

DISEÑO Y CONSTRUCCIÓN DE UN COHETE AFICIONADO CONTROLADO
MEDIANTE EL ACCIONAMIENTO DE UNA TOBERA DE EMPUJE
VECTORIAL

FELIPE ALEJANDRO RIVEROS ENCISO
LUIS ALEJANDRO RODRIGUEZ HERRERA

UNIVERSIDAD MILITAR NUEVA GRANADA
FACULTAD DE INGENIERIA
PROGRAMA DE INGENIERIA MECATRONICA
BOGOTA, COLOMBIA.
2010

DISEÑO Y CONSTRUCCIÓN DE UN COHETE AFICIONADO CONTROLADO
MEDIANTE EL ACCIONAMIENTO DE UNA TOBERA DE EMPUJE
VECTORIAL

FELIPE ALEJANDRO RIVEROS ENCISO
LUIS ALEJANDRO RODRIGUEZ HERRERA

Trabajo de grado para optar al título de Ingeniero en Mecatrónica

Tutor de la opción de grado
JORGE ALEXANDER APONTE RODRÍGUEZ
Ingeniero Mecánico
Coordinador de grupo de investigación Volta

UNIVERSIDAD MILITAR NUEVA GRANADA
FACULTAD DE INGENIERIA
PROGRAMA DE INGENIERIA MECATRONICA
BOGOTA, COLOMBIA.
2010

A NUESTRAS FAMILIAS QUE NOS
APOYARON INCONDICIONALMENTE DURANTE TODO ESTE PROCESO
COMO AUXILIARES DE INVESTIGACION.

AGRADECIMIENTOS

A TODAS LAS PERSONAS QUE NOS DIERON PARTE DE SU TIEMPO PARA GUIARNOS DURANTE EL DESARROLLADO DE ESTE TRABAJO.
A NUESTRAS FAMILIAS POR SU INCANSABLE ESPIRITU DE SOLIDARIDAD Y COMPRENSIÓN DONDE HACIAN PROPIOS LOS DESAFIOS QUE SE CREABAN

CONTENIDO

LISTA DE TABLAS	i
LISTA DE FIGURAS	ii
LISTA DE ANEXOS	v
LISTA DE VARIABLES	v
GLOSARIO	vi
RESUMEN	ix
INTRODUCCION	1
JUSTIFICACION	3
1. OBJETIVOS	4
2. METODOLOGIA	5
2.1 PLANEAMIENTO DE LA MISIÓN	6
PRIMERA FASE	
2.2 FUSELAJE	7
2.2.1 TIPO DE MATERIAL	7
2.2.2 CONDICIONES DE DISEÑO	7
2.2.3 MAQUINADO.	8
2.3 NARIZ	9
2.3.1 TIPOS	9
2.3.2 SELECCIÓN Y CÁLCULO	10
2.3.3 ANÁLISIS AERODINÁMICO	12
2.4 ALETAS	13
2.4.1 TIPOS	13
2.4.2 SELECCIÓN Y CÁLCULO	14
2.4.3 ANÁLISIS AERODINÁMICO	16
2.4.4 CONSTRUCCIÓN	17
2.5 MOTOR	18
2.5.1 CASING	18
2.5.2 TOBERA	19
2.5.3 AGARRE MOTOR	20
2.5.4 ENSAMBLE MOTOR	21

2.6 PROPELENTE Y PIRÓGENO	22
2.6.1 COMPOSICIÓN PROPELENTE	22
2.6.2 CARACTERIZACIÓN-COMPORTAMIENTO DEL PROPELENTE	24
2.6.3 COMPOSICIÓN PIRÓGENO	26
2.6.4 PRUEBAS DEL PIRÓGENO.	27
2.7 SISTEMA DE RECUPERACIÓN	28
2.7.1 TIPOS	30
2.7.2 SELECCIÓN Y CÁLCULO	30
2.7.3 CONSTRUCCIÓN Y PRUEBA	31
2.8 CIRCUITO DE IGNICIÓN Y TARJETA DE SEGURIDAD	32
2.9 OBTENCIÓN DEL EMPUJE, ALTURA Y VELOCIDAD DE VUELO	34
2.9.1 DETERMINACIÓN DEL EMPUJE	37
2.9.2 DETERMINACIÓN DE LA ALTURA Y VELOCIDAD DE VUELO	37
2.10 ANÁLISIS AERODINÁMICO DEL COHETE, PINTURA Y ENSAMBLE	38
2.10.1 ANÁLISIS AERODINÁMICO	39
2.10.2 PINTURA	39
2.10.3 ENSAMBLE	40
2.11 GUÍA DE LANZAMIENTO	41
2.12 BANCO DE PRUEBA PARA MOTOR	42
2.13 SIMULACIÓN DE LA TRAYECTORIA DEL COHETE EN VUELO, CENTRO DE GRAVEDAD Y CENTRO DE PRESIONES.	43
SEGUNDA FASE	
3. DISEÑO Y CONSTRUCCIÓN DE UN BANCO DE PRUEBAS PARA UNA TOBERA DE EMPUJE VECTORIAL.	46
3.1 PRINCIPIO DE FUNCIONAMIENTO.	50
3.2 MODELAMIENTO CAD	52
3.3 FABRICACIÓN DEL MODELO POR PROTOTIPADO RÁPIDO	53
3.3.1 MAQUINA DE PROTOTIPADO RÁPIDO	54

3.4 ETAPA DE IMPLEMENTACIÓN ELECTRÓNICA	56
3.5 CARACTERIZACIÓN DE LOS MOTORES	57
3.6 DESARROLLO DE LA ETAPA DE CONTROL.	58
3.7 COMUNICACIÓN Y VISUALIZACIÓN GRÁFICA	60
3.8 ENSAMBLE DEL BANCO DE PRUEBAS	62
4. CONCLUSIONES	63
BIBLIOGRAFIA	64
ANEXOS	66

LISTA DE TABLAS

Tabla 1. Coeficiente de resistencia.	10
Tabla 2. Variables para diseño de nariz.	10
Tabla 3. Tipos de aletas.	14
Tabla 4. Velocidad de quemado de las probetas.	25
Tabla 5. Resultados experimentales de la tasa de quemado.	26
Tabla 6. Tiempos de ignición en 10 muestras.	26
Tabla 7. Resultado de los ensayos de flamabilidad.	27
Tabla 8. Componentes de la pólvora gris.	27
Tabla 9. Tiempos de respuesta para encendido del pirógeno.	29
Tabla 10. Resultado de encendido del pirogeno	29
Tabla 11. Tipos de paracaídas.	30
Tabla 12. Materiales para construcción del paracaídas	33
Tabla 13. Resultado del empuje según software.	37
Tabla 14. Resultado de la altura y la velocidad	39
Tabla 15. Lista de materiales para pintura	40
Tabla 16. Recolección de datos, media y desviación estándar.	61
Tabla 17. Comportamiento del servomotor.	61

LISTA DE FIGURAS

Figura 1.	a) Posición del centro de gravedad para un Comportamiento estable.	2
	b) Posición del centro de gravedad para un Comportamiento inestable.	2
Figura 2.	a) Maquinado de las ranuras para acople de aleta.	8
	b) Ranura para acople de aleta.	8
Figura 3.	a) Perfil esférico.	9
	b) Perfil aerodinámico.	9
	c) Perfil plano.	9
Figura 4.	Perfiles de nariz.	10
Figura 5.	Solido de la nariz mediante SolidWorks.	11
Figura 6.	Análisis aerodinámico de la nariz.	12
Figura 7.	a) Nariz resultante del prototipado rápido.	13
	b) Diseño de la nariz SolidWorks (photoview360).	13
Figura 8.	Variables de diseño para aletas.	14
Figura 9.	Extremos aerodinámicos de la aleta.	15
Figura 10.	Perfiles de aleta según tipo de vuelo	15
Figura 11.	Análisis aerodinámico del borde de ataque y de fuga.	16
Figura 12.	a) Variación de la velocidad del aire en el borde de fuga y de ataque	16
	b) Cambio en el ángulo de incidencia del aire.	16
Figura 13.	a) Ranura de acople para aleta.	17
	b) Aleta con dos pestañas de agarre	17
	c) Aletas ensambladas sin recubrimiento.	17
	d) Aletas recubiertas por balsa.	17
Figura 14.	Tubo de Acero AISI 1020	18
Figura 15.	a) Extremo de casing con 8 perforaciones.	19
	b) Casing con ambos extremos perforados.	19
Figura 16.	a) Tubo de Venturi.	19
	b) Tobera de Laval	19
Figura 17.	a) Vista lateral de la tobera.	20
	b) Mecanizado de la sección divergente	20
Figura 18.	a) Mamparo superior.	21
	b) Mamparo inferior.	21
Figura 19.	a) Ensamble del motor	22
	b) Explosionado del motor	22
Figura 20.	Molienda del nitrato de potasio.	23
Figura 21.	a) Banco de moldeo.	23
	b) Proceso de cocción.	23
Figura 22.	Probeta de propelente.	24
Figura 23.	a) Muestras de propelente	25
	b) Probeta de propelente encendida.	25
Figura 24.	a) Disco de propelente	26
	b) Disco de propelente encendido.	26
Figura 25.	Secado de la pólvora gris	27
Figura 26.	Conjunto componentes Pirógeno- batería.	28

Figura 27.	Recarga pirógena.	28
Figura 28.	a) Montaje Batería Pirógeno.	29
	b) Encendido del alambre.	29
	c) Encendido del pirógeno.	29
Figura 29.	a) Gramera, max 5Kg.	31
	b) Pesado del motor.	31
Figura 30.	Ingreso de datos del diámetro y numero de gores.	32
Figura 31.	a) Materiales para construcción del gore	33
	b) Croquis del gore.	33
Figura 32.	a) Despliegue del paracaídas.	34
	b) Prueba de sustentación.	34
Figura 33.	Conjunto de Circuito ignitor y tarjeta de seguridad.	35
Figura 34.	Circuito electrónico en PROTEUS.	36
Figura 35.	a) Circuito ignitor.	36
	b) Tarjeta de seguridad.	36
Figura 36.	Gráfica Empuje vs Tiempo	38
Figura 37.	Gráfica masa vs altura	38
Figura 38.	a) Simulación desde vista longitudinal	39
	b) Comportamiento del fluido al pasar por la superficie	39
Figura 39.	a) Cohete sin pintar	40
	b) Cohete pintado	40
Figura 40.	Ensamble motor cohete con propelente	41
Figura 41.	a) Ensamble del cohete	41
	b) Explosionado del cohete	41
Figura 42.	a) Mecanismo expulsor y líneas de recuperación	42
	b) Cohete con el paracaídas desplegados	42
Figura 43.	a) Guía de lanzamiento.	43
	b) Guías de riel en el fuselaje.	43
Figura 44.	Banco de prueba del motor.	43
Figura 45.	a) Montaje del motor en el banco de pruebas.	44
	b) Inicio de la expulsión de gases.	44
	c) Generación del máximo empuje.	44
	d) Fin de la expulsión de gases.	44
Figura 46.	Estado de la tobera luego de la prueba del motor	45
Figura 47.	a) Estado del casing luego de la prueba del motor	45
	b) Marcas por calentamiento	45
Figura 48.	Lista de componentes seleccionados y tabla de componentes	46
Figura 49.	Interface EngEdit para motor LARFAR 1	47
Figura 50.	Centro de gravedad y centro de presiones	48
Figura 51.	a) Gráfica altitud vs tiempo	49
	b) Gráfica masa vs tiempo	49
	c) Gráfica CG vs tiempo	49
	d) Gráfica CP vs tiempo	49
Figura 52.	a) Apogeo del cohete	50
	b) Descenso con paracaídas	50
Figura 53.	Tipos de controles activos	51
Figura 54.	Diagrama de flujo de la elaboración del banco de pruebas.	51

Figura 55.	Mecanismo de control de un cohete mediante tobera vectorial	52
Figura 56.	Avión F35 en ascenso vertical, con tobera inclinada 90 grados.	52
Figura 57.	a) Mecanismo para inclinar las hélices del helicóptero. b) Mecanismo adaptado para tobera vectorial.	53 53
Figura 58.	Vista explosionada del modelo.	53
Figura 59.	Renderizado de tobera rotada sobre eje X y sobre eje Y.	54
Figura 60.	Maquina Dimension stt1200.	54
Figura 61.	Cartucho de impresión (ABS).	55
Figura 62.	Imagen STL del conjunto.	55
Figura 63.	a) Diseño de CAD. b) Prototipo real.	56 56
Figura 64.	Frecuencia de trabajo para servomotor.	57
Figura 65.	Comparación entre servos digitales y análogos.	57
Figura 66.	a) Periodo por pulsación. b) Ancho de pulso para posición central del servo.	58 58
Figura 67.	Posición del brazo del servomotor.	58
Figura 68.	Diagrama de flujo del código del micro controlador.	59
Figura 69.	Circuito impreso de la electrónica de control.	60
Figura 70.	Interfaz grafica.	60
Figura 71.	Comportamiento del servomotor	62
Figura 72.	a) Banco de prueba b) Sistema de gimbal y circuito de adquisición de datos	62 62

LISTA DE ANEXOS

Anexo 1. Protocolo de prueba de motor.

LISTA DE VARIABLES

CP: Centro de presiones
CG: Centro de gravedad
Cd: Coeficiente de resistencia
D: diámetro.
L: longitud.
R: radio.
S: Superficie
M: Masa del cohete en gramos
 ρ : Densidad del aire.
V: Velocidad de descenso
g: Gravedad

GLOSARIO

Arrastre: O fricción de fluido es la fricción entre un objeto sólido y el fluido (un líquido o gas) por el que se mueve.

Borde de ataque: Es el borde delantero del ala, la parte del ala que primero toma contacto con el flujo de aire.

Borde de fuga: Opuesto al borde de ataque, el borde de fuga es la última parte que está en contacto con el flujo de aire, que puede producir remolinos o turbulencia si está mal diseñado.

CAD: *Es el* diseño asistido por computadora u ordenador, donde un amplio rango de herramientas computacionales que asisten a ingenieros, arquitectos y a otros profesionales del diseño en sus respectivas actividades.

Cámara de combustión: es el elemento dentro del cual una mezcla de combustible y aire se quema generando gases a alta presión.

Carga Útil: es la capacidad del vehículo para transportar carga.

Control activo: Control a partir de un sistema de guiado que puede ser programado o teledirigido.

Control pasivo: Control en el cual no intervienen mecanismos de cambio de dirección, sino que se ayuda de la aerodinámica del cohete, principalmente por sus aletas (rígidas).

Empuje: Es la fuerza instantánea que un motor puede producir, se mide en Newtons.

Empuje máximo: define la fuerza más grande producida por un motor durante su quemado.

Estabilidad: propiedad del sistema por la cual ante una perturbación, este no pierde su correcto comportamiento.

Flutter: Es la vibración que poseen las aletas cuando el cohete alcanza las mayores aceleraciones.

Fuselaje: Contenedor aerodinámico de todos los subsistemas que componen a un cohete.

Gimbaled Thrust: Este método busca direccionar la tobera de forma que lo que se altera sea la dirección del empuje, buscando acomodar el cohete en la posición deseada.

Gore: Parte del paracaídas que unido a otros gore forman la cúpula.

Impulso total: Es simplemente la energía total que un motor produce durante todo su tiempo de quemado como para mover el cohete hacia arriba, es decir que nos brinda una idea de cuanta altura alcanzará un cohete dado con este motor.

Impulso Especifico (Isp): Es uno de los parámetros que mejor caracterizan a todos los motores. Este valor es muy importante, ya que se trata de una medida del factor de mérito o de calidad de los diferentes combustibles, es decir que a mayor Isp, mejor será un propelente.

Lift: Es la fuerza perpendicular al eje longitudinal del cohete.

Mach: Medida de la velocidad relativa, definida como el cociente entre la velocidad de un objeto y la velocidad del sonido en el espacio en que se mueve dicho objeto.

Mecanismo: *Es un conjunto de sólidos resistentes, móviles unos respecto de otros, unidos entre sí mediante diferentes tipos de uniones, cuyo propósito es la transmisión de movimientos y fuerzas.*

Micro controlador: Es un circuito integrado o chip que incluye en su interior las tres unidades funcionales de una computadora: unidad central de procesamiento, memoria y unidades de E/S (entrada/salida).

Movable fins: Este método se encarga de direccionar las aletas traseras del cohete para obtener una determinada posición, empleando el mismo principio que el de un ala convencional, sobre la cara expuesta de la aleta se genera un momento que mueve en ultimas el cohete.

Pirógeno: Agente generador de temperatura.

Propelente: sustancias encargadas de propulsar un cohete, pueden ser sólidos o líquidos, hacen de combustible.

Retropropulsión: Sistema de propulsión de un móvil en que la fuerza que produce el movimiento se origina por la expulsión hacia atrás de un chorro, generalmente de gas, lanzado por el propio móvil.

Servomotor: Dispositivo compuesto por un motor y un sistema de control de posición.

Simulación: La simulación es el proceso de diseñar un modelo de un sistema real y llevar a término experiencias con él, con la finalidad de comprender el comportamiento del sistema o evaluar nuevas estrategias, para el funcionamiento del sistema

Subsistema: sistema con características definidas, que está comprendido en un sistema más grande, en un sistema global.

Thrust vane: Una aleta interna en la tobera direcciona el empuje, es decir direcciona los gases de la reacción.

Tobera: Dispositivo que convierte la energía potencial de un fluido, en energía cinética.

Tobera De Laval: Es un dispositivo que convierte la energía potencial de un fluido (en forma térmica y de presión) en energía cinética.

Tobera Vectorial: Tobera que permite dirigir los gases en un ángulo respecto al eje longitudinal.

Tubo de venturi: Consiste en que un fluido en movimiento dentro de un conducto cerrado disminuye su presión al aumentar la velocidad después de pasar por una zona de sección menor.

Vernier rocket: Este método consiste en controlar el cohete con la ayuda de motores auxiliares, es decir, generando empujes distintos al empuje principal. Estos motores auxiliares están alrededor del motor principal.

RESUMEN

Este trabajo se divide en dos fases, donde la primera tiene como finalidad presentar el proceso de diseño, construcción, simulación y pruebas de un cohete empleando un control pasivo e impulsado con un motor clase I. La segunda es la creación de un prototipo de control activo el cual corresponde a una tobera de empuje vectorial, para estudiar la viabilidad de este mecanismo para su futura investigación.

Para lograr lo anterior se hace necesario retomar la teoría sobre aerodinámica, y complementado con la mecánica, electrónica, control y desarrollo de CAD, lograr un desarrollo mecatrónico.

El desarrollo de todo el proyecto estuvo constantemente apoyado en investigaciones, con lecturas de distintos autores conocedores del tema, y creadores de distintos dispositivos empleados actualmente en cohetes de mediano tamaño. Dentro de las consultas se dio principal atención a los sitios oficiales de Richard Nakka y de la agencia espacial NASA por ser estas muy completas en cuanto a coherencia.

Este proyecto se desarrollo en su gran mayoría en los laboratorios de ingeniería y taller de diseño mecánico, de la universidad. De igual forma se trabajó en el lugar de residencia de los integrantes de este proyecto.

Los resultados se obtuvieron luego de las pruebas del motor clase I empleando el banco de pruebas construido por el grupo de investigación volta, dicha prueba se llevo a cavo en una de las instalaciones de INDUMIL correspondiente a la sección de desarrollo de explosivos. El banco de pruebas correspondiente a la tobera vectorial fue ensayado en el taller de diseño mecánico de la universidad Militar Nueva Granada, y el proyecto se completo con el lanzamiento del cohete en la base militar de Tolemaida. Estos resultados fueron los esperados para cumplir los objetivos mencionados con anterioridad.

Palabras clave: mecanismos de control, aerodinámica, combustión, fuerzas aerodinámicas.

