INTRODUCTION TO FLIGHT 3TH EDITION*. McGraw-Hill Book Company.
4. ANSYS®. (s.f.). Academic Research, Release 16.0.
5. As, U.-B., & CITEFA. (13 de Septiembre de 2003). *Coheta Sonda Argentino*. Obtenido de Primer cohete-Sonda Aergentino De Dos Etapas: <http://www.santafe-conicet.gov.ar/servicios/comunica/sonda.htm>
6. ASALE. (Octubre de 2014). *REAL ACADEMIA ESPAÑOLA*. Obtenido de Presión: <http://dle.rae.es/?id=U6hxHwV>
7. ASALE. (Octubre de 2014). *REAL ACADEMIA ESPAÑOLA*. Obtenido de Viscosidad: <http://dle.rae.es/?id=bunBu9Y>
8. ASALE. (OCTUBRE de 2014). *REAL ACADEMIA ESPAÑOLA*. Obtenido de Cámara de combustión: <http://dle.rae.es/?id=6twACet>
9. AUTODESK. (2016). *O que é o software CAD?* Obtenido de <http://www.autodesk.com.br/solutions/cad-software>
10. Baldor, A. (1997). *Aritmetica Teorico Practica* . Mexico D.F: Grupo Patria Cultural.
11. BolsonWeb.com ®. (5 de Noviembre de 2009). *Aeronautica UPAGRA*. Obtenido de Definición DRAG.: http://bolsonweb.com.ar/diariobolson/columna_detalle.php?id_post=3668
12. Caceres Cardenas, J. E., & Mejia Amaya, J. (2014). *ANÁLISIS DE LA TRAYECTORIA DEL COHETE SONDA LIBERTADOR I IMPLEMENTANDO UNA SEGUNDA Y TERCERA ETAPA*. Bogota D.C.

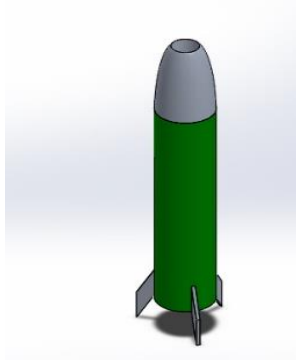
13. Canton, A. (s.f.). *Sistema De Información*. Obtenido de Diseño preliminar definición: <http://antoniojosecanton.blogspot.com.co/2008/04/clase-1.html>
14. CCE©. (2014). *COMISIÓN COLOMBIANA DEL ESPACIO*. Obtenido de *NORMATIVIDAD*: <https://www.cce.gov.co/normatividad>
15. Cordova, Universidad Nacional De. (N/A). *Dinamica De Gases*. Obtenido de Toberas: <http://www.efn.uncor.edu/departamentos/aero/Asignaturas/DinGass1/Toberas.pdf>
16. CSUC. (2016). Obtenido de ANSYS: <http://www.csuc.cat/es/personal/ansys>
17. Cubides, C. (2012-2014). *Instructivo Operacional para la fabricacion de Propelente solido Tipo Candy*. Bogota.
18. Dery, B. (2011). *El Diccionario Visual*. Obtenido de Cohete Espacial: infovisual.info/05/095_es.html
19. Diaz-Jiménez, A., & R, M. V. (1990). REDISTRIBUYENDO LA MASA CON LA VELOCIDAD: EL COHETE CLÁSICO. *Revista Española De Física*, 65-67.
20. FAO. (s.f.). *Deposito De Documentos FAO*. Obtenido de Diseño Conceptual: <http://www.fao.org/docrep/FIELD/003/AB481S/AB481S03.htm>
21. Florian Medina, A. S., & Niño Bonilla, M. E. (2013). *DISEÑO Y CONSTRUCCION DE UN BANCO DE PRUEBAS PARA MOTORES COHETES SOLIDOS DEL GRUPO DE INVESTIGACIONES GICA DE LA FUNDACION UNIVERSITARIA LOS LIBERTADORES*. Bogota D.C.
22. Galindo Pabón, M. T., & Bogotá Anzola, M. G. (s.f.). *Academia*. Obtenido de *Propiedades de Materiales en Aeronautica*: http://www.academia.edu/4984205/Propiedades_de_Materiales_en_Aeronautica
23. Garcia, C. (12 de Mayo de 2009). Obtenido de Avionica: <http://wwwcarlos-avionica.blogspot.com.co/2009/05/que-es-la-avionica.html>
24. Gomez Martinez, F. A., & Leiva Aldana , H. Y. (2015). *ANÁLISIS DEL RENDIMIENTO DEL PROPELENTE TIPO AMATEUR MEDIANTE BALLISTIC EVALUATION MOTOR (BEM) Y SELECCION DE LA TOBERA MÁS ADECUADA PARA SU USO EN EL COHETE SONDA LIBERTADOR I*. Bogotá D.C: Fundación Universitaria Los Libertadores.

25. Gravenhorst, A. (2007). *Manuscrito de catedra "Sistemas de Propulsion espacial y Transporte Espacial"*. Bremen: Hochschule Bremen University Of Applied Sciences.
26. IMPRESORAS, 3. (s.f.). *3D IMPRESORAS*. Obtenido de <http://www.3dimpresoras3d.com/que-es-una-impresora-3d/>
27. Martin G, C. (s.f.). *DAYANADA SAGAR*. Obtenido de dayanandasagar.edu/dsce/images/Aeronautical/Fsculty/charles.pdf
28. Mott, R. (2006). *Mecánica De Fluidos 6th Edición*. Pearson Education. INC.
29. Murcia Piñeros , J. O. (2014). Avances del Proyecto Cohete Sonda Libertador I. *Revista Coningenio Fundacion Universitaria Los libertadores*, 184-189.
30. Nakka, R. (Mayo de 2015). *Richard Nakka´s Experimental Rocketry Web site*. Obtenido de http://m-selig.ae.illinois.edu/ads/coord_database.html#N
31. Nakka, R. (Actualizacion 2016). *Teoria De Los Motores Cohete*. Obtenido de Theory : http://www.nakka-rocketry.net/articles/teoria_de_los_motores_cohete.pdf
32. NASA. (s.f.). *National Aeronautics And Space Administration*. Obtenido de Isentropic Flow: <https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/isentrop.html>
33. NASA. (s.f.). *Rockets Eduactions Guide*. Obtenido de A Pictorial History Of Rockets: http://www.nasa.gov/pdf/153410main_Rockets_History.pdf
34. NASA. (n.d.). *Rockets Eduactions Guide*. Retrieved from A Pictorial History Of Rockets. Estados Unidos De America: http://www.nasa.gov/pdf/153410main_Rockets_History.pdf
35. R.Andrade. (2015). *R.Andrade*. Obtenido de Barra Aluminio 7075 T6 Redonda: <http://www.randrade.com/barras/209-barra-aluminio-7075-t6-redonda.html>
36. Smith , S., Randall, c., Dossey, J., Keedy, M., & Bittinger, M. (1998). TRIGONOMETRIA. En C. Torres Alcaraz, *ÁLGEBRA, TRIGONOMETRIA Y GEOMETRÍA ANALÍTICA*. Ciudad de Mexico: Addison wesley Longman De Mexico S.A.
37. SOLIDWORKS® CORP. (s.f.). SOLIDWORKS®2016.
38. Stratasys'. (s.f.). *Fortus250mc*. Obtenido de Stratasys': <http://www.stratasys.com/3d-printers/design-series/fortus-250mc>

39. Stratasys´. (s.f.). *Manual Fortus 250mc*. Stratasys´.
40. TopTenReviews. (2013). *TopTenReviews TM*. Obtenido de <http://3d-printers.toptenreviews.com/industrial/fortus-review.html>
41. UIUC. (s.f.). *UIUC AIRFOIL COORDINATES DATA BASE*. Obtenido de NACCA 0012: http://m-selig.ae.illinois.edu/ads/coord_database.html#N
42. Universidad, N. (s.f.). *Diferentes tipos de investigación*. Obtenido de <http://www.virtual.unal.edu.co/cursos/IDEA/2007219/lecciones/apendices/apendiceG.html>
43. WAMCO. (s.f.). *Ignitores*. Obtenido de IGNITOR: <http://wamco.com.ar/ignitores/>
44. Wolfram, S. (1987). *WOLFRAM ALPHA*. Obtenido de WOLFRAM MATEMATICS: <http://mathworld.wolfram.com/>

12. ANEXOS

ANEXO 1 Informe Simulación Estructural.



Simulación Estructural

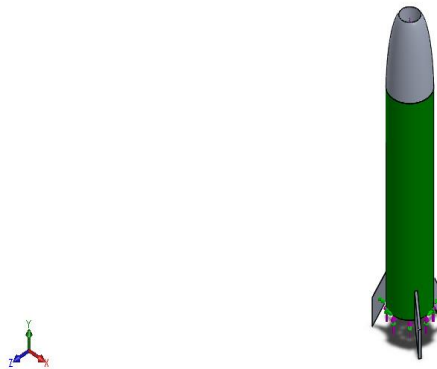
Fecha: martes, 16 de febrero de 2016

Diseñador:

Nombre de estudio: simulación estructural




Tipo de análisis: Análisis estático



INFORMACION DEL MODELO



Nombre del modelo: simulación estructural
Configuración actual: Predeterminado

Sólidos

Nombre de documento y referencia	Tratado como	Propiedades volumétricas	Ruta al documento/Fecha de modificación
 <p>Cortar-Extruir1</p>	Sólido	Masa:0.1250166 kg Volumen:14.99287e-005 m ³ Densidad:2780 kg/m ³ Peso:1.2264128N	C:\Users\JUANSEBASTIA N\Desktop\sebas computador\grupo cohete sonda Harrison Dib, Sebastian\CAD Y CFD\aletas segunda etapa.SLDPRT Feb 06 19:11:00 2016
 <p>Cortar-Extruir1</p>	Sólido	Masa:0.1250166 kg Volumen:14.99287e-005 m ³ Densidad:2780 kg/m ³ Peso:1.2264128N	C:\Users\JUANSEBASTIA N\Desktop\sebas computador\grupo cohete sonda Harrison Dib, Sebastian\CAD Y CFD\aletas segunda etapa.SLDPRT Feb 06 19:11:00 2016
 <p>Cortar-Extruir1</p>	Sólido	Masa:0.1250166 kg Volumen:14.99287e-005 m ³ Densidad:2780 kg/m ³ Peso:1.2264128N	C:\Users\JUANSEBASTIA N\Desktop\sebas computador\grupo cohete sonda Harrison Dib, Sebastian\CAD Y CFD\aletas segunda etapa.SLDPRT Feb 06 19:11:00 2016

<p>Cortar-Extruir3</p> 	<p>Sólido</p>	<p>Masa:5.642945 kg Volumen:0.003224 m³ Densidad:1750 kg/m³ Peso:55.3572N</p>	<p>C:\Users\JUANSEBASTIA N\Desktop\sebas computador\grupo cohete sonda Harrison Dib, Sebastian\CAD Y CFD\diseño segunda etapa sistema de separación.SLDPRT Feb 15 15:55:36 2016</p>
<p>Saliente-Extruir1</p> 	<p>Sólido</p>	<p>Masa:2.87944 kg Volumen:0.001035m³ Densidad:2780 kg/m³ Peso:28.2473064 N</p>	<p>C:\Users\JUANSEBASTIA N\Desktop\sebas computador\grupo cohete sonda Harrison Dib, Sebastian\CAD Y CFD\tubo segunda etapa.SLDPRT Feb 06 19:11:01 2016</p>

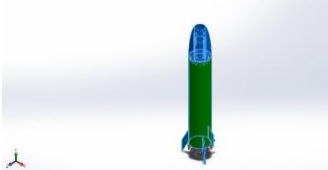
Propiedades de estudio

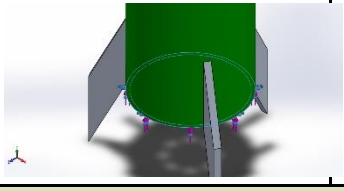
Nombre de estudio	Análisis estático 1
Tipo de análisis	Análisis estático
Tipo de malla	Malla sólida
Efecto térmico:	Activar
Opción térmica	Incluir cargas térmicas
Temperatura a tensión cero	298 Kelvin
Incluir los efectos de la presión de fluidos desde SOLIDWORKS Flow Simulation	Desactivar
Tipo de solver	FFEPlus
Efecto de rigidización por tensión (Inplane):	Desactivar
Muelle blando:	Desactivar
Desahogo inercial:	Desactivar
Opciones de unión rígida incompatibles	Automático
Gran desplazamiento	Desactivar
Calcular fuerzas de cuerpo libre	Activar
Fricción	Desactivar
Utilizar método adaptativo:	Desactivar
Carpeta de resultados	Documento de SOLIDWORKS (C:\Users\JUANSEBASTIAN\Desktop)

Unidades

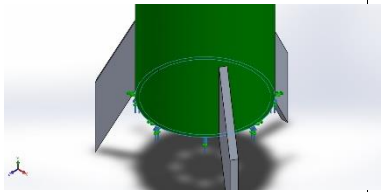

Sistema de unidades:	Métrico (MKS)
Longitud/Desplazamiento	mm
Temperatura	Kelvin
Velocidad angular	Rad/seg
Presión/Tensión	N/m ²

PROPIEDADES DE MATERIAL

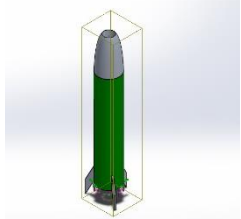
Referencia de modelo	Propiedades	Componentes
	<p>Nombre: 2024-T3</p> <p>Tipo de modelo: Isotrópico elástico lineal</p> <p>Criterio de error predeterminado de Tensión de von Mises máx.</p> <p>Límite elástico: 3.45e+008 N/m²</p> <p>Límite de tracción: 4.85e+008 N/m²</p> <p>Módulo elástico: 7.24e+010 N/m²</p> <p>Coefficiente de Poisson: 0.33</p> <p>Densidad: 2780 kg/m³</p> <p>Módulo cortante: 2.8e+010 N/m²</p> <p>Coefficiente de dilatación térmica: 2.32e-005 /Kelvin</p>	<p>Sólido 1(Cortar-Extruir1)(aletas segunda etapa-1), Sólido 1(Cortar-Extruir1)(aletas segunda etapa-2), Sólido 1(Cortar-Extruir1)(aletas segunda etapa-3), Sólido 1(Cortar-Extruir3)(diseño segunda etapa sistema de separación-1), Sólido 1(Saliente-Extruir1)(tubo segunda etapa-1)</p>
Datos de curva :Perfil NACA 0012		

Nombre de sujeción	Imagen de sujeción	Detalles de sujeción		
Fijo-1		<p>Entidades: 1 cara(s)</p> <p>Tipo: Geometría fija</p>		
Fuerzas resultantes				
Componentes	X	Y	Z	Resultante

Nombre de sujeción	Imagen de sujeción		Detalles de sujeción	
Fuerza de reacción(N)	-0.00422597	-742.842	-0.00378726	742.842
Momento de reacción(N.m)	0	0	0	0

Nombre de carga	Cargar imagen	Detalles de carga
Fuerza-1		Entidades: 1 cara(s) Tipo: Aplicar fuerza normal Valor: 920 N
Fuerza-2		Entidades: 1 cara(s) Tipo: Aplicar fuerza normal Valor: 264.41 N

INFROMACIÓN DE CONTACTO

Contacto	Imagen del contacto	Propiedades del contacto
Contacto global		Tipo: Unión rígida Componentes: 1 componente(s) Opciones: Mallado compatible

INFORMACIÓN DE MALLA

Tipo de malla	Malla sólida
Mallador utilizado:	Malla estándar
Transición automática:	Desactivar
Incluir bucles automáticos de malla:	Desactivar
Puntos jacobianos	4 Puntos
Tamaño de elementos	20.6351 mm
Tolerancia	1.03175 mm
Calidad de malla	Elementos cuadráticos de alto orden
Regenerar la malla de piezas fallidas con malla incompatible	Desactivar

Información de malla - Detalles

Número total de nodos	17589
Número total de elementos	9210
Cociente máximo de aspecto	17.289
% de elementos cuyo cociente de aspecto es < 3	34.8
% de elementos cuyo cociente de aspecto es > 10	1.23
% de elementos distorsionados (Jacobiana)	0
Tiempo para completar la malla (hh:mm:ss):	01:50:07
Nombre de computadora:	ASUS

Nombre del modelo: simulación estructural
 Nombre de estudio: Análisis estático 11-(Predefinido)
 Tipo de malla: Malla sólida



Fuerzas resultantes

Fuerzas de reacción

Conjunto de selecciones	Unidades	Sum X	Sum Y	Sum Z	Resultante
Todo el modelo	N	-0.00422597	-742.842	-0.00378726	742.842

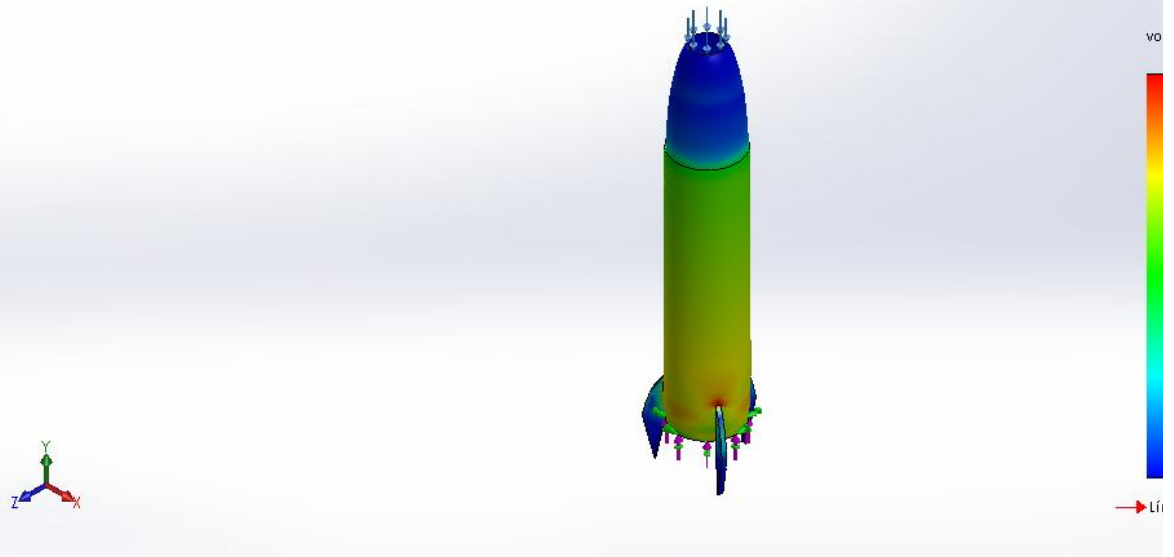
Momentos de reacción

Conjunto de selecciones	Unidades	Sum X	Sum Y	Sum Z	Resultante
Todo el modelo	N.m	0	0	0	0

RESULTADOS DEL ESTUDIO

Nombre	Tipo	Mín.	Máx.
Tensiones1	VON: Tensión de von Mises	4.71117 N/m ² Nodo: 474	85617.4 N/m ² Nodo: 652