INTRODUCCION

Los cohetes tienen sus comienzos en fines militares donde los ejércitos buscaban transportar cantidades de explosivos que serían activados tras las filas enemigas. Si bien este fue el principio no es el único fin, en la actualidad muchos son los proyectos adelantados en donde se ponen a prueba diseños variados en busca de un prototipo ideal, es así que cohetes de algunos centímetros, hasta enormes vehículos espaciales se han construido y han sido un medio para alcanzar otros logros, los viajes espaciales son un vivo ejemplo. Una realidad más cercana de la cohetaría es su uso para la diversión y la competencia, como medio de aprendizaje y aplicación de conceptos en física, matemática, mecánica de materiales, mecánica de fluidos y aerodinámica. Existen distintas clases de cohetes, ya sea por el uso que se les da (por ejemplo de transporte de carga), según el tipo de retropropulsión, según el propelente (sólido o líquido) o el control empleado (activo o pasivo).

En la actualidad, Colombia está desarrollando investigación en el área de cohetaría, cuyos pioneros en esta labor son instituciones como la UNIVERSIDAD NACIONAL DE MEDELLÍN [1], UNIVERSIDAD SAN BUENAVENTURA [2], universidad de los andes [3], UNIVERSIDAD DE ANTIOQUIA [4] que han desarrollado sus investigaciones en la implementación del control pasivo. Igualmente existen espacios y organizaciones donde se comparten las técnicas como el grupo antioqueño de cohetaría experimental [5] y se promueve la competencia en los festivales de villa de Leiva; y a estos propósitos se le une la UNIVERSIDAD MILITAR NUEVA GRANADA, donde el aporte de esta investigación se basa en la implementación de un control activo en un cohete tipo aficionado.

Uno de los problemas asociados al lanzamiento de cohetes está relacionado con la necesidad de establecer una estrategia para que la nave siga una trayectoria planeada, esto se puede lograr mediante la estabilización, implementando controles pasivos o activos.

La estabilidad es entendida como una propiedad del sistema que en presencia de una perturbación no pierde su correcto comportamiento. En el presente trabajo la estabilidad se relaciona con la facilidad con la cual un cohete logra mantener la trayectoria [6] y para lograr este objetivo se debe garantizar que el centro de presiones (CP) permanezca por debajo del centro de gravedad (CG) (ver Figura 1).

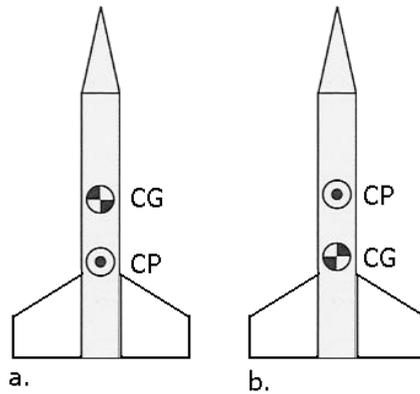


Figura 1. a) Posición del centro de gravedad para un Comportamiento estable.
b) Posición del centro de gravedad para un Comportamiento inestable.

El alcance de este proyecto se muestra en dos fases donde la primera es la construcción física y lanzamiento del cohete con la tobera rígida, este cohete tendrá la posibilidad de llevar una carga útil de 400g, esto se hace para comprender realmente el funcionamiento del cohete y usar esta información, para determinar la fuerza de empuje al que está sometida la tobera, como intervienen las dimensiones del propelente en el desempeño y que temperaturas alcanza durante la combustión. La segunda fase comprende el diseño del mecanismo de una tobera de empuje vectorial y el banco de pruebas donde se simula su comportamiento.

JUSTIFICACION

La experimentación sigue siendo el medio para verificar conceptos, ideas, y el funcionamiento de partes o componentes fundamentales de los proyectos, debido a la complejidad de los fenómenos involucrados se hace necesario la continua verificación de las hipótesis y los resultados obtenidos teóricamente.

En áreas del conocimiento como son la mecánica de fluidos, aerodinámica, ciencias ambientales, metrología, entre otras, la complejidad de las ecuaciones matemáticas hace aun imposible su tratamiento, por esto es necesario contar con medios que hagan posible el estudio de dichos fenómenos de forma económica y confiable, uno de estos es el cohete con motor de empuje vectorial que permite traer al campo de la practica los conceptos aprendidos. La posibilidad de alcanzar grandes alturas puede dar oportunidad a utilizar espacios que con anterioridad no solían ser empleados. Por ejemplo el estudio del viento, transmisión de datos a grandes distancias con el menor número de interrupciones, seguimiento por video de zonas de grandes aéreas entre otras.

1. OBJETIVOS

1.1 GENERAL

Diseñar y construir un cohete capaz de lograr un apogeo (altura de 150 mts), utilizando combustible sólido y una tobera de empuje vectorial.

1.2 ESPECIFICOS

Adquirir datos de las mediciones en Computador por medio de protocolos de comunicación estándares.

Diseñar y construir el fuselaje teniendo en cuenta la aerodinámica del cohete.

Diseñar e Implementar el sistema de control del cohete.

Redactar informes donde se vean los progresos logrados y que sirvan de apoyo a futuras investigaciones relacionadas.

2. METODOLOGIA

Debido a la importancia de este trabajo, fue necesario tener conocimientos sobre aerodinámica, mecánica de fluidos, control, programación, y se tuvo en cuenta los conceptos más importantes de la teoría de aerodinámica del fuselaje y de control, para el estudio de la aerodinámica se tuvo en cuenta los términos de empuje, empuje máximo, impulso total e impulso específico.

Entendiendo que un cohete es un vehículo que obtiene su empuje debido a la expulsión rápida de gases de la cámara de combustión del motor cohete, como los modelos de gran tamaño usados por la NASA. Análogos a estos cohetes pero con menores dimensiones y con distintas fuentes de empuje encontramos cohetes destinados a la investigación, como los empleados en meteorología, que necesitan ascensos verticales para lograr la altura deseada, y como en la mayoría de situaciones las condiciones ambientales y el diseño del cohete son factores predominantes para el logro del objetivo, de aquí que se requiere mantener una estabilidad y control del cohete cuando está en vuelo para asegurar el éxito de la misión.

Es de bastante importancia que el cohete en vuelo sea estable y pueda ser controlado. Las fuerzas que aparecerán durante el trayecto serán las conocidas como fuerzas aerodinámicas [7]. Lift (elevación), drag (fricción), weight (peso) y thrust (empuje). Para el estudio matemático se emplearon las leyes de movimiento de Newton cuyos lemas dicen un objeto en reposo o en movimiento permanece en reposo o movimiento hasta que sobre él se imprima una fuerza, la fuerza es igual al cambio de momentum en el tiempo. Para masa constante, la fuerza es igual a la masa por aceleración, $F=ma$ y cada acción tiene su reacción. Los movimientos que se pueden lograr durante el ascenso son dos, el primero es la traslación, que consiste en alcanzar una posición final distinta a la inicial y la segunda es la rotación que se encarga de hacer girar el cohete en su centro de gravedad. La traslación puede ser vertical simulando una línea recta o una curva, la rotación [8] presenta tres tipos llamados pitch, yaw y roll, ambos tipos de movimiento, traslación y rotación aparecen durante el vuelo.

En el motor debe aplicarse el principio de la tobera de Laval, diseño de toberas con sección convergente-divergente. Estas toberas deben tener una expansión adecuada para evitar la generación de ondas de choque o de contracción dentro del flujo, Los mecanismos de control asociados a los cohetes son 4 principalmente [9], movable fins, Gimbaled Thrust, Vernier rocket y Thrust vane.

2.1 PLANEAMIENTO DE LA MISIÓN

Es de vital importancia establecer parámetros y condiciones para la realización de este proyecto, debido a su extensión y al grado de seguridad que debe cumplir en el momento de realizar las pruebas y el lanzamiento.

El tiempo durante el cual se desarrolla la misión se distribuye de tres maneras:

Consultas bibliográficas.

Diseño y construcción.

Simulación y pruebas.

Para cada una de estas etapas se harán recolección de información en forma escrita y gráfica (fotos) que servirán de apoyo, que mostraran la continuidad del proceso, ayudaran en el análisis de resultados y posteriores recomendaciones.

Dentro de estas condiciones se creó un protocolo de seguridad (ver anexo 1) para llevar a cabo la prueba del motor y el lanzamiento. Para lograr las pruebas del motor y el lanzamiento es necesario el apoyo de personas calificadas para el asesoramiento y contar con un espacio llano donde no haya rutas aéreas y permita a las personas estar seguras a una distancia contemplada en el protocolo de seguridad.

PRIMERA FASE:

Esta fase comprende el diseño, construcción, simulación y pruebas del cohete que tendrá un motor con tobera rígida como sistema de retropropulsión.

2.2 FUSELAJE

Contenedor aerodinámico de todos los subsistemas que componen a un cohete.

Esta parte del cohete es la encargada de contener el sistema de recuperación, el motor-cohete, mamparos y la carga útil (si posee), exteriormente a él se acoplan los subsistemas como la nariz y las aletas, encargadas del desempeño aerodinámico.

2.2.1 Tipos de Material

Es posible construir fuselajes en cartón, PVC o aluminio, debido principalmente a su bajo peso y su aceptable resistencia. La forma cilíndrica es estructuralmente eficiente ya que redistribuye la carga uniformemente evitando nodos de fallas.

Debido al diseño del motor (dimensiones) utilizado en este trabajo era conveniente un diámetro de fuselaje capaz de alojar en su interior un volumen de aire entre la cara interior del fuselaje y la cara externa del casing para evitar conductividad térmica a lo largo del fuselaje evitando debilitamiento del material y que permitiera ubicar correctamente el centro de gravedad con respecto al centro de presiones. Para la elección del material se pensó en el PVC y el aluminio, siendo empleado el aluminio debido a que las dimensiones comerciales del PVC no correspondían a las planteadas en el diseño y el peso extra que entrega el aluminio ayuda en la ubicación del centro de gravedad.

2.2.2 Condiciones de diseño

La escogencia de las dimensiones depende de la siguiente fórmula:

$$\frac{L}{D} < 15 \quad (1)$$

El fuselaje de aluminio tiene un diámetro externo de 63.5mm y 59.5mm de diámetro interno, una longitud de 465 mm y un grosor de pared de 2 mm, el cálculo se muestra a continuación.

$$\frac{465mm}{63.5mm} = 7.32$$

Como es menor de 15, es estructuralmente resistente por consiguiente no existirán fracturas.

El fuselaje es una pieza influyente en el diseño de los demás subsistemas, es decir, de él depende la dimensión de la nariz, aletas, mamparos y define el espacio correspondiente para la carga útil y el sistema de recuperación.

2.2.3 Maquinado

Dentro del desarrollo del proyecto se empleo la fresadora para hacer los 12 orificios de los tornillos, que corresponden a 6 de la parte inferior del fuselaje y 6 que se encuentran a una distancia de 230 mm. Cada orificio se hizo en un ángulo de 60° para que presentaran simetría.

Para la adaptación de las aletas se hicieron dos ranuras de 1mm de grosor por aleta empleando la herramienta de disco de moto tool (ver figura 2 a), cada juego de ranuras está separado por un ángulo de 120° (ver figura 2 b).



A



b

Figura 2. a. Maquinado de las ranuras para acople de aleta.
b. Ranura para acople de aleta.

2.3 Nariz

Esta parte permite al cohete un buen desempeño aerodinámico durante en vuelo, disminuyendo la resistencia al avance y logrando mayores alturas.

Los principales perfiles pueden asociarse a:

Los objetos redondos experimentan una resistencia aerodinámica media (ver figura 3a).

Los perfiles aerodinámicos minimizan la resistencia aerodinámica (ver figura 3b).

Los objetos planos con arista marcada, experimenta una elevada resistencia al avance (ver figura 3c).

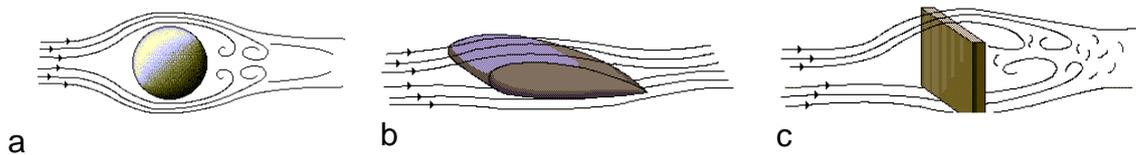


Figura 3. a. Perfil esférico.
b. Perfil aerodinámico.
c. Perfil plano.

2.3.1 Tipo de nariz

Existen distintos tipos de narices (ver figura 4) según la velocidad máxima que alcanza el cohete, y combinado con esto es la selección de un perfil que proporcione el menor coeficiente de resistencia al avance (ver tabla 1).

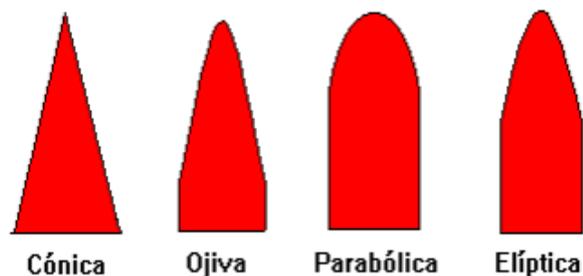


Figura 4. Perfiles de nariz

Tabla 1. Coeficientes de resistencia.

Fuente: <http://www.angelfire.com/scifi2/coheteria/aerodinamica/aerodinamica.htm>

Tipos de Narices, según su forma	Coeficiente de resistencia (sin fricción)
Cónicas	0.667
Ojivales	0.446
Parábolas	0.5
Elípticas	0.333

2.3.2 Selección y cálculo

El perfil seleccionado para este proyecto es el elíptico debido a su bajo coeficiente de resistencia (0.333) y a que la velocidad desarrollada por el cohete es subsónica.

Para la elaboración es necesario conocer las variables de diseño de la nariz (ver tabla 2).

Se definió $L=110\text{mm}$

El radio se tomo a partir del radio externo del fuselaje.

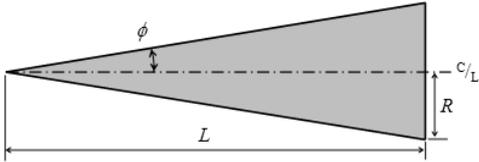
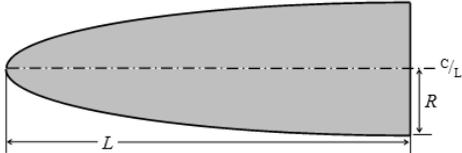
$$R = (63.5/2) = 31.8\text{mm}$$

Para todas las ecuaciones de diseño de los perfiles de la nariz, es necesario la componente de longitud L que se define a partir del criterio del diseñador, donde se escogerá la concavidad adecuada para el modelo, así entre mayor longitud más estrecha es la elipse y entre menor la longitud mayor será la concavidad.

El mayor número que puede llegar a tener la variable x es el mismo valor de la longitud L , de la misma manera para el caso de la elipse, la variable Y obtendrá su valor de 0 en el instante que x sea igual a L en la ecuación.

Tabla 2. Variables para diseño de nariz.

Variables de diseño	
----------------------------	--

<p>Perfil Cónico:</p>		$y = \frac{xR}{L}$ $\phi = \arctan\left(\frac{R}{L}\right)$ $y = x \tan(\phi)$
<p>Perfil Elíptico</p>		$y = R\sqrt{1 - \frac{x^2}{L^2}}$

Dentro del diseño se agrego un empalme para la union entre la nariz y el fuselaje, dicho empalme tiene 10mm de longitud y un radio igual al radio interno del fuselaje.

Empleando software como medio de apoyo, se utilizo Microsoft Excel en donde se digito la ecuación del perfil elíptico (ver tabla 2), y se obtuvieron 1200 muestras con un intervalo de 0.1mm. El vector se guardo en un archivo de blog de notas (.txt) y se cargo en SolidWorks para crear el croquis de curva de la nariz, y posteriormente convertirlo en una pieza sólida como la mostrada a continuación:

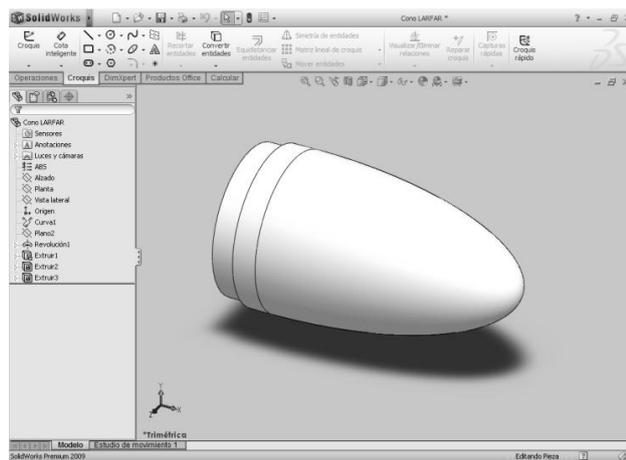


Figura 5. Solido de la nariz mediante SolidWorks.

2.3.3 Análisis aerodinámico

Para tener una primera idea de cómo será el comportamiento en vuelo durante la trayectoria en donde se involucra la velocidad del cohete que ha sido obtenida mediante software, donde el valor arrojado es de 152m/s, lo anterior se hace referencia en el numeral 2.9.2. El análisis aerodinámico se adelanto por medio de SolidWorks con su complemento *FLOWSIMULATION* donde permite ver que no hay perturbación alguna durante la trayectoria, pero si el cambio de la velocidad del fluido (ver figura 6).

El cambio de la velocidad puede apreciarse en el cambio de la coloración de las líneas de viento donde el color rojo corresponde a la velocidad máxima, y decrece en la zona próxima a la nariz, llegando a ser de 127.58m/s, esto sucede porque la presión aumenta en esa región, donde el viento recorre el perfil para luego retomar su velocidad máxima.

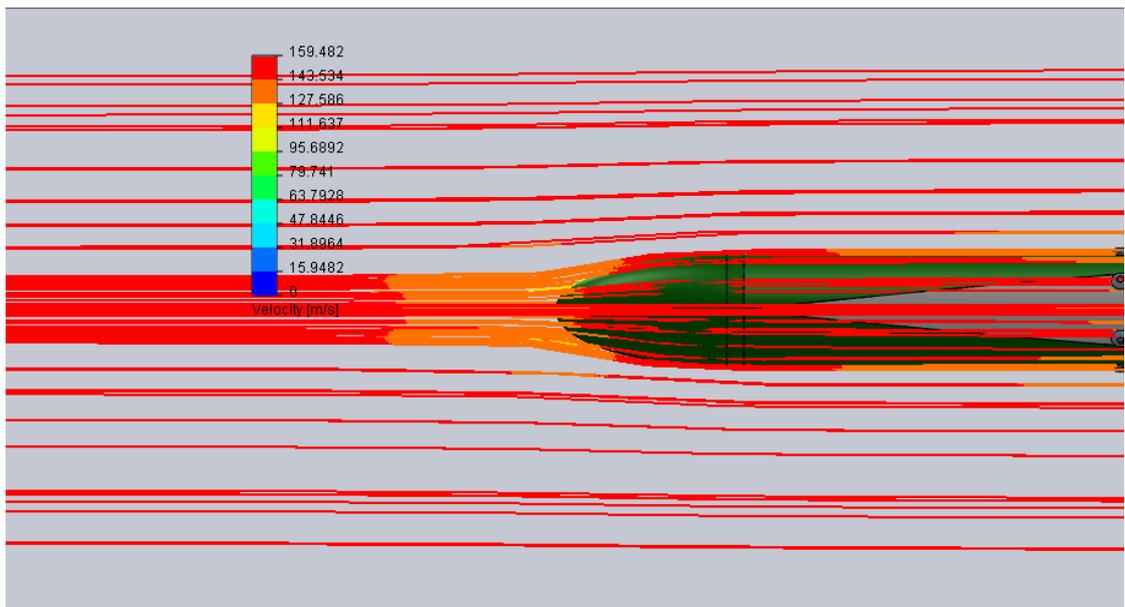


Figura 6. Análisis aerodinámico de la nariz.

Luego del diseño y análisis se procedió a construir la nariz, para hacerlo se empleo la máquina de prototipado rápido perteneciente a la universidad. El diseño de la nariz y el resultado obtenido del prototipado rápido de esta se aprecian en la siguiente imagen (ver figura 7a y 7b).



a.



b.

Figura 7. a. Nariz resultante del prototipado rápido
b. Diseño de la nariz SolidWorks (photoview360)

Características del prototipado rápido puede verse en la sección 9.

2.4 ALETAS

Son las encargadas de proporcionar estabilidad al cohete variando el centro de presiones y facilitándole un desempeño aerodinámico en vuelo.