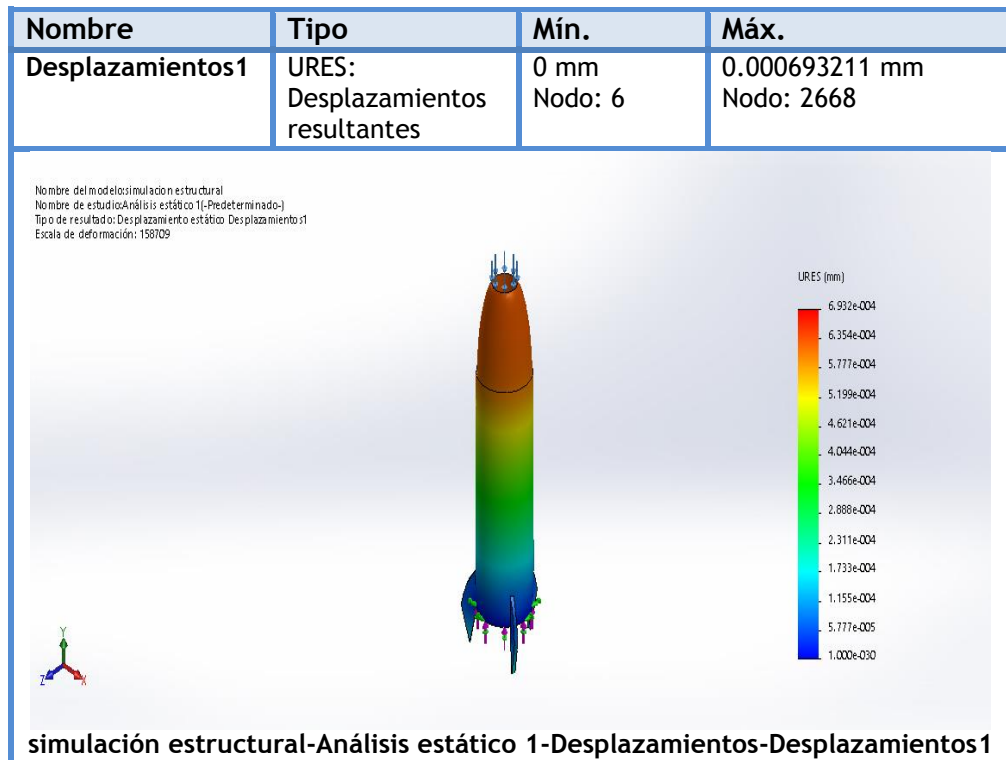
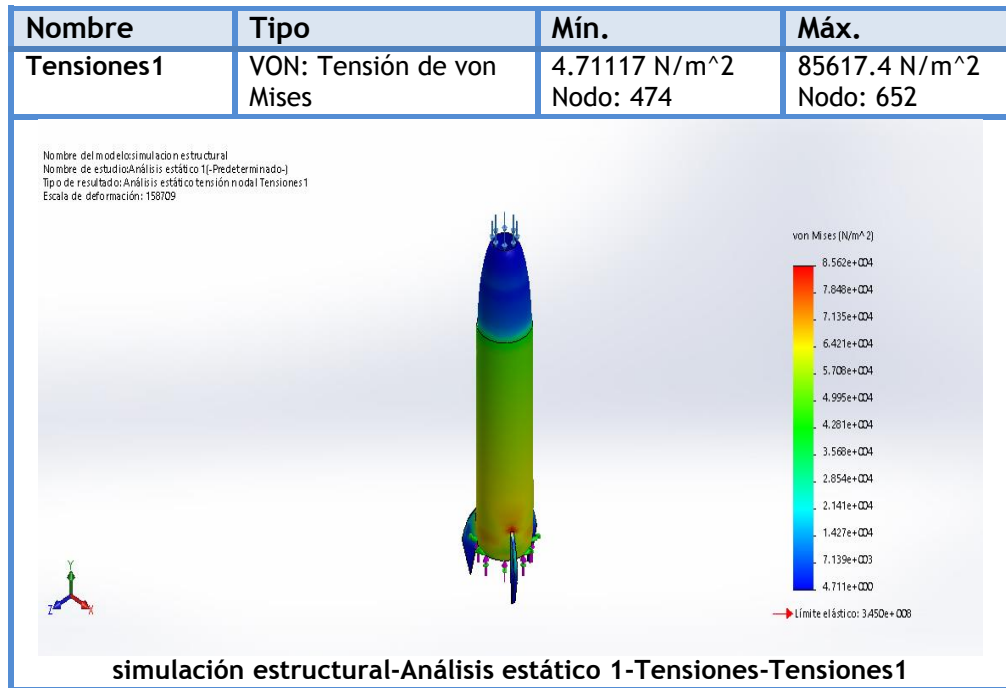
Nombre del modelo: simulacion estructural
 Nombre de estudio: Análisis estático 1 (-Predeterminado-)
 Tipo de resultado: Análisis estático tensión nodal Tensiones1
 Escala de deformación: 158709



simulación estructural-Análisis estático 1-Tensiones-Tensiones1

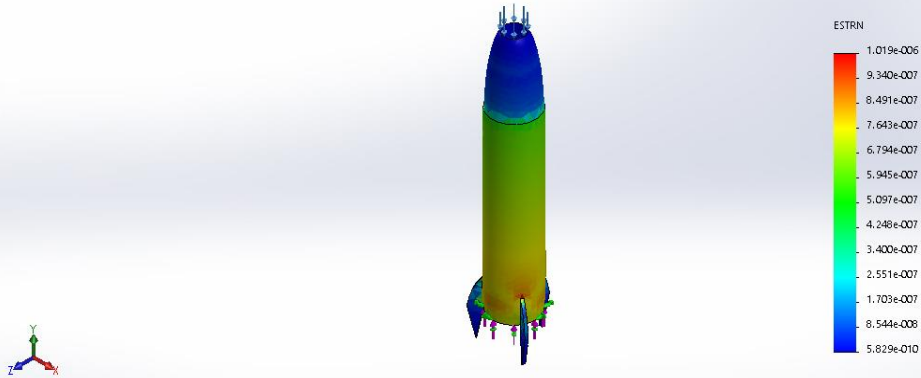
Nombre	Tipo	Mín.	Máx.
Desplazamientos1	URES: Desplazamientos resultantes	0 mm Nodo: 6	0.000693211 mm Nodo: 2668

RESULTADOS DEL ESTUDIO



Nombre	Tipo	Mín.	Máx.
Deformaciones unitarias1	ESTRN: Deformación unitaria equivalente	5.82928e-010 Elemento: 101	1.01881e-006 Elemento: 7300

Nombre del modelo: simulacion estructural
Nombre de estudio: Análisis estático 1 (-Predeterminado-)
Tipo de resultado: Deformación unitaria - estática Deformaciones unitarias1
Escala de deformación: 158709



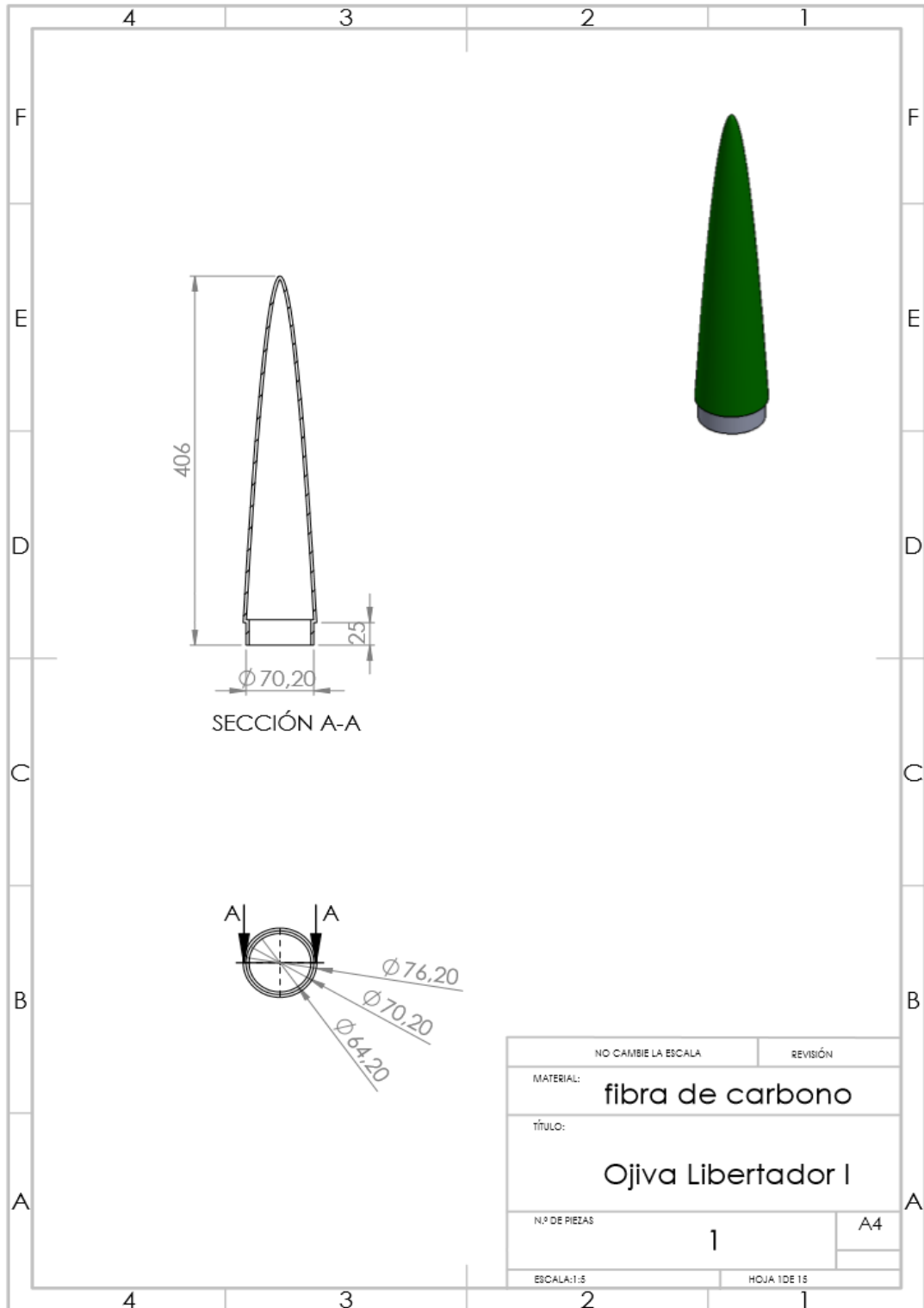
simulación estructural-Análisis estático 1-Deformaciones unitarias-
Deformaciones unitarias1

Nombre	Tipo
Desplazamientos1{1}	Deformada

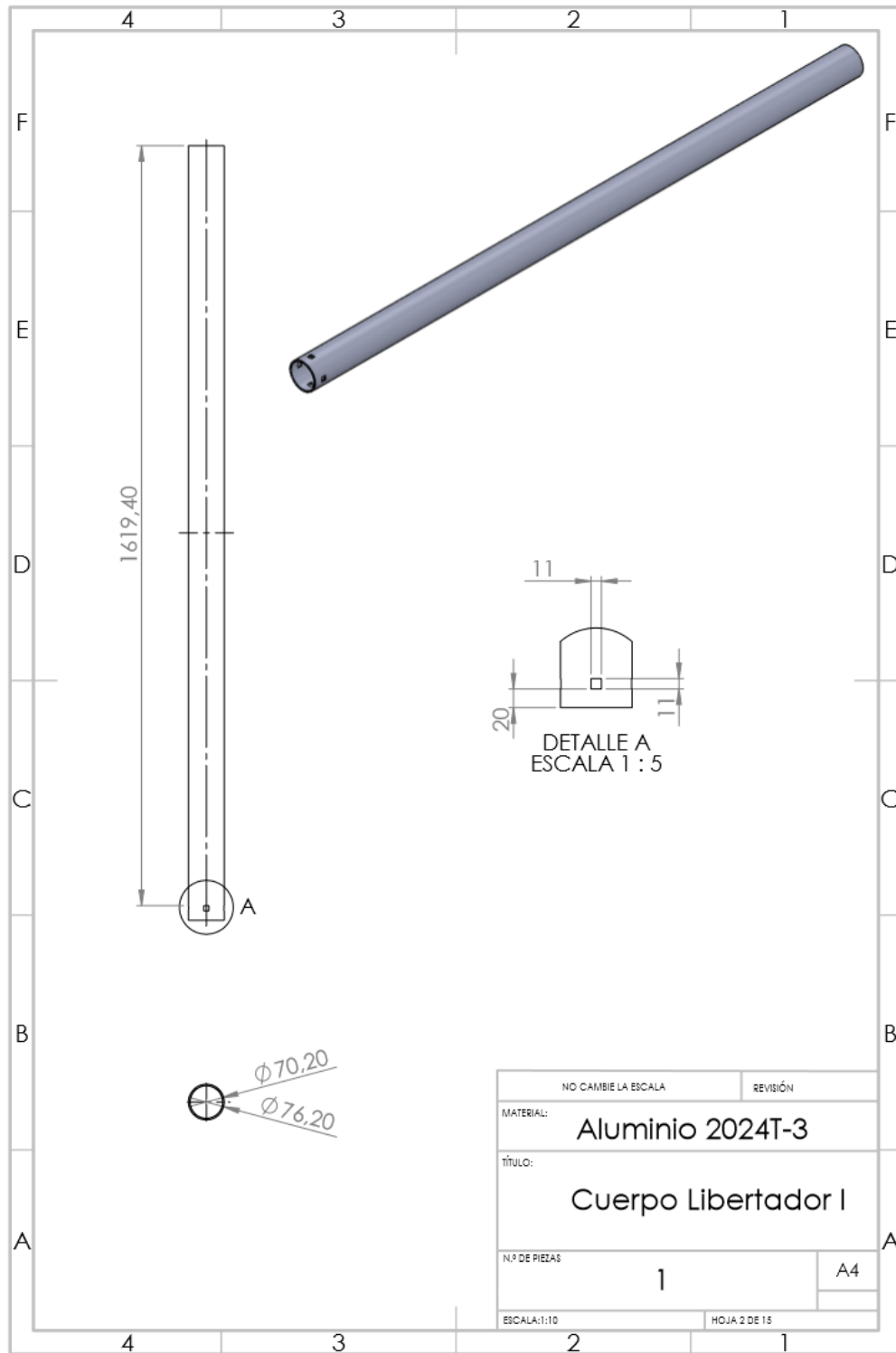
Nombre del modelo: simulacion estructural
Nombre de estudio: Análisis estático 1 (-Predeterminado-)
Tipo de resultado: Deformada Desplazamientos1{1}
Escala de deformación: 158709



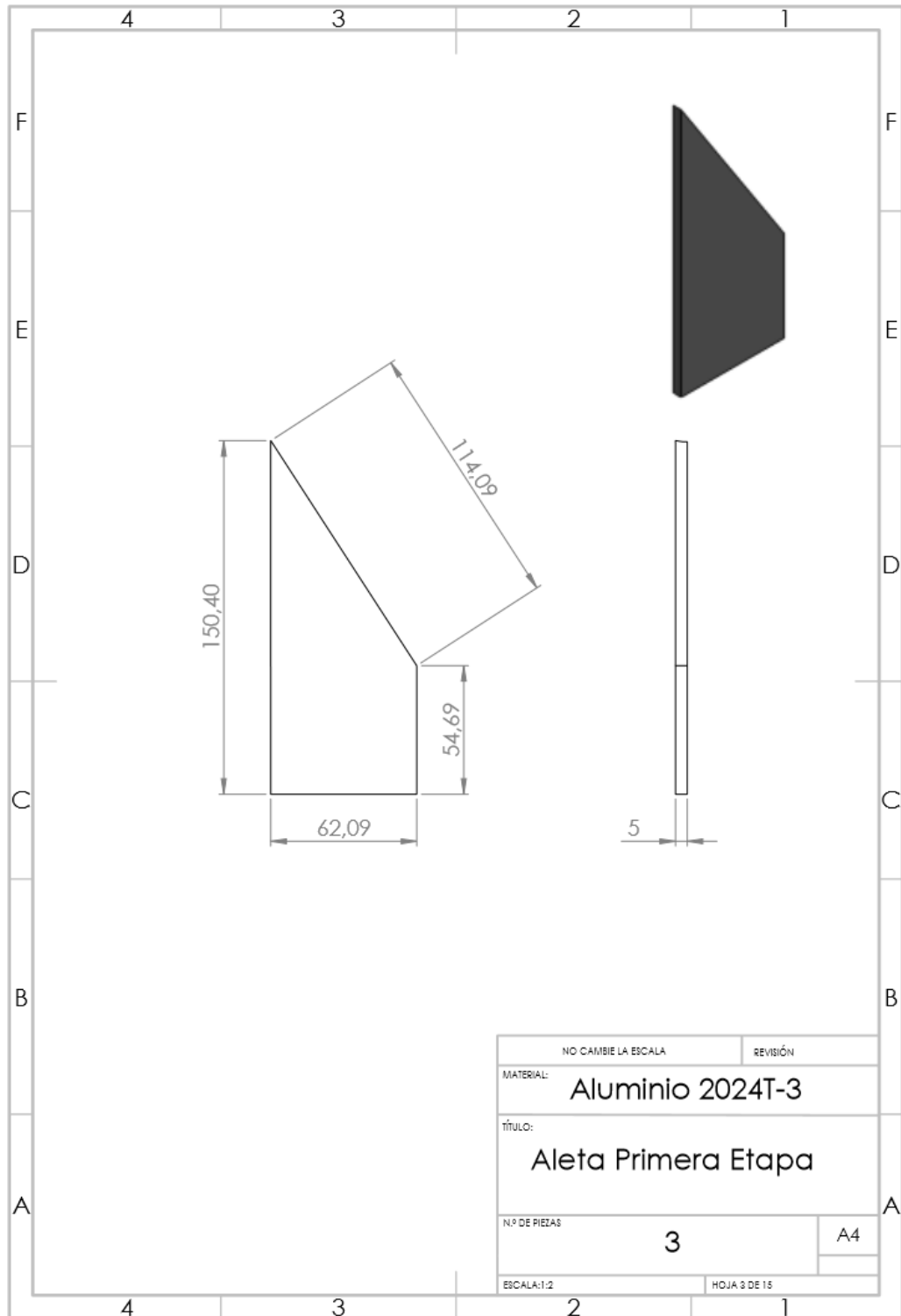
ANEXO 2 Plano Ojiva Libertador I.



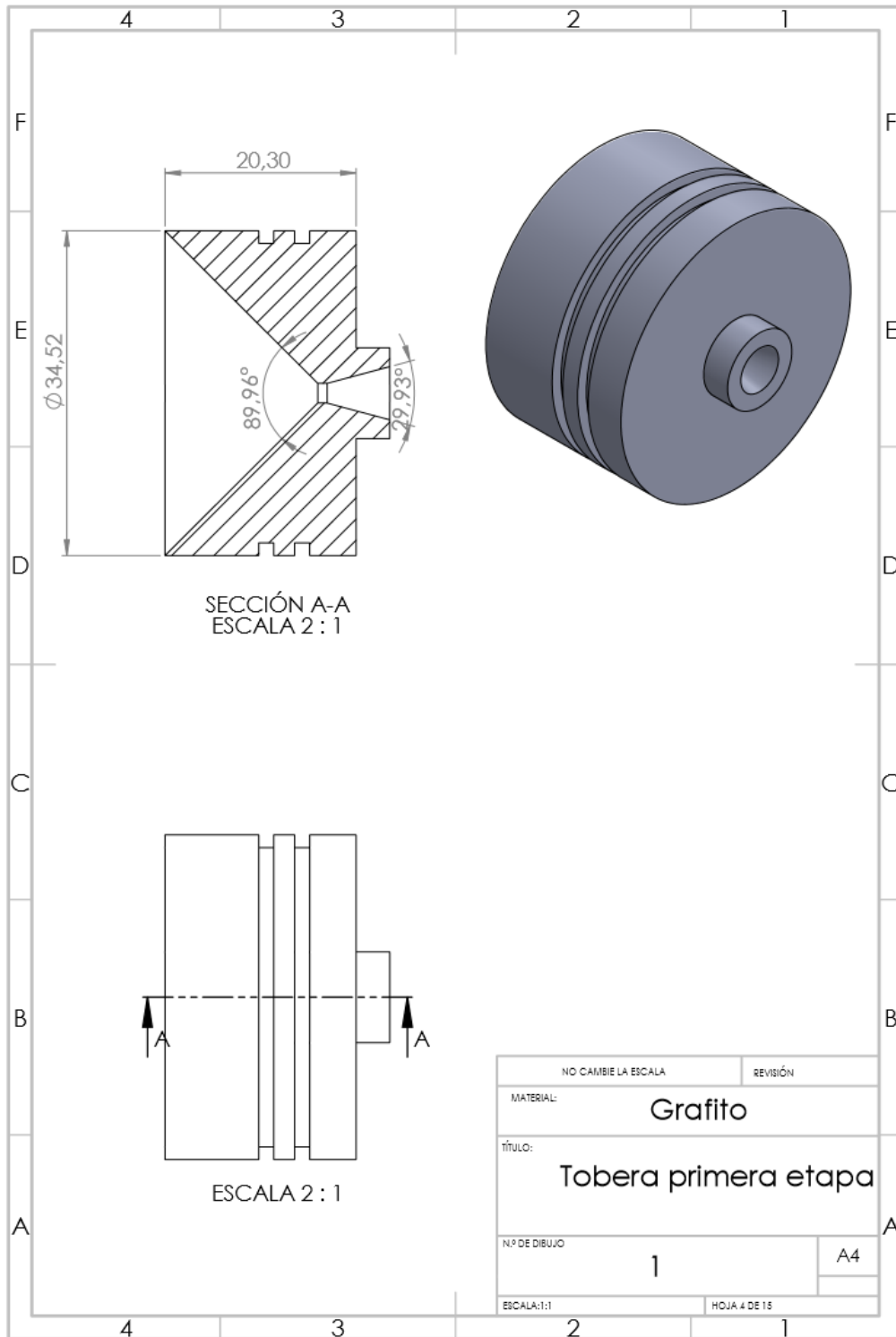
ANEXO 3 Cuerpo Libertador 1.