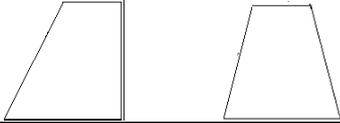
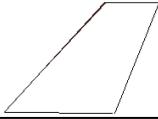
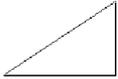
En un cohete se pueden ubicar 3, 4 o más aletas. Entre mayor sea el número de aletas, menor la altura que alcanzará, porque al tener mayor superficie, la resistencia del aire al paso del mismo será mayor a la de un cohete con menor superficie. En caso que el cohete esté diseñado para alcanzar grandes aceleraciones, velocidades y alturas, es recomendable el uso de cuatro o más para estabilizarlo.

2.4.1 Tipo de aletas

Existen 4 (cuatro) tipos de aletas básicas: aletas trapezoidales, aletas cuadradas, aletas delta y aletas triangulares (ver tabla 3).

Tabla 3. Tipos de aletas.

Fuente. <http://los-cohetes.8k.com/nocion/estabilidad.htm>

Aletas Trapezoidales	
Aleta Cuadrada	
Aleta delta	
Aleta Triangular	

2.4.2 Selección y cálculo

Para el cohete diseñado en este proyecto, el tipo de aleta más apropiado es el correspondiente al perfil trapezoidal, debido a que tiene una ventaja sobre los otros tipos de aletas, donde el borde fuga está localizado donde termina el fuselaje.

Se estableció que es mejor utilizar 3 aletas en el cohete para evitar tener resistencia al aire, y será suficiente para tener una misión exitosa. Como se ha elegido la aleta de tipo trapezoidal daremos a continuación las medidas estándares de diseño para estas aletas (ver figura 8).

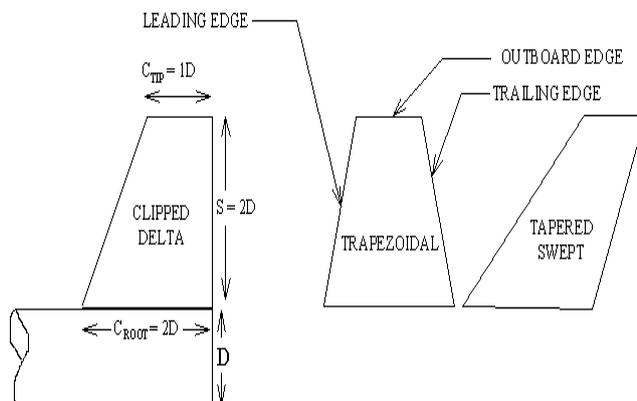


Figura 8. Variables de diseño para aletas.

Fuente <http://www.nakka-rocketry.net/fins.html>

Donde $D=63.5\text{mm}$.

Aparte de la forma, en la aleta es indispensable el perfil de los bordes, reconociendo el de ataque y el de fuga como factores aerodinámicos importantes de vuelo durante el instante de máxima aceleración (ver figura 9). Hay que tener en cuenta también el suavizado del borde de ataque y de fuga, estos sirven para que la resistencia que genera el aire sea menor.



Figura 9. Extremos aerodinámicos de la aleta.

Para seleccionar un perfil es necesario tener en cuenta la velocidad máxima alcanzada por el cohete (ver figura 10).

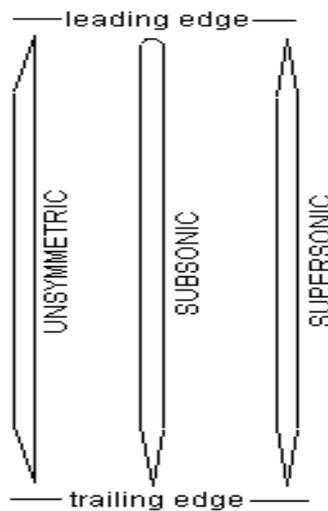


Figura 10. Perfiles de aleta según tipo de vuelo.
Fuente <http://www.nakka-rocketry.net/fins.html>

2.4.3 Análisis aerodinámico

Para tener una primera idea de cómo será el comportamiento de las aletas en vuelo durante la trayectoria en donde se involucra la velocidad del cohete que ha sido obtenida mediante software, donde el valor arrojado es de 152m/s, lo anterior se hace referencia en el numeral 2.9.2. El análisis aerodinámico se adelanta por medio de SolidWorks con su complemento *FLOWSIMULATION* (ver figura 11 y 12).

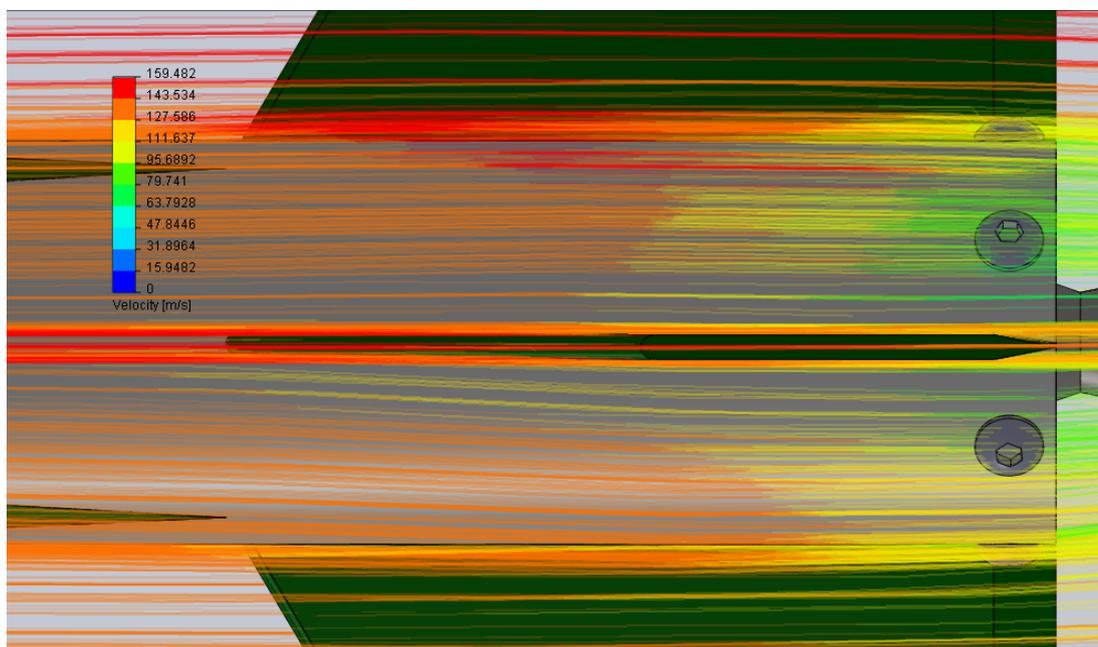


Figura 11. Análisis aerodinámico del borde de ataque y de fuga.

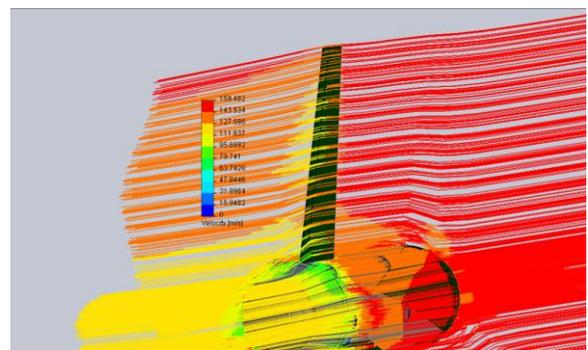
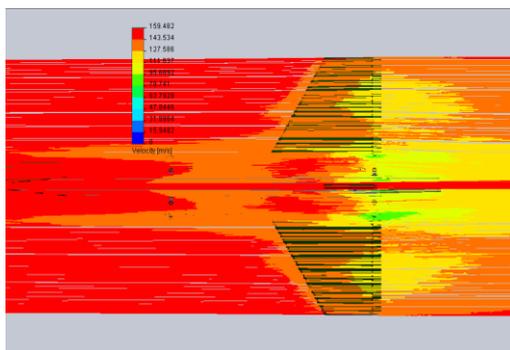


Figura 12. a. Variación de la velocidad del aire en el borde de fuga y de ataque.
b. Cambio en el ángulo de incidencia del aire.

2.4.4 Construcción

El material empleado fue lámina cuadrada de aluminio de 1mm de grosor y 300mm de lado, cortada con tijera para corte de acero y pulidos los lados con esmeril (ver figura 13a y 13 b).

Una vez realizado esto se trazo sobre una lámina de balsa de 1.5mm de espesor la silueta exterior de las aletas. Teniendo las aletas en aluminio ancladas al fuselaje (ver figura 13c) se recubrieron con el balsa para generar el perfil aerodinámico que se trazo con lija suave y en seguida se aplico poliacril, esto con el fin de rellenar imperfecciones del balsa y así generar una superficie suave y uniforme, para mejorar el desplazamiento en el aire (ver figura 13d).

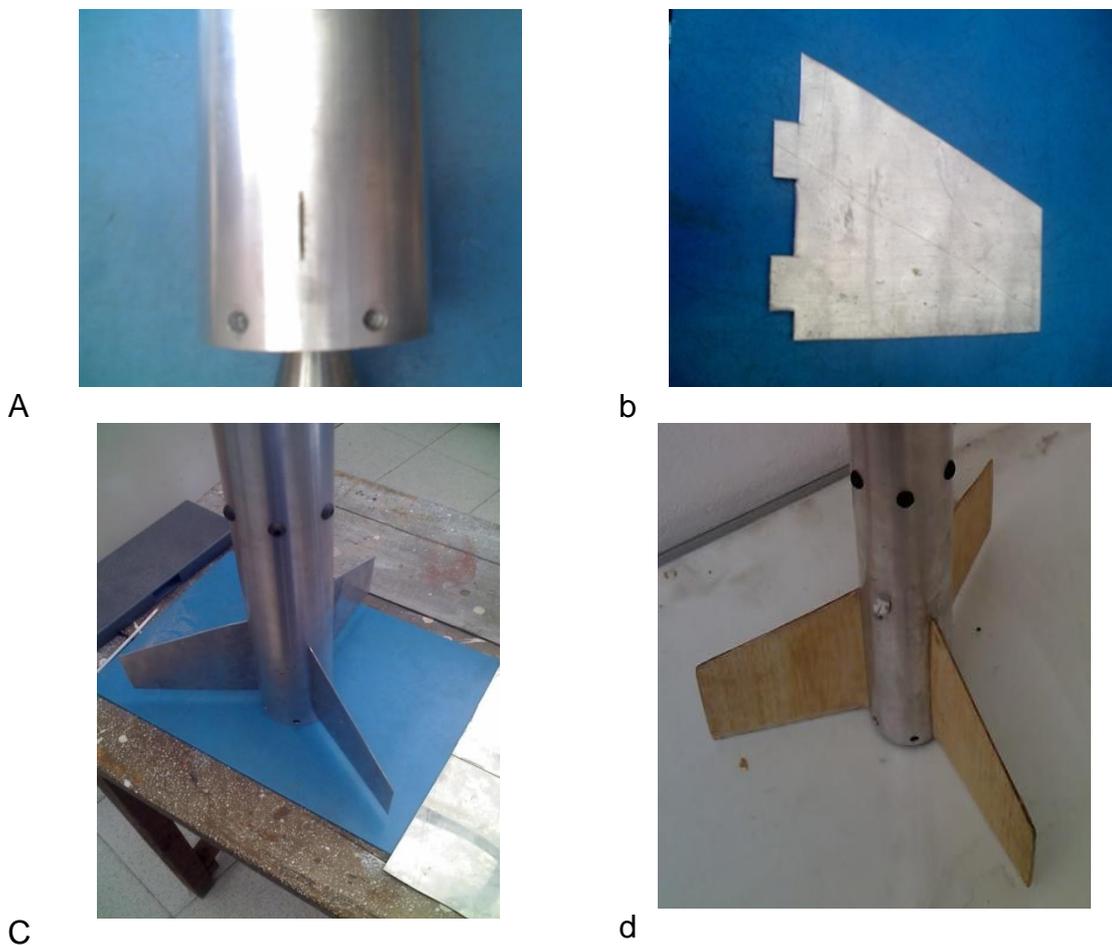


Figura 13. a. Ranura de acople para aleta.

b. Aleta con dos pestañas de agarre

c. Aletas ensambladas sin recubrimiento.

d. Aletas recubiertas por balsa.

2.5 MOTOR COHETE

Esta parte del cohete genera la propulsión, Es donde está contenido el combustible y posee una geometría adecuada de sus componentes para su correcto funcionamiento. Al interior del motor se quema el combustible que

genera gases a altas presiones que permite alcanzar el empuje necesario para levantar el peso de todas las partes que lo componen.

El combustible tipo candy fue escogido para esta misión por la mayor accesibilidad de los materiales que lo conforman y a su alto grado de seguridad, debido a que no es explosivo como algunos combustibles sólidos a base de aluminio, polímeros y combustibles líquidos.

El motor-cohete tipo candy desarrollado en esta misión es una adaptación de un diseño realizado por Richard Nakka [10], con una diferencia, la tobera como la tapa superior están sujetas al casing mediante 8 tornillos bristol 3/16" respectivamente, otra modificación es el incremento de la longitud del propelente, esto con el fin de tener mayor cantidad de gases en la cámara de combustión.

2.5.1 Casing

Esta parte contiene el propelente sólido y se ensambló junto a la tobera y la tapa superior para formar el motor-cohete.

El casing se fabricó a partir de un tubo de acero AISI 1020 (ver figura 14), que fue maquinado exteriormente para lograr mediante desbaste un grosor de pared que resistiera la presión interna y disminuyera la masa significativamente.



Figura 14. Tubo de Acero AISI 1020.

Dimensiones:
Grosor: 2mm
Longitud: 230mm

Para acoplar la tobera y la tapa superior al casing se hicieron 8 agujeros separados 45° (ver figura 15a) en el extremo superior y 8 en el extremo inferior, estos están separados del borde, el valor del radio del agujero (ver figura 15b).

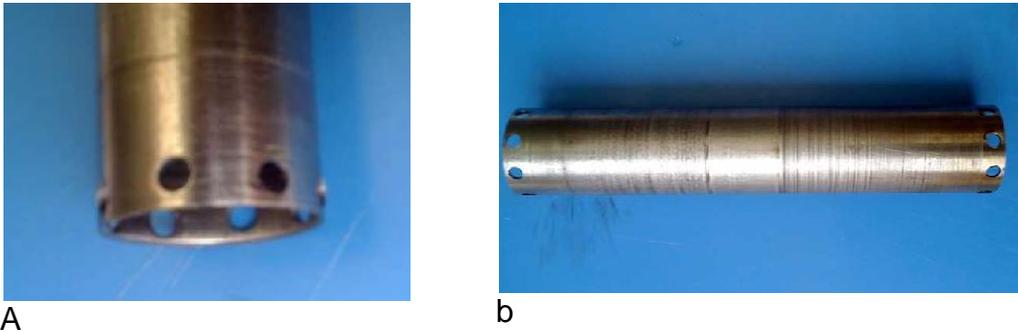


Figura 15. a. Extremo de casing con 8 perforaciones.
b. Casing con ambos extremos perforados.

2.5.2 Tobera

Esta es la parte encargada de convertir la energía potencial de un fluido en energía cinética. [11]

Los mecanismos de tobera ampliamente usados en la industria son: el tubo de Venturi (ver figura 16a) y la tobera DE LAVAL (ver figura 16b).

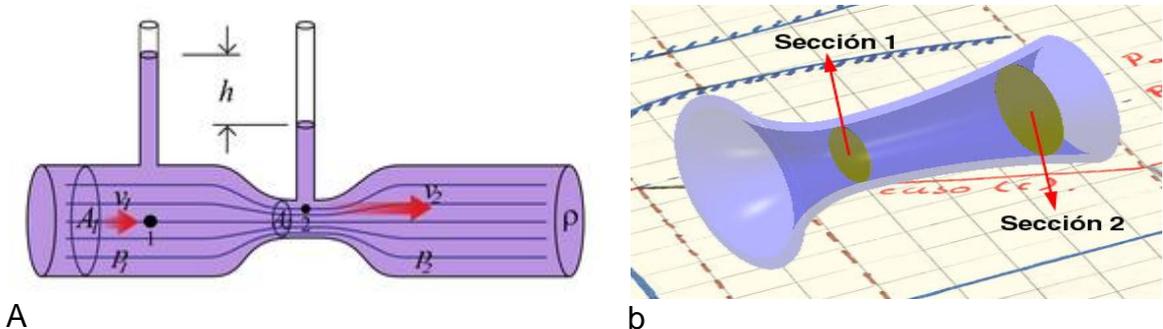


Figura 16. a. Tubo de Venturi.
b. Tobera de Laval.

Fuente: http://www.uamerica.edu.co/tutorial/2toberas_text2_c.htm

Principalmente en la industria aeronáutica y de cohetaría se implementan las toberas de Laval debido a sus altos empujes logrados a partir de los cambios de velocidad y presión entre su sección divergente- convergente.

El contorno externo comprende una sección cilíndrica y dos cónicas, donde la sección cilíndrica contendrá los orificios roscados para tornillos y dos ranuras para los orings (ver figura 17a).

Para la construcción de este dispositivo se empleó un bloque macizo de acero AISI 1020 el cual se maquino mediante torno numérico para lograr el contorno de la superficie externa; y se empleo un torno convencional para terminar la parte interna a partir de perforaciones consecutivas de brocas con distintas dimensiones y terminado por un ciclo de suavizado por lija (ver figura 17b).



a



B

Figura 17 a. Vista lateral de la tobera.
b. Mecanizado de la sección divergente.

Los ángulos de incidencia para la divergente y la convergente corresponden a 12° y 30° respectivamente.

Como forma de sostener la tobera al casing, se hacen 8 agujeros separados 45° , con una profundidad de 6mm, roscados usando un macho (M6), 3/16, rosca ordinaria con un paso de 1mm. Los tornillos empleados son bristol 3/16, grado 5.

2.5.3 AGARRE MOTOR

Como forma de sostener el motor y evitar que el fuselaje se convierta en cañón de lanzamiento, se construyeron dos mamparos que sostienen el motor en la parte superior e inferior, están atornillados al fuselaje con 6 tronillos Bristol 3/16 grado 5, rosca ordinaria con un paso de 1mm.

El material empleado es aluminio, y en forma de anillo (ver figura 18a), uno de ellos cortado por la mitad para permitir agarrar la parte inferior en la garganta de la tobera debido a su forma cónica (ver figura 18b).



a



B

Figura 18. a. Mamparo superior.
b. Mamparo inferior.

2.5.4 ENSAMBLE DEL MOTOR

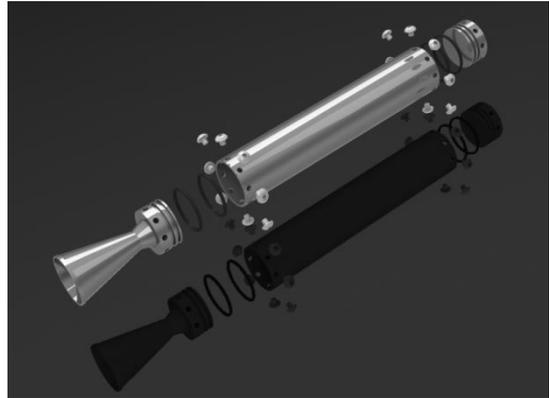
El conjunto resultante de las partes anteriormente mencionadas: tobera y casing, junto con la tapa (semejante a la sección cilíndrica de la tobera), tornillos y orings constituye lo que se denomina el motor-cohete (ver figura 19a), con una cavidad de 190mm de longitud para alojar el taco combustible.

La longitud del motor desde la tapa superior hasta el extremo divergente de la tobera alcanza una longitud de 300mm.

Para mayor entendimiento sobre lo que comprende un motor-cohete se renderizo una imagen del explosionado (ver figura 19b).



a.



b.

Figura 19. a. Ensamble del motor.
b. Explosionado del motor

2.6 PROPELENTE Y PIROGENO

El propelente es el combustible contenido en el motor-cohete y el pirógeno es el encargado de encender el propelente para generar la combustión.