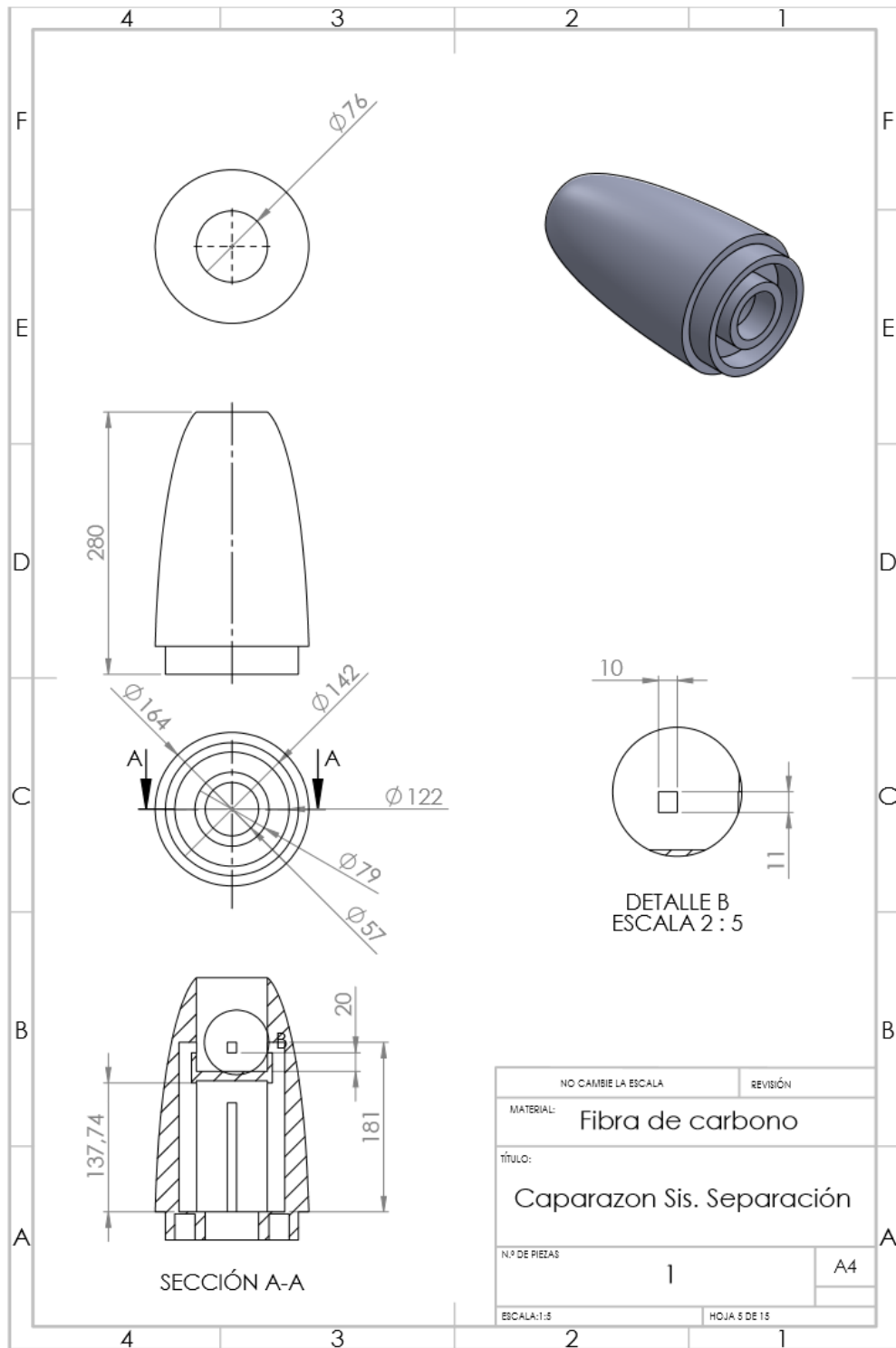
ANEXO 4 Plano Aleta Primera Etapa.



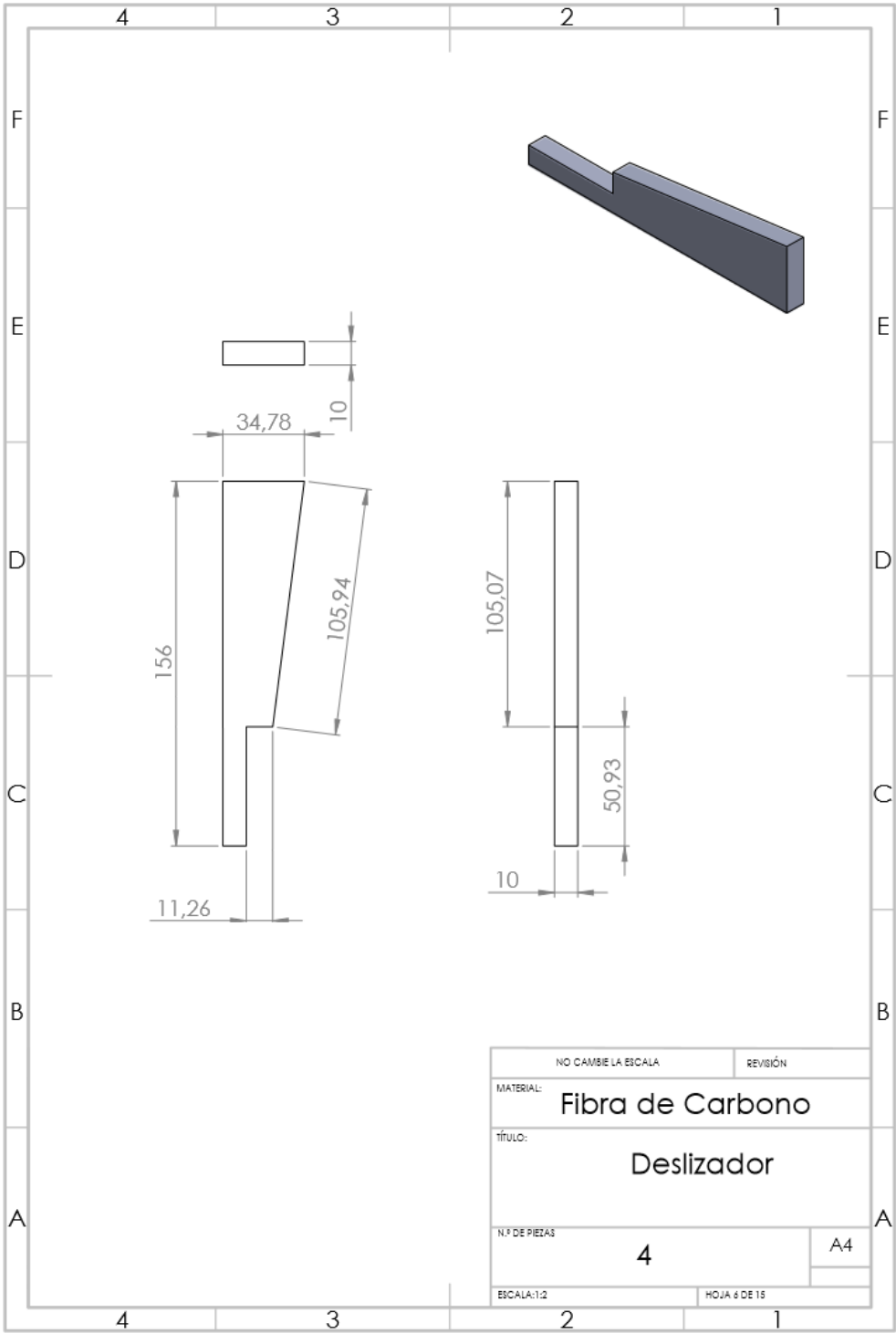
ANEXO 5 Plano Ojiva Libertador I.



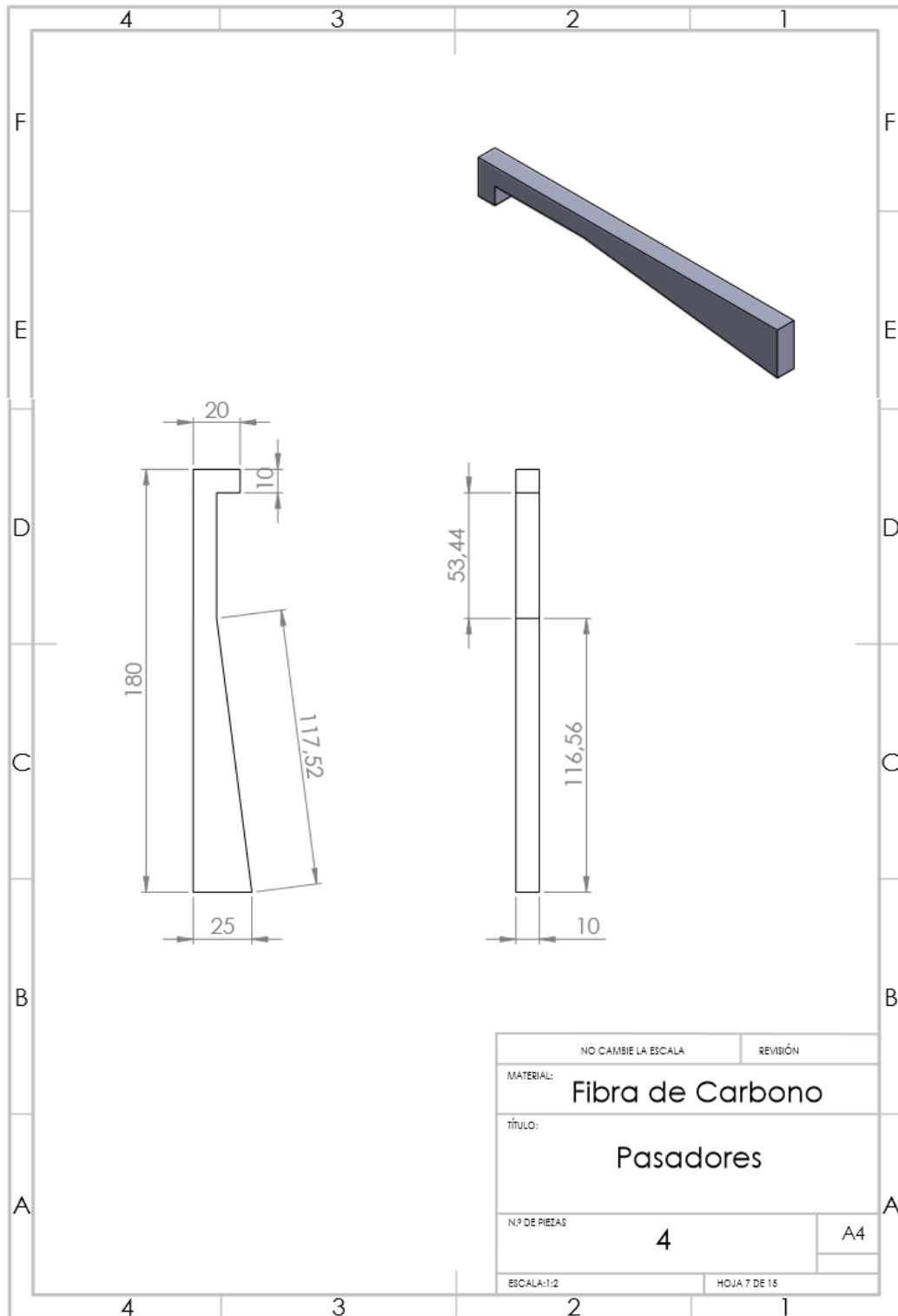
ANEXO 6 Plano Caparazón Sistema de Separación.



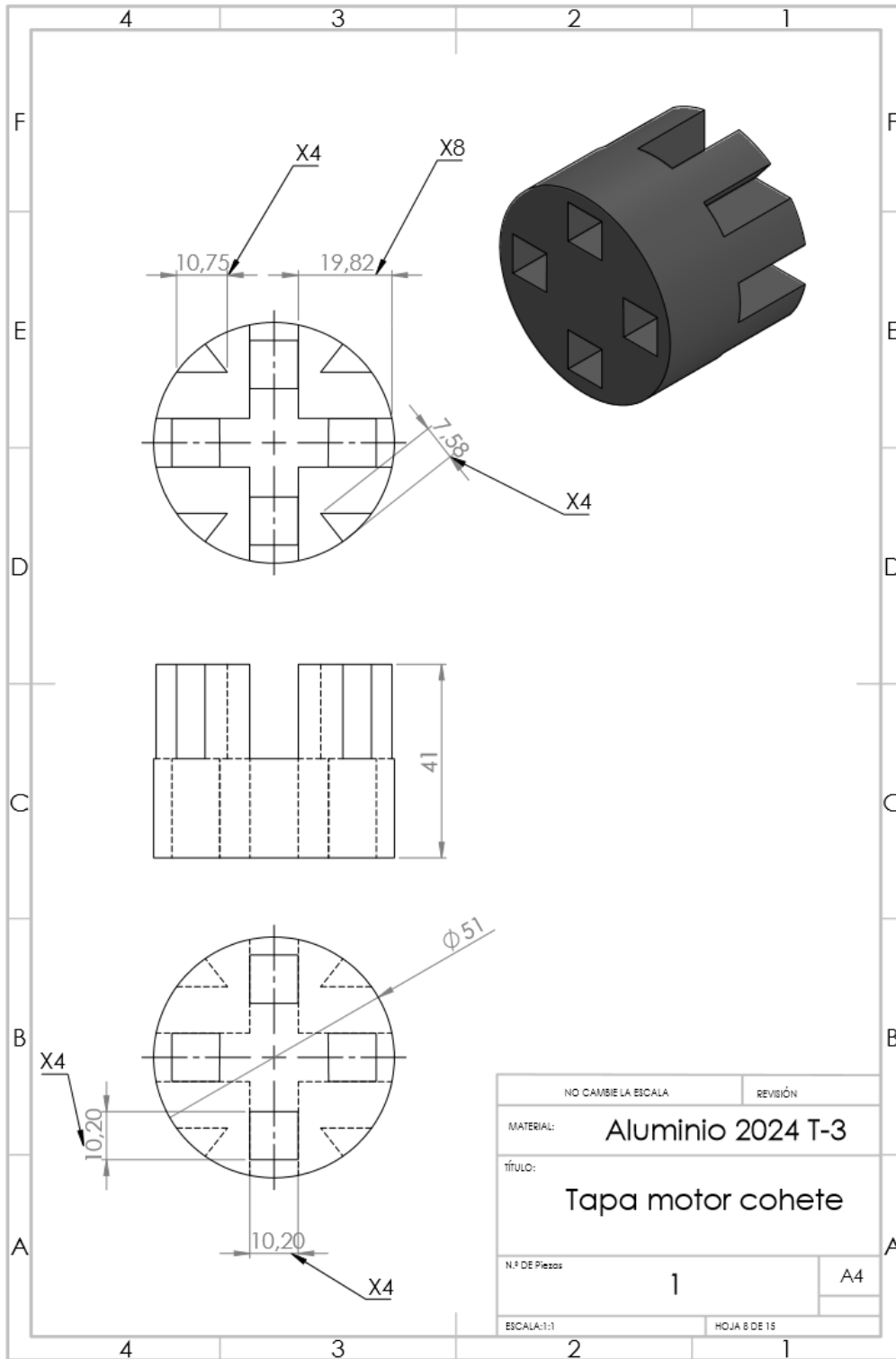
ANEXO 7 Plano Deslizador.



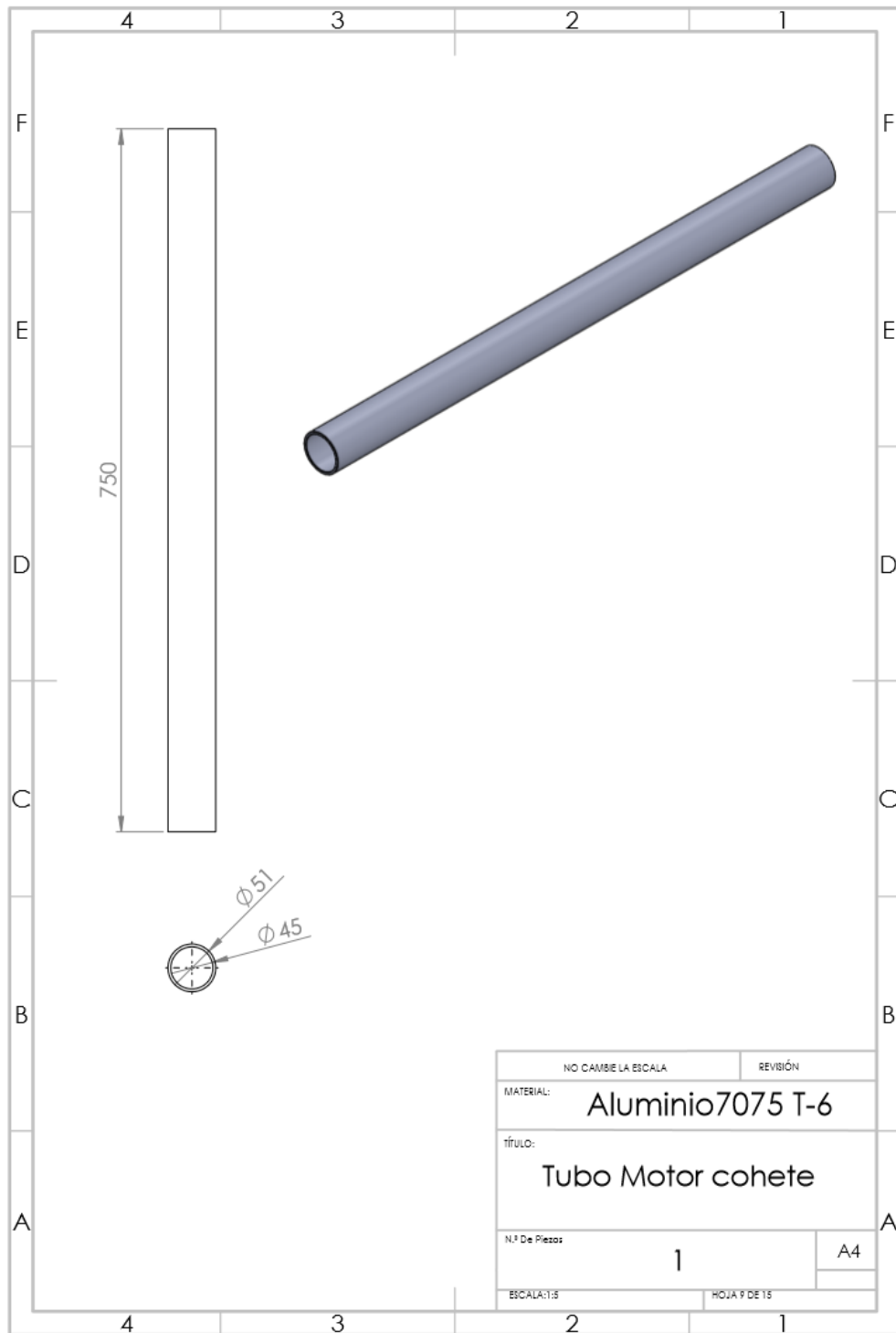
ANEXO 8 Plano Pasador.