El propelente también conocido como propulsor, está definido como:

Propulsor = Combustible (Reductor) + Comburente (Oxidante)

2.6.1 Composición del propelente

El combustible empleado es sólido, conocido comúnmente como tipo Candy debido a tener azúcar en su composición. Para este tipo de propelente, el combustible corresponde a nitrato de potasio y el oxidante a sorbitol, distribuidos en la mezcla en porcentaje de 65% y 35% respectivamente.

Para hacer un taco propelente se debe tener en cuenta que las porciones de nitrato y sorbitol dependen principalmente del volumen interior del motor.

El proceso de elaboración del taco propelente comienza con la molienda del nitrato de potasio (ver figura 20) y tamizado para obtener partículas más finas evitando que se apelmace. Para el sorbitol se emplea el mismo procedimiento y finalmente se sacan los porcentajes adecuados para la mezcla total.



Figura 20. Molienda del nitrato de potasio.

El polvo de ambos productos se mezcla mediante agitación por un periodo de tiempo de 45 min, durante este tiempo debe estar en un recipiente cerrado para evitar la humedad, posible riesgo de chispas debido a su facilidad de encendido y es necesario evitar la inhalación de dicho polvo.

El molde se recubre con papel encerado o cartón cartulina. Se realiza el fundido mediante un baño termostático estabilizado y controlado, donde la parafina derretida será la encargada de elevar la temperatura del molde y mediante un termómetro de inmersión se monitorea el incremento de la temperatura (ver figura 21a). Para el propelente del proyecto se trabajo en un rango de 160°C – 180°C.



a



b

Figura 21. a. Banco de moldeo.
b. Proceso de cocción.

Durante el llenado del molde, debe batirse la mezcla para no permitir que se creen grumos y lograr una mayor homogeneidad del propelente (ver figura 21b). El core deberá recubrirse con algún elemento antiadherente para evitar una salida dificultosa debido a la gran adherencia que posee esta mezcla. Debe dejarse enfriar hasta que quede una pasta dura y consistente, para poder ser retirada del molde y sacarle el CORE.

2.6.2 Caracterización-comportamiento del propelente

Para comprender el comportamiento del propelente se hicieron diferentes pruebas donde se evaluó la tasa de quemado (TQ), índice de flamabilidad (IF).

Tasa de quemado (TQ):

Con esta prueba se busca establecer el tiempo que tarda el combustible en consumirse, para lograrlo se crearon 15 probetas cilíndricas de propelente (ver figura 23a) de 4mm de sección transversal, con tres marcas, donde la primera es el punto 0 y a partir de ella se marca en 20mm y 40mm (ver figura 22).

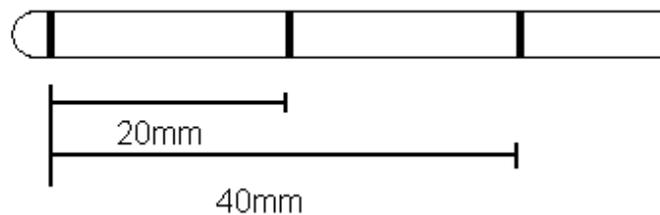
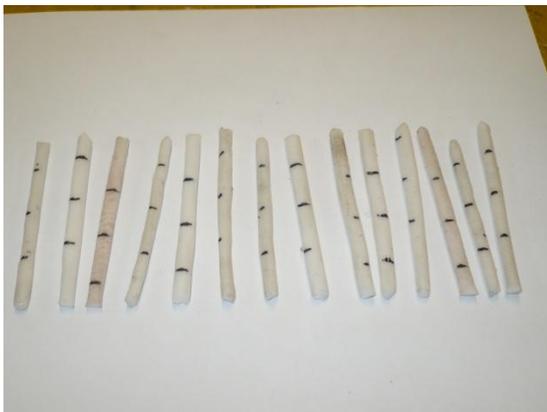


Figura 22. Probeta de propelente.

Colocadas verticalmente sobre una placa perforada para la prueba (ver figura 23b), se encienden mediante una lamina de acero que ha sido previamente calentada y puesta en contacto con la parte superior de la probeta y ayudados de un cronometro se toma el tiempo comprendido de quemado entre marca y marca.



a.



b.

Figura 23. a. Muestras de propelente.
b. Probeta de propelente encendida.

Como resultado de las 15 pruebas se obtuvieron 30 tiempos los cuales pueden verse en la tabla 4, se calculo la velocidad de quemado para cada muestra, el promedio de las 15 pruebas a 20mm y 40mm y su desviación estándar. Arrojando como resultado un promedio de velocidad de 2,1 mm/s para ambas secciones lo cual indica el quemado constante a lo largo de la probeta.

Tabla 4. Velocidad de quemado de las probetas.

Longitud (mm)	Tiempo (s)															prom	desv est
	9,9	9,8	9,7	9,6	9,6	9,3	9,8	9,6	9,3	10,0	9,8	9,7	9,7	9,6	9,8		
20,0	9,9	9,8	9,7	9,6	9,6	9,3	9,8	9,6	9,3	10,0	9,8	9,7	9,7	9,6	9,8		
40,0	19,6	19,4	19,0	19,2	19,1	19,4	19,4	19,2	19,2	19,6	19,6	19,3	19,1	19,3	19,4		
velocidad quemado 20 (mm/s)	2,0	2,0	2,1	2,1	2,1	2,2	2,0	2,1	2,2	2,0	2,0	2,1	2,1	2,1	2,0	2,1	0,07
Velocidad quemado 40 (mm/s)	2,0	2,1	2,1	2,1	2,1	2,1	2,1	2,1	2,1	2,0	2,0	2,1	2,1	2,1	2,1	2,1	0,04

Para establecer un rango posible de confianza del 95% fue necesaria la obtención del promedio, la desviación estándar y el alfa de la siguiente ecuación (ver tabla 5).

$$\bar{x} \pm 1.96 \left(\frac{\sigma}{\sqrt{n}} \right) \quad (2)$$

$$95\% = 100(1 - \alpha) \quad (3)$$

$$\alpha = 0.05$$

Tabla 5. Resultados experimentales de la tasa de quemado.

Promedio (s)	2.1
Desviación Estandar	0.07
Intervalo de confianza	2.06<TQ(mm/s)<2.13

Índice de flamabilidad:

Indica la dificultad que existe para encender el propelente (ver figura 24b) al exponerlo a llama directa. Para la realización de este experimento se ensayaron 10 discos con un diámetro exterior de 52 mm y 20 mm de longitud (ver figura 24a).



a.



b.

Figura 24. a. Disco de propelente.
b. Disco de propelente encendido.

Como resultado de las 10 pruebas se obtuvieron 10 tiempos de retardo del encendido, los cuales pueden verse en la tabla 6, se calculo el tiempo promedio de ignición. Arrojando como resultado un promedio de tiempo de 16,8s

Tabla 6. Tiempos de ignición en 10 muestras.

Muestra	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	Prom.	Des est
Tiempo para ignición (s).	18,0	13,7	12,7	19,8	24,0	12,1	16,5	18,0	18,1	15,2	16,8	3,6

Para establecer un rango posible de confianza del 95% fue necesaria la obtención del promedio, la desviación estándar y el nivel de confianza (ver tabla 7).

Tabla 7. Resultado de los ensayos de flamabilidad.

Promedio	16.8
Desviación estándar	3.6
Intervalo confianza	14.56 < IF (s) < 19.03

2.6.3 Composición del pirógeno

Partiendo de la composición elaborada por Richard Nakka en su documento sobre PYRODED [12], fue elaborada la pólvora gris a partir de azufre, nitrato de potasio, carbón y pegauchó (ver tabla 8).

Tabla 8. Componentes de la pólvora gris.

Fuente: <http://www.escull.net/spanishdocs/rnakka/PyroDED.pdf>

Componente	Cantidad (gr)	Estado
Azufre	1.7	Molido fino
Carbón	0.5	Molido fino
Nitrato de Potasio	7.8	Molido fino
Pegauchó		

Estos componentes se mezclan con una cantidad mínima de agua para mojar la mezcla y al secarse se crean las recargas con la mezcla pegauchó. La mezcla se realizó en el laboratorio de plásticos de la universidad, debido a que allí se encuentra una lámpara de alógeno que reduce significativamente el tiempo de secado (ver figura 25).



Figura 25. Secado de la pólvora gris.

Además es necesario alambre de ferróníquel de 0.2mm de sección transversal que será el encargado de encender el pirógeno (ver figura 26).

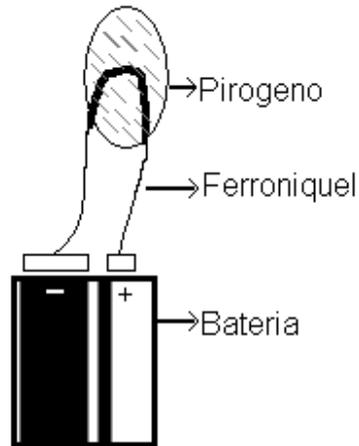


Figura 26. Conjunto componentes Pirógeno- batería.

Las “cabezas” de pirógeno se forman al cubrir el alambre de FerroNiquel con la mezcla de pólvora gris y pegaucho (ver figura 27).



Figura 27. Recarga pirógena.

2.6.4 Pruebas del Pirógeno

Las condiciones de prueba para el pirógeno consistieron de un lugar amplio y una conexión por cable de protoboard a una distancia de 1m como mínimo de la fuente de alimentación, para evitar posibles riesgos de explosión sobre la integridad física de las personas que lo estén manipulando.

La reacción del pirógeno se inicia con el paso de corriente sobre el cable ferroniquel (al rojo) (ver figura 28b), en seguida el encendido y generación de llama debido a su composición (ver figura 28c).

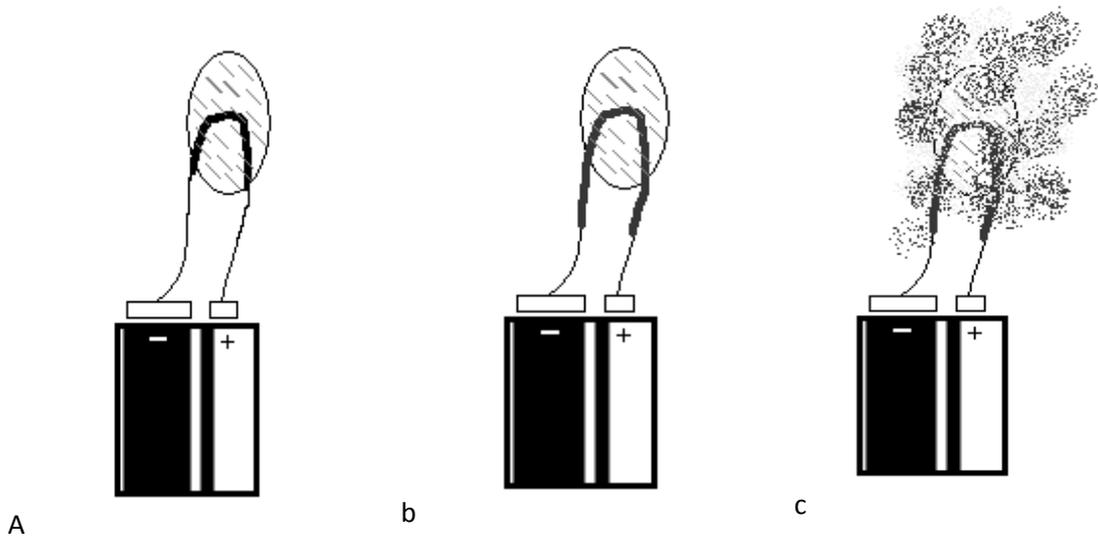


Figura 28 a. Montaje Batería Pirógeno
b. Encendido del alambre.
c. Encendido del pirógeno.

Durante las pruebas del pirógeno se realizaron cuatro pruebas de encendido con cantidades de polvora gris del mismo peso y condiciones ambientales iguales. De este modo se buscaba determinar el comportamiento de encendido (ver tabla 9).

Tabla 9. Tiempos de respuesta para encendido del pirógeno.

Ensayo	Tiempo(s)
1	5
2	4,6
3	4,8
4	5
Promedio	4,85

Para establecer un rango posible de confianza del 95% fue necesaria la obtención del promedio, la desviación estándar y el nivel de confianza (ver tabla 10).

Tabla 10. Resultado de encendido del pirógeno.

Promedio	4,85
Desviación estándar	0,1914
Intervalo confianza	4,66 < PI (s) < 5,03

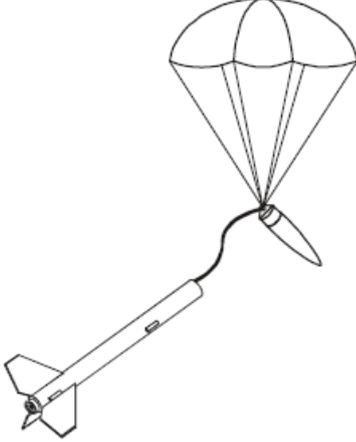
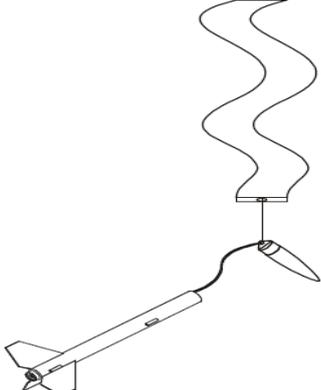
2.7 SISTEMA DE RECUPERACION

Es necesario tener en cuenta que el sistema de recuperación es importante durante el descenso del cohete, debido a que da una mayor seguridad a las personas en tierra y para la integridad del mismo. De ser así lo único a reemplazar en el cohete es el taco combustible, teniendo en cuenta que todas sus otras partes van a estar completas y sin daño alguno.

2.7.1 Tipos

Dentro de los modelos de paracaídas pueden encontrarse de acuerdo a la carga que soportará en el descenso, por tal motivo se tuvieron en cuenta los que se mencionan a continuación (ver tabla 11):

Tabla 11. Tipos de Paracaídas.

Elíptico y Hemisférico	 Un diagrama que muestra un cohete con un motor y estabilizadores, conectado a un paracaídas de tipo elíptico y hemisférico. El paracaídas está completamente desplegado y se encuentra por encima del cohete.	Es empleado para cohetes de distintos tamaños y pesos.
Cinta de Recuperación	 Un diagrama que muestra un cohete similar al anterior, pero con un sistema de recuperación de cinta. En lugar de un paracaídas, se ve una cinta que se enrolla y se extiende hacia arriba, conectada al cohete.	Empleado para cohetes con un peso máximo de 30 gramos. Descento vertical rápido.

2.7.2 Selección y cálculo

El paracaídas seleccionado en esta misión es el elíptico, debido a que los componentes alcanzaran un peso mayor al que podrá resistir la cinta de recuperación.

Se calculó el peso de los elementos que sostendrá el paracaídas con el fin de determinar los valores de las variables de diseño y corroborar la elección del paracaídas. El procedimiento es el mismo para el pesado de cada uno de los componentes (ver Figura 29b).



a.



b.

Figura 29. a. Gramera, max 5Kg.

b. Pesado del motor.

Sumando los pesos del fuselaje, nariz, aletas, paracaídas, motor, mamparos da como resultado 2.08Kg. No se tiene en cuenta el peso del propelente debido a que se habrá consumido durante vuelo y al momento del despliegue del paracaídas no poseerá combustible en la cámara de combustión.

Para el cálculo del paracaídas se tomo como peso 2.5Kg teniendo en cuenta que en el futuro se pueda emplear una carga útil de 400g.

Para obtener la superficie del paracaídas por medio de la ecuación 4 se debe tener en cuenta variables como la gravedad, la velocidad escogida de descenso, la masa del cohete sin propelente y el coeficiente de arrastre.

$$S = \frac{2 * g * M}{\rho * Cd * V^2} \quad (4)$$

$$S = \frac{2 * 9.81 * 2500}{1225 * 0.75 * 7^2}$$

$$S = 1.0895$$

$$R = \sqrt{\frac{1.0895}{\pi}}$$

$$R = 0.5889$$

$$D = 1.18 \text{mts}$$

El tipo de paracaídas escogido es el elíptico, como base del diseño se recurrió a un software de libre distribución proporcionado por Richard Nakka [13], Para poder emplear el programa es necesario introducir los siguientes datos: Número de gores y Diámetro (ver figura 30).

El programa se encarga de llenar una lista con los valores de una interpolación de puntos que al final serán los que formaran el croquis del gore.

Pattern calculator for Parachute Gore Panels

Enter parachute data:

Diameter = 118 centimetres

Number of gores = 6 (4 minimum)

Parachute Panel Basic Coordinates 100 cm. Diameter, 12 Gore (reference)			
x	y	x	y
26,18	0,00	0,00	0,00
26,15	2,50	0,03	2,50
26,05	4,99	0,13	4,99
25,89	7,47	0,29	7,47
25,67	9,93	0,51	9,93
25,40	12,37	0,78	12,37
25,08	14,78	1,10	14,78
24,72	17,17	1,46	17,17
24,32	19,51	1,86	19,51
23,90	21,82	2,28	21,82
23,45	24,10	2,73	24,10

Parachute Panel Scaled Coordinates 118 cm. diameter			
x	y	x	y
61,78	0,00	0,00	0,00
61,71	2,95	0,08	2,95
61,48	5,89	0,31	5,89
61,10	8,82	0,68	8,82
60,59	11,72	1,20	11,72
59,95	14,60	1,84	14,60
59,20	17,45	2,59	17,45
58,34	20,26	3,44	20,26
57,41	23,03	4,38	23,03
56,40	25,75	5,38	25,75
55,34	28,44	6,45	28,44

Figura 30. Ingreso de datos del diámetro y numero de gores.

2.7.3 Construcción y prueba

Para la construcción del paracaídas fue necesario emplear los siguientes materiales (ver tabla 12).

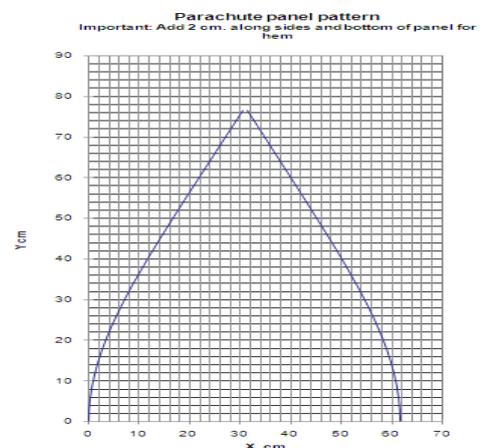
Tabla 12. Materiales para construcción del paracaídas.

Hoja milimetrada
Lápiz
Tijeras
Tela impermeable
Hilo nylon
Cáñamo

En la hoja milimetrada se trazo el croquis con las dimensiones reales del contorno del gore (ver figura 31a).



A



b

Figura 31. a. Materiales para construcción del gore
b. Croquis del gore

Para probar la captación del aire y la sustentación se hizo una prueba al aire libre. Dentro de esta prueba se amarro una masa de 1Kg aprox y se lanzo, logrando que durante la caída se desarrollara y abriera.

Esta prueba se realizo en un lugar abierto (parque), y es por eso que el peso empleado fue de 1 Kg por motivos de seguridad. Las corrientes de aire no siempre tenían la misma dirección ni velocidad, siendo una ventaja puesto que se probó con varias condiciones, desplegándose en la mayoría de ellas. Para cargas mayores la apertura es más rápida (ver figura 32).



Figura 32. a. Despliegue del paracaídas.
b. Prueba de sustentación.

2.8 SISTEMA DE IGNICIÓN Y TARJETA DE SEGURIDAD

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

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

Radiofrecuencia: Se emplea un control remoto (transmisor) y un circuito en contacto directo con el pirógeno (receptor), y mediante un pulso de activación enviado por el control se inicia la combustión del propelente.

Temporizado: El circuito está en contacto directo con el pirógeno y se inicia el conteo por el operario, que tendrá un tiempo establecido en el que se pondrá en un sitio seguro.

Para la realización de este proyecto se diseñó, construyó y programó un circuito temporizado con tiempo de 1 minuto para el encendido del motor, Además del circuito se diseñó y construyó una tarjeta de seguridad que da autorización al operario para activar el circuito temporizado (ver figura 33).