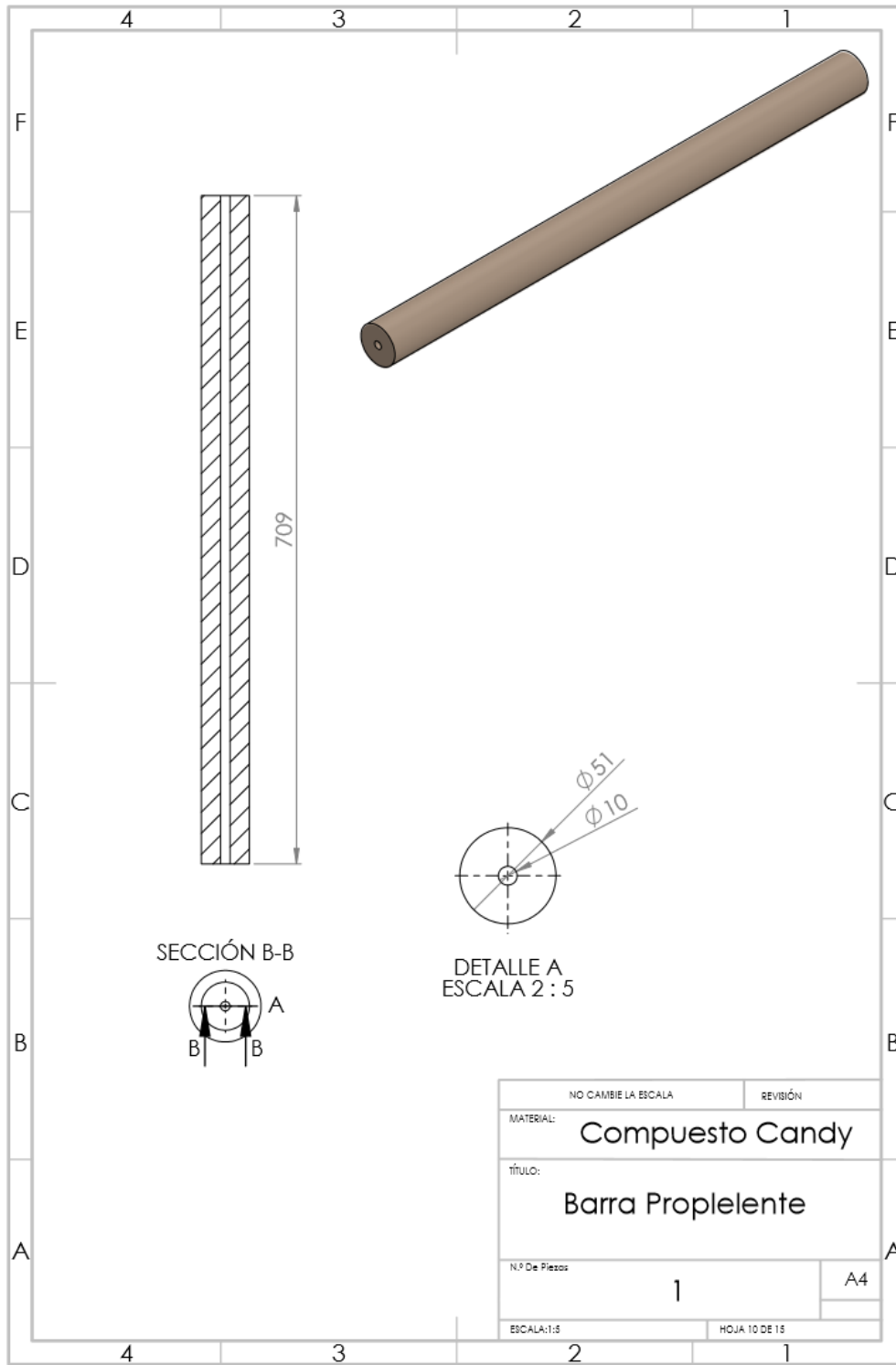
ANEXO 9 Plano Tapa Motor Cohete.



ANEXO 10 Plano Tubo Motor Cohete.

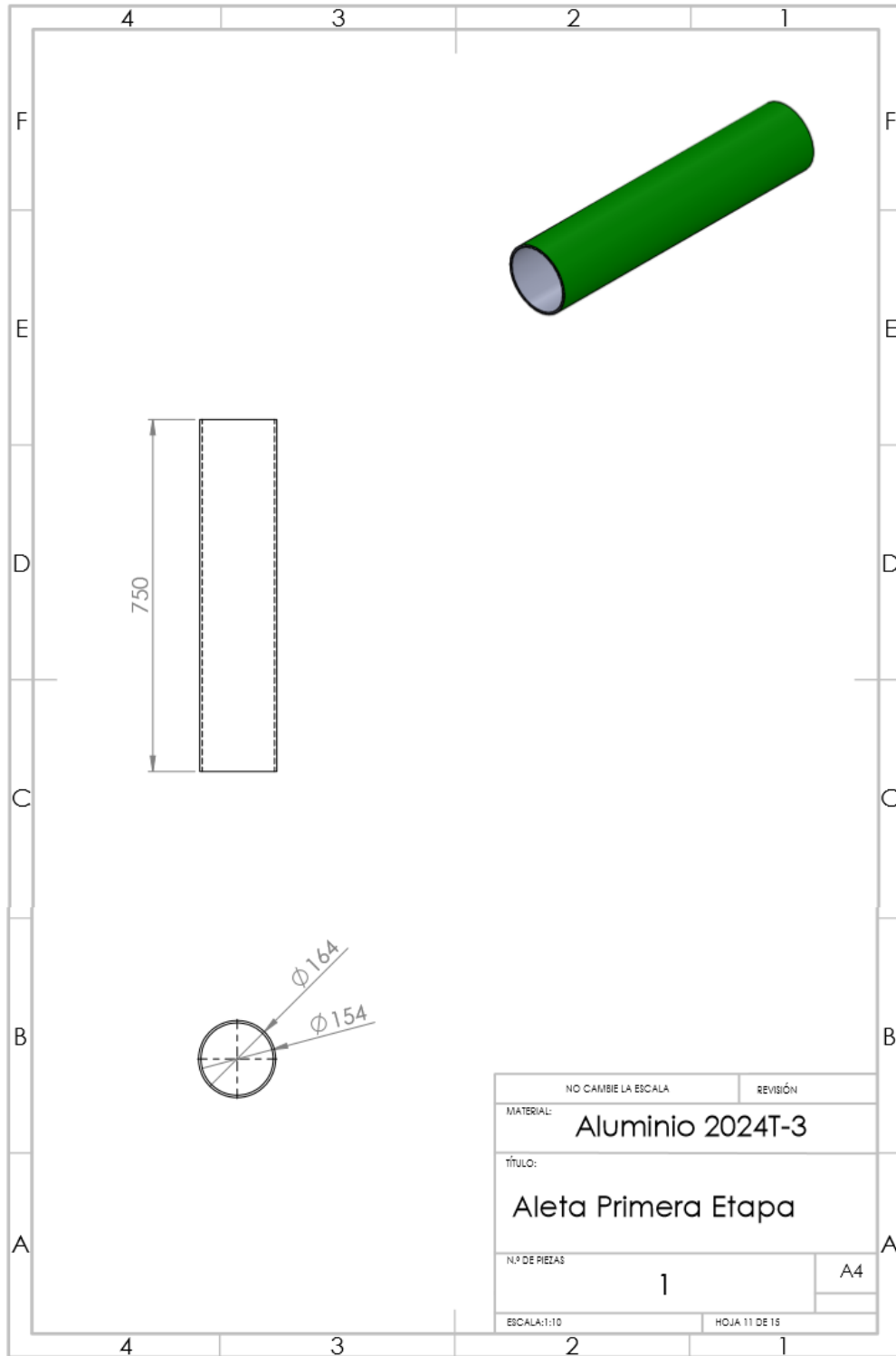


ANEXO 11 Plano Barra Propelente.

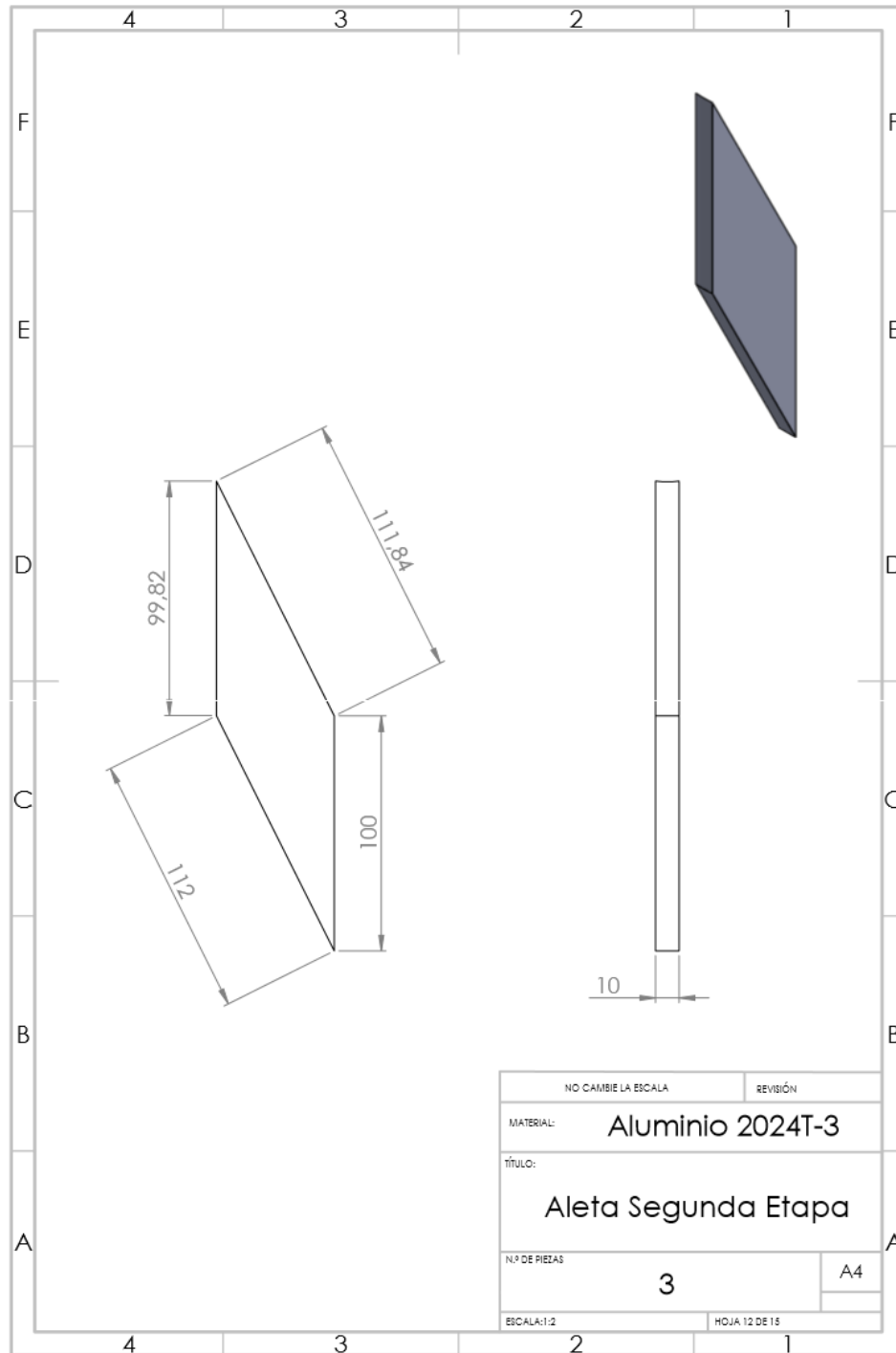


NO CAMBIE LA ESCALA	REVISIÓN
MATERIAL:	Compuesto Candy
TÍTULO:	Barra Propelente
Nº De Piezas	1
ESCALA:1:5	HOJA 10 DE 15

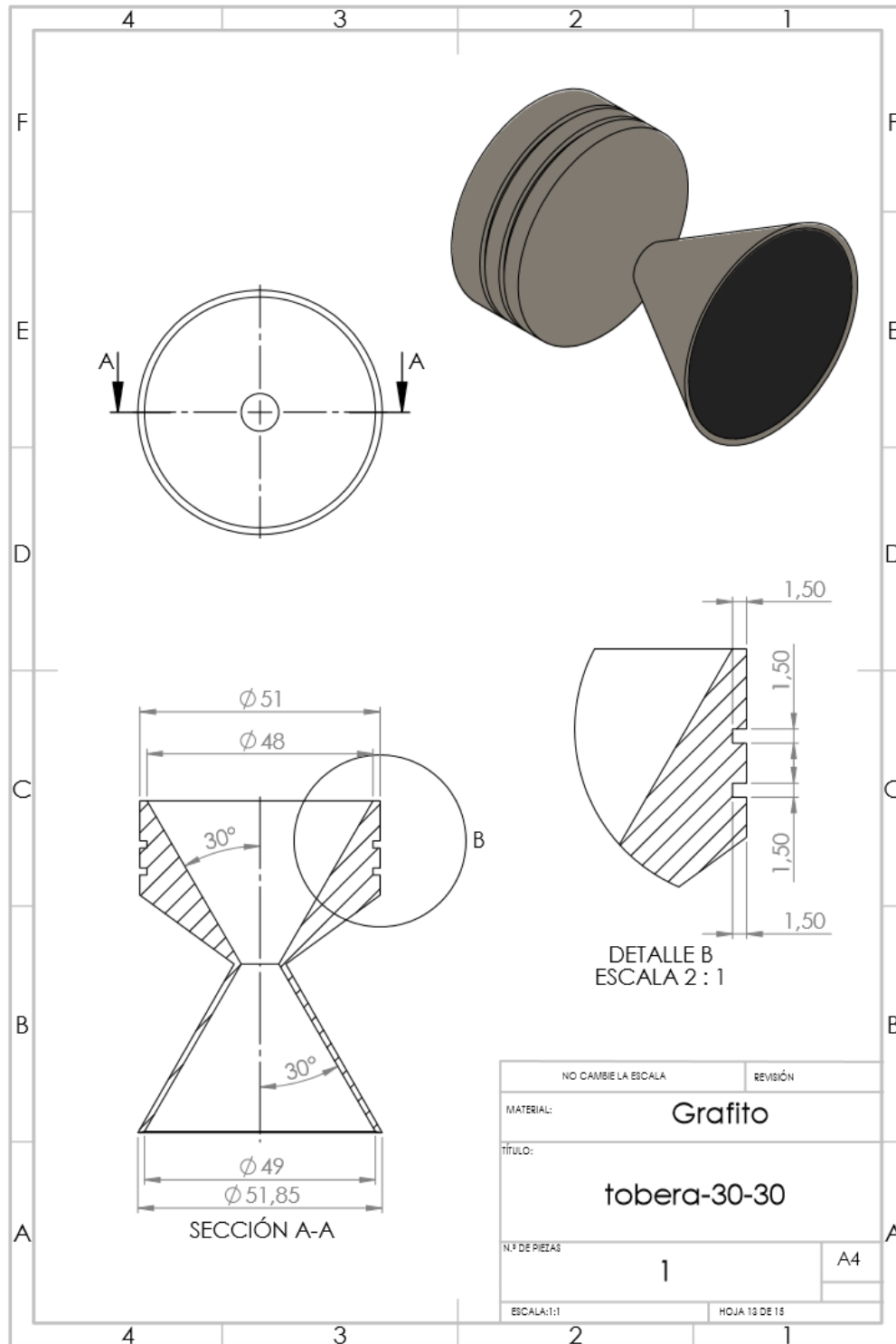
ANEXO 12 Plano Aleta Primera Etapa.



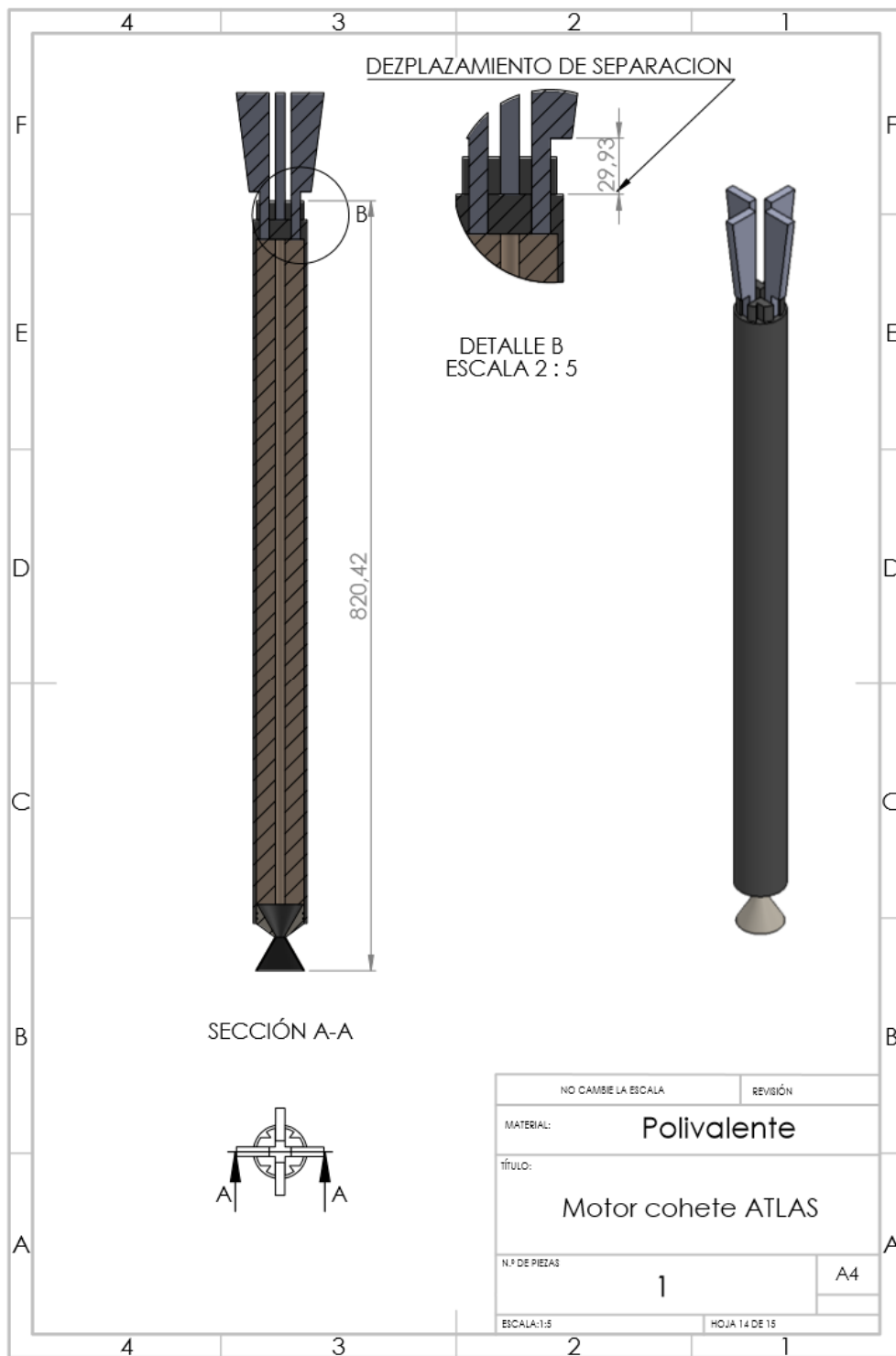
ANEXO 13 Plano Aleta Segunda Etapa.



ANEXO 14 Plano Tobera 30 – 30.



ANEXO 15 Plano Motor Cohete Atlas.



ANEXO 16 Plano Segunda Etapa ATLAS.