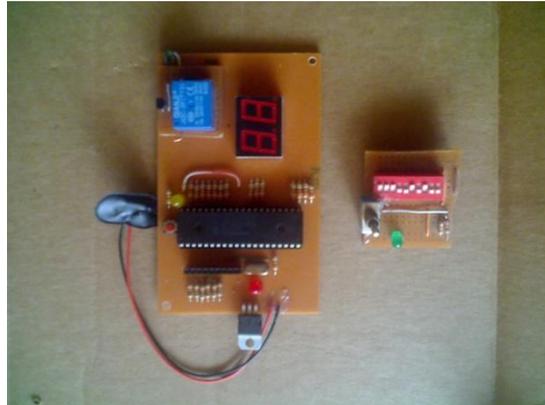


Figura 33. Conjunto de Circuito ignitor y tarjeta de seguridad.

Para asegurar el correcto funcionamiento del ignitor y prevenir que se encienda el pirógeno antes de tiempo, se dispuso de tres LEDs que indican en que parte del procedimiento se encuentra el operario. Es necesario que en ningún momento el LED rojo este encendido.

Para mayor información acerca del procedimiento para el encendido, diríjase al anexo Protocolo de prueba de motor (ver anexo 1).

Para el diseño se empleo la herramienta de software PIC C para la creación del código para el PIC 18F4550, y la herramienta PROTEUS para la simulación del circuito impreso (ver figura 34). Esto para prevenir posibles inconvenientes en el montaje real.

En el código del micro controlador se destaca el uso de la interrupción por TIMER 1 que es la encargada de dar la señal para encendido luego de 1 minuto, seguido a esto existen dos funciones que se encargan de la codificación de los números para que aparezcan en la visualización (displays) y la función encargada de verificar que la clave de la tarjeta de seguridad corresponde a la clave programada y darle permiso al operario de seguir en la activación del temporizador.

La electrónica de la tarjeta de seguridad cuenta con un DIPSWITCH que contiene la clave de aceptación, un interruptor de codillo y un LED verde que indica la posición a ON del interruptor.

La electrónica del ignitor principalmente se basa en el micro controlador PIC 18f4550, dos displays y dos LEDs, uno amarillo que indica que el código de la tarjeta es correcto y uno rojo de seguridad que no debe estar encendido porque de lo contrario indica que esta encendiendo el pirógeno.

La etapa de potencia está conformada por un relé y un diodo conectados a la batería de 9v que alimenta el circuito.

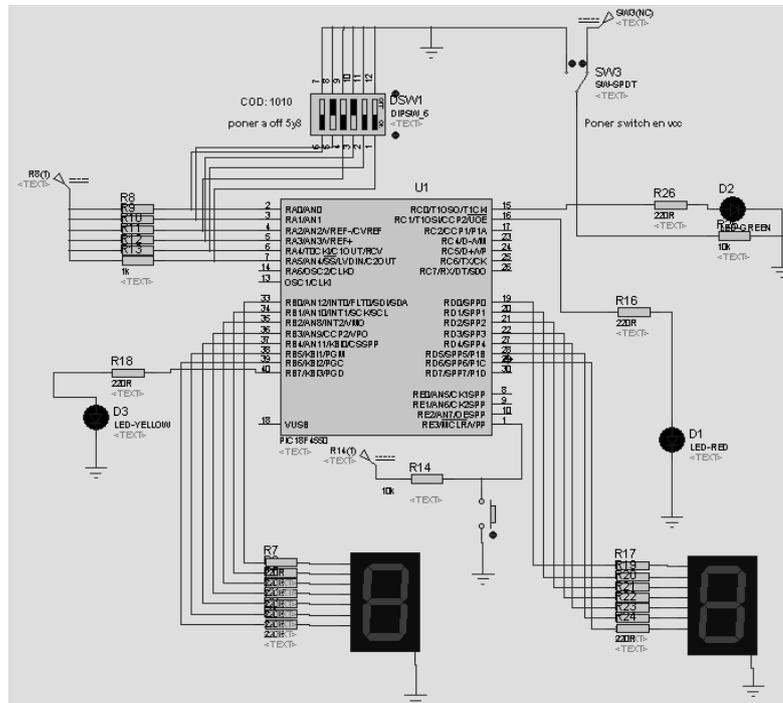
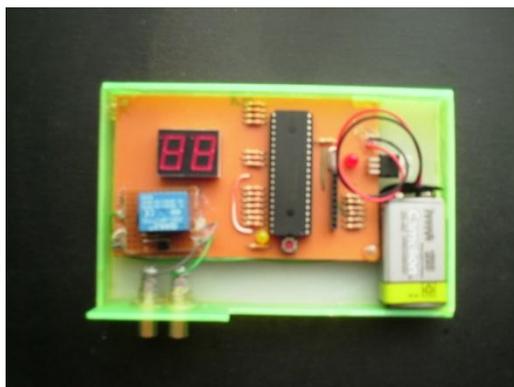


Figura 34. Circuito electrónico en PROTEUS

El sistema final de ignición y tarjeta de seguridad se ven a continuación (ver figura 35).



A



B

Figura 35. a. Circuito ignitor.
b. Tarjeta de seguridad.

2.9 OBTENCIÓN DEL EMPUJE, ALTURA Y VELOCIDAD DE VUELO.

Una herramienta de gran importancia en el diseño de los subsistemas del cohete fue el análisis asistido por software, mediante datos reales medibles como el peso y datos de diseño, permitió aproximar al comportamiento real de distintas partes del cohete y del cohete totalmente ensamblado.

2.9.1 Determinación del empuje

Una Herramienta de software de distribución libre para la determinación del empuje del cohete [13], el cual permite obtener el valor del empuje, la gráfica de empuje vs tiempo y la categoría al cual pertenece el motor empleado, que para esta ocasión es de tipo I.

Los valores ingresados en este programa corresponden a datos de la cámara de combustión y el grano propelente como el diámetro de la cámara, Largo de la cámara, Tipo de grano propelente, Diámetro externo del grano, diámetro interno del grano, longitud del segmento de grano.

Luego de ingresar todos los valores necesarios y compilar el programa, los resultados obtenidos pueden apreciarse en la siguiente tabla (ver tabla 13)

Tabla 13. Resultado del empuje según software

MOTOR LARFAR 1		
Masa del grano	0,341	Kg
	0,752	Lb
Impulso total	367,1	N-seg
	82,5	Lb-seg
Empuje Promedio	427,0	Newton
	96,0	Libras
Tiempo de empuje	0,860	Seg
Impulso específico	109,7	Seg
Clasificación del motor	I 427	

Los puntos generados en el programa se tabularon en la grafica empuje vs tiempo donde puede verse que con un carácter ideal el empuje llega a su máximo en 0.04 segundos y consumiéndose 0.8 segundos (ver figura 36).

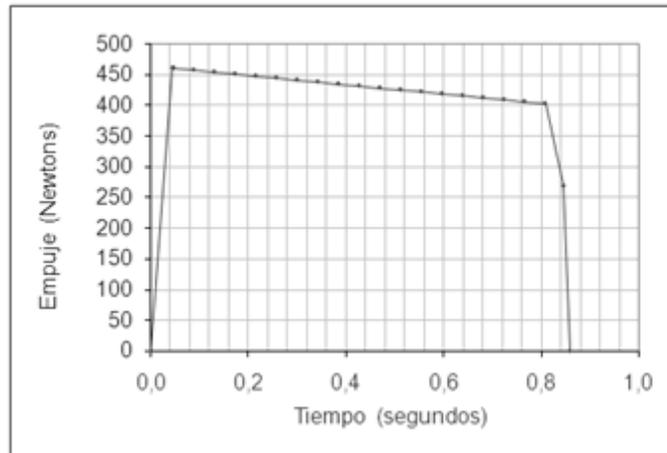


Figura 36. Gráfica Empuje vs Tiempo

2.9.2 Determinación de la altura y velocidad de vuelo.

Se empleó una Herramienta de software de distribución libre para la determinación de la altura y la velocidad que el cohete puede lograr [13], entre las variables que deben ingresarse está el empuje promedio, el impulso total, la masa muerta, masa del propelente, diámetro del cohete y coeficiente de arrastre, todos estos datos son suministrados por el programa del numeral 2.9.1.

Dentro de los resultados obtenidos está la gráfica masa vs altura (ver figura 37) y el valor para las variables altura pico, tiempo de altura pico y velocidad máxima.

Minimum mass:	2,08	kg
Maximum mass:	2,50	kg
Interval:	0,02	kg
Best mass:	2,08	kg
Maximum altitude:	783	m

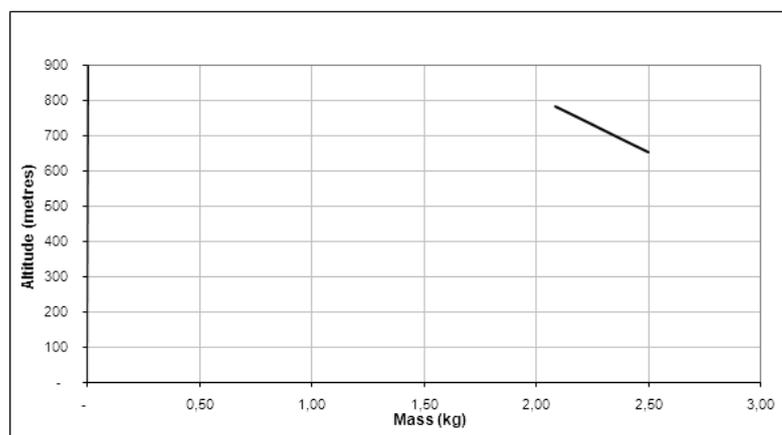


Figura 37. Gráfica masa vs altura

De la grafica anterior define que el peso del montaje físico de 2.08Kg puede lograr una altura máxima de 783 metros. Ahora el resultado para la velocidad máxima alcanzada puede verse en la tabla 14.

Tabla 14. Resultado de la altura y la velocidad

Rendimiento en vuelo		
Altura Pico	Z _{peak} =	783 metros
Tiempo de altura pico	T _{peak} =	12,2 segundos
Velocidad máxima	V _{max} =	152m/s

2.10 ANALISIS AERODINAMICO DEL COHETE, PINTURA Y ENSAMBLE

2.10.1 Análisis aerodinámico

Para tener una primera idea de cómo será el comportamiento del cohete durante la trayectoria involucrando la velocidad, ha sido necesario simular el comportamiento en vuelo. El análisis aerodinámico se hace a partir de un fluido (aire) que se proyecta sobre la superficie del cohete para detectar algún tipo de turbulencia o falla en el diseño.

Como puede verse en la figura 38, el resultado final de la simulación entrega un comportamiento estable del fluido sobre el cohete donde la variación de la velocidad no es tan notoria. De este modo queda expuesto que el diseño aerodinámico del cohete es el apropiado para esta velocidad de vuelo.

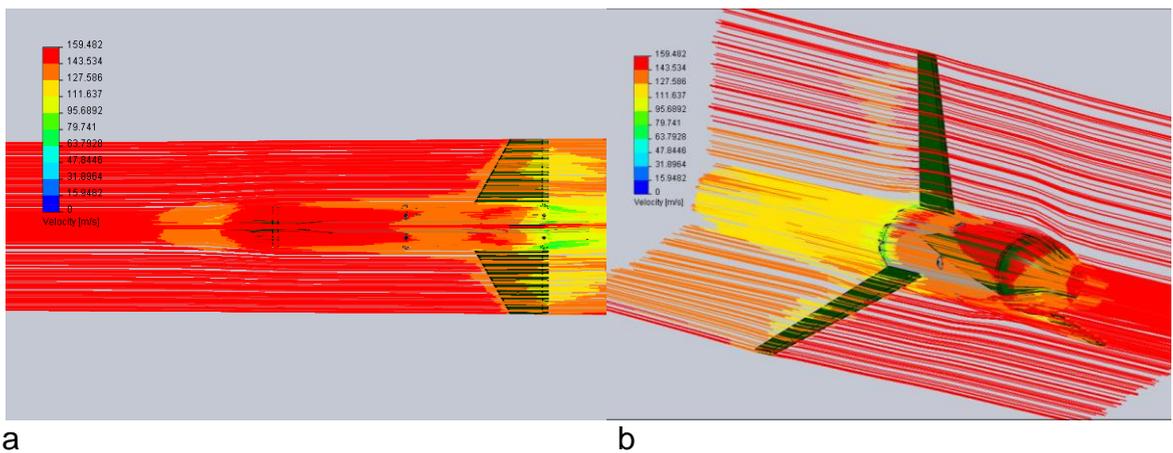


Figura 38. a. Simulación desde vista longitudinal.
b. Comportamiento del fluido al pasar por la superficie.

2.10.2 Pintura

El proceso de pintura fue llevado a cabo mediante un aerógrafo, de tal manera que la superficie tenga un acabado homogéneo para reducir la fricción de los materiales que lo conforman debido a que originalmente poseen rugosidades y porosidades que incrementan el coeficiente de arrastre para tal labor hay que tener en cuenta que por la variedad de materiales que se encuentran en la superficie del cohete, como ABS, aluminio, acero y balsa no se puede hacer el mismo tratamiento de pintura para todos.

Para esto se emplearon los siguientes materiales (ver tabla 15).

Tabla 15. Lista de materiales para pintura.

Fondo relleno gris
Laca Blanca
Verde Poliéster
Barniz Poliuretano
Blanco Poliuretano
Masilla poliéster

El resultado del proceso de pintado muestra un cambio notorio del cohete antes y después (ver figura 39).



Figura 39. a. Cohete sin pintar.
b. Cohete pintado.

2.10.3 Ensamble

Esta parte del proyecto muestra como queda el cohete terminado después del proceso de pintura y la unión de cada una de las partes que constituyen al cohete como son las aletas, motor-cohete, propelente, mamparos, nariz, sistema de expulsión, paracaídas.

Debido a que el ensamble total contiene varios subsistemas, se presenta a continuación el ensamble del motor cohete (ver figura 40) para mayor claridad de los componentes internos.

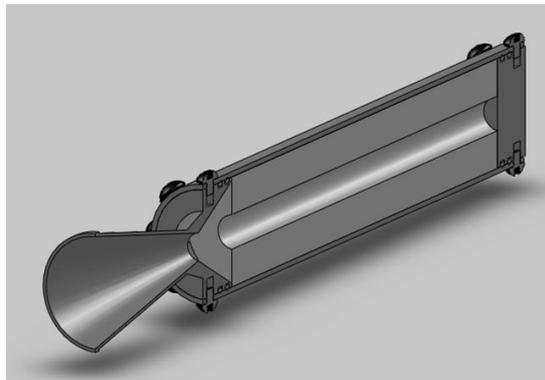


Figura 40. Ensamble motor cohete con propelente.

A continuación se muestra el cohete completo (ver figura 41a) y un explosionado (ver figura 41b) que reúne todas las partes excepto el sistema de recuperación y el mecanismo de expulsión de la nariz.



A



b

Figura 41. a. Ensamble del cohete.
b. Explosionado del cohete.

Para la implementación del paracaídas es necesario tener un anillo al cual estará sujeto por líneas de recuperación al fuselaje, la nariz y el paracaídas (ver figura 42b), evitando la pérdida de algún elemento en el momento de descenso. En la nariz se implemento un mecanismo de expulsión (ver figura 42a) el cual tiene como finalidad expulsar la nariz y halar el paracaídas al exterior del fuselaje en el momento del apogeo, esto se garantiza mediante un sensor de mercurio alojado en el interior de la nariz.



a



B

Figura 42. a. Mecanismo expulsor y líneas de recuperación.
b. Cohete con el paracaídas desplegado.

2.11 GUIA DE LANZAMIENTO

En el desarrollo del proyecto se diseñó y construyó una guía de lanzamiento (ver figura 43a) que permite al cohete subir en forma recta los primeros 3 metros, además ayuda a la estabilización en el instante que experimenta mayor aceleración.

Está conformado por un trípode (ángulos de acero + placa de madera y acero) que sostiene un soporte de aluminio cuadrado hueco puesto en forma vertical, en el cual esta atornillado un riel de sección transversal en C.

Para que el cohete se pueda deslizar sobre la guía de lanzamiento fue necesario colocarle dos guías de riel a lo largo del eje longitudinal (ver figura 43b).



A



b

Figura 43. a. Guía de lanzamiento.
b. Guías de riel en el fuselaje.

2.12 BANCO DE PRUEBA PARA MOTOR

Para obtener el empuje del motor, fue necesario emplear el banco de pruebas (ver figura 44) que fue construido por el grupo de investigación volta durante el desarrollo de esta investigación. El principio de funcionamiento del banco es la transformación de la presión en intensidades eléctricas, y el dispositivo encargado de esta labor es la celda de carga que para este caso tiene un rango de 0 a 200Kg.



Figura 44. Banco de prueba del motor.

La señal obtenida de la celda de carga pasa a un circuito de acondicionamiento para ser interpretada por un micro controlador que estará conectado mediante USB al computador. La interface de usuario permite guardar los datos obtenidos de la celda de carga en un archivo de bloc de notas (.txt).

La prueba se realizo en la zona de pruebas de INDUMIL sección de explosivos, teniendo en cuenta el protocolo de seguridad desarrollado para esta prueba (ver anexo 1). El resultado fue un encendido exitoso del propelente (ver figura 45) donde se puso a prueba el circuito de ignición mencionado en el numeral 2.8 correspondiente a "Sistema de ignición y tarjeta de seguridad".



a.



b.



c.



d.

Figura 45. a. Montaje del motor en el banco de pruebas.
b. Inicio de la expulsión de gases.
c. Generación del máximo empuje.
d. Fin de la expulsión de gases.

Finalizada la prueba, se espero un tiempo estimado de un 1 minuto para evitar posibles reacciones del motor en caso que existiera combustible aun dentro de la cámara de combustión. Al momento de llegar a la zona de prueba las primeras impresiones fue el estado de la tobera a causa del calentamiento que experimento y la cantidad de residuo de propelente (ver figura 46) alojado en la sección divergente. En seguida se inspecciono el resto del motor, mostrando claramente una marca de calentamiento sobre un costado del casing.



Figura 46. Estado de la tobera luego de la prueba del motor.

Una de las posibles causas de la coloración del casing (ver figura 47a) y la tobera es la temperatura alcanzada durante la prueba que se estima alrededor de los 700°C. Por otro lado las posibles causas de la ubicación de las marcas del casing (ver figura 47b) son debido a la forma horizontal en que se hizo la prueba y además el pirógeno no estaba en contacto sobre toda la superficie del propelente sino a un costado.



a



b

Figura 47. a. Estado del casing luego de la prueba del motor.
b. Marcas por calentamiento.

2.13 SIMULACIÓN DE LA TRAYECTORIA DEL COHETE EN VUELO, CENTRO DE GRAVEDAD Y CENTRO DE PRESIONES

Para lograr comprender el comportamiento en vuelo del cohete completamente ensamblado es necesario hacer una simulación con parámetros lo más cercanos al entorno real de donde será lanzado, por tal razón a diferencia de los análisis aerodinámicos que se hicieron anteriormente en donde se involucraban la velocidad del viento como único factor de análisis, en este caso se involucra condiciones atmosféricas (viento, temperatura, presión y humedad), condiciones geográficas (Altitud), correspondientes a la zona de lanzamiento y en cuanto al cohete los parámetros de diseño se estudiarán a continuación mediante la herramienta de software ROCKSIM que posee una gran base de datos del área de cohetaría.

Para utilizar el software de APOGEE ROCKETS es necesario construir nuevamente el cohete a partir de la lista de componentes que viene integrada en el programa (ver figura 48). Estos componentes corresponderán a los elementos reales en cuanto las dimensiones, perfiles, pesos, tipo de material y acabados sean ingresados correctamente.

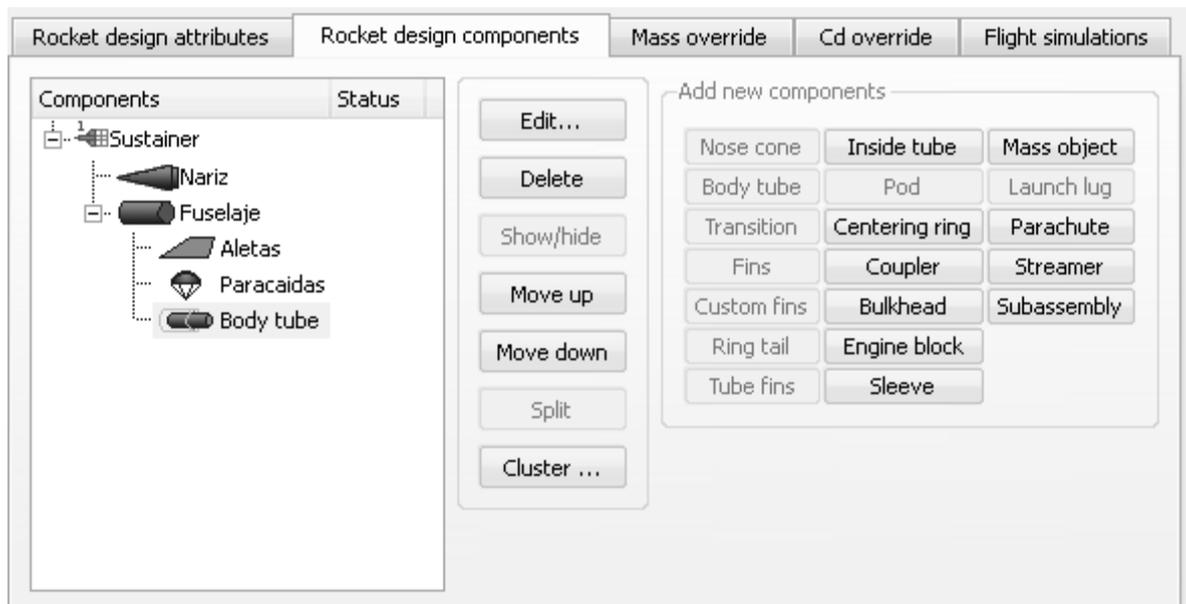


Figura 48. Lista de componentes seleccionados y Tabla de componentes

En ROCKSIM pueden encontrarse listados de distintos tipos de componentes según la empresa que los construye, pero en esta misión se recurrió a la edición de cada parte del cohete al tener características que no poseen los

modelos comerciales, un ejemplo de esto es la formación del taco combustible que fue importado desde la herramienta de edición del motor de ROCKSIM llamada EngEdit (ver figura 49), que permite la creación del combustible a partir de datos de la longitud, diámetro externo, diámetro del core, masa y los datos de la curva de empuje (ver figura 36).

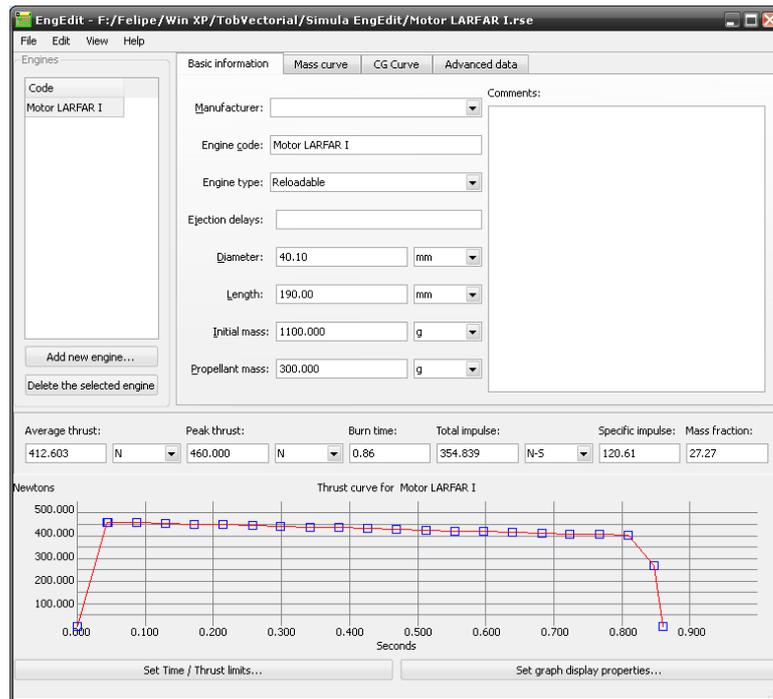


Figura 49. Interface EngEdit para motor LARFAR 1

Para importarlo se escoge *reloaded engine data...* en la opción FILE de la barra de menú y se carga en el componente body Tube.

A medida que se ingresan los componentes y se posicionan a partir de un punto de referencia que puede ser el extremo izquierdo del fuselaje, el programa genera una vista del cohete con los puntos de centro de gravedad y centro de presiones, de igual manera se visualiza el diámetro del cohete, longitud del cohete y masa total del cohete (ver figura 50).

Length: 22.6772 In. , Diameter: 2.6260 In. , Span diameter: 12.0748 In.
Mass 76.7821 Oz. , Selected stage mass 76.7821 Oz.
CG: 15.2897 In., CP: 18.2534 In., Margin: 1.13
Engines: [Motor LARFAR I-None,]

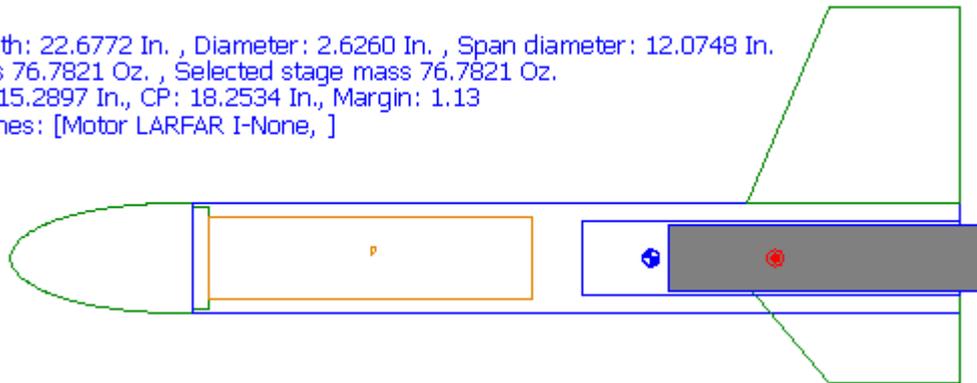


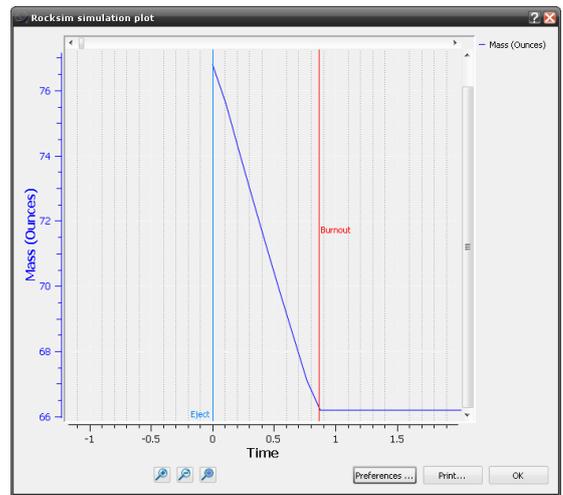
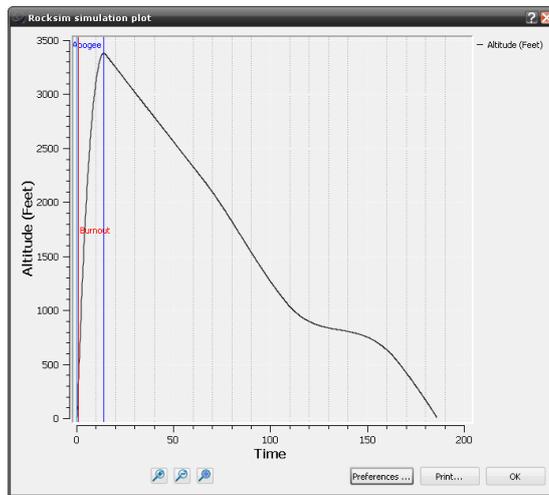
Figura 50. Centro de gravedad y centro de presiones.

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

Después de tener el motor LARFAR 1 diseñado en EngEdit, importado y ensamblado en el modelo del cohete de ROCKSIM se procede a ingresar los datos correspondientes al sitio de lanzamiento (atmosféricos y geográficos), esto con el fin de obtener un resultado semejante a lo que sucederá el día del lanzamiento. Después de ingresar los datos se compila el programa para generar la simulación y encontrar posibles incongruencias.

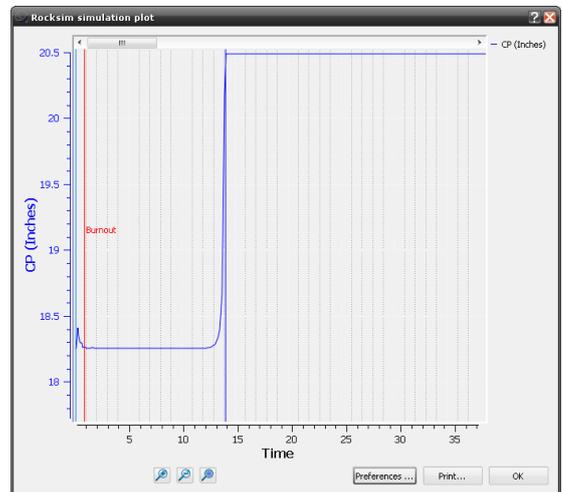
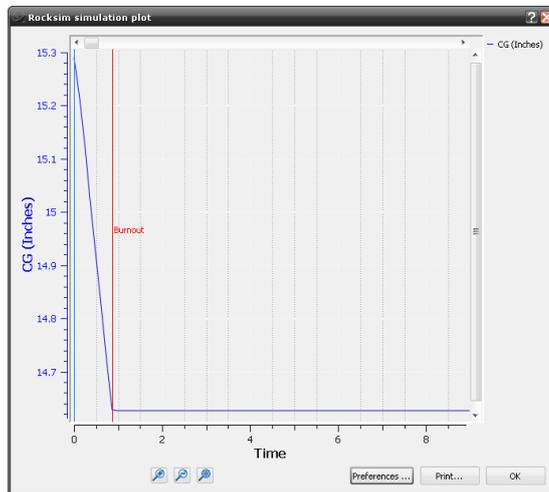
La forma de compilar el modelo, es dando click sobre el botón *prepare for launch...*, a partir de este hacia la derecha, existe la opción de graficar (ver figura 51) con las variables deseadas o crear la animación del vuelo (ver figura 52). Dentro de las graficas que pueden obtenerse del programa, se visualizaron las correspondientes a altitud vs tiempo (ver figura 51a), masa vs tiempo donde se percibe que la variación de la masa corresponde al propelente que al quemarse reduce el peso del cohete de 76.74 Oz a 66 .22Oz, 10,53 Oz (300g aproximadamente) menos de masa en el cohete (ver figura 51b).

La variación del centro de gravedad CG (ver figura 51c) y centro de presiones CP (ver figura 51d) demuestra que durante el ascenso se tendrá un comportamiento estable porque ambos centros no se cruzan durante el recorrido.



a

b



c

d

Figura 51. a. Gráfica altitud vs tiempo.
b. Gráfica masa vs tiempo.
c. Gráfica CG vs tiempo.
d. Gráfica CP vs tiempo.

De la animación del vuelo del cohete, se tiene que la altura máxima es de 3371.17ft (1011metros) (ver figura 52a), y un radio de recuperación con paracaídas de 2570.62 ft (771.18 mts) teniendo en cuenta que la velocidad de viento que se estableció es de 20 Km/h, correspondiente a la velocidad de aire de Bogotá.

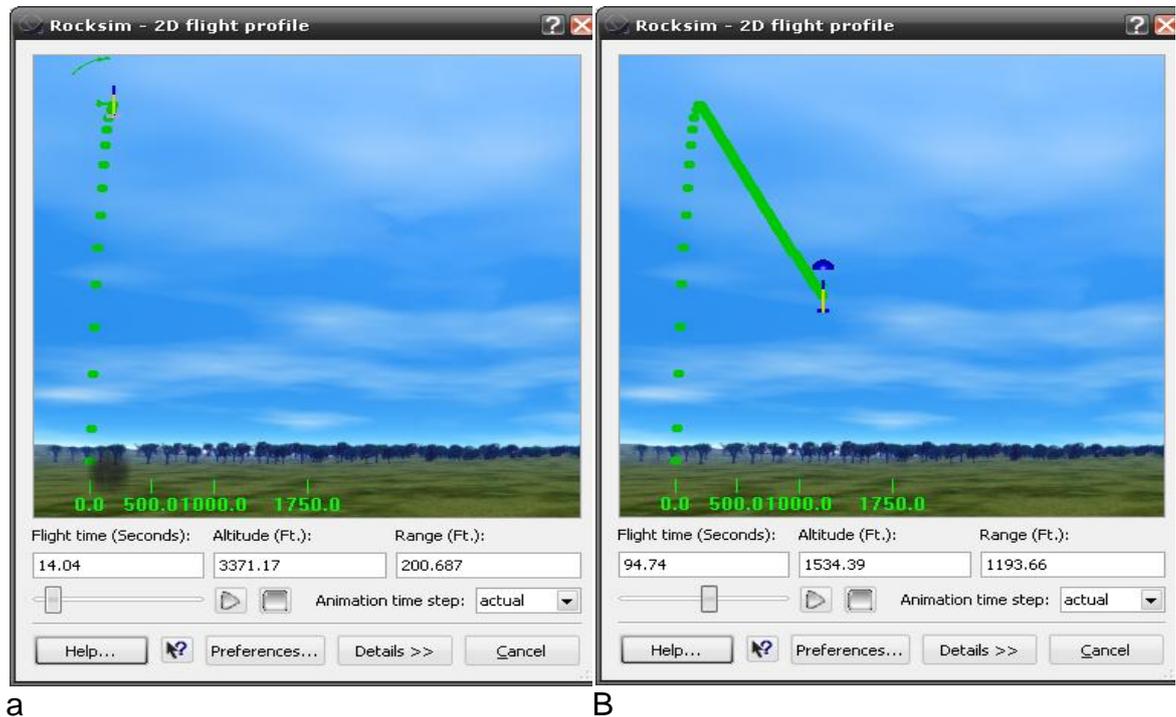


Figura 52. a. Apogeo del cohete.
b. Descenso con paracaídas.

SENGUDA FASE:

Esta fase comprende el diseño del mecanismo de una tobera de empuje vectorial y el banco de pruebas donde se simula su comportamiento.

3. DISEÑO Y CONSTRUCCION DE UN BANCO DE PRUEBAS PARA UNA TOBERA DE EMPUJE VECTORIAL

Un cohete requiere el desarrollo o implementación de técnicas de control, que se elegirán según la estabilidad del sistema; entendiéndose por sistema el conjunto de partes que conforman el cohete. Existen distintos métodos de control que se clasifican en controles pasivos y activos, en el grupo de los pasivos se encuentra las aletas (fijas) que a partir de su diseño determina la posición del centro de presión, necesario para determinar la estabilidad. Entre los controles activos [14] se puede destacar la tobera vectorial, aletas móviles, sistema de vernier y dirección del empuje por medio de una veleta (ver Figura 53).

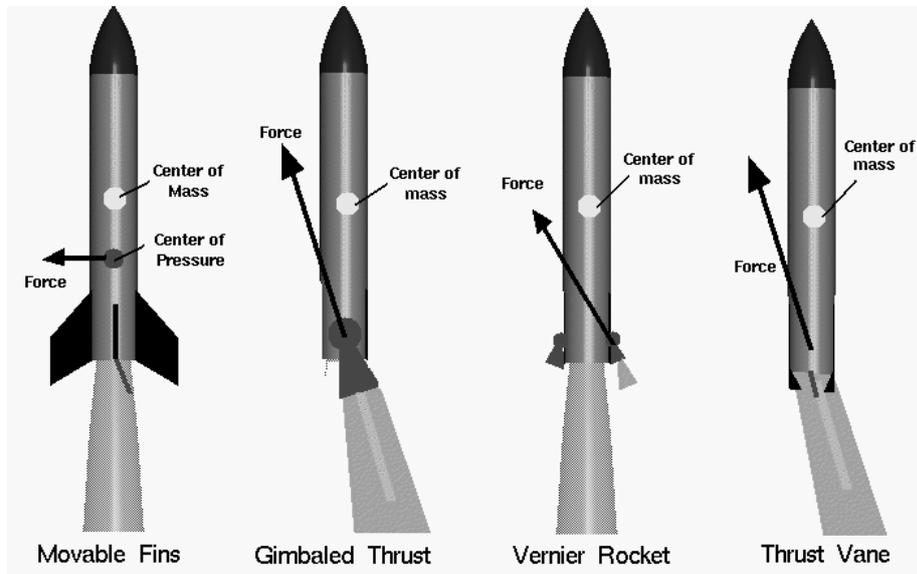


Figura 53. Tipos de controles activos.

Fuente: <http://www.grc.nasa.gov/WWW/K-12/rocket/rktcontrl.html>.

En este caso se trabajó el modelo de control activo correspondiente a la tobera vectorial, para esto se diseñó y construyó un banco de pruebas donde se puede simular su comportamiento físico.

Seguido a la elección del mecanismo se diseñó, apoyados en la simulación por CAD (diseño asistido por computador) para lograr obtener un prototipo en físico y hacer las pruebas correspondientes; de este modo se decidió utilizar la máquina de prototipado rápido, teniendo en cuenta el tiempo, economía y exactitud en las piezas, permitiendo así agilizar el desarrollo de este trabajo. Es así que puede decirse que en su gran mayoría el prototipo tiene como material principal el ABS (Ver Figura 54).

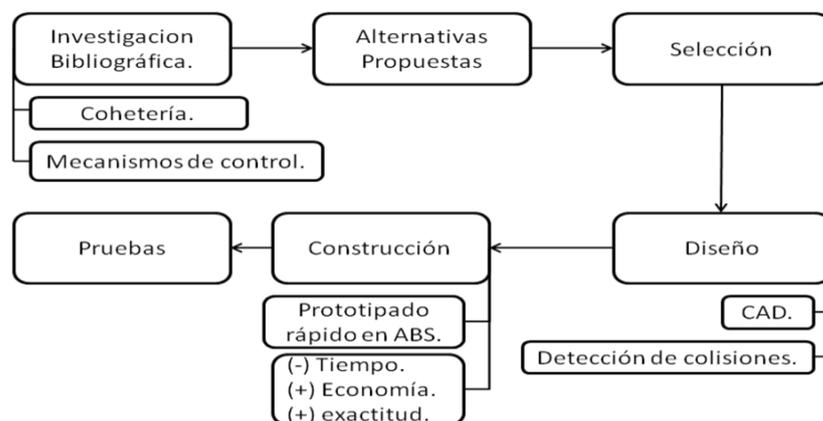


Figura 54. Diagrama de flujo de la elaboración del banco de pruebas.

3.1 PRINCIPIOS DE FUNCIONAMIENTO

Lo que se busca en una tobera de empuje vectorial es hacer que la dirección del empuje sea distinta a la paralela del eje longitudinal (ver Figura 55). Este tipo de mecanismo se emplea en las aeronaves de combate como el F35 y los Harriers, que conforman la flota aérea de países como Estados Unidos, Inglaterra, Australia e Israel. Para estos aviones la tobera está restringida a un movimiento de 90 grados en un solo eje (ver Figura 56).

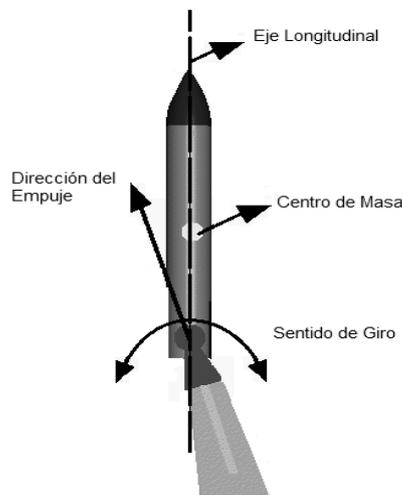


Figura 55. Mecanismo de control de un cohete mediante tobera vectorial.



Figura 56. Avión F35 en ascenso vertical, con tobera inclinada 90 grados.

Fuente: <http://www.mycity-military.com>

A diferencia del mecanismo para los aviones F35 (1 grado de libertad) el cohete debe tener la posibilidad de direccionar la tobera con dos grados de libertad [15], lo que hace necesario otra alternativa como la que se encuentra en el mecanismo de inclinación de las hélices de un helicóptero [16] que a través de un disco (plato), cuatro barras, y una articulación de rótula permite su inclinación (ver Figura 57a). Todo esto adaptado para el cohete, resultó en la

implementación de cuatro barras, lo suficiente mente largas para alcanzar la tobera (ver Figura 57b), de esta manera poder cambiar la dirección del empuje. Las articulaciones presentes en el mecanismo en su mayoría son de rotula permitiendo mayor grado de libertad en el posicionamiento.

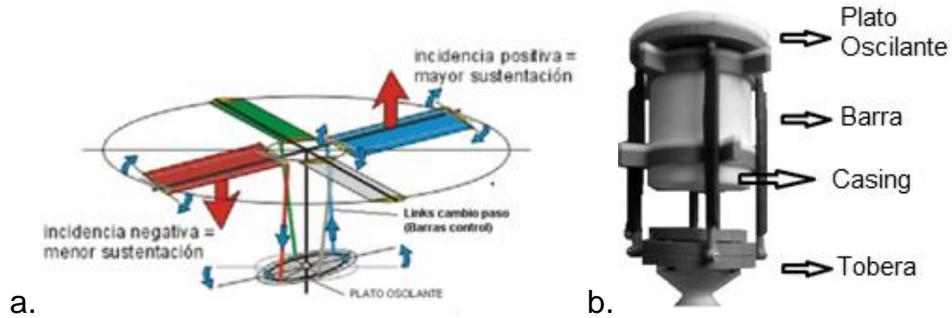


Figura 57. a) Mecanismo para inclinar las hélices del helicóptero (**Fuente:** http://elhelicoptero.blogspot.com/2007_07_01_archive.html)
b) Mecanismo adaptado para tobera vectorial

3.2 MODELAMIENTO CAD

Mediante diseño asistido por computador, se crearon las piezas y luego el ensamble por animación y detección de colisiones, se determinó que el modelo era adecuado para ser construido con sus distintas partes (ver figura 58) y probado de forma física.

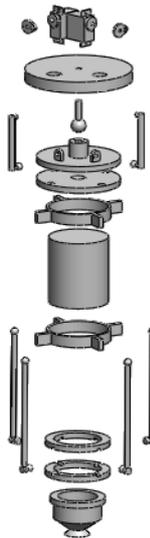


Figura 58. Vista explosionada del modelo.

Para la simulación se incluyeron las relaciones de posición y en la animación las condiciones de gravedad y detección de colisiones todo esto con el fin de asemejar a la realidad que estaría expuesto el mecanismo (ver Figura 59).

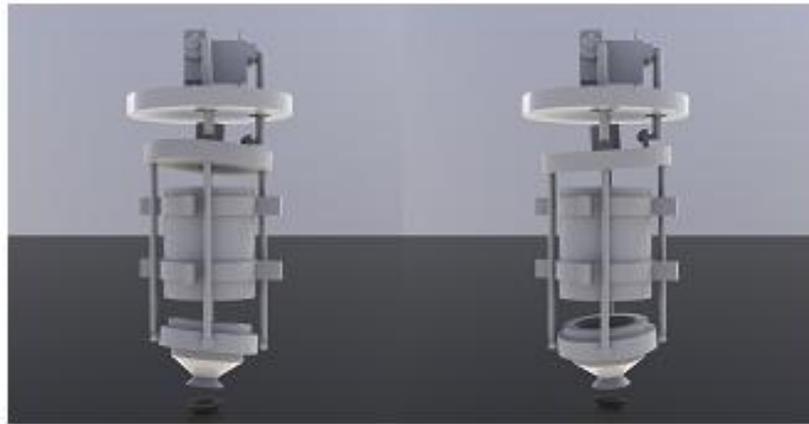


Figura 59. Renderizado de tobera rotada sobre eje X y sobre eje Y.

3.3 FABRICACIÓN DEL MODELO POR PROTOTIPADO RAPIDO

3.3.1 MAQUINA DE PROTOTIPADO RAPIDO

La Universidad Militar Nueva Granada cuenta con una maquina de prototipado rápido *Dimension* (ver Figura 60) de la serie SST1200 en el laboratorio de Automatización. Esta máquina ha sido destinada para las diferentes pruebas en los diseños desarrollados por los grupos de investigación de la universidad.



Figura 60. Maquina Dimension SST1200.

El material empleado para los prototipos es ABS (acrilonitrilo-butadieno-estireno) en forma de hilo de 0.254mm diámetro [17] enrollado en un cartucho

plástico (ver Figura 61) y un segundo cartucho con material de soporte, este último se diluye con ácido dejando la pieza terminada.



Figura 61. Cartucho de impresión (ABS).

La cabina de trabajo tiene un espacio de 10" x 10" x 12" en el cual se desplaza el cabezal de impresión donde el material (ABS) se calienta hasta fundirse y se añade capa a capa sobre la bandeja de trabajo.

Al terminar la impresión se retira la bandeja y el prototipo se sumerge en ácido para retirar el material de soporte y tener la pieza terminada y lista para ser utilizada.

Algunos aspectos que se tienen con el prototipado rápido son el uso de software de parametrización para el diseño y modelamiento en tres dimensiones [18], que se guarda en un archivo de extensión STL, que es un archivo estándar de prototipado rápido que crea una malla de pequeños triángulos sobre las superficies para definir la forma del objeto (ver Figura 62).

El empleo de prototipado rápido permite al usuario visualizar el sistema para aclarar el cumplimiento de los requisitos y permitiendo cambios rápidos. Existen varios programas en el mercado que permiten la creación y manipulación de este tipo de archivos.

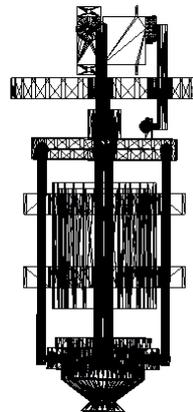
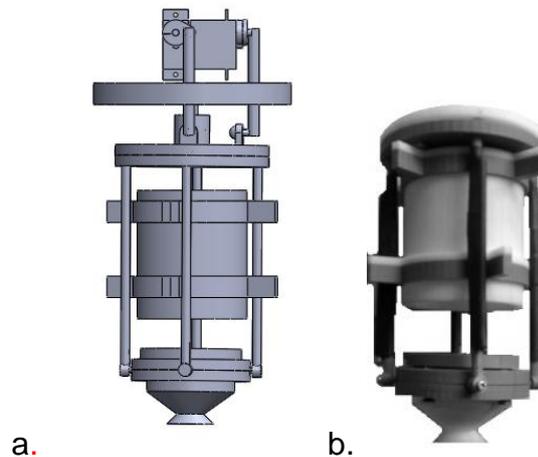


Figura 62. Imagen STL del conjunto.

Los prototipos creados por este método presentan una alta fidelidad con el diseño de CAD, un ejemplo de esto se muestra en la figura 63.



**Figura 63. a) Diseño de CAD.
b) Prototipo real.**

Al momento de imprimir las diferentes partes del mecanismo en la máquina de prototipado rápido influye la forma en que se coloque las piezas en el programa, de esta forma puede ser más susceptible a fallas por compresión o tracción. El material empleado es ABS que presenta porosidades por lo que no es recomendable el empleo de fluidos.

3.4 ETAPA DE IMPLEMENTACION ELECTRONICA

Para lograr que el modelo físico tenga una respuesta en movimiento se hace necesario el empleo de servomotores, esto con el fin de tener una alta precisión y una respuesta inmediata. La ubicación de estos motores está en la parte superior y se conectan al plato oscilante mediante dos barras.

Los servomotores implementados son digitales, que a diferencia de los análogos, funcionan con periodos más cortos [19], es decir, leen una mayor cantidad de pulsos en un menor tiempo (ver Figura 64), permitiendo una mayor precisión de la posición del servo, al igual que una mayor fuerza (ver Figura 65). Por esta razón son mayores los requisitos de alimentación eléctrica. El servo empleado es el E_sky Ek2-0508.

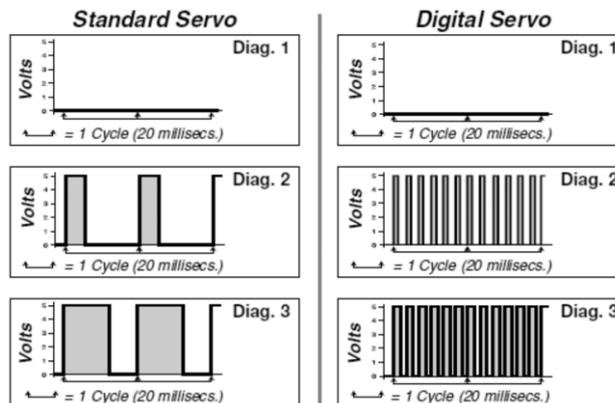


Figura 64. Frecuencia de trabajo para servomotor.
Fuente: <http://www.futabarc.com/servos/digitalservos.pdf>

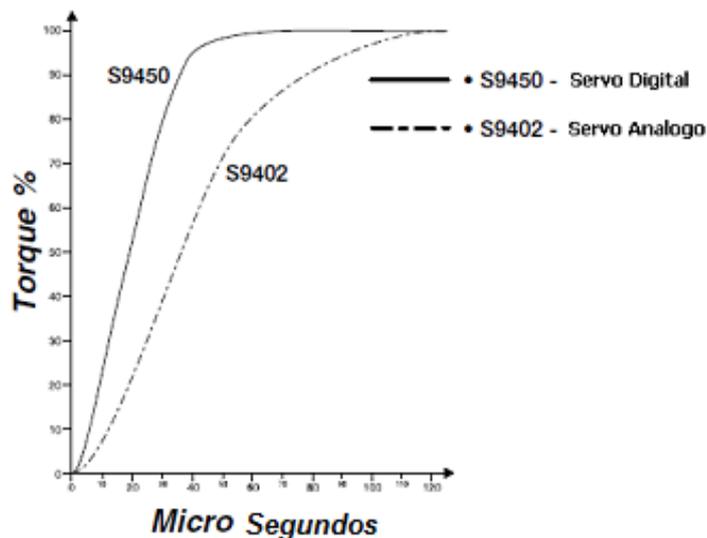


Figura 65. Comparación entre servos digitales y análogos.
Fuente: <http://www.futabarc.com/servos/digitalservos.pdf>

3.5 CARACTERIZACIÓN DE LOS MOTORES

Estos servomotores se activan mediante un tren de pulsos, que están definidos por un ancho de pulso y una frecuencia, siendo para este caso una frecuencia de 471 Hz (ver Figura 66a) y un ancho de pulso de 1 ms (ver Figura 66b) el requerido para lograr la posición inicial, aumentándolo se incrementa en ángulo positivamente y disminuyéndolo en ángulo negativo (ver Figura 67).

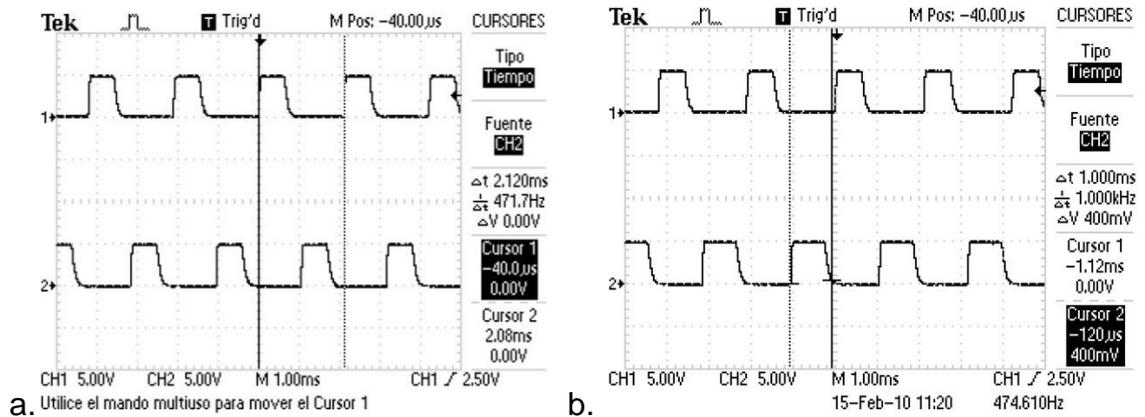


Figura 66. a) Periodo por pulsación.
 b) Ancho de pulso para posición central del servo.

El tren de pulsos anteriormente mencionados debe ser una secuencia de pulsos digitales, por lo cual era necesario diseñar un sistema lógico que generara estos pulsos y de acuerdo con variables recibidas modificará el ancho de pulso para eliminar el error de posición, para esto se utilizó un micro controlador PIC.

Dentro del micro controlador se hace la programación necesaria para poder tener una interrupción en el TIMER1, que genera un alto cada 1ms que lo mantiene según el ancho deseado para volver a 0.

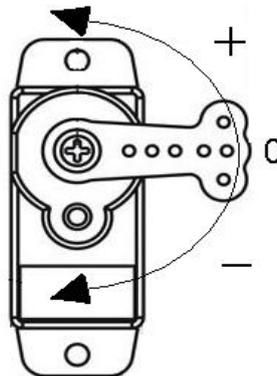


Figura 67. Posición del brazo del servomotor.
Fuente: <http://www.toysonics.com/esky-digital-servo-ek2-0508.html>.

3.6 DESARROLLO DE LA ETAPA DE CONTROL

Para esta etapa de control se decidió utilizar un acelerómetro (MMA 7260Q) para mantener una referencia de la inclinación que tendría el cohete en los ejes X y Y. de este modo se obtienen las variables que hacen referencia al ángulo en que se encuentra el acelerómetro, las cuales irán a un micro controlador PIC 18f2550 donde serán procesadas, estas variables provienen del acelerómetro en forma de potencial eléctrico con un rango de 0.8v en la inclinación mínima, 2.4v en la máxima inclinación y un voltaje de 1.6v en su punto medio (sin inclinación), estos valores entran al micro controlador donde el conversor análogo digital traduce estos voltajes a señales digitales entendibles para el PIC. Luego de entender las variables el micro controlador las evalúa y genera el tren de pulsos necesarios para poder mover el servomotor al ángulo correcto.

A continuación se presenta el diagrama de flujo del código del micro controlador (Ver Figura 68).

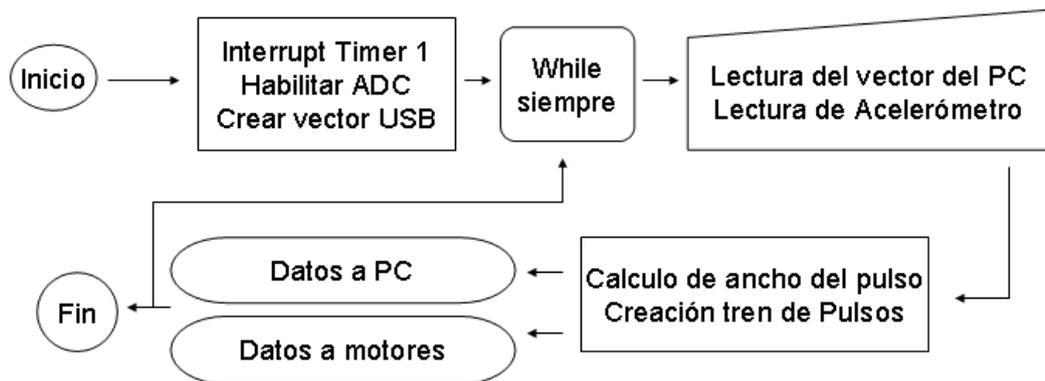


Figura 68. Diagrama de flujo del código del micro controlador.

A continuación se indican las ecuaciones de control utilizadas en el código:

$ciclo2 = pwm1 * 12 + 8000 + 42;$

$ciclo3 = pwm2 * 12 + 8000 + 42;$

Las constantes de las ecuaciones mencionadas fueron ajustadas a partir de la interpretación de las graficas obtenidas en el osciloscopio (ver Figura 66) variando físicamente el acelerómetro con una pendiente de 5° (grados). En el caso que un cohete en vuelo sobrepasará esta inclinación se determinaría inestabilidad en el control.

Para evitar que las corrientes resultantes de los motores generaran sobre el PIC un reinicio del proceso programado, fue necesario el acondicionamiento de opto acopladores que son los encargados de aislar las corrientes mencionadas del voltaje lógico que reconoce el microcontrolador.

A continuación se presenta el circuito impreso de la electrónica de control (Ver Figura 69).



Figura 69. Circuito impreso de la electrónica de control.

3.7 COMUNICACIÓN Y VISUALIZACIÓN GRAFICA

La comunicación utiliza el protocolo USB que permite llevar la información al computador empleando dicho puerto, con la ventaja de tener una velocidad de transmisión de datos alta.

Los datos transmitidos al computador son interpretados en el programa de lenguaje de alto nivel, logrando crear una interfaz gráfica que permite al usuario ver el comportamiento en tiempo real del modelo físico a partir de los datos obtenidos del acelerómetro (Ver Figura 70).

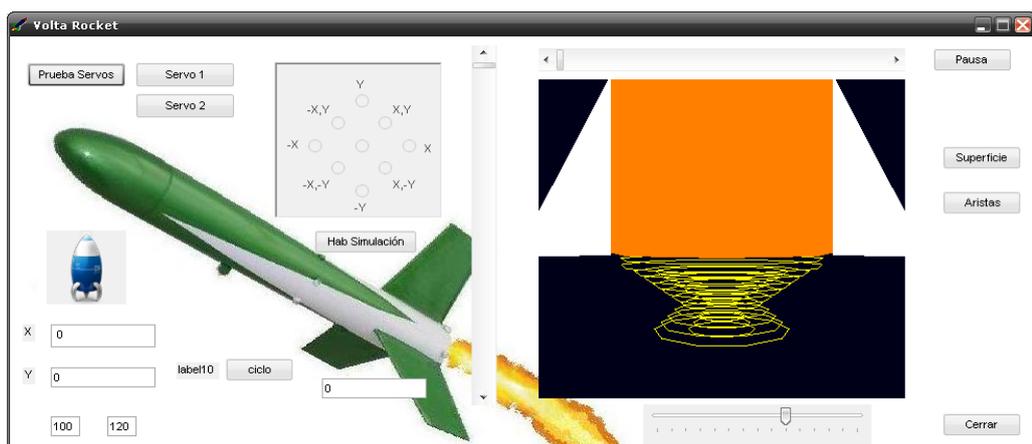


Figura 70. Interfaz grafica.

Empleando una librería de gráficos se simuló la variación de la tobera a partir de los datos obtenidos en tiempo real.

Debido a que el conversor análogo digital (DAC) que posee el microcontrolador es de 8 bits, los datos que llegan provenientes del PIC al computador se encuentran en el rango de 0 a 255, por lo que es necesario parametrizar los datos entre este rango (ver Figura 71).

A continuación se muestra el valor para cada ángulo del servomotor a partir de tres mediciones tomadas del programa de adquisición de datos, en un montaje de transportador acelerómetro (se ubico el transportador fijo y se vario la posición del acelerómetro) (ver tabla 16).

Tabla 16. Recolección de datos, media y desviación estándar.

Angulo	Muestra 1	Muestra 2	Muestra 3	Media	Desviación estándar
1°	9,5	10,5	10,1	10,033	0,503
2°	20,8	18	21,4	20,0666	1,814
4°	58,9	61	60,2	60,033	1,059
5°	66,2	63,6	65,4	65,066	1,331
6.5°	85,2	86	83,9	85,033	1,059
7.5°	100,6	101	98,5	100,033	1,342
10°	124,8	125	125,3	125,033	0,251
13.5°	181,4	181,1	177,6	180,033	2,112
16°	199,2	199,7	201,3	200,066	1,096
20°	251,2	250,3	248,6	250,033	1,320

A continuación se muestra los valores en la tabla 17, obtenidos para determinados ángulos (ver tabla 16).

Tabla 17. Comportamiento del servomotor.

Valor	Ángulo	Valor	Ángulo
10	1°	100	7.5°
20	2°	125	10°
60	4°	180	13.5°
65	5°	200	16°
85	6.5°	250	20°

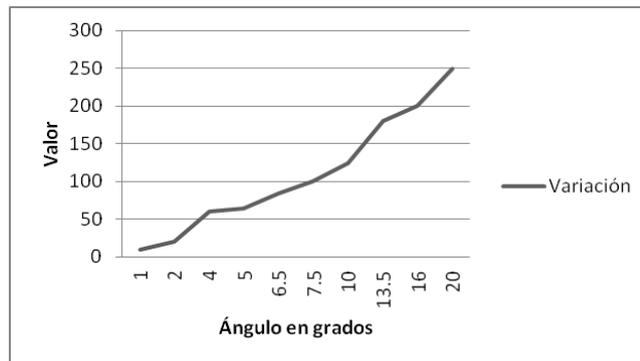
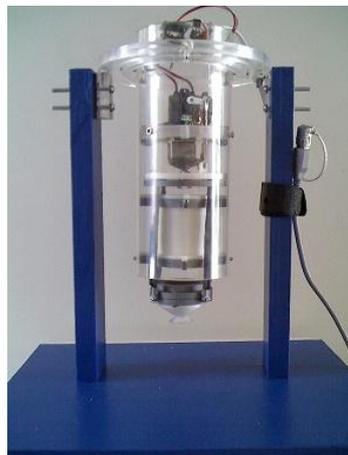


Figura 71. Comportamiento del servomotor.

Según la figura anterior los servomotores se comportan de una manera casi lineal, lo que hace más fácil su implementación.

3.8 ENSAMBLE DEL BANCO DE PRUEBAS

Para hacer las pruebas físicas fue necesario construir un banco que simulara el movimiento del cohete en vuelo, de esta manera se decidió utilizar un sistema de gimbal (utilizado en el giróscopo), permitiendo así los dos grados de libertad necesarios para simular exitosamente el movimiento. Este mecanismo de anillos soporta un cilindro de acrílico donde se encuentra la electrónica de control y el motor del cohete, en este último va incluida la tobera, el anillo exterior se encuentra sujeto a dos columnas paralelas rígidas de igual longitud ancladas a una base que esta perpendicularmente a ellas (Ver Figura 72).



a



B

Figura 72. a. Banco de prueba.
b. Sistema de gimbal y circuito de adquisición de datos.

CONCLUSIONES

Se diseñó, simuló y construyó el cohete LARFAR 1 teniendo en cuenta las especificaciones correspondientes a la categoría amateur, el cual según el resultado de las simulaciones demostró poder alcanzar y superar la altura máxima establecida para esta misión.

Se diseño, simuló y construyó el fuselaje con las especificaciones aerodinámicas requeridas para un vuelo subsónico, donde el resultado de las simulaciones del comportamiento en vuelo se ajusta a lo esperado en condiciones atmosféricas normales.

Se logró satisfactoriamente probar el motor clase I en las instalaciones de INDUMIL, con el combustible sólido tipo candy desarrollado en esta misión, donde el resultado a pesar de ser menor al empuje obtenido de las simulaciones es el suficiente para sobrepasar la altura propuesta. Una de las razones para que se generara esta diferencia es el tiempo de almacenamiento del propelente debido a su propiedad higroscópica.

El banco de pruebas diseñado y construido para la tobera de empuje vectorial, mostro el comportamiento que tendrá la tobera ante perturbaciones producidas por el viento en su centro de masa.

El protocolo de comunicación USB funcionó de acuerdo a las necesidades de velocidad para la adquisición de datos requeridas en el banco de pruebas de la tobera de empuje vectorial, debido a la necesidad de tiempos de respuesta muy rápidos.

El empleo de servomotores facilitó la elaboración del mecanismo, y la posibilidad de relacionarlo con el acelerómetro en lazo cerrado proporcionó un resultado favorable en los movimientos generados por la tobera de empuje vectorial.

BIBLIOGRAFIA

- [1]. Universidad Nacional Sede Medellín, (pagina consultada el 9 de marzo del 2010)
http://www.unalmed.edu.co/~diracad/programas_pregrado.html
- [2]. Universidad de san Buenaventura, (pagina consultada el 9 de marzo del 2010), Dirección de investigaciones,
http://www.usbbog.edu.co/investigacion/index.php?option=com_content&view=article&id=58&Itemid=84
- [3]. Grupo aéreo del oriente (GAORI), (publicado el 10 de junio de 2009), lanzamiento del cohete AINKAA.
<http://www.fac.mil.co/index.php?idcategoria=39873>
- [4]. Universidad de Antioquia, (publicado el 28 de mayo de 2008), curso de Extensión en Ciencias Espaciales de la facultad de Física.
<http://www.udea.edu.co/portal/page/portal/portal>
- [5]. Grupo antioqueño de coheteria experimental, (pagina consultada el 9 de marzo del 2010), Taller de modelismo especial,
<http://coheteriapaisa.blogspot.com/>
- [6]. National aeronautics and space administration(NASA), (pagina consultada el 4 de marzo del 2010), Beginner's Guide to Rockets,
<http://www.grc.nasa.gov/WWW/K-12/rocket/rktstab.html>
- [7]. National aeronautics and space administration(NASA), (pagina consultada el 8 de junio del 2009), Beginner's Guide to Rockets,
<http://exploration.grc.nasa.gov/education/rocket/rktfor.html>
- [8]. National aeronautics and space administration(NASA), (pagina consultada el 8 de junio del 2009), Beginner's Guide to Rockets,
<http://exploration.grc.nasa.gov/education/rocket/rotations.html>
- [9]. National aeronautics and space administration(NASA), (pagina consultada el 8 de junio del 2009), Beginner's Guide to Rockets,
<http://exploration.grc.nasa.gov/education/rocket/rktcontrl.html>
- [10]. Richard Nakka experimentel rocketry site, (18 abril 2010), Motors.
<http://www.nakka-rocketry.net/>
- [11]. Technical Documents, (pagina consultada el 12 de junio del 2009), Tobera.
<http://www.sapiens.itgo.com/documents/doc17.htm>
- [12]. Richard Nakka experimentel rocketry site, (pagina consultada el 12 de Diciembre de 2009), Pyrogen - Delay Ejection Device,

<http://www.escull.net/spanishdocs/rnakka/PyroDED.pdf>

[13]. Richard Nakka experimental rocketry site, (pagina consultada el 7 de enero de 2010)

<http://www.nakka-rocketry.net/>

[14]. National Aeronautics And Apace Administration(NASA), (pagina consultada el 4 de marzo del 2010), Beginner's Guide to Rockets,

<http://www.grc.nasa.gov/WWW/K-12/rocket/rktcontrl.html>

[15]. National Aeronautics And Space Administration(NASA), (9 de septiembre del 2009), Beginner's Guide to Rockets, <http://www.grc.nasa.gov/WWW/K-12/rocket/shortr.html>

[16]. Trango, (27 de Julio de 2007), Mandos y Funcionamiento del helicoptero

http://elhelicoptero.blogspot.com/2007_07_01_archive.html.

[17]. Dimension 3d, (pagina consultada el 25 de febrero del 2010), Dimension 1200es series, <http://www.dimensionprinting.com/international/ES/>.

[18]. Universidad Nacional, (pagina consultada el 13 Enero del 2010),

Laboratorio prototipado rápido,

<http://www.laboratorios.bogota.unal.edu.co/lif/prototipado.htm>

[19]. Futaba digital fet servos, pagina consultada el 25 de febrero del 2010, the significant operacional advantages of a digital servo,

<http://www.futabarc.com/servos/digitalservos.pdf>.

ANEXOS

ANEXO 1.

PROTOCOLO DE PRUEBA PARA MOTOR LARFAR I

Debido a que el procedimiento de ensamble y encendido del motor es riesgoso se debe establecer algunos parámetros de seguridad con el fin de evitar algún accidente al momento de la manipulación y/o activación del motor LARFAR I.

Los formatos expuestos entre las páginas 5 y 9 deben ser diligenciados en su totalidad al iniciar y finalizar la prueba.

Para desarrollar la prueba del motor es necesario disponer de los siguientes elementos:

1. Banco de prueba:

Este banco estará instrumentado con una celda de carga con capacidad de: 0 – 1961N (200Kg), un Sensor de presión de: 0 – 13,79 Mpa (2000Psi).

2. Características del campo de prueba:

Se entenderá como campo de prueba el espacio físico necesario para la realización de la prueba del motor, el cual será preparado según los aspectos enumerados a continuación.

2.1 Dimensiones del campo:

En primera instancia el motor a probar está clasificado como tipo I, se sugiere utilizar un campo de prueba con una dimensión de 1200 metros [1], Como alternativas la medida más pequeña del campo debe ser al menos la mitad de la máxima altura que se espera alcanzar en la prueba del motor, o de 600 metros mínimos, de este modo se pueden establecer perímetros de seguridad, es decir el encendido del motor a una distancia mínima de 150 metros (Ver Tabla 1) [1], para controlar y prevenir algún accidente se ubicaran tres anillos de seguridad, uno de 150 metros de radio de color rojo (riesgo alto), a este segmento del campo solo pueden acceder los encargados de realizar el ensamble del banco y el motor, otro de 300 metros de radio de color amarillo (riesgo moderado) en el cual se ubicará el encargado del encendido y un tercer anillo de color verde de 400 metros de

Tabla1. Distancias seguras para el lanzamiento

Impulso Total, suma de motores (Newton-Segundos)	Motor Clase equivalente	Distancia mínima para cohetes con un solo motor (metros)	Distancia mínima para cohetes con motores múltiples (metros)
160.01 -- 320.00	H	100	150
320.01 -- 640.00	I	150	200
640.01 -- 1,280.00	J	200	300
1,280.01 -- 2,560.00	K	300	400
2,560.01 -- 5,120.00	L	400	500
5,120.01 -- 10,240.00	M	500	600
10,240.01 -- 20,480.00	N	600	800
20,480.01 -- 40,960.00	O	700	1000

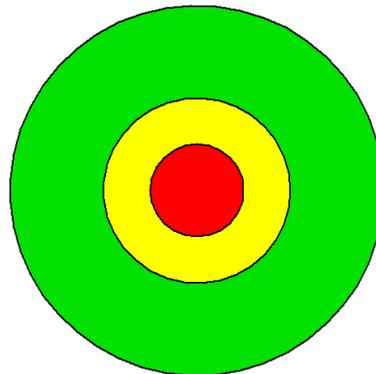


Figura 1. Anillos de seguridad para la realización de la prueba del motor.

2.2 Aspecto físico del campo:

Se sugiere un lugar con poca vegetación para evitar un incendio forestal, en lo posible una topografía llana con una pendiente inferior a 2° para evitar errores de lectura en la instrumentación y mejorar la estabilidad del banco [2][3].

2.3 Elementos de seguridad:

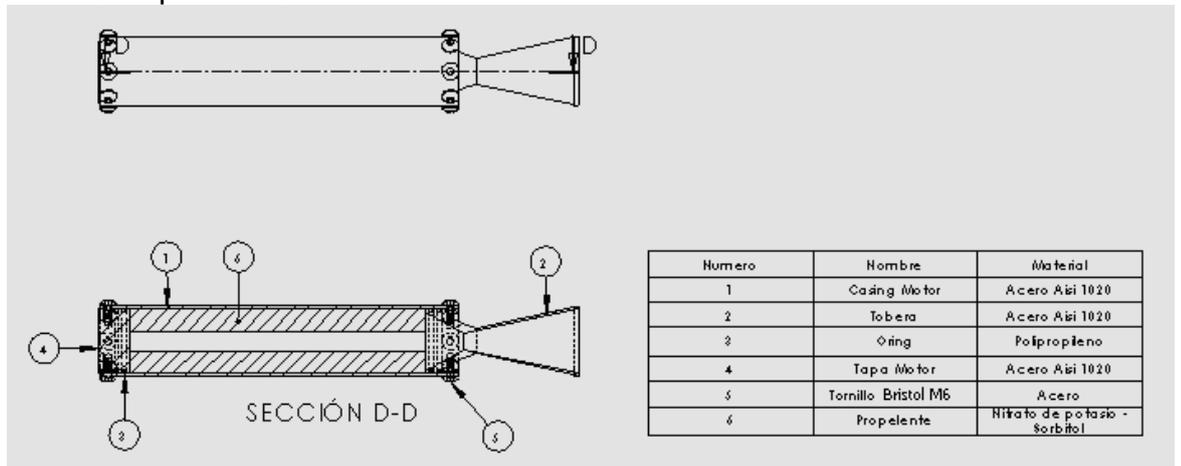
Se necesita un extintor multipropósito, una pala, un botiquín de primeros auxilios con elementos para manejo de quemaduras, un recipiente con por lo menos 20 litros de agua para contener cualquier eventualidad relativa al incendio de pastos secos. El encargado de realizar el ensamble deberá utilizar gafas, guantes y overol [1][2][3].

3. Transporte y ensamble:

El casing y la tapa superior del motor pueden ir previamente ensamblados con 8(ocho) tornillos Bristol M6 (ver figura 2), la tobera, el combustible y el mecanismo de ignición deberán ser transportados por separado, estos dos

últimos deben estar protegidos del sol y la humedad, previniendo así algún accidente indeseado.

Figura 2. Componentes del motor



4 Ensamble.

Al momento de estar en el campo de la prueba se procede al ensamble y montaje de los elementos, según la lista de verificación. Deberá llenarse el protocolo y efectuar la revisión del inventario ANTES y DESPUES de la prueba.

Formato 1. Información general de la prueba.

En el momento de Ingresar al lugar de la prueba diligencie la información solicitada a continuación. En la tabla coloque la palabra **ingresa** en la columna de recibido una vez que cada elemento sea verificado por el supervisor en el momento del ingreso al campo y la palabra egressa en la columna de **entregado** cuando este sea abandonado.

Nombre de la Misión y del motor:

Objetivos de la Misión:

Fecha _____

Lugar _____

Hora _____

Inventario de la misión			
No. Placa	Nombre componente	Recibido	Entregado
-----	Base banco		
0001	Circuito temporizador de ignición		
0002	Motor cohete		
0003	Tarjeta de seguridad con código		

Formato 2. Lista de verificación

En la siguiente lista llene el espacio de verificación con la palabra “realizado”, una vez se adelante la actividad especificada en cada numeral. El procedimiento debe adelantarse de forma secuencial, por lo cual no se debe iniciar actividades sin tener completada y verificada en la lista la actividad anterior.

ITEM	PROCEDIMIENTO	VERIFICACIÓN
1	Marcación de distancias al lugar de lanzamiento	
1.1	Anillo Rojo: 150 m Radio (Ver esquema de seguridad)	
1.2	Anillo Amarillo: 300 m Radio (Ver esquema de seguridad)	
1.3	Anillo Verde: 400 m Radio (Ver esquema de seguridad)	
2	Presentación del procedimiento de ensamble del motor cohete.	
2.1	Inserción de grano combustible, por la parte inferior del motor, correspondiente al extremo de la tobera.	
2.2	Asegurar la tobera al motor cohete con 8(ocho) tornillos brístol M6.	
3	Montaje y conexión de sistemas de medición	
3.1	Asegurar Banco.	
3.2	Montar y asegurar sistema de medición de empuje	
3.3	Montar y asegurar sistema de medición de presión.	
3.4	Inspección de funcionamiento de sistemas.	
4	Montaje del motor y circuito temporizador de ignición.	
4.1	Ensamble y aseguramiento del motor.	
4.2	Realizar la conexión de la batería.	
4.3	Verificación de voltajes a la salida del regulador.	
4.4	Inserción de la tarjeta de seguridad en el circuito temporizador de Ignición y aseguramiento en la posición de encendido (<i>esta deberá estar por defecto en posición de apagado</i>), no retirar la tarjeta.	
4.5	Verificación de los elementos de conexión en sus posiciones de trabajo mediante la visualización leds.	
4.6	Verificar que el Led amarillo este encendido(Sistema listo), Led verde apagado(interruptor de tarjeta) y el Led rojo este apagado(Ignición).	
4.7	Verificación del voltaje del sistema de ignición a la salida de las terminales (debe marcar 9V).	

5	Realizar la conexión de las terminales de salida del sistema de Ignición a las terminales del micro pirógeno.	
6	Posicionamiento de sistema de registro fílmico	
6.1	Ubicación de la cámara de grabación	
6.2	Inicio de la grabación	
7	Accionamiento	
7.1	Accionamiento del interruptor de conteo regresivo que esta ubicado en la tarjeta de seguridad a posición de encendido, Led verde encendido.(Led rojo apagado).	
7.2	Desplazarse rápidamente al anillo de seguridad amarillo, cuenta con un tiempo de 1(un) minuto.	
8	Ignición Led rojo encendido.	
8.1	Apagado del circuito de Ignición.	
8.2	Retirar la tarjeta de seguridad.	
9	Recolección de la información después de la prueba del motor.	

Formato 3. Inspección de los elementos luego de la realización de la prueba

FOTOGRAFIE EL ESTADO DEL MOTOR AL MOMENTO DE SU RECOGIDA, Y SUS PIEZAS EN CASO DE DESPRENDIMIENTO.

Determinación de porcentajes de funcionalidad.

Componente	% de funcionalidad
Tobera	
Tapa	
Tornillos	
Casing	

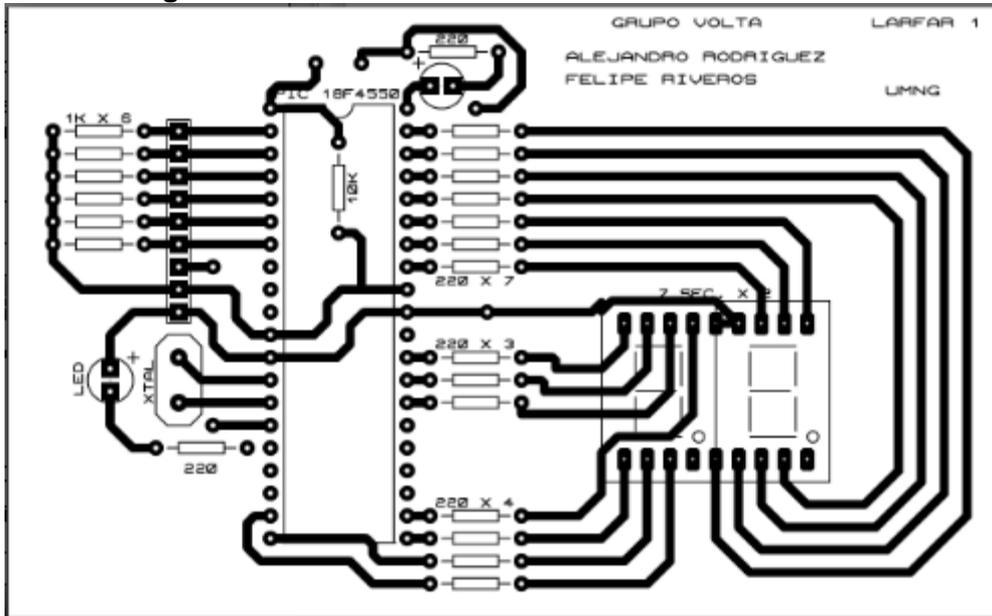
¿Cumple la misión con los objetivos propuestos? SI NO
Describa el lugar de lanzamiento después de efectuado el ensayo

¿Algún detalle del lugar llamó su atención?

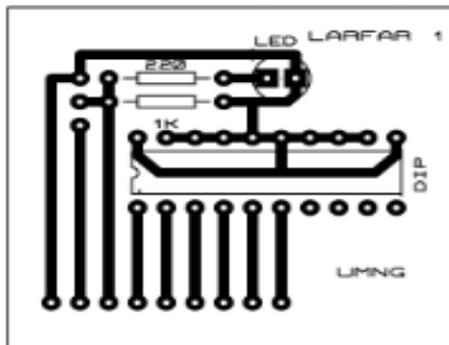
Observaciones y Recomendaciones

Anexos

1. Circuito Ignitor



2. Circuito de la tarjeta de seguridad



Bibliografía

- [1] Asociación de cohetería experimental y modelista de Argentina (ACEMA). Recuperado de http://www.acema.com.ar/SEG_Experimentacion.html , Enero 10 de 2010
- [2] Asociación de cohetería experimental y modelista del Uruguay. Recuperado de <http://acemu.org/foro/index.php?topic=49.0>, Enero 10 de 2010
- [3] Cohetes Experimentales. Recuperado de <http://www.cohetes.org/seguridad.html>, Enero 10 de 2010